

# Design of PID Attitude Controller for Tilt Rotor in VTOL Mode

Wen Jiang, Qi Wang, Shuo Gao

School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi  
Email: 1071010231@qq.com

Received: Jun. 8<sup>th</sup>, 2017; accepted: Jun. 25<sup>th</sup>, 2017; published: Jun. 29<sup>th</sup>, 2017

---

## Abstract

The tilt wing aircraft overcomes the problem that the efficiency of the wing rotor is reduced due to the lower air flow caused by the fixed wing blocking rotor, but there are still problems of attitude control. Then the corresponding control scheme is put forward for the attitude of the tilt wing aircraft in VTOL mode, and focuses on the pitch and roll attitude control mathematical model are established and the attitude controller is designed by using PID control method. Finally, the simu-link module of Matlab software platform is used to simulate the feasibility and validity of the PID control method.

## Keywords

Tilt Wing Aircraft, Pitch Control, Roll Control, PID

---

# 基于倾转翼飞机垂直起降阶段PID姿态控制器设计

江 稳, 王 琦, 高 硕

南昌航空大学飞行器工程学院, 江西 南昌  
Email: 1071010231@qq.com

收稿日期: 2017年6月8日; 录用日期: 2017年6月25日; 发布日期: 2017年6月29日

---

## 摘 要

倾转翼飞机克服了倾转旋翼飞机垂直起降状态因固定机翼阻挡旋翼下洗气流而造成的效率降低的问题, 但仍存在姿态控制难问题。然后针对倾转翼飞机垂直起降阶段的姿态控制提出相应的控制方案, 并对俯

仰和横滚姿态控制建立了数学模型和采用PID控制方法设计了相应的姿态控制器，最后使用Matlab软件平台的Simulink模块对该PID控制方法的可行性和有效性进行仿真验证。结果表明，俯仰和横滚姿态控制器均能满足要求。

## 关键词

倾转翼飞机，俯仰控制，横滚控制，PID

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

长期以来，人们一直在寻求兼具直升机和固定翼飞机优点的飞行器。经过多年探索和实践，出现了很多新型飞行器的概念，其中美国 V-22 “鱼鹰”倾转旋翼飞机是目前为止较为成功的一例[1]。但是倾转旋翼飞机采用发动机倾转，而机翼部分不倾转，垂直模式螺旋桨产生升力的同时，位于正下方的机翼对气流产生阻挡，导致飞机升力损失[2]。

倾转翼飞机(图 1 所示)将整个外段机翼连同旋翼一起倾转，在垂直模式下，可以减小机翼对旋翼气流的阻挡，有效提高其升力效率[3]。但由于本方案采用固定螺旋桨，且此时升降舵和方向舵舵效为零，在控制上存在一定的困难。基于此，本文设计一种 PID 控制器对该飞行器垂直起降阶段的姿态稳定进行有效的控制。

## 2. 控制方案与模型建立

### 2.1. 倾转翼飞机垂直起降阶段的控制方案

本文控制方案如下表 1 所示。

当倾转翼飞机处于垂直起降模式时，电机和外段机翼倾转到竖直位置，旋翼轴向上，两侧旋翼同时转动产生的升力可以使倾转翼飞机垂直起飞、降落，以及在空中定点悬停。倾转翼机在垂直起降阶段的姿态控制包括俯仰角、横滚和偏航三个自由度的姿态控制。俯仰由滑轨式天平加上旋翼偏转产生的俯仰力矩来控制；滚转由左右两个螺旋桨转速不同，引起拉力差产生的横滚力矩来控制；偏航则由左右两侧旋翼反向倾转产生偏航力矩来控制。其中在垂直起降阶段的俯仰控制是难点，由于滑轨式天平在进行俯仰控制时会引起重心的变化，会引起机体的水平移动，必须与旋翼拉力方向变化共同完成定点升降和悬停，因此滑轨式天平与拉力倾转形成耦合作用。

