

文章编号 1004-924X(2008)11-2228-07

# 航空武器投放装置结构的改进方法

张会峰,赵思宏,梁永胜,王 淼,张庆国,陈晓旭  
(空军航空大学,吉林 长春 130022)

**摘要:**针对航空武器投放装置误投外挂物的问题,运用有限元技术对挂钩和扇形摇臂及扇形轮进行了分析,找出了导致误投外挂物的基本原因;在不改变投放装置结构的情况下,提出了改进方法。运用计算机辅助三维运动分析和干涉检测技术,设计了适应微小空间的机构;采用计算机辅助静力学、动力学和热弹性稳定性工程分析(CAE)技术,从投放时序、能量需求、挡铁的刚度和强度以及热弹性方面对改进机构的结构稳定性进行了研究。计算、实验检测和空中挂飞结果表明,其挡铁动作消耗功率理论值为 10 W,实测值为 14 W,动作电压实测值为 7 V,动作时序理论值为 0.003 8 s,远远小于投放装置本身的性能指标;表明改进的机构运动安全可靠,避免了与本体各运动附件之间相互干涉,为工程应用提供了依据。

**关 键 词:**航空武器;投放装置;扇形臂;扇形轮;加装机构

**中图分类号:**V271.4;V245 **文献标识码:**A

## Improvement method of mechanism on dropping device of aeronautical weapon

ZHANG Hui-feng,ZHAO Si-hong,LIANG Yong-sheng,WANG Miao,ZHANG Qing-guo,CHEN Xiao-xu

(Aviation University of Airforce,Changchun 130022,China)

**Abstract:** For correcting the erroneous dropping of external stores on dropping mechanism of aeronautical weapons, a finite element technique was adopted to analyze on the hook, sector rocker and sector wheel to find out the reasons for erroneous dropping, and an improvement method was put forward without changing the structure of the dropping device. A mechanism applicable in micro space was designed with computer-aided 3-dimension motion analysis and interferometry. By using computer-aided statics, dynamics, thermo-elasticity and stability engineering analysis (CAE) techniques, the structural stability of the mechanism was studied in aspects of dropping sequence, energy requirements, rigidity and the intensity of stop. The results of calculation, experiment and aerial embarkation flight show that the theoretical power value consumed by the stop is 10 W, and measured value is 14 W; the measured value of tripping voltage is 7 V, and the theoretical value of the time sequence is 0.003 8 s, these values are much less than those of the dropping device itself. Experimental results show that improved mechanism acts safely and reliably, and avoids mutual interference between all moving accessories of the main body, which provides evidence for engineering application.

**Key words:** aeronautical weapon; dropping device; sector rocker; sector wheel; loading mechanism

收稿日期:2008-05-06;修订日期:2008-06-06.

基金项目:空军 2006 年科研基金资助项目(No. KJ200605090)

## 1 引言

自从航空武器投放装置在军用飞机使用以来,尤其是最近几年,发生了几起航空武器投放装置误投外挂物事件,造成了不必要的损失。目前各型军用飞机装有的航空武器投放装置,由于使用时间较长,无论是机械性能还是电气性能都有所下降,大多数系列飞机的航空武器投放装置不同程度地出现过误投外挂物的问题。虽然从维护使用和修理角度等方面提出了一些措施,但仍不能满足目前的要求,尤其是不能从根本上解决误投问题。鉴于目前军用飞机仍大量采用航空武器投放装置悬挂导弹、炸弹、火箭发射器和副油箱等装备<sup>[1]</sup>,为防止出现误投,有必要进一步研究航空武器投放装置的结构,从根本上防止其误投外挂物的现象发生。

## 2 航空武器的投放装置

### 2.1 投放装置的基本组成

飞机航空武器的投放装置主要由扇形臂、扇形轮、地面开放臂、挂钩、挡铁、爆炸操纵臂、爆炸钩、爆炸控制盒、连接板、支撑臂、微动电门、连锁臂、电缆和电磁铁组件等基本单元组成,如图 1 所示。

