
最优控制:
用于四旋翼无人机轨迹跟踪的LQR控制器
Luís Martins, Carlos Carneira, Paulo Oliveira
Translator: Liu W.C.

2023.12.25

摘要

本文针对无人机轨迹跟踪问题,提出了一种具有线性二次型最优控制器和积分动作的内外环控制结构。在设计控制器之前,对四旋翼飞行器的动力学模型进行了推导和线性化。全状态反馈依赖于机载运动传感器的测量结果以及卡尔曼滤波器和姿态滤波器提供的飞行估计值。所获得的控制系统经过了仿真验证,并在配备了惯性测量单元、罗盘和高度计的商用无人机上实施。无人机的惯性位置由运动捕捉系统给出。

关键字: 轨迹跟踪; 内-外环; 线性控制; 积分动作

第一章 引言

近年来,随着嵌入式技术的发展,无人机的普及率大幅提高。这种增长转化为对这些无人驾驶飞行器的深入研究。四旋翼无人机具有机动性强、悬停能力强、价格低、体积小等特点,不仅可广泛应用于基础设施检测或区域监控等领域,还是控制和导航技术实验的绝佳选择。这些应用开发的核心是需要一个强大的控制结构和飞行状态估计。关于四旋翼飞行器控制的研究非常广泛,包括各种线性性和非线性技术。关于线性方法,大多数文献都报道了经典 PID 控制和现代 LQR 控制器的应用。Bouabdallah et al. (2004) 在仿真和飞行中对用于姿态控制的经典和现代控制器的性能进行了比较。这项研究证明,在 LQR 姿态控制中不包含积分动作会产生稳态误差。Bauer and Bokor (2008) 在仿真中实现了带有双积分器的 LQ 伺服控制器,用于轨迹跟踪;Sabatino (2015) 开发了相同控制器,但没有积分动作。最后,Raja (2017) 提出了带积分动作的 LQR 控制的内外控制环。这种控制结构是针对通过 Jacobian 线性化获得的四旋翼飞行器模型设计的,在无人驾驶飞行器中成功实现,并实现了更高效的姿态响应。

本文针对悬停位置推导出了四旋翼飞行器的线性化模型,以便实现线性控制器。借助卡尔曼滤波器和 Madgwick et al. (2011)提出的姿态滤波器,对无法通过传感器直接获取的状态变量进行重构。采用内-外环控制结构,其中内环负责姿态控制,外环负责定位控制。在这两个回路中均有一积分动作。为解决控制问题,考虑 LQR 方法。本文的主要贡献在于:推导出 X 构型四旋翼飞行器的简化动力学模型,随后对平衡位置进行线性化处理,并在内环-外环结构中应用基于模型的 LQR 控制与积分动作,该结构已在仿真和真实系统中验证。

本文的结构安排如下:第二章详细介绍物理模型和之后的线性化;第三章讨论状态估计;第四章介绍控制结构与设计;第五章讨论简化非线性模型得到的仿真结果和设计的控制结构;第六章详细介绍四旋翼飞行器模型及其传感器和控制器的实现;第七章介绍和分析实验结果;最后为结论。

第二章 物理模型

2.1 非线性模型

本节将介绍基于 Newton-Euler 形式的无人机非线性模型。非线性动力学在机身固定 $\{B\}$ 和惯性 $\{I\}$ 坐标系下进行描述,如图 1 所示。沿机身固定坐标系轴的

单位向量用 $\{\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3\}$ 表示，沿惯性坐标系 $\{I\}$ 轴的单位向量用 $\{\vec{a}_1, \vec{a}_2, \vec{a}_3\}$ 表示。假设机身固定坐标系 $\{B\}$ 的原点与四旋翼飞行器质心重合。令 $\mathbf{p} = [x \ y \ z]^T$ 表示惯性坐标系中无人机质心的位置向量。令 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ 用 Euler 角描述机身固定坐标系相对于惯性坐标系的方向向量，其中 φ 、 θ 和 ψ 分别为横滚角(roll)、俯仰角(pitch)和偏航角(yaw)。令 $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 表示在参考系 $\{B\}$ 中描述的角速度。根据 Mahony et al. (2012) 的研究，四旋翼飞行器的刚体运动方程为

