DOI: 10.13382/j.jemi.B2104063

悬停状态下旋翼飞行机器人自适应鲁棒控制*

丁 力[1] 夏 天[1] 康绍鹏[1] 刘凯磊[1] 王尧尧[2] 刘小峰[3]
(1. 江苏理工学院 机械工程学院 常州 213001; 2. 南京航空航天大学 机电学院 南京 216000;
3. 河海大学 物联网学院 常州 213001)

摘 要:针对加装二自由度绳驱动机械臂的旋翼飞行机器人在悬停条件下的抗干扰控制,提出了一种自适应终端滑模控制策略。将系统分成四旋翼飞行器和机械臂两个子系统,分别采用拉格朗日法与牛顿-欧拉法获得各自的动力学模型。在 Lyapunov 稳定性框架下设计了旋翼飞行器人的抗干扰轨迹跟踪控制器,并引入自适应策略来估计扰动上界。通过 3 个仿真算例验证了所设计控制器的有效性,结果表明,与其他控制器相比,本控制器具有较高的跟踪精度、较强的鲁棒性以及较好的抗干扰能力;机械臂质量的变化主要影响 x 通道和 y 通道的控制性能;本控制器基本能满足旋翼飞行机器人悬停作业的工作需求,具有一定的工程参考意义。

关键词: 旋翼飞行机器人;悬停作业;自适应策略;终端滑模;绳驱动机械臂
中图分类号: TP242 **文献标识码**: A **国家标准学科分类代码**: 460.50

Adaptive robust control for a rotary-wing flight robot in hovering

Ding Li[1] Xia Tian[1] Kang Shaopeng[1] Liu Kailei[1] Wang Yaoyao[2] Liu Xiaofeng[3]
(1. College of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China;
2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 216000, China;
3. College of Internet of Things Academy, Hohai University, Changzhou 213001, China)

Abstract: This paper proposed an adaptive terminal sliding mode control strategy for disturbance rejection control of a rotary-wing flight robot equipped with a 2-DOF cable-driven manipulator. The system has been divided into quadrotor subsystem and manipulator subsystem. The dynamical model of quadrotor has been obtained by Lagrange method. And the dynamical model of manipulator has been deduced by Newton-Euler equation. Then, the dynamical model of quadrotor has been simplified in hovering. And the motion of the manipulator which is regarded as perturbed force and moment is added into the dynamical of quadrotor. The effectiveness of the proposed controller is tested through three simulation case. The results show that the proposed controller is superior to other controllers in terms of tracking accuracy, robustness and disturbance rejection. The control performances of x and y channels are sensitive to the manipulator motion. The proposed controller has a good performance for the rotary-wing flight robot in hovering, which has an engineering referenced value.

Keywords: rotary-wing flight robot; hovering operation; adaptive strategy; terminal sliding mode; cable-driven manipulator

0 引 言

旋翼飞行机器人(rotary-wing flight robot, RFR)是由机械臂与旋翼飞行器组合而成的新型空中机器人系统,它能够替代人完成样本信息采集、仪器远程操控、工业设备检修等任务[1],具有较为广阔的应用前景。近年来,关于旋翼飞行机器人的学术研究主要集中在系统建模、运

收稿日期: 2021-03-14 Received Date: 2021-03-14
*基金项目:国家自然科学基金(52005231)、江苏省研究生实践创新计划(SJCX20_1044)、江苏省高等学校大学生创新训练计划项目(202011463001Z)、江苏省自然科学基金项目(BK20170315)、常州市社会发展科技支撑项目(CE20215050)资助

动控制、协调作业等方面[2]，而自动控制技术一直是制约旋翼飞行机器人发展的难点之一。考虑到未建模特性与外界干扰的存在，设计旋翼飞行机器人的高性能控制器难度颇大。另外，加装的机械臂亦会进一步放大系统的非线性效应，增加控制器设计的难度。

对于旋翼飞行机器人控制器设计，国内外许多学者进行了相关研究，成果斐然。张广玉等[3]采用 H∞ 鲁棒控制器来估计旋翼飞行机器人抓取任务中外界扰动，有效提高了系统的稳定飞行能力。Caccavale 等[4]将旋翼飞行器和机械臂看作是一个整体，提出了一体式自适应控制策略，在仿真层面上验证了控制器的抗干扰能力。Orsag 等[5]设计了 PID (proportion integration differentiation) 控制器实现了带双机械臂的旋翼飞行机器人抗干扰控制。本课题组[6-7]也用非奇异终端滑模理论及线性自抗扰 (linear active disturbance rejection control, LADRC) 理论对旋翼飞行机器人的抗干扰控制进行了一些探索。根据旋翼飞行机器人动力学模型发现旋翼飞行器和机械臂之间存在强烈的耦合效应，甚至系统耦合度还与飞行器和机械臂的质量比有关[8]，这样的模型不适合用来设计控制器。