### 2.2. 模型建立

在建立运动方程时考虑的所有因素将是非常复杂的，因此需要在建模时做出以下几点假设[4]：

- (1) 飞行器是刚体，且质量不变为常值。
- (2) 忽略地球曲率，且地球不动。
- (3) 重力加速度为常值，不随高度变化。

(4) 在滑轨式天平中滑块的移动对机体重心的影响很小，且倾转翼飞机的重心与机体坐标系的原点始终是重合的。

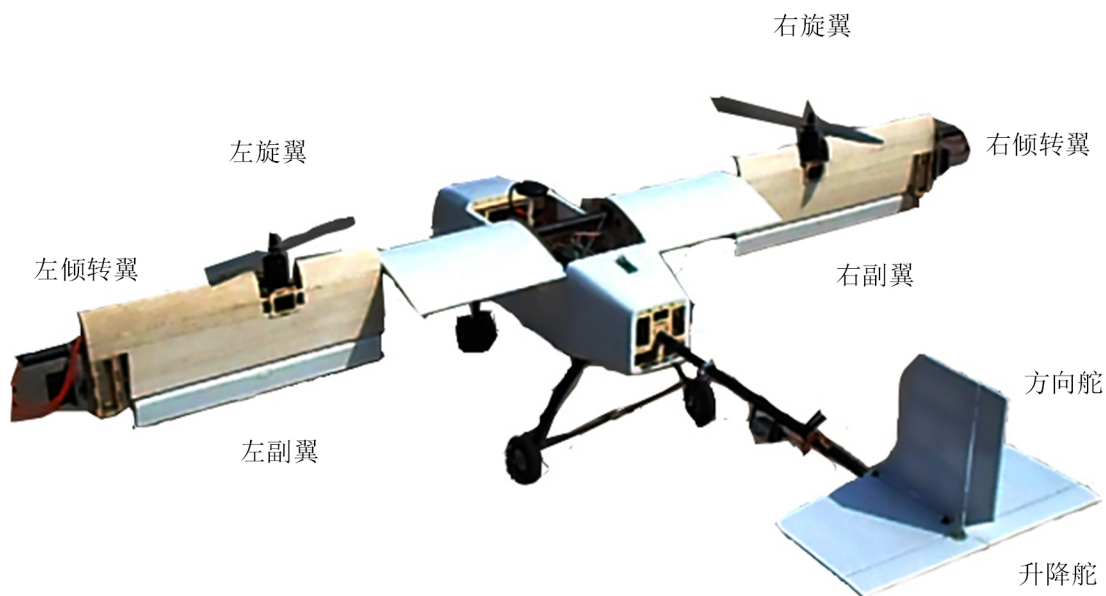


Figure 1. Diagram: tilt rotorcraft  
图 1. 倾转翼飞机示意图

Table 1. Tilt rotor aircraft control scheme  
表 1. 倾转旋翼飞机控制方案

	垂直起降模式	平飞模式
俯仰	滑轨式天平+旋翼倾转	升降舵偏转
偏航	两侧旋翼反向倾转	方向舵偏转
滚转、横向移动	两侧旋翼转速差动	两侧副翼差动/无法横移
高度	两侧旋翼同时变速	襟翼、升降舵偏转

(5) 飞机布局为面对称，机体轴系中  $Oxz$  平面为飞行器的对称面，内部质量分布均匀。有惯性积  $I_{xy} = \int xy\delta_m = I_{yz} = \int yz\delta_m = 0$ 。

