

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2108090

一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机的建模与控制*

陈钢^{1,2,3}, 宋光明^{1,2,3}, 郝爽^{1,2,3}, 顾玥^{1,2,3}, 宋爱国^{1,2,3}

(1. 东南大学仪器科学与工程学院 南京 210096; 2. 东南大学生物电子学国家重点实验室 南京 210096;
3. 东南大学江苏省远程测控技术重点实验室 南京 210096)

摘要:常规旋翼无人机大都采用共线设计,只能产生竖直方向的推力,极大地限制了旋翼无人机在涉及物理交互任务时的应用。针对此问题,研究了一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机,采用旋翼转轴非共线的设计方法,可以实现位置与姿态的独立控制。提出了一种抑制抖振的改进型积分滑模控制器,并与PID控制器、积分反演控制器和传统积分滑模控制器进行对比。仿真结果表明,所提出的改进型积分滑模控制器能够实现旋翼无人机位置与姿态的独立控制,并能够有效克服自身模型参数的不确定性以及外部的风场扰动完成定点悬停与复杂的轨迹跟踪。实物样机实验结果表明,该设计的全驱动旋翼无人机在长距离横向运动时能够保持水平姿态,俯仰角和滚转角误差控制在 $\pm 2^\circ$ 以内。

关键词:全驱动无人机;控制分配;轨迹跟踪;滑模控制;风场扰动

中图分类号: TP242 TH861 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.80

Modeling and control of a fully-actuated hexarotor with double-tilted rotors

Chen Gang^{1,2,3}, Song Guangming^{1,2,3}, Hao Shuang^{1,2,3}, Gu Yue^{1,2,3}, Song Aiguo^{1,2,3}

(1. School of Instrument Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 210096, China; 2. State Key Laboratory of Bioelectronics, Southeast University, Nanjing 210096, China; 3. Jiangsu Key Lab of Remote Measurement and Control, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: Conventional rotor unmanned aerial vehicles (UAV) mostly adopt the collinear design. It can only generate thrust in the vertical direction, which greatly limits its application in the physical interaction tasks. To solve this problem, this article studies a fully-actuated hexarotor with double-tilted rotors. It can realize independent control of position and attitude by adopting the design method of non-collinear rotor shaft. An improved integral sliding mode (ISM) controller with chattering suppression is proposed. It is compared with the PID controller, integral backstepping (IB) controller and traditional integral sliding mode controller. Simulation results show that the proposed improved ISM controller can achieve the independent control of the position and attitude of the rotor UAV, which can effectively overcome the uncertainty of its own model parameters and the external wind field disturbance to complete the fixed-point hovering and complex trajectory tracking. Experimental results of the implemented prototype show that the designed fully-actuated rotor UAV can maintain the horizontal attitude during the long-distance lateral motion. The pitch and roll angle errors are controlled within two degrees.

Keywords: fully-actuated UAV; control allocation; trajectory tracking; sliding mode control; wind field disturbance

0 引 言

近年来,随着控制理论、导航和传感器等技术的飞速发展与应用,旋翼飞行器机器人凭借着飞行模式多样、机动灵活、便于携带等特点引起了国内外各行业的广泛关注,

其实际应用越来越广泛,诸如影视航拍、检查勘测和搜索救援等。随着应用需求的不断扩展,研究者在旋翼无人机上装载作业装置来实现抓取搬运^[1-2]、旋拧阀门^[3]、安插管道^[4]等任务。但由于常规旋翼无人机的欠驱动特性,平移和旋转动力学相互耦合,无法跟踪任意空间轨迹,只能作为一个空中运动平台来搭载作业装置进行作业任务,作业效率低下。

收稿日期:2021-06-14 Received Date: 2021-06-14

* 基金项目:国家自然科学基金(61973076)、江苏省“333工程”(BRA2019044)项目资助

为了解决上述常规旋翼无人机欠驱动特性带来的问题,国内外的学者们开始了对全驱动无人机的相关研究。目前主要分为两类实现方法:1)空间立体结构布局方式,通过增加旋翼数目以及改变旋翼的安装位置来实现全向飞行^[5];2)非共线倾斜旋翼方式,即旋翼能够绕各自的机臂轴方向和垂直于机臂轴的方向倾斜,通过倾斜旋翼改变每个旋翼的推力方向,从而实现三维空间内全姿态 6 自由度(6D)轨迹跟踪能力,又分为动态倾斜旋翼^[6-8]和固定倾斜旋翼^[9-11]两种。由于增加旋翼数目以及动态倾斜旋翼方法需要附加额外的执行机构,机械结构复杂,增加了系统控制的难度和能耗。相反,非共线固定倾斜旋翼实现全驱动方式结构简单,不需要附加额外的执行机构,能耗低并且易于控制,因此本文采用非共线固定倾斜旋翼的方式来实现全驱动无人机。

与常规旋翼无人机相比,双倾斜式全驱动无人机具有不确定性和非线性等特征,加上飞行过程中外部环境例如风场的扰动,加大了其控制器的设计难度^[12]。文献[9]提出了一种非共线固定双倾斜式全驱动六旋翼无人机概念,并设计了一种基于精确反馈线性化的 PID 控制器,仿真结果表明了该方法能够有效实现旋翼无人机的 6 D 轨迹跟踪能力。文献[10]研究了一种基于 SE(3)的几何控制器,能够跟踪全姿态轨迹。文献[11]针对非共线固定倾斜旋翼的旋翼无人机与物理环境的接触问题,设计了一种外环导纳控制器内环几何控制器的双环控制方案。此外,全驱动旋翼无人机的控制算法研究还有阻抗控制^[13]、基于四元数的 P/PID 控制^[14]等。

