

文章编号 1004-924X(2017)增-0095-08

基于 LS-DYNA 的折叠翼展开机构 刚柔耦合动力学分析

陈 超, 胡 明*, 赵德明, 陈文华, 周煦武

(浙江理工大学 机电产品可靠性技术研究浙江省重点实验室, 浙江 杭州 310018)

摘要: 二次折叠翼在展开过程中的复杂刚柔耦合现象会影响展开的精度和零部件的稳定性, 为确定展开机构各零部件在展开过程中的应力状态, 本文基于二次折叠翼展开机构的工作原理及结构特征, 利用 FLUENT 软件对导弹折叠翼面进行 CFD 仿真分析, 获得翼面的气动升力系数并确定翼面气动载荷随展开时间的变化规律; 采用 HyperMesh 软件建立展开机构刚柔耦合有限元模型, 相比于刚体仿真更加有效地模拟展开过程中零部件的应力应变情况; 将气动载荷等效后作用于翼面, 通过仿真分析获得中翼展开角度数据及各柔性部件的最大应力云图。仿真结果表明, 连杆及翼面铰接处的最大应力分别达到 393 MPa 和 189 MPa。二次折叠翼展开机构的设计可以满足要求, 并确定连杆及翼面铰接处为展开机构的危险部件(区域), 为后续展开机构失效模式分析提供参考。

关键词: 二次折叠翼; 气动载荷; 刚柔耦合; 动力学分析

中图分类号: TP242; TJ760.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0095

Rigid-flexible coupling dynamics analysis based on deployable mechanism of LS-DYNA folding wing

CHEN Chao, HU Ming*, ZHAO De-ming, CHEN Wen-hua, ZHOU Xu-wu

(Zhejiang Province's Key Laboratory of Reliability Technology for Mechanical and
Electrical Product, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China)

* Corresponding author, E-mail: huming@zstu.edu.cn

Abstract: The deployment accuracy and stability of components of deployable mechanism for twice folding wing were influenced by dynamic behavior which includes rigid-flexible coupling phenomenon in the deploying process. In this paper, in order to determining the stress state of each component during deploying, the lift coefficient of the wing was obtained through CFD simulation by FLUENT software and the relationship between the aerodynamic load and time was determined based on the operating principle and structure features of deployable mechanism for twice folding wing. The rigid-flexible coupling finite element model was developed by HyperMesh software which simulated the stress and strain of components more effective than rigid model. By imposing aerodynamic load which was equalized on the wings, the deployable angle date of the middle wing and the maximum stress contours were obtained through the simulation. The simulation results show that the maximum stress of the link and the area on hinge joint up to 393 MPa and 189 MPa respectively. The design of deploy-

收稿日期: 2017-08-20; 修订日期: 2017-09-06.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 51375458)

able mechanism for twice folding wing meets the requirements, the link and the area on hinge joint were determined as the hazardous component which offers reference to the FMEA of deployable mechanism.

Key words: twice folding wing; aerodynamic load; rigid-flexible coupling; dynamic analysis