(6) 忽略滑块与导轨之间的摩擦力。

首先建立坐标系根据图 2 对飞行器运动参数物理量进行简单介绍：

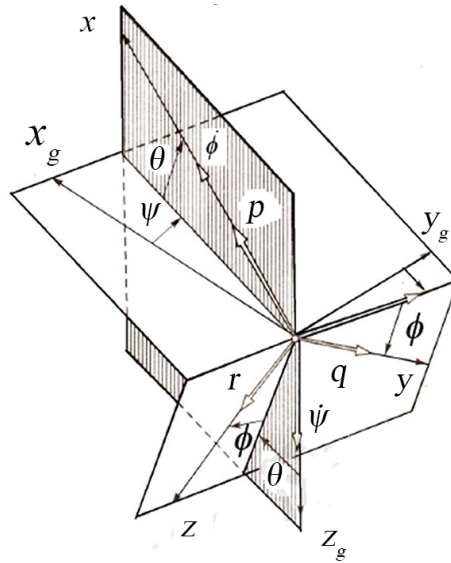
在地面选择一点作为大地坐标轴中心，在水平面上上选择某一方向为  $x_g$ ， $y_g$  方向在水平面与  $x_g$  垂直。 $z_g$  为向下与水平面垂直。

机体坐标系是以飞机机体正前方为  $x$  方向，机体右方为  $y$  方向，机体正下方为  $z$  方向。飞行速度在机体坐标轴下可以分解为  $u$ ， $v$ ， $w$ ，其中  $u$  与  $x$  方向相同， $v$  与  $y$  方向相同， $w$  与  $z$  方向相同。飞行器角速度分量按照机体坐标轴分解为  $p$ ， $q$ ， $r$ ，其中  $p$  与  $x$  方向相同， $q$  与  $y$  轴方向相同， $r$  与  $z$  轴方向相同。

机体正前方与水平面所夹角为俯仰角  $\theta$ ，机体水平面夹角与大地坐标轴  $y_g$  所夹角为偏航角  $\phi$ ， $z$  轴与通过  $x$  轴的铅垂面所夹角为横滚角  $\psi$ 。

由机体坐标系与地面坐标系之间的关系，得到姿态角速率和机体坐标系角速度分量之间的运动学关系[5]：

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \frac{q \sin \theta \sin \phi}{\cos \theta} + \frac{r \sin \theta \cos \phi}{\cos \theta} \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi}{\cos \theta} + \frac{r \cos \phi}{\cos \theta}\end{aligned}$$



**Figure 2.** Physical relationship of aircraft motion parameters  
**图 2.** 飞行器运动参数物理量关系

在机体坐标系下，给出牛顿力学公式[6]：

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix}$$

其中， $v$  是飞机的速度向量， $\omega$  是飞行器的角速度向量， $m$  是飞行器的总质量， $J$  是飞行器的惯性张量矩阵。其中的  $F$  是发动机拉力与飞机重力的合力， $\tau$  是力矩。

在地面坐标系下，飞行器的位置向量为  $\xi = (x \ y \ z)$ ，飞机的对地速度为  $v$ ，得到地面坐标系下的牛顿公式[7]：

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\dot{v} = -mgE_s + F \\ I\dot{\omega} = \tau \end{cases}$$

式中  $F$  为发动机拉力。

(1) **拉力向量：** 上式中的合力  $F$  是由螺旋桨的拉力产生的，可以写成如下形式：

$$F_1 = (0, 0, F_1), \quad F_2 = (0, 0, F_2)$$

$F_1$  和  $F_2$  分别是左右两个螺旋桨提供的升力，每个拉力的方向与螺旋桨的轴线保持一致。

(2) **力矩**

为了方便，把螺旋桨在机体坐标系中表示如下：

$$O_1 = (0, L, h)^T, \quad O_2 = (0, -L, h)^T$$

其中  $L$  为螺旋桨轴到飞机重心的长度， $h$  为外段机翼(螺旋桨)倾转轴到飞机重心的垂直距离，如下图 3 和图 4 所示，其中图 4 中  $O$  为机体坐标原点(飞机的重心)， $F$  为旋翼产生的升力， $\beta$  为倾转角， $F_x$  和  $F_z$  为  $F$  在  $x$  和  $z$  方向的分量。

