

文章编号 1004-924X(2018)03-0606-10

## 立方星星箭分离电磁解锁机构

张倬龙\*, 周 军

(西北工业大学 精确制导与控制研究所 陕西省微小卫星工程实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要:**为实现“翱翔之星”立方星发射力学环境下可靠的锁定以及在轨低冲击快响应的解锁分离,提出了一种断电时弹簧锁定与加电时电磁铁吸合解锁的非火工解锁机构。首先,根据系统要求介绍了电磁解锁机构的工作原理,并建立了机-电-磁耦合动力学模型,分析解锁机构的动力学响应特性;其次,以地面测试试验结果为依据,进行电磁参数的多约束多目标设计与优化,并将优化出的参数在 SIMULINK 环境下进行仿真验证;再次,对电磁解锁机构样机进行功能测试,实测数值与仿真结果基本一致:额定电压 28 V 下样机的解锁时间为 41.2 ms,解锁电流为 2.2 A,能耗为 2.5 J;最后,开展了力学环境和热真空环境地面试验以及±5 V 电压拉偏测试,结果表明电磁解锁机构能够可靠锁定与解锁。本文设计的电磁解锁机构经过飞行验证成功应用于“翱翔之星”立方星的在轨解锁与分离,可为后续立方星星箭分离解锁机构的标准化设计提供参考。

**关键词:**立方星;星箭分离机构;电磁解锁机构;非火工;动力学;飞行验证

**中图分类号:**V421.7 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20182603.0606

## Electromagnet door release mechanism in deploying mechanism for CubeSats

ZHANG Jiao-long\*, ZHOU Jun

(*Shaanxi Engineering Laboratory for Microsatellites, Institute of Precision  
Guidance and Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*)

\* *Corresponding author, E-mail: zhangjiaolong@nwpu.edu.cn*

**Abstract:** To implement reliable locking under launching mechanical environment and low-impact and fast-response unlocking on-orbit for the CubeSat “Star of Aoxiang”, a non-pyrotechnic door release mechanism was proposed which locked by reset spring at the time of power off and unlocked by electromagnetic force at the time of power on. Firstly, according to the system requirements, the work principle of electromagnet door release mechanism was introduced, and the coupling dynamical models involving mechanical-electrical-magnetic characteristics were established. Secondly, the multi-constrain and multi-objective problems of electromagnet parameters were solved based on the ground tests, after that, the simulation verification of the optimized parameters was implemented. Then, the functional tests for a prototype of the electromagnet door release mechanism were carried out. The measurement values agreed well with the simulations results, which showed that the unlocking time

收稿日期:2017-09-25;修订日期:2017-11-06.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61703339);中央高校基本科研业务费资助项目(No. G2016KY0001)

was 41.2 ms and the current was 2.2 A and the energy consumption was only 2.5 J at the typical voltage of 28 V. Finally, on the condition of mechanical and thermal-vacuum ground environment and down-deflection of  $\pm 5$  V, the electromagnet door release mechanism could lock and unlock reliably. The proposed door release mechanism has successfully applied to unlocking and launching the CubeSat "Star of Aoxiang" on-orbit. It provides reference for further standardization design of door release mechanism for following CubeSats and other micro-satellites.

**Key words:** CubeSats; deployer; electromagnet door release mechanism; non-pyrotechnic; dynamics; flight proven

## 1 引言

立方星是一种采用国际通用标准的低成本皮纳卫星,以“U”为标准单元划分,“1U”立方星是  $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$  的立方体,在此基础上,可扩展为“2U”( $20\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$ )至“12U”( $30\text{ cm} \times 20\text{ cm} \times 20\text{ cm}$ )。通过标准结构扩展减少卫星的研发制造成本,是微小卫星发展的主要方向<sup>[1-3]</sup>。

星箭分离机构是可靠连接卫星与火箭,并在入轨后实现星箭可靠分离的装置<sup>[4]</sup>。其中,舱门解锁机构作为关键部件,用来保证发射过程中以及入轨之后的可靠解锁与分离。

按解锁时是否采用火工品可分为火工解锁和非火工解锁。其中,火工解锁技术较为成熟,然而受火工品解锁分离冲击的影响,分离时卫星存在很大振动,影响卫星分离的角速度。与火工解锁相比,非火工解锁显著降低了解锁时的冲击,主要有两个研究方向:(1) 利用驱动部件的材料属性进行解锁,主要有形状记忆合金机构<sup>[5-6]</sup>、低熔点材料熔断释放装置<sup>[7-9]</sup>、热切割装置<sup>[10]</sup>等。驱动材料解锁方式利用电流进行加热,解锁时间较长、功耗较大,并且熔断方式和热切割方式作为一次性使用产品,不便于地面多次测试试验。(2) 利用锁紧部件的结构特性进行解锁,主要有金属带缠绕式锁紧释放装置、电机驱动式包带锁紧释放装置 Light Band 等<sup>[11]</sup>。这些锁紧装置结构较为复杂,不适用于微纳立方星的解锁分离。德国 Astrofein 公司研发了一种电磁解锁装置,成功应用于 1-3U 立方星的在轨解锁分离,但相关文献仅给出部分结构形式,并未给出关键参数的设计与验证方法<sup>[12]</sup>。除此以外,文献<sup>[13]</sup>提出了一种利用气

