第40卷 第5期
2025年10月

实 验 力 学
JOURNAL OF EXPERIMENTAL MECHANICS

Vol.40 No.5
Oct. 2025

文章编号:1001-4888(2025)05-0608-13

垂直起降飞行器动力学与控制一体化地面实验研究*

穆力嘉[1,2,3],邓礼[1],田鏖[4],杨剑挺[1]

(1.昆明理工大学 民航与航空学院,云南昆明 650500;2.飞行器基础布局全国重点实验室,陕西西安 710072;3.西北工业大学 航空学院,陕西西安 710072;4.弥勒浩翔科技有限公司,云南昆明 652300)

摘要:由于对飞行器开展飞行实验的风险及代价较大,因此依据相对性原理模拟实际飞行的地面风洞实验是一种重要的研究方法。本文采用自主设计的动力学与控制一体化地面风洞实验平台,对F450垂直起降飞行器的气动特性进行实时监测,并对位置、姿态、速度的变化进行等效反馈,模拟实际飞行,对飞行器的飞行性能展开研究。通过在不同电机功率下,开展悬停时间与悬停载荷的测试实验,得到了飞行器在悬停状态下的载荷极限和时间极限;通过定风速变重量实验,研究飞行器载荷、速度和动力三者之间的匹配规律,得到了飞行器最佳飞行效率范围;通过定载荷变风速实验,研究飞行器特定载荷下的抗横风性能,得到了飞行器最大飞行速度与抗横风极限;通过风切变操纵特性实验,研究飞行器在不同风速变化下的稳定性,得到了飞行器在特定控制律下的稳态响应。研究结果表明,本文基于自主设计的地面实验平台,提出的飞行性能测试方案具有可行性,相较于飞行实验,具备高效、低成本和低风险的优势。

关键词:实验力学;垂直起降飞行器;地面实验;动力学与控制一体化;飞行性能

中图分类号:V216.2 **文献标志码**:A DOI:10.7520/1001-4888-24-158

0 引言

随着低空综合立体交通受到越来越多的关注,城市空中交通短途运输得到了迅速发展[1-3]。就城市空中交通短途运输而言,更倾向于使用具有垂直起降(Vertical Take-off and Landing,VTOL)能力的飞行器作为运载工具。这种飞行器不仅可以垂直起降,还能在空中悬停并执行其他机动动作,非常适合在未来飞行器数量大幅增加的环境下运营[4]。随着低空短途运输的发展,VTOL飞行器的应用场景日益复杂,需要满足续航长、速度快、机动性高和稳定性强的要求。因此,这类飞行器不仅需要具备更高的飞行效率,还必须在飞行极限、飞行控制及抗横风能力等方面达到更高的标准[5]。其中,飞行效率主要考虑飞行器的速度、航程和航时等因素;飞行极限主要考虑飞行器的载荷和气动外形优化等因素;飞行控制主要考虑飞行器的响应速度、稳定性和最优控制等因素;抗横风性能则主要考虑飞行器不同飞行状态的抗风能力[6-9]。总体而言,未来VTOL飞行器的设计要从气动、控制、结构等方面综合考量。

对VTOL飞行器设计研究而言,直接进行实际飞行测试有炸机的可能,会涉及较大的飞行风险和成本[10]。因此,在设计方案充分论证之前,基于相对性原理,使用地面风洞实验平台进行气动或虚拟飞行实验显得尤为重要[11-15]。而测力传感器作为地面实验中的核心部件,承担着测量待测部件气动载荷

* **收稿日期**:2024-10-31;**修回日期**:2025-01-17

基金项目:云南省兴滇人才青年人才及其后续支持项目(YNQR-QNRC-2019-047)

通信作者:杨剑挺(1990-),男,博士,副教授。主要研究领域为航空航天实验力学。Email:Yjt779@mail.ustc.edu.cn

及连接待测部件与本体的重任。文献[16]研制了 4 台部件测力天平，用来同时测量飞机机翼不同部件(全翼、外翼、翼尖弹、弹架组合)所受的气动载荷。文献[17]提出一种阻容串联式柔性力传感器，与传统柔性电容传感器相比，该传感器制作工艺更简单，压力敏感度更高。文献[18]研究了法向压力对应变片测量结果的影响，发现该影响是被测物构件的泊松效应和力学边界条件综合作用的结果。就整体实验平台而言，文献[19]中的三自由度四旋翼无人机姿态测试平台，可通过 3 个编码器实时测量运动姿态中的 3 个欧拉角，可对小型四旋翼无人机飞行姿态的测量和控制进行研究，但该测试平台的外部结构会对被测飞行器产生气动干扰，不利于进行气动优化实验。文献[20－23]中的无人机测试平台都采用地面底座、刚性支撑杆、万向球头结构，虽然在转动自由度的姿态测试中没有受到气动干扰，但无法测量飞行器的平动气动特性。文献[24]中介绍的一种四旋翼飞行器的姿态测试平台，可验证四旋翼飞行器的控制算法并手动进行姿态调试，可对飞行器气动特性进行定性观察，但没有利用测力传感器对飞行器进行定量测试。文献[25]中研制了一套能够在空气中模拟鹰蛾悬停飞行的扑翼模型实验装置，该装置利用测力天平和采集系统记录气动力，并复现了鹰蛾悬停飞行的动态过程，然而，没有将气动力结果进行控制反馈。文献[26]中设计了一款四旋翼测试平台，该测试平台通过传感器反馈输出和上位机的计算，可对飞行器六自由度控制器性能进行测试，然而，相关测试没有基于相对性原理在风洞中开展，基于测力数据计算反演速度及位置信息时忽略了相对风速的影响，对实际飞行的模拟存在显著偏差。

在前人的研究基础上，本文依据相对性原理对飞行进行地面实验模拟，采用自主设计的地面实验平台，对 VTOL 飞行器的飞行效率、飞行极限、飞行控制、抗横风等飞行性能开展风洞实验研究。该平台通过运动部分、观测器部分、控制部分之间的相互配合，可实现 VTOL 飞行器的动力学与控制一体化；同时可实现 VTOL 飞行器起飞－模态转换－平飞巡航－模态转换－降落全过程和六自由度全状态的实时反馈控制。利用该地面实验平台可测试 VTOL 飞行器的抗横风性能，以及不同载荷、不同风速条件下的飞行性能。

1　实验平台及实验方法

1.1　实验平台

VTOL 飞行器地面实验在昆明理工大学环境工程学院的直流吸入式边界层风洞中进行，风洞总长 50.3 m，实验段尺寸长×宽×高为 28.0 m×3.0 m×2.5 m，可调风速为 0.2～30.0 m/s。全自主设计的实验平台可完全固定于风洞之中，杆类部件的应用可在保证飞行器稳定测试的同时尽量减小对飞行器产生的气动影响。该平台可对重量 50 N 以内、最大尺寸不超过 1 m 的整机进行测试，整机类型包括：多旋翼飞行器、双系统固定翼 VTOL 飞行器、倾转类固定翼 VTOL 飞行器和尾座式固定翼 VTOL 飞行器。该平台还可对待测飞行器的局部升力部件(旋翼和固定翼)进行力学性能测试，平台工作温度为－40～40 ℃。实验平台整体由运动部分、观测器部分和控制部分 3 部分组成。实验平台整体固定在风洞实验段中心，各部件连接关系及整体如图 1 所示。

