

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2016.07.004

一种折叠翼飞行器离筒性能分析*

刘晓东, 韩雪峰

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:针对折叠翼飞行器发射离筒瞬间姿态变化及折叠翼机构展开性能问题,对影响飞行器离筒性能的主要因素进行了研究,对飞行器离筒过程进行了受力分析,分析了影响飞行器离筒性能的主要因素,建立了飞行器离筒过程理论模型和 ADAMS 仿真模型,对飞行器离筒过程中低头角变化、离筒时间、离筒速度、离筒最大应力、折叠翼机构展开时间和折叠翼展开同步性等参数进行了计算;对比分析了两种方法所得计算结果;分析了发射角对飞行器离筒过程中低头角和接触力的影响。研究表明,两种计算方法计算结果误差在 5% 以内,可以相互验证;水平发射时飞行器离筒低头角为 0.49° 、离筒时间为 163 ms、离筒速度为 14.12 m/s;随着发射角的增加飞行器离筒低头角减小,离筒过程最大冲击力减小;计算结果为飞行器发射性能提供了理论依据。

关键词:离筒性能;飞行器姿态;动力学模型;ADAMS 仿真;折叠翼

中图分类号:TP394.1;TH691.9

文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2016)07-0794-05

Drum performance analysis of folding wing aircraft

LIU Xiao-dong, HAN Xue-feng

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: Aiming at the launch of the folding wing aircraft and the performance of the folding wing mechanism, the effects on the vehicle from the cylinder performance of the main factors were studied, of the aircraft from the cylinder process has carried on the stress analysis, analysis of the effects on the vehicle from the cylinder performance of the main factors. The establishment of the aircraft from the cylinder process theory model and ADAMS simulation model, on aircraft leaves the tube during the bow angle changes, from the cylinder and from the cylinder speed, from the cylinder maximum stress, folding wings start time and folding wing expansion synchronization parameters were calculated. The comparison and analysis of the results by the two methods were obtained; the firing angle of the aircraft from tube in bow angle and contact force effect was analyzed. Experimental results show that the two calculation methods for computing the error is less than 5% can be mutual authentication; emission level aircraft from the cylinder head angle to 0.49° , from the barrel of time for 163 ms, off the cylinder speed for 14.12 m/s; with the emission angle increase aircraft from the cylinder head angle decreases, from the cylinder maximum impact force is reduced. The calculation results for vehicle emission properties provide a theoretical basis.

Key words: off tube performance; aircraft attitude; dynamic model; ADAMS simulation; folding wing

0 引言

飞行器采用筒装发射方式对提高飞行器的运输、储存、载机的适应性、减小包装箱尺寸等具有非常重要的作用,筒装飞行器受到了越来越广泛的应用。国内

外有很多型号的筒装飞行器,如美国“宝石路 2”的 GBU-12、GBU-16、GBU-20,“钻石背”的 JDAM 和 SDB,英法的弹出式尾翼飞行器 BGL1000,以色列的 spice-1000,国内的钻石翼 JDAM-雷石 6 等^[1-2]。

筒装飞行器在发射瞬间可能会出现低头、质心下移、折叠翼机构无法正常展开、展开不同步等问题,而

收稿日期:2016-02-02

基金项目:中国科学院知识创新工程国防科技创新重要项目(YYYJ-1122)

作者简介:刘晓东(1990-),男,黑龙江齐齐哈尔人,研究实习员,主要从事飞行器结构设计方面的研究。E-mail: xiaodonggly@126.com

随着飞行器性能的提高,对飞行器发射条件提出了越来越高的要求,为了保证发射过程的安全性,必须对飞行器发射过程进行动力学分析^[3-4]。目前国外的研究偏重于对发射过程的气动力分析,分析气动力的变化及对飞行器姿态的影响^[5-6]。国内的研究有:陈全龙等^[7]研究了机载飞行器发射过程中的吊挂与导轨间的接触力,对吊挂进行了有限元分析,并分析了气动力对飞行器发射姿态的影响;李克婧等^[8]研究了筒装飞行器发射角对飞行器离筒瞬间姿态的影响;于翠等对飞行器发射过程中器架干涉现象进行了分析,并提出了解决方案;陶贵明等^[9]分析了振动对飞行器发射过程的影响;余晓辉等^[10]使用 ADAMS 仿真软件分析了摩擦力对发射离筒过程的影响;曹燎原^[11]通过 ADAMS 和 Fastran 软件相结合的方法对发射过程进行了动力学分析,并指出横向力矩和偏航力矩是导致吊挂与导轨接触的主要原因^[11]。国内外学者的研究偏向于使用单一的方法对折叠飞行器离筒性能进行分析,这种方法的优点是可以快速地分析折叠翼飞行器的离筒性能。缺点是没有考虑飞行器折叠翼翼面和发射筒间的摩擦力、接触力对飞行器发射性能的影响、发射筒和飞行器结构对折叠翼机构的作用力对折叠翼机构展开的影响,没有对动力学仿真结果和理论计算结果的对比分析,导致计算结果的精度和准确度受到一定的影响。