动解锁的小卫星星箭分离系统,但该系统结构尺寸较大且存在安全隐患。

综上,电磁解锁方式具有响应快、成本低和可多次测试验证等优点,更适用于立方星星箭分离解锁装置。文献<sup>[14]</sup>提出一种将电磁铁作为间接开关控制的锁紧释放装置,结构略显复杂。文献<sup>[15-17]</sup>中电磁铁作为直接控制可重复锁定装置,均利用电磁铁的断电锁定和加电解锁功能,节约能源,为本文的解锁机构方案设计提供思路。文献<sup>[18-19]</sup>研究了电磁铁吸力特性及其影响因素,并介绍了相应的计算分析方法,为本文电磁解锁机构的动力学耦合特性研究和参数优化设计提供参考。

“翱翔之星”是世界上首颗 12U 立方星,目前发射的立方星主要以 2U、3U 为主,德国 Astrofein 公司仅有 1-3U 的电磁解锁机构,无法直接应用于 12U 立方星。本文提出一种结构简单的电磁解锁机构,重点研究了电磁解锁机构的机电磁耦合动力学特性,并基于地面测试试验数据确定可靠锁定与解锁的最小约束条件,完成了满足约束条件下电磁参数的优化设计。经仿真验证、功能测试、电压拉偏测试、地面环境试验和在轨验证,证明了所设计的电磁解锁机构的正确性和可靠性,为后续电磁解锁机构的标准化设计提供参考。

## 2 电磁解锁机构系统要求和工作原理

### 2.1 系统要求

运载火箭发射阶段,振动和冲击力是导致结构破坏或失效的主要因素,解锁机构必须保证在振动和冲击条件下不会误解锁;入轨接收解锁指令后,利用电磁吸力解除对舱门的约束,实现解锁功能。

### 2.2 工作原理

如图 1 所示,“翱翔之星”星箭分离电磁解锁机构由电磁铁、芯轴复位弹簧、滚珠轴承杆和直线轴承组件组成。其中,滚珠轴承杆将立方星分离弹簧初始压力转化为芯轴移动方向的滚动摩擦力;直线轴承组件承受立方星分离弹簧作用力,并且对芯轴起导向作用;断电时通过复位弹簧的预压力压紧芯轴,锁紧舱门;通电时电磁吸力克服复位弹簧的预压力和摩擦力,吸合芯轴进而打开舱门,完成解锁。



图 1 “翱翔之星”星箭分离机构示意图

Fig. 1 Schematic of ‘Star of Aoxiang’ deploying mechanism

## 3 解锁机构机电磁耦合动力学模型

### 3.1 机械运动模型

#### 3.1.1 外部受力模型

“翱翔之星”星箭分离机构采用圆柱螺旋弹簧作为立方星分离储能元件,为立方星的分离提供能量。分离弹簧作用力经立方星压紧星箭分离机构舱门,由下端舱门铰链和上端解锁机构处的合力平衡。舱门解锁机构的外部受力模型如图 2 所示。建立受力模型时做如下基本假设:

- (1) 所有结构尺寸均为理想尺寸,即不考虑零部件的尺寸偏差和形位偏差;
- (2) 弹簧压力施加于推板,经立方星传递作用至舱门,无推力偏心,即推力沿立方星几何中心线。

基于以上假设,由舱门力平衡和力矩平衡得到舱门解锁机构处所受作用力,如式(1)所示:

$$F_2 = \frac{F}{1 + \frac{2b+h}{2a+h}}, \quad (1)$$

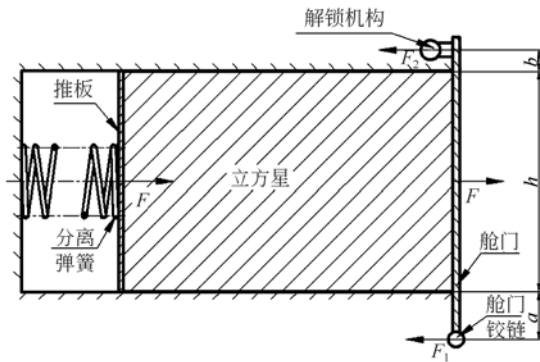


图 2 解锁机构外部受力模型

Fig. 2 External force model of door release mechanism

其中:  $F$  为分离弹簧初始预压矢量力,取决于立方星的质量及分离速度;  $F_1$  为舱门铰链处的矢量力;  $F_2$  为舱门解锁机构处的矢量力;  $a$  为舱门铰链距立方星底部尺寸;  $b$  为解锁机构距立方星顶部尺寸;  $h$  为立方星边长。

#### 3.1.2 内部受力模型

图 3 所示为解锁机构的内部受力模型,该解锁机构为串联式结构,即电磁铁、直线轴承组件和滚珠轴承杆为串联布置,结构简单。

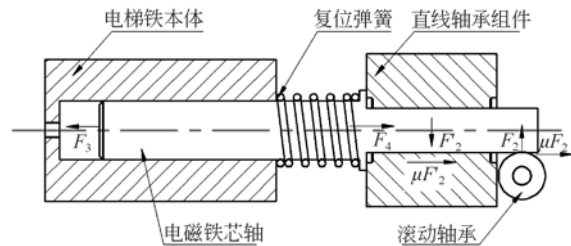


图 3 解锁机构内部受力模型

Fig. 3 Internal force model of door release mechanism

在  $F_2$  的作用下直线轴承组件内部平衡力的绝对值之和  $F'_2$  可表示为:

$$F'_2 = F_2(1 + 2l_1/l_2), \quad (2)$$

其中:  $l_1$  为滚珠轴承中心轴线作用点距直线轴承组件端面的距离,  $l_2$  为直线轴承组件跨度。直线轴承组件跨度越大、作用点距轴承组件端面距离越小,绝对值之和  $F'_2$  越小;反之越大。