本文研究的旋翼飞行机器人由四旋翼飞行器与二自由度绳驱动机械臂组成，为了便于控制器设计，绳驱动机械臂产生的力及力矩被当作外界干扰添加到飞行器模型中去，从而简化了系统模型。同时，将系统模型分成了位置与姿态两个控制回路，分别设计一种自适应终端滑模控制器 (adaptive terminal sliding mode control, ATSMC) 来实现系统的抗干扰控制。最后，通过仿真算例验证了本文所设计控制器有效性。

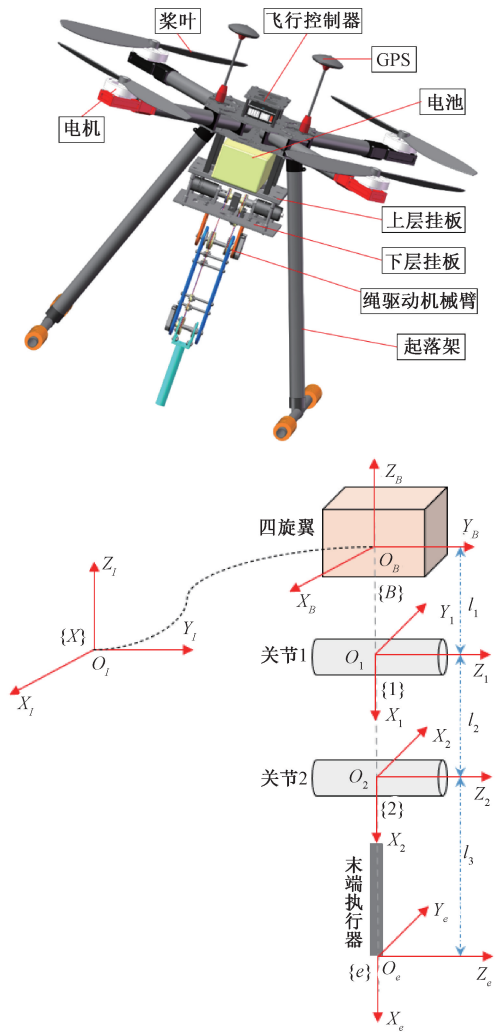

图 1 旋翼飞行机器人示意图

Fig. 1 Structure of quadrotor

1 系统描述

旋翼飞行机器人的虚拟样机以及结构简图如图 1 所示，包括四旋翼飞行器、二自由度绳驱动机械臂、吊舱挂板、GPS、飞行控制器、起落架等。将系统分为飞行器与机械臂两子系统分别进行动力学建模。

对于飞行器的建模，引入拉格朗日函数[9]为：

$$L(\boldsymbol{\chi},\dot{\boldsymbol{\chi}}) = \frac{m}{2}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon} + \frac{1}{2}\boldsymbol{\nu}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}\boldsymbol{\nu} - mgz \tag{1}$$

式中：$L(\cdot)$ 为拉格朗日函数；$\boldsymbol{\chi} = [x,y,z,\phi,\theta,\psi]^{\mathrm{T}}$ 为广义坐标；$\boldsymbol{\varepsilon} = [x,y,z]^{\mathrm{T}}$ 为三轴位置；ϕ、θ、ψ 为三轴欧拉角；$\boldsymbol{\nu} = [p,q,r]^{\mathrm{T}}$ 为三轴角速度；$\boldsymbol{I}$ 为转动惯量矩阵；m 为飞行器质量；g 为重力加速度。

利用式 (1) 推导出四旋翼飞行器的刚体动力学模型为：

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}\\ \boldsymbol{\tau}\end{bmatrix} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right) - \frac{\partial L}{\partial \boldsymbol{q}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{R}U_1 \in \boldsymbol{R}^3$ 为总拉力 U_1 在惯性坐标系 $\{I\}$ 三轴上分力，$\boldsymbol{\tau} \in \boldsymbol{R}^3$ 为包含着俯仰力矩、横滚力矩及偏航力矩的集合，即 $\boldsymbol{\tau} = [\tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi]^{\mathrm{T}}$。$\boldsymbol{R}$ 为机体坐标系 $\{B\}$ 到惯性坐标系 $\{I\}$ 的转换矩阵，其公式为：

