

可伸缩机翼结构与振动实验研究*

张伟 张谦 曹东兴

(北京工业大学机电学院,北京 100124)

摘要 对一种可伸缩机翼实验装置进行结构设计、功能实现和振动实验进行研究. 利用三维建模软件优化设计了可伸缩机翼的作动机构,完成对可伸缩机翼结构的总体设计和各个子系统结构设计,基于可伸缩机翼实验装置进行了振动实验研究,详细分析了在不同的外伸速度和收缩速度情况下,可伸缩机翼的横向振动响应,得到有意义的实验结果,对工程应用具有一定的理论指导作用.

关键词 可变形飞行器, 可伸缩机翼, 振动实验

引言

无论是飞行动物还是人造飞行器,为了执行不同的任务,如巡航、盘旋、攻击、逃生等,或者为了满足不同飞行环境,如高度、速度、气候等,往往需要相应调整其形态,以达到高效能、安全以及任务要求等目的. 传统飞行器采用改变机翼外形的方法,如采用前缘缝翼、后缘襟翼、变后掠角、变翼型弯度、变展长等方法,以适应起降、巡航和高速飞行等不同的飞行任务,力求获得比较理想的性能. 但是,实现这些目的的机构复杂、功能受限、效率较低,难以适应较广范围飞行条件的变化,并且无法满足新一代空天飞行器多环境、多任务的设计需求. 可变形飞行器能够在飞行过程中通过改变机翼的参数来改变其结构及气动特性,进而提高整体飞行性能的飞行器. 进一步改进了传统飞行器擅长单任务的缺点.

机翼的伸缩变形可以大幅度改变机翼的翼展、展弦比、浸润面积等,是飞行器实现变形的方式之一. 本文主要介绍设计一种可伸缩机翼实验装置,并对该装置进行振动实验,获得在不同的外伸和收缩速度情况下机翼的振动响应,详细分析了伸缩速度和振动响应之间的关系.

1 作动机构设计

根据总体设计目标,可伸缩机翼实验装置的作动机构必须满足以下条件:

- 1、机翼完全展开时,翼展比完全收缩状态增加50%左右.
- 2、机翼两边伸缩过程保持良好的同步.
- 3、伸出的机翼可以自锁.

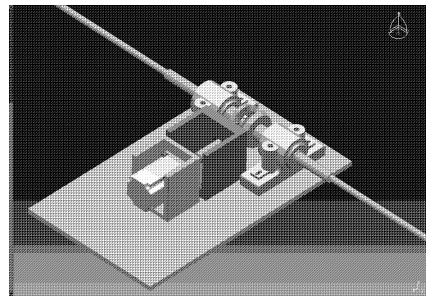


图1 作动机构示意图

Fig. 1 The design layout of the mechanism

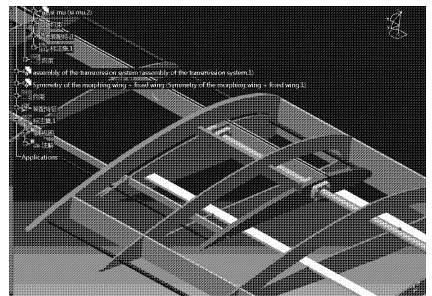


图2 导轨以及丝杠

Fig. 2 Guide rail and screw

基于设计要求,采用如下设计方案:

- 1、由齿轮组将电机的转动转化为与其垂直放置的左右两个锥齿轮的转动.
- 2、丝杠与锥齿轮采用键连接固定在一起,从而

将带动滚珠丝杠转动。

3、滚珠丝杠副将活动翼固定,丝杠的转动转化为活动翼的平动(外伸或者收缩)。

4、采用伺服电机传动,以保证电机速度的精确控制。

具体设计方案如图1、图2所示。

2 可伸缩机翼实验系统

2.1 可伸缩机翼实验装置介绍

可伸缩机翼实验装置主要由固定翼、可伸缩翼、传动系统以及基座四部分组成。其机翼部分的三维设计图如图3所示:

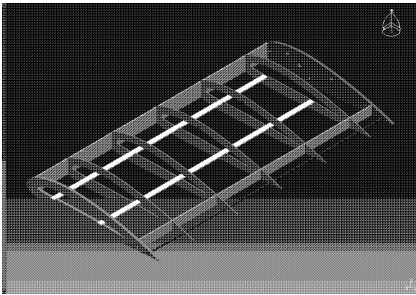


图3 固定翼部分的结构设计图

Fig.3 The design layout of the fixed wing

实验装置整体如图4所示:

