

一种折叠翼飞行器动态仿真分析与实验设计

张伟,郭晓光,曹东兴

北京工业大学机电学院,北京 100124

摘要 探讨折叠翼飞行器在飞行过程中的特性,设计一种全尺寸折叠翼飞行器。利用 Abaqus 软件对该飞行器不同折叠角度状态的模态和动态响应进行分析,结果表明,折叠翼的折叠角度小于 90° 时,其第 3、第 4 阶模态表现为弯扭组合变形,容易在亚声速条件下发生颤振现象。利用实验方法,设计、制作了试验机并进行试飞,结果发现该试验机后掠角较大,机翼展开后飞行器焦点也相应前移,因此该飞行器在机翼折叠状态下飞行更稳定。

关键词 折叠翼;飞行器;模态;仿真;实验

中图分类号 O32

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2011.20.001

Investigation of a Folding Wing Aircraft Using Dynamic Analysis Simulation and Experimental Method

ZHANG Wei, GUO Xiaoguang, CAO Dongxing

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

Abstract The flight characteristics of a folding wing aircraft are investigated and on this basis, a full-size folding wing aircraft is designed. The aircraft's modes and dynamic characteristics are analyzed by use of CAE software Abaqus. It is shown that when the folding angle is smaller than 90 degree, the wing's third and fourth order modes are of bend-torsion-coupled. Thus in the subsonic conditions, the wing would likely be in the flutter state. A folding wing aircraft model is designed. A number of flight characters are obtained by using the model, and it is shown that the focus point of the aircraft moves forward because of its high sweepback angle, thus the aircraft would be more stable.

Keywords folding wing; aircraft; mode; simulation; experiment

0 引言

传统飞行器由于机翼固定不变,因此某一类型的飞行器只能擅长于执行特定类型的任务^[1]。例如,美国诺斯罗普·格鲁曼公司的 rq-4a 全球鹰长 13.4m,翼展 35.5m,擅长远距离飞行(图 1),可以执行长时间、远距离巡航任务,但是没有机长 11m,翼展 14.6m 的短距离无人机 X-45(图 2)飞得快。可变形飞行器能够在飞行过程中通过改变机翼的参数改变其结构及气动特性,进而提高整体飞行性能,改进了传统飞行器擅长单任务的缺点。

可变形飞行器是传统飞机设计质的飞跃,因此需要更先进的技术、工艺对其进行设计与加工,设计者需要在可变形



图 1 全球鹰
Fig. 1 Global hawk



图 2 无人机 X-45
Fig. 2 UCAV X-45

收稿日期:2011-05-11;修回日期:2011-06-23

基金项目:国家自然科学基金项目(10732020,11072008,10802001)

作者简介:张伟(中国科协所属全国学会个人会员登记号:S030000047S),教授,研究方向为非线性动力学、振动与控制,电子信箱:sandyzhang0@yahoo.com

飞机的作动机构和柔性结构方面进行探索与创新^[2]。而可变翼飞行器是可变形飞行器中容易实现且能够有效提升飞行性能的一种飞行器。表 1 总结了飞机机翼各种不同参数对飞机飞行性能的影响^[2]。

表 1 机翼几何参数对飞机飞行性能的影响
Table 1 Effects of wing geometric parameters on aircraft performance

机翼参数		作用效果
机翼面积	大	增加升力,载重力
	小	减小阻力
展弦比	大	增加升阻比,巡航时间,延长发动机寿命
	小	增加最大飞行速度
上反角	大	增加滚动力矩,侧向稳定
	小	增加最大飞行速度
后掠角	大	增加临界马赫数,减小最大速度时的阻力
	小	增加最大升力系数
机翼厚度/展	大	提高低速飞行的机翼性能
	小	提高高速飞行的机翼性能
前缘半径	大	提高低速飞行的机翼性能
	小	提高高速飞行的机翼性能
翼型曲面		决定零升力攻角,翼型效率
翼型厚度分布		决定翼型性能,层流/湍流临界点

目前,欧美等发达国家在可变形飞行器设计实验等方向进行了创新研究。美国国防高级研究计划局(DARPA)正在实施一项可变形飞机计划(Morphing Aircraft Structures,MAS)^[3]。该计划目的是通过利用近年来的先进材料和控制技术研发出新一代的军用飞机,可以通过改变飞机机翼形状而大幅度提高飞机整体飞行性能^[4]。图 3 为洛克西德马丁公司设计的可折叠机翼无人机^[5-6],该飞机在巡航时机翼呈展开状,在俯冲时机翼呈折叠状。该无人机的机翼折叠角度范围在 0—130°之间,而且在机翼折叠时外部机翼始终与机身保持平行,其机翼面积最大改变量为 200%。

