

四旋翼飞行器的模型参考自适应控制研究

朱冰

(鹤壁职业技术学院, 河南 鹤壁 458030)

摘要: 针对四旋翼飞行器的姿态控制中的受扰动问题, 提出了使用模型参考自适应算法加强四旋翼飞行器的姿态稳定性; 常规控制器对四旋翼飞行器受扰时的控制很不理想, 模型参考自适应控制器在外部干扰或环境影响出现时, 能够结合参考模型, 提高控制系统的动态品质; 结合动力学模型并加以适当简化, 设计了常规反馈控制器和模型参考自适应控制器, 并进行了数据仿真实验; 结果表明, 模型参考自适应控制器能够在很大的范围内有效屏蔽干扰, 缩短稳定控制时间, 验证该算法在四旋翼飞行器姿态控制中是可行有效的。

关键词: 模型参考; 自适应算法; 四旋翼姿态控制

Research on the Model Referenced Adapting Control of a Quadrotor

Zhu Bing

(Hebi Occupation Technology College, Hebi 458030, China)

Abstract: In order to solve the problem in the perturbed attitude control of a quadrotor, propose to use the model reference adaptive algorithm to enhance the attitude stability. Conventional controllers were weak to stabilize the attitude from disturbances caused by surroundings. Model reference adaptive controller can combine with the reference model to improve the dynamic quality, when external disturbances appear. Binding kinetics model and appropriate simplification, the conventional feedback controller and the model reference adaptive controller are designed. With the experiment, the simulation results show that, the model reference adaptive controller can effectively shield interference in a large range, shorten the time of stability, verify that the algorithm is feasible and effective in the four rotor aircraft attitude control.

Key words: quadrotor modeling; quadrotor control; model referenced adapting control

0 引言

四旋翼无人飞行器因其起降条件低, 物理易实现及可小型化等特点成为近年来受控物理平台研究领域的热点。四旋翼无人飞行器本身是一个强耦合易受扰动的欠驱动系统, 目前已有澳洲卧龙岗大学的 Mckerrow 对其进行了动力学建模, 许多研究机构都针对其独特的物理结构设计了相应的控制器, 在实验室条件下, 这些控制器的实现效果都很好^[1-3], 然而在出现较强干扰时(如强风或突然施加外部压力等), 常见的控制系统都需要比较长的姿态稳定调节时间或出现不收敛的抖动情况。鉴于上述问题, 本文结合模型参考自适应控制理论, 设计了在扰动较强时仍能可靠控制四旋翼无人飞行器姿态稳定的控制器, 在实验中, 该控制器性能良好, 表现出很强的自适应性。

1 四旋翼无人飞行器建模

四旋翼无人飞行器是典型的欠驱动系统, 呈 X 交叉的机架顶端都安置了外转子电机及桨叶, 通过各个桨叶不同的旋转速度, 调节机体六个自由度的姿态。为了问题的简单化, 文中不考虑四旋翼无人飞行器机体的柔性及微小形变, 认为机体的运动为典型的六自由度刚体运动, 分别是围绕机体三个轴向的转动和机体重心沿机体三个轴向的线运动。机体运

动选择体坐标系进行描述, 坐标原点即为机体重心, 规定机体俯仰抬头时为正, 机体转动符合右手定则。结合 Paul Pounds 等人对四旋翼无人飞行器的动力学分析^[4], 可以获得如下的动力学关系:

机体坐标系下三轴转动的角速率同欧拉角速率的关系:

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

机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵, 其中 c_ψ 表示 $\cos\psi$, s_ψ 表示 $\sin\psi$:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\varphi & s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta c_\varphi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta s_\varphi & -c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\varphi \\ -s_\theta & c_\theta s_\varphi & c_\theta c_\varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

本文进行以下重要假设: 单个电机及其旋翼组成的旋翼系统的中心和机体质心高度差忽略不计; 认为欧拉角速率和体坐标系角速率一致; 不考虑旋翼挥舞, 认为它只受到与其转速的平方成正比的升力和反扭作用; 认为旋翼质量很轻, 不考虑其转动惯量^[5]; 为了提取数学模型, 直接将旋翼转速当作系统动力学模型的输入。在上述假设的基础上, 获得动力学模型:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \dot{\varphi} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_1 \\ \ddot{\theta} = \dot{\theta} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J}{I_y} \dot{\varphi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2 \end{cases} \quad (3)$$

