

变截面 Z 型折叠机翼振动特性的有限元与实验分析*

王松松 郭翔鹰[†] 王帅博

(北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院, 北京 100124)

摘要 Z型变截面折叠机翼作为一种可变体机翼结构,不同的折叠角对机翼稳定性有着重要的影响,因此研究不同折叠角度下的特性参数对机翼动态稳定性有着重要的意义.本文首先设计加工了Z型变截面可折叠机翼结构的实验模型,通过建立与实验模型相匹配的有限元模型,仿真得到不同折叠角度下机翼的前5阶固有频率和振型,针对不同折叠角度下机翼的固有特性,通过扫频实验得到机翼前5阶固有频率和模态振型,以及横向激励作用下三段翼的频响曲线,对比分析有限元仿真与实验结果,验证结果的可靠性,这将对机翼结构设计以及特性参数的选取提供参考依据.

关键词 变体飞行器, 折叠机翼, 固有频率, 模态

DOI: 10.6052/1672-6553-2020-047

引言

由于变体机翼能在特定环境下执行多种特殊任务,成为航空领域研究的焦点^[1],折叠机翼作为变体机翼的一种,不仅可以最大限度地减小所需空间,还可通过改变结构外形来提高自适应变化的能力,从而改善气动效率和飞机的综合性能^[2-6].当折叠机翼在不同的折叠角度下飞行时,机翼结构的变化会引起其自身气动性能的变化,影响飞行器在不同折叠角度下飞行的稳定性.因此,研究可变体飞行器在不同折叠角度下的振动特性问题对飞行器的安全飞行和结构设计都具有重要的指导意义.

“变形机翼”的提出及研究可追溯到上个世纪. Lee 等人^[7]通过数值仿真的方法研究了折叠机翼在不同折叠角度下的气动问题,指出机翼的颤振与折叠角度之间的关系. Snyder 等人^[8]研究了折叠机翼在不同折叠角度下的振动模态特性以及颤振问题,得到折叠角度、铰链刚度和机身重量三者之间的关系. Attar 等人^[9]结合有限元分析和模态综合分析方法推导出了离散特性的 Ritz 基^[10],并建立了折叠机翼的非线性结构动力学方程. Castrichini 等人^[11]对折叠机翼的翼尖结构进行动力学研究,指出机翼折叠后可明显减少飞机的气动负载. Ameri 等人^[12]通

过仿真方法研究分析了翼尖形状的改变对折叠机翼动力学响应有重要影响. Reich 等人^[13]通过有限元分析的方法,研究分析折叠机翼在折叠和展开过程中的气动弹性问题. 张伟等人^[14]设计了一种全新的折叠机翼飞行器,并利用有限元仿真得到了不同折叠角度下的动态响应. 郭小良等人^[15]利用理论和仿真方法对折叠机翼展开与折叠的运动特性进行了对比分析. 乐挺等人^[16]对 Z 型折叠机翼进行动力学仿真,研究分析机翼在折叠过程中重心位置的改变对横向动态特性的影响. 吴健等人^[17]通过数值求解得到了折叠机翼在不同折叠角度下的气动系数,并分析了折叠角度、攻角以及马赫数对其影响. 胡伟等人^[18]通过理论方法研究机翼在折叠过程中的气动特性,发现机翼在折叠与展开的过程中影响飞机的气动特性. 胡海岩等人^[19]利用偶离子网格法分析了折叠翼的振动特性,指出机翼在不同折叠角度下的振动特性差异很大,随着折叠角度的增加机翼振动时的阻力也随之增大.

从上述研究发现,折叠机翼振动特性的理论研究较多,而实验研究相对较少. 本文首先设计了 Z 型变截面折叠机翼的实验模型,然后通过有限元仿真得到不同折叠角度下的前五阶固有频率和振型图,最后通过扫频实验得到机翼在不同折叠角度下

2019-07-15 收到第 1 稿, 2019-09-19 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(11572006, 11772010)

[†] 通讯作者 E-mail: eagle2008guo@yeah.net

的固有频率以及横向外激励作用下的频响曲线,并对比分析验证了结果的可靠性.

