

Dynamic Modeling and Simulation of Hybrid VTOL UAV

Shuai Nie, Qiongge Jiang

Field Bus Technology & Automation Lab, North China University of Technology, Beijing
Email: nsncut@sina.com, jiangqiongge@163.com

Received: Jun. 26th, 2017; accepted: Jul. 11th, 2017; published: Jul. 14th, 2017

Abstract

Hybrid VTOL UAV is a simple combination of quad rotor and fixed wing UAV. It not only has the characteristics of the vertical take-off and landing of the quad rotor aircraft, but also has the characteristics of long distance and high speed, so it has important application value. In the layout of the aircraft, the quad rotor is responsible for providing lift, working in the take-off and landing phase; after taking-off it will be converted to fixed wing flight mode. This paper establishes the dynamic equation of the aircraft, and build a Simulink simulation platform by using the method of PID closed loop control of the simulation. The results show that the design of the PID controller can make the output of the system has a good stability.

Keywords

VTOL, Quad Rotor, Fixed Wing; Mathematical Model, Simulink Simulation

混合式VTOL UAV动力学建模与仿真

聂 帅, 姜琼阁

北方工业大学现场总线技术及自动化实验室, 北京
Email: nsncut@sina.com, jiangqiongge@163.com

收稿日期: 2017年6月26日; 录用日期: 2017年7月11日; 发布日期: 2017年7月14日

摘 要

混合式VTOL UAV是简单的将四旋翼和固定翼无人机结合在一起, 不仅具备四旋翼飞行器的垂直起降、可悬停的特点, 还具备固定翼飞行器的航程远、平飞速度快等特点, 具有很重要的应用价值。在该飞行器布局中, 四旋翼负责提供升力, 工作在起飞和降落阶段; 在起飞后则转换为固定翼飞行模式。本文建

立了飞行器的动力学方程, 并搭建Simulink仿真平台采用PID闭环控制的方法对其进行了仿真, 结果表明设计的PID控制器能够使系统的输出有较好的稳定性。

关键词

VTOL, 四旋翼, 固定翼, 数学模型, Simulink仿真

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

混合式 VTOL UAV 是一种垂直起降(VTOL, Vertical Take-Off and Landing)无人机, 它是一种集直升机和固定翼飞机的优点于一身的飞行器, 它既可以零速度垂直起飞和着陆, 又可以进行悬停, 又能以固定翼飞机的方式进行高速水平飞行, 并具有较大的航程, 是一种很有发展前途的飞行器[1]。这种飞行器结构复杂、多输入、多输出、非线性, 对其控制起来非常困难。目前国内外对 VTOL 无人机的研究主要集中在倾旋翼式无人机[2]、涵道风扇式无人机[3]、T-wing 式[4]和 Tailsitter 式[5]等, 而混合式 VTOL UAV 则是一种非常新颖的飞行器, 国内外对其研究较少。

本文首先建立了它的动力学模型, 然后对模型方程进行分析, 确定输入和输出及状态量, 并设计了一种 PID 闭环控制策略使系统能够输出稳定, 最后通过 Simulink 对其进行了仿真验证了控制系统的有效性。

2. 混合式 VTOL UAV 飞行机理分析

混合式 VTOL UAV 是简单的将四旋翼和固定翼无人机结合在一起, 在起飞阶段四个旋翼处于工作状态, 固定翼螺旋桨转速为零; 待起飞后固定翼螺旋桨开始旋转, 待机体到达一定速度后四旋翼系统停止工作, 此时处于固定翼工作模式; 降落阶段固定翼螺旋桨速度逐渐降低最后速度为零, 四旋翼系统开始工作。此外, 当飞行器的负载较重的时候, 它还可以像固定翼飞行器那样的方式进行起飞和降落。混合式 VTOL UAV 具有结构简单、实现容易、操控方便等特点, 但是模型存在过渡阶段, 过渡转换复杂[6]。并且在固定翼工作模式下, 四旋翼系统处于非工作状态, 这对飞行器而言是额外的负荷, 并且造成了气流扰动, 增加了阻力, 降低了效率。

3. 混合式 VTOL UAV 的动力学模型

为了建立混合式 VTOL UAV 的动力学模型方程, 首先做出如下假设:

- 1) 飞行器为一刚体, 忽略旋翼的挥舞运动;
- 2) 飞行器关于 xz 平面对称, 并且四个旋翼在同一水平面上;
- 3) 固定翼螺旋桨与 yz 平面平行(图 1)。

首先定义两个坐标系, 机体坐标系 $O(xyz)$ 和惯性坐标系 $E(pxpypz)$, 通过坐标变换可以得出机体坐标系和惯性坐标系的一般转换矩阵为

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \varphi \cos \phi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ \sin \theta & -\sin \phi \cos \theta & -\cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