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中：c 和 s 分别表示 cos 和 sin。

四旋翼的控制输入与旋翼拉力及力矩的数学关系为：

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ \tau_\phi = (F_2 - F_4)L \\ \tau_\theta = (F_3 - F_1)L \\ \tau_\psi = M_2 + M_4 - M_1 - M_3 \end{cases} \tag{4}$$

式中：F_i 和 M_i ($i = 1,2,3,4$) 分别为单个旋翼产生的拉力

和力矩；L 为桨毂中心到飞行器质心的距离。

另外，单个旋翼拉力、力矩与旋翼转速的关系为：

$$\begin{cases} F_i = \rho C_T A R^2 \Omega_i^2 \\ M_i = \rho C_Q A R^3 \Omega_i^2 \end{cases} \quad i = 1,2,3,4 \tag{5}$$

式中：R 和 A 分别为桨盘半径与面积；ρ 为当地空气密度；Ω 为旋翼转速；C_T 和 C_Q 分别为升力系数和反扭矩系数。

一般工况下，旋翼飞行机器人作业时都是处于悬停状态，飞行器基本不动或者小幅运动。此时，俯仰角与横滚角变化均很小，可认为 $\phi = \theta \approx 0$，则有 $\sin\phi \approx \phi$，$\cos\phi \approx 1$，$\sin\theta \approx \theta$，$\cos\theta \approx 1$。同时，偏航角通常不需要频繁控制，可认为 $\dot{\psi} \approx 0$。另外，四旋翼机械结构可认为是对称的，有 $I_{xx} \approx I_{yy}$。因此，对式(2)展开并简化处理可得四旋翼在悬停条件下的动力学模型为：

$$\begin{cases} m\ddot{x} = U_1(\theta\cos\psi + \phi\sin\psi) \\ m\ddot{y} = U_1(\theta\sin\psi - \phi\cos\psi) \\ m\ddot{z} = U_1 - mg \\ \ddot{\psi} = \tau_\psi \\ \ddot{\theta} = \tau_\theta \\ \ddot{\phi} = \tau_\phi \end{cases} \tag{6}$$

设计的二自由度绳驱动机械臂将 2 组直流减速电机安装在飞行器吊舱的下层挂板上，通过柔绳牵引的方式实现力矩的远程传递，减小了关节惯量比。引入牛顿-欧拉法[10]可推导出其动力学模型：

$$\boldsymbol{M}(\boldsymbol{q})\ddot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})\dot{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{q}) = \boldsymbol{\tau} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{M} \in \boldsymbol{R}^{2\times1}$ 是的惯性矩阵；$\boldsymbol{q}$、$\dot{\boldsymbol{q}}$ 与 $\ddot{\boldsymbol{q}}$ 分别为关节角向量、关节角速度向量和关节角加速度向量；$\boldsymbol{C} \in \boldsymbol{R}^{2\times2}$ 为科氏力与离心力矩阵；$\boldsymbol{\tau} = [\tau_1, \tau_2]^{\mathrm{T}} \in \boldsymbol{R}^{2\times1}$ 为关节力矩。这里需指出的是空中机械臂有轻质、细长的设计要求，故可将机械臂的质量集中到关节处且不考虑连杆本身质量。

随后，将机械臂的重力及关节力矩当作干扰力和干扰力矩计入到四旋翼的动力学模型中，可得：

$$\begin{cases} (m + m_1)\ddot{x} = U_1(\theta\cos\psi + \phi\sin\psi) \\ (m + m_1)\ddot{y} = U_1(\theta\sin\psi - \phi\cos\psi) \\ (m + m_1)\ddot{z} = U_1 - mg \\ \ddot{\psi} = \tau_\psi \\ \ddot{\theta} = \tau_\theta + \tau_1 + \tau_2 \\ \ddot{\phi} = \tau_\phi \end{cases} \tag{8}$$