收稿日期: 2013-10-12; 修回日期: 2013-12-30。

基金项目: 河南省社科联项目 (SKL-2011-3222); 2012 年度教育部高职高专计算机类专业教指委立项课题 (JZW590112029)。

作者简介: 朱冰 (1979-), 男, 河南南阳人, 硕士, 讲师, 主要从事计算机控制技术方向的研究。

$$\begin{cases} U_1 = Kt(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = Kt(\Omega_1^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = Kt(\Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_4 = Kd(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \Omega = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \end{cases} \quad (4)$$

式中, θ, φ, ψ 分别为三轴的角度, U 为 4 个旋翼的运动控制量, Ω 为 4 个旋翼的转速, 其他为测量获得的物理常量见表 1。

表 1 物理常量

物理量 (单位)	数值
$m(\text{kg})$	0.75
$l(\text{m})$	0.25
$K_r(\text{N} \cdot \text{s}^2)$	$3.13e-5$
$K_d(\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2)$	$7.5e-7$
$I_x(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$19.688e-3$
$I_y(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$19.681e-3$
$I_z(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$3.938e-2$
$J(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$6e-5$

本文仅就四旋翼无人飞行器的姿态稳定环, 即俯仰及滚转状态感兴趣, 在盘旋状态时, 忽略陀螺扭矩及自转情况, 式 (3) 可进一步简化并可获得俯仰、滚转通道的传递函数。由式 (5) 可见, 俯仰及滚转通道的传递函数类似, 为简化说明, 下文仅对滚转通道进行阐述, 俯仰通道的控制器设计方法类似。将式 (5) 中的滚转通道用连续时间状态空间

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{l}{I_y} U_3 \rightarrow F_\theta(s) = \frac{\theta(s)}{U_3(s)} = \frac{l}{I_y s^2} \\ \dot{\phi} = \frac{l}{I_x} U_2 \rightarrow F_\phi(s) = \frac{\phi(s)}{U_2(s)} = \frac{l}{I_x s^2} \end{cases} \quad (5)$$

表示, 设状态向量 $\mathbf{x} = (\phi, \dot{\phi})^T$, 进而得

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \mathbf{x}(t) + \begin{pmatrix} 0 \\ l \end{pmatrix} u_2(t) \\ \phi(t) = (1 \ 0) \mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (6)$$

在此基础上, 可进行姿态稳定相关控制器的设计。

2 模型参考自适应控制器设计

上文已经对四旋翼无人飞行器姿态通道进行了建模, 式 (6) 中的 I_x 在实验过程中因施加外力或强干扰等因素会发生改变, 这种数学模型容易改变的系, 常规控制在模型发生变化时不能保持很好的品质, 这时可以考虑使用模型参考自适应控制器。模型参考自适应控制不需要对被控对象进行在线辨识, 自适应系统的控制器参数是随着对象特性的变化而时变的, 因此系统具备很强的适应性。在满足控制要求的前提下, 建立起一个合适的参考模型, 就能使自适应控制需要的时间足够小, 从而使被控对象参数变化过程比起参考模型和对象本身的时间响应要慢得多。

模型参考自适应控制系统的典型结构如图 1 所示, 主要由参考模型、受控对象、可变参数控制器和自适应机组成。可调控制器与受控对象组成受控系统, 和参考模型之间的性能一致性可以由受控系统和参考模型之间的状态误差向量或输出误差向量来度量, 自适应机按减小偏差的方向修正或更新控制律, 以使系统的性能指标达到或接近期望性能指标。

结合式 (5) 和 (6), 影响姿态稳定的两个通道已经不存

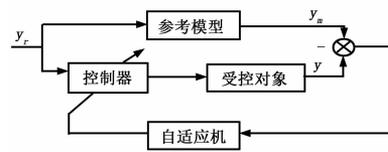


图 1 模型参考自适应控制典型结构图

在耦合关系, 现针对滚转通道设计模型参考自适应控制器, 图 2 中的数学符号同式 (6) 相一致。形如

$$u_2 = -\hat{k}^T x + \hat{v}_r \quad (7)$$

的带有估计算数的前置滤波器 \hat{v} 及反馈增益 \hat{k} 的状态空间控制器具备 Lyapunov 渐进稳定性^[6], 令向量 $\mathbf{x} = (\phi, \dot{\phi})^T$, 则参考模型与飞行器模型的误差 $\epsilon = \mathbf{x} - \mathbf{x}_m$, 则有

$$\dot{\hat{k}}^T = B_m^T P \int_0^t \epsilon x^T d\tau + \hat{k}_0^T \quad (8)$$

$$\dot{\hat{v}} = -B_m^T P \int_0^t \epsilon \phi_r d\tau + \hat{v}_0 \quad (9)$$

