

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.04.03

扑翼飞行器气动力测量技术研究进展与展望

王文健, 王胜超

(计量与校准技术重点实验室, 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 扑翼飞行器是一种仿照鸟类飞行的新概念小型无人飞行器, 区别于传统固定翼和旋翼飞行器, 它主要通过机翼扑动与空气相互作用来提供飞行动力, 从而实现飞行器的姿态变动。扑翼飞行器气动特性测试的实质是揭示在非定常流场环境下, 扑翼飞行器气动力的产生机制, 以及相关扑翼飞行器设计参数对气动特性的影响。通过气动试验方法为扑翼飞行器飞行控制和结构优化等研制工作提供数据支持, 将对新型扑翼飞行器理论研究以及飞控品质的提升起到巨大的推动作用。

关键词: 扑翼飞行器; 气动力; 气动特性

中图分类号: TB936

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2017)04-0009-04

Research Progress and Prospect of Aerodynamic Measurement Technology for Flapping Wing Aircrafts

WANG Wenjian, WANG Shengchao

(Science and Technology on Metrology and Calibration Laboratory, Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: The flapping wing aircraft is a new concept-based small unmanned aerial vehicle modeled by bird flying. It is distinguished from traditional fixed-wing and rotorcrafts and its lift and thrust forces are provided by flapping wings. The aerodynamic characteristics of the flapping-wing aircraft are tested to explore the generation mechanism of the aerodynamic force of the flapping-wing aircraft in the unsteady flow field environment and the effects of the relevant parameters of the proposed flapping-wing aircraft on the aerodynamic characteristics. With the help of data provided by aerodynamic test, the work of flapping wing flight control and mechanical structural optimization can be improved obviously. This study will play a huge role in promoting the design of flapping wing aircrafts and the control quality improvement.

Key words: flapping wing aircraft; aerodynamic; aerodynamic characteristics

0 引言

扑翼飞行器作为一种新型仿生航空器, 具有机动灵活、适应性强等特点, 在军事侦察、城市反恐、危爆品监测、地质勘探等诸多领域具有广阔的应用前景^[1]。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, 因其飞行速度为 8 ~ 10 m/s, 与风速相当, 飞行速度较低, 结构尺寸较小, 小于等于 15 cm, 相比传统固定翼和旋翼飞行器飞行状态下的雷诺数 ($2.0 \times 10^6 \sim 2.0 \times 10^8$), 扑翼飞行器常规飞行状态下的雷诺数较低 ($6.5 \times 10^4 \sim 1.4 \times 10^5$)。此外, 其气动特性会受到非定常流场环境层流分离效应和非定常效应的影响, 与传统固定翼型相匹配的机

翼设计理论已不再适用。近年来, 针对扑翼飞行器非定常环境下空气动力学问题的研究不断深化, 除了流体动力学理论研究, 相关气动试验的研究也越来越深入。扑翼飞行器气动力测量是为研究扑翼往复拍动与周围非定常流场相互作用下气动力的产生机制提供数据支持, 并探究相关扑翼飞行器设计参数以及流场环境对其气动特性的影响。这既是扑翼无人机研制过程中的核心内容, 同时也是新型无人机设计与开发的基本条件。

1 扑翼飞行器气动力测试需求分析

1.1 扑翼飞行器介绍

扑翼飞行器是一种仿照鸟类飞行并依靠翅膀扑动产生气动飞行力的无人飞行器, 如图 1 所示, 相比传统固定翼和旋翼飞行器, 扑翼飞行器具有体积小、隐身性能好、机动性强等特点, 非常适合特殊环境下执行探测活动, 具有广阔的应用前景。