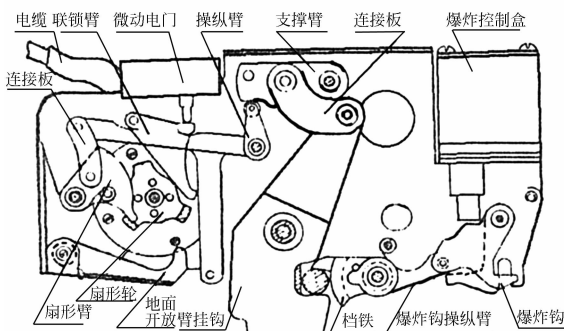


图 1 投放装置的基本组成简图

Fig. 1 Fundamental diagram of dropping device

涉及到投放装置悬挂外挂物和开放投放装置投放外挂物的基本单元为扇形臂、扇形轮、地面开

放臂、挂钩、挡铁、连接板、支撑臂、电磁铁组件等<sup>[1]</sup>。

### 2.2 投放装置的工作原理

锁闭投放装置时,向前推挂钩,挂钩上端通过连接板使支撑臂抬起,然后用挂钩扳手扳动操纵臂向后,使其一端克服扇形臂扭转弹簧力抬起扇形臂,另一端使操纵臂上的小滑轮顶住支撑臂。在扇形臂抬起时,其端部推扇形轮使其转动,当其端部抬到扇形轮扣住齿的上部时,扇形轮靠弹簧作用返回。这时,松开扳手,扇形臂扣住扇形轮,操纵臂小轮顶住支撑臂,即锁闭好了挂钩。当锁闭挂钩时,操纵臂托起连锁臂的齿,使连锁臂顶住微动电门,从而接通投放外挂物的线圈电路,断开连锁电路。挂外挂物时,用吊耳顶起挡铁,挡铁在本身弹簧作用下,它的两片凸部搭在吊耳上,挡铁挡住了挂钩口,将外挂物挂牢。

投放外挂物时,电磁铁通电使扇形轮转动,当扇形轮的扣住齿离开扇形臂时,扇形臂在弹簧的作用下,带动操纵臂转动,操纵臂的小滑轮离开支撑臂,挂钩便在外挂物的重力作用下开放,吊耳从挂钩中滑出,外挂物被投放。其主要部件扇形轮固定在旋转铁心轴上,它可以在一圈钢珠上转动。平时,返回弹簧使旋转铁心瓣状部偏离壳体的环状凸部。当电磁铁通电时,磁力线通过瓣状凸部与环状凸部,使其相互吸引,使旋转铁心转动,带动扇形轮转动。

## 3 投放装置误投外挂物的原因

利用以有限元技术为核心的工程分析技术从有限元法求解位移场和应力场的原理出发,对结构进行稳定性分析<sup>[2]</sup>,找出误投外挂物的原因。

零件的材料属性按相关的规定和航空金属材料表取,各零件的边界条件取各转轴与零件配合面的接触面为固定约束,限制 6 个自由度,载荷条件采用静态分析方法模拟动态分析,按有关文件的相关数据查得,取外挂物的质量为 500 kg,采用极大过载量为 10 g。

### 3.1 挂钩的有限元模拟

建立挂钩的有限元模型,过载量拟为 8~10 个 G,充分模拟上升、加速、盘旋、以及不稳定气流

对挂钩的影响,外挂物的质量为 500 kg,在外挂物的反作用力作用下,利用相关的有限元软件进行分析<sup>[3-4]</sup>。分析结果见表 1,挂钩应力值和变形云图分别见图 2、3,挂钩所能承受极限过载情况下的变形如图 4、5。

表 1 挂钩的工程分析结果

Tab. 1 Engineering analysis result for hook

考核 飞行状态	考核	
	应力(kg/mm <sup>2</sup> )	变形(mm)
水平状态	14	0.02
上升状态	18	0.10
盘旋状态	21	0.28

以单件分析为主,从具体的分析结果可知,挂钩发生断裂的极限载荷为 78 000 kg,而发生最大变形的极限载荷为 156 000 kg,这都远远 > 10 倍的过载量。