本研究针对某在研筒装折叠翼飞行器离筒发射,建立飞行器发射过程的理论模型,用 ADAMS 建立飞行器发射和折叠翼机构展开动力学仿真模型,对比两种方法得到的飞行器离筒过程的姿态变化,分析不同发射角对飞行器低头角的影响;并用 ADAMS 仿真分析发射过程中折叠翼机构的展开时间和展开同步性,为飞行器发射过程姿态变化和折叠翼机构展开提供理论依据。

1 离筒过程计算理论模型

1.1 离筒过程受力分析

飞行器结构布局及发射过程受力如图 1 所示。飞行器主要由壳体、导向块、腹槽板、前折叠翼机构和尾舵折叠机构组成,飞行器在发动机推力作用下沿发射筒滑动,靠导向块与发射筒的接触保证飞行器沿发射筒运动。飞行器在发射出筒过程中可分为 3 个阶段。

(1) 阶段 1。中间滑块离筒前,在此阶段飞行器受到发动机推力 P , 自身重力 Mg , 滑块支撑力 N_1 , 滑块摩擦力 f_1 , 前折叠翼与发射筒接触力 N_2 , 前折叠翼摩擦力 f_2 , 尾舵支撑力 N_3 , 后折叠翼摩擦力 f_3 , 根据牛顿第二

定律得到弹体运动如下式所示^[12]:

$$P \cos(\beta) - Mg \sin(\theta) - N_1 \mu_1 - N_2 \mu_2 - N_3 \mu_3 - M \ddot{x} = 0 \quad (1)$$

$$P \sin(\beta) + N_1 - Mg \cos(\theta) = 0 \quad (2)$$

式中: μ_1, μ_2, μ_3 —滑块、前翼、尾翼与发射筒间动摩擦系数; θ —飞行器发射倾角; β —发动机推力偏心角。

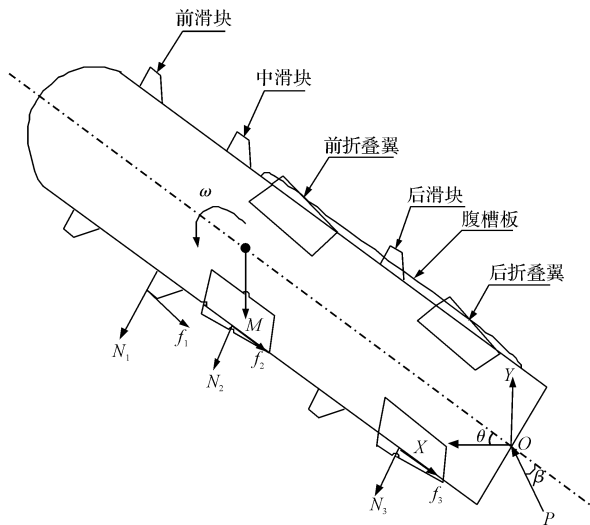


图 1 飞行器结构示意图

(2) 阶段 2。中间滑块离筒后到后滑块离筒前,该阶段飞行器受到发动机推力,后滑块的支撑力,前翼与发射筒接触力,尾翼与发射筒接触力,发射筒摩擦力,腹槽板与发射筒间接接触力及摩擦力。该阶段飞行器除了有向前的滑动运动外还有绕后滑块的旋转运动,根据动量定理及动量矩定理得飞行器的运动方程如下式所示:

$$P \cos(\beta) - Mg \sin(\theta + \Delta\theta) - N_1 \mu_1 \cos(\Delta\theta) - N_3 \mu_3 \cos(\Delta\theta) - M \ddot{x} = 0 \quad (3)$$