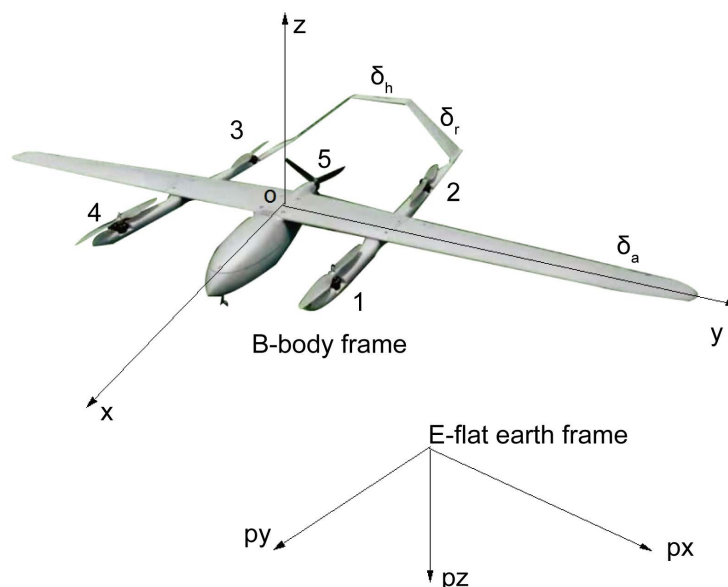


Figure 1. Hybrid VTOL UAV
图 1. 混合式 VTOL UAV

$$R_w = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

3.1. 定义机体坐标系下的线速度为 $V_p = [u \ v \ w]$, 那么惯性坐标系下的动力学方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

3.2. 定义机体坐标系下的角速度为 $\omega = [p \ q \ r]$, 则惯性坐标系下姿态方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = R_w * \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

3.3. 建立力和力矩方程

根据飞行力学和牛顿欧拉方程可知飞行器的动力学方程可以表示为

$$\begin{aligned} m\dot{v} &= -\Omega \times mv + \sum F \\ I\dot{\Omega} &= -\Omega \times I\Omega + \sum T \end{aligned} \quad (5)$$

其中 m 为飞行器的质量, v 为飞行器在机体坐标系下的线速度 $v = [u \ v \ w]^T$, F 为飞行器的受力总和, T 为飞行器的力矩总和, 其中 $\Omega \times$ 可以表示为

$$\Omega \times = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

I 为惯性矩, 由于飞行器为对称模型, 因此可以表示为

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

综合力矩分析可得机体坐标系的转动动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{p} &= I_{zz}(C_1 I_{xx} + C_3 I_{xz}) / (I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2) \\ \dot{q} &= C_2 \\ \dot{r} &= I_{xx}(C_1 I_{xz} + C_3 I_{zz}) / (I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2) \end{aligned} \quad (8)$$

其中:

$$\begin{aligned} C_1 &= (\bar{q} S b C_l + L C_F (n_1^2 + n_2^2 - n_3^2 - n_4^2) - (I_{zz} - I_{yy}) q r + I_{xz} p q) / I_{xx} \\ C_2 &= (\bar{q} S b C_m + L C_F (-n_1^2 + n_2^2 + n_3^2 - n_4^2) - (I_{xx} - I_{zz}) p r - I_{xz} (p^2 - r^2) + I_e w r) / I_{yy} \\ C_3 &= (\bar{q} S b C_n + L C_T (n_1^2 - n_2^2 + n_3^2 - n_4^2) - (I_{yy} - I_{xx}) p q - I_{xz} q r - I_e w q) / I_{zz} \\ C_l &= -0.04\beta + 0.0168\delta_r + 0.0677\delta_a + 0.5b/v_t (-0.414p + 0.399r) \\ C_m &= 0.135 - 1.5\alpha - 1.13\delta_e + 0.5c/v_t (-50.8q) \\ C_n &= 0.0344\beta - 0.0345\delta_r - 0.012\delta_a + 0.5b/v_t (-0.075p - 0.411r) \end{aligned}$$

综合力学分析可以得到机体坐标系下平移动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + \bar{q} S C_x / m + g \sin \theta + C_F n_5^2 / m \\ \dot{v} &= pw - ru + \bar{q} S C_y / m - g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} &= qu - pv + \bar{q} S C_z / m - g \cos \theta \cos \phi + C_F \sum_{i=1}^4 n_i^2 / m \end{aligned} \quad (9)$$