1 引言

为适应现代化战争需求,导弹发射装置发展趋势向小型化,采用折叠翼可有效地缩小导弹与发射装置的尺寸,从而提高武器装备的战斗力。弹翼的主要作用是产生升力,以支持导弹在飞行中的重力和机动飞行所需的法向力,而折叠翼的顺利展开是保证导弹精确打击的前提,故折叠翼展开机构的动力学分析对导弹的研制具有重要意义。美国学者 Attar 等^[1]利用模态综合法建立了包括弹体、内翼和外翼 3 个部件组成的折叠翼动力学模型,并进行了非线性气动弹性问题研究;Hu 等^[2]运用多柔体动力学理论建立了折叠翼动力学模型,并提出一种有效计算展开过程中折叠翼变形力的方法,以此模拟弹翼在展开过程中的气动弹性响应;Huang 等^[3]采用多柔体动力学理论研究翼面展开过程中的瞬态气动弹性响应和颤振特性,提出了一种新的一阶状态空间气动弹性模型;国内胡明等^[4-5]运用 ADAMS 软件建立了某“一字型”折叠翼展开机构动力学仿真模型,分析了展开机构性能参数的变化规律,同时运用所研制的测试装置原理样机进行展开试验;李文娟等^[6]提出一种新型折展机构,并运用 ADAMS 仿真分析及原理样机试验验证了设计的合理性;崔二巍等^[7]在 ADAMS 多体动力学软件中建立展开机构仿真模型,研究不同驱动力曲线下弹翼的展开过程,得到其运动学和动力学数据,并对弹翼展开性能进行检验;甄文强等^[8]建立了展开机构动力学仿真模型,并开展了折叠翼地面试验研究;刘玮等^[9]将折叠翼展开机构简化成多刚体系统,运用 ADAMS 软件建立了折叠翼展开机构动力学仿真模型,分析了展开过程的动力学性能;赵俊峰等^[10]将折叠翼考虑成柔性体,采用基于浮动坐标系的多柔体系统动力学方法,建立了折叠翼刚柔耦合动力学模型,并进行仿真分析和优化设计。

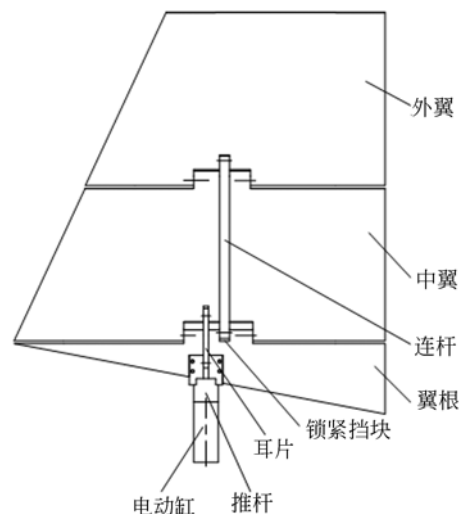
综上所述,国内外专家对折叠翼的研究主要集中在弹翼气动弹性响应、翼面刚体动力学仿真

分析和试验研究等方面,但针对二次折叠翼展开机构,在已公开发表的论著中,还没有发现学者开展相关的理论建模、动力学仿真和试验工作,尤其是没有针对二次折叠翼展开机构展开过程中翼面气动载荷和杆件应力应变的详细分析。

二次折叠翼展开机构的所有运动构件均具有柔性体特征,为降低仿真分析的复杂程度,将翼根和推杆等受力小、刚性大的部件视为刚性体,中翼、外翼、连杆和耳片则视为柔性体。本文首先运用 FLUENT 软件仿真分析获得翼面展开状态的升力系数,建立等效气动载荷并将之作用于翼面;其次采用 HyperMesh 软件建立折叠翼展开机构刚柔耦合动力学仿真模型,最后使用 LS-DYNA 求解后获得的中翼展开角度数据和各柔性部件的最大应力。

2 展开机构工作原理及结构特征

如图 1 所示,展开机构主要由电动缸、推杆、耳片、连杆、翼根、中翼和外翼组成。导弹发射后,电动缸推杆向上移动,耳片将驱动力传递到中翼,中翼绕与翼根铰接处转动,连杆带动外翼绕与中翼铰接处转动,直至折叠翼完全展开。二次折叠



(a) 折叠翼展开机构结构示意图
(a) Schematic diagram of deployable mechanism

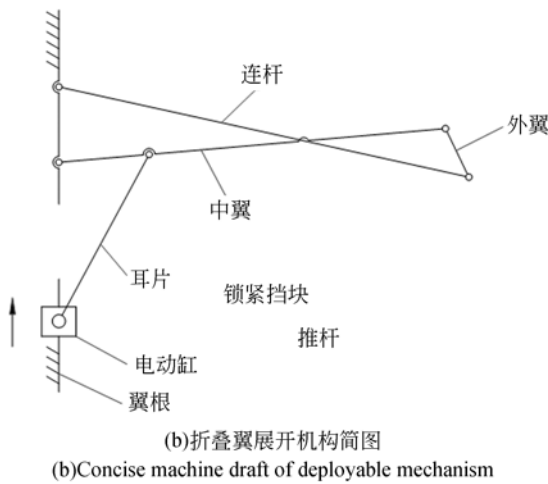


图 1 折叠翼展开机构结构示意图和机构简图
Fig. 1 Structure diagram and mechanism diagram of deployable mechanism

