

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.05.04

扑翼飞行器测力平台设计与振动特性仿真分析

王胜超, 杜颖, 王鹏飞, 赵国

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘 要: 扑翼飞行器是基于鸟类仿生学理论衍生出的新型无人飞行器, 主要通过机翼周期性上下扑动来提供飞行器所需的升力和推力, 在军用和民用飞行器领域均有广阔的应用前景。扑翼飞行器气动力测量作为样机气动性测试的重要手段, 多维气动力的准确测量可为新型扑翼飞行器设计优化和飞控品质的提高提供试验数据支持。本文介绍了一种新型组合式多维小量程测力平台, 可实现扑翼飞行器六维气动力和气动力矩的测量。考虑到扑翼飞行器机翼上下扑动过程动态测力需求, 应用 Ansys Workbench 有限元分析软件对测力平台进行了模态分析和频响分析, 获得在工作频率下的频率响应, 仿真结果表明测力平台的振动特性满足设计要求。

关键词: 扑翼飞行器; 气动力; 有限元; 振动特性

中图分类号: TB936

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795 (2017-)05-0016-04

Design and Vibration Characteristics Analysis of Force Measuring Platform of Flapping Wing Aircraft

WANG Shengchao, DU Ying, WANG Pengfei, ZHAO Guo

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: Flapping wing aircraft is a new type of unmanned aerial vehicle derived from the theory of bird bionics. The periodic flapping of the wing provides the lift and thrust forces that are required by the aircraft. This new aircraft has a wide application prospect in the field of military and civil aircrafts. The aerodynamic measurement of the flapping wing aircraft is an important means for the aerodynamic testing. The accurate measurement of the multi-dimensional aerodynamic force can provide the experimental data for the optimization of the new flapping wing design and the improvement of the flight control quality. This paper introduces a new modular multi-dimensional small-scale dynamometer platform, which can realize the measurement of six-dimensional aerodynamic and aerodynamic moments of flapping wing aircraft. Considering the purpose of measuring dynamic force load of flapping wings, the Ansys Workbench finite element analysis software was used to analyze the modal and frequency response of the dynamometer platform, and the frequency response is obtained at the working frequency. The vibration characteristics of the force platform meet the design requirements.

Key words: flapping wing aircraft; dynamometer; FEA; vibration characteristic

0 引言

扑翼飞行器的动力通过机翼周期性上下扑动与非定常流场环境的相互作用产生, 其在飞行过程中多维气动力的准确测量直接关系到整机飞行力学性能的评估。扑翼飞行器区别于传动飞行器气动力产生机理, 其气动力测量的实质是对小量程周期性动态力的测量, 这不仅涉及到信号提取过程中相关去噪滤波处理, 同时要求测力装置本身在扑翼飞行器低频扑动频率范围内不发生谐振。根据扑翼飞行器机翼扑动频率可将扑翼飞行器分为常规型和微型。常规型扑翼飞行器仿生

原形为鸟类, 对应机翼扑动频率在 30 Hz 以下; 微型扑翼飞行器仿生原形为昆虫类, 对应机翼扑动频率上百赫兹。为保证扑翼飞行器多维气动力测量结果的可信度, 要求测力平台固有频率应高于被测扑翼飞行器扑动频率 3~4 倍以上, 避免在测力过程中测力平台发生谐振。本文根据扑翼飞行器多维气动力测量要求, 提出了一种组合式多维气动力测量方法, 应用 Solid-Works 三维软件对扑翼飞行器测力平台进行了设计建模, 并在 ANSYS WORKBENCH 有限元分析环境下进行了模态分析和频响分析, 从而对测力平台振动特性及动态性能进行了评估。

