

# 巡飞弹弹翼展开结构模型设计

宗方勇<sup>1</sup>, 葛恩顺<sup>1</sup>, 赵保全<sup>2</sup>, 万莲娟<sup>2</sup>, 李真<sup>2</sup>

1. 海装广州局, 重庆 400000;

2. 重庆红宇精密工业集团有限公司, 重庆 402760

**摘要:** 折叠弹翼利用折叠机构将弹翼折叠,并在约束解除后自动展开,是巡飞弹常用的弹翼结构形式。首先在发射运输装置小型化需求下,开展了弹翼结构模型设计,分析得到了一种较优的展开路径;其次在受力分析基础上,基于拉格朗日方程,建立了弹翼展开动力学模型;最后进行了折叠弹翼展开机构设计,设计了一套折叠弹翼运动锁紧机构。

**关键词:** 巡飞弹; 折叠弹翼; 拉格朗日方程; 锁紧机构; 扭簧

中图分类号: TJ03

文献标识码: A

文章编号: 2096-6946(2023)04-0100-05

DOI: 10.19798/j.cnki.2096-6946.2023.04.013

## Wing Spreading Structure Model Design for Loitering Munition

ZONG Fangyong<sup>1</sup>, GE Enshun<sup>1</sup>, ZHAO Baoquan<sup>2</sup>, WAN Lianjuan<sup>2</sup>, LI Zhen<sup>2</sup>

1. Guangzhou Military Representative Office of NAVFEC, Chongqing 400000, China;

2. Chongqing Hongyu Precision Industry Co., Ltd., Chongqing 402760, China

**Abstract:** Folding wing structure is a commonly used form of wing structure for loitering munition, which uses a folding mechanism to fold the wing and automatically unfolds it after the constraint is released. Under the need for miniaturization of the launch unit and transporter, the folding wing model design for the munition is carried out and an optimal path for wing spreading is obtained through analysis. A dynamic model is proposed based on the Lagrange equation and force analysis. Finally, a folding wing expansion mechanism with the motion locking mechanism is designed.

**Key words:** loitering munition; folding wing; Lagrange equation; motion locking mechanism; torsional spring

巡飞弹是一种不带动力装置,能够远距离滑翔的飞行器。以BAT子弹为代表,其出色的目标锁定与自身隐蔽特性广受青睐<sup>[1]</sup>。

为使巡飞弹发射装置小型化,也使运输、贮存简单方便,大量采用了筒(箱)式发射;为适应这种状况,出现了折叠式弹翼<sup>[2]</sup>。折叠弹翼是在翼面展向的一部分或翼根部用折叠机构将弹翼折叠,约束解除后,弹翼自动展开并在规定的位置上锁定。折叠弹翼包括横向折叠和纵向折叠,横向折叠翼面是在翼面根部或中部设置一弦向分离面,使部分弹翼可绕分离面上的转轴折叠展开或折叠。纵向折叠是指整个弹翼向后转动,直

到紧贴于弹身之上,转轴垂直弹体轴线。BAT<sup>[3]</sup>弹体中部装有4个与弹体纵轴垂直、成十字分布的折叠弹翼,展开后的横向尺寸与弹长相当。

对折叠机构的要求是联接可靠,机构简单,展开迅速,锁定牢固,重量轻,体积小,气动外形好。

### 一、巡飞弹折叠结构方案

#### (一) 折叠方案

巡飞弹根据总体需求,采用弹翼结构展长500 mm,弦长100 mm,如图1所示。

收稿日期: 2023-02-22

作者简介: 宗方勇(1978—),男,博士。

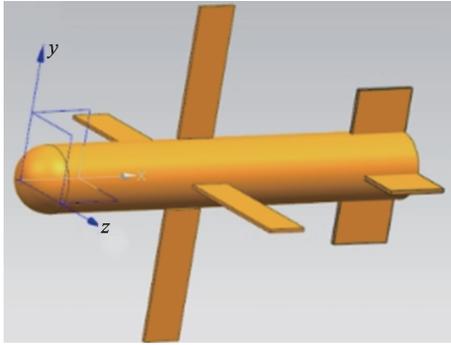


图1 巡飞弹

当翼展尺寸超过弹体直径很多时,采用横向折叠来减小贮存空间的效果就不太明显;如果采用纵向折叠,则可将弹翼展向尺寸缩小到几乎等于弹体直径的外接多边形,如图2所示,此时最大外径 $D_{max}$ 见式(1)