地面实验平台的运动部分主要由待测 VTOL 飞行器和活动部件 2 部分组成。实验对象为全自主装配的 VTOL 飞行器，飞行器配置见表 1。活动部件主要为万向转换装置，万向转换装置由万向阻尼球头和万向联轴器组成，待测飞行器可通过万向转换装置固定于地面实验平台上，能使飞行器绕 z 轴自由偏航和使飞行器绕 x、y 两轴各实现 120°的滚转和俯仰。

本文基于表 1 配置的地面实验平台对 VTOL 飞行器进行飞行性能测试。飞行器的飞控板安装在飞行器的中心位置。飞行器上电机驱动的 4 个旋翼 M1、M2、M3、M4 是 VTOL 飞行器产生空气动力的主要部件，电机和旋翼共同组成 VTOL 飞行器的动力系统。通过控制动力系统的转速大小，可使飞行器实现如图 2 所示的机动动作。图 2 中，F 为旋翼产生的升力；Δf 为升力变化量。

观测器部分包括测力传感器、采集系统、稳压电源和上位机。测力传感器的力和力矩量程分别为 0～400.0 N 和 0～40.0 N·m；采集系统为六通道采集卡，采样频率为 10 Hz～2 kHz。测力传感器安装在自主设计测试平台，用于实时测量飞行器沿 x、y、z 三轴的力和绕 x、y、z 三轴的力矩；M8128 采集系统集成了放大器和滤波器，可对测力传感器的信号进行实时采集，并将采集的信号通过串口实时传输给

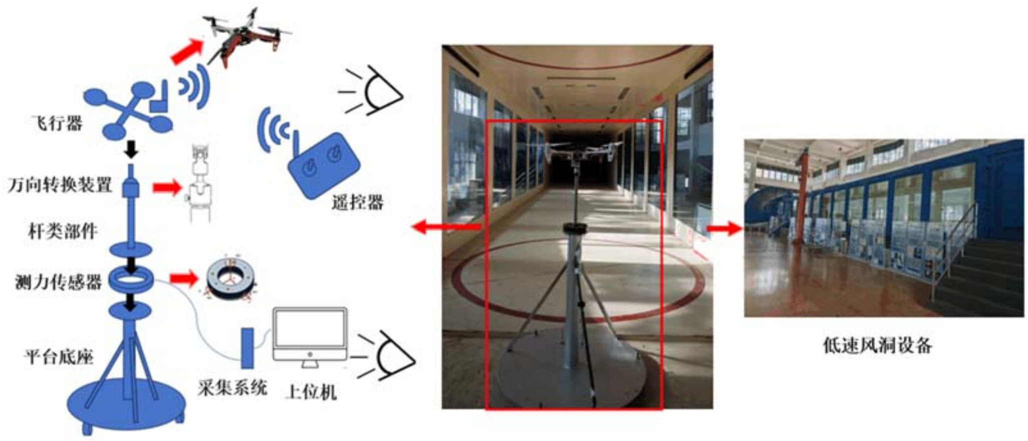

图 1 实验平台整体示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental platform

上位机;RS232 转蓝牙通信接口一对(信号发射器和接收器),安装在飞控板和采集卡上,能够实现采集系统与飞控板数据实时传输。采集系统与飞控板之间还可以连接上位机运行 iDAS R&D 程序,该程序可以实时显示飞行器当前所受的力和力矩,并可将测试间端的数据进行保存以方便后续处理。

表 1 飞行器配置表

Tab. 1 Aircraft configuration table

部件名称	型号	作用
机架	大疆 F450	用于装载部件并承担载荷
飞控板	Pixhawk2.4.8	用于传感器融合、通信接口集成、飞行器控制调节
能源系统	2 000mA·h/4 电芯	为飞行器供电
电源模块	PM07	连接电池与用电部件
数传电台	3DRRadio	连接地面站与飞行器,监控飞行器状态
遥控器	AT9S pro	发送或接收控制信号给飞控板,用于飞行器的控制
电机	2122/990 kV 无刷直流电机	电子调速器用于接收飞控板 PWM 信号并转化成电信号驱动电机旋转带动螺旋桨产生升力
电子调速器	20 A 电调	
螺旋桨	9450	

控制部分的核心部件是飞控板,启动飞行器后,飞控板可根据测力传感器实时传输的力与力矩信号对 VTOL 飞行器进行实时姿态反馈控制。在进行姿态反馈控制时,需调节万向转换装置的阻尼。如果阻尼调节为零,万向转换装置可自由旋转,但受平台约束,无法平移。因此,当阻尼调节为零时,万象转换装置只约束 VTOL 飞行器的三轴平动而不约束三轴转动。传感器测得的力信号等同于飞行器的受力情况。由牛顿第二定律可知,传感器测得的力信号等效于 VTOL 飞行器的线加速度信息;风洞风速等效于飞行器飞行速度;已知飞行器的线速度和线加速度,两者结合可反映出 VTOL 飞行器的平动信息。如果阻尼调节为最大值,万向转换装置约束飞行器的三轴平动与三轴转动,传感器测得的力矩信号表征了飞行器所受力矩情况,风洞风速、力和力矩信号等效反馈 VTOL 飞行器的平动与转动变化信息。

如图 3 所示,待测飞行器使用 Pixhawk 飞控板,飞控板的配置方法如下:可直接使用 QGC(QGroundControl)地面站烧录开源在线 PX4 固件;也可通过构建依赖项以满足 PX4 固件所需,使用 GIT 控制命令从 GitHub 代码托管平台中克隆源代码到本地计算机,并切换到最新稳定分支,运行 PX4 脚本配置编译环境,使用 VS Code 软件编译成固件烧录到飞控板中;此外还可通过 Simulink 搭建四旋翼控制器,并通过 Simulink 中的 PSP 工具箱和配置 Embedded Coder 生成嵌入式软件代码,使用 WSL2 编译成固件烧录到 Pixhawk 飞控板中。在烧录固件之后,使用 QGC 地面站对 Pixhawk 飞控板中的惯