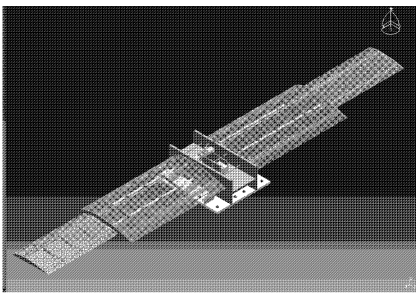


图4 可伸缩机翼实验装置的总体效果图

Fig.4 The design sketch of the experimental apparatus of morphing wings

2.2 振动实验系统介绍

振动实验系统由可伸缩机翼实验装置、电机控制系统、信号采集前端与后处理软件、激振系统四部分组成,如图5所示。

通过控制伺服电机的转动速度以及转动方向,可以改变机翼的外伸和收缩速度。而通过调整振动台控制系统的相关参数,也可改变振动台施加给实验装置的激励,如波形、振幅、频率等。

在可伸缩机翼的最外端上表面和固定翼上表面沿着机翼方向布置三个加速度传感器。加速度传

感器在翼面上的布置位置如图6所示。通过改变机翼的伸缩速度以及其他外激励(如振动台所施加的垂向激励),利用与之相连接的LMS测试系统即可以得出在不同的伸缩速度或者不同的外激励条件下翼面相关测点处的加速度信号。

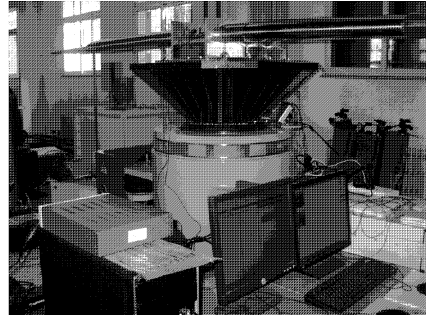


图5 可伸缩机翼实验系统

Fig.5 The whole experimental apparatus of the telescopic wings

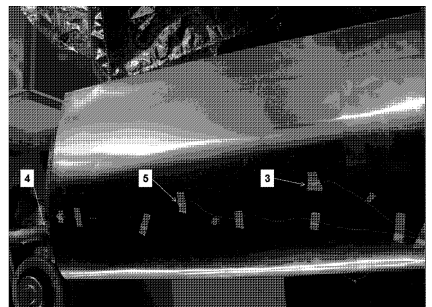


图6 加速度传感器在翼面的布置图

Fig.6 The arrangement of the sensors on the wings

3 振动实验分析

本文主要研究在没有外激励情况下,可伸缩机翼在不同的外伸和收缩过程中,可伸缩机翼部分的翼面响应。主要分析伸缩机翼上表面靠近最外端测点(即图6中测点4)的振动位移信号。

本文分别针对4种外伸速度和收缩速度进行振动实验为,分别为25mm/s,40mm/s,60mm/s,80mm/s,125mm/s,共测得十组数据信号。

3.1 机翼外伸过程振动分析

机翼以25mm/s速度外伸时,整个过程延续的时间为24s,如图7所示,测点4处的最大振幅为0.34mm。

机翼以40mm/s速度外伸时,整个过程延续的时间为16s,被测点4处的最大振幅为0.6mm,如图8所示。

机翼以60mm/s速度外伸时,整个过程延续的时间为13s,测点4处的最大振幅为11mm。整个外

伸过程中都可观察到外伸机翼大振幅运动,如图9所示.