式中：m_1 为机械臂的总质量；τ_1、τ_2 为两关节力矩。

2　双环控制器设计

根据时间尺度原理[11]，可将四旋翼的控制结构分为位置与姿态两个回路。位置回路镇定 x、y 和 z 三个通道，姿态回路镇定 ϕ、θ 和 ψ 三个通道，并且前一回路的输出是后一回路的参考值。另外，根据式(8)可知四旋翼 6 个通道输入输出呈现二阶导数关系，故可设计 6 个独立的 ATSMC 来实现飞行器的抗干扰悬停控制。

2.1　自适应终端滑模控制理论

对于一个常见的二阶系统：

$$\begin{cases} \dot{n}_1 = n_2 \\ \dot{n}_2 = f(n_1, n_2, d(t), t) + bu \\ h = n_1 \end{cases} \tag{9}$$

式中：n_1 和 n_2 为系统状态量；u 和 h 分别为系统控制输入量与输出量；$f(n_1, n_2, d(t), t)$ 为包含了集总干扰 $d(t)$ 的系统量。

设计终端滑模面函数为：

$$s = e + k_1 |e|^{a_1}\tanh(e) + k_2 |\dot{e}|^{a_2}\tanh(\dot{e}) \tag{10}$$

式中：e 和 $\dot{e}$ 分别为误差以及误差的一阶导数；$\tanh(\cdot)$ 为双曲正切函数，可有效抑制系统抖振；k_1 和 k_2 为大于 0 的控制器参数；$1 < a_2 < a_1 < 2$ 为设计参数，本文设置 $a_1 = 1.5$，$a_2 = 1.8$。

对式(10)求一阶导数并代入到式(9)可得：

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \dot{e} + k_1 a_1 |e|^{a_1-1}\dot{e} + k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1}\ddot{e} = \\ &\dot{e} + k_1 a_1 |e|^{a_1-1}\dot{e} + k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1}(\dot{n}_2 - n_r) = \\ &\dot{e} + k_1 a_1 |e|^{a_1-1}\dot{e} + k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1}(f + bu - n_r) \end{aligned} \tag{11}$$

式中，n_r 为参考信号。

同时，引入指数趋近律到控制律中进一步加快系统状态的收敛速度和降低系统的抖振，即：

$$\dot{s} = k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1}[-k_3 s - (D + \eta)\tanh(s)] \tag{12}$$

式中：k_3 为指数趋近律系数；$\eta > 0$ 为控制器参数；D 为集总干扰的上界。系统抗干扰能力对 D 值大小极为敏感，但 D 无法直接获得，故本文设计了一种自适应律来对 D 值进行估计：

$$\dot{\hat{D}} = \gamma k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1} |s| \tag{13}$$

式中：$\gamma > 0$ 为调节参数，$\hat{D}$ 是 D 的估计值。

联立式(11)~(13)可得二阶系统(9)的控制律为：

$$u = \frac{1}{b}\left[n_r - k_3 s - (\hat{D} + \eta)\tanh(s) - f - \frac{\dot{e} + k_1 a_1 |e|^{a_1-1}\dot{e}}{k_2 a_2 |\dot{e}|^{a_2-1}}\right] \tag{14}$$

2.2　稳定性分析

引理 1[12]　假设存在连续可微的正定函数 $V(x)$ 使得一个非线性系统 $\dot{x} = f(x)$ 满足式(15)。

$$\dot{V}(x) - \mu V(x) - \lambda V^{\alpha}(x) \tag{15}$$

式中：$\mu > 0$，$\lambda > 0$，$0 < \alpha < 1$ 为常数。那么，系统状态量能在有限时间内收敛至平衡点，收敛时间 T 满足式(16)。

$$T\frac{1}{\mu(1-\alpha)}\ln\frac{\mu V^{1-\alpha}(x_0)+\lambda}{\lambda} \tag{16}$$

式中：$V(x_0)$ 为 $V(x)$ 的初始值。

将式(10)的一阶导数和式(12)代入到式(9)有：

$$\dot{s}=\dot{e}+k_1a_1|e|^{a_1-1}\dot{e}+k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}(f+bu-n_r)=$$
$$k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}(-k_3s-(\hat{D}+\eta)\tanh(s)) \tag{17}$$

选择一个 Lyapunov 函数为：

$$V=\frac{1}{2}s^2 \tag{18}$$

对式(18)求导，并将式(17)代入可得：

$$\dot{V}=s[k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}(-k_3s-(\hat{D}+\eta)\tanh(s))]\leqslant$$
$$k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}[-k_3s^2-\hat{D}|s|-\eta|s|]\leqslant$$
$$k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}[-k_3s^2-(\eta-\varepsilon)|s|]=$$
$$-k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}[k_3s^2+(\eta-\varepsilon)|s|]=-\lambda_1V-\lambda_2V^{\frac{1}{2}} \tag{19}$$