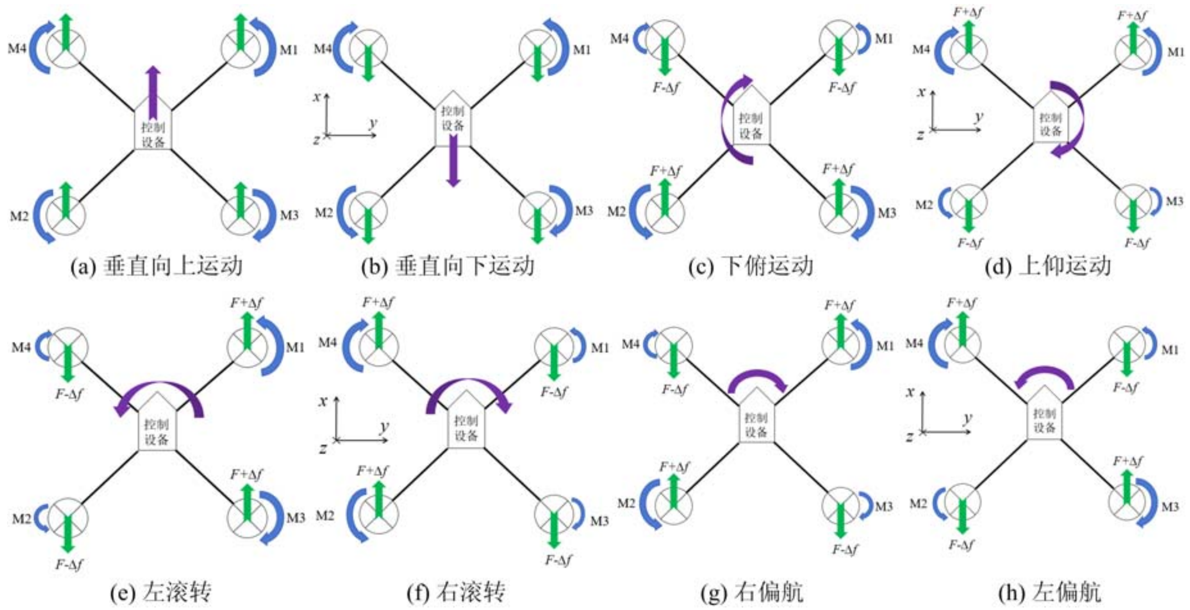

图 2　VTOL 飞行器飞行原理图

Fig. 2　Diagram of VTOL aircraft flight principles

性测量元件、遥控器、动力系统(电调、电池、电机)等进行校准以满足飞行器的飞行配置需求。

图 3　飞行器飞行基础配置

Fig. 3　Basic configuration of the aircraft flight

在使用地面实验平台对 VTOL 飞行器开展性能测试时，将测力传感器安装在平台上，测力传感器上端与杆类部件连接，杆类部件上端安装万向转换装置，装置上端安装待测 VTOL 飞行器。飞控板可通过 3DR 数传(无线数据传输系统)直接与上位机进行实时无线通信，也可通过遥控器发送控制信号给飞控板对飞行器进行操控；采集系统能实时采集测力传感器产生的力与力矩信号，并使用 RS232 与上位机进行数据传输。

该平台具有测力部件到控制部件的反馈连接，测力传感器测得的力和力矩信号将飞行器的惯性导航元件进行了等效替换(图 4)。平台不安装任何负载时，将 VTOL 飞行器安装在平台上，同时将测力传感器归零，归零完成后启动 VTOL 飞行器，旋翼旋转产生的力和力矩可使 VTOL 飞行器稳定飞行。当飞行器偏离飞行平衡点时，力和力矩发生变化，力的变化信号实时通信反馈给飞控板，飞控板依据反馈的信息驱动电机旋转，调整 VTOL 飞行器姿态，实现低速 VTOL 飞行器自动闭环反馈控制。启动飞行器后，通过上位机 iDAS R&D 程序和 QGC 地面站可实时观察飞行器姿态、测力传感器的力和力矩及飞行器的 3 个欧拉角，无人机操作员基于所观测到的信息，实时通过遥控器控制调整飞行器姿态，从而可以实现人机闭环反馈控制。

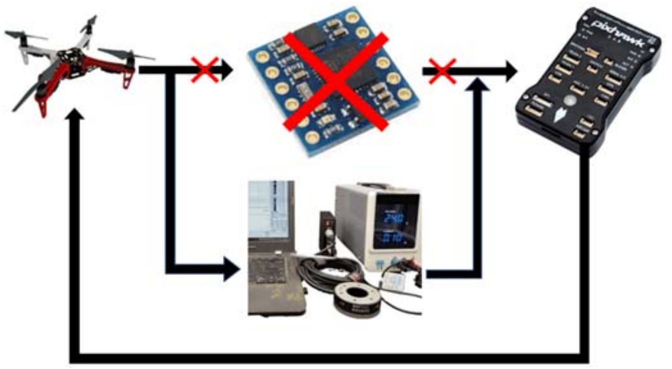

图4 飞行器闭环反馈控制原理

Fig.4 The principle of closed-loop feedback control of aircraft

总的来说,平台可实现VTOL飞行器垂直起降、模态转换及平飞巡航这3个飞行过程的地面模拟,能准确表现飞行器在三维空间内沿3个正交轴线(x、y、z轴)的平动(前进/后退、左移/右移、上升/下降),以及绕这3个轴线的转动(滚转、俯仰、偏航)的运动状态。

1.2 实验方法

飞行器的性能受多种硬件配置的影响。首先最为关键的就是飞行器的动力元件(电机和螺旋桨),两者共同决定了飞行器的推力和飞行效率。电机的转速和旋转方向由电调控制,电调的性能和选型可对飞行器的稳定性和操控性产生影响。机体材料和外形设计决定了飞行器的重量、强度和空气动力学性能。能源系统确保飞行器各个部件能有效利用电池能量,延长飞行时间,同时电池规格会对飞行器的续航能力产生直接影响。飞控板作为飞行器大脑,负责处理传感器数据和执行飞行控制算法,直接决定了飞行器的稳定性和操控性。若是人机闭环控制,遥控器的性能对飞行器的操控精度和响应速度起着至关重要的作用。综合考虑这些因素,并选择合适的硬件配置,是实现飞行器性能优化的关键。本文所使用的实验平台可对不同配置的飞行器进行实际飞行前的性能验证,主要包括以下几方面:①不同电机功率下飞行器的载荷与续航时间。②飞行器载荷、速度、动力的匹配。③特定载荷飞行器变风速实验。④飞行器面临风切变时的操控特性。

1.2.1 实验方案介绍

实验环境的气压为808 hPa,海拔高度为1 899 m,空气密度为0.9 kg/m^3,温度为15 ℃。在对飞行器飞行性能进行实验前,需将待测VTOL飞行器置于平台,然后将测力传感器归零。启动飞行器,通过控制电机功率改变旋翼转速,同时控制部件根据观测器部件实时反馈力与力矩信号,并对待测飞行器进行实时调整,使飞行器除z轴方向力以外,所有的力和力矩全部稳定在零点附近,此时飞行器为平衡状态。实验中所测得的z轴正方向的力均相当于飞行器当前情况下的载荷。