收稿日期: 2017-04-12; 修回日期: 2017-05-26

作者简介: 王文健(1972-), 男, 高级工程师, 工程硕士, 主要从事测控技术、无线电计量方面的研究。



图1 扑翼飞行器

扑翼飞行器的研究始于生物仿生学家对鸟类翅膀扑动运动的研究,而后针对扑翼飞行器空气动力学、MENS 微机械系统、飞行姿态控制以及相关测试技术蓬勃开展。目前,代表当代扑翼飞行器技术发展和应用最高水平的是由加州理工学院、佐治亚理工等大学与某公司合作研发的超微飞行器(Nano Air Vehicle)“蜂鸟”(Nano Hummingbird)。该项目在立项之初就得到了美国国防部、美国国家航空航天局(NASA)以及军方的资助,主要用于执行秘密的“城市行动使命”,以提升城市反恐、治安管理的信息化水平。

1.2 扑翼飞行器气动测试需求分析

针对扑翼飞行器的气动特性的研究主要分为理论方法研究和试验方法研究。由于低雷诺数环境下气动力会受到流场层流分离效应和非定常效应的影响,且流体动力学理论中雷诺方程的求解还需要考虑扑翼气动构造的耦合以及复杂流场环境对边界条件的影响,因此,现阶段理论研究所取得的实质性成果有限;另一方面,扑翼飞行器气动特性的试验方法在非定常气动力研究工作中的作用及意义日益凸显,形成了气动力测量和机翼扑动流场显示两类主要气动特性试验方法。气动力测量试验综合利用力传感器对扑翼飞行器飞行过程中的多维气动力进行测量,从而为机体结构的优化和飞控性能的提升提供试验验证;机翼扑动流场显示试验方法通过高速摄像装置、流场显示设备等仪器,反映机翼周期性扑动与非定常流场环境相互作用机制,有助于扑翼飞行器二维甚至复杂三维扑动运动的深入研究。为推动和加速扑翼飞行器的研制及相关测试技术的研究与发展,NASA 下属发展规划办公室于 2012 年 3 月发布的《美军下一代无人机发展路线》报告中,明确提出扑翼飞行器在非定常流场环境下气动力测量及飞行过程流场显示研究计划,足可以看出其对扑翼飞行器及相关测试技术的重视程度。

扑翼飞行器属于非常规新型无人飞行器,与之配

套的测试方法和专测设备较少,特别是满足微型扑翼飞行器多维气动力和气动力矩的测量所采用的多分量测力,力传感器需根据扑翼飞行器相应的测试要求和气动结构定制,大大增加了科研成本和研发周期,且高精度多分量测力传感器计量校准难度大,因此该技术途径通用性差、不利于推广。

综上所述,根据扑翼飞行器气动力测量的要求,研制具有实际可行性的气动力多维力测量方法与试验装置,从而对扑翼飞行器飞行性能进行评估,具有现实的理论意义和应用价值,同时可以为空气动力学理论研究提供试验综合验证。

2 国内外研究现状

扑翼飞行器作为区别于传统飞行器的新型航空器,自诞生之日起就吸引着国内外科研工作者的普遍关注。相应空气动力学理论和气动试验研究工作进展迅猛,并取得了许多实质性的科研成果。

2.1 国外研究进展

美国佛罗里达大学是最早开展扑翼飞行器气动特性测试研究的科研机构之一,实验人员通过高速摄像机获得扑翼翅膀周期性往复扑动过程中目标点的运动轨迹,进而对多个目标点运动变形以合成机翼的整体变形。通过多维传感器测得机翼根部所受的反向作用推力,在实验过程中保持真空罩内的真空状态,以避免空气动力引入误差^[2]。所用实验装置如图 2 所示。最终实验人员在保证其他实验条件一致的情况下,设计并加工了四种不同结构的弹性模机翼并分别进行了实验。结果显示,并非所有模式下的被动气动弹性变形均能产生有效的启动推力,这还与机翼的结构参数以及有效变形范围有关,同时,飞行器机体结构的振动对扑翼平均气动推力的值测量影响微小。