综上,解锁机构的总摩擦力如式(3)所示,与芯轴移动方向相反。

$$F_f = 2\mu F_2(1 + l_1/l_2), \quad (3)$$

其中  $\mu$  为滚动摩擦系数,考虑滚动部件保持架的影响,取值为 0.01~0.02。

令  $F_3$  为电磁吸力,方向指向电磁铁本体;

$F_4 = k(x + \Delta)$  为复位弹簧力,方向背离电磁铁, $k$  为复位弹簧刚度; $x$  为芯轴位移,初值为 0,指向电磁铁方向为正; $\Delta$  为复位弹簧的初始压缩量。

### 3.1.3 机械运动动力学模型

结合解锁机构外部和内部受力模型,应用牛顿第二定理,电磁铁解锁机构运动模型为:

$$F_3 - k(x + \Delta) - F_f = m_e \frac{d^2 x}{dt^2}, \quad (4)$$

其中  $m_e$  为芯轴质量。芯轴质量使芯轴的吸合存在机械惯性,不会立刻吸合。

由解锁机构的机械运动模型,可得如下两种工况:

(1) 当解锁机构作用力满足  $F_3 \leq F_4 + F_f$  时,电磁吸力小,无法完成解锁;

(2) 当解锁机构作用力满足  $F_3 > F_4 + F_f$  时,电磁吸力大,吸合芯轴,完成解锁。

当电磁铁断电时,舱门的锁定仅依靠复位弹簧的预压力,为了防止发射过程中振动和冲击等力学环境作用下误开门,希望芯轴复位弹簧压力越大越好。然而,通电后为了实现舱门解锁要求,电磁吸力应大于弹簧压力与滚动摩擦力之和,希望电磁吸力越大越好、弹簧的预压力越小越好。两种要求相互矛盾,因此必须确定满足要求的约束条件,并进行电磁参数的设计与优化,得到理想的参数匹配。

### 3.2 磁路模型

磁路模型指通电状态下电磁铁的静态吸力模型,即电磁吸力与芯轴位置的关系。根据 Maxwell 电磁场理论,电磁铁吸力为:

$$F_3 = \frac{\phi^2}{2\mu_0 S}, \quad (5)$$

其中  $\phi$  为磁通量,  $\phi = B \cdot S$ ;  $S$  为磁路横截面积,即铁芯面积,  $S = \pi D_1^2 / 4$ ;  $D_1$  为铁芯直径;  $B$  为磁感应强度,  $B = \frac{NI}{R\delta} \mu_0 = \frac{Ni}{\delta} \mu_0$ ;  $\mu_0$  为真空磁导率,  $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ Wb/A} \cdot \text{m}$ ;  $N$  为线圈匝数;  $U$  为线圈电压;  $i$  为线圈电流;  $R$  为线圈电阻;  $\delta$  为工作气隙。

经整理后,电磁吸力为:

$$F_3 = \frac{(Ni)^2 \mu_0}{2K_f \delta^2} S. \quad (6)$$

由式(6)可以看出,提高线圈匝数  $N$ 、减小电阻  $R$ 、缩短行程  $\delta$  和增大芯轴面积  $S$  均可提高电磁吸力。 $K_f$  为漏磁系数,取决于磁路设计的好

坏,本文中不考虑该工程问题,取  $K_f = 1$ 。

### 3.3 电路模型

电磁铁线圈螺旋绕制后会产生电感,电路模型表示线圈受到激励电压后,电阻和电感同时作用下电流的响应,如式(7)所示:

$$U = iR + \frac{d\psi}{dt}, \quad (7)$$

其中:  $\psi$  为磁链,指导电线圈或电流回路所链环的磁通量,  $\psi = N\phi = Li$ ,  $d\psi/dt$  实际为反电动势,  $d\psi/dt = L \cdot (di/dt) + i \cdot (dL/dt)$ ;  $L$  为线圈电感,电感使电磁铁上电存在电磁惯性,从而阻碍电流变化。芯轴在电磁铁本体内移动,电感  $L$  也随之变化,且插入电磁体本体越多,磁阻越小、电感越大。

### 3.4 机电磁耦合动力学模型

电磁解锁机构是一个机-电-磁耦合的系统,其动态变化过程可描述如下:电磁铁线圈通电后产生电流,进而产生电磁力;该电磁力与复位弹簧力一起控制着芯轴的运动;芯轴运动又使磁路中的磁通量发生变化,进而影响线圈电流。

为描述该动态变化耦合过程,电磁铁动力学耦合模型如式(8)所示,模型间耦合关系如图 4 所示。

$$\begin{cases} F_3 = \frac{(Ni)^2 \mu_0}{2K_f \delta^2} S \\ U = L \frac{di}{dt} + i v \frac{dL}{dx} + iR \\ \frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{F_3 - k(x + \Delta) - F_f}{m} \end{cases}. \quad (8)$$

为同时满足未通电时舱门的可靠锁定以及通电后可靠解锁,电磁铁作为解锁机构的关键部件,其性能的好坏会影响解锁机构的可靠性,需要对电磁铁的参数进行设计与优化,并选择与之相适应的复位弹簧参数。

