

doi: 10.7690/bgzdh.2023.03.014

折叠翼展开机构设计仿真及试验分析

吴树雄, 蒋学乔, 赵双双, 赵保全, 李文武, 芮亮, 刘苗苗
(重庆红宇精密工业集团有限公司, 重庆 402760)

摘要: 针对折叠翼展开机构设计对展开过程的影响, 建立翼片展开-展开机构的数学模型。通过 ADAMS 软件仿真和炮射试验分别进行对比, 展开机构设计时, 可单独采用转速模块或扭簧力矩模块, 若翼片展开到位角速度过大可考虑增加摩擦力矩模块, 气动力矩模块需配合其他模块共同作用。试验结果表明, 该设计可为同类型的折叠翼展开机构设计提供理论参考。

关键词: 兵器科学与技术; 折叠翼; 展开; 数学模型; 仿真; 试验

中图分类号: TJ760.13 **文献标志码:** A

Design, Simulation and Experimental Analysis of Folding Wing Deployment Mechanism

Wu Shuxiong, Jiang Xueqiao, Zhao Shuangshuang, Zhao Baoquan, Li Wenwu, Rui Liang, Liu Miaomiao
(Chongqing Hongyu Precision Industry Corporation Co., Ltd., Chongqing 402760, China)

Abstract: In view of the influence of the folding wing deployment mechanism design on the deployment process, the mathematical model of the wing deployment-deployment mechanism is established. Through the comparison of ADAMS software simulation and gun-launched test, the rotational speed module or torsional spring torque module can be used alone in the design of the deployment mechanism, if the angular velocity of the wing deployment is too large, the friction torque module can be considered to increase, and the aerodynamic torque module needs to cooperate with other modules. The test results show that the design can provide a theoretical reference for the design of the same type of folding wing deployment mechanism.

Keywords: ordnance science and technology; folding wing; deployment; mathematical model; simulation; experiment

0 引言

为了满足有限内径筒式的发射, 翼片采用折叠式的翼片显得尤为重要。按折叠方向分类, 折叠翼可以分为横向折叠式和纵向折叠式。

针对折叠翼的展开过程, 国内外学者开展了大量研究。甄文强等^[1-2]结合地面试验、发射环境和仿真结果分析了气动、摩擦等因素对折叠翼展开过程的影响。崔二巍等^[3]使用 Adams 软件建立了纵向折叠翼展开的动力学模型和优化分析。李真等^[4]基于计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) CFD-FASTRAN 软件模拟了折叠翼片的展开过程。杨世全等^[5]结合试验和仿真结果分析了翼片展开和展开冲击应力响应。单继祥等^[6]通过结合风洞试验和 CFD 方法计算, 分析了气动对折叠翼展开过程的影响。

上述研究中, 针对折叠翼展开过程的动力学仿真、发射环境下的试验和地面试验都进行了较深入的研究, 但针对纵向折叠翼展开机构设计分析较为

粗略, 尚没有学者对此进行深入研究。

笔者主要从数学模型、软件仿真和发射试验 3 个角度对不同展开机构下折叠翼的展开过程进行分析。通过开展软件仿真和试验, 并与数学模型进行对比分析, 分析了扭簧扭矩、转速角速度、气动力矩和摩擦力矩对展开过程的影响。分析结果表明: 建立的数学模型与软件仿真及试验结果吻合较好, 明确了不同展开机构对折叠翼展开过程的影响, 给出了展开机构设计的原则, 为折叠翼的工程设计提供了参考。

