

室内微型四旋翼飞行器的设计与控制

萨米尔·布阿卜达拉赫自主系统实验室
瑞士洛桑联邦理工学院电子邮箱：
samir.bouabdallah@epfl.ch

皮尔保罗·穆里耶里跨部门中心“E. 皮亚乔”比萨大学意大利比萨邮箱：p.murrieri@ing.unipi.it

罗兰·西格瓦特，瑞士洛桑联邦理工学院自主系统实验室，电子邮箱：
roland.siegwart@epfl.ch

摘要——随着传感器技术、数据处理和集成执行器的最新进展，微型飞行机器人的研发已完全具备可行性。微型垂直起降¹系统因其在小范围监测与建筑探索方面的卓越性能，成为极具实用价值的飞行机器人类型。本文详细阐述了本实验室²为实现微型垂直起降系统完全自主化所采取的技术路径，并系统介绍了室内垂直起降自主机器人OS43的机械设计、动力学建模、传感技术及控制方案。

I. 介绍

在过去的几年里，自动飞行机器人获得了巨大的商业潜力。近年来，高密度储能技术、集成微型执行器以及MEMS⁴传感器等领域的突破性进展，使得自主微型飞行机器人成为可能。这一新趋势为军用和民用市场开辟了多个复杂而重要的应用场景。目前，军事应用占据了无人机市场的主体份额，且该领域正呈现强劲增长态势。根据飞行原理和推进方式的不同，无人机可分为多种类型（如图1所示）。在动力式重于空气类无人机中，新一代MAV⁵已崭露头角——其翼展不足15厘米、重量低于100克。这类无人机通常配备完整的姿态稳定传感器和微型摄像头。以“黑寡妇”⁶为例，这款15厘米翼展的固定翼无人机搭载嵌入式彩色相机，飞行速度达48 km/h，续航时间30分钟，最大通信距离2公里。同属此类别的仿鸟/昆虫类无人机，堪称狭小空间快速导航的理想选择，或许也是微型化发展的最佳路径。加州大学伯克利分校的微机械飞行昆虫（MFI）项目[1]运用仿生学原理，致力于开发具有拍动翅膀功能的微型飞行器。该项目堪称自主式微机械飞行器领域最具潜力的研究方向之一。在动力轻型航空器类别中，ASL⁷的弗洛雷亚诺团队正通过仿生学与进化方法进行创新探索。

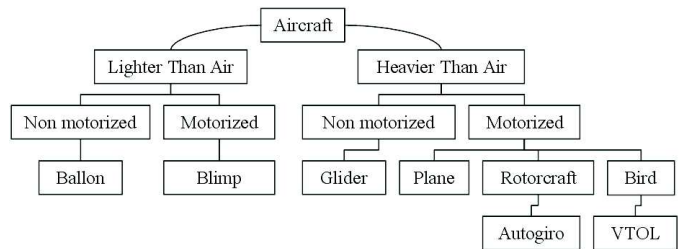


图1. 根据飞行原理和推进方式的飞机一般分类。

用于自主视觉导航的室内飞行机器人，并通过“Blimp”[2]取得了显著成果。

目前微型直升机技术发展迅速，特别是在控制和小型化方面已投入大量精力。Mesicopter [3]项目正在探索毫米级和厘米级飞行器的科学原理，尽管存在不利的缩放定律。该项目的主要应用是在大片区域或行星上部署大量的微型车辆，提供大气和气象数据。

A. 直升机与其他飞行原理的对比

相较于前文讨论的其他飞行原理，垂直起降（VTOL）系统具有独特优势，能够实现传统方案难以或无法完成的应用场景。表I从微型化角度对各类飞行原理进行了非穷尽性对比分析。通过该表格可以明显看出，直升机、飞艇等VTOL系统相较于其他概念方案具有无可争议的优势。这种优越性源于其独特的垂直、悬停及低速飞行能力。飞艇的核心优势在于“自升力”特性与简便操控，这对太空探索[4]等关键应用至关重要。不过，目前在微型化方面最具前景的飞行构型当属不同配置的VTOL飞行器。