1)不同电机功率下悬停时间与悬停载荷研究:飞行器稳定后,给定电机功率,不同电机功率下悬停时间与悬停载荷研究实验可通过地面平台,复现飞行器的空中悬停状态,采集系统显示的拉力值等效为飞行器在当前电机功率下悬停时的载荷。因此,通过对飞行器的螺旋桨、能源系统和动力系统等进行不同选型,可以测试特定布局飞行器在不同动力系统配置下的悬停最大载荷极限。同时,还可在特定载荷条件下,测试当前能源系统的飞行悬停时间,也就是飞行续航。

2)定风速变重量:控制风洞功率给定风速,风速稳定后启动飞行器。此时平台上飞行器的状态等效为飞行器以当前风速为飞行速度稳定平飞的状态,飞行器机体坐标系z轴方向的力为待测飞行器以当前飞行速度飞行的载荷。由于不同配置的飞行器具有不同的重量和不同的动力,因此在一定风速下,它们的飞行表现也不同。该实验可用于探究飞行器载荷、速度和动力之间的匹配规律,确定在特定风速下待测飞行器的最佳配置。通过给定飞行速度,调整飞行器配置,可以达到最佳的飞行性能。

3)定重量变风速:定重量表示飞行器载荷不变,也就是飞行器启动后控制z轴方向的载荷一定。控制风洞功率给定不同风速,此时平台上飞行器的状态等效为空中抵抗横风的悬停状态。此类实验可模拟特定载荷即配置一定的情况下,测量特定载荷飞行器抵抗不同风速的续航时间,反映飞行器的抗横风

性能。通过控制风洞功率不断增加风速，当风速增大到某一临界值时，飞行器在最大动力状态下无论如何调整姿态都无法稳定且不可控，那么定义这一风速临界值为当前配置飞行器在当前载荷条件下能抵抗的最大风速。根据相对性原理，风速的临界值表示特定载荷和配置下，飞行器能够平稳飞行的最大飞行速度。

4）飞行器应对风切变的操控特性研究：飞行器在特定风速下稳定后，通过控制风洞功率给定风切变，由于飞行器的飞行环境突然改变，为保持飞行器平稳飞行，飞控板会根据采集系统的反馈，实时对飞行器电机功率与姿态进行调控。调控前后 z 轴方向的力相同，反映到真实飞行情况为载荷不变的飞行器在经受风切变后，能迅速建立新的平衡状态。调控过程中，z 轴方向的力发生变化等效于飞行器高度发生改变，x 轴方向力发生变化等效于飞行器水平方向的位置变化。飞行器调整过程中的响应速度和调整时间反映了飞行器瞬态性能。这类实验可对飞行器控制策略、响应速度和瞬态性能等方面开展充分研究。

1.2.2　飞行性能参数监测方法

飞控板会保存从通电解锁到上锁这段时间的飞行日志，通过对飞行日志的分析可以得到每次飞行时的能源信息（图 5）、俯仰角信息（图 6）和执行器控制信息（图 7）等飞行参数，同时测力传感器采集卡可实时采集力与力矩信号（图 8）。图 5 纵坐标数值对不同曲线表示的量进行统一处理，量的具体单位在图的右上角进行说明。飞行日志信息和力信号实时对应，通过对比分析即可得到飞行器的飞行姿态与飞行状态。

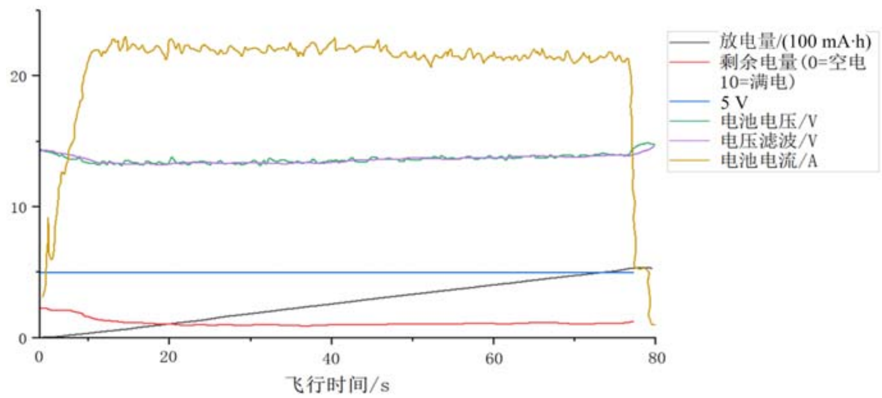

图 5　飞行日志能源信息

Fig. 5　Flight log energy information

图 5 中灰色线表示电池放电量，单位为 mA・h，红色线表示电池剩余电量（彩色图参见 http://sylx.ustc.edu.cn），黄色线表示电池实时放电电流曲线，单位为 A；图中纵坐标只表示数值，具体单位为图例中所示，每种线对应自己的单位。放电量、剩余电量和电流曲线每一时刻相互对应，随着放电量的增加，剩余电量不断减小，当剩余电量接近于零时认为电池电量耗尽。飞行器解锁后，加大电机功率至期望值，电流放电量迅速增大，反映到图 5 为黄色线起始阶段的突增；随着飞行器飞行时间的增加，电池电量耗尽，能源无法满足飞行器当前飞行要求，反映到图 5 为黄色线在最终阶段骤降。黄色线上升与下降之间的时间段即反映飞行器的飞行续航时间。

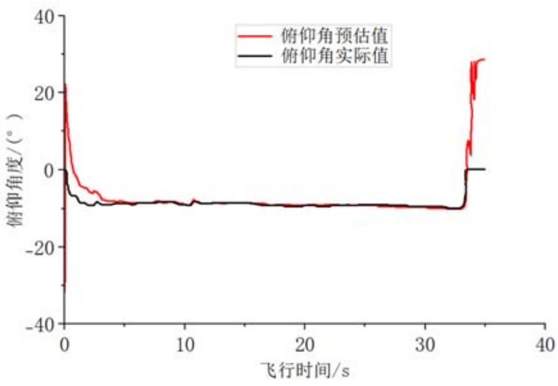

图 6　俯仰角姿态信息

Fig. 6　Pitch angle attitude information

图 6 为飞行器从解锁到上锁间的俯仰姿态角，纵坐标为俯仰角度，横坐标为飞行时间。红色线为输

入信号期望值，黑色线为实际跟踪值。由图6可看出，飞行器启动后，对飞行器俯仰角进行控制调整，调整后的俯仰角满足测试要求并保持稳定。

图7为执行器控制信息，纵坐标为控制量百分比，横坐标为时间；图中黑色线表示飞行器电机功率占比，红色、绿色和蓝色分别为滚转、俯仰和偏航控制量占比。

图8为测力传感器实时测量到的飞行器沿 x、y、z 三轴的受力情况，横坐标为数据采集时间，纵坐标为测力传感器实时采集的力的大小，单位为N，频率为400 Hz；图中蓝色线表示 z 轴方向上的实时力信号，z 轴方向的实时力信号若在某采集时间段内数值波动较小且变化不大，则认为该时间段为飞行器的稳定阶段，稳定阶段的平均值等效为飞行器的平均载荷。x、y 两轴对应红色线和黑色线，两轴的力始终保持在零附近，表明飞行器水平方向无加速度。飞行器启动之后，快速对飞行器进行控制调整，使 z 轴正方向上的力达到期望载荷大小。待飞行器达到期望载荷并处于稳定飞行状态后，开始记录并采集数据。当 z 轴正方向力无法维持稳定时，说明系统动力不足，测试结束。