1 翼片展开-展开机构的动力学建模

1.1 翼片展开-展开机构的物理模型

纵向折叠翼展开过程的折叠过程、展开过程及锁紧状态, 如图 1 所示。

纵向折叠式翼片的结构主要由翼片、翼片座和翼轴等组成。制导炮弹发射前, 翼片被制导炮弹上机构约束并折叠, 展开机构处于待工作状态; 制导

收稿日期: 2022-11-13; 修回日期: 2022-12-28

作者简介: 吴树雄(1991—), 男, 浙江人, 硕士, 工程师, 从事工程力学研究。E-mail: wsx0092@163.com。

炮弹发射出筒后，约束解除，翼片在展开机构作用下绕轴转动，直至翼片到位锁定。上述的展开机构包含转速、摩擦力矩、气动力矩和扭簧扭矩 4 个模块。

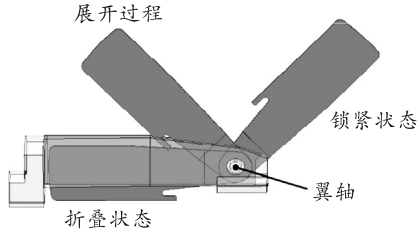


图 1 纵向折叠翼的运动状态

发射出筒时，制导炮弹处于高初速和较高转速的环境下，对翼片展开设计提出很高要求。对单片翼片展开而言，翼片、翼轴等关键零件在翼片展开到位冲击时，结构强度需满足冲击要求，不会出现强度失效的现象^[5]。对多片翼片分别展开而言，翼片展开到位同步性好，不会影响制导炮弹的飞行稳定^[7]。展开机构设计，需满足以上 2 点要求，从而保证制导炮弹能实现其功能。

1.2 翼片展开-展开机构的数学模型

在对翼片展开-展开机构的建立数学模型前，先作如下简化假设：为了方便工程初期设计应用，用多个质量点替换真实翼片结构；用多个变截面的长板等效变截面翼片；不考虑海拔高度对重力加速度的影响。折叠翼的受力状态如图 2 所示，折叠翼结构如图 3 所示。

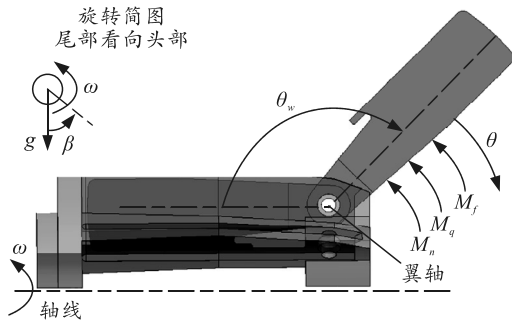


图 2 折叠翼受力

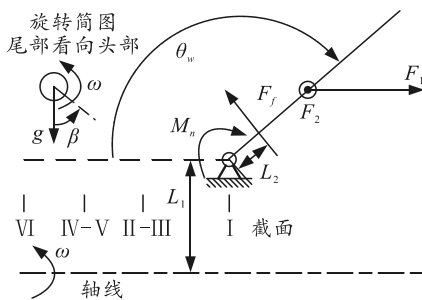


图 3 折叠翼结构

展开过程的数学模型建立如下：

$$\left. \begin{aligned} J\ddot{\theta} &= M_n + M_\omega + M_q + M_G - M_f \\ J &= m_1x_1^2 + m_2x_2^2 + m_3x_3^2 \\ M_n &= M_k(\beta_n - \theta) \\ M_\omega &= (m_1 + m_2 + m_3)\omega^2(L_0 \sin \theta + L_1)L_0 \cos \theta \\ M_q &= F_1L_0 \sin^2 \theta \\ M_G &= (m_1 + m_2 + m_3)g \cos \beta L_0 \cos \theta \\ M_f &= ((m_1 + m_2 + m_3)g \sin \beta + F_2 + F_3)fL_2 \end{aligned} \right\} (1)$$

式中： J 为翼片相对于翼轴的转动惯量； θ 为翼片从折叠状态开始转动的角度； M_n 为扭簧产生的扭矩； M_ω 为翼片在转速下产生的力矩； M_q 为翼片沿制导炮弹轴线方向产生气动力引起的力矩； M_G 为翼片在重力作用下产生的力矩； M_f 为摩擦力产生的力矩； m_1 为截面 I 和 II 之间质量点的等效质量； m_2 为截面 III 和 IV 之间质量点的等效质量； m_3 为截面 V 和 VI 之间质量点的等效质量； x_1 为截面 I 和 II 之间质量点相对于翼轴的质心距离； x_2 为截面 III 和 IV 之间质量点相对于翼轴的质心距离； x_3 为截面 V 和 VI 之间质量点相对于翼轴的质心距离； M_k 为扭簧的刚度； β_n 为扭簧的预扭角； ω 为制导炮弹转速角速度； L_0 为翼片相对于翼轴的质心距离； L_1 为翼轴离制导炮弹轴线的距离； F_1 为零攻角状态下翼片沿制导炮弹轴线方向的气动力； g 为重力加速度； β 为翼片展开方向和重力方向的夹角； F_2 为绕制导炮弹轴线转动时，受到垂直于翼面的气动阻力； F_3 为翼片受到垂直于翼面的预紧力； f 为翼片和翼片座的摩擦系数； L_2 为摩擦力矩的作用力臂。