2005 年, Lee 等^[9]数值仿真研究了折叠翼的不同折叠角度

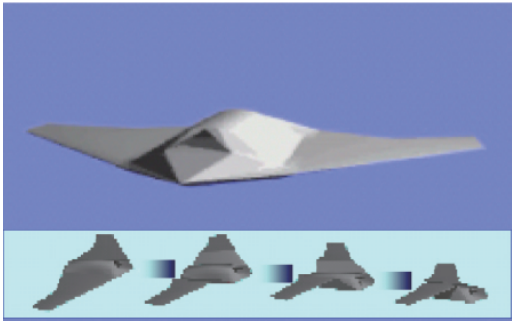


图 3 洛克西德马丁公司可折叠翼无人机
Fig. 3 Lockheed Martin's folding wing

和不同后掠角时的气动特性。结果表明,随着折叠翼折叠角度由 0 变为 90°时,机翼的颤振动力压经历了由小变大再变小的过程;折叠角度达到最大时,机翼的颤振动力压要比机翼展开时的大;同年, Snyder 等^[7]研究了不同折叠角度时的机翼前 6 阶振动模态特性并进行了颤振分析,模态分析表明,机翼的弯曲系数由铰链的刚度决定,机身质量与机翼的颤振也有很大关系。2007 年, Chwalowski 等^[8]用经典有限无理论对折叠翼飞机的整体气动性能进行了理论分析和数值仿真;同年, Seigler 等^[9]提出折叠翼飞机的一般形式的多体动力学方程。2009 年, 李毅、杨智春^[9]对折叠翼飞行器机翼折叠过程的颤振进行了仿真分析。2010 年, 吴健、昂海松^[10]对可折叠翼变形飞行器的气动特性进行了研究;同年, 乐挺、王立新等^[11]对 Z 型翼变体飞机的纵向多体动力学特性进行了数值分析。2011 年, 金鼎等^[12]对折叠机翼变体飞机纵向操纵性与稳定性进行了研究。

本文主要设计一种折叠翼飞行器,并进行动态仿真与试飞实验研究。一方面,利用三维制图软件 Catia 建立折叠机翼飞行器模型,并用有限元分析软件 Abaqus 对机翼在不同折叠角下的模态和动态特性进行分析;另一方面,设计并制作折叠翼飞行器并进行试飞,获得飞行特征参数。

1 折叠翼模态分析

本文设计的折叠翼飞行器全尺寸三维实体模型如图 4 所示,该飞行器的折叠角度变化范围为 30°—120°。由于飞行器的折叠角度不同时,其模态也不同,为了研究方便,本文分别建立折叠角度为 30°、60°、90°和 120°时的机翼模型。该飞行器机翼的结构模型为壳单元,边界条件为机翼与机身融合部分固支(图 5)。



图 4 折叠翼飞行器
F-15m CAD 模型
Fig. 4 CAD model of folding wing aircraft F-15m

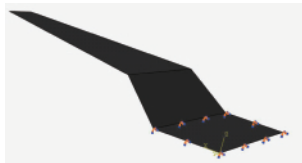


图 5 机翼建模和边界条件
Fig. 5 Wing's model and boundary condition

通过有限元分析,得到不同角度下的各阶模态如图 6 所示,结果表明:第 1 阶和第 2 阶模态在各种折叠角度下机翼的振型基本相同,都是以弯曲为主;第 3 阶模态中,30°的机翼已表现为弯扭组合变形;第 4 阶模态中,30°、60°的机翼均表现为弯扭组合变形,而 90°和 120°的机翼仍以弯曲变形为主。