$$P \sin(\beta) + N_1 \cos(\Delta\theta) + N_1 \mu_1 \sin(\Delta\theta) + N_3 \mu_3 \sin(\Delta\theta) - Mg \cos(\theta + \Delta\theta) = 0 \quad (4)$$

$$Mg \cos(\theta + \Delta\theta) L_1 + P \sin(\beta) L_2 + P \cos(\beta) R + N_3 \mu_3 \sin(\Delta\theta) - (J + ML_1^2) \ddot{\theta} - TL_3 = 0 \quad (5)$$

$$T = \begin{cases} 0 & \Delta\theta L_3 < \Delta h \\ T_i & \Delta\theta L_3 > \Delta h \end{cases} \quad (6)$$

$$L_3 = L_4 + L_5 - x \quad (7)$$

式中: L_1 —飞行器重心到中间滑块的距离, L_2 —尾喷管到中间滑块的距离, T —腹槽板与发射筒间的碰撞力, L_3 —腹槽板与发射筒接触点到后滑块的距离, L_4 —后滑块到发射筒口的距离, L_5 —腹槽板前端到后滑块的距离, R —尾舱半径, Δh —腹槽板与发射筒见间隙值, $\Delta\theta$ —绕后滑块转动角度。

(3) 阶段 3。后滑块离筒到弹身全部离筒,该阶段飞行器做自由飞运动,主要受到重力,发动机推力,尾舵与发射筒间碰撞力和摩擦力,腹槽板与发动机间的

碰撞力,该阶段的运动方程如下式所示:

$$P\cos(\beta) - Mg\sin(\theta + \Delta\theta) - N_3\mu_3\cos(\Delta\theta) - M\ddot{x} = 0 \tag{8}$$

$$P\sin(\beta) - Mg\cos(\theta + \Delta\theta) - N_3 - M\ddot{h} = 0 \tag{9}$$

$$P\sin(\beta)L_6 + TL_7\cos(\Delta\theta) - J\ddot{\alpha} = 0 \tag{10}$$

式中: h — 飞行器质心下沉量, L_6 — 尾喷管到飞行器质心距离, L_7 — 腹槽板接触点与质心距离, α — 绕质心的转角。

1.2 离筒过程计算流程

本研究使用 Matlab 对离筒过程进行动力学仿真计算,采用数值法计算,计算流程框图如图 2 所示。

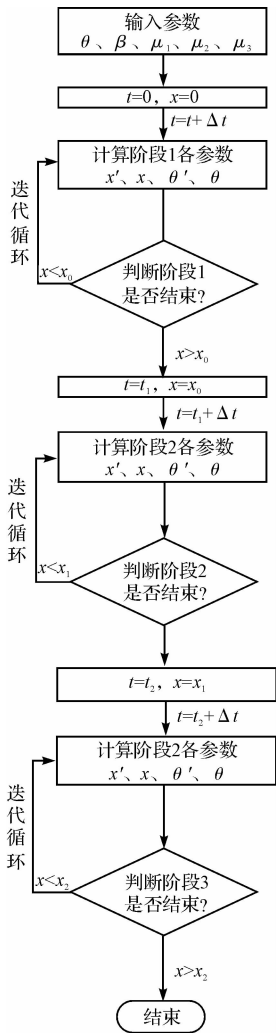


图 2 数值仿真计算流程图

本研究通过 Matlab 计算得到飞行器速度、位移、姿态角随时间变化。

2 离筒过程 ADAMS 仿真模型

2.1 ADAMS 建模流程

飞行器离筒过程 ADAMS 动力学分析流程如图 3 所示。

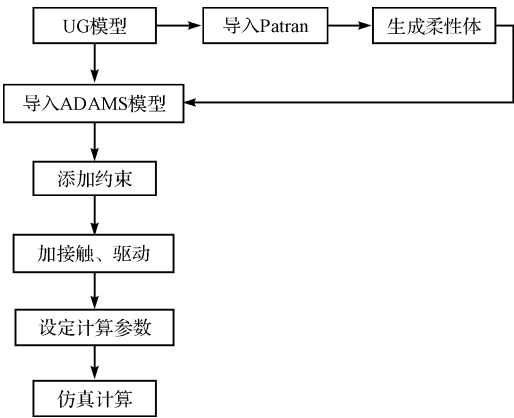


图 3 ADAMS 仿真流程图

本研究首先建立相应的三维模型,然后对关键部件进行柔性体建模,最后导入到 ADAMS 模型中添加约束、接触和驱动力等,进行仿真计算。

2.2 尾舱柔性体建模流程

尾舱为全弹离筒过程中的薄弱环节,为了验证尾舱在离筒过程中是否会发生破坏,本研究将尾舱作为柔性体进行分析,使用 Patran 生成 ADAMS 可以读取的 .mnf 文件,在 ADAMS 中进行刚柔耦合动力学仿真分析,分析流程如图 4 所示。