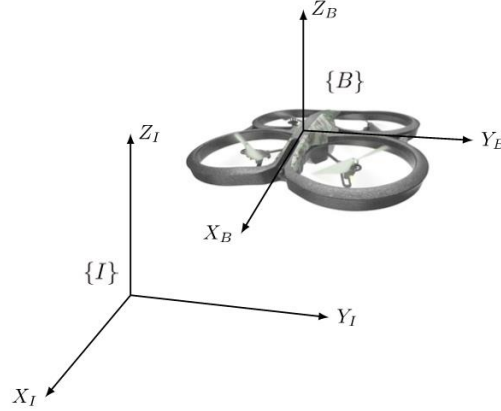


图 1 描述非线性动力学的参考系

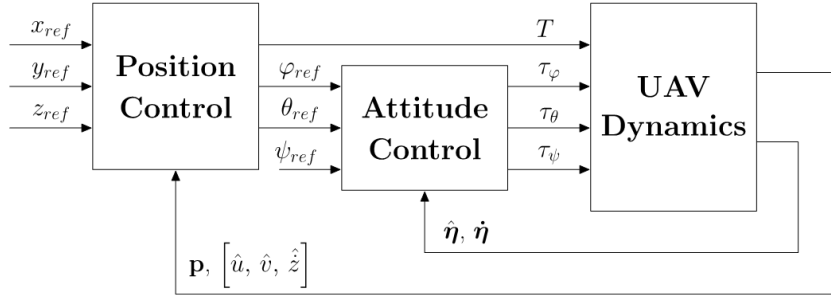


图 2 内-外环控制结构方案

$$m\ddot{\mathbf{p}} = -mg\vec{a}_3 + {}^I\mathbf{R}_B \mathbf{F} \quad (1)$$

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

其中， \mathbf{I} 对应机身固定坐标系中描述的 3×3 恒定惯性矩阵， m 为四旋翼飞行器总质量， g 表示重力加速度， \mathbf{F} 和 $\boldsymbol{\tau}$ 分别表示旋翼空气动力学作用于无人飞行器的主受力和力矩（均在参考系 $\{B\}$ 中描述）， ${}^I\mathbf{R}_B$ 为机身固定坐标系到惯性坐标系的旋转矩阵。注意，所使用的坐标约定与 Mahony et al. (2012) 考虑的不同。欧拉角遵循 Oriolo et al. (2010) 所述 Z-Y-X 旋转序列。旋转矩阵结果如下

$${}^I\mathbf{R}_B = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\theta s_\theta c_\psi - c_\theta s_\psi & c_\theta s_\theta c_\psi + s_\theta s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\theta s_\theta s_\psi - c_\theta c_\psi & c_\theta s_\theta s_\psi - s_\theta c_\psi \\ -s_\theta & s_\theta c_\theta & c_\theta c_\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 c 和 s 分别为余弦和正弦的速记形式。角速率 $\dot{\eta} = [\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 是通过以下方程组从机身旋转速率中得到的：

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \sin(\varphi) \tan(\theta) \cos(\varphi) \tan(\theta) \\ 0 \cos(\varphi) - \sin(\varphi) \\ 0 \sin(\varphi) \sec(\theta) \cos(\varphi) \sec(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据 Leishman (2000)，自由空气中转子 i 产生的稳态推力 T_i 和偏航力矩 $\tau_{\psi i}$ 可建模如下

$$T_i = c_{T_i} \Omega_i^2 \quad (5)$$

$$\tau_i = c_{\tau_i} \Omega_i^2 \quad (6)$$

其中， c_{T_i} 和 c_{τ_i} 为可通过实验确定的系数，取决于圆盘面积、转子半径、空气密度、转子几何形状和剖面以及转子流动阻力的影响。因此，转子产生的偏航力矩 $\tau_{\psi i}$ 与其产生的推力 T_i 间的关系用以下表达式描述：

$$\tau_{\psi i} = \frac{c_{\tau_i}}{c_{T_i}} T_i = c_i T_i \quad (7)$$

横滚力矩和俯仰力矩 τ_φ 和 τ_θ 来自旋翼产生的推力及其相对四旋翼质心的布局。因此，X 构型四旋翼飞行器的总推力 T 和力矩 τ_φ 、 τ_θ 和 τ_ψ 的计算方法如下：

$$\begin{bmatrix} T \\ \tau_\varphi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ L & -L & -L & L \\ -L & -L & L & L \\ c_1 & -c_2 & c_3 & -c_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中， L 表示旋翼与机身固定坐标系 x 轴或 y 轴的垂直距离（视情况而定）。