1 折叠机翼实验模型的结构设计

对于Z型折叠机翼结构的设计,首先需保证较强的抗弯刚度及具有在不同角度下反复折叠和展开的性能,考虑到实验要求,折叠机翼结构在设计过程中遵循的基本原则为整体结构设计要尺寸适中,传动简单,锁紧机构安全可靠及维护方便.

通过对比齿轮齿条、曲柄滑块和舵机连杆等驱动机构的设计方案,最终选择舵机连杆驱动的Z型变截面折叠机翼,这是由于舵机驱动可随时保持机翼在0~120°范围内展开且无回弹,动态实验时速度可调且操作方便.Z型折叠机翼结构模型由内段翼、中段翼、外段翼三部分构成,并通过螺栓连接,利用Solidworks对机翼零部件进行三维建模以及装配,厚度均为20mm,截面变化由内段翼根部260mm逐渐向外段翼自由端120mm过渡,采用碳纤维复合板作为蒙皮材料,承重骨架采用铝合金结构,加工实验模型如图1所示.

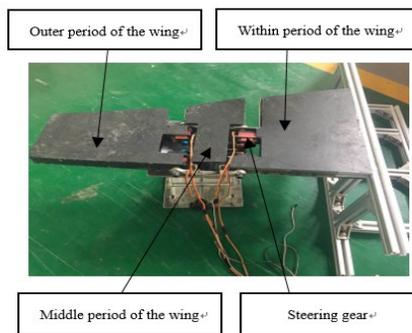


图1 折叠机翼实物图
Fig.1 Real picture of folding wing

2 机翼有限元仿真分析

根据Z型折叠翼的实验模型,利用ANSYS有限元分析软件建立不同折叠角度下的有限元模型,如图2所示.材料选用碳纤维复合材料,弹性模量为2.415E9Pa,泊松比为0.35,密度为1100kg/m³,单元总数为9100,节点总数为51375.考虑到实际机翼在折叠和展开运动中速度很慢,且折叠角度在0~120°范围内变化,所以可认为是不同折叠角度下的一个准静态过程.当折叠角度为0°时,其模型相当于一块悬臂板,文中不做研究.三块板采用Z型变截面板单元,选取几个特殊的折叠角度,包括30°、60°、90°和120°,边界条件为内翼板根部固定,

中间板与内外板固连,外翼板自由.

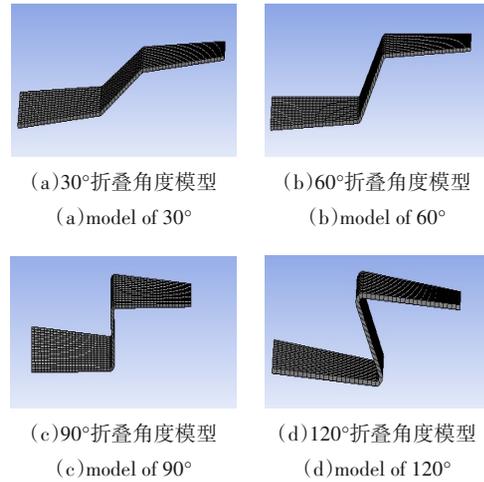


图2 有限元网格划分示意图

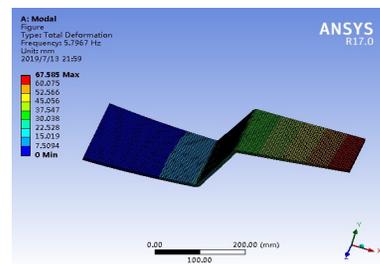
Fig.2 Schematic diagram of finite element mesh generation

通过ANSYS有限元分析得到Z型变截面折叠机翼模型的前五阶固有频率,如表1所示,可知随着折叠角度的增大,结构的第一阶固有频率呈现越来越大的趋势,而第三阶固有频率则越来越小;第二阶、第四阶和第五阶固有频率则都是先减小后增大,同时还得到结构前五阶的模态振型图,第一阶为弯曲振动,第二阶为扭转振动,第三阶为弯曲振动,第四阶为扭转振动,第五阶为弯曲振动,考虑不同折叠角度下前五阶的模态振型相似,文中只列举了60°时的前五阶振型图,如图3所示.