$$D_{max} \leq \sqrt{(D^2 + b^2)} \quad (1)$$

式中: $D$ 为弹体直径; $b$ 为翼片弦长。若弦长较大,还可以在纵向折叠基础上,进一步折叠,如图3所示。

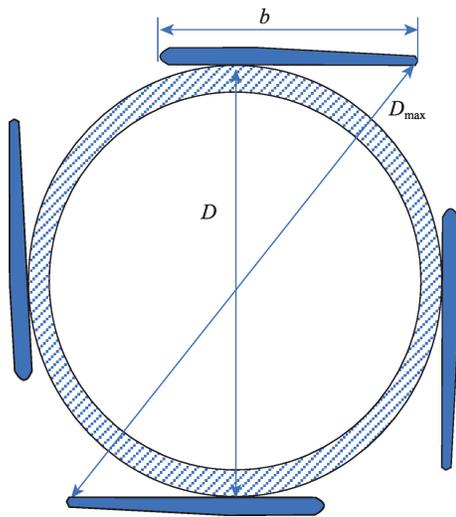


图2 纵向折叠

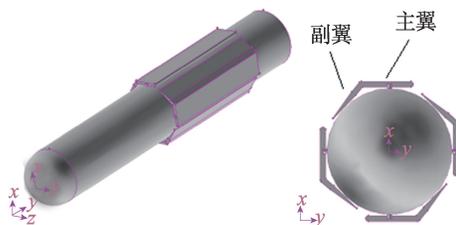


图3 弹翼折叠方式

(二) 展开路径设计

弹翼在纵向折叠时,既可以设计成后张式,展开时向后旋转张开;也可以设计成前张式,展开时向前旋转

张开。对于后张式,空气阻力是使弹翼加速张开的外力;对于前张式弹翼,空气阻力是抑制弹翼张开的外力。

1. 后张式

翼片受到的轴向力 $F_{xi}$ ,见式(2)。

$$F_{xi} = \frac{1}{2} \rho v^2 C_x S_i \sin \psi_i \quad (2)$$

式中: $\rho$ 为空气密度; $v$ 为弹体速度; $C_x$ 为阻力系数; $S_i$ 为翼片特征面积; $\psi_i$ 为张开角度。

翼面转动力矩和角加速度,见式(3)~(4)。

$$M_i = F_{xi} \times L_i \quad (3)$$

$$\alpha_i = M_i / J_y \quad (4)$$

式中: $L_i$ 为翼片气动压心距翼根转轴距离, $J_y$ 为翼片相当翼根转轴的转动惯量。

巡飞弹飞行速度 $Ma$  0.3时,翼面最大轴向气动力 $F_x=455$  N,到位角速度 $\Omega=1700$  (°)/s。翼面转动到与弹身垂直时定为锁紧,翼面角速度瞬间由最大值变为零,动能 $T$ 转变为变形能 $u$ ,使得翼面受到冲击惯性载荷,惯性载荷分布与翼面速度分布一致,如图4所示。由能量守恒得到翼稍冲击惯性载荷集度 $q$ ,见式(5)。

$$q = \left( \frac{420}{11} \frac{EI}{L^5} J_x \Omega^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

式中: $E$ 为翼片截面刚度; $I$ 为翼片截面惯性矩; $L$ 为翼片展长; $J_x$ 为翼片绕翼根转轴的转动惯量; $\Omega$ 为旋转角速度。

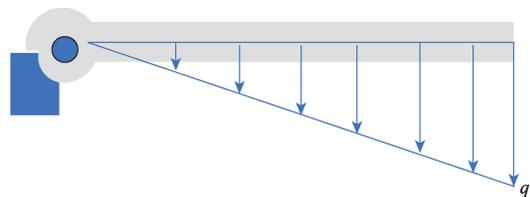


图4 翼片冲击惯性力

在翼片后张式展开时,迎风面积的突然增大,一方面使弹体的速度锐减,导致巡飞弹的射程降低,另一方面可能导致翼根断裂。

2. 前张式

前张式展开时,翼片轴向气动载荷计算同式(2),但此时气动载荷为展开阻力,如此大的气动阻力给展开动力元件设计带来很大困难。

3. 切旋弹开

为了减小气动载荷对弹翼展开的影响,将展开路径分为两步进行,首先让弹翼沿弹体顺时针切向旋转 $90^\circ$ ,再弹开,垂直于弹身表面。如此弹翼迎风面积为翼展方向面积,约为厚度方向 $1/20$ ,切旋阻力约为前张阻力的