由于飞机在亚声速状态下的颤振主要是由机翼弯扭变形共同作用引起^[13],因此对该折叠翼飞行器来说,在亚声速状

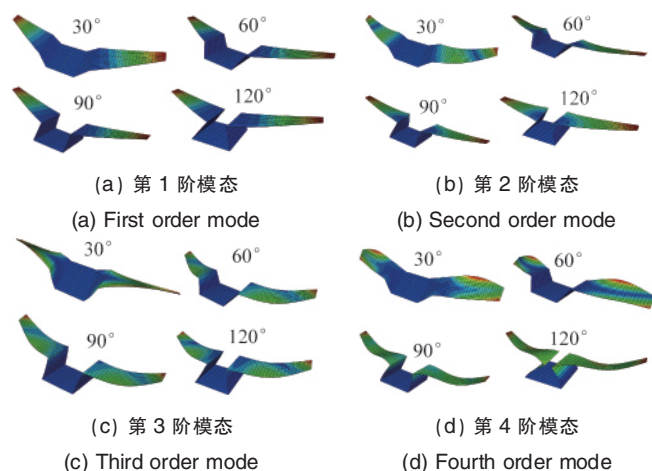


图 6 折叠角度为 30°、60°、90°、120°下的模态

Fig. 6 Mode at 30°, 60°, 90°, 120°

态下,机翼折叠后比折叠前不容易发生颤振现象。图 7 为不

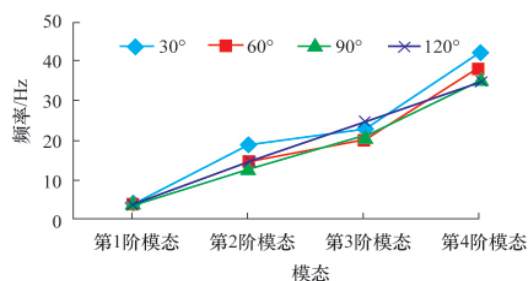


图 7 不同角度下的模态分析图

Fig. 7 Modes at different angles

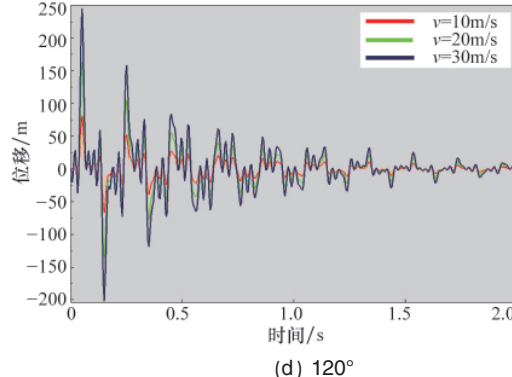
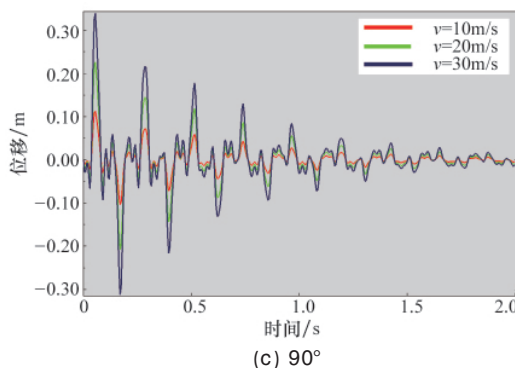
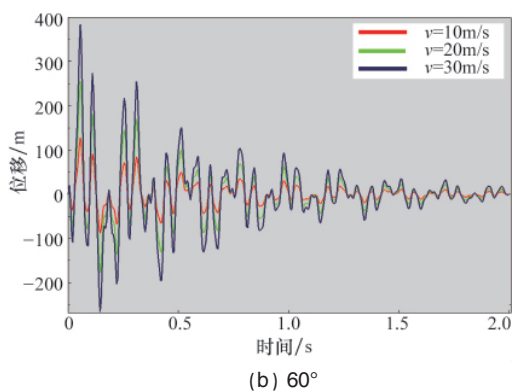
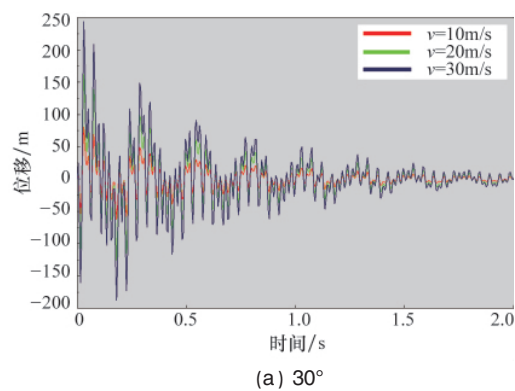


图 9 速度为 10,20,30m/s 时的时间历程

Fig. 9 Time history when $v=10, 20, 30\text{m/s}$ graph at an angle

同角度下的模态分析结果,第 1 阶模态时,不同角度下的频率基本相同;第 2 阶模态时,折叠角度为 30°的频率最大,90°的频率最小,60°和 120°的频率居中;第 3 阶模态时,120°的频率最大,而 60°频率最小;第 4 阶模态时,30°的频率变为最大,而 120°的频率达最小。