式 (8) 和 (9) 中 P 为满足 Lyapunov 方程

$$PA_m + A_m^T P + Q = 0 \quad (10)$$

的正定矩阵, 其中 Q 选为系统中的参数化矩阵, 对系统的自适应性有一定影响。式 (8) ~ (10) 中的 A_m, B_m 为参考模型中的状态空间矩阵参数, 为了参考模型为完全可控, 需要将参考模型的极点都配置到 s 域的左半平面^[6]。

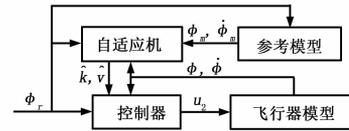


图 2 滚转通道的模型参考自适应控制

3 数值仿真

仿真环境为 Matlab/Simulink, 参考算法为针对器状态空间设计的反馈控制器, 搭建的模型中除受干扰的参数 I_x 外, 其他物理参数都保持常数值, 具体数值参见表 1。选择正定矩阵 $Q = \text{diag}(100, 100)$, 其他参数初始化为 0, 参考模型状态空间表示为

$$\dot{\mathbf{x}}_m = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -100 & -20 \end{pmatrix} \mathbf{x}_m + \begin{pmatrix} 0 \\ 100 \end{pmatrix} \phi_r \quad (11)$$

进而结合式 (6) ~ (9) 完成自适应系统的设计。

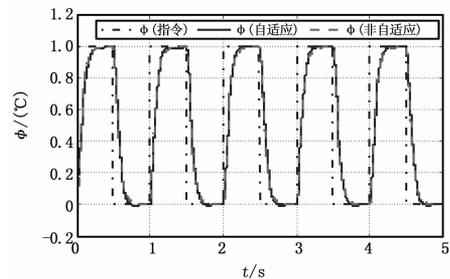


图 3 参数不变时, 算法效果

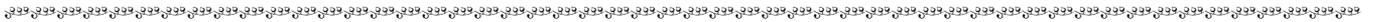
实验共分为 4 组, 分别取 I_x 始终保持 0.02 不变、 I_x 从 0.02 突变到 0.03、 I_x 从 0.02 突变到 0.04 和 I_x 从 0.02 突变到 0.06, 实验效果如图 3~图 6 所示。

(下转第 1776 页)

参考文献:

[1] 程安. 连续滚筒式沥青搅拌站控制系统的研究 [D]. 西安: 西安科技大学, 2009, 4.
 [2] 徐晓燕, 严海磊. 基于 CC-Link 的锅炉风机控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (8): 1780-1783.
 [3] 唐玉庆. 基于现场总线的分布式沥青混合料搅拌设备控制系统 [D]. 镇江: 江苏大学, 2012, 12.
 [4] 石亚茹, 孙英培, 等. 基于 CC-Link 总线的悬臂式堆取料机控制系统设计 [J]. 制造业自动化, 2013, 4 (8): 125-128.
 [5] MITSUBISHI. CC-Link FR-E5NC Transistorized Inverter (In-

struction Manual) [Z]. 2006.
 [6] 林涛, 王志文. 沥青混凝土搅拌设备计算机控制系统 [J]. 长安大学学报 (自然科学版), 2005, 3 (2): 86-89.
 [7] 范其明, 孙艳. 基于 CC-Link 总线的污水处理控制系统介绍 [J]. 天津职业院校联合学报, 2012, 8 (8): 48-50.
 [8] 卢国华, 刘水莲, 等. 基于 CC-Link 网络的酸洗线 PLC 控制系统 [J]. 山东农业大学学报 (自然科学版), 2013, 44 (1): 90-95.
 [9] 许其清, 朱炼, 等. 多路口联控智能交通灯的设计与实现 [J]. 控制工程, 2009, 11 (s): 34-38.



