四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制

宿敬亚 樊鹏辉 蔡开元

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对四旋翼飞行器的非线性姿态运动动力学模型,设计了一种新的几乎全局稳定的非线性 PID (Proportional Integral Derivative) 姿态控制器. 该控制器由一个线性 PID 的控制部分和一个惯性力矩补偿部分组成,可以抑制常值干扰和幅值有界且能量有界的干扰. 数字仿真验证了该控制器对干扰的抑制作用. 在搭建的姿态控制实验平台上进行了定点姿态跟踪控制实验. 实验结果显示俯仰角和滚转角的误差均小于 1°,验证了该控制器对小角度控制的有效性和对未建模动态的鲁棒性.

关 键 词: 姿态控制; 非线性比例积分微分; 四旋翼飞行器

中图分类号: V 24

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)09-1054-05

Attitude control of quadrotor aircraft via nonlinear PID

Su Jingya Fan Penghui Cai Kaiyuan

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the nonlinear attitude dynamic and kinematic model of a quadrotor aircraft, an almost globally stabilizing nonlinear proportional integral derivative(PID) attitude controller was developed. The proposed controller consists of a linear PID feedback and a compensation of inertia torques, and can reject the external disturbances consisting of not only a constant term but also a bounded and square-integrable term. Simulation results show the effectiveness on disturbances rejection. Experiments of set-point attitude control were conducted on the constructed attitude control platform. Experimental results illustrate that the pitch and roll angular errors are both smaller than one degree, which verifies the effectiveness of the proposed controller on small angle maneuvers and the robustness against unmodeled dynamics.

Key words: attitude control; nonlinear proportional integral derivative; quadrotor aircraft

无人驾驶飞行器由于可以在危险的或人类不容易到达的环境下工作,在军事和生活中有着重要的作用. 近年来,越来越多的人对一种特殊的无人飞行器——四旋翼飞行器产生了兴趣[1-6]. 四旋翼飞行器是一种可垂直起降、悬停、前飞、侧飞和倒飞的飞行器,可以在狭窄的空间起飞,容易悬停在静止或者移动的目标上,且具有高的机动性[1]. 相对于单旋翼式无人直升机,四旋翼的旋翼机械结构简单,有效载荷高. 四旋翼飞行器具有 4 个旋转平面共面的旋翼,由 4 个独立的电机分别驱动. 4 个旋翼处于一个正方形的 4 个顶点上. 按转动方向不同,4 个旋翼分为顺时针和逆时针两组,位于对角线上的两只旋翼同组. 一方面,由于两组旋翼转动方向相反,所以旋翼陀螺力矩可被有效抵消,同时,反扭矩也被自动抵消. 另一方面,通过差动改变同组旋翼的转速,可以在差动力矩的作用下,实现俯仰和滚转运动. 偏航运动由两组旋翼产生的反扭力矩之差实现. 总升力为 4 个旋翼产生的升力之和[2].

实际中,四旋翼飞行器一般采用内外环控制,内环为姿态控制,外环为位置控制. 位置控制可用远程摇控系统,而姿态控制一般由机载系统自动完成. 姿态控制是非常重要的,因为机体位置的变化都是由姿态变化引起的.

收稿日期: 2010-05-04

作者简介: 宿敬亚(1981 -),女,河北石家庄人,博士生,xiujingya@asee.buaa.edu.cn.

在四旋翼飞行器姿态控制中,PD(Proportional Derivative)和 PID(Proportional Integral Derivative)控制器被广泛应用[1-6],但是文献[1-3]中提出的 PD 控制器需要通过提高比例增益来抑制稳态误差,这显然不是实际控制中所希望的. 文献[4-6]中设计的姿态控制器引入了积分项,它们都是基于欧拉角表示法和线性运动学方程,在理论上只适用于小角度机动姿态控制.

本文基于四旋翼飞行器的非线性模型设计了一种非线性 PID 控制器,可以得到几乎全局收敛的结果,为大角度的姿态控制实验奠定了基础. 在搭建的实验平台上进行了姿态控制实验,验证了控制器的有效性.