这里特别说明一下本文中倾转翼飞机俯仰姿态的平衡主要是依靠滑轨式天平装置产生的平衡力矩来控制，其原理图如图 5 所示。

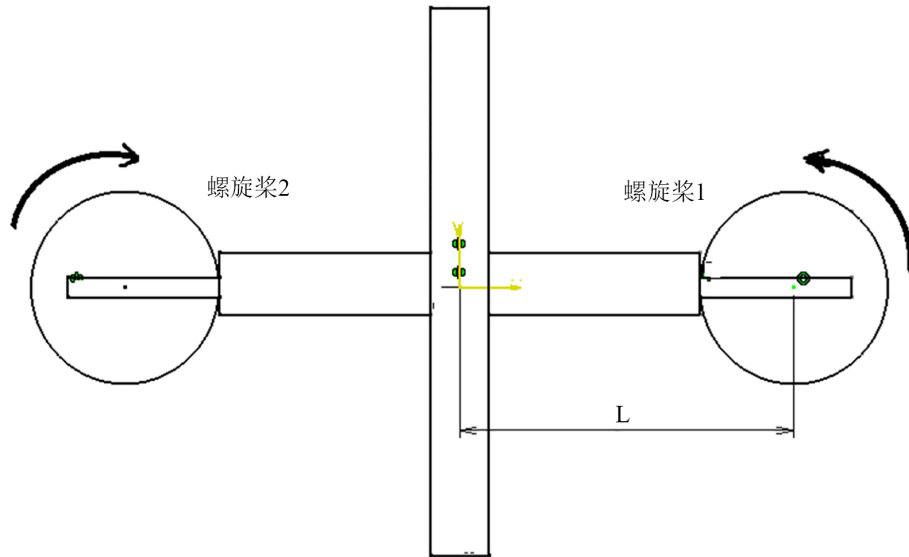


Figure 3. Diagram: tilt rotorcraft vertical takeoff and landing

图 3. 倾转翼机垂直起降示意图

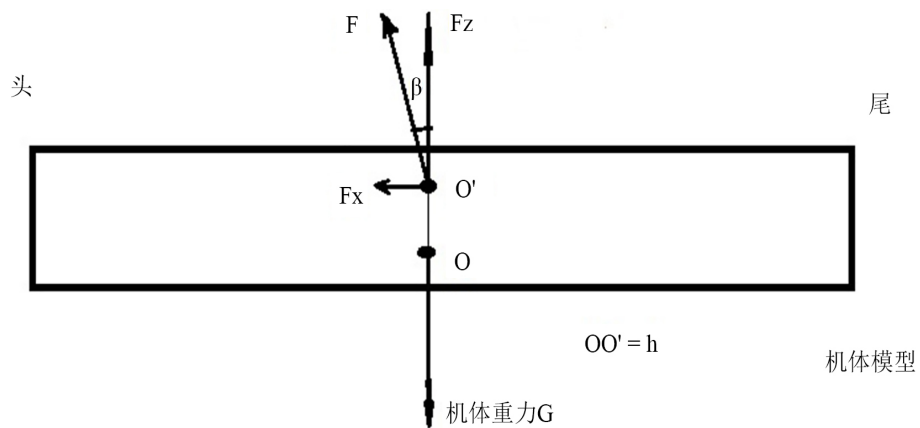


Figure 4. Diagram: body side of the force

图 4. 机体侧面受力示意图

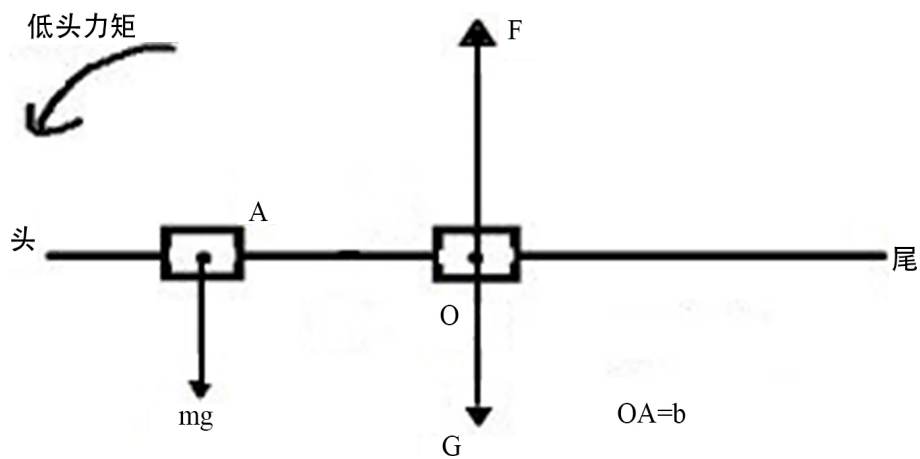


Figure 5. Diagram: slide-type balance principle

图 5. 滑轨式天平原理示意图

其中  $mg$  为滑块的重量,  $G$  为机体的重量,  $F$  为螺旋桨的总拉力。因为本文所提滑轨式天平中的滑块相对于整个机体的重量而言是很小的, 而且滑块行程也非常小, 故可以不考虑滑块移动对整个飞机重心的影响。滑块的初始位置在飞机的重心位置  $O$  点, 当有外界干扰产生抬头力矩时, 滑块则移动到图 5 位置产生一个低头力矩迅速抵消外界干扰产生的抬头力矩, 从而使倾转翼飞机的俯仰姿态保持平衡。(滑块只能在机体坐标  $x$  轴上小范围移动)。

由以上可以得到力矩表达式:

$$\sum \tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \times (F_1 - F_2) \\ (F_1 + F_2) \times h \times \sin \beta + mg \times b \\ (F_1 + F_2) \times L \times \sin \beta \end{bmatrix}$$