二、OS4项目

OS4项目由瑞士联邦理工学院（EPFL）自主系统实验室发起，专注于微型垂直起降飞行器在室内环境中向完全自主化的演进。

¹垂直起降

²自主系统实验室

³全向固定伸展飞行机器人

⁴微机电系统

⁵微型飞行器

⁶www.aerovironment.com

⁷瑞士EPFL自主系统实验室

表一

飞行原理对比：以微型化能力为重点（1=差，3=好）

	飞机	直升机	鸟	自转旋翼机	布林肯
电力成本	2	1	1	2	3
控制成本	2	1	1	2	3
负载/容量	3	2	2	2	1
机动性	2	3	3	2	1
多佛	1	3	3	2	1
固定式飞行	1	3	2	1	3
低速固定	1	3	2	2	3
脆弱性	2	2	3	2	2
垂直起飞和着陆	1	3	2	1	3
忍耐	2	1	2	1	3
小型化	2	3	3	2	1
室内使用	1	3	2	1	2
共计	20	28	26	20	26

本项目的终极目标是实现基于多种概念的室内导航系统。我们采取的设计与控制同步推进策略，这种创新方法既可通过设计优化简化控制系统，又能通过控制改进提升设计效率。在初步实验阶段，我们选择四旋翼飞行器构型矢量作为实验平台——这种构型不仅大幅简化了飞行器设计，还能有效降低陀螺效应的影响。项目初期重点开展动力组评估与优化的动态建模及静态方法开发工作，并专门搭建了测试平台用于调试首套控制器。

A. 四旋翼配置

四旋翼飞行器的概念已经存在很长时间了。据报告，1907年制造的宝玑-里谢四旋翼直升机Gyroplane No.1已经升空[5]。该飞行器采用四组交叉配置的螺旋桨系统。如图2所示，两组螺旋桨（1,3）和（2,4）以相反方向旋转。通过调节转子转速可改变升力并产生运动。因此，同步调整四组螺旋桨转速可实现垂直方向运动。反之，调节2号与4号螺旋桨转速则会产生滚转旋转与侧向运动。俯仰旋转及对应的侧向运动源于1号与3号螺旋桨转速的反向调节。偏航旋转较为微妙，其产生于各对螺旋桨之间的反扭矩差异。尽管配备四个执行器，四旋翼仍属于欠驱动且动态不稳定的系统。

1) 优缺点分析：虽然四旋翼无人机存在空间和能耗等限制，这些缺点比其优势更容易让人联想到，但该方案具有更大的载荷能力，且在制造和操控方面可能更为简单。这或许将成为决定性优势。表II简要列出了四旋翼无人机的优缺点对比。

罗马数字 3 旋翼动力学建模在开发控制系统之前，第一步是建立适当的动力学模型。

纳米系统建模[6].特别适用于轻型飞行器

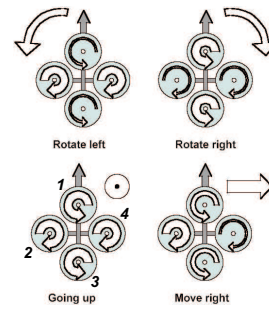


图2.四旋翼概念运动描述，箭头宽度与螺旋桨转速成正比。

表II

QUADROTOR主要优点和缺点。

优点	缺点
转子机械结构简化、有效载荷增强以及陀螺效应降低	加权放大高能耗

在动力学模型中，理想情况下应包含由空间刚体旋转和四个螺旋桨旋转共同产生的陀螺效应。这些因素在以往研究中常被忽略。不过，作用于直升机[7]的主要效应已在表III中简要说明。

