

基于 Anti-windup PID 的四旋翼飞行器姿态控制研究

赵玉颖 姜香菊 曾幼涵

(兰州交通大学电气工程及自动化学院 兰州 730070)

摘要 针对四旋翼飞行器姿态控制问题,设计一种 Anti-windup PID 姿态控制器。结合四旋翼飞行器简化的数学模型,在飞行器在垂直速率、俯仰速率、翻滚速率、偏航速率 4 个独立通道上分别设计了 PID 控制器和 Anti-windup PID 控制器。在 MATLAB/SIMULINK 环境下,对控制四旋翼飞行器姿态的两种算法进行仿真分析。仿真结果表明, Anti-windup PID 控制方法在性能上明显优于 PID,对飞行器有良好的控制效果。用 Anti-windup PID 算法搭建的四旋翼飞行器的物理实验平台更好地验证了该算法的有效性。

关键词 PID, Anti-windup PID, 四旋翼飞行器, 姿态控制

中图分类号 TP273 文献标识码 A

Attitude Control Research of Quad-rotor Aircraft Based on Anti-windup PID

ZHAO Yu-ying JIANG Xiang-ju ZENG You-han

(School of Electrical Engineering and Automation, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

Abstract Aiming at the attitude control problem of four rotor aircraft, a PID Anti-windup attitude controller was designed. Based on the simplified mathematical model of the four rotor aircraft, the PID controller and PID Anti-windup controller were designed respectively on the four independent channels of the aircraft in the vertical velocity, the pitch rate, the roll rate and yaw rate. In the MATLAB/SIMULINK environment, the simulation analysis of the two algorithms to control the attitude of the four rotor aircraft was carried out. The simulation results show that the PID Anti-windup control method is superior to PID in performance, and has a good control effect on the aircraft. PID Anti-windup algorithm is used to build the physical experiment platform of the four rotor aircraft, which is better to verify the effectiveness of the algorithm.

Keywords PID, Anti-windup PID, Quad-rotor aircraft, Attitude control

四旋翼飞行器是一个强耦合、非线性、多变量的欠驱动系统。它以其结构简单、灵活性强、负载能力大、可实现垂直起降、空中悬停等突出特点,在许多领域得到广泛应用。四旋翼飞行器有 6 个自由度,通过 4 个旋翼的转动提供升力,只要改变 4 个旋翼的转速就可以改变飞行器的飞行姿态。

针对四旋翼飞行器姿态控制,目前研究较多的有 PID 控制和 LQR 控制、模糊控制、反步法控制、滑模变结构控制等。文献[1]采用 PID 控制和 LQR 控制。文献[2]采用 PID、LQR 和 LQR-PID 方法对四旋翼飞行器的垂直启停速度和位置进行控制。文献[3]采用 PID 对四旋翼飞行器的垂直高度、俯仰角、翻滚角、偏航角进行了仿真研究。文献[4]采用 PD 对四旋翼飞行器的位置和姿态进行控制。这些控制方法都取得了一定的成绩,对研究四旋翼飞行器有一定的借鉴意义。

针对四旋翼飞行器的非线性模型,本设计采用 PID 和 Anti-windup PID 对四旋翼飞行器的姿态进行控制;在 MATLAB/Simulink 环境下进行仿真并对仿真结果进行比较分析,从而验证了 Anti-windup PID 控制方法的优越性;最后将 Anti-windup PID 控制方法移植到四旋翼飞行器中,得到了很好的姿态控制效果。

1 四旋翼飞行器数学建模

1.1 四旋翼飞行器的物理模型

四旋翼飞行器的物理模型如图 1 所示,主要由 1 个机架、4 个电机、4 个旋翼组成,能实现升降、悬停、俯仰运动、翻滚运动、偏航运动、前后运动和左右运动^[5-7]。

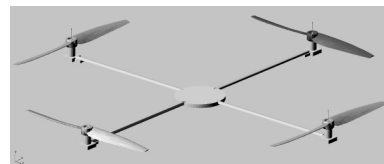


图 1 四旋翼飞行器的物理模型

1.2 四旋翼飞行器的动力学模型

四旋翼飞行器的动力学数学模型,是飞行控制系统设计和实现飞行控制的基础。考虑外界复杂条件对控制设计带来的影响,所以先研究室内或室外无风情况下飞行器悬停和慢速飞行控制,这样就可以忽略空气阻力系数。

