

文章编号 1004-924X(2012)11-2450-09

# Hex-Rotor 无人飞行器及其飞行控制系统设计

官 勋<sup>1</sup>, 白 越<sup>2\*</sup>, 赵常均<sup>2</sup>, 高庆嘉<sup>2</sup>, 彭 程<sup>1</sup>, 田彦涛<sup>1</sup>

(1. 吉林大学 通信工程学院, 吉林 长春 130025;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**提出了一种 Hex-Rotor 无人飞行器以克服现有多旋翼飞行器的欠驱动和强耦合特性对其飞行控制效果的影响, 利用 6 个旋翼独特的结构配置来保证飞行器独立控制空间六自由度的能力。介绍了这种新型飞行器的结构特点并建立其动力学模型, 引入滤波反步法与自抗扰算法设计了具有双环并行结构的飞行控制系统, 在数字仿真中实现了飞行器的空间六自由度独立控制并克服了未知外部扰动以及模型不确定性带来的影响。结果显示, 原型机试飞实验中, 飞行器的水平位移跟踪误差不超过  $\pm 4$  m, 高度误差不超过  $\pm 3$  m, 姿态角误差不超过  $\pm 0.05$  rad, 均保持在传感器的测量误差范围内, 飞行器较为准确地跟踪了期望指令。仿真和实验结果证明了该新型 Hex-Rotor 飞行器具有期望的六自由度独立控制能力, 建立的数学模型准确, 设计的飞行控制系统能够实现轨迹与姿态跟踪飞行。

**关键词:**多旋翼飞行器; 滤波反步法; 自抗扰技术; 双环并行结构

**中图分类号:** V279; V249.122 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20122011.2450

## Hex-Rotor aircraft and its autonomous flight control system

GONG Xun<sup>1</sup>, BAI Yue<sup>2\*</sup>, ZHAO Chang-jun<sup>2</sup>, GAO Qing-jia<sup>2</sup>, PENG Cheng<sup>1</sup>, TIAN Yan-tao<sup>1</sup>

(1. School of Telecommunication Engineering, Jilin University, Changchun 130025, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,

Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

\* Corresponding author, E-mail: baiy@ciomp.ac.cn

**Abstract:** A novel Hex-Rotor aircraft was proposed to overcome the effect of under-actuation and strong coupling characteristics on the flight performance of existing multi-rotor aircrafts. Based on the unique configuration of six driving rotors, the Hex-Rotor aircraft has the ability to control the space 6-DOF channels independently. First, the structures and characteristics of the Hex-Rotor aircraft were introduced and its dynamic model was established. Then, an autonomous flight control system with a parallel double-loop structure was designed, in which the command-filter backstepping approach was introduced into the attitude stability augmentation control loop, and the translational controller based on the active disturbance rejection control technique was used in the position loop. Finally, the total independent control of the aircraft on 6-DOF channels was achieved in the numerical simulation and

收稿日期: 2012-05-21; 修订日期: 2012-07-17.

基金项目: 中科院知识创新工程方向性项目 (no. yyyj-1112)

the influences of unknown external disturbances and model uncertainties on the flight control performance were overcome. The prototype experiment results indicate that the horizontal tracking errors, altitude errors and attitude errors for the aircraft are limited in  $\pm 4$  m,  $\pm 3$  m, and  $\pm 0.05$  rad, respectively, which are all according with the precision ranges of measurement units and mean that the prototype has tracked the reference translational and attitude commands accurately. The simulation and experimental results verify that the designed Hex-Rotor aircraft has desired maneuvering capability, and the control system is able to guarantee the autonomous tracking flight of the aircraft.

**Key words:** multi-rotor aircraft; command-filter backstepping; active disturbance rejection control; parallel double-loop structure

## 1 引 言

微型多旋翼无人飞行器具有体积小、重量轻、结构简单以及飞行机动能力强等特点,在军事与民事领域有着广泛的应用前景,引起科研人员越来越多的重视。

目前,对于多旋翼飞行器的研究主要集中于一种四旋翼飞行器的相关控制理论与原型机设计制造上,并取得了大量的研究成果。Castillo 等<sup>[1]</sup>对四旋翼飞行器的动力学特性进行了研究,基于 Lagrange 方程建立了飞行器的数学模型;Zhang<sup>[2]</sup>设计了四旋翼飞行器的滑模反馈控制器,克服了未知扰动的影响来保证飞行器的稳定性;Das 等<sup>[3]</sup>设计了基于零动态稳定的动态逆控制策略,解决了四旋翼系统中的非线性耦合问题;Zuo<sup>[4]</sup>针对飞行器的欠驱动特性,设计了一种双环嵌套式的控制结构;Zairi 和 Hazry<sup>[5]</sup>设计了基于神经网络的模型参考自适应控制算法;Chen 等<sup>[6]</sup>则将 SOIT-II 型模糊神经网络<sup>[7]</sup>引入飞行器的控制系统中,进一步提高了控制效果。

四旋翼飞行器是一种具有欠驱动、强耦合特性的非线性系统。虽然在已有的研究中,通过控制算法的设计有效地抑制了两者对于飞行控制效果的影响,但并没有从根本上消除其对飞行器的作用。状态之间的强耦合性,使得飞行器从本质上“难控”;而欠驱动特性则显著地制约了飞行器的飞行机动能力。针对这一问题,本文提出一种全新结构的 Hex-Rotor 无人飞行器,通过独特的旋翼配置方式,使飞行器具有真正的 6 自由度独

