

文章编号: 1003-501X(2012)12-0001-06

柔性气动外形飞行体气流扰动下的可视化检测

王向军^{1,2}, 张宁宁^{1,2}, 于雅楠^{1,2}

- (1. 天津大学 精密测试技术及仪器国家重点实验室, 天津 300072;
2. 天津大学 微光机电系统技术教育部重点实验室, 天津 300072)

摘要: 为研究具有柔性气动外形的微型飞行器抗气流扰动特性, 本文设计了一种具有柔性气动外形微型旋翼飞行体, 利用有限元方法对飞行体垂直气道的设计模型进行了模态分析, 实现了飞行体的垂直起降和悬停。在基于双目立体视觉测量的气流扰动场实验装置中对飞行体完成初步的三维可视化检测, 利用频闪成像方法记录气流扰动下飞行体的运动轨迹和气动外形的形态学变化, 为研究柔性气动外形非定常气动特性以及飞行体抗扰动机理提供一种有效的可视化信息提取方法。

关键词: 柔性气动外形; 微型飞行器; 模态分析; 频闪成像

中图分类号: V211.41

文献标志码: A

doi: 10.3969/j.issn.1003-501X.2012.12.001

Visual Detection of Air Vehicle Prototype with Flexible Aerodynamic Shape under Airflow Disturbance

WANG Xiang-jun^{1,2}, ZHANG Ning-ning^{1,2}, YU Ya-nan^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Precision Measuring Technology and Instruments, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. MOEMS Education Ministry Key Laboratory, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to study the anti-disturbance characteristic of the Micro Air Vehicle (MAV) with flexible aerodynamic shape, a hovering MAV with flexible aerodynamic shape was designed, and the finite element method was used to conduct modal analysis of its vertical airway. Then, its vertical lift and hovering were achieved. The preliminary three-dimensional visual inspection of the aircraft was completed in an airflow disturbance experimental device, which is based on binocular stereo vision. The aircraft's motion trace and morphological changes of the aerodynamic shape under airflow disturbance were recorded using stroboscopic imaging technique, which provided an effective extraction method for studying the unsteady aerodynamic characteristic of the flexible aerodynamic shape and the anti-disturbance mechanism of hovering MAV.

Key words: flexible aerodynamic shape; micro air vehicle; modal analysis; stroboscopic imaging

0 引 言

柔性气动外形微型飞行器(Micro Air Vehicle, MAV)由于能够自动补偿大气扰动对其飞行性能的影响, 成为微型飞行器的重要的研究方向之一, 目前这种设计多运用在固定翼和扑翼飞行器上。NASA 和美国佛罗里达大学共同研制的柔性翼 MAV, 全机身由碳纤维骨架、乳胶膜机翼和薄膜机身构成, 实验证明该样机在保证强度的前提下具有比刚性固定翼 MAV 更高的升力和抗阵风干扰性^[1]。西北工业大学设计了一种微扑翼飞行器, 采用碳纤维骨架和聚脂薄膜柔性机翼, 在实际遥控飞行中表现出较好的飞行性能^[2]。南京航空

收稿日期: 2012-08-11; 收到修改稿日期: 2012-09-13

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20070056085)

作者简介: 王向军(1955-), 男(汉族), 天津人。教授, 博士生导师, 博士, 主要研究工作是精密测试技术与仪器、光电探测技术、影像与视觉测量方面。E-mail: xdocuxjw@vip.163.com。

通信作者: 张宁宁(1987-), 女(汉族), 河北沧州人。硕士研究生, 主要研究光电探测与视觉测量。E-mail:zhnn.1987@yahoo.com.cn。

<http://www.gdgc.ac.cn>

航天大学微型飞行器研究中心设计了一种柔性膜微型扑翼飞行器, 实验证明扑翼的柔性能改善微型扑翼飞行器的推进性能^[3]。目前微型飞行器的柔性气动外形抗气流扰动机理实验数据匮乏, 理论有待深入研究。

本文鉴于微型旋翼飞行器机动性能强的特点^[4], 设计一种柔性气动外形的微型旋翼飞行体, 为研究这种柔性气动外形飞行体的抗气流扰动机理, 在气流扰动三维可视化检测系统中对气流扰动下飞行体的运动轨迹和气动外形的形态学变化等信息进行了提取。

1 柔性气动外形微型旋翼飞行体

设计了一种基于垂直气道结构的柔性气动外形微型旋翼飞行体, 通过前期基于有限元的流-固耦合分析验证了柔性气动外形确实对飞行稳定性及气动特性参数起到增强作用。下面将对飞行体的设计及加工做详细的介绍。