制导炮弹出筒时速度最高，处于零攻角状态，翼片不会产生升力；但翼片展开过程中，会有 2 种气动阻力：1) 翼片绕翼轴转动时，沿制导炮弹轴线的截面，在来流的作用下会产生气动阻力 F_1 ；2) 翼片绕制导炮弹轴线转动时，受到垂直于翼面的气动阻力 F_2 。一般来说制导炮弹初速远大于翼片绕翼轴展开引起的线速度，在工程初步计算时，可忽略翼片绕制导炮弹轴线转动对气动阻力的影响。这 2 种气动阻力的工程方法是一致的。

$$F_{1,2} = \rho v^2 Sc / 2. \quad (2)$$

式中： ρ 为空气密度； v 为翼片相对于来流速度； S 为翼片相对于来流最大横截面积； c 气动阻力系数。

2 算例计算与 ADAMS 软件仿真验证

应用 ADAMS 软件中的 ADAMS/view 模块建立

仿真模型如图 4 所示。为了方便观察，只显示一片翼片的载荷和边界情况。定义翼片、翼片座和底座的质量，定义适当的重力方向，在翼片和翼片座之间建立扭簧并添加参数，在翼片的表面分别施加轴向气动阻力、法向气动阻力和平均预紧力，在翼片座施加绕制导炮弹轴线的转速，在翼片和翼片座之间设置摩擦面和摩擦系数，对底座与地面施加固定约束，对翼片与翼片座间施加旋转副，对翼片座和底座施加旋转副。所有算例数据如表 1 所示，表中的算例参数，对模型的各个模块进行单项或复合仿真验证，为了便于观察翼片展开同步差异，所有算例均考虑重力的影响。1 号算例验证 4 个模块同时作用的准确性。2 号、3 号和 4 号算例分布验证扭簧扭矩模块、全弹转速模块和气动阻力模块的准确性。

5 号算例验证摩擦力矩模块的准确性，具体参数设置与其他有些差异，算例还施加一个附加的离心力，为翼片展开提供初始动力，保证翼片能顺利展开到位。

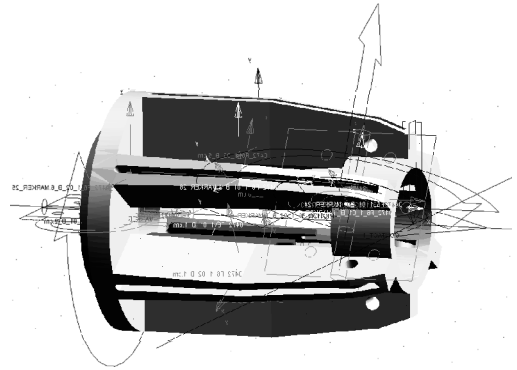


图 4 ADAMS 软件仿真模型

表 1 模型的算例参数

算例	翼片质量 m/kg	扭簧力矩峰值 $M_n/(\text{N}\cdot\text{m})$	制导炮弹转速 $\omega/(\text{rad}/\text{s})$	轴向阻力峰值 F_1/N	切向阻力峰值 F_2/N	摩擦系数 f	平均预紧力 F_3/N
1	0.188	0.722	30	200	52	0.2	1 200
2	0.188	0.722	0	0	0	0	0
3	0.188	0	30	0	0	0	0
4	0.188	0	0	200	0	0	0
5	0.188	0	2	0	52	0.2	1 200