其中  $\tau_x, \tau_y, \tau_z$  分别为横滚, 俯仰, 偏航力矩,  $\beta$  是外段机翼的倾转角度,  $b$  是滑块的位移。

然后将合力  $F$  与合力矩  $\tau$  带入牛顿公式, 可得到倾转翼机力学模型。对于飞行器垂直起降阶段的姿态控制, 不需要全部的控制模型, 只需要俯仰通道和横滚角和偏航角为输出量, 在稳态点附近小角度下将横纵通道分解, 并忽略横滚角和俯仰角间惯量积耦合, 得到[8]:

$$\begin{cases} \frac{\theta}{\tau_y} = \frac{1}{J_y s^2} \\ \frac{\phi}{\tau_x} = \frac{1}{J_x s^2} \end{cases}$$

因此, 得到螺旋桨升力与飞行器姿态角之间的传递函数为:

$$\begin{cases} \theta = \frac{\tau_y}{J_y s^2} = \frac{(F_1 + F_2)h}{J_y s^2} \sin \beta + \frac{mg}{J_y s^2} b \\ \phi = \frac{\tau_x}{J_x s^2} = \frac{(F_1 - F_2)L}{J_x s^2} \end{cases}$$

$\tau_x, \tau_y$  分别为横滚和俯仰力矩,  $J_x$  和  $J_y$  为飞行器  $x, y$  方向的转动惯量,  $\theta$  和  $\phi$  分别为俯仰和横滚角。

### 3. PID 姿态控制器

本文所研究的倾转翼机模型比较特殊, 左右各有一个带螺旋桨的外端倾转翼, 关于机体坐标轴  $OXZ$  平面呈对称分布。与普通直升机相比, 这种飞行器重心较高, 所以在飞行过程中姿态调节比较困难, 并不能像直升机那样构成一种简单的自平衡状态, 因此需要设计一种专门的针对这种飞行器的姿态调节控制方法。这种方法主要针对倾转翼机垂直起降阶段的横滚和俯仰角姿态调节而设计。