20 世纪 50 年代,滑模变结构控制由 Utkin 和 Emelyanov 首次提出,这种控制方法通过控制量的切换使系统状态沿着滑模面滑动,对外界干扰和系统的参数不确定性具有很强的鲁棒性,尤其是对非线性系统的控制具有良好的控制效果^[15]。然而滑模变结构控制会带来系统抖振问题,目前常用的减小抖振的方法主要有:趋近律方法、边界层方法^[16]、高阶滑模^[17]等。普通的滑模控制在跟踪任意轨迹时,若存在一定的外部扰动,可能产生稳态误差,不能达到系统的性能指标,而积分滑模变结构控制可有效减小系统的稳态误差。

为了实现双倾斜式全驱动六旋翼无人机的位置与姿态的独立控制,并能够有效克服自身模型参数不确定性与外界环境干扰的影响,本文采用了一种抑制抖振的积分滑模变结构控制方法。首先建立考虑外界风场扰动的双倾斜式全驱动六旋翼无人机的动力学模型;其次针对位置与姿态的独立控制问题,基于所提出来的模型提出一种抑制抖振的积分滑模变结构控制方法并分别设计位置与姿态控制器。最后在仿真实验里验证了本文所提出的一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机能够实现位置与姿态的独立控制,并通过定点悬停和轨迹跟踪实验,检验

了系统的抗扰性与鲁棒性。实物样机实验结果验证了上述方法的有效性,样机在保持姿态水平的同时能够实现独立位置控制。

1 系统建模

假设本文提出的一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机的各部分均为刚体,忽略其弹性形变,且质量分布均匀,机体的质心与 6 个旋翼的中心是共面的。如图 1 所示,定义地球固连坐标系 $F_w: \{O_w: X_w, Y_w, Z_w\}$ 固连于地面,机体坐标系 $F_b: \{O_b: X_b, Y_b, Z_b\}$ 原点固定于六旋翼无人机质心处,同时定义 6 个旋翼坐标系 $F_i: \{O_i: X_i, Y_i, Z_i\}$, $i = 1, 2, \dots, 6$ 。原点固定于旋翼 i 的中心处, X_i 沿着机臂方向, Y_i 垂直于机臂方向。定义 α_i 表示第 i 个旋翼绕着轴 X_i 旋转的角度, β_i 表示第 i 个旋翼绕着轴 Y_i 旋转的角度,我们对倾斜角做如下约束:

$$\alpha_1 = -\alpha_2 = \alpha_3 = -\alpha_4 = \alpha_5 = -\alpha_6 = \alpha$$

$$\beta_1 = -\beta_2 = \beta_3 = -\beta_4 = \beta_5 = -\beta_6 = \beta$$

$$L_i \text{ 表示 } O_i \text{ 与 } O_b \text{ 间的距离, } i = 1, 2, \dots, 6.$$

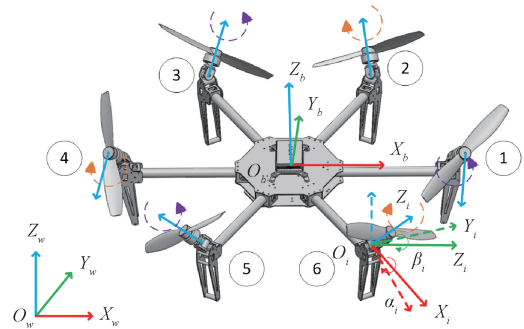


图 1 双倾斜式全驱动六旋翼无人机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the fully-actuated hexarotor with double-tilted rotors

1.1 运动学建模

令 $\mathbf{P} = [x, y, z]^T$ 表示坐标系 F_b 的原点 O_b 在坐标系 F_w 中的位置矢量, $\mathbf{V} = [u, v, w]^T$ 表示坐标系 F_b 相对于坐标系 F_w 在坐标系 F_w 中的线速度, $\boldsymbol{\Omega} = [p, q, r]^T$ 表示坐标系 F_b 相对于坐标系 F_w 在坐标系 F_b 中的角速度, $\boldsymbol{\Phi} = [\phi, \theta, \psi]^T$ 表示坐标系 F_b 的原点 O_b 在坐标系 F_w 中用 ZYX 欧拉角表示的姿态向量,其中 ϕ 表示绕 X_b 轴的滚转角, θ 表示绕 Y_b 轴的俯仰角, ψ 表示绕 Z_b 轴的偏航角,则机体坐标系到地球固连坐标系的旋转矩阵¹⁾ ${}^w\mathbf{R}_b$ 可表示为:

$${}^w\mathbf{R}_b = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, $s(\cdot)$ 表示 $\sin(\cdot)$, $c(\cdot)$ 表示 $\cos(\cdot)$ 。

${}^b p_i = [x, y, z]^T$ 表示旋翼坐标系 F_i 的原点 O_i 在机体坐标系 F_b 中的位置矢量:

$${}^b p_i = \mathbf{R}_z(\delta_i) [L_i \ 0 \ 0]^T, \forall i = 1, 2, \dots, 6 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{R}_z(\cdot)$ 表示绕 \mathbf{Z} 坐标轴的旋转矩阵, $\delta_i = (i - 1) \cdot \frac{\pi}{3}^\circ$

旋翼坐标系到机体坐标系的旋转矩阵 ${}^b \mathbf{R}_i$ 可表示为:

$${}^b \mathbf{R}_i = \begin{bmatrix} c\delta_i c\beta_i & s\alpha_i s\beta_i c\delta_i - c\alpha_i s\delta_i & c\alpha_i s\beta_i c\delta_i + s\alpha_i s\delta_i \\ c\beta_i s\delta_i & s\alpha_i s\beta_i s\delta_i + c\alpha_i c\delta_i & c\alpha_i s\beta_i s\delta_i - s\alpha_i c\delta_i \\ -s\beta_i & s\alpha_i c\beta_i & c\alpha_i c\beta_i \end{bmatrix} \quad (3)$$

双倾斜式全驱动六旋翼无人机的运动学模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}} = \mathbf{V} \\ {}^w \dot{\mathbf{R}}_b = {}^w \mathbf{R}_b [\boldsymbol{\Omega}]_{\times} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $[\boldsymbol{\Omega}]_{\times}$ 是 $\boldsymbol{\Omega}$ 的斜对称形式。