翼展开机构设计指标为展开时间 $t \leq 0.1$ s, 中翼最终展开角度为 111° , 外翼最终展开角度为 38.2° , 允许误差为 $\pm 0.5^\circ$, 设计安全系数为 2。

3 折叠翼展开机构气动载荷分析

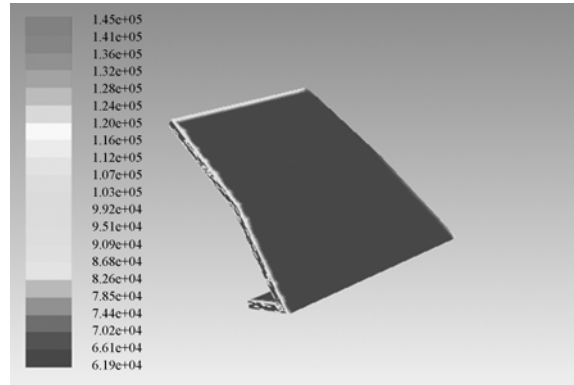
该型号导弹飞行速度 $v_0 = 272$ m/s, 攻角 $\theta = 6^\circ$ 。当展开时间为 0.1 s 时, 仿真模型中至少需要建立 27.2 m 长的空气场, 这将导致模型计算时间加长和模型调整繁琐。在当前攻角情况下, 作用在折叠翼上的气动力与其展开角度近似呈线性关系^[9]。因此, 本文将气动载荷简化并等效加载于翼面。利用 SolidWorks 分别建立翼面在展开前及完全展开两种状态时的三维模型, 导入 HyperMesh 中进行网格划分, 建立尺寸为 $2\ 000 \times 2\ 000 \times 3\ 000$ mm³ 的计算域并加密翼面周围的空气网格。将网格模型输出并导入 FLUENT 软件中, 分析得到翼面的气动力数据如表 1

表 1 翼面 CFD 仿真结果

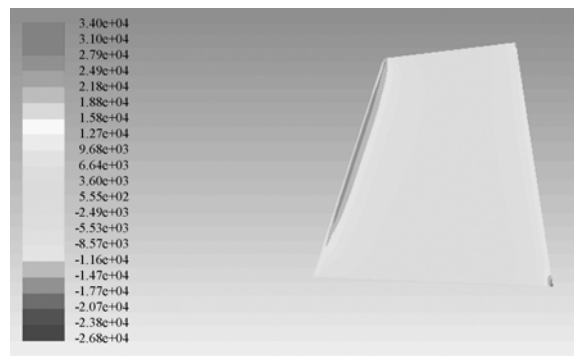
Tab. 1 CFD simulation results of the wings

编号	展开角 / (°)	气动	升力	气动	阻力
		升力 F_s /N	系数 C_s	阻力 F_z /N	系数 C_z
0	0°	247	0.112	22.9	0.018
1	111°	639	0.193	127.0	0.032

所示。同时, 得到展开前的翼面压力为 6 400 Pa, 展开后的翼面压力为 8 200 Pa, 两种状态下翼面压力分布云图如图 2 所示。



(a)展开前翼面压力云图
(a)Stress contour of state 0



(b)完全展开状态翼面压力云图
(b)Stress contour of state 1

图 2 翼面压力云图

Fig. 2 Stress contour of wings

基于连续性方程和伯努利方程, 翼面气动力 F 为:

$$F = \frac{1}{2} \rho S C_{y_{w0}} v_0^2, \quad (1)$$

其中: 空气密度 $\rho = 1.205$ kg/m³; 特征面积即翼面在展开前和完全展开两种状态下的水平投影面积 $S_0 = 42\ 900$ mm², $S_1 = 71\ 275.5$ mm²; $C_{y_{w0}}$ 为气动力系数。根据公式(1)求得 $F_{s_0} = 252.4$ N, $F_{z_0} = 34.4$ N, $F_{s_1} = 613$ N, $F_{z_1} = 101.7$ N。