表III

作用于直升机的主要物理效应

影响	根源	制剂
空气动力学效应	-螺旋桨旋转 -刀片飞溅	$C\Omega^2$
惯性反扭矩	-转子转速变化	$J\dot{\Omega}$
重力效应	-质心位置	
陀螺效应	-刚体方向的改变 -螺旋桨平面方向改变	$I\dot{\theta}\psi J$ $\Omega\theta, \phi$
摩擦	-所有直升机运动	$\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

如图3所示，我们考虑地球固定坐标系E和物体固定坐标系B。假设质心与物体固定坐标系原点重合。通过欧拉角参数化方法，机翼在空间中的方位由从B到E的旋转R表示，其中 $R \in SO(3)$ 是旋转矩阵。刚体在外力作用下质心处的动力学运动，如图[6]和[8]所示，均采用牛顿-欧拉形式体系进行描述：

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中， $I \in$ 表示惯性矩阵， V 表示物体的线速度矢量， ω 表示物体的角速度。

在图3的坐标系中，直升机的运动方程可表示为[11]：

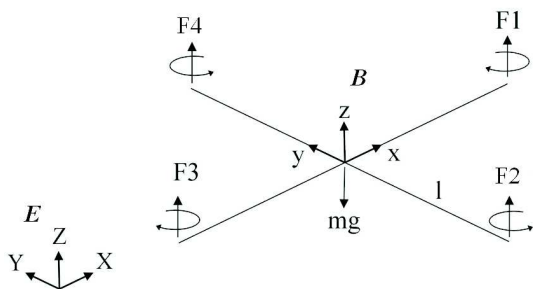


图3.四旋翼构型，框架系统包含机身固定框架B和惯性框架E。

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = \nu \\ m\dot{\nu} = RF_b \\ \dot{R} = R\hat{\omega} \\ J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau_a \end{cases} \quad (2)$$

四旋翼机的一阶近似模型(3)可改写为：

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = \nu \\ \dot{\nu} = -ge_3 + R e_3 \left(\frac{b}{m} \sum \Omega_i^2 \right) \\ \dot{R} = R\hat{\omega} \\ I\dot{\omega} = -\omega \times I\omega - \sum J_r(\omega \times e_3)\Omega_i + \tau_a \end{cases} \quad (3)$$

在哪里

符号	定义
ζ	位置矢量
R	位置矢量旋转矩阵
$\hat{\omega}$	偏对称矩阵滚转角
θ	投球角度与俯仰角
ψ	转子转速
Ω	转子转速
$I_{x,y,z}$	身体惯性
J_r	转子惯性
τ_a	机体推力系数上的扭矩
b	曳力系数
dl	杠杆

沿一个轴线作用在车辆车身上的扭矩是另一个轴线上每个螺旋桨产生的扭矩的差值。

$$\tau_a = \begin{pmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{pmatrix} \quad (4)$$

四旋翼动力学模型完整版，其中x、y、z方向的运动是俯仰或滚转旋转的结果，其表达式为：

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{1}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{1}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \end{cases} \quad (5)$$

然后，系统输入被设定为 U_1 、 U_2 、 U_3 、 U_4 和 Ω 一个干扰，得到：

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega = \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3 \end{cases} \quad (6)$$

A. 转子动力学

转子由直流电机驱动，其公式[10]为：

$$\begin{cases} L \frac{di}{dt} = u - Ri - k_e \omega_m \\ J \frac{d\omega_m}{dt} = \tau_m - \tau_d \end{cases} \quad (7)$$

由于我们使用了一个电感非常小的小型电机，因此二阶直流电机动力学可近似为：

$$J \frac{d\omega_m}{dt} = -\frac{k_m^2}{R} \omega_m - \tau_d + \frac{k_m}{R} u \quad (8)$$

通过引入螺旋桨和齿轮箱模型，方程(8)可被改写为：

$$\begin{cases} \dot{\omega}_m = -\frac{1}{\tau} \omega_m - \frac{d}{\eta r^3 J_t} \omega_m^2 + \frac{1}{k_m \tau} u \\ with : \\ \frac{1}{\tau} = \frac{k_m^2}{R J_t} \end{cases} \quad (9)$$