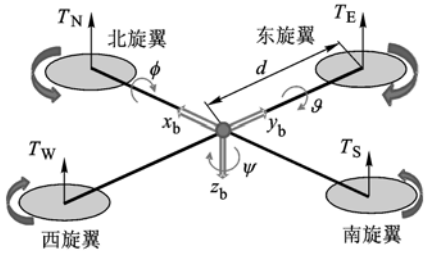
1　模型与问题描述

1.1　机体转动动态模型

四旋翼飞行器的结构如图 1 所示. 令 $A=\{x_b,y_b,z_b\}$ 为机体坐标系,姿态运动学和动力学模型可以参考文献[1-5]. 本文采用了四元数来表示飞行器的姿态. 四元数 $\boldsymbol{q}$ 表示如下:

$$\boldsymbol{q}=[q_0 \quad \boldsymbol{q}_v^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{q}_v=[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^{\mathrm{T}}$$

其中,$\boldsymbol{q}\in\mathbf{R}^4$, $\|\boldsymbol{q}\|=1$;$q_i\in\mathbf{R}$,$i=0,1,2,3$.



ϕ—滚转角;ϑ—俯仰角;ψ—偏航角;T_N,T_S,T_E,T_W—北、南、东和西向旋翼产生的升力;d—旋翼升力作用点到质心的距离.

图 1　四旋翼飞行器结构图

用四元数表示的机体运动学和动力学模型为

$$\dot{\boldsymbol{q}}=\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{\Omega}/2 \tag{1a}$$

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}}=-\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}+\boldsymbol{\Gamma}-\boldsymbol{G}_a+\boldsymbol{\Gamma}_d+\boldsymbol{\varepsilon} \tag{1b}$$

其中,$\boldsymbol{\Omega}=[\Omega_x \quad \Omega_y \quad \Omega_z]^{\mathrm{T}}$,$\Omega_x,\Omega_y,\Omega_z\in\mathbf{R}$ 为机体角速度在机体坐标系上分量;$\boldsymbol{J}\in\mathbf{R}^{3\times3}$为转动惯量矩阵;$\boldsymbol{\Gamma}\in\mathbf{R}^3$ 为控制力矩;$\boldsymbol{G}_a=-I_r\sum(\boldsymbol{\Omega}\times\pm\boldsymbol{e}_3)w_i$ 为陀螺力矩,是由机体自身转动和旋翼转动形成,$I_r\in\mathbf{R}$ 为旋翼相对于旋转轴的转动惯量,$w_i\in\mathbf{R}(i=\mathrm{N,S,E,W})$分别表示北南东西旋翼的转速,$\boldsymbol{e}_3=[0 \quad 0 \quad 1]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{\Gamma}_d\in\mathbf{R}^3$ 为未知的常值干扰力矩;$\boldsymbol{\varepsilon}\in L_2(0,+\infty)\cap L_\infty(0,+\infty)$为未知的能量有界干扰力矩;$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q})$的表达式为

$$\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q})=\begin{bmatrix}-\boldsymbol{q}_v^{\mathrm{T}}\\ q_0\boldsymbol{E}^{3\times3}+\boldsymbol{q}_v^{\times}\end{bmatrix}$$

其中,$\boldsymbol{E}^{n\times n}\in\mathbf{R}^{n\times n}$为 n 维单位矩阵. 这里,$\boldsymbol{v}^{\times}$为叉乘算子,其矩阵表示为

$$\boldsymbol{v}^{\times}=\begin{bmatrix}0 & -v_3 & v_2\\ v_3 & 0 & -v_1\\ -v_2 & v_1 & 0\end{bmatrix} \tag{2}$$

其中,$\boldsymbol{v}=[v_1 \quad v_2 \quad v_3]^{\mathrm{T}}$.

1.2　旋翼动态模型

旋翼产生的升力大小(沿 z_b 方向为正)可建模为

$$T_i=-\alpha w_i^2 \quad i=\mathrm{N,S,E,W}$$

其中,$\alpha>0$ 为一个常数,其值依赖于空气密度,叶片半径的立方、叶片数、叶片弦长、叶片升力常数、阻力常数和尾流形状.