立控制的能力。文中具体介绍了这种 Hex-Rotor 飞行器的结构特点及动力学特性,并设计了一套基于双环并行结构的自主飞行控制系统。数值仿真实验与原型机试飞实验的结果都证明这种新型的多旋翼飞行器具有期望的机动性能,所设计的控制系统能够克服模型参数的不确定性与未知扰动带来的影响,实现了飞行器姿态转动与位置平动的独立控制。

## 2 Hex-Rotor 飞行器的动力学分析

### 2.1 新型 Hex-Rotor 飞行器的结构特点

新型 Hex-Rotor 飞行器的结构如图 1 所示,6 个等长轻质杆围绕飞行器中心点均匀分布构成

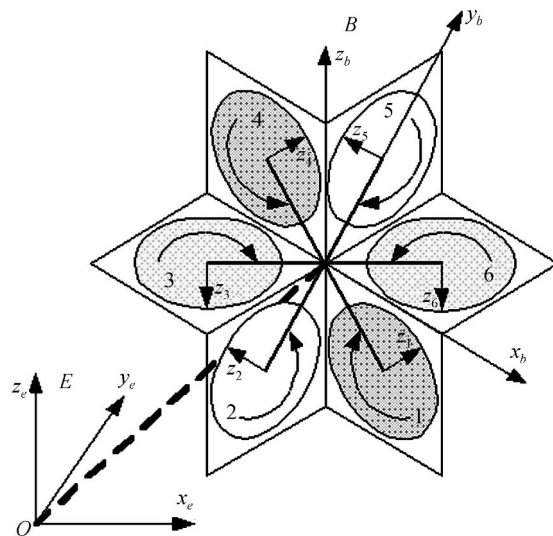


图 1 新型 Hex-Rotor 飞行器的结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of novel Hex-Rotor aircraft

飞行器的机体平面;6 组旋翼驱动单元垂直安装于各个连杆的末端,其中旋翼 1、3、5 顺时针旋转,旋翼 2、4、6 逆时针旋转;旋翼转轴与机体平面成  $\gamma(0 < \gamma < 90^\circ)$  角,且相邻的 2 个旋翼转轴指向相反。依靠这种新颖的布局结构,飞行器通过调整 6 个旋翼的转速,就可以实现空间 6 自由度运动的任意配置(在旋翼的驱动能力范围之内)。

## 2.2 旋翼作用在飞行器上的力与力矩

首先定义各个旋翼在机体坐标系上的位置向量  $\mathbf{D}_i \in \mathbf{R}^3$  与方向向量  $\mathbf{N}_i \in \mathbf{R}^3$ ,其中  $i=1,2,\dots,6$  代表旋翼编号。由飞行器的结构示意图 1 可以得到:

$$\mathbf{D}_1 = [\sqrt{3}/2 \quad -1/2 \quad 0]^T l,$$

$$\mathbf{D}_2 = [0 \quad -1 \quad 0]^T l,$$

$$\mathbf{D}_3 = [-\sqrt{3}/2 \quad -1/2 \quad 0]^T l,$$

$$\mathbf{D}_4 = [-\sqrt{3}/2 \quad 1/2 \quad 0]^T l,$$

$$\mathbf{D}_5 = [0 \quad 1 \quad 0]^T l,$$

$$\mathbf{D}_6 = [\sqrt{3}/2 \quad 1/2 \quad 0]^T l.$$

其中,  $l$  表示旋翼与飞行器中心点的距离;以及

$$\mathbf{N}_1 = \mathbf{N}_4 = [\sin\gamma/2 \quad \sqrt{3}\sin\gamma/2 \quad \cos\gamma]^T$$

$$\mathbf{N}_2 = \mathbf{N}_5 = [-\sin\gamma \quad 0 \quad \cos\gamma]^T$$

$$\mathbf{N}_3 = \mathbf{N}_6 = [\sin\gamma/2 \quad -\sqrt{3}\sin\gamma/2 \quad \cos\gamma]^T$$

旋翼  $i$  产生的升力  $f_i$  与反扭力矩  $\tau_i$  可表示为:

$$f_i = k_1 \Omega_i^2, \tau_i = (-1)^{i-1} k_2 \Omega_i^2, \quad (1)$$

其中,  $\Omega_i$  表示旋翼  $i$  的转速,逆时针为正方向;  $k_1$  为升力系数,  $k_2$  为反扭力矩系数;  $(-1)^{i-1}$  表示反扭力矩的方向。进一步得到旋翼作用在飞行器上的合力  $\mathbf{F}$  与合力矩  $\mathbf{M}$  在机体坐标系下的表达式为:

$$\mathbf{F} = \sum_{i=1}^6 \mathbf{F}_i = \sum_{i=1}^6 \mathbf{N}_i \cdot f_i, \\ \mathbf{M} = \sum_{i=1}^6 (\mathbf{D}_i \cdot \mathbf{F}_i + \mathbf{N}_i \cdot \tau_i), \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{F}_i$  代表  $f_i$  在机体坐标系上的投影,  $\mathbf{D}_i \cdot \mathbf{F}_i$  表示旋翼升力产生的力矩。

## 2.3 Hex-Rotor 飞行器的动力学模型

微小型无人飞行器可被视为具有空间 6 自由度的刚体,其在空间的任意运动可被视为质心的水平运动和绕质心转动的合成运动<sup>[8]</sup>。

选取地面坐标系  $E$  以及飞行器机体坐标系  $B$ (如图 1)作为参考坐标系建立飞行器的动力学模型。定义飞行器质心的空间位置为  $\mathbf{P} = [x, y, z]^T$ ,飞行器姿态由欧拉角向量  $\boldsymbol{\eta} = [\varphi, \theta, \psi]^T$  表示。基于 Newton-Euler 公式,在机体坐标系上建立飞行器绕质心转动的动量矩动力学方程:

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \frac{\delta\mathbf{H}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} + \Delta\mathbf{M}, \quad (3)$$

其中,  $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$  表示飞行器相对于机体坐标系  $B$  的转动角速度;  $\Delta\mathbf{M}$  为外部扰动,且满足有界条件  $\|\Delta\mathbf{M}\| \leq \rho$ 。动量矩  $\mathbf{H}$  可以表示为:

$$\mathbf{H} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega} = \mathbf{L}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{I}, \quad (4)$$

其中,  $\mathbf{L}(\boldsymbol{\omega}) = \text{diag}(p, q, r)$  为角速度  $\boldsymbol{\omega}$  的矩阵表示,  $\mathbf{J} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$  与  $\mathbf{I} = [I_x, I_y, I_z]^T$  分别为飞行器转动惯量的矩阵与向量表示。将式(4)代入式(3),得到飞行器绕质心转动的动力学方程为:

$$\mathbf{J} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\text{sk}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{L}(\boldsymbol{\omega}) \cdot \mathbf{I} + \mathbf{M} + \Delta\mathbf{M}, \quad (5)$$

其中,  $\text{sk}(\boldsymbol{\omega})$  为斜对称矩阵<sup>[1]</sup>。欧拉角变化率  $\dot{\boldsymbol{\eta}}$  与飞行器角速度  $\boldsymbol{\omega}$  之间的关系为:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{T} \cdot \boldsymbol{\omega}, \quad (6)$$

其中,  $\mathbf{T}$  为姿态转移矩阵<sup>[1]</sup>。

建立飞行器在地面坐标系上的动力学方程:

$$m \cdot \ddot{\mathbf{P}} = \mathbf{R} \cdot \mathbf{F} + \mathbf{G}, \quad (7)$$

式(7)中,  $\mathbf{R}$  代表从机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵<sup>[1]</sup>,  $\mathbf{G}$  为飞行器所受重力。将式(2)代入式(7)得到其在地面坐标各轴上的分量表达:

$$\begin{cases} m \ddot{x} = F_x \cos\psi \cos\theta + F_y (-\sin\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\varphi) + \\ \quad F_z (\sin\psi \sin\varphi + \cos\psi \sin\theta \cos\varphi) \\ m \ddot{y} = F_x \sin\psi \cos\theta + F_y (\cos\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\varphi) + \\ \quad F_z (-\cos\psi \sin\varphi + \sin\psi \sin\theta \cos\varphi) \\ m \ddot{z} = -F_x \sin\theta + F_y \cos\psi \sin\varphi + F_z \cos\theta \cos\varphi - mg \end{cases}, \quad (8)$$

式中,  $F_x, F_y, F_z$  表示合力  $\mathbf{F}$  在机体坐标系各轴上的分量。

对比已有的四旋翼飞行器,由 Hex-Rotor 飞行器的动力学模型(5)、(6)及(8)可以看出,新型飞行器从本质上消除了欠驱动特性,能够通过解耦补偿实现 6 个自由度上的独立控制。

### 3 Hex-Rotor 飞行器的飞行控制系统

由其动力学模型可知,Hex-Rotor 飞行器的姿态控制系统可视为独立的子系统,平动控制受到姿态因素的耦合影响。为实现飞行器姿态与平动的独立控制,构建如图 2 所示的双环并行闭环飞行控制系统。

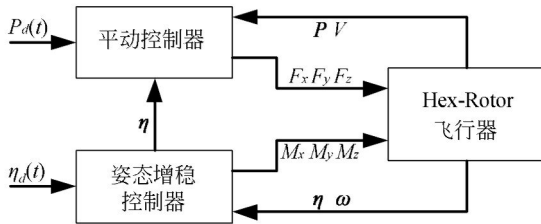


图 2 具有并行结构的闭环飞行控制系统示意图  
Fig. 2 Schematic diagram of closed-loop flight control system with parallel structure

整个控制系统由并行的平动控制器与姿态增稳控制器组成。其中,姿态增稳控制器利用飞行器的姿态信息与期望的姿态指令确定控制力矩;平动控制器利用位置与速度的信号并结合姿态信息计算旋翼需要提供的合力。

#### 3.1 飞行器的姿态增稳控制

本小节中引入带有滤波环节的反步控制算法<sup>[9]</sup>设计姿态增稳控制器,以克服模型不确定性与未知扰动的影响,保证飞行器姿态  $\eta$  的跟踪输入参考信号  $\eta_d = [\varphi_d, \theta_d, \psi_d]^T$ 。

定义第一步的误差为  $e_1 = \eta - \eta_d$ ,则由式(6)得到其导数

$$\dot{e}_1 = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d = T \cdot \omega - \dot{\eta}_d = T \cdot e_2 + T \cdot \omega_d - \dot{\eta}_d, \quad (9)$$

其中,  $\omega_d$  表示引入的虚拟控制量,  $e_2 = \omega - \omega_d$  表示第二步的角速度跟踪误差。选择虚拟控制量:

$$\omega_d = T^{-1}(-K_1 \cdot e_1 + \dot{\eta}_d), \quad (10)$$

可以保证当  $e_2 = 0$  时, Lyapunov 函数  $V_1 = e_1^T e_1 / 2$  的导数  $\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 \leq 0$ , 即可保证  $e_1$  最终收敛到 0。