根据气动力与折叠角呈一次线性关系^[9], 假定翼面相对展开角度 α' 与气动力 F 之间的关系为:

$$F = k\alpha' + \delta, \quad (2)$$

其中, k 和 δ 为待定系数, 相对展开角度 $\alpha' = \alpha -$

69°, α 为中翼与翼根的夹角。基于以上分析数据及求解结果,运用待定系数法求得系数 $k_s = 3.25, \delta_s = 252.4, k_z = 0.606, \delta_z = 34.4$ 。

在折叠翼刚柔耦合动力学分析过程中,采用将气动力等效于一点并作用于翼面的方法会使翼面的局部应力过大,导致仿真结果与实际出现较大偏差。由于展开过程中气动阻力主要作用于翼面的横向方向,对翼面展开影响较小,故本文只分析气动升力。考虑到展开时间短,故视翼面匀速展开,则得到气动升力 F_s 与展开时间 t 的关系为: $F_s = k_1 t + 252.4$, 根据展开角度 110°, 展开时间 0.1 s, 求得 $k_1 = 3\ 607.5$ 。

本文假定气动载荷均匀作用于翼面,根据压强公式,求得翼面压力 P 与展开时间 t 之间的关系为:

$$P = k_2 t + b, \quad (3)$$

求解得到 $k_2 = 27\ 170, b = 5\ 883$, 即 $P = 27\ 170t + 5\ 883$ 。

将初末状态的压力值与 FLUENT 仿真结果对比,结果如表 2 所示。由于误差较小,故在本文的仿真过程中运用式(3)等效气动载荷。

表 2 仿真结果与公式计算结果对比

Tab. 2 Comparison between simulation and formula calculation

时间/s	FLUENT 求解结果/Pa	公式结果/Pa	误差百分比/%
0	6 400	5 883	-8.0
0.1	8 200	8 600	4.9

4 折叠翼展开机构有限元建模及分析

4.1 折叠翼展开机构有限元模型的建立

为有效模拟折叠翼展开机构高速碰撞及接触非线性动力学等问题,本文采用 LS-DYNA 软件进行二次折叠翼有限元分析,具体仿真流程如图 3 所示。采用 SolidWorks 软件建立折叠翼展开机构三维模型,如图 4 所示。为便于分析,将模型简化后导入 HyperMesh 软件进行前处理,其有限元前处理参数设置如表 3 所示,仿真模型中外翼、中翼、连杆及耳片等柔性体采用线

弹性材料 MAT1,其余部件采用刚体材料 MAT20,连杆和耳片采用六面体网格,其余部件采用四面体网格;为避免由于出现沙漏导致计算结果出现偏差,模型采用全积分单元,将有限元模型输出为 K 文件后提交 LS-DYNA 进行求解。