1.1 升力系统

升力系统采用二层反转式的共轴螺旋桨, 无尾桨设计, 结构更加紧凑, 不仅减轻了飞行体重量, 同时提高了发动机功率的利用率^[5]。飞行体的升力系统工作频率为 40 MHz, 载重 40 g。为提高其飞行升力, 在飞行体调试以及抗扰动测试过程中, 动力装置采用 3.7 V 稳压直流电源, 避免采用固体电池增加飞行体的重量以及因续航时间短造成的实验中断。

1.2 垂直气道结构的设计和模态分析

垂直气道结构作为柔性外形结构的支撑, 同时固定飞行体的升力系统使柔性外形结构与升力系统重心一致。垂直气道的三维实体结构模型如图 1 所示, 气道采用多孔结构, 减轻气道的质量来提高飞行体升力。气道内部有两个固定架, 架上的螺孔用于升力系统和气道结构之间的固定。气道结构选用弹塑性材料 ABS, 其密度 1.05 g/cm^3 , 杨氏模量为 2.45 Gpa, 泊松比为 0.39。这种材料具有优良的力学性能, 其冲击强度极好, 可以在极低的温度下使用。

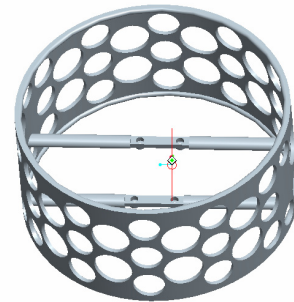


图 1 垂直气道三维实体结构模型

Fig.1 Three-dimensional entity structure model of vertical airway

为避免飞行体在飞行过程中产生破坏性振动, 有必要在设计阶段采用有限元分析对飞行体垂直气道的固有特性进行数值计算, 避免升力系统工作频率接近气道的固有频率产生共振。在有限元仿真中, 模型结构的模态分析可以确定结构的固有特性, 包括固有频率和振型。

本文利用 PROE 软件生成符合 IGES 标准的接口文件, 再调用有限元 ANSYS 软件进行分析处理。首先对垂直气道结构模型采用自由网络划分, 气道结构与升力系统采用螺栓连接, 连接处施加完全约束, 在 ANSYS 中典型的模态分析中唯一有效的“载荷”是零位移约束, 典型的无阻尼模态分析求解的基本方程式^[6]如式(1)所示:

$$\mathbf{K}\Phi_i = \omega_i^2 \mathbf{M}\Phi_i \quad (1)$$

式中: \mathbf{K} 为刚度矩阵; Φ_i 为第 i 阶模态的振型向量; ω_i 为第 i 阶模态的固有频率; \mathbf{M} 为质量矩阵。

本文采用分块兰索斯法求解上面的方程式, 该算法的优点是求解从频率谱中间位置到高频端范围内的固有频率时, 求解收敛速度与求解低阶频率基本上一样快, 特别适用于大型对称特征值求解问题^[7]。采用分块兰索斯法提取气道结构的前 3 阶固有频率如表 1 所示。

表 1 气道结构的前 3 阶固有频率

Table 1 The first three orders of natural frequency of the airway structure

Order	Natural frequency /Hz
1	657.92
2	742.42
3	1 008.50

由表中数据得出气道结构的前 3 阶固有频率不接近升力系统的工作频率, 可以有效防止结构共振。

与固有频率相对应的前 3 阶振型, 如图 2(a)、(b)、(c)所示。第一阶振型反映的是与固定杆垂直方向的扭转变形振动, 第二阶振型是沿固定杆方向的扭转变形振动, 第三阶振型是固定杆的弯曲变形振动。