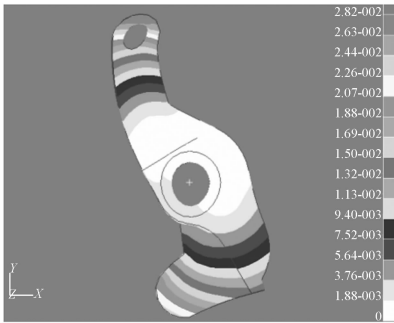


图 2 10 倍过载情况下挂钩变形图

Fig. 2 Hook deformation under 10 times of overload

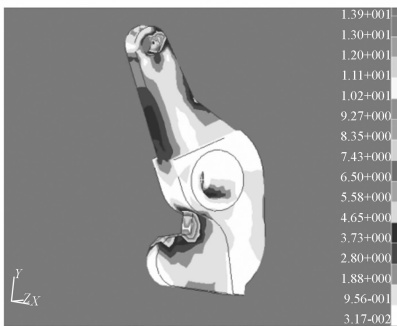


图 3 10 倍过载情况下挂钩应力图

Fig. 3 Hook stress under 10 times of overload

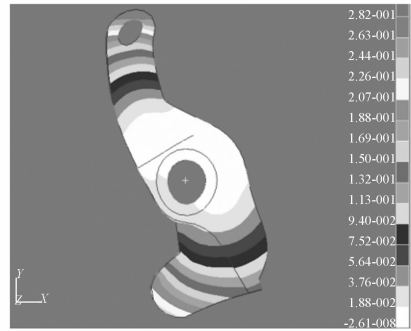


图 4 挂钩承受极限过载的变形图

Fig. 4 Hook deformation when bearing ultimate overload

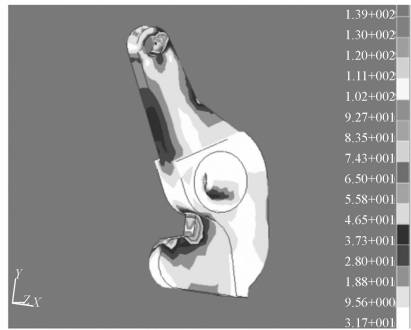


图 5 挂钩承受极限过载的应力图

Fig. 5 Hook stress when bearing ultimate overload

### 3.2 扇形摇臂和扇形轮的有限元模拟

投放装置的闭锁可靠性主要表现在扇形轮与扇形摇臂搭接是否可靠,这个环节从设计、生产到维护都要倍加注意,搭接面的圆弧,其圆心要与扇形轮轴心重合,只有这样才能保证闭锁时搭接受力通过轴心<sup>[5]</sup>。在其搭接出现磨损的情况下,将出现一定程度的倒角,外载荷不再沿径向作用,而会产生沿周向的分力,会出现两种情况,这两种情况下的周向分力对于挂钩的影响是不同的,但将影响挂钩的使用性能。对于图 6 的情形,扇形轮磨损后,出现负倒角的情况,周向分力为  $-F_1 \cos \alpha$ ,产生力矩为  $-F_1 R \cos \alpha$ ,则实际的锁紧力矩为:  $M_{\text{elas}} - F_1 R \cos \alpha$ 。