旋翼克服的空气阻力矩可建模为

$$\boldsymbol{Q}_i=\pm\kappa w_i^2\boldsymbol{e}_3 \quad i=\mathrm{N,S,E,W}$$

其中,常数 $\kappa>0$,同样依赖于上面升力模型中提到的参数,其中北南旋翼产生的阻力矩为正,东西旋翼产生的阻力矩为负. 机体受到的来自旋翼的力矩为

$$\boldsymbol{\Gamma}=\begin{bmatrix}0 & 0 & d\alpha & -d\alpha\\ d\alpha & -d\alpha & 0 & 0\\ \kappa & \kappa & -\kappa & -\kappa\end{bmatrix}\begin{bmatrix}w_N^2\\ w_S^2\\ w_W^2\\ w_E^2\end{bmatrix} \tag{3}$$

假设电机转速可快速准确控制,则姿态控制的关键是设计出 $\boldsymbol{\Gamma}$ 的变化规律. 因为如果 $\boldsymbol{\Gamma}$ 已知,则可以反解出旋翼角速率,再根据电机性能得到占空比的控制规律. 电机转速的控制方法可参考文献[7-9].

1.3　姿态控制问题描述

记期望姿态四元数为 $\boldsymbol{q}_d=[q_{0d} \quad \boldsymbol{q}_{vd}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$,期望的机体角速度为 $\boldsymbol{\Omega}_d=\boldsymbol{0}$. 定义姿态误差为

$$\boldsymbol{e}_q=\boldsymbol{q}-\boldsymbol{q}_d$$

误差的积分为

$$\boldsymbol{I}_q=\int_0^t\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_d)\boldsymbol{e}_q(\tau)\mathrm{d}\tau=\int_0^t\boldsymbol{e}_v(\tau)\mathrm{d}\tau$$

其中,$\boldsymbol{e}_v=\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_d)\boldsymbol{q}$,$\boldsymbol{e}_v$ 为姿态误差四元数的向量部分,这里姿态误差四元数为期望坐标系相对于机体坐标系的姿态四元数.

由式(1)可得

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{I}}_q&=\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_d)\boldsymbol{e}_q\\ \dot{\boldsymbol{e}}_q&=\frac{1}{2}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{e}_q)\boldsymbol{\Omega}+\frac{1}{2}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q}_d)\boldsymbol{\Omega}\end{aligned}\right\} \tag{4a}$$

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = -\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\Gamma} - \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (4b)$$

从以上误差模型可知,$\boldsymbol{e}_q$ 与 $\boldsymbol{\Omega}$ 不是直接的积分关系,是复杂的非线性关系,而且此非线性环节不能由控制器直接进行补偿. 这是控制器设计难点之一. 另外,对噪声的抑制也是控制器设计的一个难点.

姿态控制的任务是设计一个光滑的反馈控制律 $\boldsymbol{\Gamma}$,使得在干扰($\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{\varepsilon}$)≠0 的情况下,当 $t\to\infty$ 时,$\boldsymbol{e}_q\to\boldsymbol{0}$ 且 $\boldsymbol{\Omega}\to\boldsymbol{0}$.

2 姿态控制器

采用如下形式的非线性 PID 控制器:

$$\boldsymbol{\Gamma} = \boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{\Omega}\times(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Omega}) - \left[\frac{1}{2}c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q}) + \boldsymbol{D}\right]\boldsymbol{\Omega} - (c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{J} + c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{D} + \gamma\boldsymbol{E}^{3\times3})\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{e}_q - c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{I}_q \quad (5)$$

其中,$0<\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{3\times3}$;$0<\gamma\in\mathbf{R}$;$0<c_{\mathrm{p}}\in\mathbf{R}$;$0<c_{\mathrm{I}}\in\mathbf{R}$.

2.1 控制器性质

对于式(4)和式(5)构成的闭环系统,其状态随着 $t\to\infty$ 收敛于如下两个点之一:

$$P_1 = \{\boldsymbol{e}_q = \boldsymbol{0}, \boldsymbol{I}_q = \boldsymbol{I}_q^0, \boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{0}\} \quad (6a)$$

$$P_2 = \{\boldsymbol{e}_q = -2\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}, \boldsymbol{I}_q = \boldsymbol{I}_q^0, \boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{0}\} \quad (6b)$$

其中,$\boldsymbol{I}_q^0$ 为未知常值向量.