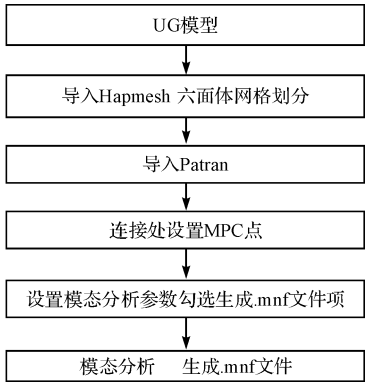


图 4 尾舱柔性体文件生成流程

2.3 驱动力矩建模

折叠翼飞行器离筒过程驱动力包括发动机推力和折叠翼展开的驱动力。发动机推力曲线由发动机生产厂家提供,在发动机尾喷管处加单向力来模拟发动机推力,单向力大小与发动机推力曲线相同。折叠翼机构包括前翼折叠机构和尾翼折叠机构,其中前翼折叠机构展开运动包括旋转运动和滑动,本研究在建模时用卷簧力矩(Torsion Spring)和拉簧推力(Translational Spring-Damper)来模拟前翼展开驱动力;用拉簧拉力来模拟尾翼展开驱动力^[13]。

2.4 冲击力添加

折叠翼飞行器离筒过程中存在很多碰撞环节,本研究在 ADAMS 仿真模型中采用碰撞力(Contact Force)来模拟翼面与支架间和导向杆与支架间的相互碰撞。参数的设置采用推荐值和计算值;其中接触刚度(Stiffness) k 根据接触件的材料和截面形状计算确定,指数(Force Exponent) e 取 2.0,阻尼(Damping) c 和切入深度(Penetration Depth) d 需要经过有限元仿真来确定^[14]。

2.5 飞行器离筒姿态确定

由于重力和腹槽板与发射筒接触力的作用,飞行器离筒时姿态会发生变化,在用 ADAMS 做仿真时,在飞行器的头部和尾部分别加传感器 1 和传感器 2,运动过程中传感器 1、2 连线与传感器 1、2 初始位置连线所成夹角即为发射过程的姿态角变化。

2.6 折叠翼机构展开时间确定

前折叠翼机构展开过程是先转动后平动,本研究在确定平动运动轨迹时,在翼面转轴的中点建立传感器 3,通过传感器 3 得到平动运动位移和速度随时间的变化曲线;在翼面转轴表面建立传感器 4 和传感器 5,通过计算 $\angle 435$ 得到翼面转角和角速度随时间的变化曲线。尾翼折叠机构通过舵片和转轴间的旋转福确定,得到尾翼展开过程中转角随时间变化曲线。

3 计算结果分析

3.1 离筒速度及时间分析

筒装飞行器发射可分为机载发射和地面发射两种情况,机载发射时发射角为 0° ,地面发射时发射角在 $10^\circ \sim 70^\circ$ 范围内变化。发射角 θ 分别取 0° 、 15° 、 45° 和 60° 时,理论计算得到飞行器离筒过程中的速度和位移随时间变化曲线如图 5 所示。

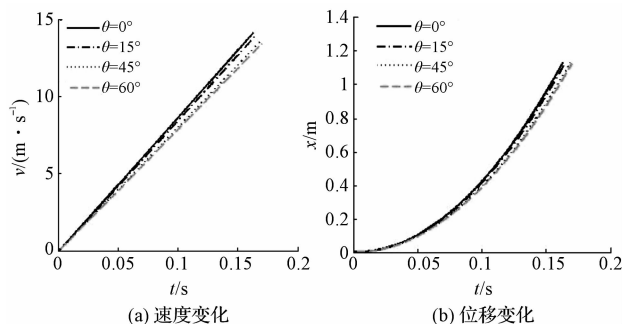


图 5 离筒过程位移和速度变化

随着发射角的增加飞行器离筒时间增加、离筒速度减小,在发射角 θ 为 0° 时飞行器离筒时间为163 ms,离筒速度为 14.12 m/s。ADAMS 仿真计算得到水平发