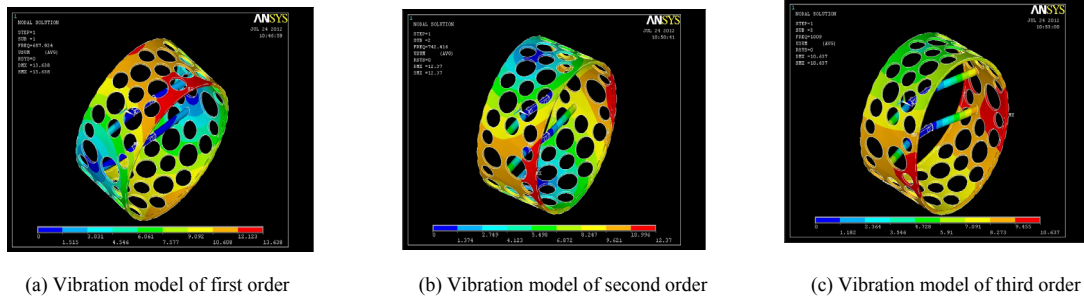


图 2 气道结构的前 3 阶振型

Fig.2 Vibration models for the first 3 orders of the airway structure

1.3 柔性外形结构

本文采用弹性较大的橡胶材料制作柔性外皮, 这种柔性外皮质量轻、气密性好、抗撕裂能力强。将其包裹在垂直气道结构的外表面构成飞行体的柔性外形结构。柔性外皮膨胀后与气道结构之间形成一个环形密闭空间, 整个环形空间内部空气压力一致。在气流扰动下, 柔性外皮会自适应调整形状, 将气流压力转换成弹性形变, 吸收扰动分量从而减小扰动对飞行体的干扰, 并且在无风状态可以恢复原始形状。采用这种柔性外形结构设计的微型飞行体对气流扰动具有缓冲作用, 适应飞行条件的突然变化从而增强飞行体的稳定性能。

1.4 微型旋翼飞行体加工

使用 Dimension 三维打印机将垂直气道三维实体结构模型加工成实体。因气道采用多孔结构, 在垂直气道结构外侧包裹上一层 PE 膜形成一个不透气的管道壁, 在 PE 膜外侧固定柔性外皮的上下边缘, PE 膜与柔性外形结构之间形成一个密封性良好的封闭柔性气囊。气道结构内侧预留有一个气孔, 用于向柔性气囊内充、放气。最后, 将升力系统固定在气道结构的固定架上。柔性气动外形微型旋翼飞行体如图 3 所示。对飞行体进行了基本的飞行试验, 试验结果表明这种旋翼飞行体具有一定的可控特性, 动力系统与分级匹配良好, 飞行平稳, 能够完成垂直起降和空中悬停。



图 3 柔性气动外形微型飞行体

Fig.3 Micro air vehicle prototype with flexible aerodynamic shape

2 气流扰动三维可视化检测系统组成及工作原理

为了进一步研究柔性气动外形的抗扰动机理, 搭建了三维可视化气流扰动检测系统对微型旋翼飞行体完成初步的可视化检测。这种检测系统由气流扰动场实验装置、频闪光源和双目视觉测量系统及其处理显示机等组成。

2.1 气流扰动场实验装置

气流扰动场实验装置是进一步验证飞行器是否满足设计要求、研究飞行器气动性能、探索其抗气流扰动机理的实验平台。目前国内外的气流扰动场的调速系统大多采用开环方式, 测试段的流速信号不能反馈

回来,因而无法消除风速偏差,为解决上述问题设计了一种具有闭环调速系统的气流扰动场实验装置。

气流扰动场横截面尺寸 $600\text{ mm} \times 600\text{ mm}$,采用遮光避风环境。调速系统包括扰动气流发生装置及多功能传感装置。扰动气流发生装置用于调节气流扰动场流速,采用 FL140/59 直流风机,风速 $0 \sim 600\text{ m}^3/\text{h}$ 。多功能传感装置主要完成气流扰动场内空间风速和温度的实时监测,采用 FCO510 压力计是一个准确的差压(DP)的仪器,利用温度和绝对压力读数得到标准条件下正确的流量。调速系统根据 FCO510 压力计的实时监测到的流量值调节直流风机的电机转速,使扰动场内的风速根据预置值保持恒定。

2.2 频闪成像

频闪成像是运动过程的等时记录。调节频闪光源的闪光频率,使其在 CCD 摄像机的曝光时间内多次闪光,频闪光源的闪光时间很短,物体在这段时间内的运动位移很小,摄像机的感光面产生光积分,从而 CCD 记录到物体高速运动瞬间的状态。频闪光源在闪光过后,没有光束输出,摄像机的感光面停止光积分,直到下一次闪光,重复上述过程。经过几次的闪光过后,CCD 摄像机记录了物体运动的过程^[8]。使用这种方法,比较直观的检测到飞行体气动外形表面的改变以及整体运动状况的变化。

本文采用 DT-311 频闪观测仪作为频闪光源,闪光频率范围: $40.0 \sim 35\,000\text{ RPM}$ (RPM 表示每分钟闪光次数),读数误差 $\pm 0.01\%$ 。