1.2 动力学建模

假设旋翼 i 产生的推力和反扭矩均与旋翼 i 转速的平方 w_i^2 成正比, k_f 表示旋翼推力系数, k_τ 表示旋翼反扭矩系数, 则旋翼 i 产生的推力 f_i 和反扭矩 τ_i 在旋翼坐标系下可以表示为:

$$\begin{cases} f_i = [0 \ 0 \ k_f w_i^2]^T \\ \tau_i = [0 \ 0 \ (-1)^i k_\tau w_i^2]^T, \quad \forall i = 1, 2, \dots, 6 \end{cases} \quad (5)$$

双倾斜式全驱动六旋翼无人机的动力学模型可由牛顿-欧拉方程求解得出^[9]:

$$\begin{bmatrix} m\ddot{\mathbf{P}} \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mge_3 \\ -\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{F}_t \\ \mathbf{M}_t + \mathbf{M}_{drag} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{ext} \\ \mathbf{M}_{ext} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: m 表示双倾斜式全驱动六旋翼无人机的质量, \mathbf{J} 表示该旋翼无人机的机体惯性矩阵, \mathbf{F}_t 表示旋翼产生的在地球固连坐标系下的总推力, \mathbf{M}_t 表示旋翼推力产生的总力矩, \mathbf{M}_{drag} 表示旋翼旋转反扭矩, \mathbf{F}_{ext} 表示外界的干扰力, \mathbf{M}_{ext} 表示外界的干扰力矩, g 表示重力加速度, 取 $9.8 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$, e_3 表示 $[0 \ 0 \ 1]^T$ 。本文主要研究全驱动六旋翼无人机在低速飞行状态下的建模与控制, 因此忽略了空气阻力与陀螺效应, 仅考虑外界风场带来的风扰力和风扰力矩。其中 \mathbf{F}_t 、 \mathbf{M}_t 和 \mathbf{M}_{drag} 可由以下式求得:

$$\mathbf{F}_t = \sum_{i=1}^6 {}^w f_i = \sum_{i=1}^6 f_i {}^w \mathbf{R}_b^b \mathbf{R}_i e_3 \quad (7)$$

$$\mathbf{M}_t = \sum_{i=1}^6 ({}^b p_i \times f_i {}^b \mathbf{R}_i) \quad (8)$$

$$\mathbf{M}_{drag} = \sum_{i=1}^6 (\tau_i {}^b \mathbf{R}_i e_3) \quad (9)$$

由式(7)~(9)可得 \mathbf{F}_t 、 \mathbf{M}_t 和 \mathbf{M}_{drag} 与旋翼转速之间

的关系为:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_t \\ \mathbf{M}_t + \mathbf{M}_{drag} \end{bmatrix} = \mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}) \mathbf{u} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{u} = [w_1^2 \ w_2^2 \ w_3^2 \ w_4^2 \ w_5^2 \ w_6^2]^T$ 表示控制输入量, 即电机转速, $\mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta})$ 表示控制效率矩阵。进而式(6)可以改写为如下形式:

$$\begin{bmatrix} m\ddot{\mathbf{P}} \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mge_3 + \mathbf{F}_{ext} \\ -\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{M}_{ext} \end{bmatrix} + \mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}) \mathbf{u} \quad (11)$$

若 $\text{rank}(\mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta})) = 6$, 则该无人机是全驱动的; 若 $\text{rank}(\mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta})) < 6$, 则该无人机是欠驱动的^[18]。根据式(10)可得:

$$\text{rank}(\mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta})) = 6, \alpha \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right), \beta \in \left(0, \frac{\pi}{2}\right) \quad (12)$$

因此该无人机是全驱动的, 即可以实现 6 自由度轨迹跟踪。本文提出的双倾斜式全驱动六旋翼无人机的倾斜角度可调, 选取旋翼倾斜角度 α 、 β 分别为 0.237 rad 和 0.185 rad 。

1.3 风场建模

与理想的实验环境不同, 旋翼无人机在实际作业过程中需要克服各种外界干扰, 在自然环境中, 风是对旋翼无人机姿态影响最大的因素之一。风场环境会影响旋翼产生的力与力矩, 进而影响旋翼无人机的飞行性能, 因此为了验证旋翼无人机抵抗干扰的性能, 需要建立起风场模型来模拟外界环境的风扰。

自然界中的风 $\mathbf{V}_{wind} (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$ 主要可以分为基本风 \mathbf{V}_{basic} 和紊流风 $\mathbf{V}_{turbulent}$, 基本风产生后一般不随时间变化, 具有连续性, 因此可以将其视为常值:

$$\mathbf{V}_{basic} = [k_x \ k_y \ k_z]^T \quad (13)$$

式中: k 表示常数。

紊流风 $\mathbf{V}_{turbulent}$ 具有随机波动性, 目前主要有 Dryden 模型和 Von Karman 模型来进行紊流风场建模, 由于 Von Karman 模型的频谱函数较为复杂, 不利于分解出合适的成形滤波器, 因此本文采用 Dryden 模型来描述紊流风场, 将白色噪声信号通过适当的滤波转化为有色噪声信号, 从而完成大气紊流的模拟。Dryden 模型的频谱函数如下形式:

$$\Phi_u(w) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi V_x} \frac{1}{1 + \left(L_u \frac{w}{V_x}\right)^2} \quad (14)$$

$$\Phi_v(w) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi V_y} \frac{1 + 12\left(L_v \frac{w}{V_y}\right)^2}{\left[1 + 4\left(L_v \frac{w}{V_y}\right)^2\right]^2} \quad (15)$$

$$\Phi_w(w) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi V_z} \frac{1 + 12 \left(L_w \frac{w}{V_z} \right)^2}{\left[1 + 4 \left(L_w \frac{w}{V_z} \right)^2 \right]^2} \quad (16)$$