为了避免在第二步中计算  $\omega_d$  的导数带来的大量计算量,在这里加入一个二阶的滤波环节

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \omega_n x_2 \\ \dot{x}_2 = -2\zeta \omega_n x_2 - \omega_n(x_1 - \omega_d) \end{cases}, \quad (11)$$

并定义  $\omega_c = \bar{x}_1, \dot{\omega}_c = \omega_n \bar{x}_2$  作为虚拟控制量  $\omega_d$  及其导数  $\dot{\omega}_d$  的逼近。定义辅助角速度跟踪误差:

$$\bar{e}_2 = \omega - \omega_c, \quad (12)$$

则由式(6)与式(11)可以得到其导数满足:

$$J \cdot \dot{\bar{e}}_2 = (-sk(\omega)L(\omega) - L(\dot{\omega}_c))I + M + \Delta M. \quad (13)$$

在实际情况下,一般无法精确测量飞行器的转动惯量,因此,可采用估计值  $\bar{I}$  来代替  $I$ , 且有:

$$\dot{\bar{I}} = -K_3((\bar{I} - I_0) - (sk(\omega) \cdot L(\omega))^T \bar{e}_2), \quad (14)$$

其中,  $I_0$  表示对  $I$  的初始估计。扰动力矩  $\Delta M$  的上界  $\rho$  也无法准确得知,同样引入自适应估计值  $\bar{\rho} = \gamma(-(\bar{\rho} + \rho_0) + \|\bar{e}_2\|^2 / (\|\bar{e}_2\|^2 + \epsilon_1^2))^{1/2}$ 。

$$(15)$$

其中,  $\rho_0$  表示对  $\rho$  的初始估计值,  $\gamma$  表示逼近速度,  $\epsilon_1$  可取一个小整数。

为克服滤波环节对角度跟踪误差  $e_1$  收敛特性的影响,引入补偿量

$$\dot{\alpha} = -K_1 \alpha + T(\omega_c - \omega_d), \quad (16)$$

并定义辅助角度跟踪误差为  $\bar{e}_1 = \eta - \eta_d - \alpha$ , 其关于时间的导数可以表示为:

$$\dot{\bar{e}}_1 = -K_1 \bar{e}_1 + T \bar{e}_2. \quad (17)$$

定义一个 Lyapunov 函数

$$\bar{V}_2 = \frac{1}{2} \bar{e}_1^T \bar{e}_1 + \frac{1}{2} \bar{e}_2^T J \bar{e}_2 + \frac{1}{2} \bar{I}^T K_3^{-1} \bar{I} + \frac{1}{2} \gamma \bar{\rho}^2, \quad (18)$$

其中,  $\tilde{\rho} = \rho - \bar{\rho}, \tilde{I} = I - \bar{I}, K_3$  表示一个正定的对角系数矩阵。则在控制算法

$$M = -K_2 \bar{e}_2 - \frac{\tilde{\rho} e_2}{\|\bar{e}_2\|^2 + \epsilon_1^2} -$$

$$T \bar{e}_1 + (sk(\omega)L(\omega) + L(\dot{\omega}_c))\bar{I}, \quad (19)$$

的作用下,并代入式(13)、式(14)、式(15)以及式(17),式(18)的导数可表示为:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}}_2 = & \bar{e}_1^T \dot{\bar{e}}_1 + \bar{e}_2^T J \dot{\bar{e}}_2 - \frac{1}{\gamma} (\rho - \bar{\rho}) \dot{\rho} - \\ & (I - \bar{I})^T K_3^{-1} \dot{\bar{I}} \leq -\bar{e}_1^T K_1 \bar{e}_1 + \bar{e}_1^T T \bar{e}_2 - \\ & \bar{e}_1^T T \bar{e}_2 - \\ & \bar{e}_2^T K_2 \bar{e}_2 + \tilde{\rho}(\bar{\rho} - \rho_0) + \tilde{I}^T (\bar{I} - I_0) + \\ & \rho \epsilon_1 \leq -\bar{e}_1^T K_1 \bar{e}_1 - \bar{e}_2^T K_2 \bar{e}_2 - \frac{1}{2} \tilde{I}^T \cdot \tilde{I} - \\ & \frac{1}{2} \tilde{\rho}^2 + \rho \epsilon_1 + \frac{1}{2} (\rho - \rho_0)^2 + \frac{1}{2} (I - I_0)^T \\ & \cdot (I - I_0) \leq -\tau_1 \bar{V}_2 + \tau_2 \end{aligned}$$

其中

$$\tau_1 = \min\{2\lambda_{\min}(\mathbf{K}_1), 2\lambda_{\min}(\mathbf{J}^{-1}\mathbf{K}_2), \lambda_{\min}(\mathbf{K}_3), \gamma\},$$

$$\tau_2 = \rho\boldsymbol{\varepsilon}_1 + (\rho - \rho_0)^2/2 + (\mathbf{I} - \mathbf{I}_0)^T \cdot (\mathbf{I} - \mathbf{I}_0)/2.$$

由此可以得到,  $\bar{\mathbf{V}}_2$  将最终收敛到区间  $\Omega$  内

$$\Omega = \{e_\eta, e_\omega, \tilde{\boldsymbol{\rho}}_1, \tilde{\boldsymbol{\rho}}_2, \tilde{\mathbf{I}} | \mathbf{V}_2 \leq \tau_2 / \tau_1\},$$