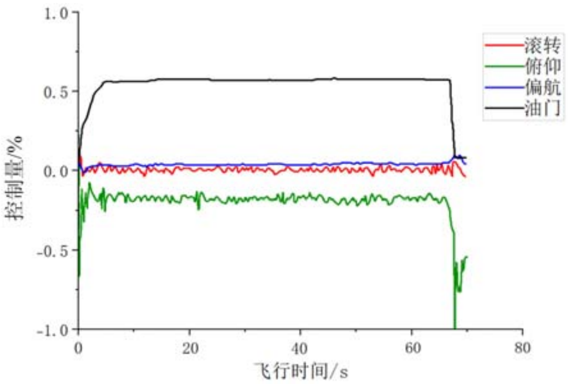

图7　执行器控制信息

Fig. 7　Actuator control information

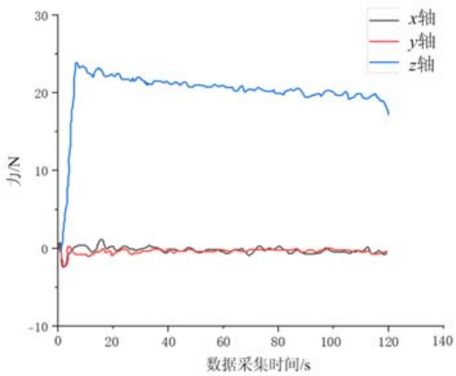

图8　力信号信息

Fig. 8　Force signal information

2　实验结果与分析

2.1　不同电机功率悬停载荷与续航时间

通过多组不同工况的实验，得到了飞行器在一定载荷下悬停时，续航时间与电机功率的关系，见表2。

表2　载荷、功率、悬停时间的关系

Tab. 2　Relationship between load, power and hover time

电机功率/%	平均载荷/N	悬停时间/s
50	18.0	225
60	22.0	182
70	23.0	130
80	26.0	112

由表2可知，在飞行器结构与配置一定的情况下，随着电机功率从50%增加到80%，动力系统推力增大，平均载荷从18.0 N增大到26.0 N，但悬停时间从225 s减小到112 s。这是因为提高电机功率虽然可以提升飞行器载荷能力，但会以牺牲悬停时间为代价，更高的电机功率会消耗更多的电能，导致悬停时间随着电机功率的增大而减小。在飞行器载荷与配置一定的情况下，不同结构的飞行器有着不同的悬停效率。如果悬停效率高，说明飞行器在消耗单位能量时能够更有效地承担载荷，显示出更高的能源利用率。

综上所述，借助实验平台开展测试可找到与待测VTOL飞行器不同电机功率对应的平均载荷与悬停时间，也可以找到飞行器的载荷区间与悬停时间区间，从而确定飞行器的悬停效率与悬停性能。据此

优化飞行器设计和使用策略，可以适应不同任务需求。

2.2　飞行器载荷、速度、动力的匹配

表 3 和表 4 为不同工况下的多组实验获得的飞行器载荷、速度、动力的匹配关系，反映了飞行器的飞行时间及飞行效率。定义“飞行效率指标”为

$$\eta = \frac{G \cdot v}{P} \tag{1}$$

式中：η 为飞行效率指标；G 为飞行器载荷；v 为飞行器飞行速度；P 为电机功率。

表 3　4 m/s 风速状态

Tab. 3　State at 4 m/s wind speed

电机功率/%	载荷/N	角度/(°)	时间/s	效率指标
55	20.0	−8.4	154	145.5
60	22.0	−6.9	142	146.7
65	23.0	−6.0	122	141.5
70	24.5	−3.9	100	140.0

效率指标数值越大，表明飞行器飞行效率越高。从表 3、表 4 可以看到，不同风速下飞行器的飞行状态变化具有一致性。在风速与飞行器气动外型一定的前提下(以 6 m/s 风速为例)，当载荷从 19.0 N 增加到 24.0 N 时，为了保证飞行器在当前飞行速度下稳定飞行，将电机功率从 55%增大到 70%，同时调整俯仰角从−12.0°减小到−4.5°，飞行时间从 129 s 减小到 47 s。分析电机功率和俯仰角调整量可知，随着载荷量的增大，飞行器所需电机功率增大，俯仰姿态角减小，相同能源配置下，飞行时间减小，飞行效率也随之变化。其中 4 m/s 和 6 m/s 飞行速度下的飞行效率并没有单调变化，而是均呈现先增大后减小的趋势，飞行效率最优点均位于 60%电机功率处，对应 2 个飞行速度下的最佳载荷为 22.0 N 和 21.0 N。同时对飞行器的飞行续航进行分析，如飞行时间不满足当前载荷的飞行需求，则需优化气动外形与动力系统，调整飞行器配置。当能源配置一定时，选择更高效率的电机可在不牺牲飞行时间下提供更大的载荷能力。如果电机经常在高功率下工作，会导致电池电量消耗加快，飞行时间下降，从而影响飞行续航。

表 4　6 m/s 风速状态

Tab 4　State at 6 m/s wind speed

电机功率/%	载荷/N	角度/(°)	时间/s	效率指标
55	19.0	−12.0	129	207.3
60	21.0	−9.5	107	210.0
65	22.5	−7.5	70	207.7
70	24.0	−4.5	47	205.7

借助实验平台开展测试可验证飞行器期待飞行速度的飞行性能。通过调整飞行器配置或优化飞行器气动外形，可以使飞行器在期待飞行速度飞行时具有高效飞行性能。通过对飞行效率分析可找到当前飞行器的最佳电机功率区间与载荷范围。此外，借助实验平台开展测试还可对飞行器在实际飞行前，飞行性能能否满足飞行要求进行地面实验验证，同时对同一飞行速度、不同载荷条件下的飞行效率进行评估。

2.3　特定载荷飞行器变风速实验

表 5 为当载荷确定为 20.0 N 时，不同风速条件下，特定载荷飞行器所需动力、电机功率与飞行器当前条件下的飞行姿态。

由表 5 可以看到，当飞行器载荷固定为 20.0 N 时，随着风速从 4 m/s 增加到 7 m/s，飞行器为了抵抗不同风速的横风，保持自身的稳定和平衡，电机功率从 55%增大到 63%，同时俯仰姿态角从−8.4°变

化到−9.8°。电机功率和姿态角的变化是因为随着风速增加，飞行器的结构和动力系统会受到更强的气动阻力，飞行器需要更多推力来克服这种阻力，同时会导致飞行续航时间降低。