1/20。该方式是折叠弹翼较为理想的展开路径。

## 二、弹翼展开运动分析模型

### (一) 受力分析

折叠弹翼在切旋弹开的展开路径下,弹翼在飞行中展开,受力情况如图5所示。弹翼受展开动力 $T_m$ 、气动力 $F_{li}$ 、弹身连接约束力 $R$ 等。单个翼面法向气动力<sup>[4]</sup>见式(6)。

$$F_{li} = C_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha_{li} \cdot q S_1 \quad (6)$$

翼面法向气动力在弹体坐标系的分量见式(7)。

$$\begin{aligned} F_{yli} &= C_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha_{li} \cdot q S_1 \cdot \cos\left[\frac{1}{2}\pi - (\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi + \phi_i)\right] \\ F_{zli} &= C_{y1}^{\alpha} \cdot \alpha_{li} \cdot q S_1 \cdot \sin\left[\frac{1}{2}\pi - (\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi + \phi_i)\right] \end{aligned} \quad (7)$$

弹身法向气动力见式(8)。

$$\begin{aligned} F_{y0} &= (C_{y0}^{\alpha} + C_{y0}^{\beta}) \cdot \alpha q S \\ F_{z0} &= (C_{y0}^{\alpha} + C_{y0}^{\beta}) \cdot \beta q S \end{aligned} \quad (8)$$

俯仰、偏航阻力矩导数见式(9)。

$$M_y^{w_y} = M_z^{w_z} = m_z^{\bar{w}} \cdot q S L^2 / V \quad (9)$$

滚转阻力矩导数见式(10)。

$$M_x^{w_x} = m_x^{\bar{w}} \cdot q S L^2 / V \quad (10)$$

式中:  $\alpha_{li}$  为弹翼当地攻角;  $C_{y1}^{\alpha}$  为弹翼升力系数;  $\alpha$  为攻角;  $\beta$  为侧滑角;  $\phi_i$  为弹翼展开角,  $i=1,2,3,4$ ;  $S$  为弹身特征面积;  $S_1$  为翼面特征面积;  $q$  为动压;  $L$  为弹身特征长度,翼面当地攻角计算,见式(11)。

$$\begin{aligned} \alpha_{li} &= \alpha \cos\left[\frac{1}{2}\pi - (\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi + \phi_i)\right] + \\ &\beta \sin\left[\frac{1}{2}\pi - (\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi + \phi_i)\right] \end{aligned} \quad (11)$$

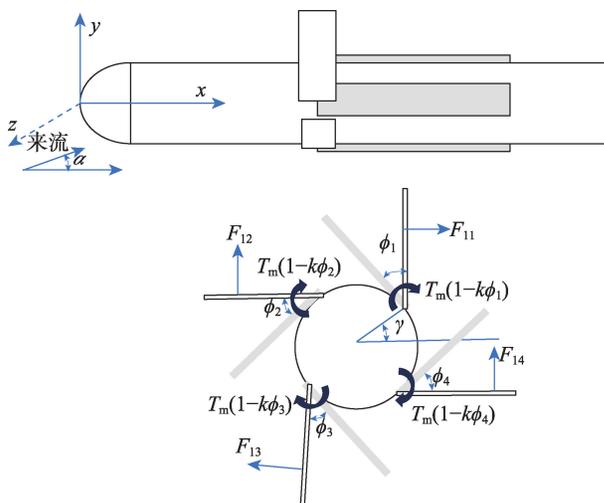


图5 弹翼展开受力分析

### (二) 弹翼展开动力学模型

巡飞弹弹翼展开过程可简化为多刚体动力学问题,共有10个自由度,分别为弹体3个平动、3个转动自由度及4片翼面绕弹身转动的4个自由度。由于平动仅影响气动力的大小,不改变气动力作用方向,而弹体姿态的变化对计算弹翼能否展开影响较大,为简化计算,计算中没有列出弹体平动运动方程,仅计算了姿态变化及翼面展开角度。计算中,做了如下简化处理。