与转子飞行器相关的各种空气动力学和陀螺效应增加了模型复杂性。然而，我们并不需要如此高精度的模型，这不仅是因为根据 Mahony et al. (2012) 的研究，控制可克服这些次要效应，还因为文献中广泛表明，控制可通过简化转子模型实现高性能。因此，叶片拍动、气动阻力、平移升力和轴向运动引起的涡流状态等高阶效应被忽略。此外，假设产生的总推力 T 沿 \vec{b}_3 方向，即平行于转子轴线，且转子系数恒定（静态推力和力矩）。此外，假定四旋翼飞行器是完全对称的，这意

味着惯性矩阵为对角阵，旋翼陀螺效应被忽略。此外，由于无人机飞行高度高于 0.50 米，除起飞或着陆时，忽略地面效应。

2.2 线性化模型

将推导出线性化的平衡点为悬停条件（ $\mathbf{p}=[x \ y \ z]^T$ ， $\boldsymbol{\eta}=[0 \ 0 \ 0]^T$ ），其中偏航角 ψ 被视为零。需注意的是，线性化可在其他条件下进行，但考虑到其简便性，我们选择了这一条件。通过泰勒级数展开到一阶项，可将欧拉角的余弦近似为 1，将参考角的正弦和正切近似为角度本身。对于高度子系统，微分方程简化为

$$\ddot{z} \cong \frac{1}{m}(T - mg) \quad (9)$$

定义子系统的下列状态变量和修正输入量

$$\mathbf{x}_z = [z \ \dot{z}]^T, \mathbf{u}_z = T - mg \quad (10)$$

从而得出下文所述的状态空间表示法：

$$\dot{\mathbf{x}}_z = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_z + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/m \end{bmatrix} \mathbf{u}_z \quad (11)$$

$$\mathbf{y}_z = [1 \ 0] \mathbf{x}_z \quad (12)$$

无人机沿惯性坐标系 x 和 y 方向的位置变化分别为俯仰角和横滚角变化的直接结果。将俯仰角的二阶导数线性化后可得出

$$\ddot{\theta} \cong \frac{T_\theta}{I_y} \quad (13)$$

定义子系统的相应状态变量和修正输入

$$\mathbf{x}_\theta = [\theta \ \dot{\theta}]^T, \mathbf{u}_\theta = \tau_\theta \quad (14)$$

结果就是下文所述的状态空间表示法：

$$\dot{\mathbf{x}}_\theta = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_\theta + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I_y \end{bmatrix} \mathbf{u}_\theta \quad (15)$$

$$\mathbf{y}_\theta = [1 \ 0] \mathbf{x}_\theta \quad (16)$$

横滚角二阶导数线性化的结果为

$$\ddot{\phi} \cong \frac{T_\phi}{I_x} \quad (17)$$

通过以下方程定义子系统的状态变量和修正输入

$$\mathbf{x}_\phi = [\phi \ \dot{\phi}]^T, \mathbf{u}_\phi = \tau_\phi \quad (18)$$

得到的状态空间表示描述如下

$$\dot{\mathbf{x}}_\varphi = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_\varphi + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I_x \end{bmatrix} \mathbf{u}_\varphi \quad (19)$$

$$\mathbf{y}_\varphi = [1 \ 0] \mathbf{x}_\varphi \quad (20)$$

机身固定坐标系矢量 ${}^B \mathbf{a}$ 的加速度取值为

$${}^B \mathbf{a} = \frac{\mathbf{F}}{m} - {}^B \mathbf{R}_I g \bar{\mathbf{a}}_3 - \boldsymbol{\omega} \times {}^B \mathbf{v} \quad (21)$$