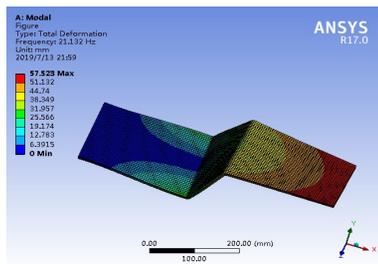
表1 不同折叠角度下前五阶固有频率(Hz)

Table 1 The first five order frequencies of different folded angles (Hz)

Angle	First order	Second order	Third order	Fourth order	Fifth order
30°	5.1419	26.89	29.967	43.864	59.534
60°	5.7967	21.132	29.401	38.052	48.685
90°	6.552	16.951	27.074	36.184	37.701
120°	8.38	18.907	26.837	39.323	43.723

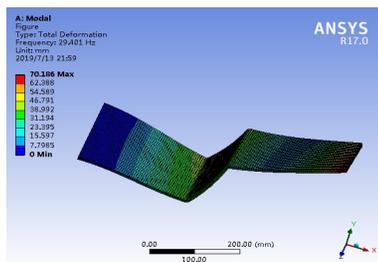


(a)第一阶弯曲振型
(a)The first order bending vibration



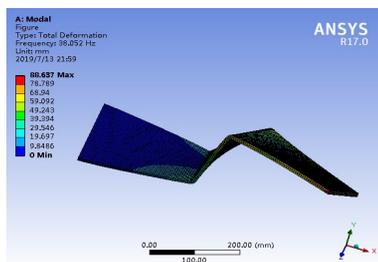
(b)第二阶扭转振型

(b)The second order torsional vibration



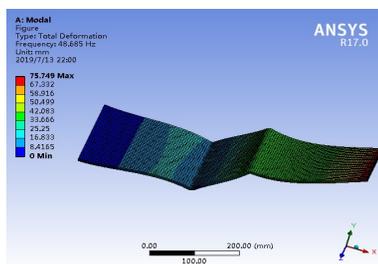
(c)第三阶弯曲振型

(c)The third order bending vibration



(d)第四阶扭转振型

(d)The fourth order torsional vibration



(e)第五阶弯曲振型

(e)The fifth order bending vibration

图3 折叠角度为60°时的前五阶模态振型图

Fig.3 The first five order mode shapes for the folded at 60°

3 机翼固有频率特性的实验

3.1 实验系统的组成

本次实验所采用设备主要有:LMS Test.Lab 14A 信号分析系统、信号发生器、功率放大器、加速度传感器、激振器,实验设备连接顺序如图4所示:

3.2 实验内容

折叠机翼在折叠和展开的过程中随时会受到

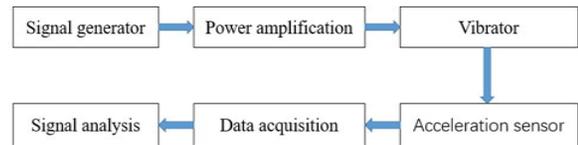


图4 设备连接顺序图

Fig.4 Device connection sequence diagram

不稳定气流扰动的影响,不可避免地会发生振动,当引起共振时机翼的剧烈振动将会严重影响飞行安全.因此对于固有频率的测量十分重要,本文通过扫频方法,利用共振原理进行实验研究.

本实验采用悬臂边界条件,首先根据实验模型结构特点和传感器的反应灵敏度,选取各段翼上振幅最大的3个点作为测点,其次将实验模型固紧于水平激振台上,利用热熔胶粘贴传感器于测点位置.通过接线电缆将传感器与数据采集前端相连接,将接线电缆用胶带粘贴固定,再次接通电源,启动计算机和数据采集系统.