式中: $V = [V_x \ V_y \ V_z]^T$ 表示旋翼无人机的飞行速度, σ_u 、 σ_v 、 σ_w 和 L_u 、 L_v 、 L_w 分别表示紊流强度和紊流尺度, 低空飞行下可通过下式求得:

$$\begin{aligned} 2L_w &= h \\ L_u &= 2L_v = \frac{h}{(0.1777 + 0.00823h)^{1.2}} \\ \frac{\sigma_u}{\sigma_w} &= \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}} \\ \sigma_w &= 0.1u_{20} \end{aligned} \quad (17)$$

式中: h 表示飞行高度, u_{20} 表示 6.096 m 高度的风速。

经过简化后的紊流速度传递函数如下所示:

$$\begin{aligned} G_u(s) &= \frac{K_u}{T_u s + 1}, K_u = \sigma_u \sqrt{\frac{L_u}{\pi V_x}}, T_u = \frac{L_u}{V_x} \\ G_v(s) &= \frac{K_v}{T_v s + 1}, K_v = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V_y}}, T_v = \frac{2L_v}{\sqrt{3}V_y} \\ G_w(s) &= \frac{K_w}{T_w s + 1}, K_w = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V_z}}, T_w = \frac{2L_w}{\sqrt{3}V_z} \end{aligned} \quad (18)$$

设在 6.096 m 高度上的风速为 $13 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 在 MATLAB/Simulink 里搭建风场模型模拟自然界的风场, 基本风 $V_{basic} = [-3; 4; 1] (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$, 叠加紊流风生成的风场如图 2 所示。

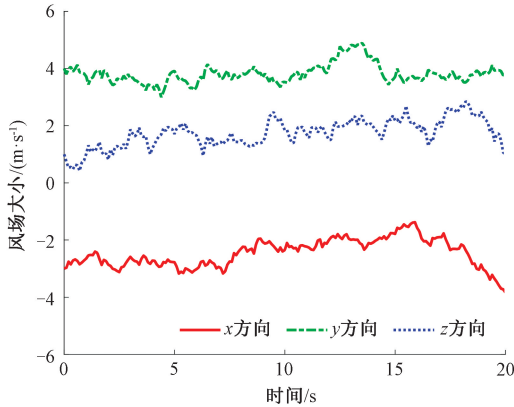


图 2 风场模拟
Fig. 2 Wind field simulation

旋翼 i 产生的风扰力 F_{wi} 和风扰力矩 M_{wi} 如下式所示^[12]:

$$F_{wi} = f_i - 2\pi\rho r^2 \left\| \sqrt{\frac{f_i}{2\pi\rho r^2}} + {}^i R_b {}^b R_w V_{wind} \right\| e_3 \quad (19)$$

$$M_{wi} = (-1)^i \frac{k_\tau}{k_f} F_{wi} \quad (20)$$

式中: ρ 表示空气密度; r 表示旋翼桨盘半径。

进一步地有:

$$F_{ext} = {}^w R_b \sum_{i=1}^6 {}^b R_i F_{wi} \quad (21)$$

$$M_{ext} = \sum_{i=1}^6 {}^b R_i M_{wi} \quad (22)$$

2 控制器设计

针对本文提出的一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机, 设计了如图 3 所示的控制方案, 控制目标是在存在自身参数不确定性和外部环境干扰的情况下, 采用积分滑模控制器, 实现 6 自由度轨迹跟踪。

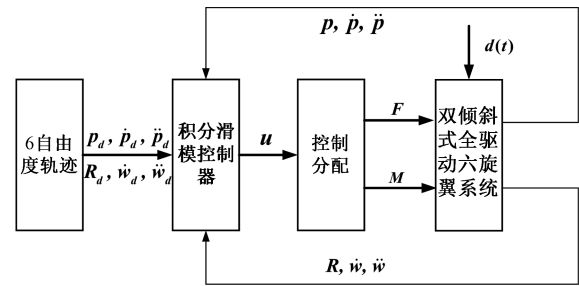


图 3 控制方案架构

Fig. 3 Control scheme architecture

等效滑模控制的控制律由等效控制 u_{eq} 和切换鲁棒控制 u_{sw} 构成, u_{eq} 能够使系统的状态趋近滑模面, u_{sw} 可以使系统的状态不离开滑模面。但是若存在一定的外部扰动, 则可能会带来稳态误差, 不能满足控制系统的性能要求。因此可引入积分滑模控制来有效消除该稳态误差。本文提出的双倾斜式全驱动六旋翼无人机系统的状态方程如下所示:

$$\dot{x} = f(x, t) + bu(t) + d(t) \quad (23)$$

式中: $u(t)$ 为控制输入; $d(t)$ 表示系统模型的参数不确定性或外部干扰, $|d(t)| \leq D, D$ 为常数。

2.1 位置控制器设计

不考虑系统干扰和不确定性, 定义位置跟踪误差向量: $e = p_d - p$, 滑模面设计为:

$$s = \dot{e} + k_p e \quad (24)$$

式中: $k_p > 0$, 取 $\dot{s} = 0$, 则:

$$\dot{s} = \ddot{e} + k_p \dot{e} = k_p \dot{e} + \ddot{p}_d + g e_3 - u_p(t) = 0 \quad (25)$$

由等效控制原则, 设计如下的控制律:

$$u_{eq}^p + u_{sw}^p = k_p \dot{e} + \ddot{p}_d + g e_3 + k_s \text{sign}(s) \quad (26)$$

式中: $k_s = D + \eta, \eta > 0$ 。

为消除存在外部扰动时产生的稳态误差, 引入积分控制, 积分滑模面设计为:

$$s_{ig} = s - s(0) - \int_0^t k_s \text{sign}(s) dt \quad (27)$$

选择积分控制律如下所示:

$$\mathbf{u}_{ig}^p = k_i \text{sign}(s_{ig}) \quad (28)$$

式中: $k_i > 0$, 故位置控制器的控制律为:

$$\mathbf{u}_p = \mathbf{u}_{eq}^p + \mathbf{u}_{sw}^p + \mathbf{u}_{ig}^p \quad (29)$$