表 5 载荷 20.0 N 飞行器飞行状态

Tab.5 Flight state of the aircraft with a 20.0 N load

风速/(m/s)	电机功率/%	俯仰角/(°)
4	55	−8.4
5	55	−9.0
6	60	−9.5
7	63	−9.8

图 9 为不同动力配置下 8 m/s 风速状态图，当风速为 8 m/s、载荷一定时，由于风速过大，飞行器的姿态角无法控制，飞行器的动力系统不能在当前环境下提供稳定的动力，飞行器处于失控状态，动力系统即使提供最大动力也无法满足飞行器当前环境下的稳定飞行，即达到动力系统提供的动力上限。这说明，当前配置飞行器的飞行速度极限为 8 m/s。改变飞行器能源配置，增加能源系统电池电压，飞行器姿态角稳定在 10°左右，稳定飞行时间为 55 s 左右。能源系统电池电压的增加，可增强飞行器整体稳定性和飞行极限，提高飞行器整体飞行性能。但增加能源系统配置的同时，能源系统的重量也随之增加，导致飞行器的有效载荷减小，飞行器的飞行效率下降。特定载荷飞行器变风速实验可对飞行器能源系统配置提供指导，如不追求飞行速度极限，无需对能源进行过度配置，可以选择较低配置的能源系统，同时减小能源系统重量，使飞行器提供更多的可分配载荷，提升飞行效率；如追求飞行器的极限性能，需优先保证能源系统配置，为能源系统分配更多的载荷，但这会导致飞行器有效载荷减小，飞行效率下降。实际飞行前需根据任务需求，合理调整能源系统载荷分配量，使飞行器在满足飞行任务的同时，飞行效率达到最优。

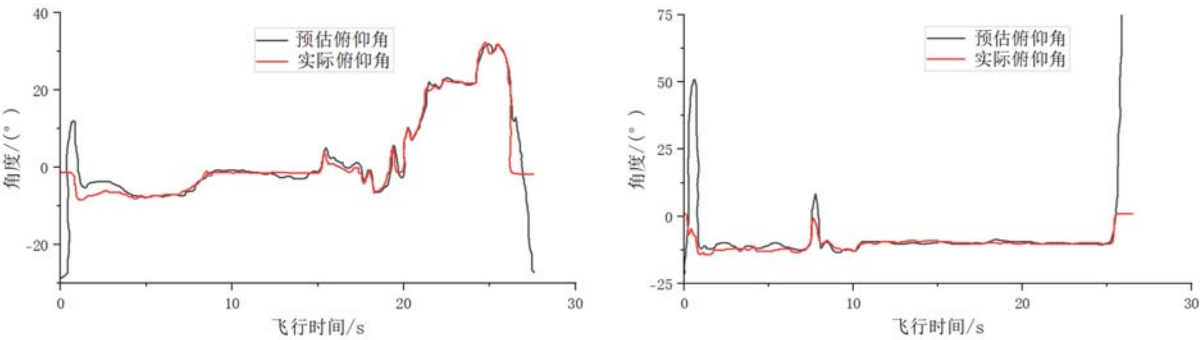

图 9 不同动力配置下 8 m/s 风速状态：(a)动力配置不足；(b)动力配置充足

Fig.9 State at 8 m/s wind speed with different power configurations: (a)insufficient power configuration; (b)adequate power configuration

根据特定载荷飞行器变风速实验的实验结果，可以调整不同风速下飞行器的飞行策略，包括预设俯仰角和功率设置。飞行策略的合理调整有助于飞行器在遇到变化的风速条件时，快速适应调整并维持最佳的飞行性能。特定载荷飞行器变风速实验可测试飞行器的飞行极限，实验结果表明，增强能源系统配置可以提升飞行器整体稳定性和飞行极限。通过平衡能源配置与飞行极限的关系，可在满足飞行任务的同时，使飞行器飞行效率达到最优。

2.4 飞行器应对风切变的操控特性

风切变可能导致飞行器瞬间失去平衡，特别是在风速突然下降的情况。飞行器自动稳定系统或无人机操作员必须迅速响应，对俯仰角和功率进行调整，以维持飞行器位置和姿态稳定。当风速由高到低突变之后，飞行器需要减小电机功率，同时减小俯仰角以避免位置发生大幅度变化和姿态不稳定。图 10(a)为飞行器应对风切变时执行器的控制信息，风切变前电机功率保持在 60%，风切变过程中不断对电机功率进行调整，风切变后飞行器在新平衡点稳定时，电机功率保持在 55%。图 10(b)为飞行器应对

风切变时俯仰状态信息，风切变前俯仰角保持在 9.2°，经过风切变过程飞行器俯仰角的不断调整，风切变后飞行器在新的平衡点稳定时，俯仰角在 7.8°保持稳定。图 11 为飞行器应对风切变时的受力情况，风切变前飞行器的平均载荷为 23.0 N，保持稳定，风切变过程中，飞行器因不断调整，z 轴方向的载荷发生变化，等效为高度发生变化，风切变后，飞行器 z 轴方向载荷保持稳定，等效为飞行器在新的位置保持平衡。风切变过程中对飞行器的调整要十分谨慎，也就是控制策略要合理，防止飞行器在调整过程中发生失控现象。

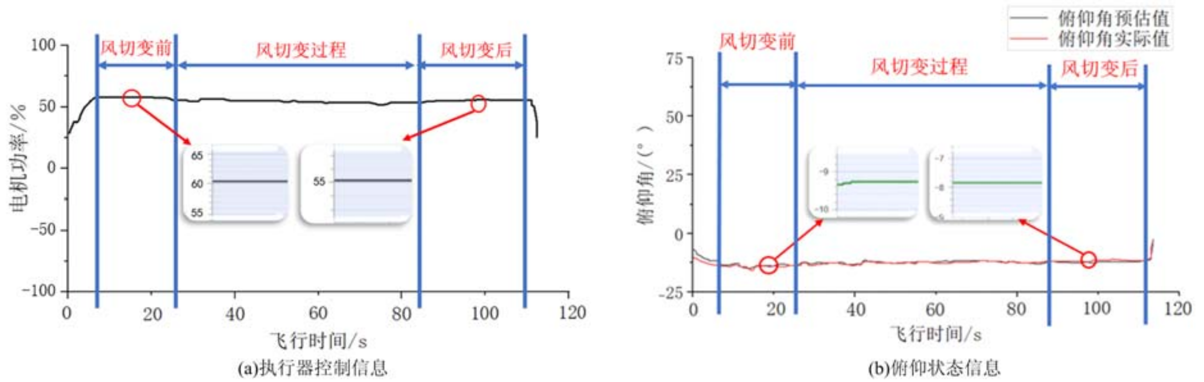

图 10　风切变飞行器执行器控制信息与俯仰状态图

Fig. 10　Wind shear actuator control information and pitch state diagram

飞行器应对风切变的操控特性实验可确定飞行器在复杂外界条件下的动态性能，包括在风速突变时，如何快速而准确地调整飞行参数（俯仰角、横滚角、电机功率）以适应新的飞行环境。该实验可对待测飞行器动力布局和控制系统的动态性能进行验证，通过风切变过程实验反馈，调整飞行器的动力布局及飞行控制系统参数；还可对飞行器的控制策略进行验证，选择最佳控制策略应对动态环境，完善飞行器的稳定性和操纵性，以提高其在动态环境下的飞行性能和适应性。