根据上表的参数，控制软件中的仿真时间和仿真步数，通过 ADAMS 软件进行仿真，1 号算例的 6 片翼片展开随时间的响应如图 5 所示，其余 4 种

算例不再赘述，所有算例结果见表 2，表中列出 6 片翼片展开到位时的展开到位角速度范围、展开总时间范围和展开最大差异率范围。

表 2 理论计算和仿真值

算例	展开到位角速度 $\omega/(\text{rad}/\text{s})$		展开总时间 t/ms		翼片展开最大差异率 $A/\%$	
	数学模型	ADAMS 仿真	数学模型	ADAMS 仿真	数学模型	ADAMS 仿真
1	283.60~283.83	270.10~270.45	13.70~13.73	14.38~14.45	0.22	0.49
2	51.15~53.89	47.06~50.66	70.84~77.80	75.09~83.25	9.82	10.87
3	205.14~205.54	196.93~199.37	15.27~15.31	16.49~16.53	0.26	0.49
4	168.31~169.63	162.84~164.94	97.30~706.91	106.06~749.32	626.53	606.51
5	17.13~17.55	16.95~17.20	176.15~299.82	188.48~308.81	70.21	63.84

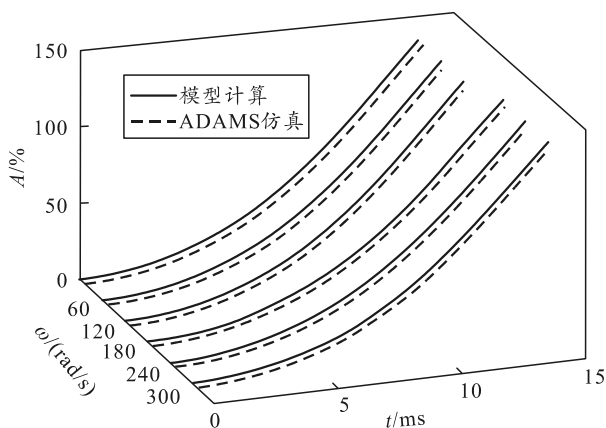


图 5 翼片展开随时间的响应曲线

由表 2 可看出，1—5 号算例，应用数学模型计算与 ADAMS 软件仿真得到的结果误差如下：展开到位角速度和展开总时间误差范围分别为 1.06%~

8.69%和 2.91%~8.26%，两者计算结果基本一致，数学模型结果较仿真结果偏大；翼片展开最大差异率，误差范围为-0.86%~2.28%，两者计算结果基本一致，数学模型结果和仿真结果无明显偏向。上述数据说明本文中建立的数学模型可以适用于翼片展开-展开机构的计算分析，此模型使用方便、误差小，可以为翼片展开-展开机构设计提供参考。误差原因可能是 ADAMS 软件摩擦算法与数学模型有差异，翼片等效算法和 ADAMS 软件的翼片参数有差异，摩擦力矩力臂选取和 ADAMS 软件力臂有差异等原因导致。

3 展开过程-展开方式的影响因素分析

对于展开过程-展开方式系统来说，良好的设计

主要体现在：在展开过程时，翼片可靠展开到位，保证结构完整和良好的同步性；另一方面在机构设计时，涉及模块尽量少，以保证系统设计的可靠性^[7]和经济性。

针对图 2 所示的折叠翼受力，由数学模型可知，展开过程-展开方式设计的主要影响因素有扭簧扭矩模块的扭矩峰值 M_n 、转速模块的转速 ω 、气动力矩模块的力矩峰值 M_q 、摩擦力矩模块的力矩峰值 M_f 等。对展开过程-展开方式设计影响因素分析问题可以归类到优化设计的范畴，其优化设计的目标函数为：

$$\min \text{rank} \begin{vmatrix} M_n \\ \omega \\ M_q \\ M_f \end{vmatrix}; \text{ s.t. } 0 \leq \frac{t_{\max}}{t_{\min}} - 1 \leq 0.1; \\ 0 \leq \omega_1 \leq 500; M_n, \omega, M_q, M_f \geq 0. \quad (3)$$

根据物理模型，展开机构设计有 2 个限制条件：

- 1) 展开到位角速度 $\omega_1 \leq \omega_{\max} / n$ ，其中 ω_{\max} 为翼片组件失效时的翼片到位角速度，取值与翼片组件结构设计相关^[5]，本文中暂取值 750 rad/s， n 为安全系数，一般取值 1.3~1.5；
- 2) 多片翼片展开同步到位的差异率需在一定范围内，否则会对外弹道飞行产生不利的影响^[8]，本文中暂取值 10%。