选用机体坐标系描述机体的运动,机体坐标系的原点与四旋翼飞行器的质心重合。地面坐标系作为参考坐标系。机

赵玉颖(1988—),女,硕士生,主要研究方向为四旋翼飞行器控制器的参数优化;姜香菊(1979—),女,副教授,硕士生导师,主要研究方向为故障诊断;曾幼涵(1993—),男,硕士生,主要研究方向为室内定位导航。

体坐标系与地面坐标系的关系通过欧拉角翻滚角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 三个角进行描述。其坐标定义如图 2 所示^[8-12]。

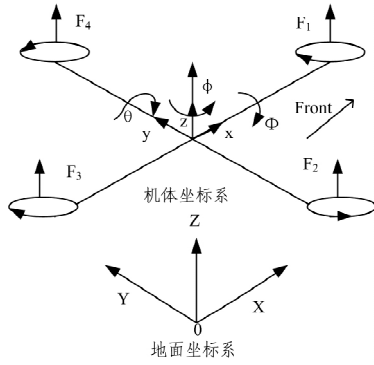


图 2 四旋翼飞行器坐标系

根据欧拉角与飞行器角速度之间的关系^[13-15]可得:

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

其中, p, q, r 分别为飞行器围绕机体坐标系的角速度。小角度情况下, 欧拉角角速度和机体角速度之间是准积分关系, 为了简化控制系统设计, 假设欧拉角角速度和机体角速度之间为简单的积分关系, 即式(1)可以简化为式(2)。

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

如果四旋翼飞行器机体坐标系的 3 个轴向动量矩的分量分别为 M_x, M_y, M_z , 其转动惯量分别为 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} , 则四旋翼飞行器的角运动方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr I_{xx}^{-1} \\ M_y + (I_{zz} - I_{xx})rp I_{yy}^{-1} \\ M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [l(F_4 - F_2) + (I_{yy} - I_{zz})qr] I_{xx}^{-1} \\ [l(F_3 - F_1) + (I_{zz} - I_{xx})rp] I_{yy}^{-1} \\ [l(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) + (I_{xx} - I_{yy})pq] I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} \quad (3)$$

由式(2)可得:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [l(F_4 - F_2) + (I_{yy} - I_{zz})\dot{\theta}\dot{\psi}] I_{xx}^{-1} \\ [l(F_3 - F_1) + (I_{zz} - I_{xx})\dot{\psi}\dot{\phi}] I_{yy}^{-1} \\ [l(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) + (I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\phi}] I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据牛顿第二定律, 垂直方向的悬停运动为:

$$\ddot{z} = \frac{(F_z - K_3 \dot{z} - mg)}{m} = \frac{K_1 \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 (\cos \theta \cos \varphi) - K_3 \dot{z}}{m} - g \quad (5)$$

忽略空气阻力, 式(5)可简化为:

$$\ddot{z} = \frac{k_1 \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 (\cos \theta \cos \varphi)}{m} - g = \frac{\cos \theta \cos \varphi (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)}{m} - g \quad (6)$$

定义 U_1, U_2, U_3, U_4 为四旋翼飞行器的 4 个独立控制通道的控制输入量, 如式(7)所示:

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ U_2 = F_4 - F_2 \\ U_3 = F_3 - F_1 \\ U_4 = F_1 - F_2 + F_3 - F_4 \end{cases} \quad (7)$$

其中, U_1 为垂直速度控制量, U_2 为翻滚输入控制量, U_3 为俯仰输入控制量, U_4 为偏航输入控制量。

当四旋翼飞行器在室内低速飞行或悬停时, 则有如下简化模型:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = [lU_2 + (I_{yy} - I_{zz})\dot{\theta}\dot{\psi}] I_{xx}^{-1} \\ \dot{\theta} = [lU_3 + (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi}] I_{yy}^{-1} \\ \dot{\psi} = [lU_4 + (I_{xx} - I_{yy})\dot{\phi}\dot{\theta}] I_{zz}^{-1} \\ \dot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) m^{-1} \end{cases} \quad (8)$$

2 四旋翼飞行器控制策略

根据实际的四旋翼飞行器, 经过实验测定并参考文献, 得出四旋翼飞行器的相关参数, 所设计四旋翼飞行器的支架采用碳素材料, 其参数如表 1 所列。

表 1 四旋翼飞行器的参数

参数	符号	值
质量	m	0.673kg
X 轴转动惯量	I_{xx}	$0.019198 \text{kg} \cdot \text{m}^2$
Y 轴转动惯量	I_{yy}	$0.019198 \text{kg} \cdot \text{m}^2$
Z 轴转动惯量	I_{zz}	$0.037468 \text{kg} \cdot \text{m}^2$
质心到旋翼的距离	l	0.25m
重力加速度	g	9.8m/s^2