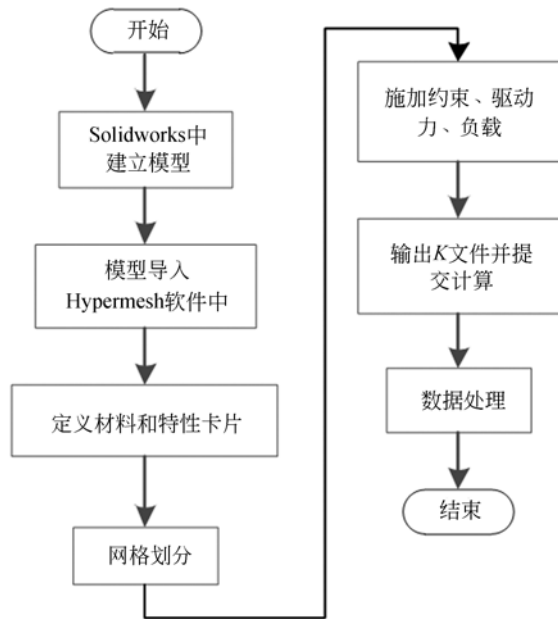


图 3 有限元建模流程

Fig. 3 Modeling process of finite element simulation

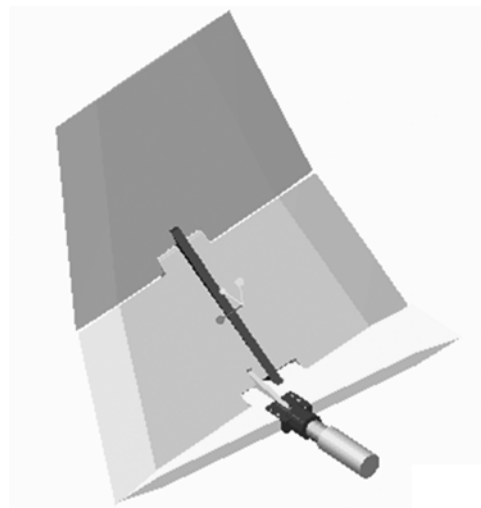


图 4 折叠翼展开机构三维模型

Fig. 4 Three-dimensional model of deployable mechanism for folding wing

表 3 材料基本参数表

Tab. 3 Basic parameters of materials

材料名称	密度 / $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	弹性模量 /GPa	泊松比	屈服强度 /MPa
铝合金 2A12	2 780	68	0.3	350
40Cr	7 870	211	0.3	785

4.2 折叠翼展开机构仿真分析

在后处理过程中提取中翼顶部一节点的位移数据,转化成中翼展开角度,经 MATLAB 拟合得到中翼展开角度曲线,如图 5 所示。对比前述^[11]所获得的二次折叠翼展开机构刚体动力学仿真结果,两种仿真结果的中翼展开角度变化趋势相近。

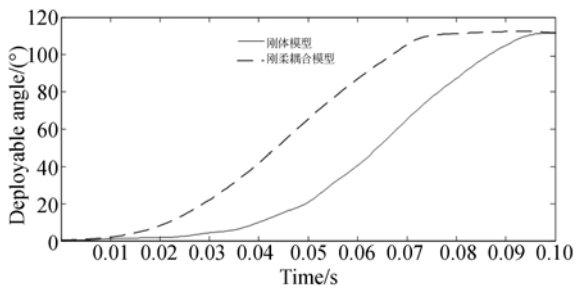


图 5 中翼展开角度变化曲线

Fig. 5 Angle curve of middle wing

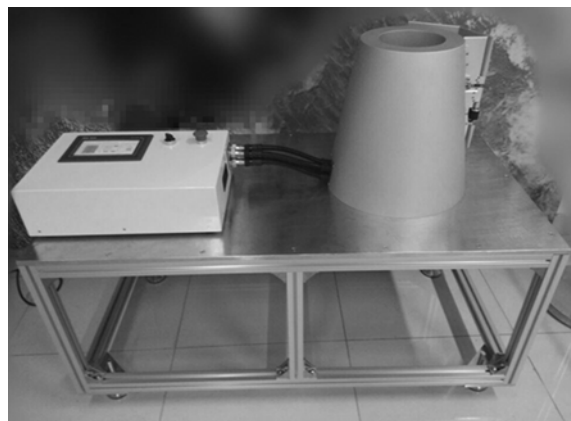
为进一步验证有限元模型的可行性,利用二次折叠翼展开机构原理样机测试平台进行展开试验,其主要设计指标如表 4 所示,测试平台如图 6 (a)所示。