其中， ${}^B \mathbf{v}$ 表示机身固定坐标系内的速度， $\boldsymbol{\omega} \times {}^B \mathbf{v}$ 项对应向心加速度。假设偏航角 ψ 保持为零，且沿机身固定坐标系 x 和 y 方向运动时沿 z 方向的变化可忽略不计，则机身固定坐标系沿 x 轴的加速度 ${}^B \mathbf{a}_x$ 和沿 y 轴的加速度 ${}^B \mathbf{a}_y$ 在线性化后等于

$${}^B \mathbf{a}_x = \theta g \quad (22)$$

$${}^B \mathbf{a}_y = -\varphi g \quad (23)$$

注意到 UAV 在机身固定坐标系内的前进速度 u 为 ${}^B \mathbf{a}_x$ 的积分，而侧向速度 v 为 ${}^B \mathbf{a}_y$ 的积分，因此方程 22 和 23 可重写为

$$\dot{u} = \theta g \quad (24)$$

$$\dot{v} = -\varphi g \quad (25)$$

建立子系统的下一个状态变量和修正输入：

$$\mathbf{x}_x = [{}^B x_I \ u]^T, \mathbf{u}_x = \theta \quad (26)$$

其中， ${}^B x_I$ 表示根据机身固定坐标系方向描述的惯性位置的 x 坐标，下面是将位置的 ${}^B x_I$ 坐标与俯仰角 θ 相联系的状态空间表示法

$$\dot{\mathbf{x}}_x = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_x + \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix} \mathbf{u}_x \quad (27)$$

$$\mathbf{y}_x = [1 \ 0] \mathbf{x}_x \quad (28)$$

通过定义以下状态变量和子系统的修正输入

$$\mathbf{x}_y = [{}^B y_I \ v]^T, \mathbf{u}_y = \varphi \quad (29)$$

其中， ${}^B y_I$ 表示根据机身固定方向描述的惯性位置的 y 坐标，该坐标与横滚

角 φ 之间的关系由以下状态空间表示法得出

$$\dot{\mathbf{x}}_y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_y + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \end{bmatrix} \mathbf{u}_y \quad (30)$$

$$\mathbf{y}_y = [1 \ 0] \mathbf{x}_y \quad (31)$$

对偏航角的二阶导数进行线性化处理后得出

$$\ddot{\psi} \cong \frac{\tau_\psi}{I_z} \quad (32)$$

假设子系统的状态变量和输入由以下公式描述

$$\mathbf{x}_\psi = [\psi \ \dot{\psi}]^T, \mathbf{u}_\psi = \tau_\psi \quad (33)$$

使以下状态空间表示成为可能

$$\dot{\mathbf{x}}_\psi = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_\psi + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I_z \end{bmatrix} \mathbf{u}_\psi \quad (34)$$

$$\mathbf{y}_\psi = [1 \ 0] \mathbf{x}_\psi \quad (35)$$

第三章 状态估计

3.1 姿态滤波器

卡尔曼滤波器被广泛用于传感器融合以估算姿态，但由于实际原因，我们选择了 Madgwick et al. (2011) 开发的方位滤波器，因为它能减少计算量。计算使用四元数表示法，通过优化梯度下降算法融合陀螺仪、加速度计和磁力计的测量结果。

3.2 卡尔曼滤波器

Kalman (1960) 提出，在零均值高斯过程和传感器噪声（分别为 w 和 α ）的假设条件下，该滤波器具有统计学基础，是线性系统最优随机估计的解决方案，其目标位最小化估计均方误差。为估计速度，考虑以下带噪声扰动的可观测子系统：

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x} + w \quad (36)$$

$$\mathbf{y} = [1 \ 0] \mathbf{x} + \alpha \quad (37)$$

其中，第一个状态变量为惯性坐标 (x, y, z) 之一，其测量值可通过传感器获得；

第二个状态变量为各自惯性速度 $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ 。机身速度 u 和 v 的估计值通过以下旋转得到：

$$\begin{bmatrix} \hat{u} \\ \hat{v} \end{bmatrix} = {}^B R_{I_{ij}} [\hat{x} \ \hat{y} \ \hat{z}]^T, i \in \{1, 2\}, j \in \{1, 2, 3\} \quad (38)$$

