

MFC驱动的可变形机翼缩比模型主动变形研究

李春晖,孙士勇,牛斌,杨睿

(大连理工大学 机械工程学院,辽宁 大连 116024)

摘要:通过建立可变形机翼主动变形的仿真模型,分析压电纤维复合材料(MFC)驱动下的扭转变形,同时以地面实验作验证,研究了MFC在受电压载荷驱动下,对缩比模型主动变形产生的影响。结果表明,热弹性比拟法对可变形机翼在MFC驱动下的主动变形分析,是可行有效的;MFC的驱动效率和其与模型固定端的距离有关;同时,电压的加载方式和速度可进行自主化选择。

关键词:压电执行器;热弹性比拟;复合材料;可变形机翼;仿真分析

中图分类号: TN384

文献标识码: A

DOI:10.11977/j.issn.1004-2474.2018.01.024

Study on Active Deformation of the Deformable Wing Shrinkage Ratio Model Under Drive of MFC

LI Chunhui, SUN Shiyong, NIU Bin, YANG Rui

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: The torsion deformation under drive of MFC is analyzed by establishing the simulation model of the active deformation of the deformable wing. The influence of MFC with voltage load on the active deformation of the shrinkage ratio model has been investigated by implementing ground test as the verification. The results show that the thermal-elastic analogy method is a feasible and effective method for analyzing the active deformation of deformable wing driven by MFC. The drive efficiency of MFC is related to the distance between the fixed end of the model and itself. At the same time, the loading mode and speed of voltage can be chosen autonomously.

Key words: piezo-actuator; thermal-elastic analogy; composite material; deformable wing; simulation analysis

0 引言

飞行器在各种飞行环境和任务下,需要通过改变其机翼面积、展弦比、后掠角等来达到不同的飞行状态,但常规的控制操作面产生力和力矩的方式常会在设计中增加机翼刚度,导致结构质量增加,控制效率下降^[1]。人们从鸟儿飞行过程中通过变换翅膀的形状适应环境的改变得到启发,智能变体飞行器的研究由此开展^[2],即通过自身的主动变形带动机翼面积、后掠角等的变化,控制飞行器的飞行运动^[3],从而能够在不同飞行状态下都保持最佳的气动特性,实现一机多任务的模式。其中机翼的变形包括改变后掠角、展弦比及弯曲和扭转等多个方面^[4]。随着智能材料和结构的不断发展,越来越多的研究人员倾向于使用智能材料尤其是压电材料进

行自适应飞行器的变形控制,它们在质量、耐用性、挠性等方面有传统机械式结构无法比拟的优势,但普通压电材料仍存在变形小、脆性大等问题,为此,美国兰利研究中心开发了一种智能型压电纤维复合材料(MFC)。它是由矩形截面的压电纤维与交叉电极相互胶合而成,克服了树脂对纤维与电极的不利影响,同时可以非常方便的粘贴于曲面结构中^[5]。MFC具有灵敏的驱动和传感性能,吸引了国内外学者展开大量的研究。Kim和Park等^[6]研究了单晶态的MFC用于驱动扭转转子的叶片时的驱动特性。而在国内,MFC用于管道、飞机垂尾的振动控制还有复合材料层合板的性能指标和稳定性预测等相关研究也有理想的成果^[7-9]。

综上所述,MFC具有优良的驱动性能和广泛的应用范围。本文主要针对MFC致动器对可变形机

收稿日期:2017-04-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51275073);辽宁省自然科学基金资助项目(2015020154)

作者简介:李春晖(1991-),男,重庆人,硕士生,主要从事可变形机翼主动变形的研究。通信作者:孙士勇(1981-),男,山东蓬莱人,副教授,博士,主要从事压电材料分析与智能结构设计的研究。E-mail:sunshy@dlut.edu.cn。

翼缩比模型的主动变形所产生的驱动效应进行了研究,并且希望通过这些研究得出具有指导作用的结论。本文的主要工作是分析 MFC 致动器在受到电压载荷下对缩比模型的主动变形产生的影响,并制造出可变形机翼缩比模型,粘接 MFC 致动器后进行地面实验,对模拟仿真的结果进行验证。

1 模型主动变形仿真分析

1.1 模型创建与参数设置

目前,有限元法已广泛应用于工程结构以及热、电、磁、声等学科的数值仿真分析中。现阶段针对压电材料,发展了压电单元便于用有限元法分析压电材料的力学特性。不过由于复杂的压电结构如 MFC,其矩形截面的结构相对复杂时,本身树脂基体结构的尺寸与叉指形电极的尺寸相差较大,导致两者的网格尺寸相差甚远,再加上压电单元所需参数较多,所以分析起来难度很大。所以对复杂压电结构的仿真分析需要一种简单、有效的方法。