式中：$\lambda_1=2k_3k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}$，$\lambda_2=\sqrt{2}(\eta-\varepsilon)k_2a_2|\dot{e}|^{a_2-1}$。当 $s\neq0$，$\dot{e}\neq0$ 时，若 $\eta>\varepsilon$，由引理 1 可知系统状态能在有限时间内收敛到 $s=0$；当 $s\neq0$，$\dot{e}=0$ 时，将控制律(14)代入到系统(9)中，有 $\ddot{e}=\ddot{n}_r-n_r+k_3s+(\hat{D}+\eta)\tanh(s)\neq0$(其中，$\ddot{n}_r$ 和 $\ddot{e}$ 分别为参考量和误差的二阶导数)，故 $\dot{e}=0$ 不是系统在趋近阶段的吸引子而是一个瞬态，系统状态也将在有限时间内收敛至 $s=0$，即系统状态由式(10)决定。

根据文献[13]可知，满足 $\lim_{t\to t_s}e=0$ 和 $\lim_{t\to t_s}\dot{e}=0$ 的有限时间 t_s 为：

$$t_s=\int_0^{|e(0)|}\frac{1}{k_1(e+k_2e^{a_1})^{1/a_2}}de=\frac{a_2|e(0)|^{1-\frac{1}{a_2}}}{k_1(a_2-1)}\times$$
$$F[\frac{1}{a_2},\frac{a_2-1}{(a_1-1)a_2};1+\frac{a_2-1}{(a_1-1)a_2};-k_1|e(0)|^{a_1-1}] \tag{20}$$

式中：$F(\cdot)$ 为高斯超几何函数。

综上所述，系统跟踪误差可在有限时间内收敛至零点周围一个足够小的邻域内。

2.3 系统控制结构

本文设计的旋翼飞行机器人自适应鲁棒控制系统包括机械臂轨迹规划、机械臂动力学以及四旋翼双环控制器 3 部分，如图 2 所示。同时，控制器参数设置如表 1 所示。

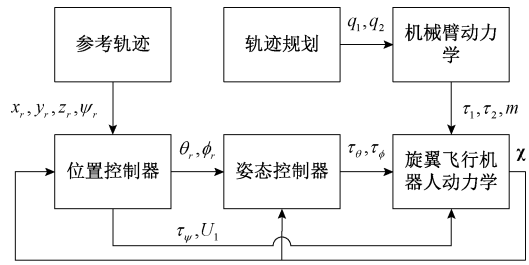

图 2 旋翼飞行机器人控制结构框图

Fig. 2 Control structure of the RFR

表 1 ATSMC 的控制器参数

Table 1 Control parameters of the ATSMC

通道	控制器参数				
	k_1	k_2	k_3	η	γ
x	349.56	10.87	145.23	0.15	40.61
y	323.11	11.22	150.03	0.15	25.07
z	328.09	9.57	130.38	0.10	15.12
φ	225.62	1.05	100.52	0.01	6.88
θ	204.77	1.75	100.17	0.01	13.43
ψ	199.00	0.26	80.62	0.01	2.74

3 仿真分析

通过 3 个仿真算例来测试旋翼飞行机器人在悬停时的控制性能。其中，算例 1 对比分析 ATSMC 和 PID 及 LADRC 的控制性能；算例 2 研究机械臂运动对旋翼飞行器人悬停作业时的控制影响；算例 3 量化分析机械臂质量大小与旋翼飞行机器人控制通道之间的关系。设置旋翼飞行机器人结构参数如表 2 所示。

表 2 旋翼飞行机器人结构参数

Table 2 Structural parameters of RFR

参数	含义	数值
m	四旋翼质量	3.465 kg
m_1	机械臂质量	0.322 kg
g	质量加速度	9.8 m/s^2
L	机臂长度	630 mm
C_T	升力系数	1.171 9×10^{-5}
C_Q	反力矩系数	0.198×10^{-5}
I_{xx}	绕 x 轴的转动惯量	0.286 8 kg/m^2
I_{yy}	绕 y 轴的转动惯量	0.286 8 kg/m^2
I_{zz}	绕 z 轴的转动惯量	0.147 0kg/m^2
I_{11}	关节 1 的转动惯量	7×10^{-8}kg/m^2
I_{22}	关节 2 的转动惯量	9.83×10^{-4}kg/m^2
R	桨盘半径	0.226 m
ρ	当地空气密度	1.293 kg/m^3