上述优化设计方程为非线性规划问题，理论求解较为繁琐，且计算量很大；因此，笔者采用数值计算方法，通过程序编程，找到目标函数关于各影响因素的单调性，从而分析各影响因素对展开过程-展开方式设计的影响。

选取前述算例，分别改变 M_n 、 ω 、 M_q 和 M_f 的大小，原本应绘制各影响参数对目标函数的曲线，考虑实际使用和便于直观查看，改为绘制各影响参数对展开到位角速度 ω_1 和展开差异率 A 的曲线，如图 6—9 所示。

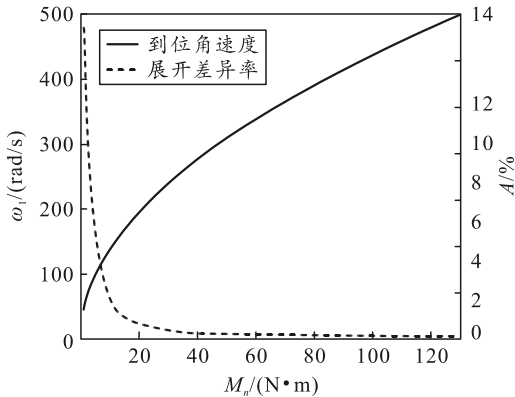


图 6 到位角速度和同步差异率随扭簧力矩峰值的变化

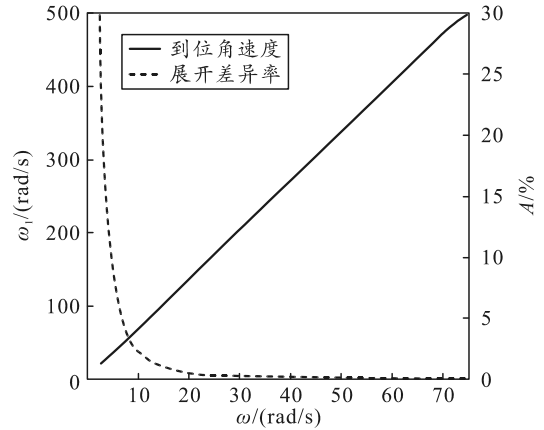


图 7 到位角速度和同步差异率随转速的变化

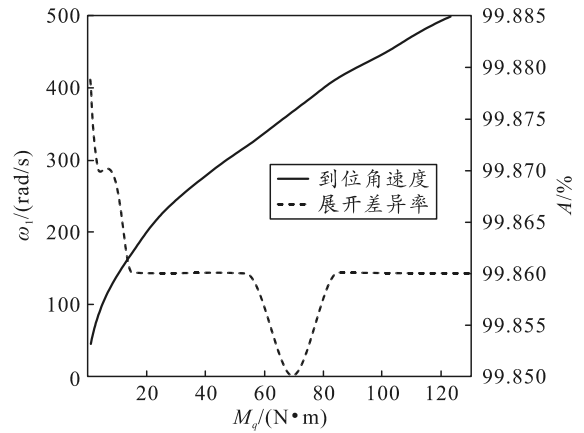


图 8 到位角速度和同步差异率随气动力矩峰值的变化

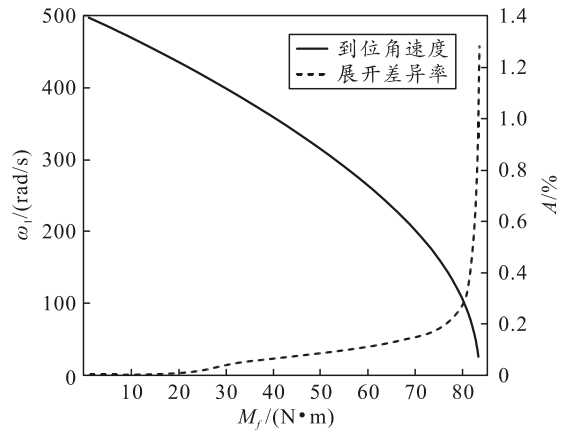


图 9 到位角速度和同步差异率随摩擦力矩峰值的变化

上述分析结论都是基于同一种翼片结构为例得出的。从函数曲线数值的变化规律看，单独选用转速模块或扭簧扭矩模块都可满足翼片展开机构设计的条件；单独选用摩擦力矩模块或气动力矩模块都不能满足翼片展开机构设计的条件。此外，选用摩擦力矩模块可减小到位角速度，选用气动力矩模块需一个初始展开的载荷；因此这 2 个模块只能配合其他模块同时使用。