当磨损严重导致  $\alpha$  过大或过载量过大时,实际的锁紧力矩将减小,使扇形摇臂和扇形轮搭接之间产生相对滑动,搭接量变小,容易导致开钩。

对于图 7 的情形,磨损将产生正倒角,周向分力为  $F_1 \cos \alpha$ ,产生力矩为  $F_1 R \cos \alpha$ ,则实际的锁

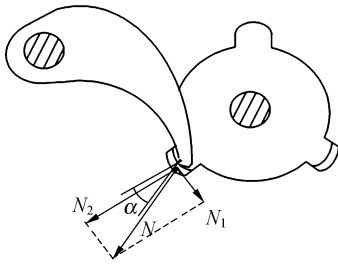


图 6 负倒角情况

Fig. 6 Negative chamfer situation

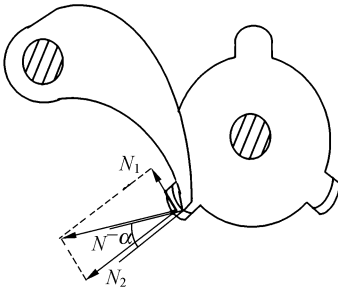


图 7 正倒角情况

Fig. 7 Positive chamfer situation

紧力矩为:  $M_{elas} + F_1 R \cos \alpha$ 。

当磨损严重导致  $\alpha$  过大或过载量过大时,实际的锁紧力矩将变大,使扇形摇臂和扇形轮搭接之间产生相对滑动,搭接量变大,这种情况将导致无法正常投弹。

对扇形臂和扇形轮接触面的分析见图 8、9。

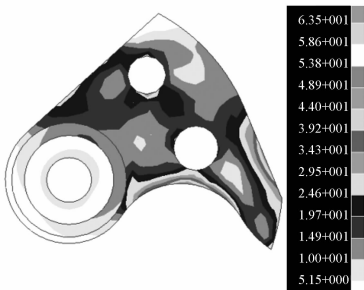


图 8 扇形摇臂 10 倍过载 0.5°负倒角应力图

Fig. 8 Negative chamfer stress diagram of sector rocker under 10 times of overload

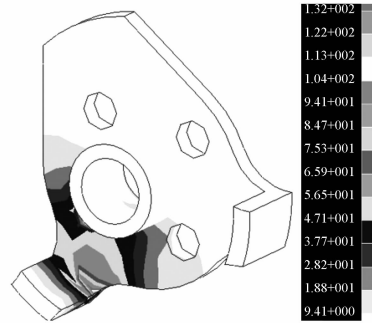


图 9 扇形轮 10 倍过载应力图

Fig. 9 Sector wheel stress diagram under 10 times of overload

的主要原因<sup>[6]</sup>。如果扇形臂和扇形轮存在较为严重的磨损现象,可由振动直接导致开钩。

### 4 投放装置增加机构的可靠性和稳定性

改进结构针对实际现象进行,具体可以从增加机构挡住扇形轮,使其不会由于扇形臂拨动而导致转动,并在开钩指令的控制下,又能正常开放机构,电磁铁的电磁力矩正常拨动扇形轮而产生开钩动作,其结构示意图如图 10 和 11 所示。

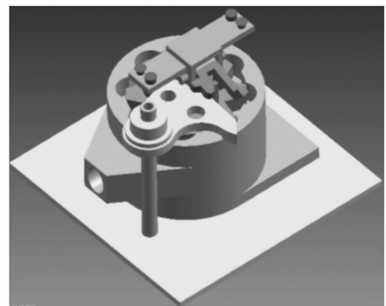


图 10 地面未挂弹状态

Fig. 10 Missile-not-loaded status on the ground

从图 8 和图 9 的扇形臂和扇形轮接触面的表面应力得到,由正压力导致的摩擦力是导致磨损

投放装置加装机构时,结构必须保证:正常悬挂和投放外挂物时,不可以产生零件之间的干涉;空中状态投放外挂物时,机构在电磁铁动作之前开放,并保证机构开放的时间极短;机构开放不可以导致能量过量损失或产生较大热量;机构挡铁的刚度和强度必须保证适于空中的温度等环境,不可断裂和大变形等。为保证在电磁铁动作以前

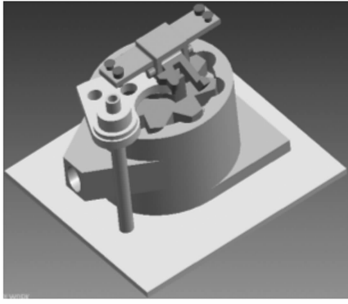


图 11 空中挂弹状态

Fig. 11 Missile-loaded status in the air

顺利开放挡铁,必须对时序和能量等进行分析。

#### 4.1 时序验证

对时序分析的目的是在电磁铁动作以前顺利开放挡铁,即必须保证在开钩以前,挡铁应处在完全开放状态,使之不能阻挡正常开钩。由实际的结构,根据实体模型计算得到挡铁绕旋转轴的转动惯量为  $I_b$ ,并由实际测得磁场对挡铁尾部的作用力为  $F$ (实测为 50 N),则开放挡铁的电磁力矩为  $F \cdot L$ ,设恢复弹簧的力矩为  $M_{\text{retro}}$ ,则合力矩为:

$$M_{\text{total}} = M_{\text{retro}} - F \cdot L^{[7]}, \quad (1)$$

式中,  $M_{\text{total}}$  为合力矩,  $M_{\text{retro}}$  为恢复弹簧的力矩。

设倾角为  $\beta$ ,则转角运动方程为:

$$\beta = \frac{\omega t^2}{2}, \quad (2)$$

式中,角加速度为:  $\omega = \frac{M_{\text{total}}}{I_b}$ 。

则可得实际的运动时间为  $t = \sqrt{\frac{2\beta I_b}{M_{\text{total}}}} =$

$\sqrt{\frac{2\beta I_b}{FL - M_{\text{retro}}}}$ , 带入具体的数值,可得:  $t = 0.0038 \text{ s}$ 。

实际上,随着间隙的不断减小,开放挡铁的电磁力矩也不断增大,因此角速度不断增大,因此是一个准静态加速过程,开放挡铁的时间  $< 0.0038 \text{ s}$ 。

#### 4.2 能量考核

由于开放电磁力矩需要消耗一部分电磁能,而这个电磁能由飞机上的电源提供,必须对能量考核,以保证不至于消耗过多的能量。电磁能的消耗主要为挡铁的动能(最终以热能的形式释放)、挡铁的势能(克服恢复弹簧所做的功)、开放挂钩所需要的能量以及各处摩擦所消耗的能量。

由于摩擦生热所消耗的能量很小,所以暂且忽略不计。则挡铁的能量为:

$$J_{\text{total}} = J_{\text{kinet}} + J_{\text{poten}} = (M_{\text{open}} + M_{\text{retro}})\beta = (FL + M_{\text{retro}})\beta, \quad (3)$$

式中,  $J_{\text{total}}$  为挡铁的能量,  $J_{\text{kinet}}$  为挡铁的动能,  $J_{\text{poten}}$  为挡铁的势能。

开钩的能量仍表现为动能和势能之和,具体的算法仍采用以上的形式。

其平均消耗的能量为:

$$P = \frac{J_{\text{total}}}{t} = \frac{(FL + M_{\text{retro}})\beta}{\sqrt{\frac{2\beta I_b}{FL - M_{\text{retro}}}}}, \quad (4)$$

带入数值可计算得平均功率为 10 W。

依飞机的具体参数,设最小电压为  $U_{\text{min}} = 18 \text{ V}$ ,最大电流为  $I_{\text{min}} = 17 \text{ A}$ ,则  $J_{\text{min}} = U_{\text{min}} \cdot I_{\text{min}} = 306 \text{ W} \gg P = 10 \text{ W}$ 。

实际测得:开挡铁的电流为 2 A,电压为 7 V(空载时),开钩的电流为 17 A,电压为 18 V,(开钩的电压及电流已包含开挡铁的电压和电流)。则能量值比为:

$$K = \frac{J_{\text{total}}'}{J_{\text{min}}'} = \frac{2 \times 7}{17 \times 18} = 0.045, \quad (5)$$

式中,  $J_{\text{total}}'$  为挡铁开钩时所需的能量,  $J_{\text{min}}'$  为电磁铁开钩时所需的最小能量。

从中可以得到结论,开放挡铁的功率只占整个功率的 4.5%。但由于开放挡铁的时间极短,开挡铁所消耗的能量是完全可以忽略不计的。

#### 4.3 挡铁的刚度和强度

在出现前面论证的出现负倒角的情形时,外载荷产生的周向分力通过扇形轮,施加到挡铁的侧面,当这个载荷使挡铁的变形大于搭接量时或使挡铁产生破坏性断裂时,将使挡铁失去作用,即在过载的环境下,仍可发生无指令开钩现象,为此必须对其刚度和强度进行分析<sup>[7]</sup>。设扇形轮发生严重磨损,其后倒角为  $45^\circ$ ,则对挡铁的极限正压力为  $F \cos 45^\circ$ 。在此情况下,挡铁的最大变形量为 0.422 mm,其最薄弱的应力为  $13.2 \text{ kg/mm}^2$ ,如图 12、13 所示。