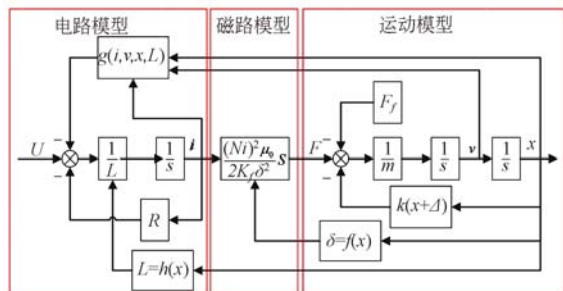


图 4 解锁机构动力学耦合模型

Fig. 4 Coupled dynamical model of door release mechanism

## 4 电磁铁关键参数设计与优化

### 4.1 电磁铁参数设计优化流程

由上述电磁铁耦合动力学特性可知,解锁机构能否可靠解锁取决于电磁铁吸力特性和弹簧反作用力特性的配合是否恰当;解锁机构能否可靠锁定取决于弹簧反作用力特性与电磁铁芯轴质量特性配合是否恰当。因此在结构约束条件下,本文对电磁铁吸力、弹簧反作用力和芯轴质量进行多约束多目标参数优化设计,以期得到理想的参数匹配。

如图 5 所示,参数优化流程中左侧部分由立方星的质量和分离速度确定结构尺寸与受力情况;右侧部分为具体的电磁铁参数优化过程:考虑到电磁铁结构尺寸越大,即线圈外径  $D$  和线圈轴向长度  $L$  取最大值时电磁吸力最强。由于解锁机构受体积和重量的限制,将线圈外径  $D$  和线圈轴向长度  $L$  作为定值。优化设计为特定的体积空间内的多目标优化设计,多目标优化变量为线圈丝径  $d$  和芯轴直径  $D_1$ 。

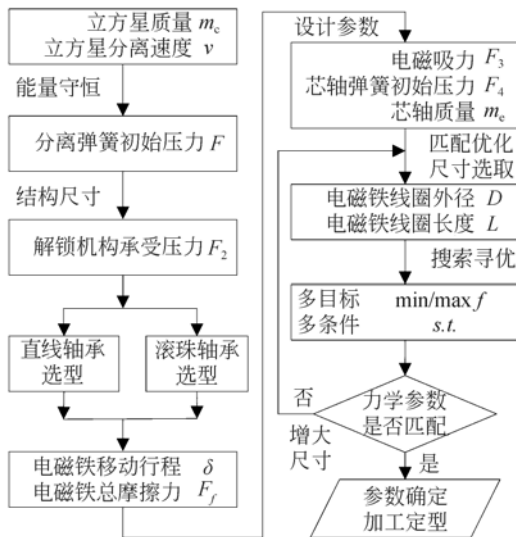


图 5 电磁铁参数优化流程

Fig. 5 Optimization flow of electromagnet parameters

### 4.2 优化目标函数

#### 4.2.1 有限空间内电磁吸力最大

为实现解锁机构通电后可靠解锁,在有限的空间内电磁吸力越大越可靠,所以将稳态电磁吸力值最大作为一个目标函数,即有:

$$\max f_1 = F_3 = \frac{U^2 \pi^3 \mu_0}{128 K_f (\rho_l \delta)^2} \cdot \left( \frac{ND_1 d^2}{l} \right)^2, \quad (9)$$

其中:  $l$  为线圈长度;  $\rho_l$  为线圈电阻率,为常数。线圈材料与芯轴行程位置确定后,等号右边第一项为常数项,第二项中线圈匝数  $N$  和线圈长度  $l$  可以由设计变量  $D_1$  和  $d$  表示。

假设漆包线一个挨一个紧密排列在芯轴上,考虑结构尺寸约束及线圈的稳定性,假设层与层之间采用错落布置方式进行绕线。

由于线圈经过密绕,线圈层数  $n$  和每层圈数分别为:

$$n = \frac{2}{\sqrt{3}} \left[ \frac{D - D_1}{2d} - 1 \right] + 1, \quad (10)$$

$$m = \frac{L}{d}, \quad (11)$$

其中:线圈层数  $n$  和每层圈数  $m$  必须为正整数,故向下取整。

线圈匝数  $N$  和长度  $l$  分别表示为:

$$N = m \cdot n, \quad (12)$$

$$l = m \cdot \pi \cdot \sum_{j=1}^n \left\{ D_1 + \left[ \frac{\sqrt{3}}{2} (j-1) + 1 \right] \cdot d \right\}. \quad (13)$$

#### 4.2.2 满足强度条件下芯轴质量最小

发射过程中振动、冲击等力学环境下,为实现解锁机构未通电时可靠锁定,复位弹簧与芯轴的刚度质量比越大,锁定越可靠。由于弹簧参数较易调整,故将芯轴质量最小作为另一个目标函数。

$$\min f_2 = m_e = \rho_e \frac{\pi D_1^2}{4} (L + C_1) + C_2, \quad (14)$$

其中:  $\rho_e$  为芯轴材料的密度;  $C_1$  为复位弹簧安装后的长度;  $C_2$  为由直线轴承组件长度和移动行程长度组成部分的芯轴质量;上述参数均为常数。

### 4.3 约束条件

#### 4.3.1 复位弹簧锁定刚度质量比

经过多次地面振动和冲击环境试验,当复位弹簧初始压力与芯轴重量比值大于 5 时,解锁机构力学环境下可靠锁定,该约束条件如式(15)所示:

$$F_4 > 5m \cdot g, \quad (15)$$

其中  $g$  为重力加速度。

4.3.2 电磁铁可靠吸合最小约束

经过多过地面振动和冲击环境试验,同时考虑温度变化引起线圈电阻的变化以及电源电压的波动。当电磁吸力与复位弹簧初始压力比值大于2时,解锁机构能够可靠解锁,该约束条件如式(16)所示:

$$F_3 > 2F_4 \quad (16)$$

由于弹簧力可以通过线径、中径、圈数、节距和初始压缩量进行调节,故弹簧力不作为设计变量,只作为中间变量,式(15)、式(16)约束可修改为:

$$F_3 > 10m \cdot g \quad (17)$$

4.3.3 直径方向结构尺寸约束

漆包线线圈至少可以在电磁铁线圈外径  $D$ 、芯轴直径  $D_1$  之间绕一圈,该约束条件如式(18)所示:

$$0 < d < \frac{D - D_1}{2} \quad (18)$$

4.3.4 轴向结构尺寸约束

漆包线线圈不能超出线圈长度方向尺寸  $L$ ,该约束条件如式(19)所示:

$$0 < d < L \quad (19)$$

4.3.5 最大电流约束

为适应箭上标准电流,同时考虑功耗,对线圈电阻提出要求,在额定电压 28 V 的作用下,激励电流小于 3 A,经简单计算,该约束条件如式(20)所示:

$$R > 10 \Omega \quad (20)$$

4.3.6 磁强度饱和约束

电磁铁存在磁饱和现象,当线圈激励电流增大,磁感应强度保持不变,该约束条件如式(21)所示:

$$B \leq 1.5 T \quad (21)$$

4.4 电磁铁参数优化

至此,电磁铁的目标函数和约束条件全部建立完毕,该多目标多约束问题如式(22)所示:

$$\begin{cases} V - \max f_1 = F_3 = \frac{U^2 \pi^3 \mu_0}{128 K_f (\rho_l \delta)^2} \cdot \left( \frac{N D_1 d^2}{l} \right)^2 \\ V - \min f_2 = m_e = \rho_2 \frac{\pi D_1^2}{4} (L + C_1) + C_2 \\ s. t. \begin{cases} F_3 > 10m \cdot g \\ 0 < d < \frac{D - D_1}{2} \\ 0 < d < L \\ R > 10 \Omega \\ B_0 \leq 1.5 T \end{cases} \end{cases} \quad (22)$$

为了得到较理想的电磁铁参数,目前解决最优化问题的方法有解析法和搜索法两种,由于目标函数和约束条件均为非线性、参数复杂且为非凸集合,解析法求解难度高,所以采用遍历搜索进行优化求解。图6、图7为满足约束条件的目标函数曲线,为方便直观显示,将不满足约束条件的目标函数值置为0。

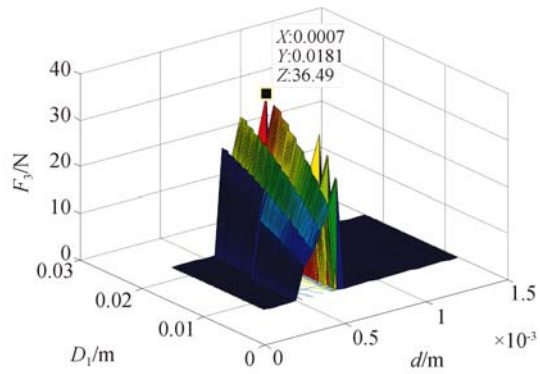


图6 满足约束条件的电磁吸力曲线  
Fig. 6 Electromagnetic suction curve meeting constraints

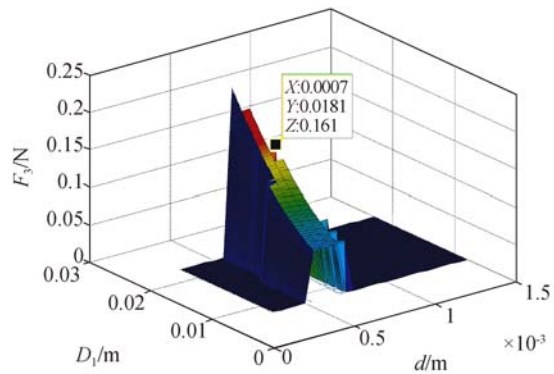


图7 满足约束条件的芯轴质量曲线  
Fig. 7 Electromagnet mass curve meeting constraints

如图6、图7所示,寻优得到当  $D_1 = 18.1$  mm,  $d = 0.7$  mm时,电磁吸力  $F_3 = 36.5$  N,芯轴质量  $m_e = 161$  g,电磁吸力与芯轴质量的比值为22.7,可靠性系数大,结构设计时可以通过进一步减小芯轴质量来提高可靠性。

5 仿真实验

轻量化设计后芯轴质量  $m_e = 120$  g,选取弹簧刚度  $k = 0.9$  N/mm,弹簧初始压缩量  $\Delta = 11$

mm, 由于线圈导线引出并且存在接触电阻, 线圈总电阻  $R = 12.6 \Omega$ , 由式(3)计算可得总摩擦力  $F_f = 10 \text{ N}$ , 代入参数进行仿真, 结果如图 8~图 10 所示。