物理上 $\boldsymbol{q}$ 和 $-\boldsymbol{q}$ 表示同一个姿态,P_1 和 P_2 也表示同一姿态,故在物理上飞行器姿态全局趋向于期望值.

当 $\boldsymbol{\varepsilon}\equiv\boldsymbol{0}$,$P_1$ 是几乎全局稳定的. 这里的"几乎全局",是指 P_1 的收敛域除了一个可以忽略的集合外的整个状态空间. 这里的"可忽略"的集合指测度为零的集合,并且这个集合的补集是开的和稠密的[10].

2.2 控制器参数选择

1) 确定期望的姿态四元数. 对于某期望姿态,可以由正负两个四元数来描述. 选择用于计算控制律式(5)的 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}$ 的原则是:使得 $e_0 = \boldsymbol{q}_{\mathrm{vd}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}} + q_0 q_{0\mathrm{d}} > 0$. 这是因为 e_0 表示姿态误差四元数的标量部分,且 $e_0>0$ 表示机体只需要绕空间中某轴转动小于 180°就可以达到期望姿态. 当 $e_0<0$ 时,在式(5)作用下,机体会绕大圈即转动大于 180°,从而增加了能量消耗.

2) 选择控制律参数. 式(5)的前两项为直接补偿项,即对陀螺力矩和克里奥利力矩的补偿,其余为一个线性 PID 控制器的形式,其比例系数 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}}\in\mathbf{R}^{3\times3}$,微分系数 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}\in\mathbf{R}^{3\times3}$,积分系数 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{i}}\in\mathbf{R}^{3\times3}$ 的表达式分别为

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}} = c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{J} + c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{D} + \gamma\boldsymbol{E}^{3\times3}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}} = c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q})/2 + \boldsymbol{D}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{i}} = c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{D}$$

c_{p} 可选择相当小,则有 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}} = c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{J} + c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{D} + \gamma\boldsymbol{E}^{3\times3}$,$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}\approx\boldsymbol{D}$,$\boldsymbol{C}_{\mathrm{i}} = c_{\mathrm{I}}\boldsymbol{D}$. 一般来讲,积分项也很小,所以主要由 $\boldsymbol{D}$ 调节微分系数,由 c_{p} 和 γ 调节比例系数,由 c_{I} 调节积分系数. 关于 c_{p} 的设定,只要使得 $c_{\mathrm{p}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}})\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{q})/2$ 的值远远小于 $\boldsymbol{D}$ 的值(相差两个数量级),就认为是很小了.

$\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}}$,$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}$ 的初始值是通过估计旋翼能够产生的最大升力以及姿态误差和角速率的最大值得到的. 初始值确定后进行物理实验或数字仿真测试,根据响应曲线不断细调 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}}$,$\boldsymbol{C}_{\mathrm{d}}$,最后加入 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{i}}$ 整体进行调节. 需要说明的是本文得到的参数不一定是最好的.

与常规线性 PID 控制器相比,式(5)消除了一些非线性因素:陀螺力矩和克里奥利力矩以及运动学的非线性关系,扩大了控制器的收敛域. 常规线性 PID 控制器为[6]

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} K_\phi e_\phi + D_\phi\dot{\phi} + I_\phi\int e_\phi \\ K_\vartheta e_\vartheta + D_\vartheta\dot{\vartheta} + I_\vartheta\int e_\vartheta \\ K_\psi e_\psi + D_\psi\dot{\psi} + I_\psi\int e_\psi \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中,$e_\phi = \phi - \phi_{\mathrm{d}}$,$e_\vartheta = \vartheta - \vartheta_{\mathrm{d}}$,$e_\psi = \psi - \psi_{\mathrm{d}}$ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角误差,ϕ_{d},ϑ_{d},ψ_{d} 分别为期望滚转、俯仰和偏航角;K_ϕ,K_ϑ,$K_\psi\in\mathbf{R}$ 分别为滚转、俯仰和偏航通道的比例系数;D_ϕ,D_ϑ,$D_\psi\in\mathbf{R}$ 分别为滚转、俯仰和偏航通道的微分系数;I_ϕ,I_ϑ,$I_\psi\in\mathbf{R}$ 分别为滚转、俯仰和偏航通道的积分系数. 基于线性姿态模型的常规 PID 忽略了陀螺力矩和克里奥利力矩,且将机体角速率直接看作是姿态角的微分,适合于小角度控制.