方程(9)可围绕操作点 ω_0 线性化为形式 $\dot{w}_m = jAw_m + Bu + C$ ，其中：

$$A = \left(\frac{1}{\tau} + \frac{2d\omega_0}{\eta r^3 J_t} \right), \quad B = \left(\frac{1}{k_m \tau} \right), \quad C = \frac{d\omega_0^2}{\eta r^3 J_t} \quad (10)$$

符号	定义
乌克	电动机输入
k_m	反电动势恒定、转矩恒
ω_m	定、电机角速度
τ_m	电动机转矩
$\tau_d \tau R$	电动机负载
$r \eta J_t$	电机时间常数、电机内

	阻、齿轮箱减速比、齿轮箱效率、总惯性
--	--------------------

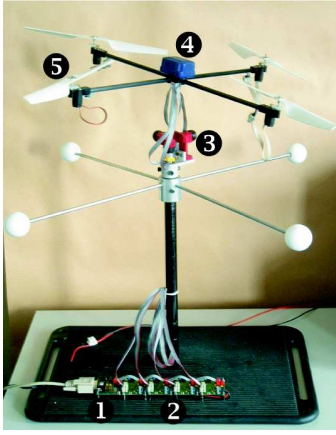


图4.用于稳定策略测试的OS4测试台，3DOF被锁定，横梁由碳纤维杆构成，飞行系统重量约为240克。1)RS232转I2C转换器，2)电机模块，3)3D捕捉万向节，4)微型惯性测量单元，5)推进组。

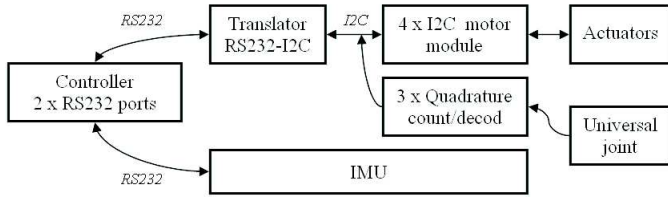


图5 OS4测试台框图

四、OS4测试台设计

飞行机器人的控制系统开发需要建立一个合适的试验台，至少用于初步实验，这样可以锁定一定数量的自由度，降低控制复杂性，避免系统损坏。

通过标准RS232端口，用户可直接从个人电脑向测试平台发送指令。RS232转I2C模块将串行信号转换为I2C总线电机驱动信号。这些模块搭载了基于PIC16F876微控制器的PID调节器，支持开环或闭环控制模式，可实现位置、速度或扭矩的精准调控。MT9-B⁸ IMU⁹采用卡尔曼滤波技术估算三维姿态数据，并输出经过校准的加速度与角速度测量值。该设备重量约33克，通信速率可达115kbps。通过3D万向节¹⁰捕获的运动数据，借助各轴位的微型光学编码器可解码提取绝对方位信息。整套飞行系统重量仅约235克，堪称轻量化典范。OS4测试平台配备4组推进单元，每组包含29克电机¹¹（含磁编码器）、6克齿轮箱及6克螺旋桨。为优化推进单元设计，我们专门开发了测试评估与对比分析方法。

⁸ www.xsens.com

⁹ 惯性测量装置

¹⁰ www.forcedimension.com

¹¹ 1724电机，来源：www.minimotor.ch

A. 推进机组评估和设计程序

如何获得最佳的推重比是微小垂直起降飞机设计中最关键的挑战之一。我们的方法首先从推力、能量和允许超载的角度来明确应用需求，其次建立螺旋桨和发动机数据库，然后找到最佳组合，最后将结果与需求进行对比。在推进器数据库的开发中，我们采用专用测试平台进行实验，通过测量张力、电流、推力和转速等参数来提取推力系数与阻力系数。飞行机器人的设计是一个迭代过程，需要先确定初始条件。我们的开发流程是从确定飞行器的大致尺寸开始，根据尺寸从数据库中选取对应的推进器。借助评估工具，用户可轻松选择合适的电机。最后，我们运用成熟的电机方程组来确定推进系统的最佳减速比。