2.3 双目立体视觉测量系统

双目立体视觉测量系统是基于视差,由三角法原理进行三维信息获取,即由两个摄像机的图像平面和被测物体之间构成一个三角形。已通过标定得到两台摄像机的位置关系以及摄像机参数后,便可以计算得到两摄像机公共市场内物体特征点的三维坐标^[9]。

双目立体视觉模型如图 4 所示,基线距 B 是两台相机物镜光学中心的连线,本测试系统采用对称结构的视觉系统,选用焦距为 8 mm 的 AM1410 系列的 OK 相机,基线距 B 为 410 mm 。

2.4 气流扰动三维可视化检测系统工作原理

气流扰动三维可视化检测系统如图 5 所示。柔性气动外形的微型旋翼飞行体悬吊于扰动测试场实验装置内,在选取的气流速度范围内,飞行体的运动能够始终呈现在相机的工作视野中。测试过程中,利用基于频闪成像技术的双目成像测量原理记录飞行体的运动轨迹及柔性外形结构的形状变化,同时使用压力计实时采集实验段内空间截面的风速分布状况,即扰动气流速度分布。

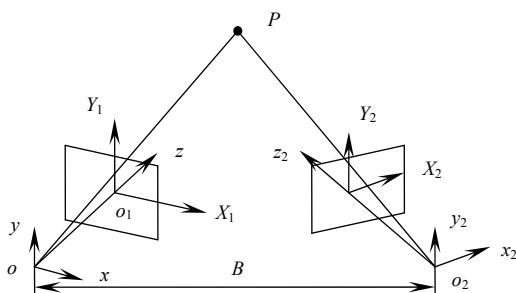


图 4 双目立体视觉模型

Fig.4 Structural model of binocular stereo vision

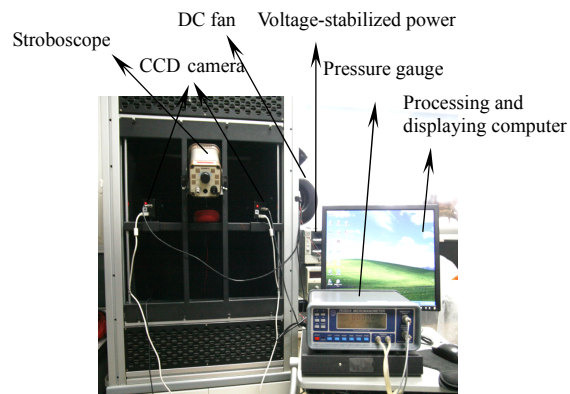


图 5 气流扰动三维可视化检测系统

Fig.5 Three-dimensional visual detection system for airflow disturbance

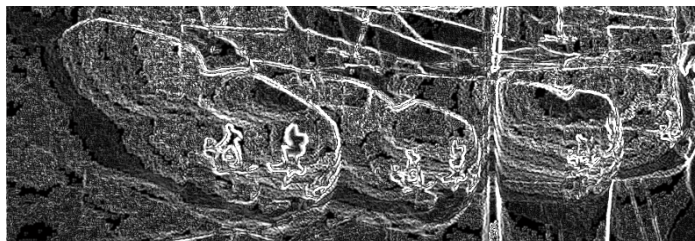
3 实验结果

实验前,测试环境与外界之间设置黑色屏蔽层,调节两个 OK 相机的夹角,为使飞行体位于两台相机的共同视角内,根据双目立体视觉成像的原理,计算得到相机光轴与两相机连线的夹角约为 35° 。

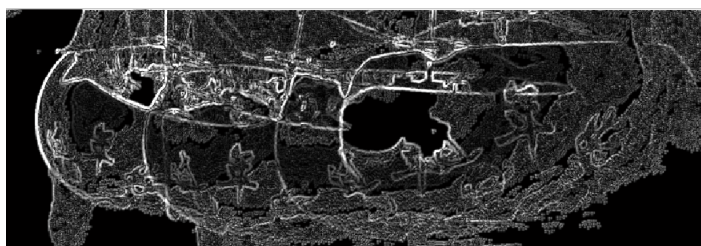
实验根据微型旋翼飞行体的实际应用情况,在 8 m/s 试验风速条件下进行了数据采集。调节频闪光源

的频率, 同时调整 OK 相机的曝光时间, 使在相机的曝光时间内采集到多个飞行体的非重叠运动图像。通过多次实验调整, 当 OK 相机曝光时间为 1 s 时, 频闪仪速度 220 RPM 时, 得到频闪成像效果最好。