3 数字仿真和物理实验

给出了一组仿真实验,用于说明控制器对干扰的抑制作用和为物理实验提供参考信息. 给出一个小角度控制实验,用于验证控制器对未建模动态的鲁棒性.

3.1 数字仿真

数字仿真的相关参数如下:四旋翼飞行器的标称质量为 1.3 kg,关于 x_{b},y_{b} 和 z_{b} 轴的转动惯量分别标称为 0.002 kg·m^2,0.02 kg·m^2 和 0.04 kg·m^2. 控制力矩为

$$\boldsymbol{G}_{\mathrm{a}} = -\frac{I_{\mathrm{r}}}{\sqrt{\alpha}}\sum_{\mathrm{N,S,E,W}}(\boldsymbol{\Omega}\times\pm\boldsymbol{e}_3)\sqrt{T_i}$$

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & d & -d \\ d & -d & 0 & 0 \\ \kappa/\alpha & \kappa/\alpha & -\kappa/\alpha & -\kappa/\alpha \end{bmatrix}\begin{bmatrix} T_{\mathrm{N}} \\ T_{\mathrm{S}} \\ T_{\mathrm{W}} \\ T_{\mathrm{E}} \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中,$\kappa = 1\times10^{-5}$ N·m/(rad/s)^2;$\alpha = 4\times10^{-4}$ N/(rad/s)^2;$d = 0.15$ m;$I_{\mathrm{r}} = 0.001$ kg·m^2. 仿真以升力为控制量.

仿真中给定常值干扰力矩向量为 $\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{d}} = [0.06\quad 0.06\quad 0.015]^{\mathrm{T}}$N·m. 属于 $L_2(0,+\infty)\cap L_\infty(0,+\infty)$ 的干扰为平均分布在$[-0.05\mathrm{e}^{0.1t}\ 0.05\mathrm{e}^{-0.1t}]$的噪声. 设期望姿态为 $\vartheta_{\mathrm{d}} = -10°$,$\phi_{\mathrm{d}} = 10°$,$\psi_{\mathrm{d}} = 30°$. 控制器参数选择为 $c_{\mathrm{p}} = 1$,$c_{\mathrm{I}} = 0.003$,$\boldsymbol{D} = 0.35\boldsymbol{E}^{3\times3}$,$\gamma = 0.8$,得到的角度和角速度控制结果如图 2 和图 3,姿态达到了期望值.

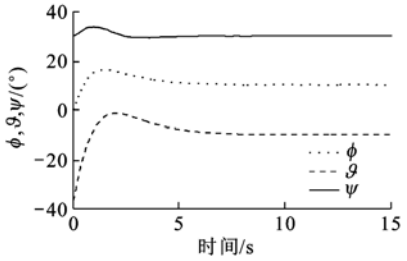


图 2　非线性 PID 方案的姿态角输出

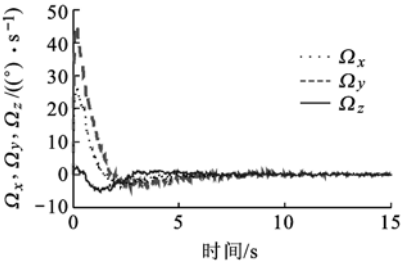


图 3　非线性 PID 方案的角速度输出

应用常规 PID 控制律,即式(7),其中比例系数,微分系数和积分系数分别为 $K_\phi, K_\vartheta, K_\psi = 0.55$;$D_\phi, D_\vartheta, D_\psi = 0.35$;$I_\phi, I_\vartheta, I_\psi = 0.0005$. 仿真结果如图 4 和图 5 所示. 从图 4 和图 5 可知本文提出的控制器与常规 PID 在小角度控制时效果相差不多,都能很好地消除稳态误差,惯性力和非线性因素的作用不明显.