V. 垂直起降系统控制

通过将 $X = (x_1, \dots, x_{11})^T \in \mathbb{R}^{11}$ 作为系统状态向量，前文推导的模型(5)可改写为状态空间形式 $\dot{X} = f(X, U)$ ，具体如下：

$$\begin{aligned} x_1 &= x \\ x_2 &= \dot{x}_1 = \dot{x} \\ x_3 &= y \\ x_4 &= \dot{x}_3 = \dot{y} \\ x_5 &= z \\ x_6 &= \dot{x}_5 = \dot{z} \\ x_7 &= \phi \\ x_8 &= \dot{x}_7 = \dot{\phi} \\ x_9 &= \theta \\ x_{10} &= \dot{x}_9 = \dot{\theta} \\ x_{11} &= \psi \end{aligned} \quad (11)$$

子代数 $\mathcal{L}_m =$

子代数 $\mathcal{L}_{11} = \psi$ 根据公式 (11) 和

(5)，我们得到：

$$f(X, U) = \begin{pmatrix} x_2 \\ (\cos \theta_7 \sin \theta_9 \cos \theta_{11} + \sin \theta_7 \sin \theta_9) \frac{U_1}{m} \\ x_4 \\ (J_{xx} \ddot{\phi} + J_{yy} \ddot{\theta} + J_{zz} \ddot{\psi}) \frac{U_1}{m} \\ x_6 \\ -g + (\cos x_7 \cos x_9) \frac{1}{m} U_1 \\ x_8 \\ x_{12} x_{10} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_R}{I_x} x_{10} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2 \\ x_{10} \\ x_{12} x_8 \left(\frac{I_z - I_y}{I_x} \right) + \frac{J_R}{I_y} x_8 \Omega + \frac{l}{I_y} U_3 x_{10} x_8 \\ x_{12} \\ \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{l}{I_z} U_4 \end{pmatrix} \quad (12)$$

值得注意的是，在后者的动力学中，角度及其时间导数并不依赖于平移分量；另一方面，

平移运动取决于角度（而非角速度）。我们可以理想化地将由公式（12）描述的整体系统视为由两个子系统构成：角旋转子系统和线性平移子系统，如图6所示。角旋转子系统的状态是将X限制在最后六个分量上的约束 $X\alpha$ ，这些分量对应俯仰、偏航、偏航角及其时间导数。这些变量的动力学特性由映射 $f\alpha(X, U)$ 描述，该映射对应于公式（12）的最后六个分量。需要注意的是，映射 $f\alpha(X, U)$ 仅依赖于 $X\alpha$ 和 $(U_x, U_y, U_z) < 0$ ，而不涉及平移分量。另一方面，平移子系统（状态为 X ）关注状态 X 的前六个分量，即 x, y, z 及其时间导数；在此情况下，其动力学同样由映射（12）的前六行 $f(X, U)$ 描述。与前一种情况相反，平移子系统的映射 $f(X, U)$ 不独立于角度变量，而仅依赖于俯仰角、偏航角和偏航角，而不涉及它们的时间导数。

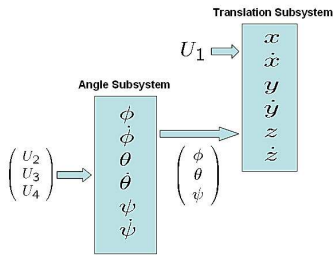


图6. 将映射方程（12）描述的整体动力系统中的两个理想子系统连接。从角旋转子系统中获得横滚、俯仰和偏航，并将其与 U 输入量结合，形成后续平移子系统。

A. 角旋转子系统的控制

由于该子系统完全独立于其他子系统，我们首先考虑角度旋转子系统的控制问题。具体而言，在本小节中，我们将重点研究OS4角度在特定配置 $X_d = (x_{d7}, 0, x_{d9}, 0, x_{d11}, 0)^T$ 下的稳定控制。