第四章 控制

线性二次调节器是一种使用全状态反馈的优化控制器，是优化过程的解决方案，其中系统动力学施加约束。对于用状态空间表示法描述的系统

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (39)$$

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (40)$$

最优调节器问题决定增益矩阵 \mathbf{K} ，它是最优控制向量的组成部分

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{Kx}(t) \quad (41)$$

以确保性能指标最小化

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Qx} + \mathbf{u}^T \mathbf{Ru}) dt \quad (42)$$

其中，第一个二次项包括实对称状态权重矩阵 \mathbf{Q} ，第二个二次项包括实对称控制权重矩阵 \mathbf{R} ：

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \quad (43)$$

其中，正定矩阵 \mathbf{P} 来自稳态 Riccati 方程：

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{PA} - \mathbf{PB} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (44)$$

为处理扰动效应和稳态误差，在控制结构中嵌入一个积分器。该积分器可增强控制系统鲁棒性，消除恒定扰动造成的稳态误差。参考信号用 \mathbf{r} 表示，系统输出 \mathbf{y} 与参考信号 \mathbf{r} 间的误差为加入参考积分器后状态空间变量的时间导数 ξ 。由此得到的调节器矩阵为

$$\bar{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \bar{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (45)$$

最优增益的计算方法是直接应用前面介绍的 LQR 增益计算方法。获得的最优增益矩阵

$$\bar{\mathbf{K}} = [\mathbf{K} \ -\mathbf{k}_I] \quad (46)$$

由状态变量增益向量 \mathbf{K} 和积分动作增益 \mathbf{k}_I 构成。无人机位置的要求为，当系统受到恒定输入时，没有超调和零稳定误差。姿态环负责 UAV 稳定，必须更快处理惯性坐标系 x 和 y 方向平移控制产生的参考。因此，俯仰 θ 和横滚 ϕ 子系统必须做出时间响应，稳定时间小于一秒，稳态误差为零。至于偏航 ψ 子系统，由于

它在无人机稳定方面的作用不如其他 Euler 角那样重要，而且当该子系统受到扰动时，过激响应可能会影响其他子系统，因此除稳态误差为零外，它的响应无需具有这些特征。利用表 1 中详述的 Q 和 R 矩阵得到的阶跃响应见图 1。图 3 显示了根据表 1 详细列出的 Q 矩阵和 R 矩阵得到的阶跃响应。

表 1 计算每个子系统的最优增益时使用的 Q 矩阵和 R 矩阵

Subsystem	Q	R
Pitch	$\text{diag}(25, 1, 1500)$	200
Roll	$\text{diag}(25, 1, 1500)$	200
Yaw	$\text{diag}(7, 1, 15)$	1
X Position	$\text{diag}(15, 1, 10)$	1000
Y Position	$\text{diag}(15, 1, 10)$	1000
Height	$\text{diag}(5, 1, 3)$	3

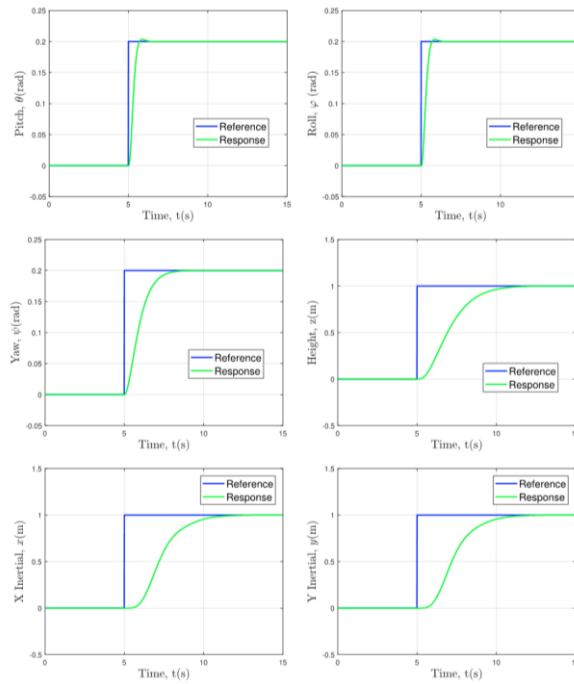


图 3 使用所设计的控制器进行仿真时获得的阶跃响应。从左到右，从上到下：(a) 俯仰；(b) 横滚；(c) 偏航；(d) 高度；(e) X 惯性和(f) Y 惯性