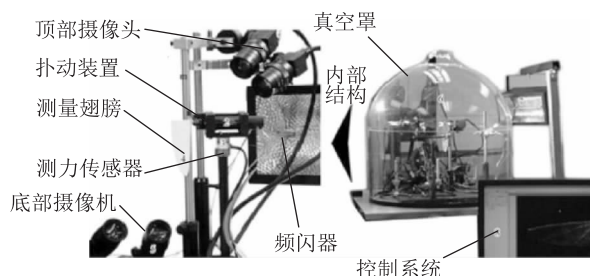


图2 美国佛罗里达大学实验装置

加拿大空气动力学研究院的研究人员通过如图 3 所示实验装置,测得三自由度运动机构实现扑翼在水洞环境下范围为 $5 \times 10^3 \sim 10 \times 10^3$ 的低雷诺系数流场

中，不同姿态(攻角、扫描角、反角)和不同流场流速下的空气动力学特性和飞行动力学性能^[3]。

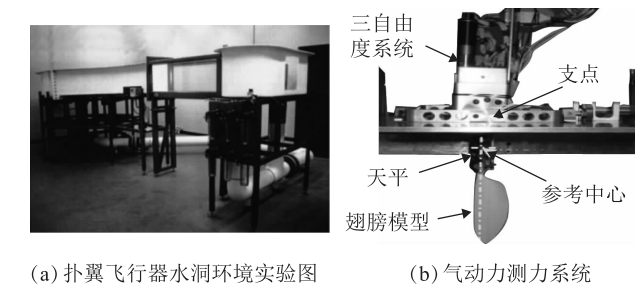


图 3 水洞环境下三自由度扑翼气动力测量实验装置

为更好地测量扑翼气动力，研究人员研制了一款可安装于翅根末端的高精度五分量力传感器，如图 4 所示。图 4 中， X, Y, Z 为体坐标系； x, y, z 为翅膀固联坐标系。最大限度地减小传感器安装位置与力值测量标定点之间力臂对测量结果的影响，由此来测量扑翼低雷诺数环境下升力、推力、俯仰力矩、偏航力矩和旋转力矩。结果表明：在一定范围内扑翼机升力和推力随着攻角的增加而显著增加，当到达最大值后将随攻角的增加而明显下降，特别是在大攻角情况下，负载对飞行器气动特性的影响比较明显。

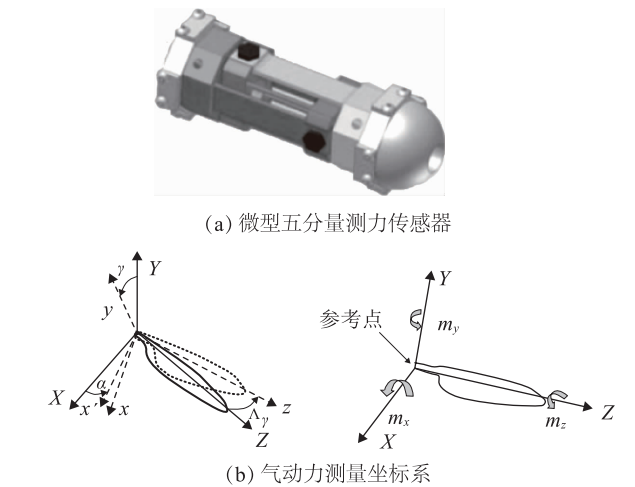


图 4 微型多分量传感器

扑翼飞行器在飞行过程中需要姿态变化时，机翼除了上下扑动还伴随着扭转(即角度变化)。为探究机翼扭转刚度对飞行器整机推力的影响，马里兰大学航空航天工程系科研人员设计了如图 5 所示的实验装置^[4]。扑翼飞行器扑动频率由减速比 6.6 : 1 无刷电机驱动，驱动组件使用四杆连杆机构产生运动范围 400° 扑动角度运动，机翼能够进行两自由度运动，通过扭转弹簧机构实现机翼绕其中枢轴旋转，机翼相对于行