让我们考虑Lyapunov函数 $V(X)$ ，它在期望位置 X_d 处具有最小值。在期望位置 X_d 附近， $V(X)$ 可以表示为： $V(X) = \frac{1}{2}(x_7 - x_{d7})^2 + \frac{1}{2}x_{28}^2 + \frac{1}{2}(x_9 - x_{d9})^2 + \frac{1}{2}x_{210}^2 + \frac{1}{2}(x_{11} - x_{d11})^2 + \frac{1}{2}x_{212}^2$ 。该函数在 X_d 处是正定的。

$$\dot{V} = -\frac{1}{2} \frac{d}{dt} V(X) \quad (13)$$

在完美交叉垂直起降（ $l_x = l_y$ ）的情况下，式（13）的导数 $\dot{V} = -\frac{1}{2} \frac{d}{dt} V(X)$ 可大幅简化为：

$$\dot{V} = (x_7 - x_7^d)x_8 + x_8 \frac{l_x}{I_x} U_2 + (x_9 - x_9^d)x_{10} + x_{10} \frac{l_y}{I_y} U_3 + (x_{11} - x_{11}^d)x_{12} + x_{12} \frac{l_z}{I_z} U_4 \quad (14)$$

该方程中不包含带有的扰动项。

仅需选择：

$$\begin{aligned} U_2 &= -\frac{I_x}{l_x} (x_7 - x_7^d) - k_1 x_8 \\ U_3 &= -\frac{I_y}{l_y} (x_9 - x_9^d) - k_2 x_{10} \\ U_4 &= -\frac{I_z}{l_z} (x_{11} - x_{11}^d) - k_3 x_{12} \end{aligned} \quad (15)$$

当 k_1, k_2 和 k_3 为正常数时，我们得到式（14）：

$$\dot{V} = -x_8^2 \frac{l_x k_1}{I_x} - x_{10}^2 \frac{l_y k_2}{I_y} - x_{12}^2 \frac{l_z k_3}{I_z} \quad (16)$$

该系统仅具有半负定性。根据李雅普诺夫定理，此时可确保平衡点的简单稳定性。借助拉斯拉耳不变性定理，我们还能进一步保证：当从定义在（13）中的李雅普诺夫函数水平曲线上（其中 $V(X)$ 为常数）出发时，系统演化将被限制在该水平曲线所围成的区域内。这一特性在避免特定构型时极具实用价值——只需选择不含这些点的水平曲线作为初始状态，并应用前述控制措施即可。我们还可以通过应用拉斯拉耳定理来确保渐近稳定性，因为控制下（角旋转）子系统（15）的最大不变集 $S = \{X \in \mathbb{R}^n : V_j(X) = 0\}$ 仅限于平衡点。

通过后一种考虑，我们可以确保从平衡点附近的集合中某一点出发的渐近稳定性。要确保全局稳定性，只需满足 $\lim_{j \rightarrow \infty} V_j(X) = V(X)$ ，这正是我们的情况。

通过后一种考虑，我们可以确保从平衡点附近的集合中某一点出发的渐近稳定性。要确保全局稳定性，只需满足 $\lim_{j \rightarrow \infty} V_j(X) = V(X)$ ，这正是我们的情况。

B. 高度控制器

我们考虑垂直起降飞机在特定高度 $z = z^d$ 处悬停的简单任务。高度动态由系统（12）的第5行和第6行描述，即：

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_6 \\ -g + \cos x_7 \cos x_9 \frac{U_1}{m} \end{pmatrix} \quad (17)$$