在式(29)的滑模控制律中存在符号函数 $\text{sign}(s)$, 会产生抖振现象, 目前减小抖振的方法主要是设计不同的饱和函数来代替符号函数, 但这些方法参数的选择较多, 工程上实现起来较复杂。本文采用改进的双曲正切函数来代替符号函数, 如下所示:

$$\text{sat}(s) = 2/\pi \cdot \arctan(c_0 s) \quad (30)$$

式中: c_0 为一常数, 且 $c_0 > 0$ 。此时:

$$\mathbf{u}_p = k_p \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{p}_d + g\mathbf{e}_3 + k_s \text{sat}(s) + k_i \text{sat}(s_{ig}) \quad (31)$$

若考虑系统的干扰和不确定性, 有:

$$\dot{\mathbf{s}} = -k_s \text{sat}(s) - k_i \text{sat}(s_{ig}) - d(t) \quad (32)$$

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{s}\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{s}(-k_s \text{sat}(s) - k_i \text{sat}(s_{ig})) - \mathbf{s} \cdot d(t) \leq -\eta |\mathbf{s}| \leq 0 \quad (33)$$

根据 Lyapunov 稳定性原理, 式(31)的滑模控制律可以使系统稳定。

2.2 姿态控制器设计

欧拉角表示的姿态在大角度时容易出现奇异问题, 而四元数表示的姿态能实现飞行器的全姿态工作并消除奇异问题。四元数一般表示为:

$$\mathbf{q} = [q_0 \quad \mathbf{q}_v]^T \quad (34)$$

式中: $q_0 \in \mathbb{R}$ 是标量部分; $\mathbf{q}_v = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T \in \mathbb{R}^3$ 是向量部分。

四元数导数与机体角速度的关系可以表示为:

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \boldsymbol{\Omega} \\ \dot{\mathbf{q}}_v = \frac{1}{2} (q_0 \mathbf{I}_3 + [\mathbf{q}_v]_{\times}) \boldsymbol{\Omega} \end{cases} \quad (35)$$

式中: \mathbf{I}_3 表示 3×3 的单位矩阵, $[\mathbf{q}_v]_{\times}$ 是 \mathbf{q}_v 的斜对称形式。

定义角速度误差为: $\mathbf{e}_{\Omega} = \boldsymbol{\Omega}_d - \boldsymbol{\Omega}$, 则根据式(6), 角速度误差导数为:

$$\dot{\mathbf{e}}_{\Omega} = \dot{\boldsymbol{\Omega}}_d - \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \dot{\boldsymbol{\Omega}}_d - \frac{1}{J} (-\boldsymbol{\Omega} \times J\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{M}_i + \mathbf{M}_{drag}) \quad (36)$$

四元数表示的姿态跟踪误差为: $\mathbf{e} = [e_{q_0} \quad \mathbf{e}_{q_v}]^T$, 其一阶和二阶导数如下所示:

$$\dot{\mathbf{e}} = \left[-\frac{1}{2} \mathbf{q}_v^T \quad \frac{1}{2} (q_0 \mathbf{I}_3 + [\mathbf{q}_v]_{\times}) \right]^T \mathbf{e}_{\Omega} = \mathbf{W} \mathbf{e}_{\Omega} \quad (37)$$

$$\ddot{\mathbf{e}} = \dot{\mathbf{W}} \mathbf{e}_{\Omega} + \mathbf{W} \left[\dot{\boldsymbol{\Omega}}_d - \frac{1}{J} (-\boldsymbol{\Omega} \times J\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{M}_i + \mathbf{M}_{drag}) \right] \quad (38)$$

滑模面设计为:

$$\mathbf{s} = \dot{\mathbf{e}} + k_R \mathbf{e} \quad (39)$$

式中: $k_R > 0$ 。取 $\dot{\mathbf{s}} = 0$, 则:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}} &= \mathbf{W} \mathbf{e}_{\Omega} + \mathbf{W} \left[\dot{\boldsymbol{\Omega}}_d - \frac{1}{J} (-\boldsymbol{\Omega} \times J\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{u}_R(t)) \right] + \\ k_R \dot{\mathbf{e}} &= 0 \end{aligned} \quad (40)$$

由等效控制原则, 设计如下的控制律:

$$\mathbf{u}_{eq}^R + \mathbf{u}_{sw}^R = J\mathbf{W}^T (\dot{\mathbf{W}} \mathbf{e}_{\Omega} + k_R \dot{\mathbf{e}} + k_m \text{sign}(s)) + J\dot{\boldsymbol{\Omega}}_d + \boldsymbol{\Omega} \times J\boldsymbol{\Omega} \quad (41)$$

式中: $k_m = D + \eta$, $\eta > 0$ 。

为消除存在外部扰动时产生的稳态误差, 引入积分控制, 积分滑模面设计为:

$$s_{ig} = \mathbf{s} - \mathbf{s}(0) - \int_0^t k_m \text{sign}(s) dt \quad (42)$$

选择积分控制律如下所示:

$$\mathbf{u}_{ig}^R = k_n \text{sign}(J\mathbf{W}^T s_{ig}) \quad (43)$$

式中: $k_n > 0$, 采用 $\text{sat}(s)$ 替换 $\text{sign}(s)$, 故姿态控制器的控制律为:

$$\mathbf{u}_R = \mathbf{u}_{eq}^R + \mathbf{u}_{sw}^R + \mathbf{u}_{ig}^R \quad (44)$$

3 仿真实验

为了验证本文设计的控制算法的有效性, 在 MATLAB/Simulink 环境里进行了数值仿真实验。主要验证飞行器的位姿独立控制能力、定点悬停抗干扰能力以及在模型参数不确定性和外部环境干扰的情况下的轨迹跟踪能力。