PID 控制器具有简单的控制结构, 在实际应用中又较易于整定。图 6 是 PID 控制器原理图[9]。

俯仰角控制是通过滑轨式天平中滑块的移动以及控制旋翼倾转的角度产生的俯仰力矩来控制。根据建模所推导出的传递函数模型可以得到倾转翼机垂直起降阶段俯仰通道控制系统的原理框图如图 7 所示。

从上图可以看出俯仰通道系统有滑块的位移变量  $b$  和旋翼倾角  $\beta$  两个输入量, 输出量就一个俯仰角, 是一个典型的双输入单输出的线性时不变系统模型。本文采用 PID 控制方法对俯仰角控制, 其控制结构图如图 8, 容易得到对于输入  $b$  和输入  $\beta$  (考虑输入  $b$  时, 设输入  $\beta$  为零; 反之亦然) 的传递函数, 传递函数分别为:

$$G_b(s) = \frac{mg}{J_y s^2}$$

$$G_\beta(s) = \frac{(F_1 + F_2)h}{J_y s^2}$$

PID 控制器设计的关键是比例, 积分, 微分三个参数的整定。本文采用齐格勒 - 尼柯尔斯调整法则第二种方法确定这三个参数[10]。但是这个得出的参数还不能作为最终的结果, 在实际仿真过程中还需通过凑试法手动调节进一步得出更好的仿真结果。