通过比较压电材料本构方程和热弹性本构方程的特征可知,逆压电效应和热弹性效应具有相似性,因此在线性范围内压电效应可比拟为热弹性效应,即热弹性比拟方法。采用此法可以将 MFC 在电场作用下的应变比拟为弹性材料的热应变,压电致动器的驱动电压比拟为热弹性力学中的温度载荷,因此在工程上被视为完成复杂压电结构仿真分析的一种简单可行的方法^[10]。同时,将压电应变系数比拟为正交各向异性的热膨胀系数,因此,压电纤维致动器产生的静态位移便可采用热弹性有限元法进行分析。由于电极的电场导致局部的非均匀和非线性,可以在热弹性比拟法中引入修正系数对热膨胀系数进行修正。通过数值算例和实验验证,热弹性比拟法在复杂结构如叉指形电极的压电纤维致动器的仿真计算中是可行有效的。

故本文采用热比拟分析法对可变形机翼的缩比模型在压电纤维致动器下的主动变形进行有限元的仿真分析。实验中选用了 Smart-material 公司生产的 M-8557-F1(简称 F 型)的 MFC 致动器用于机翼缩比模型的致动。其纤维与电极成 45° ,主要用于扭转控制,基本尺寸为 $110\text{ mm}\times 75\text{ mm}\times 0.3\text{ mm}$,其有效驱动尺寸为 $85\text{ mm}\times 57\text{ mm}\times 0.3\text{ mm}$,粘接于缩比模型的蒙皮内表面组成缩比模型实验系统。考虑到模型蒙皮由复合材料制作,骨架和蒙皮结构均为薄壁结构,所以采用壳单元进行分析计算,在热分析和结构分析上分别采用热分析壳单元(Shell

131)和结构分析壳单元(Shell 181)进行离散计算。边界条件为机翼根部一端固定,MFC 为机械自由状态。在分析计算中,热传导系数为 0.76,模型蒙皮所采用的复合材料弹性模量为 3 GPa,热膨胀系数为 0.1×10^{-12} ,梁肋所用材料的弹性模量为 9 GPa。压电纤维致动器的基本性能参数如表 1 所示。

表 1 压电纤维致动器的性能参数

弹性模量/ (10^9 Pa)		剪切模量/ (10^9 Pa)	压电常数/ (10^{-12} C/N)		泊松比	
E_1	E_2	G_{12}	d_{31}	d_{33}	ν_{12}	ν_{21}
30.336	15.857	5.515	-185	400	0.31	0.16

缩比模型采用 CATIA 建立好后导入 ANSYS 进行仿真分析,其中,将 3 对 MFC 致动器分别粘接在缩比模型上、下蒙皮的内表面,位置如图 1 所示。因此,粘接 MFC 的部分为表面毡和 MFC 的叠层(见图 1 中的深色部分),浅色为缩比模型的其他部分。通过对 3 对 MFC 致动器分别施加电压和共同施加电压进行控制,以 0 递增至 1 500 V 止,可以使机翼结构发生不同程度的主动变形。

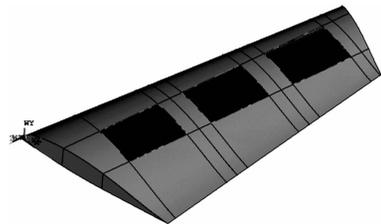


图 1 ANSYS 仿真中压电纤维致动器位置示意图

1.2 施加电压后的模拟仿真结果

缩比模型机翼的有限元模型共有 6 909 个单元,6 605 个节点。为确定压电纤维致动器的粘接位置对于缩比模型主动变形的贡献量,现分别单独对由根部到翼尖的 3 组压电纤维致动器施加 1 500 V 电压载荷,之后对 3 对 MFC 致动器同时施加 1 500 V 电压载荷,得到的位移云图如图 2 所示。