即在式(19)的控制下, 跟踪误差  $\bar{e}_1$  与  $\bar{e}_2$  以及自适应估计值  $\bar{\boldsymbol{\rho}}$  与  $\bar{\mathbf{I}}$  都保证了有界收敛, 且跟踪的精度取决于对于转动惯量和扰动力矩上界的初始估计精度。进一步根据奇异值扰动定理以及文献[9]中的推导公式可知飞行器的姿态跟踪误差  $e_1$  与  $e_2$  也能保证有界收敛。

### 3.2 飞行器的平动控制

考虑姿态的耦合效应对飞行器平动的影响, 设计基于自抗扰算法(ADRC)<sup>[10-12]</sup>的平动控制系统。结构示意图如图 3 所示。

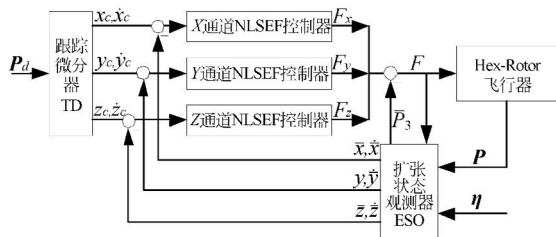


图 3 飞行器平动控制系统结构示意图

Fig. 3 Structure diagram of control system for aircraft

控制系统包括 3 部分: 跟踪微分器(TD)、扩张的状态观测器(ESO)以及非线性状态误差反馈控制算法(NLSEF)。

首先引入一个跟踪微分器单元, 跟踪参考轨迹信号  $\mathbf{P}_d$ , 并安排预期的动态跟踪特性。其主要作用在于柔化  $\mathbf{P}_d$  的变化, 以减少系统输出的超调, 增强控制器的鲁棒性。在这里基于二阶最速开关系统, 可以得到如下二阶跟踪微分器:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}}_c^1 = \mathbf{P}_c^2 \\ \dot{\mathbf{P}}_c^2 = -\mathbf{R} \cdot \text{sat}(\mathbf{P}_c^1 - \mathbf{P}_d(t) + \|\mathbf{P}_c^2\|^2 \mathbf{R}^{-1}/2, \boldsymbol{\delta}) \end{cases}, \quad (20)$$

其中,  $\mathbf{P}_c^1 = [x_c, y_c, z_c]^T$  与  $\mathbf{P}_c^2 = [\dot{x}_c, \dot{y}_c, \dot{z}_c]^T$  表示对参考轨迹  $\mathbf{P}_d$  及其微分  $\dot{\mathbf{P}}_d$  的逼近,  $\mathbf{R}$  表示逼近收敛的速度, 线性饱和函数  $\text{sat}(\mathbf{A}, \boldsymbol{\delta})$  可表示为:

$$\text{sat}(\mathbf{A}, \boldsymbol{\delta}) = \begin{cases} \text{sign}(\mathbf{A}), & |\mathbf{A}| > \boldsymbol{\delta} \\ \mathbf{A}/\boldsymbol{\delta}, & |\mathbf{A}| \leq \boldsymbol{\delta}, \boldsymbol{\delta} > 0 \end{cases}$$

设计一个扩张的状态观测器环节, 可表示为:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \bar{\mathbf{P}}_1 - \mathbf{P}$$

$$\dot{\bar{\mathbf{P}}}_1 = \dot{\bar{\mathbf{P}}}_2 - \boldsymbol{\beta}_1 \cdot \boldsymbol{\varepsilon}$$

$$\dot{\bar{\mathbf{P}}}_2 = \dot{\bar{\mathbf{P}}}_3 - \boldsymbol{\beta}_2 \cdot \text{fal}(\boldsymbol{\varepsilon}, \alpha_1, \delta) + \mathbf{R} \cdot \mathbf{F} + \mathbf{G},$$

$$\dot{\bar{\mathbf{P}}}_3 = -\boldsymbol{\beta}_3 \cdot \text{fal}(\boldsymbol{\varepsilon}, \alpha_2, \delta)$$

(21)

其中,  $\boldsymbol{\beta}_1, \boldsymbol{\beta}_2, \boldsymbol{\beta}_3$  为正定的对角矩阵,  $\text{fal}(\cdot)$  函数为

$$\text{fal}(\boldsymbol{\varepsilon}, \alpha, \delta) = \begin{cases} |\boldsymbol{\varepsilon}|^\alpha \text{sign}(\boldsymbol{\varepsilon}), & |\boldsymbol{\varepsilon}| > \delta \\ \boldsymbol{\varepsilon}/\delta^{1-\alpha}, & |\boldsymbol{\varepsilon}| \leq \delta \end{cases}$$

且有  $0 < \alpha < 1$ 。  $\bar{\mathbf{P}}_1 = [\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}]^T$  与  $\bar{\mathbf{P}}_2 = [\dot{\bar{x}}, \dot{\bar{y}}, \dot{\bar{z}}]^T$  表示对飞行器位置及速度的估计值, 并利用  $\bar{\mathbf{P}}_3$  估计与补偿耦合因素以及外界扰动组成的“总扰动”, 将整个平动子系统分为 3 个方向上相互独立的通道。

为每一个通道单独设计非线性状态反馈控制器, 并与扩张的状态观测器对“总扰动”的补偿量一起组成飞行器平动控制量。以 X 通道为例

$$F_x = k_x^1 \cdot \text{fal}(e_x^1, \alpha_1, \delta) + k_x^2 \cdot \text{fal}(e_x^2, \alpha_2, \delta), \quad (22)$$