可以看到,最大变形量远小于搭接量,强度也小于屈服极限,不会产生断裂破坏。挡铁有效地阻止了扇形轮的转动,增大了锁紧力,提高了稳定性,解决了径向间隙过大的问题<sup>[8-9]</sup>。

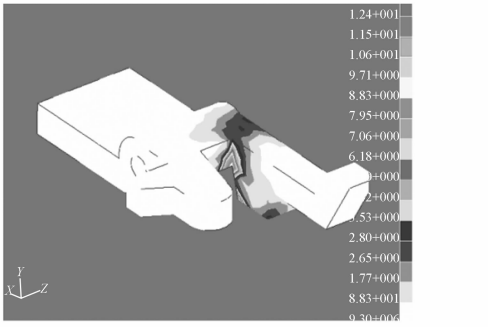


图 12 10 倍过载扇形轮严重磨损时挡铁变形图

Fig. 12 Deformation of the stop when the sector wheel is severely worn under 10 times of overload

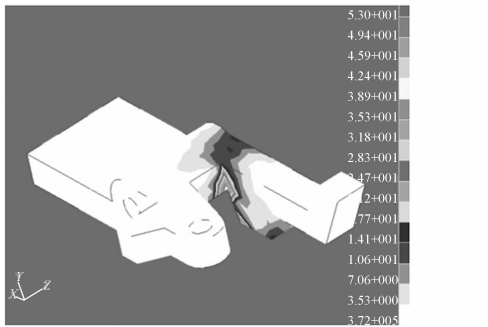


图 13 极限载荷时挡铁的应力分布图

Fig. 13 Stress distribution of the stop under ultimate overload

#### 4.4 热弹性

由于开放时挡铁绕其自身的转轴转动,同时,飞机在高空高速飞行时,挂钩有可能在瞬间处在较大程度的温降或升温的环境下。在温度急剧降低时,挡铁的轴孔将发生冷缩现象,同时,转轴也将发生冷缩现象。令挂钩整体温度降低  $\Delta t$ , 设轴孔的直径为  $\Phi_{hole}$ ,  $\Phi_{axis}$ , 则配合间隙为  $\Phi = \Phi_{hole} - \Phi_{axis}$ 。

挡铁冷缩后轴孔的直径为  $\Phi_{hole}'$ ,  $\Phi_{axis}'$ , 变形后的孔的配合间隙为:

$$\Phi' = \Phi_{hole}' - \Phi_{axis}'。$$

如  $\Phi' \geq \Phi$ , 则变形后的轴孔和轴不会因为摩擦或抱紧而发生卡滞, 仍可保证正常开钩。相反, 则会发生卡滞现象, 导致挡铁系统无法正常开钩。与此类似, 当发生大幅度的升温时, 也有发生卡滞

的倾向。在设计时, 不仅需适当考虑挡铁及其转轴的材料匹配或公差配合可以避免温升、温降导致卡滞现象的发生, 而且还需要准确地计算热弹性, 并且应该考虑热变形能否导致挡铁的塑变现象<sup>[8]</sup>。

设温度在  $-50 \sim +50$  °C 变化, 边界条件为 100 °C 的均匀温升, 其变形云图如图 14。

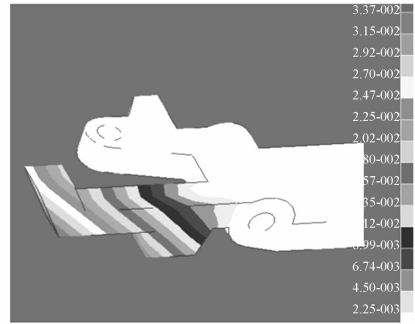


图 14 100 °C 均匀温升作用下挡铁的变形图

Fig. 14 Deformation of the stop under constant temperature rise to 100 °C

从中可以看到, 100 °C 均匀温升作用下挡铁的变形分布图的变形量很小, 不会影响轴孔和轴之间的转动配合, 挡铁会正常发挥作用。

## 5 结 论

在不改变航空武器投放装置结构和外形尺寸的前提下, 采用增加挡铁, 改进结构防止其误投外挂物的方法, 不会造成其本身结构的破坏, 提高可靠性符合实际。理论分析和试验模型以及空中挂飞试验结果表明: 其挡铁动作消耗功率理论值为 10 W, 实测值为 14 W; 动作电压实测值为 7 V, 动作时序理论值为 0.003 8 s; 挡铁的刚度与强度以及高低温影响满足系统要求, 远远小于投放装置本身的性能指标; 挡铁的运动安全可靠, 避免了与本体各运动附件之间的相互干涉, 为工程上应用提供了依据。挡铁的试验模型在相关研究所和工厂及部队进行了试验验证和应用, 取得了较好的效果, 有效地防止了投放装置误投外挂物现象的发生。