经过最终调试得到上面两个 PID 控制器的参数分别为表 2 所示。

#### 4. 仿真实验及分析

前面使用 PID 控制算法设计了倾转翼飞行器姿态控制器, 然后在 Matlab/Simulink 环境下搭建如图 9 所示的 Simulink 仿真框图。

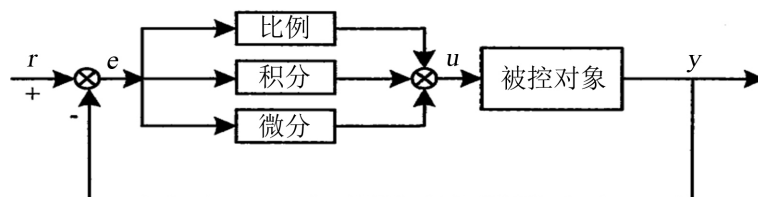


Figure 6. PID controller principle

图 6. PID 控制器原理

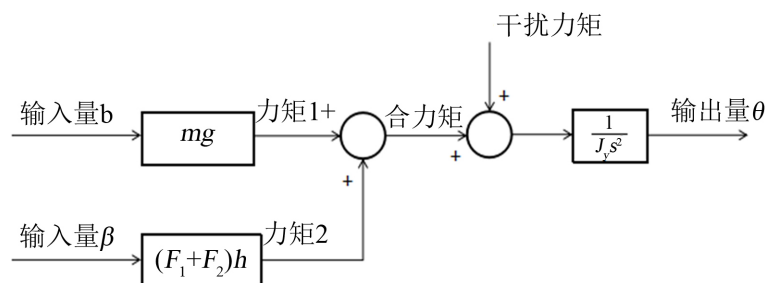


Figure 7. Tilt rotorcraft pitch channel system block diagram

图 7. 倾转翼机俯仰通道系统框图

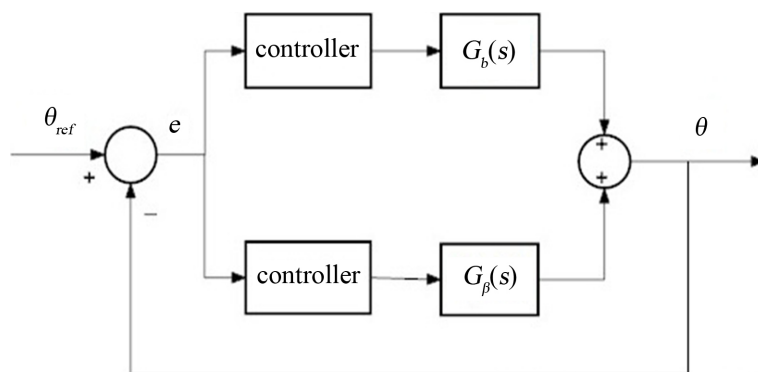


Figure 8. Pitch controller block diagram

图 8. 俯仰控制器框图

Table 2. PID parameter value

表 2. PID 参数值

比例 P	积分 I	微分 D
3	0.6/1.6793	1.2
2	0.6/1.6793	2



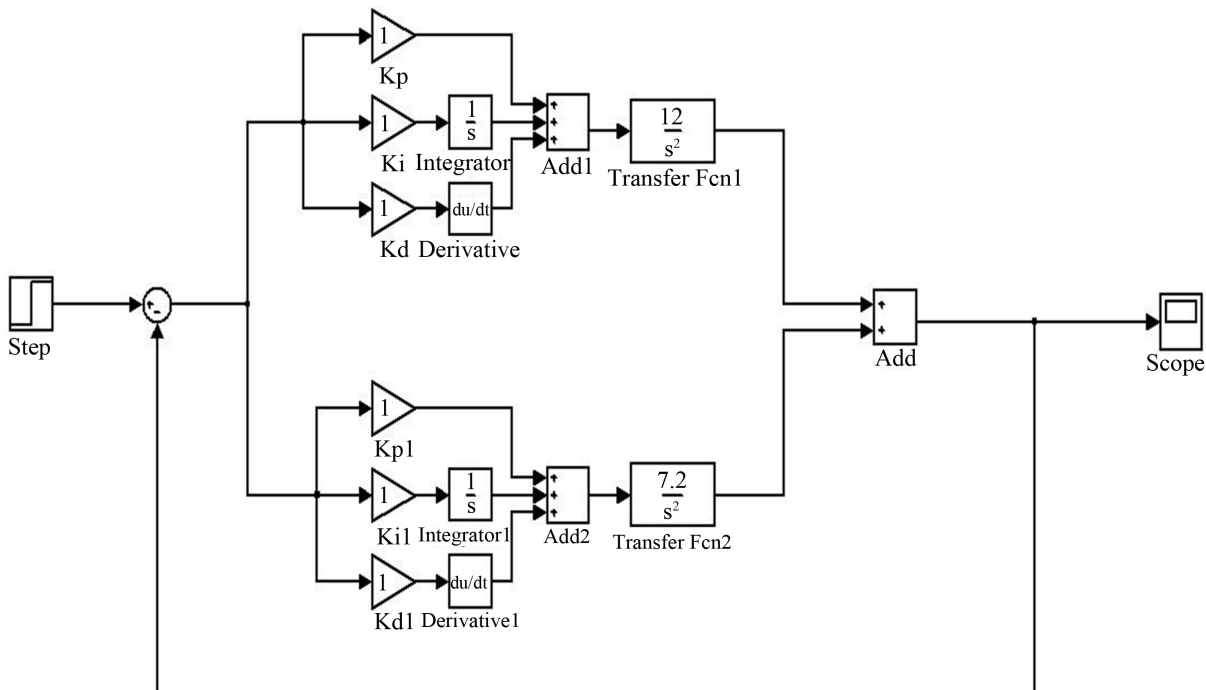


Figure 9. Pitch angle attitude PID control Simulink simulation

图 9. 俯仰角姿态 PID 控制 Simulink 仿真图

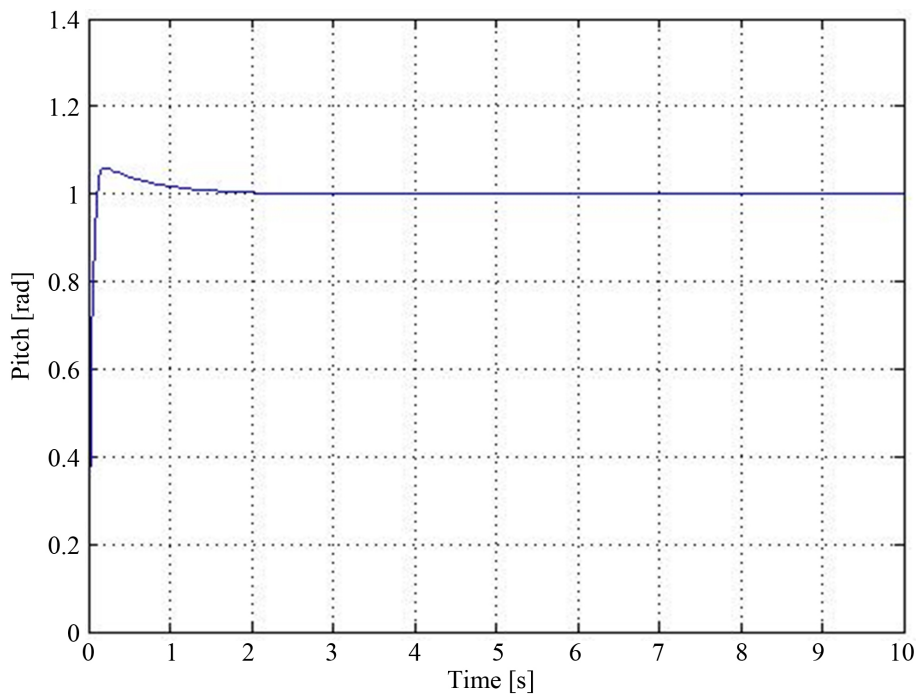


Figure 10. Step input under the pitch angle response curve

图 10. 阶跃输入下俯仰角响应曲线

得到的控制器控制效果如图 10 所示。

从仿真结果可以看出该 PID 控制器能够基本满足控制要求，系统阶跃响应调节时间约为 2 s，超调量也不超过 10%。横滚角姿态的控制与俯仰角控制类似，且控制效果也几乎一样，在此就不再重复。



## 5. 结语

本文提出了一种可垂直起降的新型倾转翼无人飞行器，首先针对该飞行器设计了垂直起降阶段的控制方案，并对倾转翼机在垂直起降阶段进行建模分析，然后采用了经典 PID 控制方法，分别对俯仰和横滚姿态进行了 PID 控制器设计，最后应用 Matlab/Simulink 软件搭建仿真模型进行了仿真验证。结果证明本文设计的基于倾转翼垂直起降阶段 PID 姿态控制器是有效的。

## 参考文献 (References)

- [1] 徐敏. 倾转旋翼机的发展与关键技术综述[J]. 直升机技术, 2003(2): 40-46.