1 扑翼飞行器测力平台设计、建模

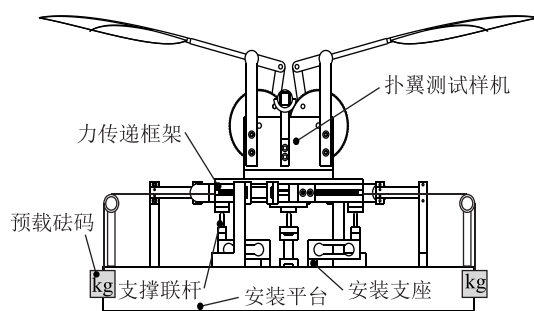
扑翼飞行器因动力产生机制区别于传统固定翼及

收稿日期: 2017-04-10

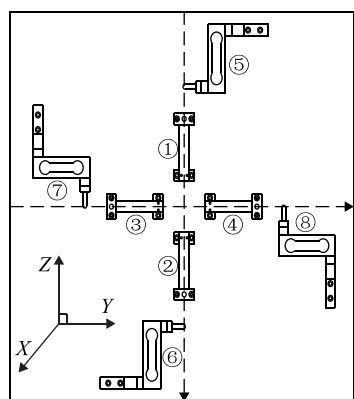
作者简介: 王胜超(1990-), 男, 助理工程师, 硕士, 主要从事机电产品研发, 计量、测控等方面的研究。

旋翼飞行器,属于非常规新型无人飞行器,目前与之配套的专业化测试方法和测试设备比较匮乏,特别是适合扑翼飞行器气动力测量的专业化产品稀少。一方面,由于国内现阶段常见的测力传感器大多数偏重日常生产和工业应用领域,无法满足扑翼飞行器(尤其是微型扑翼飞行器)多维气动力测量量程小、精度高且适合动态力测量的要求;另一方面,由于国外进口多维力传感器成本高、通用性差,使用过程中不易于维护和计量校准,这些因素导致扑翼飞行器的研制成本与研发周期大大增加。

通过分析现有各类通用测力传感器发现,测力传感器所测分量越多,传感器内部结构和测量原理越复杂,与之相对应的标定程序及计量校准方法越繁琐。文章针对扑翼飞行器气动力测量技术要求,提出了一种组合式多分量气动力测量方法,通过多支小量程高精度的悬臂梁力传感器按一定坐标位置关系布置实现扑翼飞行器多维气动力和力矩的测量,测量原理如图1所示。



(a) 测力平台结构原理图



(b) 传感器布局

图1 组合式多分量气动力测量原理图

如图1中(a)所示,扑翼飞行器测试样机与力传递框架固联,力传递框架通过支撑连杆浮动安装于测力传感器①~⑧上。如图1中(b)所示,传感器①~④垂

直方向对称布置,用来测量扑翼飞行器垂直方向力,传感器⑤~⑧水平方向对称布置,用来测量水平方向力。在测试工作之初,通过高精度砝码对力传递框架垂直方向和圆周方向进行预加载,保证各测力传感器具有稳定数值输出 δ_0 。当扑翼飞行器工作时,扑翼翅膀上下扑动产生的气动力致使各测力传感器数值输出变为 δ ,各测力传感器数值输出变动量 $\Delta\delta$,可以通过直接测量和计算获得扑翼飞行器六个分量的力和力矩,分别为升力、阻力、侧向力、俯仰力矩、滚转力矩、扭转力矩,半实物三维模型如图2所示。

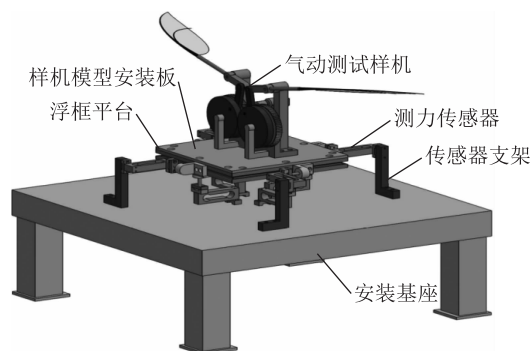


图2 扑翼飞行器组合式气动力测量平台三维模型

2 扑翼飞行器测力平台模态计算分析

扑翼飞行器气动力测试过程中,机翼上下周期扑动将引起测力平台低频振动,为保证气动力测量数据的准确性,需对测力平台结构进行模态分析以获得所设计结构的固有频率和振型,从而检验测力平台结构设计的合理性,即避免在工作频率下测力平台发生共振。

2.1 模态分析理论介绍

模态分析用于确定结构设计的具体振动特性,由于结构的振动特性决定结构对不同动力载荷下的响应情况,所以模态分析是结构动力学分析的基础。模态分析的结果反应结构振动的固有特性,因此在分析中忽略阻尼,忽略施加外界载荷,因此测力平台自由振动微分方程为