程平面呈现一个迎角，扑动频率可达 30 Hz。机翼扑动产生气动力通过安装于机翼基座弯曲部分应变式负载传感器测量。

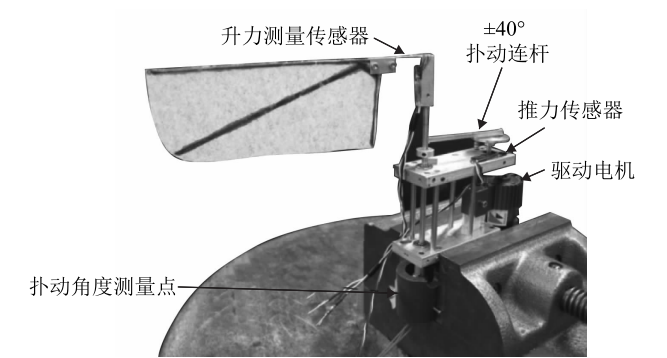


图 5 马里兰大学实验装置

2.2 国内研究进展

北京航空航天大学机器人研究所作为国内微型扑翼飞行器的主要研究机构，根据昆虫翅膀对称结构，研制了单个翅膀的扑动装置，规避了多扑翼装置由于制造加工误差而引入的耦合^[5]，并进行了单分量气动升力的测量。装置测量原理如图 6 所示，图中， F 为测力仪测量对应的气动力； F_{lift} 为翅膀扑动产生的气动升力。

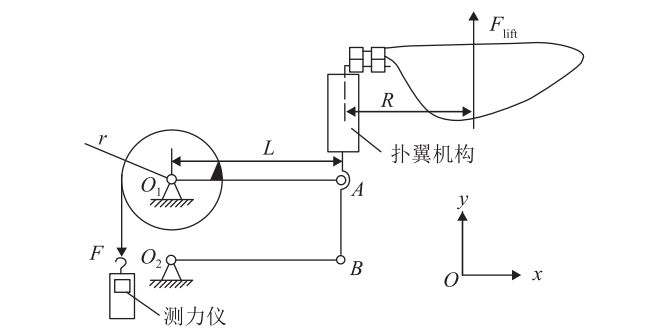


图 6 北航测力实验装置原理图

哈尔滨工业大学研究人员设计了一套扑翼飞行器三维气动力测量平台，通过三个小量程悬臂梁传感器组接的方式形成“L”型三维力传感器，三个方向的正交力可通过对应传感器获得^[6]，并对正交测力方向之前的耦合特性和线性度进行了分析。实验结果表明：组合式加工传感器各自单分量测量方向上具有良好的分辨力，对空间三维力在三个测力方向上具有良好的自解耦性，且测量原理简单可靠、易于标定。

虽然，国内针对扑翼飞行器气动力测量技术的研究起步较晚，但目前针对该课题的研究已有了相当有价值的研究成果，提出了诸多行之有效的扑翼飞行器

气动力测量方法及实验装置,可实现二、三维气动力的测量。同时,也存在些许不足和亟待改进的地方,主要包括仅限于固定形式扑翼飞行器测试实验使得通用性差、无法实现气动力矩和气动力的同时测量、仅限于实验室研究阶段无法应用于工程实际,因此在进一步完善扑翼飞行器气动力测量理论方法的同时,需要进行更具创新性、工程应用性的实验技术研究。



图7 “L”形三维气动力测量装置

3 扑翼飞行器气动力测试研究展望

扑翼飞行器作为依靠机翼周期性上下扑动获取飞行力的新型飞行器,在飞行过程中,升力、推力等周期性动态力作为机体的主要动力来源,与之对应的测量方法和技术比较完善。前述国内外研究主要集中在气动力产生机理、多维气动力测量方法研究等方面。未来无人机的发展趋势主要为组网多机编队飞行,在编队飞行过程中,飞行器姿态的变动需依靠气动力和力矩共同协同作用完成。国内针对扑翼飞行器多维气动力的测量工作相比于欧美航空工业强国开展的较晚,现已在多维气动力测量方面取得了长足的进步和技术积累,但扑翼飞行器试验过程中气动力和气动力矩的综合测量技术的研究鲜有开展,因此该方向很有可能是未来扑翼飞行器气动试验技术发展的重点。