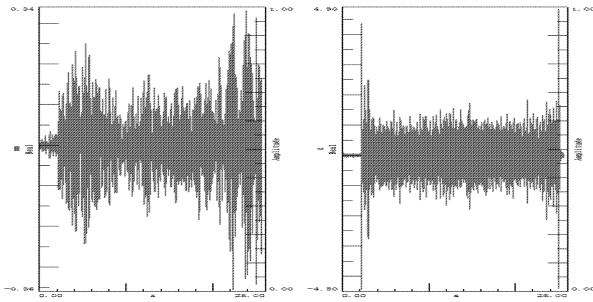


图7 外伸速度为25mm/s时测点的(a)位移时间历程图;
(b)加速度时间历程图

Fig. 7 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 25mm/ s for the extending wing

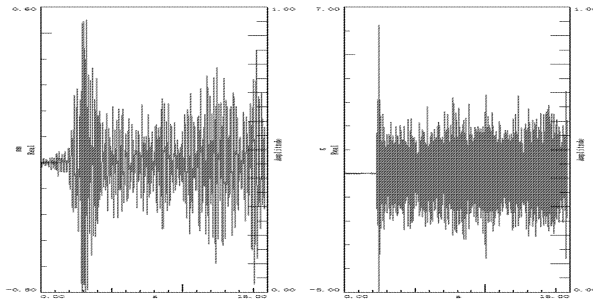


图8 外伸速度为40mm/s时测点的(a)位移时间历程图;
(b)加速度时间历程图

Fig. 8 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 40mm/ s for the extending wing

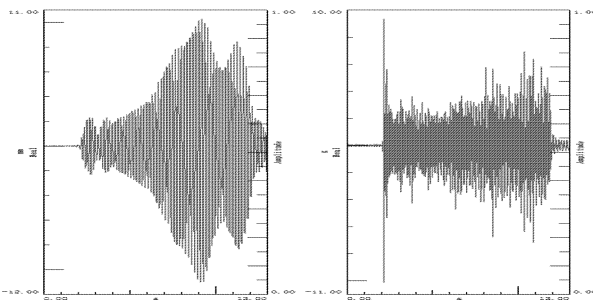


图9 外伸速度为60mm/s时测点的(a)位移时间历程图;
(b)加速度时间历程图

Fig. 9 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 60mm/ s for the extending wing

机翼以80mm/s速度外伸时,整个过程延续的时间大约为9s,被测点4处的最大振幅2.7mm.外伸过程中,被测点的振幅随着时间的增加而逐渐减小,如图10所示.

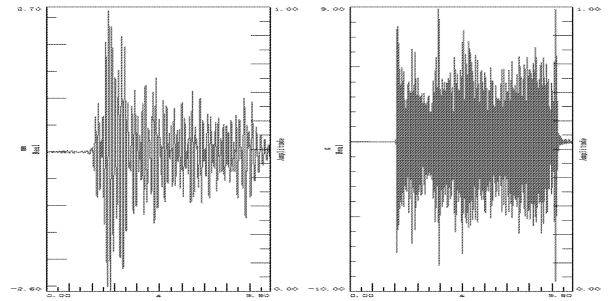


图10 外伸速度为80mm/s时测点的(a)位移时间历程图;
(b)加速度时间历程图

Fig. 10 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 80mm/ s for the extending wing

机翼以125mm/s速度外伸时,整个过程延续的时间大约为5s,被测点4处的最大振幅2.3mm.外伸过程中,被测点的振幅随着时间的增加先增加而后减小,如图11所示.

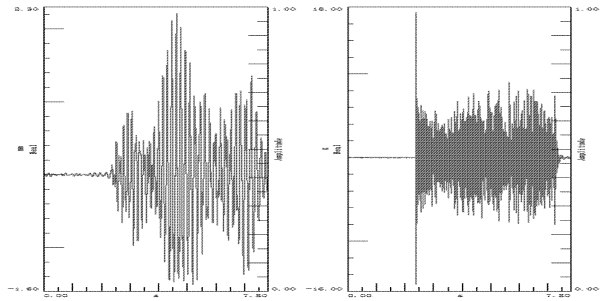


图11 外伸速度为125mm/s时测点的(a)位移时间历程图;
(b)加速度时间历程图

Fig. 11 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 125mm/ s for the extending wing

3.2 机翼收缩过程振动分析

机翼以25mm/s速度收缩时,整个过程延续的时间为22s,被测点4处的最大振幅为0.6mm,如图12所示.

机翼以40mm/s速度收缩时,整个过程延续的时间为10s,被测点4处的最大振幅为3.5mm.收缩过程中,被测点的振幅随着时间的增加而逐渐逐渐减小,如图13所示.

机翼以60mm/s速度收缩时,整个过程延续的时间约为11s,被测点4处的最大振幅为11mm.整个外伸过程中都可观察到收缩机翼大振幅运动,如图14所示.