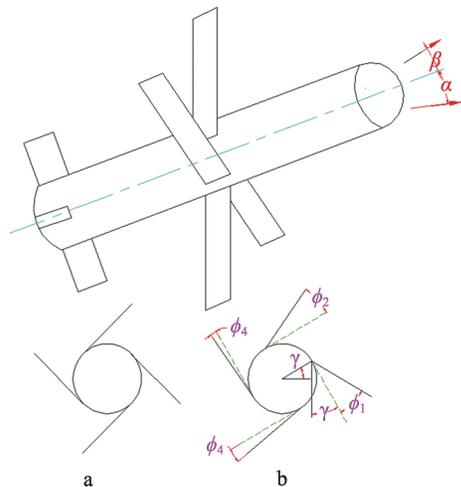
1) 展开时间相对飞行时间较短,计算中没有考虑弹体的速度变化,以及由速度变化引起的气动力大小变化;

2) 没有考虑翼片展开过程中弹身与翼面气动干扰的变化;

3) 没有考虑翼片展开过程中滚转阻尼系数、俯仰阻尼系数的变化;

4) 忽略了翼片展开过程中翼面上的气动阻力系数变化。

采用拉格朗日方程建模,除去平动运动方程,广义坐标如图6所示。



注:  $\alpha$  为攻角;  $\beta$  为侧滑角;  $\gamma$  为滚转角;  $\phi_i$  为弹翼展开角,  $i=1,2,3,4$ 。

图6 广义坐标

系统动能:

$$T = T_0 + \sum T_i \quad (12)$$

弹身动能:

$$T_0 = \frac{1}{2} J_{z0} \dot{\alpha}^2 + \frac{1}{2} J_{y0} \dot{\beta}^2 + \frac{1}{2} J_{x0} \dot{\gamma}^2 \quad (13)$$

翼面动能:

$$T_i = \frac{1}{2} J_{z1} \dot{\alpha}^2 + \frac{1}{2} J_{y1} \dot{\beta}^2 + \frac{1}{2} J_{x1} (\dot{\gamma} + \dot{\phi})^2 + \frac{1}{2} m v_i^2 \quad (14)$$

其中:

$$v_i^2 = \left\{ x_1^2 + \left[ R \cos\left(\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi\right) + l_c \sin\left(\gamma + \frac{1}{2}(i-1)\pi + \phi_i\right) \right]^2 \right\} \dot{\alpha}^2 + R^2 \dot{\phi}_i^2 + l_c^2 (\dot{\phi}_i + \dot{\gamma})^2 + 2Rl_c \dot{\phi}_i (\dot{\phi}_i + \dot{\gamma}) \sin \phi_i$$

广义力为:

$$Q_\alpha = \frac{\sum W_\alpha}{\delta \alpha} = F_{y0} \cdot x_{q0} + \sum_{i=1}^4 F_{y1i} \cdot x_{q1} + F_{y2} \cdot x_{q2} + \dot{\alpha} \cdot M_z^w$$

$$Q_\beta = \frac{\sum W_\beta}{\delta \beta} = F_{z0} \cdot x_{q0} + \sum_{i=1}^4 F_{z1i} \cdot x_{q1} + F_{z2} \cdot x_{q2} + \dot{\beta} \cdot M_y^w$$

$$Q_\gamma = \frac{\sum W_\gamma}{\delta \gamma} = \sum_{i=1}^4 F_{1i} \cdot (l_c + R \sin \phi_i) + w_x \cdot M_x^w$$

$$Q_{\phi_i} = \frac{\sum W_{\phi_i}}{\delta \phi_i} = 2T_m(1 - k\phi_i) + F_{1i} \cdot L_1/2 \quad i=1,2,3,4$$

将动能及广义力代入拉格朗日方程<sup>[5]</sup>:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} - \frac{\partial T}{\partial q_k} = Q_{q_k} \quad (16)$$

$$q_k = \alpha, \beta, \gamma, \phi_1, \phi_2, \phi_3, \phi_4$$

得到弹翼展开动力学方程组见式(17)——(20)。

$$(J_z + \sum_{i=1}^4 [J_{zi} + m_1 x_1^2 + [R \cos(\gamma + \pi(i-1)/2) + l_c \sin(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)]^2] \dot{\alpha} + \sum_{i=1}^4 m_1 [x_1^2 + [R \cos(\gamma + \pi(i-1)/2) + l_c \sin(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)]^2] [-\dot{\gamma} R \sin(\gamma + \pi(i-1)/2) + (\dot{\gamma} + \dot{\phi}_i) l_c \cos(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)] \dot{\alpha} = Q_\alpha \quad (17)$$