第五章 仿真结果

为评估所提出的控制结构性能，我们创建了一个轨迹，并将其作为子系统的参考。此外，为研究传感器噪声的影响，还加入以零均值高斯白噪声为模型的噪声干扰。该轨迹的偏航角恒定为零，除起飞部分外，由速度恒定为 $0.05 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的直线段和角速度恒定为 $0.05\pi \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$ 的半圆段组成。从图 4 中可得出结论，所采用的控制结构可以很好跟踪轨迹。由于控制结构中的积分器只能消除恒定参考的稳态误差，因此时间响应对恒定速度参考具有稳态误差。尽管如此，一旦用恒定参考点跟踪斜坡参考点，响应就会无误差地收敛到期望坐标。关于偏航角的时间响

应，可看出，由于模块没有超过百分之一度，因此达到了目的。

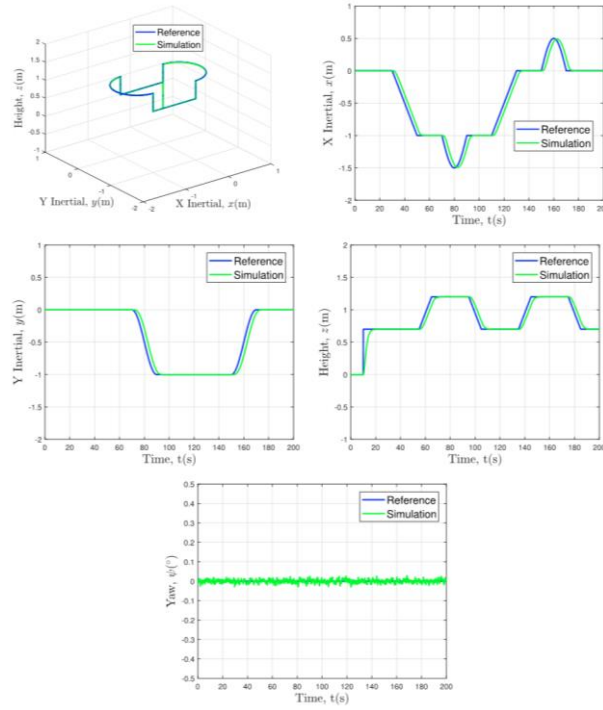


图 4 仿真轨迹跟踪过程中获得的响应。从左到右，从上到下：(a)三维空间中的轨迹跟踪；(b)X 惯性；(c)Y 惯性；(d)高度和(e)偏航角。

第六章 实现

Parrot AR. Drone 2.0 被选为测试提出的控制系统解决方案的 UAV。这种市售的四旋翼飞行器拥有一个机载惯性测量单元和一个声纳板。惯性测量单元由一个三轴加速度计、一个三轴陀螺仪和一个气压传感器组成。声纳板配备了两个超声波传感器和一个三轴指南针。这些传感器可测量加速度、角速度、UAV 高度和磁场。飞行器的惯性位置由运动捕捉系统给出。为在四旋翼飞行器中实现控制结构，使用 Lee (2016) 开发的“AR Drone 2.0 Quadcopter Embedded Coder”。该 Simulink 项目可直接访问四旋翼飞行器的传感器和执行器。执行器的脉宽调制指令是通过实验确定的关系，根据控制律产生的推力和力矩计算得出的。更多详情请参见 Martins (2019)。该四旋翼飞行器的相关物理量详见表 2。

表 2 AR Drone 2.0 的重要物理量

L (m)	m (kg)	I_x ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	I_y ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)	I_z ($\text{kg} \cdot \text{m}^2$)
0.127	0.460	2.24×10^{-3}	2.90×10^{-3}	5.30×10^{-3}