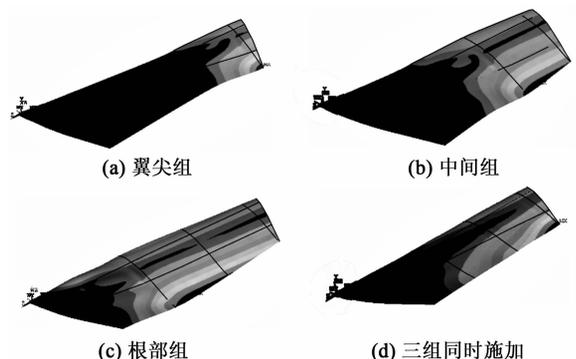


图 2 不同组 MFC 施压 1 500 V 电压时,模型仿真变形结果

由图 2(d)可知,当 3 对 MFC 致动器同时处在工作状态时,缩比模型从根部一端沿展向到翼尖,变形量逐渐增大,在翼尖处的变形位移和扭转角达到最大值,同时在根部区域的位移为 0,这是因为 MFC 变形属于内力,缩比模型蒙皮是将 MFC 的变形放大。此外,由图 2(a)~(c)可知,当压电纤维致动器靠近机翼根部时,受到根部固定的影响,产生的变形量会减弱,远离固定端后,压电纤维致动器受到固定端的影响逐渐消失,可以看出 MFC 粘接位置离根部位置越远,其产生的主动变形越大。

2 模型主动变形地面实验验证

2.1 地面实验总体实验系统

针对缩比模型的主动变形仿真数据,需要完成可变形机翼缩比模型的制造,并设计地面实验对计算结果进行验证。缩比模型为木头骨架配合复合材料蒙皮的结构形式,然后在蒙皮内表面粘接 MFC 致动器。机翼展长为 423.2 mm,根部弦长为 231.2 mm,翼尖弦长为 124.5 mm,最大厚度为 31.4 mm。蒙皮所采用的复合材料为表面毡,梁肋材料采用红松,其弹性模量与仿真计算中的参数一致。

地面实验的硬件包括电压放大器、激光位移传感器、数据采集卡等。电压控制程序基于软件开发平台 LabVIEW 实现。在 LabVIEW 软件上编写好控制输入的电压数字信号后,通过 USB 数据采集卡转换为模拟信号,将输入的电压传递给电压放大器,放大器将电压放大 200 倍后施加到 MFC 致动器上。从而致动器驱动模型机翼产生变形。同时通过激光位移传感器读取机翼在其 z 向上的变形量。缩比模型实验系统整体示意图如图 3 所示。

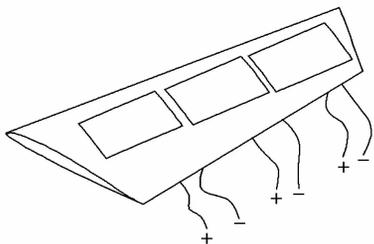


图 3 缩比模型结构整体示意图

2.2 主动变形地面实验验证

实验过程中选择缩比模型翼尖的前缘端点和后缘端点作为位移测量点,测量该两点在压电纤维致动器驱动下的 z 向位移,从而得到缩比模型在主动变形时的扭转角度。实验加载电压方式为手动加载,采用阶梯式电压加载方式,从 0~1 500 V,每次

增加 100 V,分别测量 z 向位移值,加载后 10 s 读取数据,并采用多次测量取平均值的方法。

图 4 为实验测得的位移值和引入修正系数后,用热比拟法分析缩比模型在致动器驱动下的 z 向位移值的对比情况。从图中可看出,驱动电压越大,主动变形量越大,呈现近似正比的关系。故在施加电压达到 1 500 V 时,主动变形量达到最大值,为 0.96 mm。同时,实验测量的变形位移值与仿真分析值吻合较好。不过在 1 300 V 后,实验变形位移略大于仿真计算值。

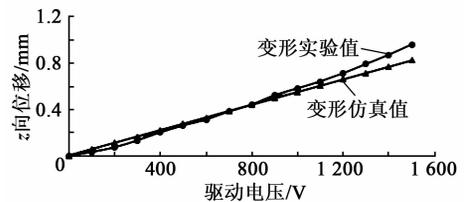


图 4 3 组 MFC 同时施加电压时,主动变形仿真结果与实际变形的对比

图 5 为施加的电压与主动变形大小的关系。由图可知,远离机翼根部的压电纤维致动器所产生的驱动变形比靠近机翼根部的压电纤维致动器所产生的驱动变形要大,且远离根部越多,主动变形的增加量也越大。

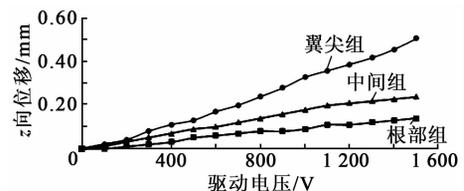


图 5 MFC 致动器位置与模型翼尖后缘主动变形的关系

在实验中,电压的加载方式为呈线性增长直到所需电压值稳定不变,图 6 是增长速度分别为 50 V/s,100 V/s,150 V/s 时施加的线性电压后,得到电压加载速度与机翼主动变形大小的关系。由图可知,变形量受到加载速度的影响不大,3 种加载速度下的缩比模型变形偏差很小。