机翼以80mm/s速度收缩时,整个过程延续的时间大约为7s,被测点4处的最大振幅1.2mm.外

伸过程中,收缩过程中的机翼振幅较小,如图 15 所示.

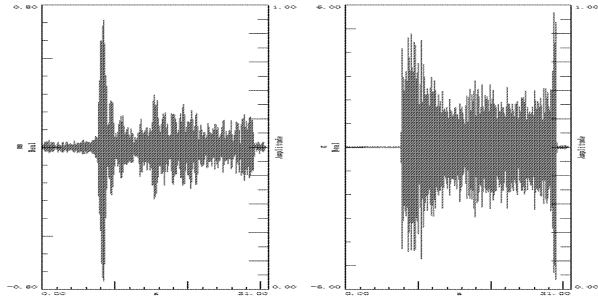


图 12 收缩速度为 25mm/s 时测点的 (a) 位移时间历程图;
(b) 加速度时间历程图

Fig. 12 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 25mm/ s for the contracting wing

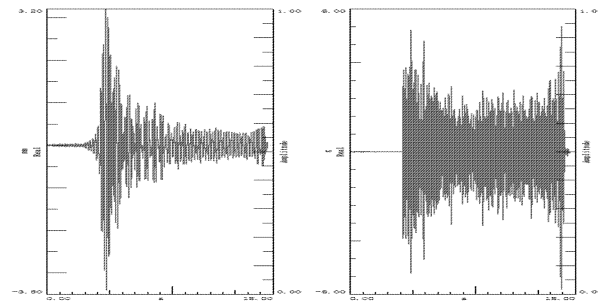


图 13 收缩速度为 40mm/s 时测点的 (a) 位移时间历程图;
(b) 加速度时间历程图

Fig. 13 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 40mm/ s for the contracting wing

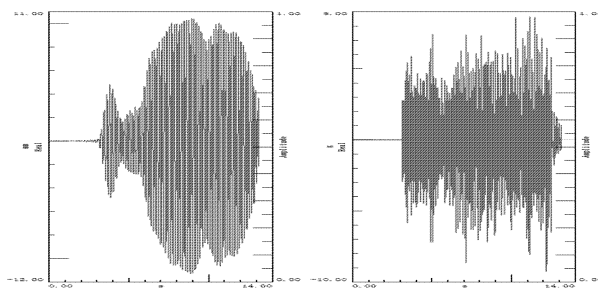


图 14 14 收缩速度为 60mm/s 时测点的 (a) 位移时间历程图;
(b) 加速度时间历程图

Fig. 14 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 60mm/ s for the contracting wing

机翼以 125mm/s 速度收缩时,整个过程延续的时间大约为 5s,被测点 4 处的最大振幅 2.1mm. 外伸过程中,收缩过程中被测点的振幅随着时间的增大而逐渐减小,如图 15 所示.

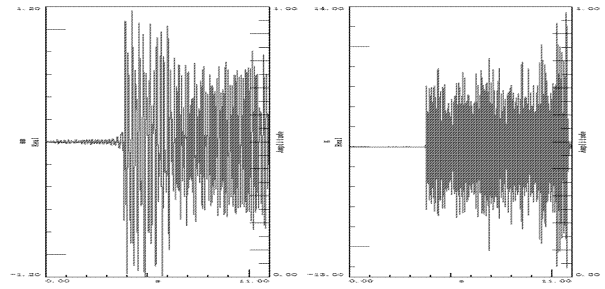


图 15 收缩速度为 80mm/s 时测点的 (a) 位移时间历程图;
(b) 加速度时间历程图

Fig. 15 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 80mm/ s for the contracting wing

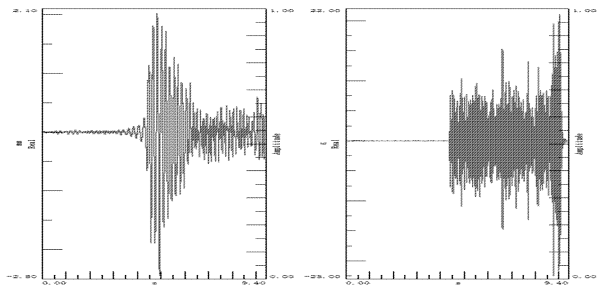


图 16 收缩速度为 125mm/s 时测点的 (a) 位移时间历程图;
(b) 加速度时间历程图

Fig. 16 (a) Displacement - time history and (b) acceleration - time history of the measurement points at the speed of 125mm/ s for the contracting wing

3.3 实验结果分析

通过分析可伸缩机翼外伸和收缩振动实验结果,获得如下结论:

1) 外伸和收缩的过程中,两边的可伸缩机翼运动保持了良好的同步性.