使用制导炮弹时，转速若大于一定数值，极有

可能会引起翼片展开到位角速度超限，导致翼片组件结构失效，这种情况下，就有必要增加一个摩擦力模块减少角速度。有必要对转速模块和摩擦力矩模块共同作用下，翼片的展开过程做进一步分析，主要考虑不同转速下能使翼片展开到位的最大摩擦力矩和制造误差对展开差异率的影响，具体分析结果如图 10 所示。

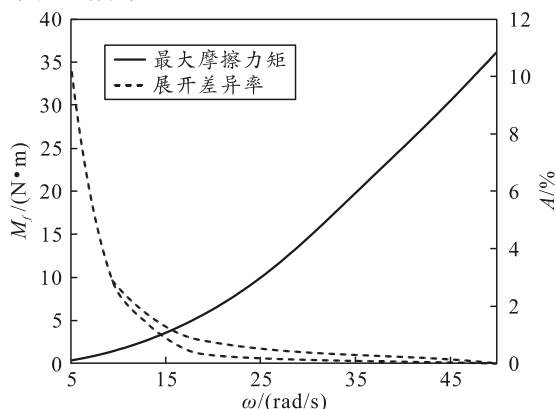


图 10 最大摩擦力矩和同步差异率随转速的变化

从上图中可知：摩擦力矩模块制造误差±10%时，展开差异率上下限差值随着转速的增加，从趋于零增大至一个峰值然后再变小至趋于零；展开差异率随着转速的增加，从较大值急速下降至趋于零然后平缓变化。基于上述的分析结果，当转速较大时，增加一个摩擦力矩模块，选取适当的摩擦力矩峰值，可让展开到位角速度和展开差异率同时满足设计要求。

4 试验验证

4.1 试验过程

为了更真实地模拟各个影响因素，翼片展开机构和其他零部件装配成制导炮弹，通过火炮平台发射，制导炮弹出筒口后，高速摄影启动，记录翼片展开到锁紧位置的全部动作。

翼片展开的高摄截图如图 11 所示，使用软件识别或目视等方法，可获得关键帧图像中翼片展开角度 θ_ω 。



(a) 折叠状态



(b) 展开状态



(c) 锁紧状态

图 11 翼片展开过程高摄截图

4.2 试验结果对比分析

发射试验前后共进行 4 次，展开机构主要参数见表 3，分别验证扭簧力矩模块及转速模块共同作用和转速模块单独作用对翼片展开的影响，经数据处理后得到翼片展开角度与时间的变化曲线，如图 12 所示。

表 3 展开机构主要参数

编号	扭簧力矩峰值 $Mn/(N\cdot m)$	弹丸转速 $\omega/(rad/s)$
1	0.722	23
2	0.722	28
3	0	35
4	0	38