其中,  $e_x^1 = x_c - \bar{x}$  与  $e_x^2 = \dot{x}_c - \dot{\bar{x}}$  代表  $x$  方向上位置与速度的跟踪误差,  $k_x^1$  与  $k_x^2$  为控制系数。

## 4 数字仿真实验

在本小节中, 通过计算机仿真实验对 Hex-Rotor 飞行器的数学模型以及其自主飞行控制系统进行验证。选用原型机真实值作为仿真模型的参数, 具体参数如表 1 所示:

表 1 飞行器仿真模型参数  
Tab. 1 Parameters of Hex-Rotor model

Parameters	Values
Mass $m$	1.25 kg
Distance between motor and COG $l$	0.5 m
Rotational inertia to $x$ -axis $I_x$	$8.1 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
Rotational inertia to $y$ -axis $I_y$	$8.1 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
Rotational inertia to $z$ -axis $I_z$	$14.2 \times 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$
Lift factor $k_1$	$54.2 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s}^{-2}$
Drag factor $k_2$	$1.1 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$

选择飞行器的初始状态为  $\mathbf{P}_0 = [0, 0, 0]^T \text{ m}$ ,  $\boldsymbol{\eta}_0 = [0, 0, 0, 0, 2]^T \text{ rad}$ , 以及自适应算子  $\bar{\mathbf{I}}$  的初值取

为  $\bar{\mathbf{I}}_0 = [0.005, 0.005, 0.005]^T$ 。控制飞行器跟踪空间斜矩形轨迹

$$x_d = \frac{4(t-5)}{5} fsg(t, 5, 10) + 4 fsg(t, 10, 15) + \frac{4(20-t)}{5} fsg(t, 15, 20)$$

$$y_d = \frac{3(t-10)}{5} \cdot fsg(t, 10, 15) + 3 fsg(t, 15, 20) + \frac{3(25-t)}{5} \cdot fsg(t, 20, 25)$$

$$z_d = 2 + \frac{3(t-5)}{5} fsg(t, 5, 10) + 3 fsg(t, 10, 15) + \frac{3(20-t)}{5} fsg(t, 15, 20),$$

其中,函数

$$fsg(x, a, b) = \frac{1}{2} (\text{sign}(x-a) + \text{sign}(b-x))$$

称为区间函数。同时控制滚转角与俯仰角跟踪正弦信号

$$\varphi_d = 0.3 \sin \left[ \frac{\pi}{5} t + \frac{5\pi}{4} \right] \text{rad},$$

$$\theta_d = 0.4 \sin \left[ \frac{\pi}{4} t + \frac{\pi}{3} \right] \text{rad}$$

以及保持偏航角  $\psi_d = 0$ 。

仿真结果显示,飞行器在准确地实现了沿期望矩形轨迹飞行(如图 4 所示)的同时也保证了对参考姿态信号的跟踪(如图 5 所示,其中实线表示参考姿态角,虚线表示实际的姿态角)。图 6 也表明了所设计的自适应算子准确地逼近了飞行器的实际转动惯量。飞行器真正实现了姿态与平动间的解耦,相比现有的四旋翼飞行器,具备了更加灵活的机动性能。

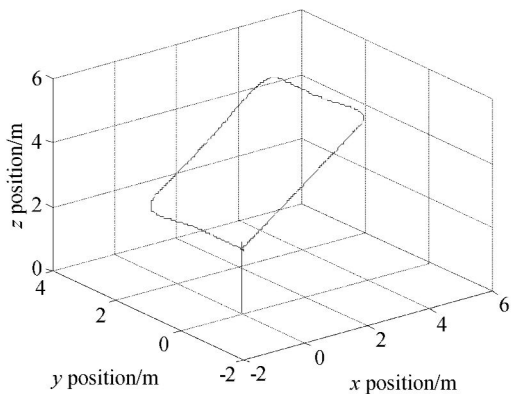
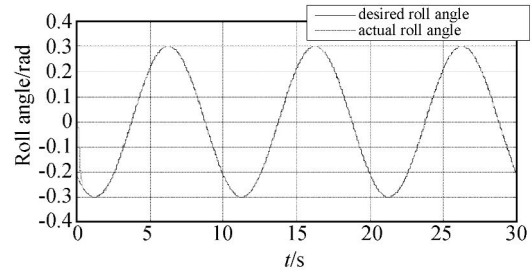
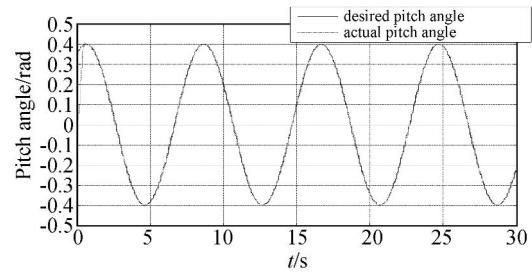


图 4 倾斜矩形轨迹跟踪飞行结果

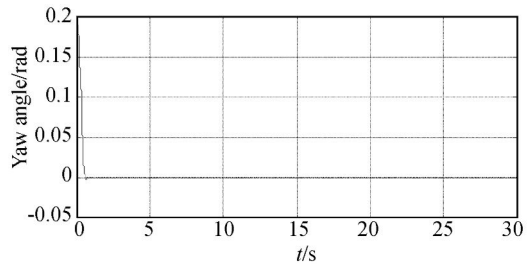
Fig. 4 Tracking results of incline rectangle trajectory