2) 外伸或收缩速度小于 60mm/s 时,即为 25mm/s、40mm/s 时,可伸缩翼的横向振动均比较小. 收缩速度为 40mm/s 时,测点 4 的横向最大振幅为 3.2mm,其它情况下的最大振幅均小于 1mm.

3) 外伸或收缩速度为 60mm/s 时,可伸缩机翼在伸缩过程中均出现大振幅的横向振动. 外伸和收缩过程中测点 4 的最大振幅达到 12mm.

4) 当外伸或者收缩速度大于 60mm/s 时,即为 80mm/s、125mm/s 时,可伸缩翼的横向振动均比较小. 当机翼以 80mm/s 和 125mm/s 速度外伸和收缩时,测点 4 的最大振幅均小于 3mm.

4 结论

本文首先根据可伸缩机翼设计目标确定了实

现方案,利用三维设计软件虚拟设计了作动机构及可伸缩机翼整体实验装置,在此基础上完成了可伸缩机翼伸缩过程振动实验。

根据实验结果分析可知:在不同外伸和收缩速度下,可伸缩机翼产生不同振幅的横向振动。在外伸和收缩速度为 60mm/s 时振幅最大,大于或小于此速度时,可伸缩机翼的横向振动比较小。

参 考 文 献

- 1 Friswell M I , Inman D J. Morphing Concepts for UAVs. 21st Bristol UAV Systems Conference, April 2006
- 2 2002-2003 AE/ME Morphing wing design, Virginia Tech Aerospace Engineering Senior Design Project. Spring Semester Final Report, 2003
- 3 崔尔杰,白鹏,杨基明. 智能变形飞行器的发展道路. 航空制造技术, 2007, 8:18 ~ 25 (Cui E J, Bai P, Ji J M. Path to development of smart morphing aircraft. *Aeronautical Manufacturing Technology*. 2007, 8: 18 ~ 25 (in Chinese))
- 4 中国科学技术协会主编,中国航空学会编著. 2006-2007 航空科学技术学科发展报告. 北京:中国科学技术出版社, 2007 (China association for science and technology, China aviation society. development report of disciplines of aerospace and technology. Beijing: China Science & Technology Press, 2007 (in Chinese))
- 5 李军府,董海峰,艾俊强. 飞机变形技术发展探究. 第三届中国航空学会青年科技论坛文集 (Li J F, Dong H F, Ai J Q. Development Program of morphing aircraft, The Third young scientists & engineers forum of china association for science and technology (in Chinese))
- 6 David A. Neal et, design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft Configuration, 45th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 2004: 19 ~ 22
- 7 Simpson J C , Boller C. Design and performance of a shape memory alloy – reinforced composite aerodynamic profile. *Smart Mater. Struct.* 2008, 17: 025028
- 8 陈强,杨国来,王晓. 变速移动弹簧阻尼质量系统作用下梁的动态响应. 动力学与控制学报, 2010, 8(3): 254 ~ 257 (Chen Q, Yang G L, Wang X. Dynamic response of beam subjected to a moving oscillator with non – uniform velocity. *Journal of Dynamics and Control* , 2006, 8(3): 254 ~ 257 (in Chinese))
- 9 Eric H. Anderson, Industrial and commercial applications of smart structures technologies. Proceedings of SPIE. 2003, 5054

STRUCTURAL DESIGN AND VIBRATION EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF TELESCOPING WINGS *

Zhang Wei Zhang Qian Cao Dongxing

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

Abstract A type of experimental apparatus of telescopic wings was designed and the vibration experiments were investigated. The mechanism of the telescopic wings was designed firstly, and the experimental apparatus as a whole and the sub – systems were made. Finally, the vibration experiments of telescopic wings were completed. The transverse vibration responses of the wings were investigated at different extended and contracted velocity. Some useful phenomena and conclusion were obtained based on the experiment solution.

Key words morphing aircraft, telescopic wings, vibration experiment