(上接第 1746 页)

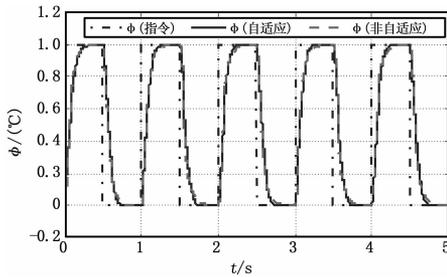


图 4 参数突变到 0.03 时, 算法效果

从图 3 可以看出, 在参数不变化即无外部扰动时, 非自适应算法和自适应算法都保持良好品质, 飞行姿态平稳; 当系统出现较小的扰动时, 参照图 4, 发现自适应系统相比非自适应控制器具有更好的稳定性能, 并不受外界扰动的影响; 图 5 及图 6 描绘的是大扰动情况下, 两种控制器对系统镇定的效果, 经过实验发现, 非自适应控制器在大扰动情况下出现大幅度振荡, 虽然最终能趋于平稳, 不过调节时间很长, 而本文设计的控制器具备很好的镇定效果, 并表现出很强的抗干扰性能。当出现更强的扰动时, 非自适应算法的控制器会出现发散而无法稳定系统等问题, 而自适应控制器能够实现系统的稳定, 然而此类大扰动在实际物理世界中自然出现的概率很小, 故不在本文讨论范围内。

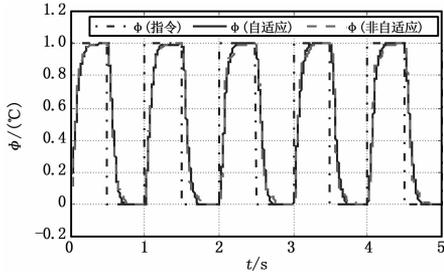


图 5 参数突变到 0.04 时, 算法效果

在干扰出现时, 非自适应控制算法仅能依靠自身反馈对系统进行调节, 而模型参考自适应控制通过参考模型和飞行器模型状态的偏差结合 Lyapunov 渐进稳定性理论提高系统稳定性, 缩短调节时间, 通过实验证明该方法确实有效, 算法尚需改进的方面是参数运算需要消耗一定时间。

4 结论

本文为解决受扰动时的四旋翼姿态稳定问题, 将模型参

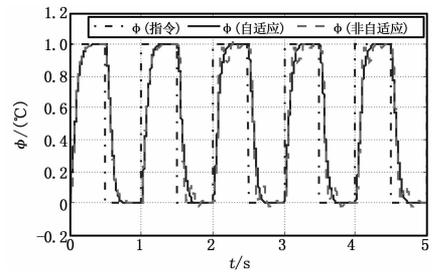


图 6 参数突变到 0.06 时, 算法效果

考自适应控制器引入受控系统中。针对飞行器姿态稳定过程中可能受到的常规影响, 进行了 4 组实验, 都验证了模型参考自适应控制系统能够实现四旋翼飞行器的姿态稳定控制, 同时在扰动出现时, 相比常用的反馈控制器, 其能够在更短的时间内稳定在更好的姿态; 在大扰动出现时, 依旧保持很好的控制品质, 不足在于控制器的自适应参数需要计算。本文提供的算法在仿真环境中运行良好, 运算时间有望通过硬件分布计算获得提高, 为四旋翼飞行器鲁棒飞行提供了有意义的参考。

参考文献:

[1] Salih A L, Moghavvemi M, Mohamed H A F, et al. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle [A]. Automation Quality and Testing Robotics (AQTR), 2010 IEEE International Conference on [C]. IEEE, 2010, 1: 1-5.
 [2] Bouabdallah S, Siegwart R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [A]. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005 [C]. IEEE, 2005: 2247-2252.
 [3] Mistler V, Benallegue A, Msirdi N K. Exact linearization and non-interacting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback [A]. Robot and Human Interactive Communication, 2001. Proceedings. 10th IEEE International Workshop on [C]. IEEE, 2001: 586-593.
 [4] Pounds P, Mahony R, Corke P. Modelling and control of a large quadrotor robot [J]. Control Engineering Practice, 2010, 18 (7): 691-699.
 [5] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006, 4: 113-117.
 [6] Ioannou P A, Sun J. Robust adaptive control [M]. Dover Publications. com, 2012.