表 4 原理样机设计指标与总体设计指标对比

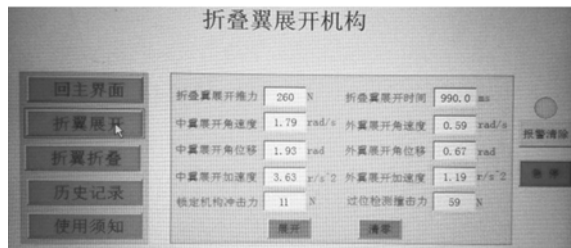
Tab. 4 Indexes comparison between principle design and overall design

参数	总体设计测试装置		比较说明
气动载荷	有	无	气动加载设计复杂,且不容易实现
驱动装置	推力大	推力小	无气动载荷时,展开阻力小
展开时间/s	$t \leq 0.1$	$t \leq 1$	普通加工难以满足极短时间要求
中翼(外翼)展开角度及误差/(°)	110 (38.2) ± 0.5	110 (38.2) ± 0.5	综合加工成本及可实现性保证展开机构展开精度要求

该测试平台设计为多次往复折展型,主要用于控制折叠翼的展开和折叠,采集展开过程中特征参数变化数据。其主要采用伺服电动缸驱动,额定推力为 430 N;翼面铰接处设置有增量式光电编码器,可测量并记录翼面展开角度;如图 6 (b)所示,终端控制软件可设定机构特征参数及查看机构的运动学数据,包括设定展开推力,查看展开时间及记录展开角度数据。



(a)测试平台
(a)Test platform



(b)测试平台操作界面
(b)Interface operates of test platform

图 6 折叠翼展开机构原理样机测试平台

Fig. 6 Principle prototype of deployable mechanism for folding wing

原理样机试验过程中,推力过小展开机构将无法完全展开锁定,在电动缸额定推力范围内,分别设定电动缸推力 F_T 为 260 N、290 N 和 320 N,试验采集得到中翼展开角度的变化数据,经 MATLAB 拟合得到中翼展开角度曲线,如图 7 所示。修改二次折叠翼展开机构有限元模型,分别设定推杆推力 F_T 为 260 N、290 N 和 320 N,由于原理样机未设计气动载荷加载装置,故去除原模型中翼面气动载荷,重新提交 LS-DYNA 求解。

处理仿真分析数据后获得中翼展开角度曲线,如图 7 所示,其中 7(a)、7(b) 和 7(c)分别为 $F_T = 260\text{ N}$ 、 290 N 和 320 N 时试验与仿真数据的对比图。

根据图 7 可得,有限元仿真分析与原理样机试验所得到的中翼展开角度时间历程曲线偏差较小,故认为本文所建立的有限元模型正确,即图 5 所对应的有限元仿真模型正确。

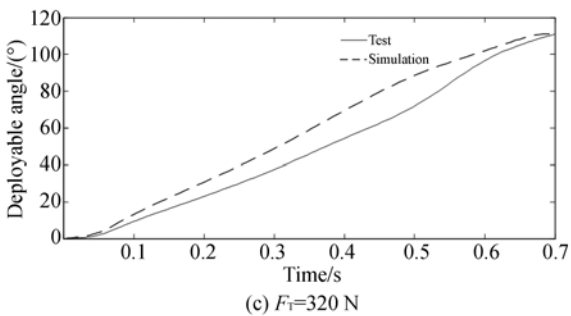
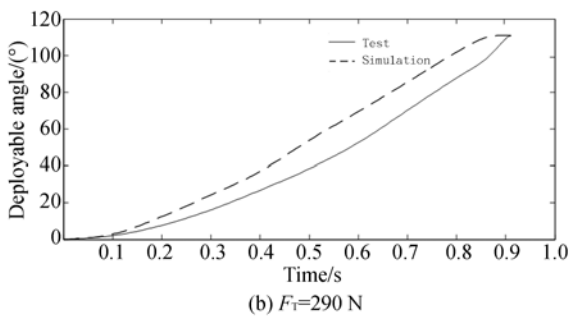
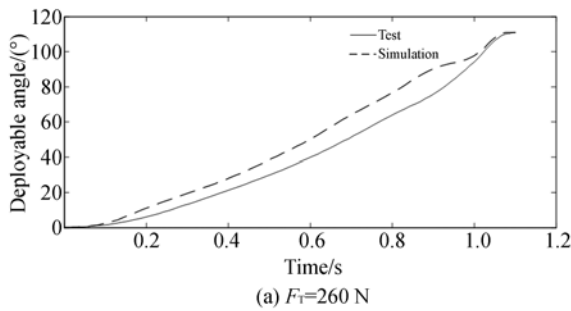