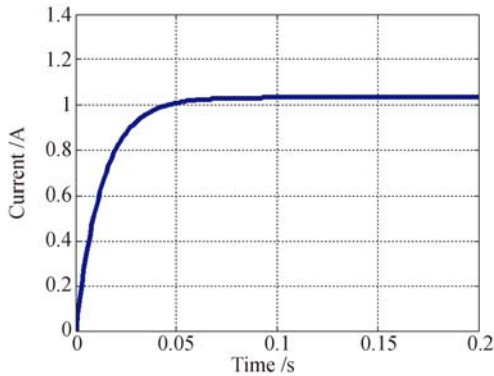


图 8 电磁铁线圈 13 V 电压下的电流曲线  
Fig. 8 Current curve at voltage of 13 V

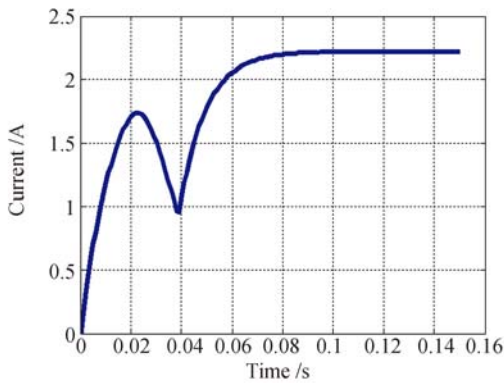


图 9 电磁铁线圈 28 V 额定电压下的电流曲线  
Fig. 9 Current curve at typical voltage of 28 V

由不同电压下的电流曲线和芯轴位移曲线, 可将电磁铁的具体动态过程分为芯轴未动和芯轴运动两个阶段。

### 5.1 芯轴未动

如图 8 所示, 当线圈激励电流较小时, 电磁吸力小, 不足以抵消复位弹簧反作用力和摩擦力之和, 芯轴未移动, 电感  $L$  亦未变化, 即  $dv/dt = 0$ ,  $dL/dx = 0$ 。此时动态方程为:

$$\begin{cases} F_3 = \frac{(Ni)^2 \mu_0}{2K_f \delta^2} S \\ U = L \frac{di}{dt} + iR \\ \frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{F_3 - k(x + \Delta) - F_f}{m} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

由式(23)可知, 电磁吸力计算方法不变; 芯轴

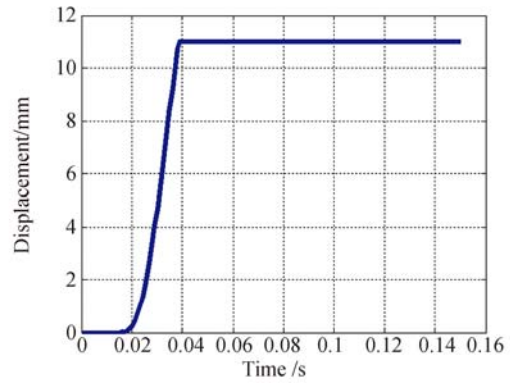


图 10 电磁铁线圈 28 V 额定电压下的芯轴位移曲线

Fig. 10 Core displacement curve at typical voltage of 28 V

未移动, 电路模型中电流的动态过程为典型一阶惯性环节, 经拉普拉斯变换后得到:

$$I = \frac{1}{T_s + 1} \cdot \frac{U}{R}, \quad (24)$$

其中  $T = L/R$ , 为电磁时间常数。在时域中电流呈指数上升, 如式(25)所示, 与图 8 所示一致。

$$i = \frac{U}{R} (1 - e^{-t/T}). \quad (25)$$

### 5.2 芯轴运动

芯轴运动时的动态方程如式(8)所示。如图 10 所示, 前 20 ms 电流较小, 芯轴未动。如图 9 所示, 当线圈激励电流增大, 电磁吸力大于复位弹簧反作用力和摩擦力之和, 芯轴开始移动, 电感  $L$  随即发生变化; 芯轴插入电磁铁本体的深度越深, 电感越大, 即  $\frac{dL}{dx} > 0$ ; 同时芯轴移动速度  $v > 0$ , 故式(8)电路模型中运动反电动势  $iv \frac{dL}{dx} > 0$ , 进而使电流增长速度减慢, 达到电流第一个峰值最高点, 运动反电动势更大, 迫使电流下降, 直到谷底, 这时芯轴达到极限位置, 停止移动,  $\frac{dv}{dt} = 0$ ,  $v = 0$ , 运动反电动势  $iv \frac{dL}{dx} = 0$ 。芯轴停止移动后, 电流又按指数关系上升, 达到稳态。

## 6 试验验证

### 6.1 功能试验

为验证电磁解锁机构的性能, 将电磁解锁机

构样机安装至“翱翔之星”星箭分离解锁机构,测试在不同激励电压下的动态特性。图 11、图 12 分别为不同电压下的电流曲线。

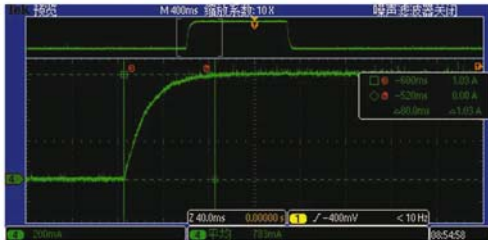


图 11 电磁铁线圈 13 V 电压下的实测电流曲线  
Fig. 11 Measured current curve at voltage of 13 V

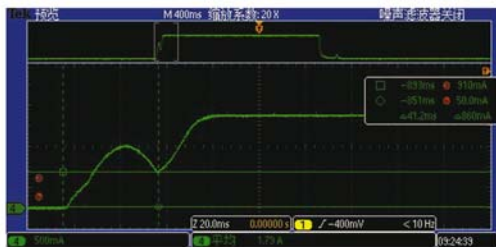


图 12 电磁铁线圈 28 V 额定电压下的实测电流曲线  
Fig. 12 Measured current curve at typical voltage of 28 V

实测曲线与仿真曲线一致,验证了模型的正确性。在额定电压 28 V 下,解锁时间为 41.2 ms,解锁电流为 2.2 A,耗能 2.5 J,并且验证了在  $(28 \pm 5)$  V 电压拉偏情况下,电磁铁均能可靠解锁。

### 6.2 地面试验

为了检验电磁解锁机构在发射力学环境作用下的锁定效果,对锁定后的电磁解锁机构进行了正弦振动、随机振动和冲击响应谱试验。试验条件如表 1~表 3 所示,试验结果如图 13~图 15 所示。测试结果表明:电磁解锁机构未通电情况下,力学环境下电磁解锁机构可以保持可靠的锁定;测试完成后给电磁铁通电,电磁解锁机构可以可靠地解锁。所研制的电磁解锁机构可以实现断电可靠锁定与加电可靠解锁的功能,完全满足要求。