目前,国外扑翼飞行器气动试验所采用的高精度多维力传感器,需根据扑翼飞行器相应的测试要求及气动结构定制,大大增加了科研成本与研发周期。结合前述文献中介绍可以看出,根据扑翼飞行器气动力和气动力矩产生方式,通过高精度单分量力传感器组建综合测力平台以实现多维气动力的准确测量,已在前文国内研究现状中进行了阐述,因此进一步推广至多维气动和气动力矩的综合测量具有良好的技术成熟度。该方法通用性好、不局限于被测扑翼飞行器结构参数、易于传感器校准标定,同时测量装置的测量范围可根据更改所采用的高精度单分量测力传感器进行变化。在符合工程实践的假定条件下,研究扑翼飞行器多维气动力和气动力矩综合测量技术,技术路线图

如图8所示,主要包含综合气动力和气动力矩测量方法研究、综合测量装置研制、多分量测量装置标定解耦三部分。

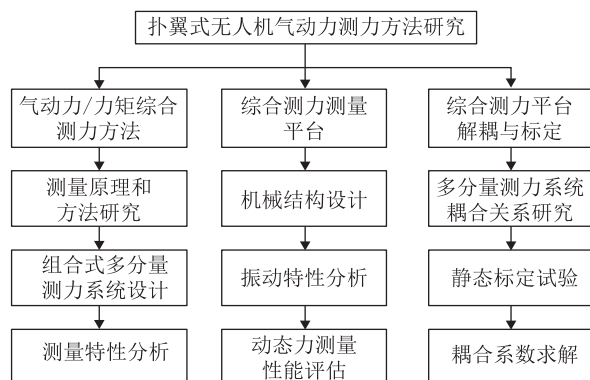


图8 技术路线图

技术路线图中,测量方法的研究主要针对扑翼飞行器气动力产生机理及测力传感器原理确定测量方案,并完成对测量方法评估、误差分析等工作。由于扑翼飞行器测试过程中机翼扑动引入低频振动,综合测量平台的研究应注重装置自身频响特性的分析,避免装置在测试过程与样机发生谐振,以保证动态气动力和气动力矩测量数据准确可靠。相对于单分量测力传感器,由多个传感器组合而成的多分量测力平台的标定更为关键,同时各分量之间相互耦合,针对确定的应用要求,采用合理可靠的标定方法,并针对各分量的输出特性进行解耦,相应的解耦算法和数据处理方法的研究尤为重要。

最终通过试验研究和理论分析的手段评价和比较测量方法的准确性,从而保障扑翼飞行器气动试验过程中测量数据准确可靠,将极大地促进扑翼飞行器设计研制及飞控性能的控制技术的发展。

4 结束语

扑翼飞行器空气动力学的深入研究以及新一代扑翼飞行器的发展均需要准确的测量数据作为支撑。研究扑翼飞行器多维力和力矩的准确测量方法,可显著降低扑翼飞行器研发周期和研制成本。在国内对航空产业及其军民应用研究日渐重视的背景之下,适时启动一些诸如新型扑翼飞行器气动特性测试、飞行力学测试等关键支撑技术的研究是必要且迫切的。

参考文献

- [1] 袁昌盛,宋笔锋.扑翼飞行器的发展与研究现状[J].航天制造技术,2006(12):66-68.
- [2] Caetano J V, Visser C C D, Remes B D, et al. Controlled Flight

(下转第30页)