2 折叠翼动态响应分析

以机翼翼端某一固定点 a (图 8)为研究对象,在机翼上加一大小为 4N,方向垂直机翼向上的均布载荷,持续 0.2s。当飞行器在空中飞行速度分别为 10,20,30m/s 时,折叠角度为 30°,60°,90°,120°时,研究点 a 沿 z 轴方向(与机翼平面垂直的方向)振动位移随时间变化的情况。

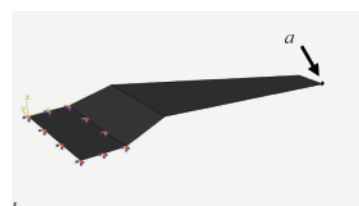


图 8 研究对象点 a

Fig. 8 Point of study a

首先讨论同一折叠角度下,不同速度 v 时,机翼端点 a 的振动情况。由图 9 可知,在同一折叠角度下,速度越大,虽其机翼受力后振动的频率不变,但是位移越大;当载荷变为 0 后,以 30°的时间历程图为例,可以看出机翼的振动周期大约

为 0.04s。由于 30° 的第 3 阶模态的固有频率为 23.126Hz, 即周期为 0.043s, 因此可知第 3 阶模态决定了机翼在 z 轴方向的振动周期。

其次讨论同一速度下, 不同折叠角度时的机翼端点 a 的振动情况。由图 10 可知, 在速度 $v=10\text{m/s}$, 折叠角度为 60° 时的振动位移比折叠角为 30° 时的大, 而频率比 30° 时小; 折叠角度为 90° 时的振动位移和频率与折叠角度为 60° 时的基本相同; 折叠角度为 120° 时的振动位移比 90° 时的小, 但频率高。由此看出, 同一速度下, 机翼折叠角度为 60° 和 90° 时的振动比折叠角度为 30° 和 120° 时剧烈。

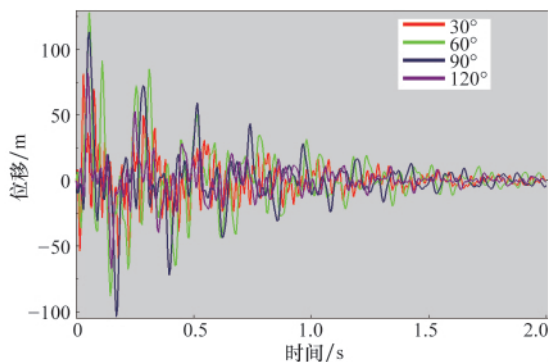


图 10 $v=10\text{m/s}$, 折叠角度为 30°、60°、90°、120° 时的时间历程
Fig. 10 Time history at 30°, 60°, 90°, 120° when $v=10\text{m/s}$

3 实验部分

3.1 概述

以美国 F-15 战斗机为原型, 利用 KT 板材料设计并制作一个由无线电遥控的折叠翼飞行器, 如图 11 所示。该飞行器主要由机身、机翼、起落架、螺旋桨、舵机、发动机、电池、电调、接收机构成。其中发动机、副翼、升降舵、折叠翼作动机构的信号线均和一个 7 通道的接收机相连, 飞行员通过无线电遥控器控制飞机的飞行姿态。该飞行器和传统的固定翼飞行器相比, 主要不同在于其机翼可以在空中实现适时折叠。表 2 列出了该飞行器的主要参数。



图 11 折叠翼飞行器 F-15m
Fig. 11 Folding wing aircraft F-15m

该飞行器能够实现 30°—120° 之间的角度折叠, 折叠速率由飞行器控制者决定, 图 12 为其机翼折叠收缩示意图。

表 2 折叠翼飞行器 F-15m 参数

Table 2 Parament of folding wing aircraft F-15m

参数	完全展开	完全折叠
折叠角度/(°)	120	30
机翼面积/ mm^2	2.7×10^5	2.0×10^5
翼展/mm	1200	990
展弦比	5.3	5.0
后掠角/(°)	45	45
根梢比	5	5
总重/g	650	650
推重比	0.9	0.9
总长/mm	1400	1400