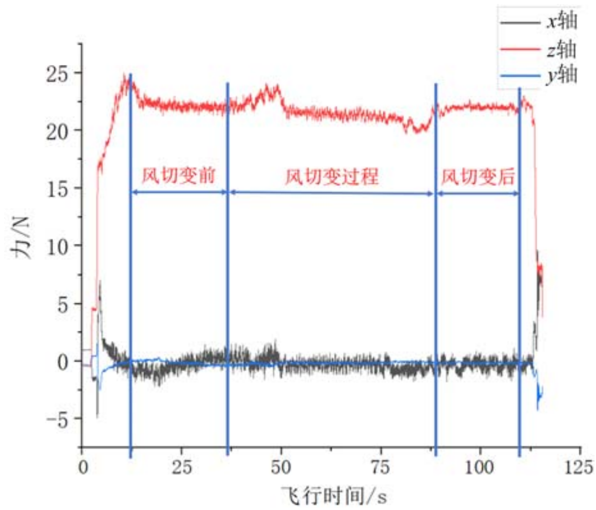

图 11　测力传感器输出图

Fig. 11　Output chart of force sensor

3　结论

本文搭建的动力学与控制一体化地面实验平台能够实现 VTOL 飞行器从悬停到平飞六自由度运动状态的复现。本研究通过六自由度测力元件实时监测飞行器的力学性能，并结合位置信息、姿态和速度变化进行反馈控制，成功模拟了实际飞行过程中的实时控制。该平台为飞行性能研究提供了一种高效、低成本且低风险的替代方案，可降低实际飞行中的实验成本和炸机风险。

1）采用该平台可对特定配置飞行器不同电机功率下悬停载荷与续航时间进行测试。测试结果表明，电机功率和悬停时间与悬停载荷量有直接关系，增加电机功率可提高载荷能力，但会缩短悬停时间。采用该平台还可找到飞行器电机功率、载荷和悬停时间之间的对应关系，也能找到飞行器的载荷区间与续航区间，进而可确定飞行器的悬停效率与悬停性能。综上所述，采用该平台开展飞行地面模拟实验可用于优化飞行器的设计和运用，以应对不同的飞行任务。

2）采用该平台可对飞行器期待飞行速度的飞行性能进行验证。通过调整飞行器配置或优化飞行器气动外形，可以使飞行器在期待飞行速度飞行时具有高效飞行性能。平台可对飞行器在实际飞行前，飞

行性能能否满足飞行要求进行地面实验，同时还可对同一飞行速度、不同载荷条件下的飞行效率进行评估。

3）采用该平台可对特定载荷飞行器开展变风速实验。在飞行器配置一定的情况下，不同的飞行速度对应不同的电机功率和飞行姿态。为使飞行性能达到最优，可开发出针对不同风速下的飞行策略，包括预设俯仰角和功率设置。这有助于飞行器在遇到风速条件变化时，快速适应调整并维持最佳的飞行性能。随着飞行速度的不断增加，借助平台可找到飞行器的最大抗风能力和速度极限。探究能源系统对飞行器性能影响的研究时发现，能源系统电池电压的增加可增强飞行器整体稳定性和飞行极限，提高飞行器整体飞行性能。通过平衡能源配置与飞行极限的关系，可在满足飞行任务的同时，使飞行器飞行效率达到最优。

4）采用该平台可测试飞行器应对风切变的操控特性。当飞行器外界条件突然发生改变时，通过该平台可对飞行器的瞬态性能进行验证，并对待测飞行器的动力布局和控制系统的动态性能进行验证；经过实验反馈，调整飞行控制系统参数，完善飞行器的稳定性和操纵性，还可对新型结构飞行器的控制策略进行验证，以选择最佳控制策略应对不同风切变过程。

该实验平台最初设计的目的旨在支持多旋翼飞行器、双系统固定翼 VTOL 飞行器、倾转类固定翼 VTOL 飞行器及尾座式固定翼 VTOL 飞行器的飞行测试，目前通过该平台已完成多旋翼飞行器的实验工作，未来将逐步扩展至其他类型飞行器的测试，从而为相关技术的验证与优化提供支持。

参考文献：

[1] 李诚龙，屈文秋，李彦冬，等. 面向 eVTOL 航空器的城市空中运输交通管理综述[J]. 交通运输工程学报，2020，20(4):35-54 (LI Chenglong, QU Wenqiu, LI Yandong, et al. Overview of traffic management of urban air mobility (UAM) with eVTOL aircraft[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2020, 20(4):35-54 (in Chinese))

[2] 张洪海，邹依原，张启钱，等. 未来城市空中交通管理研究综述[J]. 航空学报，2021，42(7):024638 (ZHANG Honghai, ZOU Yiyuan, ZHANG Qiqian, et al. Future urban air mobility management: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(7):024638 (in Chinese))

[3] PONS-PRATS J, IVOJINOVI T, KULJANIN J. On the understanding of the current status of urban air mobility development and its future prospects: Commuting in a flying vehicle as a new paradigm[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2022, 166:102868.

[4] 邓景辉. 高速直升机关键技术与发展[J]. 航空学报，2024，45(9):1-20 (DENG Jinghui. Key technologies and development for high-speed helicopters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(9): 1-20 (in Chinese))

[5] 张航，黄盈卓. 电动复合四旋翼无人机总体多学科优化设计方法[J]. 西安交通大学学报，2023，57(8):148-160 (ZHANG Hang, HUANG Yingzhuo. Multidisciplinary design optimization for an electric quadrotor fixed-wing hybrid unmanned air vehicle[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(8):148-160 (in Chinese))

[6] 朱自强，王晓璐，吴宗成，等. 小型和微型无人机的气动特点和设计[J]. 航空学报，2006，27(3):353-364 (ZHU Ziqiang, WANG Xiaolu, WU Zongcheng, et al. Aerodynamic characteristics of small/micro unmanned aerial vehicles and their shape design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(3):353-364 (in Chinese))

[7] 杨卫平. 新一代飞行器导航制导与控制技术发展趋势[J]. 航空学报，2024，45(5):146-170 (YANG Weiping. Development trend of navigation guidance and control technology for new generation aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(5):146-170 (in Chinese))

[8] 朱炳杰，杨希祥，宗建安，等. 分布式混合电推进飞行器技术[J]. 航空学报，2022，43(7):41-57 (ZHU Bingjie, YANG Xixiang, ZONG Jian'an, et al. Review of distributed hybrid electric propulsion aircraft technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7):41-57 (in Chinese))

[9] 高正红，王超. 飞行器气动外形设计方法研究与进展[J]. 空气动力学学报，2017，35(4):516-528 (GAO Zhenghong, WANG Chao. Aerodynamic shape design methods for aircraft: Status and trends[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4):516-528 (in Chinese))