- [2] 凌和生. 新型垂直起降飞机 V22 鱼鹰偏转旋翼机[J]. 江苏航空, 2017(1): 18-20.
- [3] Martin, D. and Maisel, D.C. (2000) The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight. NASA Publication, Washington DC, 45-47.
- [4] 宋彦国, 王焕瑾, 沙虹伟, 等. 倾转旋翼飞行器飞行力学模型研究[J]. 空气动力学学报, 2008(2): 192-196.
- [5] 杨军, 吴希明, 凡永华, 等. 倾转旋翼飞行器飞行控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006: 45-56.
- [6] 王岩. 倾转四旋翼无人机垂直起降阶段控制系统研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013
- [7] 徐昊. 倾转旋翼机姿态控制问题研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [8] Reber, R. (1995) Intermodal Air Facilities for the 21st Century. *TransTech Conference*, Seattle, 30 July-2 August 1995, 54-62. <https://doi.org/10.1109/prttc.1995.518063>
- [9] Farid, K., Isabelle, F. and Rogelio, L. (2005) Modeling and Control of a Small Autonomous Aircraft Having Two Tilting Rotors. *44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference*, Deville, 8144-8149.
- [10] 张德丰. MATLAB 自动控制系统设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 285-294.

### 期刊投稿者将享受如下服务:

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: [jast@hanspub.org](mailto:jast@hanspub.org)