3.1 位姿独立控制仿真

给定双倾斜式全驱动六旋翼无人机的初始位置 $\mathbf{P}_0 = [0; 0; 0]$ (m), 初始姿态 $\boldsymbol{\Phi}_0 = [0; 0; 0]$ ($^{\circ}$), 目标位置 $\mathbf{P}_d = [2; 4; 6]$ (m), 位置跟踪曲线和姿态误差曲线分别如图4和5所示。

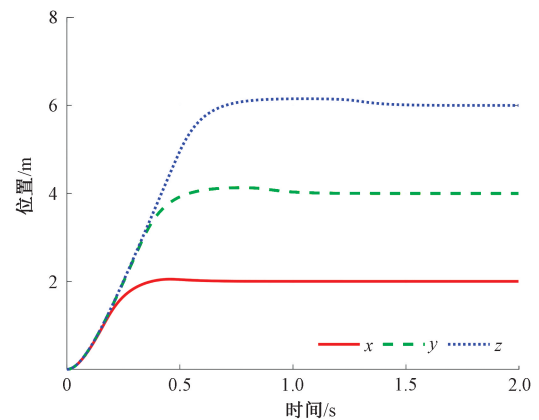


图4 位置跟踪曲线

Fig. 4 Position tracking curves

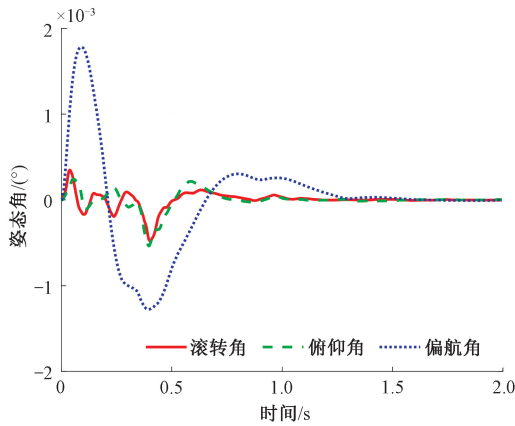


图 5 姿态误差曲线
Fig. 5 Attitude error curves

由位置跟踪曲线和姿态误差曲线可以看出,本文提出的改进型积分滑模控制器能够使无人机迅速平稳的到达目标点并保持稳定悬停,与此同时,飞行过程中姿态角误差能够保持在较小的范围内。证明了本文提出的改进型积分滑模控制器能够实现全驱动六旋翼无人机的位姿独立控制,且控制效果比较理想。

3.2 定点悬停抗干扰仿真

引入模型参数误差和 1.3 节生成的风场干扰模型,进行定点悬停抗干扰仿真实验,并与 PID 控制器、积分反演控制器以及传统积分滑模控制器进行对比。初始位置设置为 $P_0 = [1; 1; 1] (m)$, 初始姿态设置为 $\Phi_0 = [0; 0; 0] (^\circ)$, 在初始位置保持定点悬停,并加入风场扰动,位置误差曲线和姿态误差曲线分别如图 6 和 7 所示。

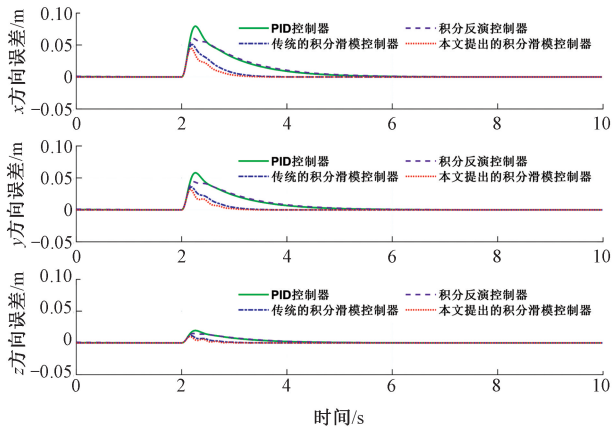


图 6 定点悬停抗干扰实验的位置误差曲线
Fig. 6 Position error curves of the experiment of fixed point hovering with anti-interference

在 2 s 时加入风场扰动后, PID 控制器的位置误差与姿态误差较大,且收敛时间较长。积分反演控制与传统积分滑模控制相较于 PID 控制器效果有所提高,但是与

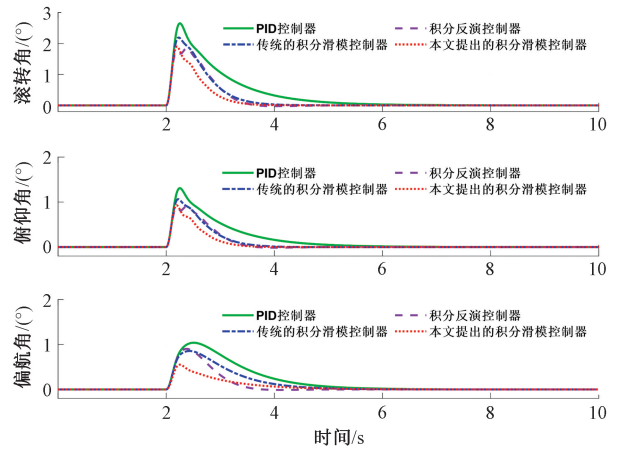


图 7 定点悬停抗干扰实验的姿态误差曲线
Fig. 7 Attitude error curves of the experiment of fixed point hovering with anti-interference

本文提出的积分滑模控制器相比,超调量仍然比较大,且收敛较慢。仿真结果有效证明了本文提出的改进型积分滑模控制器在抗干扰性能方面优于 PID 控制器、积分反演控制器以及传统的积分滑模控制器。