## 参考文献:

- [1] 赵思宏. 某型飞机军械设备与维护[M]. 北京:空军装备部,2006:52-62.  
ZHAO S H. *Armament Equipments and the Maintenance of a Fighter*[M]. Beijing: Equipment Command of the Air Force Press,2006:52-62. (in Chinese)
- [2] 车录峰,卢云,徐志农. 铰链式高冲击微加速度传感器封装的有限元模拟[J]. 光学精密工程,2007,15(2):199-205.  
CHE L F, LU Y, XU ZH N. Finite element simulation on packaging of hinged high-g micromachined accelerometer [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007,15(2):199-205. (in Chinese)
- [3] 陶津平,华建文,代作晓. 干涉式大气垂直探测仪中面弹簧的有限元分析[J]. 光学精密工程,2006,14(1):100-109.  
TAO J P, HUA J W, DAI Z X. Finite element analysis of diaphragm flexure in atmospheric sounding interferometer [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,14(1):100-109. (in Chinese)
- [4] 张华,杨拥民. 采用有限元模型对武器发射架的仿真[J]. 计算机仿真,2005,22(8):9-10.  
ZHANG H, YANG Y M. Simulation of weapons pylon using finite element analysis[J]. *Computer Simulation*, 2005,22(8):9-10. (in Chinese)
- [5] 俞研,陶俐言,李钢,等. 基于 CAD/ CAM 集成的特征系统研究[J]. 光学精密工程,1999,7(6):10-13.  
YU Y, TAO L Y, LI G, et al.. The research on feature system based on the integration of CAD/CAM[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999,7(6):10-13. (in Chinese)
- [6] 陈愚,钟先信,黎凯,等. 微系统 CAD 的研究现状及展望[J]. 光学精密工程,1999,7(6):1-5.  
CHEN Y, ZHONG X X, LI K, et al.. Research achievement on MS CAD[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999,7(6):1-5. (in Chinese)
- [7] 董绪华,陈遵银,付兴振,等. 航空电磁开放机构开放时间的计算[J]. 航空计算技术,2001,31(2):30-32.  
DONG X H, CHEN Z Y, FU X ZH, et al.. The calculation of opening time of aviation electromagnetic opening mechanism[J]. *Aeronautical compute technique*, 2001,31(2):30-32. (in Chinese)
- [8] 孙麟治,李鸣鸣,程维明. 精密定位技术研究[J]. 光学精密工程,2005,13(11):69-73.  
SUN L ZH, LI M M, CHENG W M. Study on precision positioning technique[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005,13(11):69-73. (in Chinese)
- [9] 李勇,郭昊,周兆英. 特种微型机械加工技术[J]. 光学精密工程,2000,8(3):287-291.  
LI Y, GUO H, ZHOU ZH Y. Overview of non-traditional micromachining technologies[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000,8(3):287-291. (in chinese)

作者简介:张会峰(1969—)吉林伊通人,讲师,主要研究方向为航空装备技术保障。

赵思宏(1965—),男,吉林长春人,副教授,研究生,主要研究方向为空军作战与航空武器装备的应用。E-mail:zhaosihongzsh@sina.com

梁永胜(1973—),男,吉林长春人,讲师,研究生,主要研究方向为航空装备管理与应用。

王 淼(1976—),男,吉林长春人,讲师,研究生,主要研究方向为航空武器装备应用。

张庆国(1973—),男,吉林长春人,副教授,研究生,主要研究方向为航空武器装备应用。

陈晓旭(1980—),男,吉林大安人,助教,研究生,主要研究方向为空军作战与航空武器装备的应用。