3.2　物理实验

姿态控制系统的开发要求有一个适当的实验平台. 实验平台可以锁定飞行器的一些自由度来减少控制的复杂性,又可避免系统损伤.

如图 6 所示为姿态控制实验平台. 四旋翼飞行器固定在一个万向节上,从而使得飞行器只有

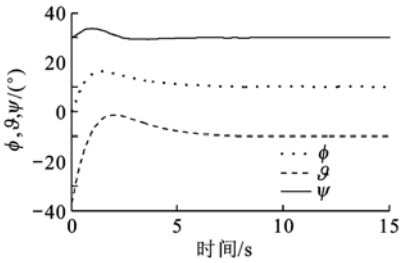


图 4　常规 PID 方案的姿态角输出

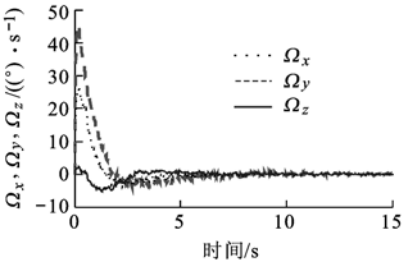


图 5　常规 PID 方案的角速度输出



图 6　四旋翼飞行器的姿态控制实验平台

3 个自由度. 万向节对飞行器偏航没有限制,俯仰和滚转限制在 ±40°左右.

如图 7(姿态控制实验平台框图)所示,计算机通过标准 RS-232 串口向 DSP(Digital Signal Processing)发送指令(DSP 固定在飞行器上). DSP 将这些指令转化为 PWM(Pulse-Width Modulation)信号,并传送给 4 个无刷直流电机的电机调速器. 电机调速器根据 PWM 信号产生相应激磁电流用于控制电机的转速. 电机驱动螺旋桨旋转产生升力和力矩,从而控制飞行器姿态. 惯性测量单元用于测量飞行器姿态和角速率. 实验中用到的控制律没有加入陀螺力矩(小角度控制时它的值很小),所以没有用测量旋翼速度的元件. 测量单元得到的信息直接传送给计算机,用于生成控制信号.

实验中有很多不确定因素,例如:①安装误差. 重心不在支点上(万向节上),重心相对于支点的位置在机体系上坐标为$(x_{\mathrm{bg}}, y_{\mathrm{bg}}, z_{\mathrm{bg}})$,则重力形成的力矩为 $\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{g}} = \mathrm{diag}(x_{\mathrm{bg}}, y_{\mathrm{bg}}, z_{\mathrm{bg}})\boldsymbol{R}_{\mathrm{eb}}(\boldsymbol{q})mg\boldsymbol{e}_3$,$\boldsymbol{R}_{\mathrm{eb}}(\boldsymbol{q})$为地面系到机体系的坐标变换矩阵. 当 $\boldsymbol{q}$ 固定到某个值时,$\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{g}}$ 为恒定值. ②电机性能不完

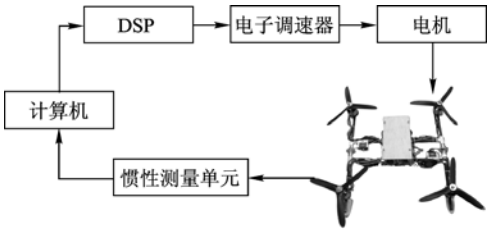


图 7 四旋翼飞行器的姿态控制实验平台框图

全相同. 左右电机在给同样的占空比时,产生的转速不同. 这使得旋翼产生的升力不同,例如需要产生俯仰力矩时,需要 $T_N = T_0 + \delta_{T_N}, T_S = T_0 - \delta_{T_S}, T_0$ 为四旋翼平衡时的升力,δ_{T_N} 为北旋翼需要增加的力,δ_{T_S} 为南旋翼需要减少的力,且 $\delta_{T_N} = \delta_{T_S}$. 控制北电机增加对应占空比,而南电机减小相同大小的占空比,但是由于电机性能不同,产生了不希望且未知的多余力矩 $\Gamma_m = (\delta_{T_N} - \delta_{T_S})\,d$. 当升力变化不大时,这一力矩近似为常值干扰. ③摩擦力主要发生在万向节上. ④通信时偶尔出现的信息丢失将使得反馈控制量不能及时更新,由此带来的控制信号误差可认为是一个瞬时的未知有界干扰. ⑤测量误差. 惯性测量单元对姿态角的测量是有误差的,特别是对于偏航角的测量. 由于地球磁场与电机转动时产生的电磁场相互干扰造成了大的偏航角测量误差.