1)以偏航通道为例，引入 LADRC 和 PID 来比较 ATSMC 的控制性能。设置参考偏航角 $\psi_r=60°$，其余初始条件均为 0，分别利用 3 种控制器来跟踪参考量，并在偏航通道采集端添加随机噪声来模拟集总干扰，仿真时

间为 6 s。3 种控制器均用人工蜂群算法进行参数整定，详细过程可参考课题组前期研究工作[14]。偏航角响应结果如图 3 所示，可以看出 ATSMC 的响应时间和抗干扰能力要优于其他两种控制器，稳态误差也最小。这说明与 PID 和 LADRC 相比，ATSMC 对集总干扰有很强的适应能力，并具有快的响应速度。

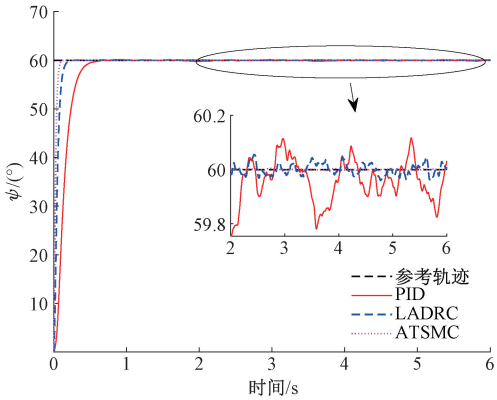

图 3　偏航角的响应

Fig. 3　Response of the yaw angle

2)在悬停点(高度为 5 m)处，旋翼飞行机器人沿着 $O_IX_IY_I$ 平面做小幅圆周飞行，偏航角不变，设为 0。此时，绳驱动机械臂的关节角从 $[-20°,-30°]^T$ 变化至 $[60°,50°]^T$。关节角运动轨迹采用 Cycloidal 曲线[15]在关节空间内进行规划，如图 4 所示。将规划好的关节角序列、关节角速度序列和关节角加速度序列代入到机械臂动力学模型(7)中计算出各关节力矩，如图 5 所示。同时，为模拟系统非结构慢时变干扰，在动力学模型中添加 $\sin(0.5\pi t)$ 的正弦函数。仿真时间为 6 s，结果如图 6~9 所示。从图 6 可以看出，虽存在机械臂运动以及其他非结构干扰，但 ATSMC 仍可使飞行机器人较好地跟踪上参考轨迹。三轴位置跟踪误差如图 7 所示，2 s 内误差可以被控制在-0.2~0.2 m 的范围内。此外，图 8 和 9 为姿态角的响应曲线，很明显可以观测到机械臂力矩对俯仰通道影响较大，不过该通道的跟踪误差在位置回路中被 ATSMC 降低了。以上结果均可说明本文控制器具有很强的抗干扰能力和鲁棒性。