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = \{0\} \quad (1)$$

式中: $[M]$ 为测力平台质量矩阵; $[K]$ 为测力平台刚度矩阵; $\{\ddot{u}\}$ 为测力平台单元节点位移加速度向量; $\{u\}$ 为测力平台单元节点位移向量。

对于线性无阻尼振动系统,自由振动为简谐运动

$$\{u\} = \{\phi\} \cos \omega_i t \quad (2)$$

将式(2)代入式(1)后,模态分析转变为基本动力

学方程特征值求解

$$([K] - \omega_i^2[M])\{\phi\}_i = 0 \quad (3)$$

式中: $\{\phi\}_i$ 为特征向量, 表示第 i 阶自振频率下的振型; ω_i 为 i 阶振动模态自振角频率, rad/s; 自振频率 $f_i = \omega_i/2\pi$, Hz。

2.2 基于 ANSYS Workbench 模态分析

ANSYS Workbench 由 ANSYS 命令流核心求解器发展而来, 采用新型图形化工程项目流程管理, 兼具结构静力学、结构动力学、结构热分析、流体动力学等多种有限元分析能力。考虑该软件对第三方建模软件具有很好的兼容性, 故将 SolidWorks 中建立的三维模型导入 ANSYS Workbench 进行模态分析, 具体分析流程如图 3 所示。

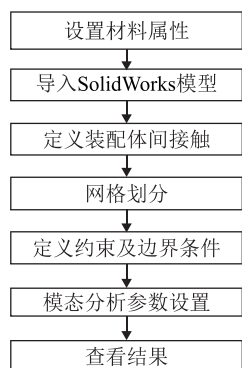


图 3 ANSYS WorkBench 模态分析流程图

经过上述分析过程, 获得测力平台前六阶固有频率, 如表 1 所示, 与之相对应的振型如图 4 中的 (a) ~ (f)。从表 1 中可以看出测力平台固有频率随模态阶次而增大, 且低阶低频振动模态固有频率远高于扑翼飞行器测试频率 (30 Hz 以下), 测力平台不会发生共振, 可实现动态力的准确测量。从图 4 振型图可以看出, 前三阶振动模态分别对应一阶弯曲 (沿 Y 轴)、二阶扭转 (绕 X 轴)、三阶扭转 (绕 Z 轴), 均为主要测力方向上的振动, 但这里的振型并不代表真实的结构位移, 只是以模态坐标的形式显示振动变形趋势, 需与振动系统自振角频率平方相乘才能获得有限元单元节点位移。

表 1 测力平台固有频率数值

模态阶次	固有频率/Hz	模态阶次	固有频率/Hz
1	360.79	4	417.77
2	398.43	5	471.58
3	399.94	6	472.43



图 4 测力平台前六阶振动模态振型图

3 扑翼飞行器测力平台谐响应分析

3.1 谐响应分析理论介绍

扑翼飞行器测力平台谐响应分析的实质是求取测力平台在一定频率范围内循环载荷作用下的结构响应, 获得响应量随频率的变化关系, 目的是保证测力平台能够经受住不同频率正弦载荷。谐响应分析的过程也就是对谐响应运动方程如式 (4) 的求解。

$$(-\omega^2[M] + i\omega[C] + [K])(\{u_1\} + \{u_2\}) = (\{F_1\} + i\{F_2\}) \quad (4)$$

式中: $i = \sqrt{-1}$; φ 为载荷力函数的相位角; 实部 $F_1 = F_{\max} \cos\phi$; 虚部 $F_2 = F_{\max} \sin\phi$; $F_{\max}$ 为力幅值 (即测力平台量程上限值); 实部 $u_1 = u_{\max} \cos\phi$; 虚部 $u_2 = u_{\max} \sin\phi$; $u_{\max}$ 为位移幅值; ϕ 为位移函数的相位角。

谐响应运动方程的求解多采用模态叠加法, 模态叠加法就是通过对模态分析所得到的振型 (特征向量) 乘以对应的影响因子并求和而得的结构响应, ANSYS Workbench 谐响应分析也采用此类求解方法。