设定函数信号发生器输出信号为0~200Hz的正弦扫频信号,调节功率放大器,确定外激励振幅为5mm.在Signature Testing-Advanced模块中标定传感器灵敏度,设置相关参数,如通道、采样参数、触发方式、触发电平等,最后控制折叠机翼的折叠角度来开展实验测试工作,实验操作平台如图5所示.

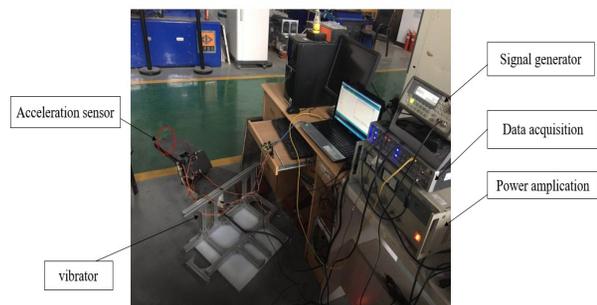


图5 振动特性实验操作平台

Fig.5 Operating platform of vibration characteristics experiment

3.3 固有频率实验结果及分析

在本实验中主要测试Z型变截面折叠机翼实验模型的固有频率,通过LMS Test.Lab软件中Signature Testing Advanced模块进行数据采集,最后用Modal Analysis中Op. Ploy MAX模块对结构的前五阶固有频率进行识别分析,得到不同折叠角度下的幅频响应图,并从中提取结构的前五阶固有频率,如图6~图9所示.

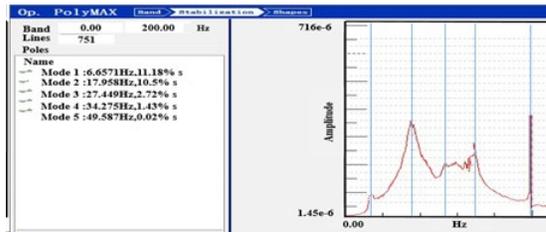


图 6 30°时的幅频图

Fig.6 Amplitude frequency diagram at 30°

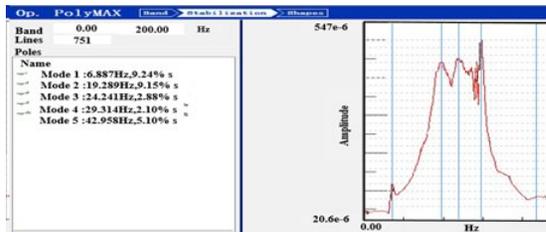


图 7 60°时的幅频图

Fig.7 Amplitude frequency diagram at 60°

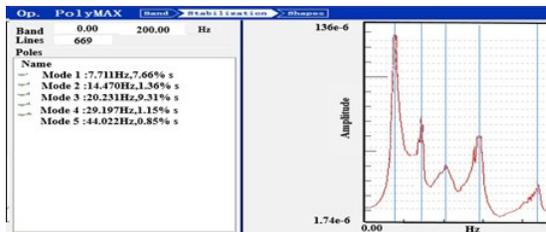


图 8 90°时的幅频图

Fig.8 Amplitude frequency diagram at 90°

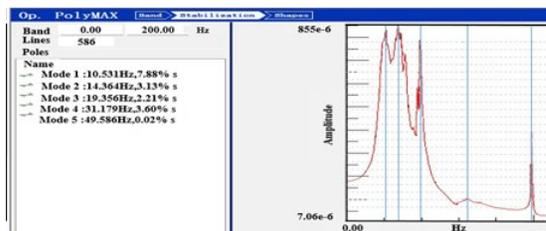


图 9 120°时的幅频图

Fig.9 Amplitude frequency diagram at 120°

通过扫频实验可测得 Z 型变截面折叠机翼在不同角度下的前 5 阶固有频率,如表 2 所示。

通过表 2 得知:随着折叠角度的增大,结构的第一阶固有频率增大,第二阶固有频率先增大后减

表 2 不同折叠角度下前 5 阶固有频率(Hz)