2.1 PID 控制

用常规 PID 控制器搭建的四旋翼飞行器的仿真图如图 3 所示, 采用试凑法对常规 PID 参数进行调整, 所得到的常规 PID 控制器参数如表 2 所列, 其仿真结果如图 4 所示。

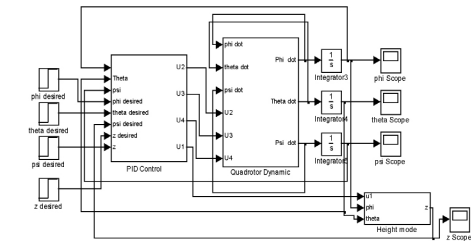


图 3 四旋翼飞行器 PID 仿真图

表 2 四旋翼飞行器的控制器参数

控制参数	控制策略	控制参数
翻滚角 ϕ	PID	$K_p = 6.759, K_i = 0.125, K_D = 3.639$
俯仰角 θ	PID	$K_p = 10.849, K_i = 0.015, K_D = 4.859$
偏航角 φ	PID	$K_p = 7.577, K_i = 0.002, K_D = 4.023$
高度 z	PID	$K_p = 14.233, K_i = 0.035, K_D = 5.555$

图 4 中, 给系统一个阶跃信号, 仿真时间设定为 10s, 步长为 1s。悬停状态下, 设定俯仰角初始值为 10° 。借助 Simulink 工具箱, 仿真结果如图 4(a)所示。从图中可以看出, 当仿真进行到 1.8s 左右时, 系统响应已达到稳定状态。

与俯仰角给定的初始条件相同, 得出横滚角和偏航角的仿真图分别如图 4(b)和图 4(c), 可以看出当仿真分别进行到 1.3s 和 1.7s 时, 系统响应已达到稳定状态。

同样在悬停状态下,设定 z 轴方向的初始值为 0。借助 Simulink 工具箱,仿真结果如图 4(d)所示。从图中可以看出,当仿真进行到 1.5s 左右时,系统响应已达到稳定状态。

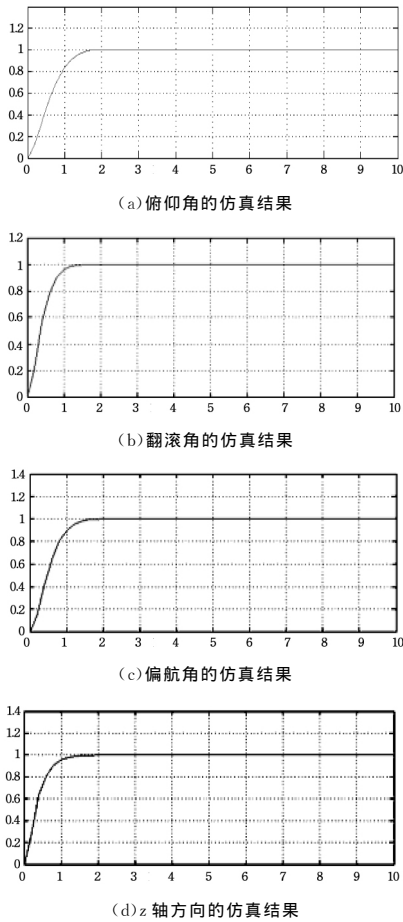


图 4 PID 控制的四旋翼飞行器的仿真结果图

2.2 Anti-windup PID 控制

所谓的积分饱和现象是指若系统存在一个方向的偏差,PID 控制器的输出随着积分作用的不断累积而加大,从而导致执行机构达到极限位置。

Anti-windup PID 在 PID 的基础上,计算 $u(k)$ 时,首先判断上一时刻的控制量 $u(k-1)$ 是否已超出限制范围。若 $u(k-1) > u_{max}$,则只累加负偏差;若 $u(k-1) < u_{min}$,则只累加正偏差,这种算法可以避免控制量长时间停留在饱和区的情况。

Anti-windup PID 控制的 Simulink 仿真如图 5 所示。其中 Anti-windup PID 子模块在常规 PID 控制器的基础上加入限制项以防止积分饱和。同样地,采用试凑法对 Anti-windup PID 参数进行调整,所得到的控制器的参数如表 3 所列,其仿真结果如图 6 所示。