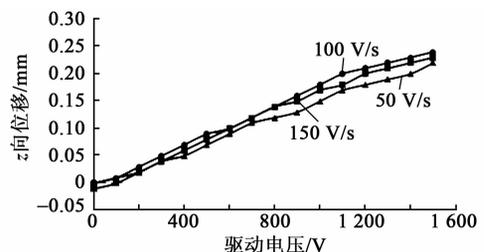


图 6 电压加载速度与模型翼尖后缘主动变形的关系(以中间组 MFC 为例)

3 结论

1) 基于压电材料和热弹性具有相似的本构方程所提出的热弹性比拟法,对于可变形机翼在压电纤维致动器驱动下的主动变形,是一种可行有效的仿真分析方法。同时可以减少压电材料非线性等性能给仿真分析带来的不良效应,建模和温度载荷的施加更方便,也可实现压电材料的铺层叠加。不过在电压载荷趋近于其驱动电压范围的最大值时,实验数据与仿真计算值偏差略大,其原因是由于MFC所承受的电压载荷趋近于其临界值时,与小电压相比,电场极化程度比电压的倍数更强更显著,因此,驱动效果也要强于电压的倍数关系。

2) 可变形机翼缩比模型在MFC驱动下所产生的主动变形量与电压呈现近似正比关系,电压越大,主动变形及其带来的扭转角度也越大,在机翼的展向方向增加压电纤维致动器的组数可以让缩比模型的主动变形和扭转角实现累加。同时,由于受到机翼根部固定的影响,靠近根部的压电纤维致动器所产生的驱动变形要小于远离机翼根部的压电纤维致动器所产生的驱动变形。因此,压电纤维致动器在越远离模型固定端时,越能发挥它的驱动效果。

3) 采用不同斜率的线性电压加载方式,分析其对缩比模型主动变形的影响时,可以发现由于致动器内部交叉指形电极形成电场的速度较快,所以当加载斜率发生变化时,主动变形量所受的影响不大,因此在实际工程应用中可根据不同工况选择理想的电压加载方式和加载速度。

参考文献:

[1] 寇西平. 大展弦比机翼高速静气动弹性模型设计研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2013.

[2] 董二宝. 智能变形飞行器结构实现机制与若干关键技术研究[D]. 合肥:中国科学技术大学,2010.

[3] SMITH K, BUTT J, VON SPAKOVSKY M R. A study of the benefits of using morphing wing technology in fighter air-craft systems [C]//USA: AIAA Thermophysics Conference,2007.

[4] 黄建. 基于压电纤维复合材料的可扭转机翼结构研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.

[5] 李继威,张勇,陈继春. 压电材料在飞行翼形控制方面的一些应用[J]. 电子元件与材料, 2009,28(6):74-78. LI Jiwei,ZHANG Yong,CHEN Jichun. Application to control airfoil of aircraft using piezoelectric materials [J]. Electronic Components and Materials, 2009, 28(6):74-78.

[6] PARK J S,KIM J H. Analytical development of single crystal macro fiber composite actuators for active twist rotor blades [J]. Smart Materials and Structures, 2005,14: 745-753.

[7] 李敏,陈伟民,贾丽杰. 压电纤维复合材料铺层用于翼面设计的驱动特性与刚度影响[J]. 航空学报, 2010, 31(2):418-425. LI Min,CHEN Weimin,JIA Lijie. Drive characteristics and stiffness influence with piezoelectric fiber composite actuators on airfoil surface[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica,2010,31(2):418-425.

[8] 徐志伟,黄雪峰,沈星. 基于PT和MFC的飞机垂直尾翼振动主动控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3):313-318. XU Zhiwei,HUANG Xuefeng,SHEN Xing. Active vibration control of perpendicular empennage based on piezoelectric transformer and micro fiber composites [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008,40(3):313-318.

[9] 王达. 宏纤维复合材料在管道结构振动主动控制上的应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008. WANG Da. The application of macro-fiber-composite on the active vibration control of pipe structure[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2008.

[10] 孙士勇,杨睿,张少辉,等. 叉指形电极压电执行器的热弹性比拟分析方法[J]. 压电与声光, 2015, 37(1): 32-34. SUN Shiyong,YANG Rui,ZHANG Shaohui,et al. The thermo-elasticity analogy approach for the analysis of inter-digital electrodes of piezo-actuator[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics,2015,37(1):32-34.