Table 2 First five order natural frequency at different folded angles (Hz)

Angle	First order	Second order	Third order	Fourth order	Fifth order
30°	6.657	17.958	27.449	34.275	49.587
60°	6.887	19.289	24.241	29.314	42.958
90°	7.711	14.470	20.231	29.197	44.022
120°	10.531	14.364	19.356	31.179	47.686

小,第三阶固有频率减少,第四、五阶则是先减小后增大.通过与上述仿真结果进行对比发现,第一、三、四、五阶固有频率的变化趋势相同,第二阶固有频率的变化趋势与仿真结果有点区别,而且可以看到仿真结果与实验结果数据有点误差,由于在实验的过程中传感器受到外界周围环境的干扰,并且结构在不同的折叠角度下展弦比发生变化,从而导致结构重心偏移,同时折叠过程中整体的刚度变化也会对结果有影响。

4 动态振动实验研究

飞机在飞行时,由于某些原因会造成机身的抖动,这种抖动会对飞行安全造成很大的安全隐患.为了研究机身抖动对飞机机翼产生的影响,用激振器的横向激励来模拟机身的抖动,本节通过改变作用于机翼结构根部的外激励的频率和幅值,模拟机身的运动对机翼结构动态稳定性影响,分析激励的幅值和频率对模型动态响应的影响,得到各段翼上外激励频率、幅值变化与结构振幅变化之间的关系。

4.1 实验内容

动态振动测试设备与固有频率实验采用相同的测试仪器,信号发生器发出信号,经过功率放大器放大后将信号传给激振器,激振器产生外激励加载于折叠机翼内段翼根部,通过粘贴在折叠机翼上的传感器和数据采集卡采集加速度信号.通过信号分析系统对采集结果进行去直流分量、滤波和傅里叶变换等处理后即可获得位移时间历程图,根据上节不同折叠角度下结构的振动模式,实验数据采集中将加速度传感器粘贴在各段翼板振幅最大的点上,实验操作平台如图 5 所示。

4.2 动态实验结果及分析

数据采集过程中,保持机翼折叠速度为 5rpm/min 不变,分析外激励频率和幅值变化对结构振动响应的影响,根据机身实际振动的情况背景分析,选取如表 3 所示的 9 组外激励频率和 4 组幅值组合进行动态试验,为保证实验数据准确性和可靠性,在每一组外激励频率和幅值工况下均多次测量取平均值,得到在不同外激励幅值-频率下的振幅峰值变化图,如图 10~图 12 所示。

在外激励频率一定时,各段翼振幅随外激励幅值增大呈线性增大趋势,这表明外激励幅值与各段翼振幅线性相关;内段翼、中段翼、外段翼分别在 40Hz、34Hz 和 25Hz 时振幅变化较大;相同外激励

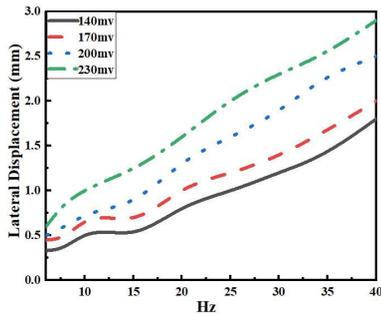


图10 内段翼上不同外激励幅值-频率下的响应图

Fig.10 Response diagram of different amplitude-frequencies of external excitation on the inner wing

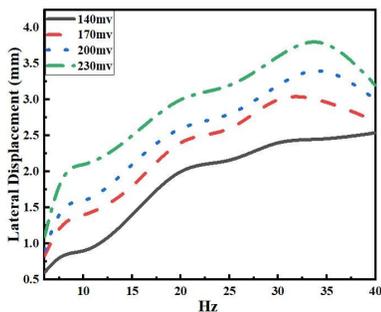


图11 中段翼上不同外激励幅值-频率下的响应图

Fig.11 Response diagram of different amplitude-frequencies of external excitation on the middle wing