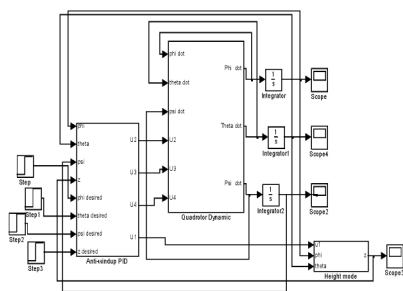


图 5 四旋翼飞行器 Anti-windup PID 控制的 Simulink 仿真

表 3 四旋翼飞行器的控制器参数

控制参数	控制策略	控制参数
翻滚角 ϕ	PID	$K_P=21.787, K_I=15.987, K_D=5.699$
俯仰角 θ	PID	$K_P=15.987, K_I=15.987, K_D=5.897$
偏航角 φ	PID	$K_P=18.993, K_I=20.009, K_D=6.009$
高度 z	PID	$K_P=20.009, K_I=20.009, K_D=6.009$

Anti-windup PID 控制的仿真结果如图 6 所示。

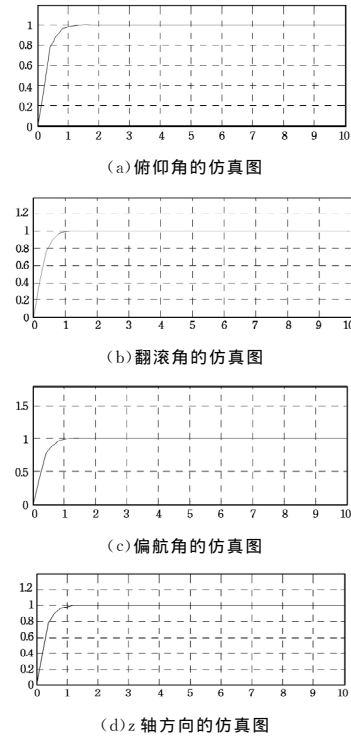


图 6 Anti-windup PID 控制的四旋翼飞行器仿真结果

给系统一个阶跃信号,仿真时间设定 10s,步长为 1s。悬停状态下,设定俯仰角初始值为 10° 。借助 Simulink 工具箱,仿真结果如图 6(a)所示。从图中可以看出,当仿真进行到 1.2s 左右时,系统响应已经达到稳定状态。

与俯仰角给定的初始值一样,横滚角和偏航角的仿真结果分别如图 6(b)和图 6(c)所示。可以看出,当仿真进行到 1.0s 左右时,系统响应已经达到稳定状态。

同样在悬停状态下,设定 z 轴方向的初始值为 0。借助 Simulink 工具箱,仿真结果如图 6(d)所示。从图中可以看出,当仿真进行到 1.0s 左右时,系统响应已经达到稳定状态。

根据本文中的仿真结果分析可以看出,采用 Anti-windup PID 方法可以避免控制量长时间停留在饱和区,防止系统产生超调。

3 实验验证

为了验证 Anti-windup PID 控制器的实际性能,搭建了物理实验平台,四旋翼飞行器悬停状态的实际效果如图 7 所示。



图 7 四旋翼飞行器悬停状态

的数据挖掘与机器学习系统的平台构成。在系统顶层的业务应用层部署了 4G 主副卡外呼推荐应用,从模型训练、结果评估到对比测试,详细介绍了 4G 主副卡外呼推荐模块的实现。最后,用查准率、查全率、AUC、PR-AUC 等常用评估指标刻画了模型的精确度,分析了模型的重要特征的实际分布情况,总结了模型对于外呼推荐的适用性。

参考文献

- [1] Sarwar B, Karypis G, Konstan J, et al. Application of dimensionality reduction in recommender system—a case study[R]. Minnesota Univ Minneapolis Dept of Computer Science, 2000
- [2] Koren Y, Bell R, Volinsky C. Matrix factorization techniques for recommender systems[J]. Computer, 2009 (8):30-37
- [3] Huang Yi-qing, Zhu Fang-zhou, Yuan Ming-xuan, et al. Telco churn prediction with big data[M]. SIGMOD, 2015
- [4] Yuan Ming-xuan, Deng Ke, Zeng Jia, et al. OceanST: A distributed analytic system for large-scale spatiotemporal mobile broadband data[C]//VLDB (Demo). 2014:1561-1564
- [5] Page L, Brin S, Motwani R, et al. The PageRank Citation Ranking: Bringing Order to the Web[R]. Stanford InfoLab, 1999
- [6] Zhu X, Ghahramani Z. Learning from labeled and unlabeled data with label propagation[R]. Technical Report CMU-CALD-02-107, Carnegie Mellon University, 2002
- [7] Zeng J, Cheung W K, Liu J. Learning topic models by belief propagation[J]. IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell., 2013, 35 (5):1121-1134
- [8] Rendle S. Scaling factorization machines to relational data[C]//PVLDB. 2013:337-348
- [9] Neslin S, Gupta S, Kamakura W A, et al. Defection Detection: Measuring and Understanding the Predictive Accuracy of Customer Churn Models[J]. Social Science Electronic Publishing, 2006, 43(2):204-211