第七章 实验结果

实验结果如图 5 所示。测试轨迹与仿真轨迹相同，可验证四旋翼飞行器的跟踪性能良好。需强调的是：在图中显示的结果中存在起飞，高度计无法测量低于 30 cm 的高度，而且使用了更重的电池，导致推力值增加。不过，尽管无人驾驶飞行器的总质量发生变化，但由于包含积分动作，结果并没有变差。在 UAV 上熟悉爱你时，必须对控制器进行调整。调整时使用的矩阵 Q 和 R 详见表 3。

表 3 用于调整 UAV 控制器的 Q 和 R 矩阵

Subsystem	Q	R
Yaw	diag(18, 2, 2)	30
X Position	diag(3, 1, 2)	300
Y Position	diag(3, 1, 2)	500
Height	diag(3, 1, 1)	1

通过比较 UAV 的结果和仿真响应，两者之间的相似性显而易见，这表明所考虑的非线性模型具有令人满意的接近度。图 5 显示了轨迹跟踪期间（从 20 s 开始）惯性坐标和偏航角绝对误差的柱状图。尽管实际系统中的偏差较大，但仍被认为有所减小。位置直方图中可见的局部最大值是跟踪斜坡输入时静态误差的结果。不过，所有这些坐标的最大误差都近似为零，这表明控制系统有能力将这些坐标保持在恒定值。惯性坐标 x 的偏差较大，这也是意料之中的，因为该子系统的要求更高。偏航角的数值表明，为该欧拉角确定的目标已经实现。

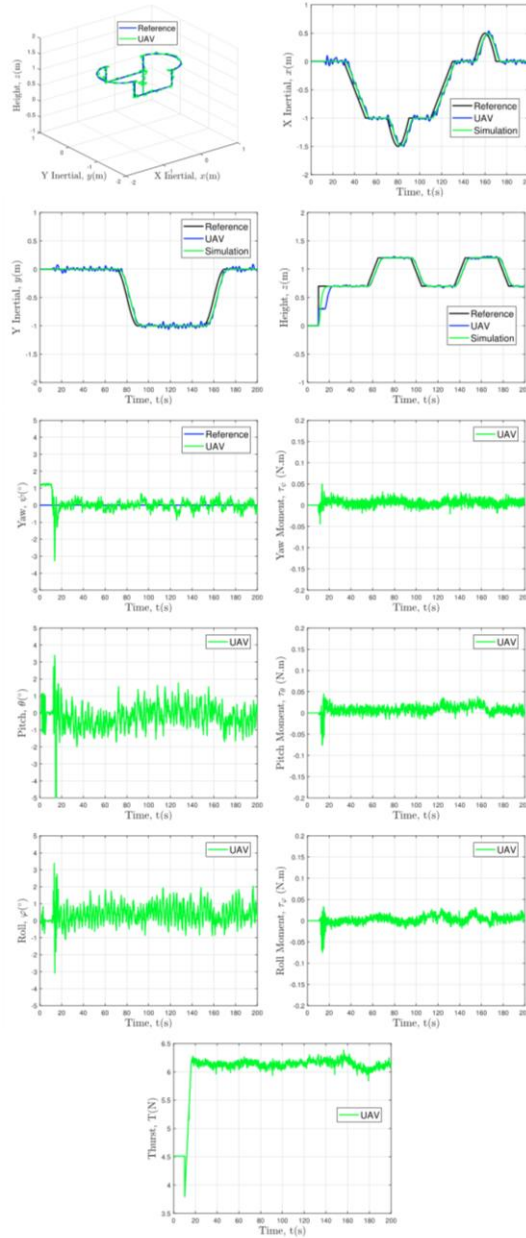


图 5 无人机在轨迹跟踪过程中获得的响应和动作。从左到右，从上到下：(a) 三维空间中的轨迹跟踪；(b) X 惯性；(c) Y 惯性；(d) 高度；(e) 偏航角；(f) 偏航力矩；(g) 俯仰角；(h) 俯仰力矩；(i) 横滚角；(j) 横滚力矩和 (k) 推力。