图 7 中翼展开角度仿真及测试曲线

Fig. 7 Deployable angle curves of middle wing in simulation and test

当翼面展开到位时,外翼由于惯性力和气动载荷的共同作用,会出现展开过位的状态,如图 8 所示,此后由于连杆弹性变形的恢复作用,外翼展开过位角减小,直至完全展开到位。展开过程中,外翼最大展开过位角为 1.3° ,此时连杆为最大应

力状态。最终中翼和外翼展开到位,展开角度分别为 111.2° 和 59.6° ,满足设定指标误差 $\pm 0.5^\circ$ 要求。



图 8 外翼面展开过位图

Fig. 8 Over-position diagram of outer wing

图 9 为耳片和连杆在二次折叠翼展开过程中受到最大应力时的应力云图。由图 9 可知,耳片和连杆所受的最大应力分别为 101 MPa 和 348 MPa ,连杆的最大应力接近材料许用应力 393 MPa ,故确定连杆为危险部件。



(a)耳片应力云图
(a)Stress contour of lug



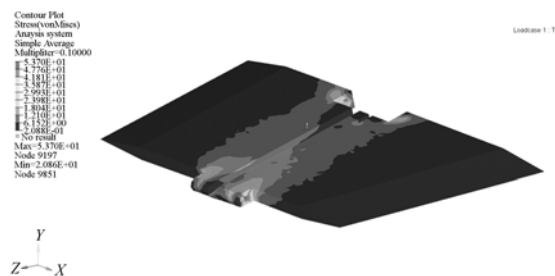
(b)连杆应力云图
(b)Stress contour of rod

图 9 杆件最大应力状态应力云图

Fig. 9 Maximum stress contours of bars

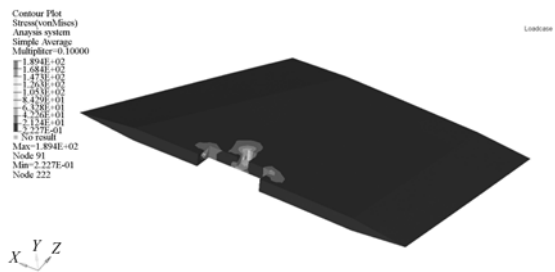
图 10 所示为中翼和外翼面在展开过程中受到的最大应力云图。由图可知,中翼上下铰接处以及与连杆接触区域应力较大,最大可达 53.7

MPa,外翼底部与连杆铰接处应力最大可达 189 MPa,超过材料许用应力 175 MPa,故确定外翼铰接处为危险部位。



(a)中翼应力云图

(a)Stress contour of middle wing



(b)外翼应力云图

(b)Stress contour of outer wing

图 10 翼面最大应力状态应力云图

Fig. 10 Maximum stress contours of wings

参考文献:

- [1] ATTAR P J, TANG D M, DOWELL E H. Non-linear aeroelastic study for folding wing structures [J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(10): 2187-2195.
- [2] HU W, YANG ZH CH, GU Y S. Aeroelastic study for folding wing during the morphing process [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 365: 216-229.
- [3] HUANG R, QIU ZH P. Transient aeroelastic responses and flutter analysis of a variable-span wing during the morphing process[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(6): 1430-1438.
- [4] 胡明, 章斌, 陈文华, 等. “一字型”折叠翼展开试验与仿真验证分析[J]. *中国机械工程*, 2015, 26(14): 1801-1805.
HU M, ZHANG B, CHEN W H, *et al.*. Expand performance and simulation verification of line-styled Folding-wing [J]. *China Mechanical Engineering*, 2015, 26(14): 1801-1805. (in Chinese)
- [5] 胡明, 章斌, 陈文华, 等. 折叠翼展开机构测试装