射时飞行器离筒时间为 167 ms,离筒速度为 13.98 m/s。

3.2 离筒姿态分析

飞行器在离筒过程中由于重力、接触力和发动机推力偏心的作用,飞行器离筒瞬间姿态会发生改变,出现低头现象,理论计算得到在不同发射角下飞行器低头姿态角变化如图 6(a)所示,ADAMS 仿真计算得到飞行器在不同发射角下飞行器低头姿态角变化如图 6(b)所示。

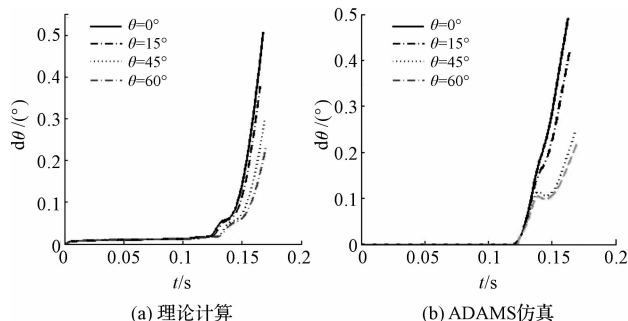


图 6 低头角随时间变化

由图 6 可以看出,飞行器低头角随着飞行器发射倾角的增加而减小,在水平发射时,飞行器低头现象最严重,水平发射时两种方法得到的低头角分别为 0.49° 和 0.51° 。

3.3 离筒过程冲击力分析

发射筒对腹槽板的冲击力是引起飞行器离筒过程姿态变化的主要原因,不同发射角时发射筒对腹槽板的冲击力随时间变化如图 7 所示。

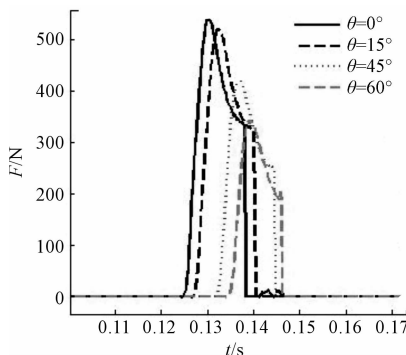


图 7 发射筒对腹槽板冲击力变化

由图 7 可以看出,随着飞行器发射角的增大,离筒过程中发射筒对腹槽板的冲击力减小,在水平发射时冲击力峰值最大,最大冲击力为 545 N,持续时间为12 ms。

3.4 尾舱应力分析

飞行器后滑块离筒后,尾舱会与发射筒发生接触,由于尾舱舱体壁厚较薄且使用塑料材料,使尾舱成为飞行器离筒过程中的薄弱环节,所以需要尾舱应力进行分析。飞行器离筒瞬间尾舱受到最大应力,最大应力为 15 MPa,小于材料许用应力 45 MPa,最大应力位置为尾舱与发动机连接接口处。

应力云图如图 8 所示。

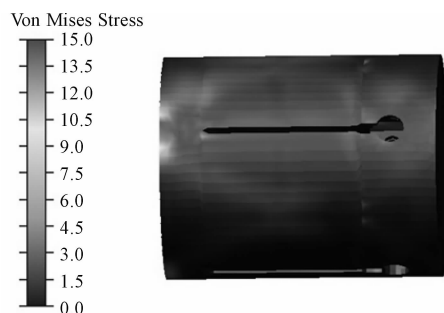


图 8 离筒瞬间尾舱应力云图

3.5 前折叠翼机构展开分析

前翼折叠机构展开过程包括旋转运动和滑移运动,前翼折叠机构展开过程中旋转运动和平移运动如图 9 所示。

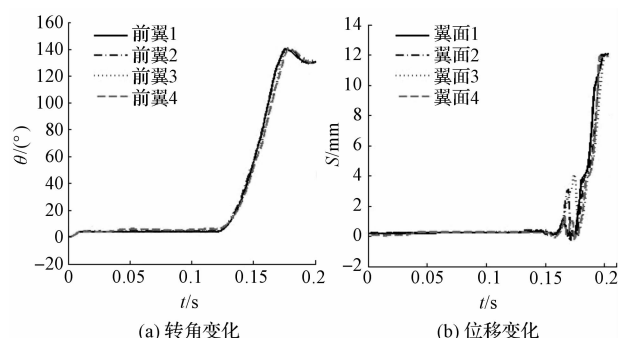


图 9 前翼展开转角及位移变化

由图 9 可以看出,前翼折叠机构 4 个翼面展开同步性较好,展开时间为:195.5 ms ~ 199.5 ms,相差最大值为 4 ms。由图 9 还可以看出,前翼滑动运动时存在反弹现象,是旋转运动和滑移运动过度处间隙引起的,其中翼面 2 和翼面 3 的反弹运动较大,是由于重力对不同方向折叠翼机构作用效果不同导致的。