根据前文V-A段的考虑，我们确保从初始条件 $V(X) < \infty$ 开始。 $\frac{\pi}{2}$ 在这个 6 维超球体中，角度及其速度受到约束。

在这种情况下， $\cos x_7 \cos x_9 \neq 0$ 。在先前控制律下，系统所有轨迹的 0 值。如果满足后一个条件，我们可以通过简单地用 $U_1 = mg$ 来补偿重力，从而对系统（17）进行线性化。 $\frac{mg}{\cos x_7 \cos x_9} + \frac{m \dot{U}_1}{\cos x_7 \cos x_9}$ ，其中 U_1 是附加项。根据后一条定律，（17）变为：

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_6 \\ \dot{U}_1 \end{pmatrix} \quad (18)$$

通过一个简单的状态空间线性稳定化律 $\dot{U}_1 = k_4 x_5 + k_5 x_6$ ，我们可以将子系统的极点放置在复左半平面的任意位置来稳定高度。

六、模拟

在实际系统实施前，我们使用Matlab进行了多次仿真测试。控制器的任务是在补偿滚转、俯仰和偏航角初始误差的同时保持高度稳定。实际系统存在不可避免的延迟和执行器饱和问题，这些延迟主要源于RS232通信延迟和执行器时间常数。为模拟这一缺陷，我们在反馈回路和执行器上引入了两个Simulink离散步进延迟模块。饱和程度取决于所选执行器类型——在本应用中采用的是电机驱动方案。

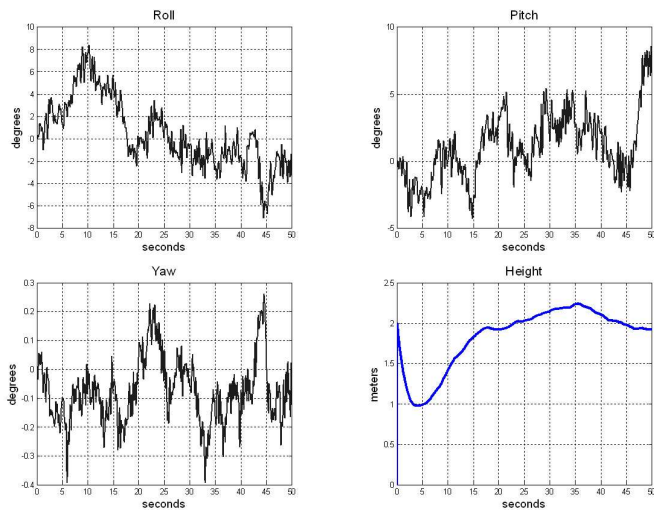


图7.仿真：系统必须保持2米的高度，尽管执行器上存在噪声。

系统最大角速度为600 rad/sec，控制器与延迟模块之间设置了饱和阻尼块。最后，我们使用离散时间求解器在30 Hz频率下对整个系统进行仿真，以模拟数字控制器的行为特征。如图7所示的仿真结果表明：任务要求在每个角速度上叠加方差为4 rad/sec的正态高斯噪声进行悬停控制，同时高度参数还附加了零均值误差项。

七、实验

为验证前一节开发的控制律，我们实现了控制器并在真实系统上进行了多次实验。任务是控制车辆方向，因此对横滚角、俯仰角和偏航角进行控制（见图8），而高度则由试验台固定。

虽然测试台在延时和误差方面受到拖曳系统的影响，但实验结果表明，所提出的控制器工作良好，特别是在偏航角控制方面。

八、结论和今后的工作

本文系统梳理了现有飞行微型车辆的研究现状，并从微型化维度与微型垂直起降飞行器（VTOL）展开对比分析。我们重点介绍了OS4项目，并深入探讨了ASL实验室在飞行机器人领域的最新研发进展，涵盖动态建模、飞行器设计优化及控制技术等核心领域。实验数据表明，所开发的控制器已成功实现对飞行方向角的精准调控。当前研究重点转向集成位置控制器以提升操控性能，并致力于打造全自主飞行器。在微型垂直起降飞行器自主化进程中取得的突破性成果，进一步印证了这类系统作为微型飞行器微型化发展的潜力候选方案。