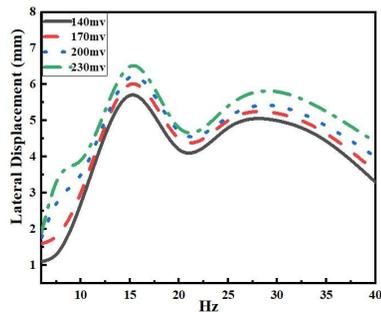


图12 外段翼上不同外激励幅值-频率下的响应图

Fig.12 Response diagram of different amplitude-frequencies of external excitation on the outer wing

作用下,外段翼上的振幅最大,中段翼次之,内段翼最小.当外激励频率接近内段翼、中段翼、外段翼的固有频率时发生共振,此时各段翼振幅显著增大,但各段翼的共振频率差距较大.

5 结论

本文设计了一种变截面Z型折叠机翼的实验

表3 实验采用的外激励的频率和幅值

	6	7.5	10	15	20
Frequency/(Hz)	25	30	34	40	
Amplitude/mv	140	170	200	230	

模型,利用ANSYS有限元分析软件进行仿真分析,通过扫频实验得到前五阶固有频率以及振型,同时还研究了三段翼上不同外激励幅值-频率对振动幅值的影响,得到如下结论:

1)Z型折叠机翼结构前五阶振型为:第一阶弯曲振动,第二阶扭转振动,第三阶弯曲振动,第四阶扭转振动,第五阶弯曲振动.

2)随着机翼折叠角度的增加,结构的第一阶固有频率呈现增加趋势,相反第三阶固有频率则为减小趋势;同时第二阶、第四阶和第五阶固有频率则是先减小后增大;同时实验结果与仿真结果对比分析吻合度较好,这也表明了实验结果的可靠性.

3)在外激励频率一定的情况下,结构的振幅随外激励幅值的增大而增大;各段翼的共振频率和振动特性差异较大,这也为折叠机翼的设计提供理论指导.

参 考 文 献

- 1 李亚南,张伟,曹东兴,等.环形桁架结构模态实验及有限元仿真分析.应用力学学报,2017(1):119~124(Li Y N, Zhang W, Cao D X, et al. Modal experiment and finite element simulation analysis of ring truss structure. *Chinese Journal of Applied Mechanics*. 2017(1): 119~124 (in Chinese))
- 2 Parker S, Texas A, Station C, et al. Development of morphing wing simulation tool using finite element modeling. *Nanotechnology and Material Systems REU*, 2008: 1~5
- 3 Armando R. Rodriguez. Morphing aircraft technology survey. In: AIAA 2007-1258, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007: 1~16
- 4 李强,李周复,刘铁中.折叠变体飞行器风洞试验模型研发.机械设计,2010,27(5):21~24(Li Q, Li Z F. Research and developmet on the wind tunnel test model of morphing aircraft with folding wing. *Journal of Machine Design*, 2010, 27(5)21~24 (in Chinese))
- 5 Jiang K, Zhang W, Xu X W, et al. Investigation of dynamic characteristic of forward swept folding wing. In: Automation and Logistics (ICAL), 2011 IEEE International conference on. IEEE, 2011: 225~228
- 6 马洪忠,彭建平,吴维.智能变形飞行器的研究与发展.飞航导弹,2006,5:8~11(Ma H Z, Peng J P, Wu W. Smart morphing aircraft research & development. *Journal of Aerodynamic Missile*, 2006, 5: 8~11 (in Chinese))
- 7 Lee D H, Weisshaar T A. Aeroelastic studies on a folding wing configuration. In: AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2006