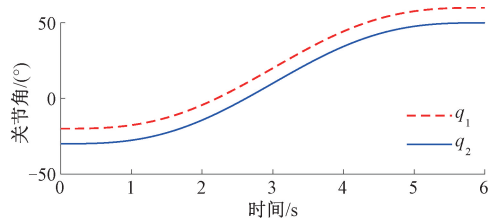

图 4　规划好的关节角序列

Fig. 4　Response of joint angles after trajectory planning

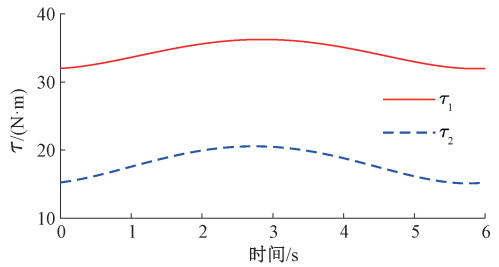

图 5　机械臂产生的力矩

Fig. 5　Torques produced from the manipulator

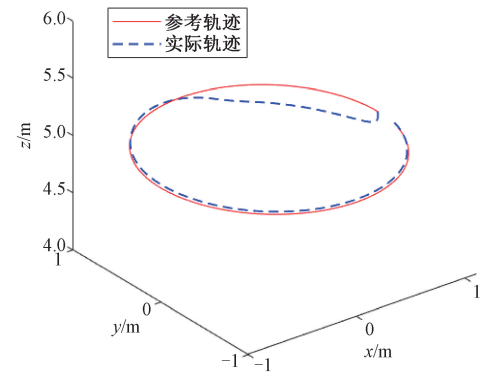

图 6　机械臂产生的力矩

Fig. 6　Torques produced from the manipulator

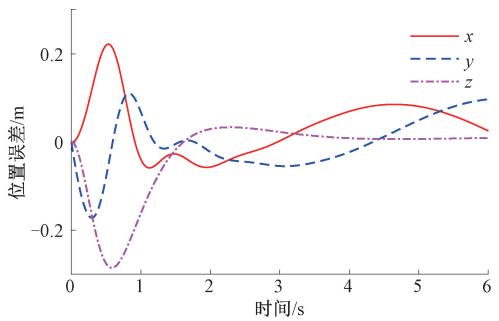

图 7　位置跟踪误差

Fig. 7　Tracking errors of the position

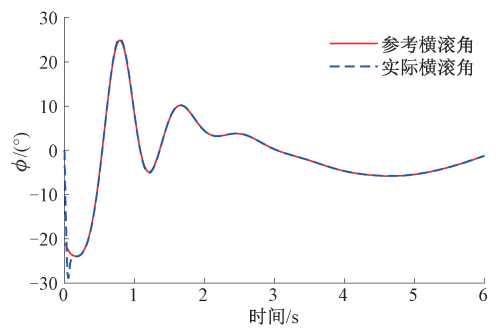

图 8　横滚角响应曲线

Fig. 8　Roll angle response curve

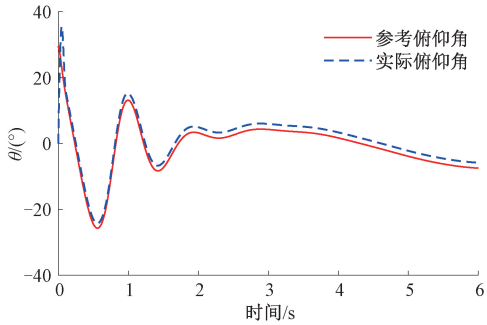

图 9 俯仰角响应曲线

Fig. 9 Pitch angle response curve

3)选择不同机械臂惯量值测试不同负载对悬停状态下旋翼飞行机器人各通道控制精度的影响。仿真中,旋翼飞行机器人在目标点(8 m,8 m,10 m)悬停,机械臂质量从 0 增加到 1 kg,分别观测三轴的跟踪误差,并利用绝对平均误差指标可以较好地评价轨迹跟踪的精度[16],结果如表 3 所示。分析数据可以得到机械臂产生的力和力矩对 x 和 z 通道影响较大,这说明机械臂的运动主要影响旋翼飞行机器人在 x 和 z 通道上的控制性能。

表 3 不同负载下旋翼飞行机器人控制精度

Table 3 Control precision for RFR with various load

通道	$m_1 = 0$	$m_1 = 0.1$	$m_1 = 0.3$	$m_1 = 0.5$	$m_1 = 1$
x	0.001	0.014	0.080	0.103	不可控
y	0.002	0.009	0.031	0.060	不可控
z	0.000	0.026	0.116	0.144	不可控

4 结 论

旋翼飞行机器人是一类复杂的非线性系统,其中机械臂运动变化、外界扰动以及为建模特性等因素影响其控制性能。为解决其在悬停状态下的抗干扰控制,本文分析了系统的动力学特性,将机械臂产生的力和力矩作为外界干扰,并采用 ATSMC 设计了系统的位置回路和姿态回路控制器。控制策略中,终端滑模面可以有效抑制系统抖振、加快状态量的收敛速度;自适应策略可以估计扰动上界,减小扰动影响。仿真结果表明 ATSMC 能实现旋翼飞行机器人在悬停状态下的高精度抗干扰控制,设计的控制器对机械臂负载变化和外界干扰具有良好的鲁棒性,具有一定的工程参考价值。今后将进一步搭建试验平台、设计飞行试验来验证本文所提控制算法的有效性。

参考文献

[1] DING X L, GUO P, XU K, et al. A review of aerial manipulation of small-scale rotorcraft unmanned robotic systems[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(1): 200-214.