表 1 冲击响应谱技术要求

Tab. 1 Test conditions of shock response spectrum

频率/Hz	响应加速度
100~1000	9 dB/oct
1000~5000	3000 g

表 2 正弦振动技术要求

Tab. 2 Test conditions of sine vibration

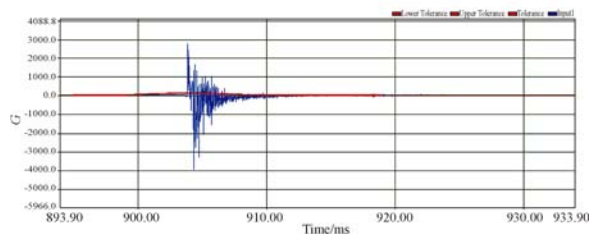
频率/Hz	振幅或加速度	扫频速率
2~8	6.22 mm	
8~9	1.6 g	
9~18	2.0 g	4 oct/min
18~70	1.6 g	
70~100	2.0 g	

表 3 随机振动技术要求

Tab. 3 Test conditions of random vibration

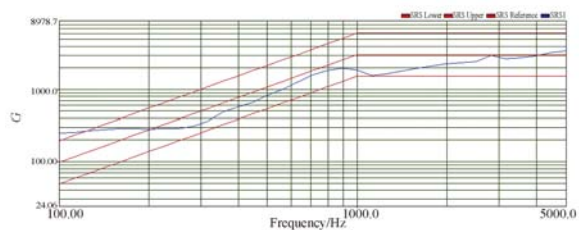
频率/Hz	振幅或加速度	总均方根值	加载时间
20~150	+6 dB/oct		
150~560	0.05 g <sup>2</sup> /Hz		
560~768	0.25 g <sup>2</sup> /Hz	10.03 g	3 min
768~800	0.05 g <sup>2</sup> /Hz		
800~2000	-6 dB/oct		

另外,开展了常值过载试验,结果表明结构的静强度和刚度满足要求;并完成了热真空试验,电磁解锁机构的热结构特性和电磁特性变化亦满足要求。



(a)时域图

(a) Time domain graph



(b)频谱图

(b) Spectrum graph

图 13 冲击响应谱测试结果

Fig. 13 Test results of shock response spectrum

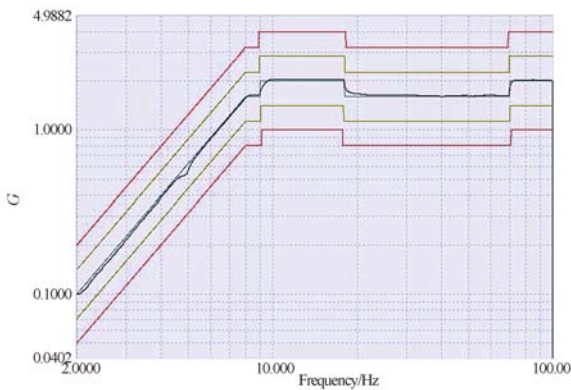


图 14 正弦振动测试结果

Fig. 14 Test results of sine vibration

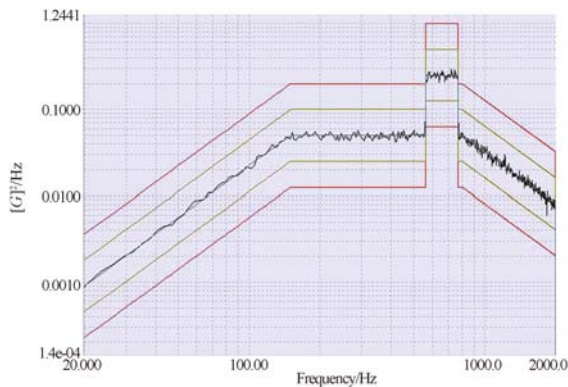


图 15 随机振动试验结果

Fig. 15 Test results of sine vibration

## 参考文献:

- [1] SHIN Y, YOON S, SEO Y, *et al.*. Radiation effect for a cubesat in slow transition from the earth to the moon[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(7): 1792-1798.
- [2] VENTURINI C, ABRAMOWITZ L, JOHANSEN J, *et al.*. CubeSat developmental programs-working with the community[C]. *AIAA SPACE 2009 Conference and Exposition, Pasadena, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc*, 2009.
- [3] FISH C S, SWENSON C M, CROWLEY G, *et al.*. Design, development, implementation, and on-orbit performance of the dynamic ionosphere cubeSat experiment mission[J]. *Space Science Reviews*, 2014, 181(1-4): 61-120.
- [4] 袁家军. 卫星结构设计与分析[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [5] YUAN J J. *Design and Analysis of Satellite*

## 6.3 在轨解锁分离试验

2016年6月25日,“翱翔之星”搭载长征七号运载火箭在海南文昌基地成功发射,飞行100分钟后接收到星箭分离成功的遥测信号,验证了所设计的星箭分离解锁机构的正确性与可靠性。

## 7 结论

本文提出了一种利用直线轴承导向与承载、复位弹簧锁定和电磁铁吸合解锁的星箭分离非火工舱门解锁机构,该方案无火工品、无多余分离物、结构紧凑、价格低、响应快、可在地面进行多次试验验证。经过仿真分析与优化、功能测试、地面试验与在轨试验,通过合理的参数选取,所设计的电磁解锁机构可实现舱门的可靠锁定与解锁,额定电压28 V下解锁时间为41.2 ms,解锁电流为2.2 A,耗能2.5 J,圆满地完成了“翱翔之星”立方星的星箭分离任务。