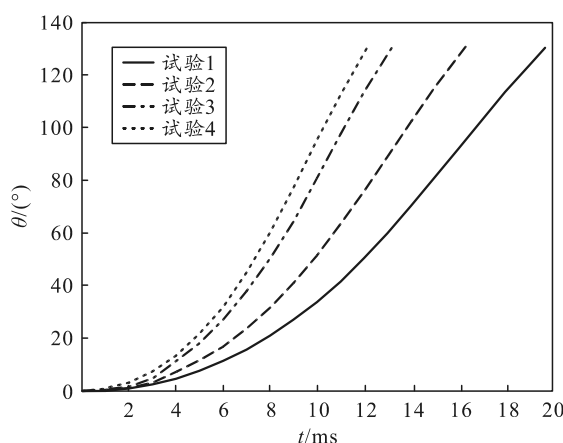


图 12 展开角度与时间的关系

由上图可以看出，试验得到的曲线随转速的变动会有相应的趋势变化，与数学模型的计算趋势相符，表明试验结果具有一定的参考价值。

图 13 给出了 2 种展开机构的试验曲线和数学模

型的曲线。从图中的曲线可看出，选取不同的展开机构，数学模型得到曲线与试验曲线基本相符。

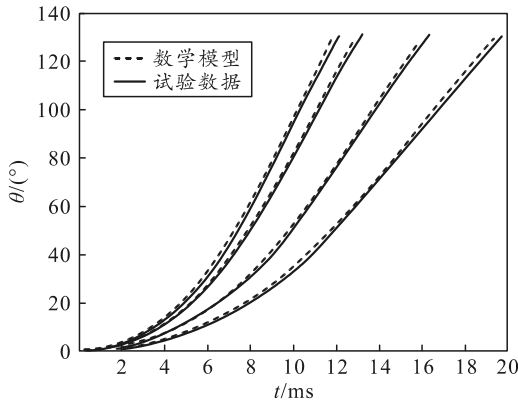


图 13 翼片展开角度与时间的关系

5 结论

1) 针对火炮发射时折叠翼的展开过程，建立展开过程-展开机构的数学模型，模型包含转速、摩擦力矩、气动力矩和扭簧力矩 4 个模块；

2) 使用动力学仿真软件建立了折叠翼展开的动力学模型，仿真结果与数学模型的结果吻合较好；

3) 通过 4 次火炮发射试验，获得折叠翼展开过程的高摄截图，得到折叠翼转动角度随时间的变化曲线，试验结果与数学模型的结果较为吻合；

4) 分析了展开机构不同模块对展开过程的影响，得出展开机构设计过程中，可单独采用转速模

块或扭簧力矩模块，若翼片展开到位角速度过大可考虑增加摩擦力矩模块，采用气动力矩模块需配合其他模块共同使用，上述设计原则可以为折叠翼的工程设计提供参考。

参考文献：

[1] 甄文强, 姬永强, 石运国. 导弹折叠翼展开过程的动力学仿真及试验研究[J]. 兵工学报, 2016(8): 1409-1414.

[2] 甄文强, 杨奇, 姬永强, 等. 发射环境下导弹折叠翼的展开试验及仿真分析[J]. 兵工学报, 2018, 39(9): 95-100.

[3] 崔二巍, 于存贵, 李猛, 等. 某导弹折叠弹翼展开过程的仿真分析[J]. 兵工自动化, 2013(12): 12-14.

[4] 李真, 董玉立, 冯成良, 等. 基于 CFD-FASTRAN 的导弹折叠弹翼展开过程模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2015(1): 5-8.

[5] 杨世全, 孙传杰, 钱立新. 某火箭弹尾翼展开过程分析[J]. 弹箭与制导学报, 2015(3): 44-46.

[6] 单继祥, 甄文强, 石运国, 等. 气动效应对折叠翼展开过程影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2017, 37(5): 111-114.

[7] 胡明, 章斌, 陈文华, 等. 基于 ADAMS/Insight 的折叠翼展开机构工作可靠性仿真[J]. 机械设计, 2016, 33(6): 81-85.

[8] 吴训涛, 白文平, 金凯, 等. 尾翼展开的同步性对飞行姿态影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2008(1): 43-45.

[7] 雷宁, 曹继平, 王赛, 等. 基于 AHP 和模糊综合评价法的装备维修保障效能评估[J]. 兵工自动化, 2019(10): 76-79.

[8] 孙永林, 阮永贵, 肖虎, 等. 基于模糊评判的 ESM 系统作战效能评估[J]. 舰船电子工程, 2020(8): 134-136.

[9] 曹涛, 王代智, 孙礼明, 等. 基于信息系统指挥机构指挥效能评估[J]. 兵工自动化, 2017(2): 92-96.

[10] 王清华, 周义兴. 基于 ANP 的战略投送基地物资投送保障能力模糊评价[J]. 指挥控制与仿真, 2018(12): 73-76.

(上接第 70 页)

[3] 夏文军. 军队指挥学教程[M]. 北京: 军事科学出版社, 2012: 110-141.

[4] 胡有才. 不断提高联合作战筹划效能[N]. 解放军报, 2020-4-23(7).

[5] 苏续军, 陈建泗. 模糊综合评判的装备研制风险评估[J]. 火力与指挥控制, 2013(4): 119-120.

[6] 张发明. 综合评价基础方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2018: 60.