3.2 基于 ANSYS Workbench 谐响应分析

为保证测力平台对不同输入载荷具有良好的适应性, 故设置循环载荷频率范围为 0 ~ 500 Hz, 选取系统

响应观测点为平台几何中心, 载荷输入为各测力方向量程上限的 1.5 倍, 测力平台谐响应分析结果如下。

从测力平台几何中心 Y 方向(即气动升力主测量方向)的变形振幅随频率变化响应曲线上可以看出, 测力平台具有一个 Y 方向一阶谐振频率 360 Hz, 与前

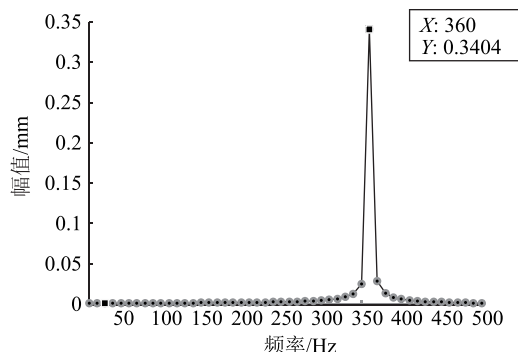


图5 幅值-频率响应曲线

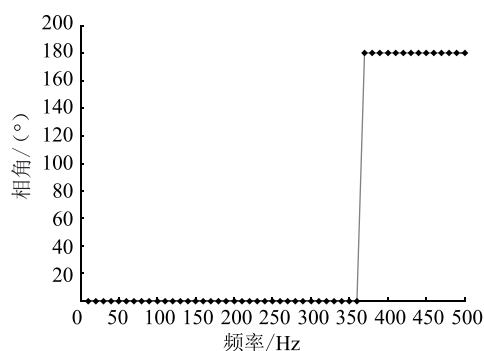


图6 相角-频率响应曲线

述模态分析结果一阶固有频率 360.79 Hz 一致。从图 5 和 6 可以看出, 测力平台在外界载荷频率在 360 Hz 发生共振, 振幅达到 0.34 mm, 相角为 180°, 在扑翼飞行器测试工作频率周围响应平稳, 振幅在 1.4 μm 左右。

4 结论

提出了一种新型组合式扑翼飞行器气动力测试方法, 并对响应测力平台的设计以及动态特性分析进行详尽的说明。ANSYS Workbench 有限元分析结果表明: 该测力平台固有频率远高于扑翼飞行器机翼周期性上下扑动频率, 不会引起结构共振; 同时, 谐响应分析结果表明: 在指定工作频率范围内, 系统响应平缓, 能够保证位移幅值在 1.4 μm 左右, 从而说明了测力平台结构设计的合理性和测量方法的可行性。

参考文献

- [1] Caetano J V, Visser C C D, Remes B D, et al. Controlled Flight Maneuvers of a Flapping Wing Micro Air Vehicle: a Step Towards the Del Fly II Identification [J]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2013, 6(4): 52-59.
- [2] Mazaheri K, Ebrahimi A. Experimental Investigation of the Effect of Chordwise Flexibility on the Aerodynamics of Flapping Wings in Hovering Flight [J]. Journal of Fluids & Structures 2010, 26(4): 544-558.
- [3] 宗光华, 贾明, 毕树升. 扑翼式微型飞行器的升力测量与分析 [J]. 机械工程学报, 2005, 41(8): 120-124.

(上接第 15 页)

- [4] Rao A V, Mehta D J. Studies on ultrafiltration membranes. I. Development of cellulose nitrate membranes [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2010, 22(12): 3559-3577.
- [5] Dubois M, Gilles K A, Hamilton J K, et al. A colorimetric method for the determination of sugars [J]. Nature, 1951, 28(7): 167-168.
- [6] 戴海平, 张惠新, 梁福海, 等. 用葡聚糖测定超滤膜切割分子量的简易方法 [J]. 膜科学与技术, 2005, 25(4): 63-65.
- [7] 张晓慧, 罗嫣, 于小焱, 等. 乙醇沉淀法测定葡聚糖浓度

方法探讨 [J]. 广州化工, 2011, 39(20): 88-89.

- [8] 孟明扬. 液体搅拌对非均相化学反应的影响 [J]. 染料与染色, 1989(05): 47-49.
- [9] 林钦恒, 郑家概, 蔡大川, 等. 柱前衍生化 HPLC 法测定酵母细胞壁中的甘露聚糖与 β -葡聚糖 [J]. 分析测试学报, 2015, 34(01): 106-110.
- [10] 张潮, 陈友媛. 苯酚-硫酸法测定黄河口沉积物中的多糖 [J]. 中国海洋大学学报(自然科学版), 2013, 43(12): 87-91.