后续研究将在此基础上,增加可旋转门栓结构,实现双余度解锁,进一步提高立方星星箭分离的可靠性,形成立方星星箭分离解锁机构标准。同时,该解锁方案也可推广应用于非立方星皮纳卫星的解锁与分离。

*Structures*[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2004. (in Chinese)

- [5] 曹乃亮, 董得义, 李志来. 基于形状记忆合金的空间分离装置研究进展[J]. *航天返回与遥感*, 2014, 35(5): 9-18.
- [6] CAO N L, DONG D Y, LI ZH L. Non-pyrotechnic separation devices research based on shape memory alloy[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2014, 35(5): 9-18. (in Chinese)
- [6] 胡晓楠, 吴君, 彭金圣, 等. 基于记忆合金的大承载低冲击解锁机构设计与试验研究[J]. *科学技术与工程*, 2016, 30(16): 319-323.
- [7] HU X N, WU J, PENG J SH, *et al.*. Design and experimental research of a large load and low shock release device on shape memory alloy[J]. *Science Technology and Engineering*, 2016, 30(16) 319-323. (in Chinese)
- [7] NASON I, PUIG-SUARI J. Development of a family of picosatellite deployers based on the cubesat standard[C]. *The 2002 IEEE Aerospace Confer-*

- ence, IEEE, 2002: 457-464.
- [8] MIYAMOTO K, UI K, MATUNAGA S, *et al.*. Tokyo tech separation demonstration TSD as M-V rocket sub-payload for nanosatellite separation mechanism[C]. *The 56th International Astronautical Congress, IAF*, 2005: 2271-2277.
- [9] 宣明, 张道威, 谷松, 等. 微小卫星太阳帆板压紧释放机构的设计[J]. *光学精密工程*, 2017, 25(4): 979-986.
- XUAN M, ZHANG D W, GU S, *et al.*. Design of hold-down and release mechanism for solar panel of micro-satellite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(4): 979-986. (in Chinese)
- [10] 滕来, 金仲和. 皮卫星分离参数优化[J]. *宇航学报*, 2016, 37(10): 1200-1206.
- TENG L, JIN ZH H. Pico-satellite separation parameter optimization[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(10): 1200-1206. (in Chinese)
- [11] 白志富, 果琳丽, 陈岱松. 新型非火工星箭连接分离技术[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(1): 31-37.
- BAI ZH F, GUO L L, CHEN D S. Late-model non-pyrotechnic devices for separation of satellite-launching vehicle[J]. *Missile and Space Vehicle*, 2009(1): 31-37. (in Chinese)
- [12] Aerospace, CubeSat Deployer, CubtSat Deployer-PSL family [EB/OL]. <http://www.astrofein.com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/products/raumfahrt-eng/193/cubsat-deployer-eng/>. (2015-01-06).
- [13] 桑希军. 小卫星星箭分离系统设计及性能分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- SANG X J. *The Design and Performance Analysis for Separation System of Small Satellite from Rocket*[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [14] 姜晗. 基于涡卷弹簧缠绕自锁性能的锁紧释放装置研制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- JIANG H. *The Hold-on Release Device Based on Vortex Coil Spring Winging Self-locking Principle*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [15] 刘强, 房建成, 韩邦成. 磁悬浮飞轮锁紧保护技术研究与发展现状[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(9): 2465-2475.
- LIU Q, FANG J CH, HAN B CH. Research and development status of locking protection technologies for magnetic bearing flywheels[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(9): 2465-2475. (in Chinese)
- [16] 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): 1802-1810.
- LIU Q, FANG J CH. Repeated clamping locking device for magnetic bearing flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(8): 1802-1810. (in Chinese)
- [17] 彭科容, 何卫国. 基于无刷直流电机一体化设计的舵面电磁锁制系统设计[J]. *微电机*, 2015, 48(5): 95-97.
- PENG K R, HE W G. Design of control surface electromagnetic lock-apparatus system based on integration with BLDCM[J]. *Micromotors*, 2015, 48(5): 95-97. (in Chinese)
- [18] 吴帅, 彭传龙, 焦宗夏, 等. 比例阀线性双向电磁铁设计与试验研究[J]. *机械工程学报*, 2014, 50(22): 200-206.
- WU SH, PENG CH L, JIAO Z X, *et al.*. Design and experimental research of the linear bi-directional force solenoid for electro-hydraulic proportional valve[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2014, 50(22): 200-206. (in Chinese)
- [19] 龚斌. 比例电磁铁静态特性的研究[J]. *液体传动与控制*, 2017(2): 25-32, 35.
- GONG B. Research on proportional solenoid's static characteristics[J]. *Fluid Power Transmission & Control*, 2017(2): 25-32, 35. (in Chinese)

#### 作者简介:



张俊龙(1988—),男,山西忻州人,博士,助理研究员,2009年、2013年于西北工业大学分别获得学士、博士学位,现任陕西省电动伺服系统工程研究中心副主任,主要从事电动伺服系统及微小卫星总体结构的研究。E-mail: zhangjiaolong@nwpu.edu.cn



周 军(1966—),男,江苏常州人,教授,博士生导师,1988年、1990年、1993年于西北工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,现任西北工业大学精确制导与控制研究所所长,陕西省微小卫星实验室主任,陕西省电动伺服系统工程研究中心主任,863专家,主要从事航天器控制与仿真技术、现代控制理论与应用、导弹精确制导与控制技术的研究。E-mail:zhoujun@nwpu.edu.cn