(a)滚转角跟踪曲线  
(a)Tracking curve in roll channel



(b)俯仰角跟踪曲线  
(b)Tracking curve in pitch channel



(c)偏航角曲线  
(c)Tracking curve in yaw channel

图 5 参考姿态角跟踪结果

Fig. 5 Tracking results of reference attitude angles

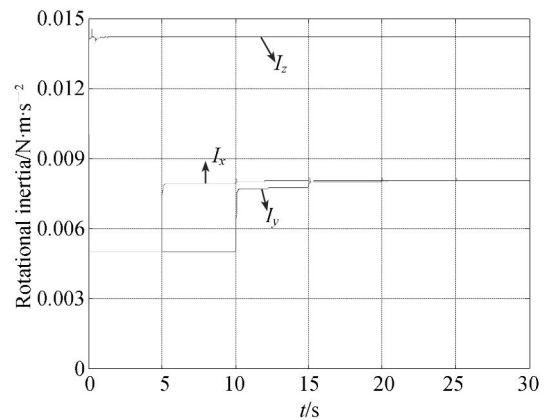


图 6 转动惯量自适应估计结果

Fig. 6 Adaptive estimation results of rotational inertia

## 5 原型机实验

本节将通过 2 次原型机实验对自主飞行控制系统的实用性进行验证。选定飞行器的初始位置作为惯性坐标系原点,初始姿态角为零。第一次实验中,遥控升高至 18 m 后,原型机开始沿圆形轨迹

$$x^2 + (y + 30)^2 = 900$$

自主飞行,并保持高度与姿态角不变。原型机飞行效果如图 7 所示,记录自主飞行阶段的位置与姿态信息如图 8 所示。第二次实验,控制飞行器俯仰角、滚转角跟踪信号  $\varphi_a = 0.3 \sin(\pi/10)$  与  $\theta_a = 0.2 \sin(2\pi/15)$ ,同时保持空中的位置与偏航角不变,记录飞行器数据如图 9 所示。



图 7 原型机飞行效果图

Fig. 7 Flight performance of the prototype

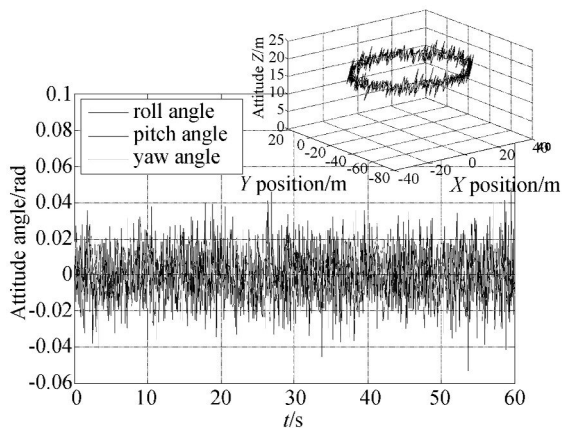


图 8 原型机轨迹跟踪飞行实验

Fig. 8 Flight experiment of prototype trajectory tracking

由图 8 与图 9 可得,2 次实验中,飞行器的水平位移跟踪误差不超过  $\pm 4$  m,高度误差不超过  $\pm 3$  m,姿态角度误差保持在  $\pm 0.05$  rad 内。原型机上使用的测量单元的位置定位精度为  $\pm 3$  m,角度精度为  $\pm 3^\circ$ 。图 8 和图 9 实验结果表明原型机的位置和姿态跟踪误差与传感器的测量误差相当,即可认为飞行器已经较准确地跟踪了期望轨迹与姿态。结果验证了本文所建立的数学模型符合新型 Hex-Rotor 飞行器的真实特性和设计的自主飞行控制系统具有良好的实际控制效果。

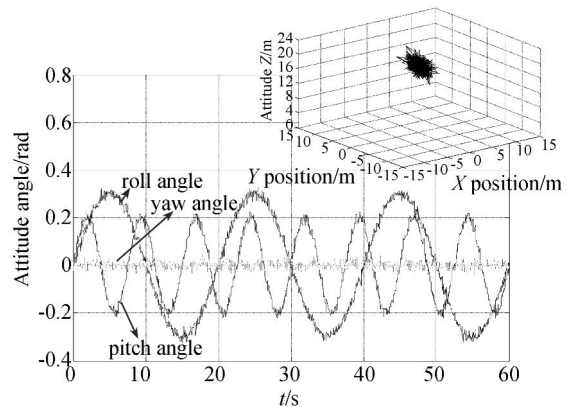


图 9 原型机姿态跟踪实验结果

Fig. 9 Tracking results of prototype attitude tracking

## 6 结 论

本文提出了一种新型 Hex-Rotor 飞行器,利用 6 个旋翼独特的布局结构,为飞行器提供 3 个方向上可任意配置的力与力矩,从本质上消除了已有四旋翼飞行器的欠驱动特性,保证了新型飞行器具有更加灵活的机动性能。专门为其设计的双环并行结构飞行控制系统,实现了飞行器的六自由度独立控制,保证其可独立地跟踪参考轨迹与姿态信号。在原型机实验中,飞行器的水平位移跟踪误差不超过  $\pm 4$  m,高度误差不超过  $\pm 3$  m,姿态角度误差保持在  $\pm 0.05$  rad 内,结果证明了对 Hex-Rotor 飞行器的动力学分析符合其实际特性,设计的飞行控制系统既从理论上解决了姿态与平动的独立控制问题且具有一定的实际应用价值。