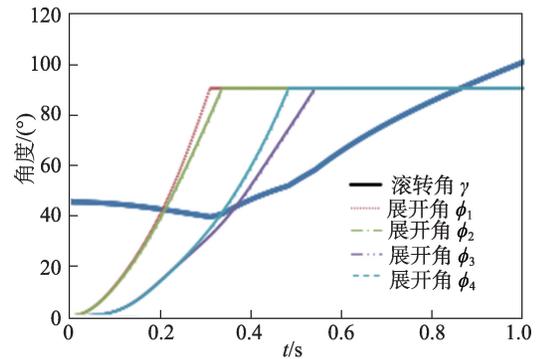
$$(J_y + \sum_{i=1}^4 [J_{yi} + m_1 x_1^2 + [R \sin(\gamma + \pi(i-1)/2) - l_c \cos(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)]^2] \dot{\beta} + \sum_{i=1}^4 m_1 [x_1^2 + [R \sin(\gamma + \pi(i-1)/2) - l_c \cos(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)]^2] [\dot{\gamma} R \cos(\gamma + \pi(i-1)/2) + (\dot{\gamma} + \dot{\phi}_i) l_c \sin(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)] \dot{\beta} = Q_\beta \quad (18)$$

$$(J_x + \sum_{i=1}^4 J_{xi}) \ddot{\gamma} + \sum_{i=1}^4 (J_{x1} + m_1 R l_c \sin \phi_i) \ddot{\phi}_i + m_1 R l_c \cos \phi_i \cdot \dot{\phi}_i - \sum_{i=1}^4 m_1 [R \sin(\gamma + \pi(i-1)/2) - l_c \cos(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)] [R \cos(\gamma + \pi(i-1)/2) + l_c \sin(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i)] (\dot{\alpha}^2 + \dot{\beta}^2) = Q_\gamma \quad (19)$$

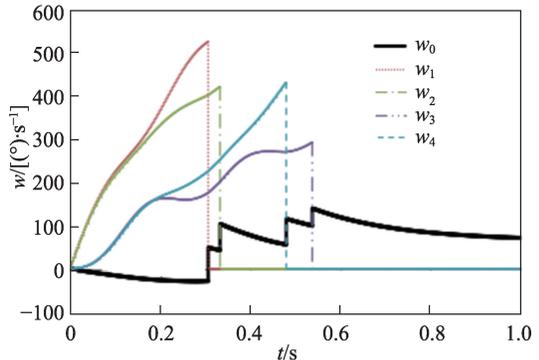
$$(J_{xi} + m_1 l_c^2) (\ddot{\phi}_i + \dot{\gamma}) + m_1 R^2 \ddot{\phi}_i + m_1 R l_c (2\ddot{\phi}_i + \ddot{\gamma}) \sin \phi_i - m_1 l_c^2 \cos(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i) \sin(\gamma + \pi(i-1)/2 + \phi_i) (\dot{\alpha}^2 + \dot{\beta}^2) = Q_{\phi_i} \quad i=1,2,3,4 \quad (20)$$

式中:  $m_1$ 为翼片质量;  $J_x$ 、 $J_y$ 、 $J_z$ 为弹身沿弹体坐标系的转动惯量;  $J_{xi}$ 为翼片过质心的  $x$  方向上的转动

惯量;  $J_{y1i}$ 、 $J_{z1i}$ 分别为翼片展开  $\phi_i$ 角后对弹体坐标  $y$ 、 $z$ 轴的转动惯量;  $R$ 为翼面转轴距弹身轴线的距离;  $l_c$ 为翼面质心距转轴距离;  $x_1$ 为翼面质心距质心在弹轴  $x$ 方向的投影距离;  $T_m$ 为单个扭簧最大力矩;  $k$ 为扭簧系数;  $C_{y1}^\alpha$ 为弹身存在时弹翼法向力系数斜率;  $C_{y0}^\alpha$ 为单独弹身法向力系数斜率;  $C_{y10}^\alpha$ 为翼存在时身段法向力系数斜率;  $C_{y2}^\alpha$ 为尾翼身段法向力系数斜率;  $m_z^{\omega_z}$ 为全弹俯仰阻尼导数;  $m_x^{\omega_x}$ 为全弹滚转阻尼导数。典型工况计算结果如图7所示。