[2] LUO B, CHEN H, QUAN F, et al. Natural feature-based visual servoing for grasping target with an aerial manipulator[J]. Journal of Bionic Engineering, 2020, 17(2): 215-228.

[3] 张广玉, 何玉庆, 代波, 等. 面向抓取作业的飞行机械臂系统及其控制[J]. 机器人, 2019, 41(1): 19-29.
ZHNAG G Y, HE YQ, DAI B, et al. Towards grasping task: System and control of an aerial manipulator[J]. Robot, 2019, 41(1): 19-29.

[4] CACCAVALE F, GIGLIO G, MUSCIO G, et al. Adaptive control for UAVs equipped with a robotic arm[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2014, 47(3): 11049-11054.

[5] ORSAG M, KORPELA C, BOGDAN S, et al. Dexterous aerial robots—mobile manipulation using unmanned aerial systems[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2017, 33(6):1453-1466.

[6] ZHAO J B, WANG Y Y, WANG D, et al. Practical continuous nonsingular terminal sliding mode control of a cable-driven manipulator developed for aerial robots[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2020, 234(9): 1011-1023.

[7] DING L, WU H T, SERAFINI J. Dynamical modelling and robust control for an unmanned aerial robot using hexarotor with 2-DOF manipulator[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, doi: 10.1155/2019/5483073.

[8] 杨斌, 何玉庆, 韩建达, 等. 作业型飞行机器人研究现状与展望[J]. 机器人, 2015, 37(5): 628-640.
YANG B, HE Y Q, HAN J D, et al. Survey on aerial manipulator systems[J]. Robot, 2015, 37(5): 628-640.

[9] DE JESUS RUBIO J, CRUZ J H P, ZAMUDIO Z, et al. Comparison of two quadrotor dynamic models[J]. IEEE Latin America Transactions, 2014, 12(4): 531-537.

[10] LI S, WANG H, RAFIQUE M U. A novel recurrent neural network for manipulator control with improved noise tolerance[J]. IEEE transactions on neural networks and learning systems, 2017, 29(5): 1908-1918.

[11] DING L, ZHOU J Y, SHAN W T. A hybrid high-performance trajectory tracking controller for unmanned hexrotor with disturbance rejection[J]. Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, 2018,

42(3): 239-251.

[12] 姚来鹏, 侯保林, 刘曦. 采用摩擦补偿的弹药传输机械臂自适应终端滑模控制[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(2): 144-151.
YAO L P, HOU B L, LIU X. Adaptive terminal sliding mode control of a howitzer shell transfer arm with friction compensation [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2020, 54(2): 144-151.

[13] YANG L, YANG J. Nonsingular fast terminal sliding - mode control for nonlinear dynamical systems [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(16): 1865-1879.

[14] DING L, MA R, WU H T, et al. Yaw control of an unmanned aerial vehicle helicopter using linear active disturbance rejection control [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2017, 231 (6): 427-435.

[15] SHAH S V, SAHA S K, DUTT J K. Dynamics of tree-type robotic systems[M]. Springer, Dordrecht, 2013: 73-88.

[16] 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): 427-435.

作者简介

丁力, 2011 年于江苏理工学院获得学士学位, 2016 年于南京航空航天大学获得博士学位, 现为江苏理工学院副教授、硕士生导师、河海大学博士后, 主要研究方向为机器人动力学与控制、人工智能。
E-mail: nuaadli@163.com

Ding Li received his B. Sc. degree from Jiangsu University of Technology in 2011, and Ph. D. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2016. He is currently an associate professor and a master advisor at Jiangsu University of Technology. Meanwhile, he is a postdoctor of Hohai University. His main research interests include dynamics and control of robot and artificial intelligence.

刘小峰, 1996 年毕业于太原工业大学获得学士学位, 1999 年于太原理工大学获得硕士学位, 2006 年于西安交通大学获得博士学位, 现为河海大学教授, 主要研究方向为自然启示的导航理论与技术、社会机器人-人机互动、神经工程(脑机接口、生物医学信号处理)。
Email: xfLiu@hhu.edu.cn

Liu Xiaofeng received his B. Sc. Degree form Taiyuan University of Technology in 1996, M. Sc degree from Taiyuan University of Technology in 1999, and Ph. D. degree from Xi'an Jiaotong University in 2006. Now he is a professor at Hohai University. His main research interests include natural enlightenment navigation theory and technology, social robot human-computer interaction, neural engineering (brain-computer interface, biomedical signal processing).