## 参考文献:

- [1] CASTILLO P, LOZANO R, DZUL A. Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors[J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2005: 45-55.
- [2] ZHANG R, QUAN Q, CAI K Y. Attitude control of a quadrotor aircraft subject to a class of time-varying disturbances[J]. *IET Control Theory Appl.*, 2011, 5(9): 1140-1146.
- [3] DAS A, SUBBARAO K, LEWIS F. Dynamic inversion with zero-dynamics stabilization for quadrotor control[J]. *IET Control Theory Appl.*, 2009, 3(3): 303-314.
- [4] ZUO Z. Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor [J]. *IET Control Theory Appl.*, 2010, 4(11): 2343-2355.
- [5] ZAIRI S, HAZRY D. Adaptive neural controller implementation in autonomous mini aircraft quadrotor (AMAC-Q) for attitude control stabilization [C]. *Proceedings of 2011 IEEE 7th International Colloquium on Signal Proceeding and its Applications, Penang, Malaysia*, 2011: 84-89.
- [6] CHEN X J, LI D, XU Z J, *et al.*. Robust control of quadrotor MAV using self-organizing interval type-II fuzzy neural networks (SOIT-IIFNNs) controller [J]. *International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics*, 2011, 4(3): 397-412.
- [7] 陈向坚, 李迪, 白越, 等. 模糊神经网络在自适应双轴运动控制系统中的应用[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(7): 1643-1650.
- CHEN X J, LI D, BAI Y, *et al.*. Application of type-II fuzzy neural network to adaptive double axis motion control system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(7): 1643-1650. (in Chinese)
- [8] NIJMEIJER H, VAN DER SHAFT A J. *Nonlinear Dynamic Control Systems*[M]. Springer Verlag, 1990.
- [9] FAEELL J A, POLYCARPOU M, DONG W J. Command filtered backstepping[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(6): 1391-1395.
- [10] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术[J]. *控制工程*, 2002, 9(3): 13-18.
- HAN J Q. From PID technique to “active disturbances rejection control” method[J]. *Control Engineering of China*, 2002, 9(3): 13-18. (in Chinese)
- [11] 邱晓波, 窦丽华, 单东升, 等. 光电跟踪系统自抗扰伺服控制器的设计[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(1): 220-226.
- QIU X B, DOU L H, SHAN D S, *et al.*. Design of active disturbance rejection controller for electro-optical tracking servo system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(1): 220-226.
- [12] 廉明, 韩振宇, 富宏亚. 自抗扰技术在卫星姿态模拟系统中的应用[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(3): 616-622.
- LIAN M, HAN ZH Y, FU H Y. Application of active disturbances rejection control technique to satellite attitude simulation system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(3): 616-622. (in Chinese)

## 作者简介:

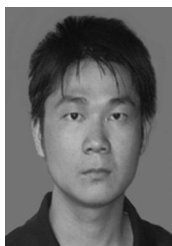


宫 勋(1982—),男,吉林长春人,博士研究生,2008年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要研究微型无人飞行器自动控制。E-mail: as1123@163.com



白 越(1979—),男,辽宁北票人,副研究员,2006年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事微型无人飞行器动力学与控制方面的研究工作。E-mail: baiy@ciomp.ac.cn





赵常均(1986—),男,湖南郴州人,博士研究生,2011年于东北电力大学获得硕士学位,主要从事飞行器控制系统设计。E-mail: ttft1537@sohu.com

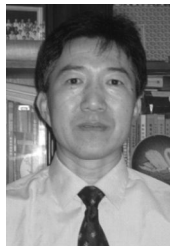


彭程(1987—),女,吉林长春人,博士研究生,2012年于吉林大学获得硕士学位,主要从事模式识别、飞行器自动控制方面的研究。E-mail: as1123@sohu.com



高庆嘉(1983—),男,辽宁丹东人,2010年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位,主要从事永磁电机及飞行器机械结构设计。E-mail: gaoqj@ciomp.ac.cn

导师简介:



田彦涛(1958—),男,教授,1993年于吉林工业大学获得博士学位,主要从事复杂系统建模与优化控制、分布式智能系统与网络控制、智能机器人系统与控制、模式识别与机器视觉方面的研究。E-mail: willer1123@sohu.com

● 下期预告

## 旋转粗糙圆柱的激光散射功率谱分析

武颖丽\*, 吴振森

(西安电子科技大学 理学院, 陕西 西安 710071)

建立了圆柱旋转激光散斑功率谱的理论模型以实现粗糙目标的光学无损测量。首先,根据粗糙面激光散射特征,研究了平行光束照射匀速旋转的圆柱表面时其反射空间形成的动态散斑特性,给出了接收场散斑强度起伏互相关函数及其功率谱密度函数的理论模型,以及动态散斑场的相干长度和接收信号带宽。接着,分析了旋转引起的散斑平移和散斑沸腾对接收信号带宽的影响。最后,测量了旋转圆柱准镜向及漫射部分的散斑图像。结果显示:当 $0.633\ \mu\text{m}$ 入射光波照射半径为 $1\ \text{mm}$ 的圆柱时,频率为 $10\ \text{Hz}$ 的旋转圆柱自相关函数的相关时间约为 $4\ \text{ms}$ ,而 $20\ \text{Hz}$ 的旋转圆柱自相关函数对应的相关时间为 $2\ \text{ms}$ 左右。结果表明,在动态散斑场中,多普勒效应和散斑平移效应引起的带宽约为同一个量级,而散斑沸腾效应可以忽略。