图 12 飞行器 F-15m 变翼过程示意
Fig. 12 Folding process of F-15m aircraft

3.2 飞行测试

经过大量的试飞实验与改进, 该折叠翼飞行器能够实现成功飞行 (图 13)。



图 13 折叠翼飞行器 F-15m 飞行图
Fig. 13 The flight of the aircraft F-15m

3.3 飞行结果分析

(1) 当飞行器机翼为折叠状态时, 飞行速度比展开时快, 且容易控制; 但其起飞助跑距离大于机翼处于完全伸开时的距离。

(2) 当机翼展开时, 由于该飞行器机翼有后掠角, 因此该状态相当于机翼整体前移, 导致飞行器的焦点也同时向前移动, 进而使其飞行状态不稳定, 表现为飞行中一直进行俯仰运动。

4 结论

本文利用有限元分析软件、数值仿真和实验方法对折叠翼飞行器进行了机构设计、动态响应仿真和试飞研究,获得如下结论。

(1) 折叠翼的折叠角度小于 90° 时,第 3、第 4 阶模态的振型表现为弯扭组合变形,此时在亚声速条件下容易发生颤振现象。

(2) 相同飞行速度情况下,折叠角度为 60° 和 90° 时机翼的振动位移比 30° 和 120° 时的大。

(3) 折叠翼的折叠角度越大,飞行稳定性越高,但是起飞助跑距离越远。

(4) 飞行器后掠角较大,机翼展开时,飞行器整体焦点相应前移,飞行器飞行稳定性差,表现为在空中进行俯仰运动。

参考文献 (References)

- [1] Armando R R. Morphing aircraft technology survey [R]. AIAA-2007-1258, 2007.
- [2] Jha A K, Kudva J N. Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges [C]. Proceedings of SPIE, San Diego, March 16, 2004. doi: 10.1117/12.544212.
- [3] Seigler T M, Neal D A, Bae J S, *et al.* Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1077-1087.
- [4] Wlezien R W, Horner G C, McGowan A M R, *et al.* Aircraft morphing program [C]. Proceedings of SPIE, San Diego, June 16, 1998. doi: 10.1117/12.310633.
- [5] Lee D H, Weisshaar T A. Aeroelastic studies on a folding wing configuration [C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics,

- and Materials Conference, Austi, Apr 18-21, 2005.
- [6] Love M H, Zink P S, Stroud R L, *et al.* Impact of actuation concepts on morphing aircraft structures [C]. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Spring, 2004.
- [7] Snyder M P, Sanders B, Eastep F E, *et al.* Vibration and flutter characteristics of a folding wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 791-799.
- [8] Chwalowski P, Samareh J A, Horta L G, *et al.* Efficient multidisciplinary analysis approach for conceptual design of aircraft with large shape change [DB/OL]. [2011-03-30]. http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090016348_2009016169.pdf.
- [9] 李毅, 杨智春. 折叠翼飞行器机翼折叠过程的颤振仿真分析 [J]. 系统仿真学报, 21(22): 7069-7072.
Li Yi, Yang Zhichun. *Journal of System Simulation*, 21(22): 7069-7072.
- [10] 吴健, 昂海松. 可折叠翼变形飞行器气动特性研究[J]. 航空科学技术, 2010(2): 25-27.
Wu Jian, Ang Haisong. *Aeronautical Science & Technology*, 2010(2): 25-27.
- [11] 乐挺, 王立新, 艾俊强. Z 型翼变体飞机的纵向多体动力学特性[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 679-686.
Le Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(4): 679-686.
- [12] 金鼎, 张炜, 艾俊强. 折叠机翼变体飞机纵向操纵性与稳定性研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 5-8.
Jin Ding, Zhang Wei, Ai Junqing. *Flight Dynamics*, 2011, 29(1): 5-8.
- [13] 陈桂彬, 杨超, 邹丛青. 气动弹性设计基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
Chen Guibin, Yang Chao, Zou Congqing. *Aeroelastic design basis* [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2010.

(责任编辑 刘志远)

·学术动态·



“白云岩成因及油气储集层研讨会”征文

由中国矿物岩石地球化学学会主办的“白云岩成因及油气储集层研讨会”将于 2011 年 9 月或 10 月在北京召开。

征文范围:不同地质时代的白云岩;白云石及白云岩的成因机制;白云岩油气储集层;某地区或某油气区某地质时代白云岩或白云岩储集层研究成果的专题讨论等相关问题。

征文截止日期:2011 年 7 月 31 日。

论文提交信箱:byhy2011@163.com。

联系电话:010-62341089。

会议网址:<http://csmppg.gyg.cas.cn/>。