[10] 白春玉，郭亚周，刘小川，等．民用轻小型无人机碰撞安全特性研究进展[J]．航空学报，2022，43(6)：526832 (BAI Chunyu，GUO Yazhou，LIU Xiaochuan，et al. Research progress of collision safety characteristics of civil light and small UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2022，43(6)：526832 (in Chinese))

[11] 侯雁翔，冯立好．飞翼布局主动流动控制风洞虚拟飞行试验[J]．航空学报，2024，45(24)：128-140 (HOU Yanxiang，FENG Lihao. Wind tunnel virtual flight test of flying wing configuration with active flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2024，45(24)：128-140 (in Chinese))

[12] 邓阳平，高正红，詹浩．鸭式旋翼/机翼飞机悬停及小速度前飞气动干扰实验研究[J]．实验力学，2009，24(6)：563-567 (DENG Yangping，GAO Zhenghong，ZHAN Hao. Experimental investigation on aerodynamic interactions of canard rotor/wing aircraft in hover and low speed forward flight[J]. Journal of Experimental Mechanics，2009，24(6)：563-567 (in Chinese))

[13] 张亚锋，宋文萍，宋笔锋，等．扑翼飞行器带翼刀机翼气动特性实验研究[J]．实验力学，2011，26(2)：146-150 (ZHANG Yafeng，SONG Wenping，SONG Bifeng，et al. Experimental investigation on wing aerodynamic characteristics of flapping-wing aerocraft with wing-blade[J]. Journal of Experimental Mechanics，2011，26(2)：146-150 (in Chinese))

[14] 华如豪，叶正寅．排翼布局飞行器气动性能的实验研究[J]．实验力学，2013，28(4)：453-459 (HUA Ruhao，YE Zhengyin. Experimental investigation on the aerodynamic characteristics of row-biplane aircraft[J]. Journal of Experimental Mechanics，2013，28(4)：453-459 (in Chinese))

[15] 史志伟，范本根，吴根兴．飞机大迎角俯仰运动下的横侧向气动特性及被动控制[J]．实验力学，2009，24(5)：439-444 (SHI Zhiwei，FAN Bengen，WU Genxing. Lateral-direction aerodynamic characteristics and forebody strake control of an aircraft undergoing pitching oscillation on high attack angle[J]. Journal of Experimental Mechanics，2009，24(5)：439-444 (in Chinese))

[16] 潘华烨，米鹏，张青川，等．某飞机部件测力风洞试验天平研制与应用[J]．实验力学，2014，29(6)：719-726 (PAN Huaye，MI Peng，ZHANG Qingchuan，et al. Development and application of balances for aircraft component force measurement in wind tunnel experiment[J]. Journal of Experimental Mechanics，2014，29(6)：719-726 (in Chinese))

[17] 吕文佳，侯振德，屈川，等．一种阻容串联式柔性力传感器[J]．实验力学，2020，35(5)：803-810 (Lü Wenjia，HOU Zhende，QU Chuan，et al. A flexible force sensor based on a series resistor-capacitor[J]. Journal of Experimental Mechanics，2020，35(5)：803-810 (in Chinese))

[18] 杜振兴，周士潮，马少鹏．法向压力影响电阻应变片测量结果的机制研究[J]．实验力学，2024，39(3)：278-286 (DU Zhenxing，ZHOU Shichao，MA Shaopeng. Research on the mechanism of the effect of normal pressure on resistance strain gauge measurement[J]. Journal of Experimental Mechanics，2024，39(3)：278-286 (in Chinese))

[19] 葛畅，何振鹏，年哲，等．四旋翼无人机姿态测试平台设计及运动控制研究[J]．机械设计，2019，36(增刊 1)：136-140 (GE Chang，HE Zhenpeng，NIAN Zhe，et al. Research on attitude test platform design and motion control of quadruprotor UAV[J]. Journal of Machine Design，2019，36(Suppl. 1)：136-140 (in Chinese))

[20] BOUABDALLAH S，SIEGWART R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway，NJ：IEEE，2006：2247-2252.

[21] BOUABDALLAH S，NOTH A，SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway，NJ：IEEE，2005：2451-2456.

[22] TAYEBI A，MCGILVRAY S. Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology，2006，14(3)：562-571.

[23] 高佳佳，高嵩，曹凯，等．四旋翼飞行姿态测试平台设计及稳定性分析[J]．计算技术与自动化，2018，37(3)：42-49 (GAO Jiajia，GAO Song，CAO Kai，et al. Design of quadrotor flight attitude test platform and stability analysis[J]. Computing Technology and Automation，2018，37(3)：42-49 (in Chinese))

[24] ZHAO L，DAI L W，XIA Y Q，et al. Attitude control for quadrotors subjected to wind disturbances *via* active disturbance rejection control and integral sliding mode control[J]. Mechanical Systems and Signal Processing，2019，129：531-545.

[25] 魏榛，高东奇，贾立超，等. 一种用于研究鹰蛾悬停飞行的扑翼实验装置[J]. 实验力学，2010，25(4):393-400 (WEI Zhen, GAO Dongqi, JIA Lichao, et al. A flapping-wing simulator for investigation on hawkmoth hovering flight[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2010, 25(4):393-400 (in Chinese))

[26] YU Y S, DING X L. A quadrotor test bench for six degree of freedom flight[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 68(3):323-338.

Research on integrated ground experimental study of VTOL aircraft dynamics and control

MU Lijia[1,2,3], DENG Li[1], TIAN Ao[4], YANG Jianting[1]

(1. Faculty of Civil Aviation and Aeronautics, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, Yunnan, China; 2. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, Shaanxi, China; 3. School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, Shaanxi, China; 4. Mile Haoxiang Technology Co., Ltd., Kunming 652300, Yunnan, China)

Abstract: Due to the high risk and cost associated with conducting flight experiments on aircraft, ground-based wind tunnel experiments that simulate actual flight conditions based on the principles of relativity are an essential research method. This paper presents the design of an integrated wind tunnel test platform that combines dynamics and control, capable of real-time monitoring of the aerodynamic characteristics of an aircraft. It provides equivalent feedback on changes in position, attitude, and velocity, thereby simulating actual flight conditions. Using the F450 aircraft model as the experimental subject, this study investigates its performance, determining the relationship between different motor powers and payload with endurance time during hovering, finding the optimal flight efficiency range under various flight speeds, and establishing the maximum flight speed equivalent to the maximum crosswind limit through specific payload varying wind speed tests. Additionally, the aircraft's handling characteristics under wind shear conditions are examined. The results indicate that this platform effectively observes and analyzes flight efficiency, limits, control, and crosswind resistance, offering an efficient, low-cost, and low-risk testing solution for flight performance studies, significantly reducing the cost and risk of actual flight experiments.

Keywords: experimental mechanics; VTOL aircraft; ground-based experiments; integration of dynamics and control