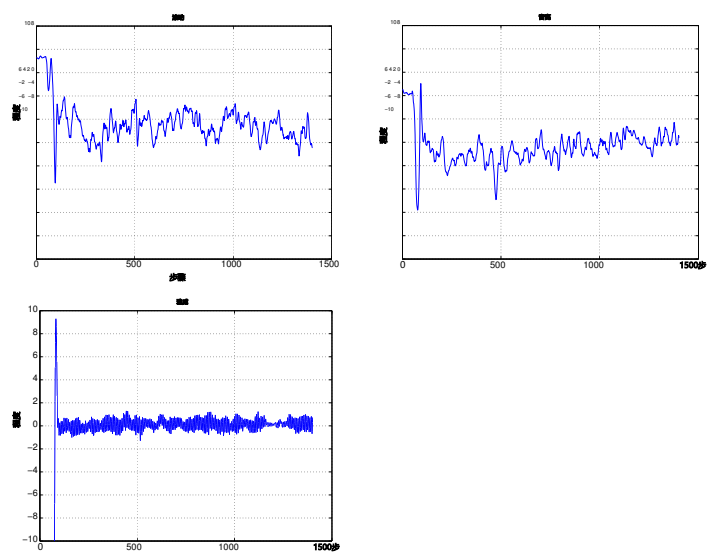


图8.实验：控制器必须通过保持横滚角、俯仰角和偏航角为零来稳定系统。

致谢

作者谨此感谢Jean-Christophe Zufferey在飞行机器人方面的富有成效的讨论和建议，Georges Perrenoud制作了测试台的机械部件，以及所有参与或正在参与本项目学生。

参考文献

- [1] X. Deng, L. Schenato和S.S Sastry, 包含胸腔和传感器模型的机械飞行昆虫姿态控制, ICRA 2003, 台湾台北, 2003年。
- [2] J.C Zufferey, D. Floreano《基于视觉的飞行机器人发展》。载于《第二届生物启发式计算机视觉国际研讨会论文集》，LNCS 2525, 第592-600页, 柏林, 施普林格出版社, 2002年。
- [3] I. Kroo, F.B. Prinz, 《中型直升机：一种中型飞行器》。http://aero.stanford.edu/mesicopter/。
- [4] A·埃尔夫斯、S·S·布埃诺等人, 《用于探索具有大气层的行星天体的机器人飞艇：自主性挑战》，载于《自主机器人期刊》（Kluwer学术出版社, 2003年）。
- [5] J.G. Leishman, 1907年的宝玑-里谢四旋翼直升机。http://www.enae.umd.edu/AGRC/Aero/Breguet.pdf。
- [6] S. Sastry, 《机器人操作的数学导论》，佛罗里达州博卡拉顿, 1994年。
- [7] P.Milhaupt, 《欠驱动机械非最小相位系统的分析与控制》，瑞士联邦理工学院机械工程系博士论文, 1999年。
- [8] A. Chriette, 贡献à 订单和à la mode'lisat ion des he'licopt è视觉控制与自适应指令。博士论文, 2001年。
- [9] P·庞兹、R·马洪尼, 《四旋翼空中机器人设计》，2002年, 澳大利亚奥克兰, 澳大利亚机器人与自动化会议。
- [10] E·朱克, 《无铁转子直流微电机的基本方程》，《Portescap技术公报》，拉绍德封, 1974年。
- [11] R. Olfati-Saber, 非线性控制欠驱动机械系统在机器人和航天器中的应用。麻省理工学院电气工程与计算机科学系博士论文, 2001年。
- [12] S. Arimoto, 《非线性机械系统的控制理论》，牛津科学出版社, 1996年。