实验中设定的期望姿态为:$\vartheta = -10°, \phi = 10°, \psi = 30°$. 实验结果如图 8 和图 9 所示,可以看出 ϕ 和 ϑ 的稳态偏差小于 1°,ψ 小于 4°. 可见,对安装误差造成的力矩和电机差异造成的干扰力矩,控制器积分项进行了有效的补偿,偶尔的数据丢失也没有对控制效果产生明显影响.

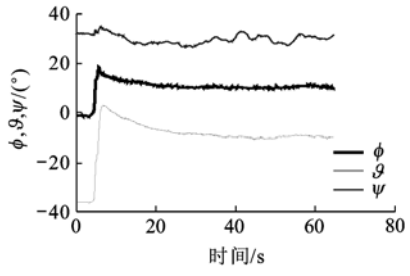


图 8 物理实验的姿态角输出

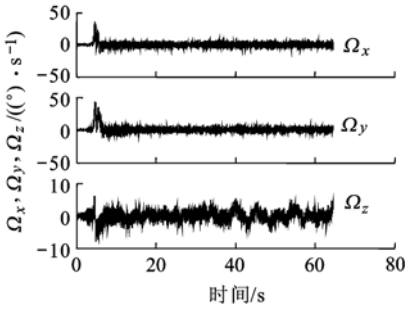


图 9 物理实验的角速度输出

4 结束语

本文针对四旋翼飞行器的特点设计了一个新的非线性 PID 姿态控制器. 该控制器可以在有常值和 $L_2(0, +\infty) \cap L_\infty(0, +\infty)$ 干扰情况下,使得系统几乎全局收敛于期望的姿态. 定点姿态控制结果表明该控制器能良好的控制四旋翼飞行器到指定姿态,对干扰和未建模动态具有鲁棒性.

参考文献(References)

[1] Erginer Bora, Altug Erdinc. Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle[C]// Proceedings of the 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium. Istanbul, Turkey: IEEE, 2007: 894 - 899

[2] Voos Holger. Nonlinear state-dependent Riccati equation control of a quadrotor UAV[C]// Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Control Applicatioins. Munich: IEEE, 2006:2547 - 2552

[3] Tayebi Abdelhamid, McGilvray Stephen. Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(3):562 - 571

[4] Bouabdallah Samir, Siegwart Roland. Full control of a quadrotor [C]//Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ international Conference on Intelligent Robots and Systems. San Diego, CA, USA: IEEE, 2007:153 - 158

[5] Ashfaq Ahmad Mian, Wang Daobo. Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6 DOF quadrotor helicopter [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3):261 - 268

[6] Bouadballah Samir, Noth Andr , Siegwart Roland. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Sendal, Japan: IEEE, 2004:2451 - 2456

[7] 夏长亮,杨晓军,史婷娜,等. 基于鲁棒调节器的无刷直流电机速度控制研究[J]. 电工电能新技术,2002,21(3):5 - 8
Xia Changliang, Yang Xiaojun, Shi Tingna, et al. Robust speed controller design for brushless motor drive[J]. Advanced Technology of Electrical Engineering and Energy, 2002, 21(3):5 - 8 (in Chinese)

[8] 康健,孙鹏远,解小华,等. 基于观测器的直流伺服电机速度控制[J]. 控制工程,2004,11(4):381 - 384
Kang Jian, Sun Pengyuan, Xie Xiaohua, et al. Disturbance torque estimation[J]. Control Engineering of China, 2004, 11(4):381 - 384 (in Chinese)

[9] 王晓明,王玲. 电动机的 DSP 控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:229 - 265
Wang Xiaoming, Wang Ling. DSP control of electromotor[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004:229 - 265 (in Chinese)

[10] Sanyal K Amit, Chaturvedi A Nalin. Almost global robust tracking control of spacecraft gravity[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: AIAA2008-6979

(编 辑:刘登敏)