- [10] Hadden J, Tiwari A, Roy R, et al. Computer assisted customer churn management: State-of-the-art and future trends[J]. Computers & Operations Research, 2007, 34(10):2902-2917
- [11] Lima E. Domain knowledge integration in data mining using decision tables: case studies in churn prediction[J]. Journal of the Operational Research Society, 2009, 60(8):1096-1106(11)
- [12] Verbeke W, Martens D, Mues C, et al. Building comprehensible customer churn prediction models with advanced rule induction techniques. [J]. Expert Systems with Applications, 2011, 38 (3):2354-2364
- [13] Jinbo S, Xiu L, Wenhua L. The Application of AdaBoost in Customer Churn Prediction[C]//2007 International Conference on Service Systems and Service Management. IEEE, 2007:1-6
- [14] Lemmens A, Croux C. Bagging and boosting classification trees to predict churn[J]. Journal of Marketing Research, 2006, 43 (2):276-286
- [15] Datta P, Masand B R, Mani D, et al. Automated Cellular Modeling and Prediction on a Large Scale[J]. Artificial Intelligence Review, 2000, 14(6):485-502
- [16] Hung S, Yen D C, Wang H. Applying data mining to telecom churn management. [J]. Expert Systems with Applications, 2006, 31:515-524
- [17] Burez J, Van den Poel D. Handling class imbalance in customer churn prediction[J]. Dirk Van den Poel, 2008, 36(3):4626-4636
- [18] Davis J, Goadrich M. The Relationship Between Precision-Recall and ROC Curves[C]//ICML '06: Proceedings of the 23rd International Conference on Machine Learning. 2006
- [19] 方匡南, 吴见彬, 朱建平, 等. 随机森林方法研究综述[J]. 统计与信息论坛, 2011, 26(3):32-38

(上接第 553 页)

从图中可以看出, Anti-windup 算法能进行很好的控制。

结束语 本文通过在 MATLAB 环境下建立四旋翼飞行器的非线性模型, 分别设计了常规 PID 控制器模型和 Anti-windup PID 控制器模型, 并在软件平台下对这两种控制器进行仿真实验。仿真结果表明, Anti-windup PID 控制器在动态性能及稳定性上均优于常规 PID 控制器, Anti-windup PID 控制器能更好地实现对四旋翼飞行器的控制。

参考文献

- [1] Bouabdallah S. PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2004, 3:2451-2456
- [2] Argentim L M, Rezende W C, et al. PID, LQR and LQR-PID on a Quadcopter Platform[J]. Informatics, Electronics & Vision (ICIEV), 2013:1-6
- [3] Salih A L, Moghavvemi M, et al. Modelling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle[J]. Automation Quality and Testing Robotics (AQTR), 2010:1-5
- [4] Erginer B, Altug E. Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle[J]. Intelligent Vehicles Symposium, 2007:894-899
- [5] 胡锦添, 舒怀林. 基于 Adams 与 Matlab 的四旋翼飞行器控制仿

- 真[J]. 自动化与信息工程, 2012(5):25-28
- [6] Gheorghita D, Vintu I, et al. Quadcopter Control System[J]. Control and Computing (ICSTCC), 2015:421-426
- [7] 吴建德. 基于频域辨识的微型无人直升机的建模与控制研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2007
- [8] Ly D, et al. Modeling and Control of Quadrotor MAV Using Vision based Measurement[J]. International Forum on Strategic Technology, 2010, 33(4):70-75
- [9] 刘金坤. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2004
- [10] 王树刚. 四旋翼直升机控制问题研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2006
- [11] 聂博文. 微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
- [12] 吴中华, 贾秋玲. 四旋翼几种控制方法研究[J]. 现代电子技术, 2013(15):88-90
- [13] 李钟慎, 郭辉, 张磊, 等. PID 控制系统抗饱和方法的对比研究[J]. 信息技术与信息化, 2013(4):68-71
- [14] Bresciani T. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter[D]. Department of Automatic Control Lund university, 2008
- [15] 杨帆. 微型四旋翼飞行器的建模与控制系统研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2014