- 8 Snyder M P, Sanders B. Vibration and flutter characteristics with distributed sensors. *Smart Structures and Integrated Systems*, 2007, 6529:1~12
- 9 Dowell E H, Tang D, Attar P J. Nonlinear aeroelastic study for folding wing structures. *AIAA Journal*, 2010, 48(10):2187~2195
- 10 Wickenheiser A M, Garcia E. Longitudinal dynamics of a perching aircraft. *Journal of Aircraft*. 2006, 43(5): 1386~1392
- 11 Castrichini A, Siddaramaiah V H, Calderon D, et al. Nonlinear folding wing tips for gust loads alleviation. *Journal of Aircraft*. 2016, 53(5): 1391~1399
- 12 Ameri N, Lowenberg M, Friswell M I. Modeling the dynamic response of a morphing wing with active wing lets. AIAA atmospheric flight mechanics conference and exhibit, 2007
- 13 Reich G W, Bowman J C, Sanders, et al. Development of an integrated aeroelastic multibody morphing simulation tool. In: 47th AIAA Structural Dynamics and Material Conference. Rhode Island, 2012:2006-1892
- 14 张伟,郭晓光,曹东兴.一种折叠机翼飞行器动态仿真分析与实验设计.科技导报,2011,29(20):18~22 (Zhang W, Guo X G, Cao D X. Investigation of a folding wing aircraft using dynamic analysis simulation and experimental method. *Journal of Science & Technology Review*, 2011, 29(20): 18~22 (in Chinese))
- 15 Guo X L, Pei J H, Yang Z Q. Study on unfolding motion characteristics of folded wing of UAV. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2006, 38(4): 438~441
- 16 乐挺,王立新,艾俊强.Z型机翼变体飞机的纵向多体动力学特性.航空学报.2010,31(4):679~686 (Yue T, Wang L X, Ai J Q. Longitudinal multibody dynamic characteristics of Z-wing morphing aircraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(4): 679~686 (in Chinese))
- 17 Zhao Y, Hu H Y. Parameterized aeroelastic modeling and flutter analysis for a folding wing. *Journal of Sound and Vibration*. 2012, 331(2):308~324
- 18 吴健,昂海松.可折叠机翼变形飞行器气动特性研究.航空科学技术.2010,2:25~28 (Wu J, Ang H S. Aerodynamic characteristics of a folding-wing morphing vehicle. *Aeronautical science and technology*. 2010, 2: 25~28 (in Chinese))
- 19 Hu W, Yang Z C, Gu Y S. Aeroelastic study for folding wing during the morphing process. *Journal of Sound and Vibration*. 2016, 365:216~229
- 20 朴金丽,郭翔鹰,张伟,等.Z型折叠机翼的非线性动力学与模态分析研究.动力学与控制学报,2017,15(1):29~38 (Piao J L, Guo X Y, Zhang W, et al. Study on nonlinear dynamic and modal analysis of Z-Shaped folded wing. *Journal of Dynamics and Control*. 2017, 15(1):29~38 (in Chinese))

FINITE ELEMENT ANALYSIS AND EXPERIMENT ON VIBRATION OF Z-SHAPED MORPHING WING WITH VARIABLE SECTION *

Wang Songsong Guo Xiangying[†] Wang Shuaibo

(College of Mechanical Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract Z-shaped morphing wings with variable cross section is a kind of variant wing, and the folded angle has important influence on the dynamic stability of the wing. This paper studied the vibration characteristics of the Z-shaped morphing wing for different folded angles through both finite element analysis and experiment. Firstly, the experimental prototype of the Z-shaped folding wing was designed and fabricated. And then, a finite element model of the prototype was established, and simulations for different folding angles were conducted to obtain the first five natural frequencies and modes of the wing. Furthermore, frequency sweep tests on the prototype wing were carried out to obtain frequency responses under transverse excitations, and thus to reveal the first five natural frequencies and modes experimentally. Comparison between finite element simulations and experimental results showed good agreement, which verified the dynamic model of the Z-shaped morphing wing. This study would provide a reference for the design of morphing wing.

Key words variant aircraft, folding wings, natural frequency, modal testing

Received 15 July 2019, revised 19 September 2019.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China(11572006,11772010)

[†] Corresponding author E-mail: eagle2008guo@yeah.net