3.3 螺旋型曲线轨迹跟踪

为进一步证明本文提出的控制器具有良好的抗干扰性能,针对存在模型参数不确定性以及外界环境风场干扰的情况下,让旋翼无人机在零初始状态下跟踪螺旋型飞行轨迹:

$$P_d(t) = [\sin(0.5t); \cos(0.5t); 0.2 + 0.1t] (m) \tag{45}$$

图 8 所示为三维平面里螺旋型轨迹跟踪实验的期望轨迹与实际轨迹。

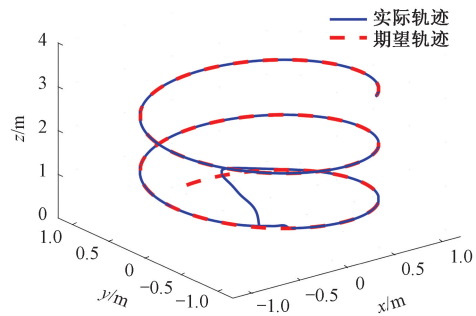


图 8 三维螺旋型轨迹
Fig. 8 Three-dimensional spiral trajectory

如图 9 和 10 显示的是位置和姿态跟踪曲线,可知旋翼无人机能够在短时间内克服自身参数不确定性与外界风场的干扰影响跟踪上期望轨迹,位置的最大误差不超过 0.02 m,姿态的变化幅度不超过 2.2° 。

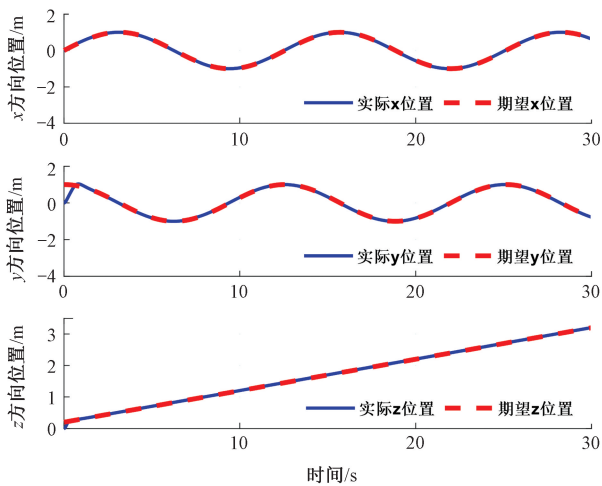


图9 螺旋型轨迹跟踪实验的位置跟踪曲线

Fig. 9 Position tracking curves of the spiral trajectory tracking experiment

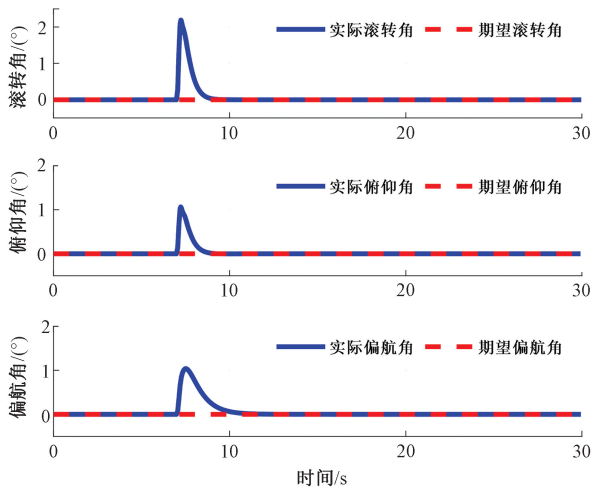


图10 螺旋型轨迹跟踪实验的姿态跟踪曲线

Fig. 10 Attitude tracking curves of the spiral trajectory tracking experiment

4 飞行实验验证

4.1 实验平台

为了验证所述的双倾斜式全驱动多旋翼无人机的可行性,搭建了如图11所示的实验样机。图11所示的机架选用轻质碳纤维材料,保证强度的同时能够减轻整机的重量。旋翼无人机轴距550 mm,系统总重1.5 kg,倾转机构以及机臂连接件均采用3D打印技术制成。旋翼无人机的各个螺旋桨可以利用倾转机构实现二自由度角度调节,控制系统包括Pixracer开源飞控、GPS、接收机、电子调速器以及直流无刷电机。



图11 全驱动六旋翼无人机样机

Fig. 11 Prototype of the fully-actuated hexarotor

4.2 飞行试验

在户外存在阵风的环境中进行飞行实验,如图12(a)所示是传统欠驱动六旋翼无人机在水平横向运动时的飞行姿态,可以看出欠驱动无人机的姿态发生大幅度变化,这是位置控制与姿态控制相互耦合造成的结果。如图12(b)所示是本文设计的双倾斜式全驱动六旋翼无人机同样在水平横向运动时的飞行姿态,可以看出全驱动无人机能够产生侧向推力使得在运动过程中保持机身水平。

(a) 传统欠驱动六旋翼无人机
(a) Traditional underactuated hexarotor(b) 本文设计的全驱动六旋翼无人机
(b) Fully-actuated hexarotor designed in this paper

图12 全驱动六旋翼无人机飞行姿态

Fig. 12 Flight attitude of the fully-actuated hexarotor

飞行器的运动姿态信息可以依靠惯性测量单元(IMU)来获得,如图13记录的是全驱动六旋翼无人机在做水平横向运动时的姿态数据。可以看出俯仰角和滚转角基本保持稳定且误差控制在 $\pm 2^\circ$ 以内,因此验证了本文提出的控制器的有效性,在保持姿态水平的同时能够实现独立位置控制,并能够有效克服外界风扰。

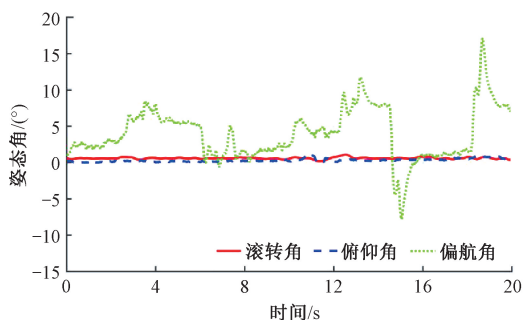


图 13 位置独立控制模式下的姿态曲线

Fig. 13 Attitude curves with independent position control

5 结 论

本文为克服传统旋翼无人机的欠驱动特性,提出了一种双倾斜式全驱动六旋翼无人机模型,每个旋翼具备两个旋转自由度,并设计了一种改进型的积分滑模控制器。仿真结果表明,基于改进型积分滑模控制器的双倾斜全驱动六旋翼无人机不仅能够实现姿态独立控制,而且能够有效地克服自身参数不确定性以及外界环境的风场扰动,具有一定的鲁棒性,且系统具有较好的稳态性能。实物样机飞行实验结果表明,旋翼无人机在长距离横向运动时能够保持水平姿态,俯仰角和滚转角误差控制在 $\pm 2^\circ$ 以内。在未来的工作中,将应用于涉及空中物理交互的任务场景中,如不规则物体的表面接触检测等。