a 弹身滚转角及弹翼展开角时程曲线



b 弹翼展开角速度时程曲线

图7 弹翼展开参数计算

### 三、折叠弹翼展开结构模型设计

#### (一) 弹翼展开运动机构设计

如上文所述,使弹翼顺利展开,展向折叠展开机构采取“先沿弹身切向旋转 90°再展开”的模式。将展开机构分解为:切旋运动操纵机构、切向锁紧机构、展开运动机构和展开后的锁紧机构。

操纵机构由舵机、操纵转轴、轴承、轴承压盖组成。操纵转轴下部与舵机减速器通过“轴、孔”的方式相联接,中部装有轴承,上端面的凹槽内有定位面,凹槽的边上有两个耳片;操纵转轴通过主轴与过渡板组成一个回转体(过渡板用铆钉与主翼面的根部固连)。

操纵转轴通过轴承和压盖固定在舱体上,可以在舵机驱动下旋转。

切向锁紧机构能够保证弹翼在切向旋转的过程中不弹起,它是利用舵机舱体和操纵转轴间的相对运动来实现对弹翼切向旋转中的解锁。

展开运动机构由扭簧、转轴组成,在切旋到位后,切旋锁紧机构组成,在扭簧作用下,弹翼绕翼根转轴旋转。

展开后锁紧机构由压簧、定位销组成,在弹翼展开到位后,定位销弹出,锁紧弹翼。操纵转轴与锁紧结构设计如图8所示。

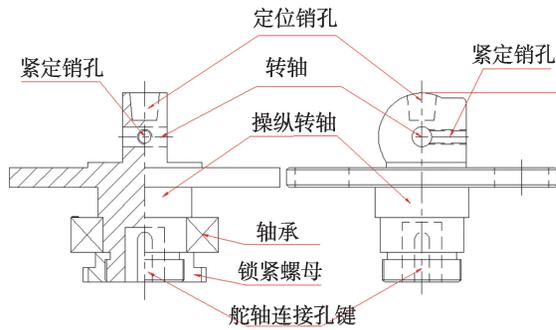


图8 操纵机构转轴

## (二) 展开动力设计

扭簧时提供扭矩动力的理想储能元件。弹翼展开设计中采用扭矩来提供展开动力,需要足够的扭力而尽可能小的安装空间<sup>[6]</sup>。簧丝直径与扭矩关系见式(21)。

$$d \geq \sqrt[3]{\frac{K_1 T_{\max}}{0.1[\sigma_b]}} \quad (21)$$

式中:  $d$  为簧丝直径,  $m$ ;  $T_{\max}$  为最大工作扭矩,  $N \cdot m$ ;  $\sigma_b$  为弹簧丝的许用弯曲应力,  $MPa$ ;  $K_1$  为弹簧丝曲度系数。由弹翼展开动力学模型算得合适扭矩后,选取合适的扭簧。

## 四、结语

首先在节约巡飞弹发射空间需求牵引下,开展了弹翼结构模型设计,分析得到一种较优的展开路径;其次在受力分析上,基于拉格朗日方程,建立了弹翼展开动力学模型;最后进行了折叠弹翼展开机构设计,设计了一套折叠弹翼运动锁紧机构。

## 参考文献

- [1] 张亦贵. 弹药中的“精灵鬼”——BAT智能反装甲子弹药[J]. 聪明泉(科幻&奇幻), 2003.
- [2] 张永利. 飞行器折叠式弹翼机构动态性能研究[D]. 陕西: 西安工业大学, 2007.
- [3] 陈光辉. 关于BAT子弹药的跟踪报告[J]. 弹箭技术, 1996, 9(3): 13.
- [4] 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京理工大学出版社, 2000.
- [5] 陈乐生, 王以伦. 多刚体动力学基础[M]. 哈尔滨工程大学出版社, 1995.
- [6] 蔡德咏, 马大为, 朱忠领, 等. 折叠尾翼驱动扭簧参数优化及数值仿真[J]. 振动与冲击, 2011, 30(8).

责任编辑:陈作