实验获取的频闪图像进行初步的边缘提取后效果如图 6(a)、(b)所示。由图看出在 CCD 曝光时间里频闪成像能记录到飞行体 4 个运动位置的图像数据, 并且能够从频闪图像中提取到飞行体的形态学变化。



(a) Left image edge extraction



(b) Right image edge extraction

图 6 频闪图像边缘提取后效果图

Fig.6 Stroboscopic image edge extraction

4 结 论

1) 飞行体设计过程中使用 ANSYS 软件对垂直气道的固有特性进行数值计算, 将计算结果作为飞行体设计的参考, 能够避免飞行体在飞行过程中产生破坏性振动。

2) 本文设计并制作了基于柔性气动外形的微型旋翼飞行体, 实现了简单的垂直起降和悬停功能, 实验表明这种飞行体设计具有一定的可行性。

3) 气流扰动三维可视化检测系统中在一定的扰动风速下, 采用频闪技术能有效冻结飞行体的运动, 双目视觉测量系统获得的频闪图像记录了飞行体的运动轨迹及柔性气动外形的形态学变化, 为进一步研究柔性气动外形微型飞行器抗扰动机理提供可靠的数据依据。

参考文献:

- [1] Bret Stanford, Peter Ifju, Roberto Albertani, *et al.* Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental characterization, numerical modeling, and tailoring [J]. **Progress in Aerospace Sciences**(S0376-0421), 2008, **44**(4): 258-294.
- [2] 杨智春, 李思政, 舒忠平, 等. 一种柔性微型扑翼设计及其气动力特性的试验研究 [J]. **机械科学与技术**, 2006, **25**(1): 12-14.
YANG Zhi-chun, LI Si-zheng, SHU Zhong-ping, *et al.* Micro-flapping Wing Design and Test for Aerodynamic Properties [J]. **Mechanical Science and Technology**, 2006, **25**(1): 12-14.
- [3] 余春锦, 昂海松. 柔性膜微型扑翼飞行器气动力的数值研究 [J]. **中国科学技术大学学报**, 2009, **39**(12): 1305-1310.
YU Chun-jin, ANG Hai-song. Numerical study of aerodynamics for flexible membrane flapping-wing MAV [J]. **Journal of University of Science and Technology of China**, 2009, **39**(12): 1305-1310.
- [4] 唐正飞, 王畅, 高卓飞. 微型旋翼悬停状态气动性能分析方法 [J]. **南京航空航天大学学报**, 2011, **43**(3): 357-362.
TANG Zheng-fei, WANG Chang, GAO Zhuo-fei. Analysis Method for Prediction of Micro-Rotor Performance in Hover [J]. **Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics**, 2011, **43**(3): 357-362.

- [5] 陈铭. 共轴双旋翼直升机的技术特点及发展 [J]. 航空制造技术, 2009(17): 26-31.
CHEN Ming. Technology Characteristic and Development of Coaxial Rotor Helicopter [J]. **Aeronautical Manufacturing Technology**, 2009(17): 26-31.
- [6] 张林波, 任戈, 陈洪斌. 大口径望远镜水平轴系的模态分析 [J]. 光电工程, 2003, **30**(2): 8-10.
ZHANG Lin-bo, REN Ge, CHEN Hong-bin. Modal analysis for horizontal shafting of a large-aperture telescope [J]. **Opto-Electronic Engineering**, 2003, **30**(2): 8-10.
- [7] 李杰. 精密光电跟踪转台框架的静动态特性分析 [J]. 光电工程, 2010, **37**(1): 61-64.
LI Jie. Static and Dynamic Analysis of the Precision Opto-electronic Tracking Turntable Frame [J]. **Opto-Electronic Engineering**, 2010, **37**(1): 61-64.
- [8] 齐文辉, 徐挺. 用频闪法对在同一平面内旋转的物体进行全息照相 [J]. 应用激光, 2005, **25**(6): 395-396.
QI Wen-hui, XU Ting. Holograph the Object Rotating in the Same Plane with Stroboscopic Technique [J]. **Applied Laser**, 2005, **25**(6): 395-396.
- [9] 吴彰良, 孙长库, 杨中东. 视觉测量传感器系统结构参数设计分析 [J]. 光电工程, 2009, **36**(12): 56-61.
WU Zhang-liang, SUN Chang-ku, YANG Zhong-dong. Analysis and Design of Structure Parameters of Vision Measuring Sensor System [J]. **Opto-Electronic Engineering**, 2009, **36**(12): 56-61.