参考文献

- [1] ZHANG G Y, HE Y Q, DAI B, et al. Grasp a moving target from the air: System & control of an aerial manipulator[C]. 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, 2018: 1681-1687.
- [2] 连杰,宋光明,王营华,等.一种带有重心调节机构的作业型飞行机器人建模与控制[J].机器人,2019,41(1):1-8.
- LIAN J, SONG G M, WANG Y H, et al. Modeling and control of an aerial manipulator with a gravity center adjusting mechanism[J]. Robot, 2019, 41(1):1-8.
- [3] KORPELA C, ORSAG M, OH P. Towards valve turning using a dual-arm aerial manipulator[C]. 2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), IEEE, 2014: 3411-3416.
- [4] KORPELA C, ORSAG M, DANKO T, et al. Insertion tasks using an aerial manipulator [C]. 2014 IEEE International Conference on Technologies for Practical Robot Applications (TEPRA), IEEE, 2014: 1-6.
- [5] BRESCIANINI D, D'ANDREA R. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle [C]. 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, 2016: 3261-3266.
- [6] ZHENG P, TAN X K, KOCER B B, et al. TiltDrone: A fully-actuated tilting quadrotor platform [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2020, 5(4): 6845-6852.
- [7] KAMEL M, VERLING S, ELKHATIB O, et al. The voliro omniorientational hexacopter: An agile and maneuverable tiltable-rotor aerial vehicle [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2018, 25(4): 34-44.
- [8] 李斌斌,马磊,孙小通,等.一种多旋翼飞行器的设计及实验验证[J].机器人,2020,42(3):257-266.
- LI B B, MA L, SUN X T, et al. Design and experimental verification of a multirotor aircraft [J]. Robot, 2020, 42(3):257-266.
- [9] RAJAPPA S, RYLL M, BULTHOFF H H, et al. Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers[C]. 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, 2015: 4006-4013.
- [10] RASHAD R, KUIPERS P, ENGELEN J, et al. Design, modeling, and geometric control on SE(3) of a fully-actuated hexarotor for aerial interaction [J]. ArXiv Preprint, 2017, arXiv: 1709.05398.
- [11] RYLL M, MUSCIO G, PIERRI F, et al. 6D physical interaction with a fully actuated aerial robot [C]. 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, 2017: 5190-5195.
- [12] 卢凯文,杨忠,张秋雁,等.推力矢量可倾转四旋翼自抗扰飞行控制方法[J].控制理论与应用,2020,37(6):1377-1387.
- LU K W, YANG ZH, ZHANG Q Y, et al. Active disturbance rejection flight control method for thrust-vectorred quadrotor with tiltable rotors[J]. Control Theory &

- Application, 2020, 37(6):1377-1387.
- [13] RASHAD R, CALIFANO F, STRAMIGIOLI S. Port-Hamiltonian passivity-based control on SE (3) of a fully actuated UAV for aerial physical interaction near-hovering [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2019, 4(4): 4378-4385.
- [14] INVERNIZZI D, GIURATO M, GATTAZZO P, et al. Comparison of control methods for trajectory tracking in fully actuated unmanned aerial vehicles [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 29(3):1147-1160.
- [15] 高振奇,丁力,郑欣. 基于非线性扰动观测器的四旋翼姿态控制[J]. 电子测量与仪器学报, 2019, 33(10): 16-21.
- GAO ZH Q, DING L, ZHENG X. Attitude control for a quadrotor based on nonlinear disturbance observer [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2019, 33(10):16-21.
- [16] 王少辉,杨忠,张秋雁,等. 树障清理空中机器人的姿态控制器设计[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(6): 247-256.
- WANG SH H, YANG ZH, ZHANG Q Y, et al. Design of attitude controller for the aerial tree-pruning robot [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(6): 247-256.
- [17] HAO S, HU L, LIU X P. Second-order adaptive integral terminal sliding mode approach to tracking control of

robotic manipulators [J]. IET Control Theory & Applications, 2021, 15(17): 2145-2157.

- [18] RASHAD R, GOERRES J, AARTS R, et al. Fully actuated multirotor UAVs: A literature review [J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2020, 27(3): 97-107.

作者简介



陈钢, 2019年于安徽工业大学获得学士学位, 现为东南大学在读硕士研究生, 主要研究方向为全驱动无人机。

E-mail: chen13770318860@163.com

Chen Gang received his B. Sc. degree from Anhui University of Technology in 2019. He is a currently a master student at Southeast University. His main research interest includes fully-actuated UAV.



宋光明 (通信作者), 1997年于合肥工业大学获得学士学位, 2001年于合肥工业大学获得硕士学位, 2004年于中国科学技术大学获得博士学位, 现为东南大学仪器科学与工程学院教授, 博士生导师, 主要研究方向为分布式机器人, 仿生机器人, 基础设施巡检运维机器人。

E-mail: mikesong@seu.edu.cn

Song Guangming (Corresponding author) received his B. Sc. degree and M. Sc. degree both from Hefei University of Technology in 1997 and 2001, and received his Ph. D. degree from University of Science and Technology of China in 2004. He is a professor and a Ph. D. advisor at Southeast University. His main research interests include distributed robots, Bionic robot, Infrastructure inspection operation and maintenance robot.