5 结 论

本文以二次折叠翼展开机构为研究对象,将气动载荷等效成面载荷作用于翼面,建立展开机构刚柔耦合动力学模型,分析获得中翼展开角度数据和展开过程中柔性部件应力情况,得到以下结论:

(1)通过原理样机试验,获得中翼展开角度数据,并建立相同条件下有限元模型,仿真分析获得中翼展开角度数据,对比发现试验结果与仿真结果的中翼角度变化规律相吻合,验证了有限元模型的正确性;

(2)分析仿真结果发现展开过程中存在过位情况,此时连杆所受的最大应力接近许用应力,即确定为危险部件;

(3)仿真分析发现将翼面考虑成柔性体分析时,中翼面所受应力小,其变形可忽略不计,分析时可看作刚体;外翼面铰接处所受最应力接近许用应力,为危险区域。

上述分析确定了二次折叠翼展开机构的危险部件,为实现二次折叠翼面展开机构的 FMEA 和故障树分析提供了参考。

置设计与试验验证[J]. *中国机械工程*, 2015, 26(14): 1857-1861.

HU M, ZHANG B, CHEN W H, *et al.*. Test device design and experimental verification of deployable mechanism of folding-wing[J]. *China Mechanical Engineering*, 2015, 26(14): 1857-1861. (in Chinese)

[6] 胡明, 李文娟, 陈文华, 等. 扇形太阳翼重复折展机构运动仿真及其功能试验[J]. *空间科学学报*, 2016, 36(1): 92-98.

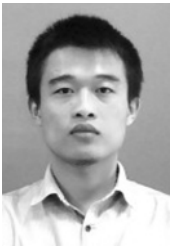
HU M, LI W J, CHEN W H, *et al.*. Motion simulation and function test on repeated fold-unfold mechanism of fan-shaped solar array[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2016, 36(1): 92-98. (in Chinese)

[7] 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, 32(12): 12-14.

CUI E W, YU C G, LI M, *et al.*. Simulation analysis of a missile folding wing deployment process

- [J]. *Ordnance Industry Automation*, 2013, 32(12): 12-14. (in Chinese)
- [8] 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, 37(8): 1409-1414.
ZHEN W Q, JI Y Q, SHI Y G. Dynamic simulation and experimental study of deployment process of missile folding-wing [J]. *Acta Armamentarii*, 2016, 37(8): 1409-1414. (in Chinese)
- [9] 刘玮. 折叠翼飞行器多体动力学建模与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 18-26.
LIU W. *Multibody dynamic modeling and control of a folding wing aircraft*[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 18-26. (in Chinese)
- [10] 赵俊锋, 刘莉. 折叠弹翼展开的刚柔耦合动力学分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2011, 31(5): 141-144.
ZHAO J F, LIU L. Flex-rigid coupling dynamics analysis of folding wing deployment [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2011, 31(5): 141-144. (in Chinese)
- [11] 李文娟. 二次折叠翼面展开机构设计及工作可靠性仿真研究[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2016.
LI W J. *Design and working reliability simulation research on deployable mechanism of twice folding wing*[D]. Hangzhou: Zhejiang Sci-Tech University, 2016. (in Chinese)

作者简介:



陈 超(1993—),男,浙江杭州人,2015年于嘉兴学院获得学士学位,主要从事机构创新设计及其可靠性研究。E-mail: 505886464@qq.com

导师简介:



胡 明(1976—),女,辽宁凌海人,教授,博士生导师,1999年、2001年、2004年于哈尔滨工业大学分别获学士、硕士、博士学位。主要从事宇航空间机构设计开发及空间折展机构可靠性研究。E-mail: huming@zstu.edu.cn