三维热线系统配合相对应的附面层探针，主要进行附面层和湍流的测量，以弥补 LDV 系统和 PIV 系统在附面层测量方面的缺陷。

缩比模型实验装置测量控制系统如图 5 所示。通过风机调速装置对风机系统的输出进行控制，通过转速变化来模拟不同试车间流速工况。

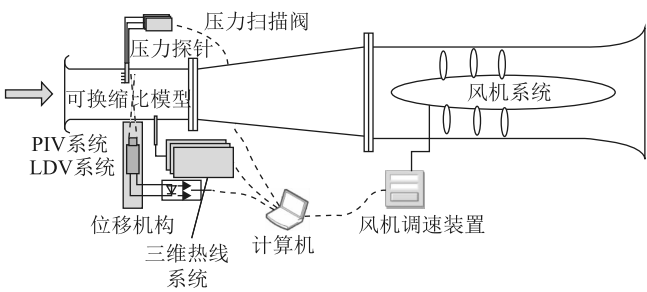


图 5 缩比模型实验装置控制测量系统示意图

2 缩比模型实验装置性能试验

针对该套缩比模型实验装置，为验证其技术指标是否满足所需工况，按表 3 所列试验步骤进行了性能验证试验。

表 3 缩比模型实验装置试验流程

试验流程	操作
试验准备	1. 安装风速传感器/连接采集设备
	2. 设备上电
	3. 调试测试程序
试验	4. 打开电机，调至低转速运行
	5. 采集风速值
	6. 持续调节电机转速，采集风速值
数据处理	7. 分析数据是否合理满足技术要求

试验中分别采集压差、电机转速、风速值参数，结果如图 6 所示。

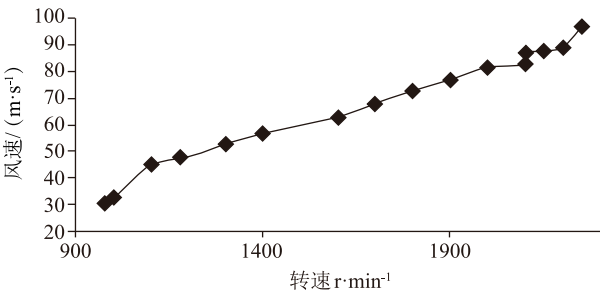


图 6 实验数据结果

1#风机最大转速 2200 r/min，2#风机最大转速 2300 r/min 时，缩比模型进气流量管入口风速为 97.5 m/s，此时进气流量 15.0 kg/s，完全满足设计指标。

3 结论

进行进气流量缩比模型校准试验的关键是对流量管实际工况进行准确的模拟，本文研制的缩比模型实验装置，通过风机系统驱动，满足了试验流场品质要求，提供了多种流场测量设备与接口，为相关的发动机进气流量管的校准试验研究和理论分析的开展提供了保障。

参 考 文 献

[1] GJB 241A - 2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 2010.

[2] GJB 721 - 1989 涡喷涡扇发动机试车台校准规范[S]. 1989.

[3] Gullia A, Laskaridis P, Ramsdenk, et al. A Preliminary Investigation of Thrust Measurement Correction in an Enclosed Engine Test Facility. [C]//Aiaa Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2013.

[4] 西北工业大学航空发动机气动参数测量[M]. 北京国防工业出版社, 1980.

[5] 陈益林. 航空发动机试车工艺[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.

[6] ASME MFC - 26 - 2011 Measurement of Gas Flow by Bellmouth Inlet Flowmeters[S].



(上接第 12 页)

Maneuvers of a Flapping Wing Micro Air Vehicle: a Step Towards the Delfly II Identification[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2013.

[3] Shang J K, Combes S A, Finio B M, et al. Artificial Insect Wings of Diverse Morphology for Flapping - wing Micro Air Vehicles[J]. Bioinspiration & Bio -

mimetics, 2009, 4(3): 955 - 970.

[4] Wilson N, Wereley N. Experimental Investigation of Flapping Wing Performance in Hover [C]// Aiaa/ asme/ asce/ ahs/ asc Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.

[5] 宗光华, 贾明, 毕树生, 等. 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.