3.6 尾舵折叠机构展开分析

尾舵折叠机构展开只有舵片的旋转运动,ADAMS 仿真得到舵片展开时间为 230.0 ms,不同舵片间展开同步性相差 1 ms。

4 结束语

为分析某飞行器离筒性能,本研究首先建立了飞行器发射过程的理论模型和 ADAMS 仿真模型;然后用两种方法计算了飞行器在不同发射角下的离筒性能;

最后对飞行器离筒性能进行了分析,离筒时间随着发射角的增大而增加,在水平发射时两种方法得到飞行器离筒时间分别为 163 ms 和 167 ms;离筒速度分别为 14.12 m/s 和 13.98 m/s;低头角分别为 0.49° 和 0.51°;水平发射时发射筒对腹槽板冲击力最大,最大冲击力为 545 N,持续时间 12 ms;离筒过程中前翼折叠机构展开时间为:195.5 ms ~ 199.5 ms,尾翼折叠机构展开时间为 230.0 ms。

本研究对飞行器离筒过程进行了理论计算和 ADAMS 仿真计算,两种方法所得结果误差在 5% 以内,均满足总体指标要求,通过本研究的分析可为飞行器离筒性能的提高奠定基础。

参考文献 (References):

- [1] 周 义,周绪斌,王自焰.“宝石路”激光制导炸弹风雨四十载[J]. 兵器博览,2006,27(2):5-9.
- [2] 丁 红.某导弹折叠翼的有限元分析与试验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学航天学院,2010.
- [3] 张明月,杨洪波,章家保.改进自抗扰控制谐波式电动舵机伺服系统[J]. 光学精密工程,2014,22(1):99-106.
- [4] HURST W, STAR T, NEUMAN C H., et al. Design, Analysis and Testing of a Canister-Launched Mini-UAV. Arlington: Infotech@ Aerospace[M]. 2005.
- [5] HALL L. Navier-stokes/6-DOF analysis of the JDAM store separate from the F-1c aircraft[M]. Arlington, Infotech@ Aerospace, 1999.
- [6] SHANKS S, AHMAD J. Aerodynamics of powered missile separation from a wing[C]. 22nd Eluid Dynamics, Plasma Oynamics and Lasers Conference, Honolulu: AIAA, 1991.
- [7] 陈全龙,韩景龙,员海玮.机载导弹导轨式发射过程安全性分析[J]. 振动与冲击,2013,32(20):41-47.
- [8] 李克婧,谭 浩,王瑞凤.导弹发射瞬时运动安全性分析[J]. 战术导弹技术,2014,35(2):28-35.
- [9] 陶贵明,曾兴志,王俊红.导弹发射动力学分析[J]. 电脑与信息技术,2012,20(1):29-36.
- [10] 余晓辉,王 洁.导弹发射时导轨作用于导弹的受力分析[J]. 弹箭与制导学报,2007,27(4):52-59.
- [11] 曹燎原.轨式发射装置发射分离安全影响因素研究[D]. 上海:上海交通大学机械学院,2012.
- [12] R. 克拉夫, J. 彭津,王光远(译).结构动力学[M]. 2 版. 北京:高等教育出版社,2006.
- [13] 金 光,谢晓光,谷 松.卫星太阳能帆板展开的动力学仿真分析和应用[J]. 光学精密工程,2014,22(3):745-751.
- [14] 黑 沫,鲁亚飞,张智永.基于动力学模型的快速反射镜设计[J]. 光学精密工程,2013,21(1):53-61.

[编辑:李 辉]

本文引用格式:

刘晓东,韩雪峰.一种折叠翼飞行器离筒性能分析[J]. 机电工程,2016,33(7):794-798.

LIU Xiao-dong, HAN Xue-feng. Drum performance analysis of folding wing aircraft[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2016,33(7):794-798.

《机电工程》杂志: <http://www.meem.com.cn>