其中:

$$\begin{aligned} C_x &= C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \\ C_y &= -0.83\beta + 0.191\delta_r \\ C_z &= -C_L \cos \alpha - C_D \sin \alpha \\ C_L &= 0.23 + 4.58\alpha + 0.130\delta_e + 0.5c/v_t \times 7.95q \\ C_D &= 0.0434 + 0.0135\delta_e + 0.0302\delta_a + 0.0303\delta_r + (C_L - 0.23) / (0.7 \times 3.14 \times b/c) \end{aligned}$$

$\bar{q} = 0.5\rho v_t^2$, ρ 为空气密度, 攻角 $\alpha = \text{atan}(w/u)$, 侧滑角 $\beta = \text{asin}(v/v_t)$,
 $v_t = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$, $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ 分别为飞行器的副翼偏角, 水平尾翼偏角, 方向舵偏角,
 n_1, n_2, n_3, n_4, n_5 为5个电机的转速。

式(3)、(4)、(8)、(9)为总的动力学方程, 从方程可以看出该系统共有 $[n_1 n_2 n_3 n_4 n_5 \delta_a \delta_e \delta_r]$ 8个控制量和 $[u v w p q r \Phi \theta \Psi x y z]$ 共12个状态量, 是一个多输入、多输出、强耦合的非线性系统。此模型在假设与简化的基础上建立, 具有简单、直观、易于分析等特点, 后续将根据此模型进行仿真控制分析。

4. 分析仿真

4.1. 仿真过程

混合式 VTOL UAV 模型非常复杂, 对其控制起来较为困难, 这里采用 PID 的方法对其进行仿真。混

合式 VTOL UAV 存在转换过渡阶段, 需要分别设计不同的 PID 控制器来控制飞行器的飞行行为。

PID 控制器的输入信号是设定参考值和被控对象输出值的误差信号 $e(t)$, 传统的 PID 直接采集没有经过任何处理的误差信号, 这样会引起超调, 因为被控对象的输出可能是零。本文从自抗扰控制技术(ADRC)得到启发, 在 PID 控制器的输入端设计了跟踪微分器(TD)环节, 依此来安排过渡过程[6], 这样误差信号首先进入跟踪微分器(TD), 经过处理后再进入 PID 控制器。如图 2 所示即为增加 TD 环节后的 PID 控制流程图, $e(t)$ 为最原始的误差信号, $e_1(t)$ 为经过 TD 处理后的误差信号, 然后再将 $e_1(t)$ 送入到 PID 控制器当中。

公式(10)即为设计的跟踪微分器, e 为最原始的误差信号, e_1 为经过跟踪微分器处理过的误差信号, 也就是 PID 控制器的输入信号。图 3 为一个方波信号经过跟踪微分器处理后的显示效果, 从图中可以看出方波信号经过 TD 处理后过渡阶段变得平滑[7]。

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 &= e_1 \\ \dot{e}_2 &= -1.76 * R_1 * e_2 - R_1^2 * (e_1 - e) \end{aligned} \tag{10}$$

为了构成 PID 闭环控制回路, 取参考输入值与系统输出返回值的误差信号作为 PID 控制器的输入信号[8]。对于四旋翼系统, 参考输入值取 xyz 三个方向的速度值和偏航角, 即 $r_1(k) = [\dot{x}_c \ \dot{y}_c \ \dot{z}_c \ \psi_c]^T$, $y_1(k) = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \psi]^T$; 固定翼系统取姿态角和机体速度, 即 $r_2(k) = [\phi_c \ \theta_c \ \Psi_c \ V_{t_c}]^T$, $y_2(k) = [\phi \ \theta \ \Psi \ V_t]^T$, $r_1(k)$ 和 $r_2(k)$ 分别为四旋翼系统和固定翼系统的参考输入值, $y_1(k)$ 和 $y_2(k)$ 系统的输出返回值[9]。

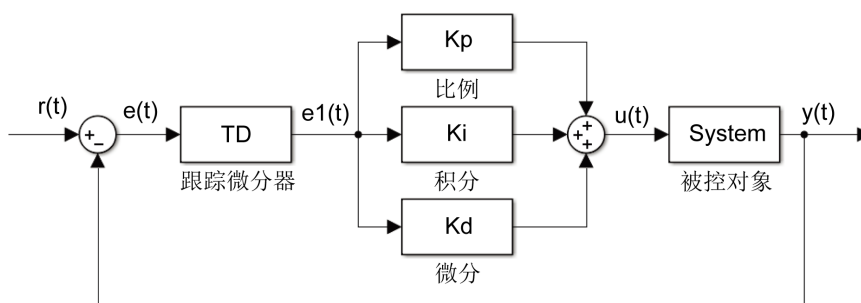


Figure 2. Chart: PID control flow with TD
图 2. 增加 TD 环节的 PID 控制流程图

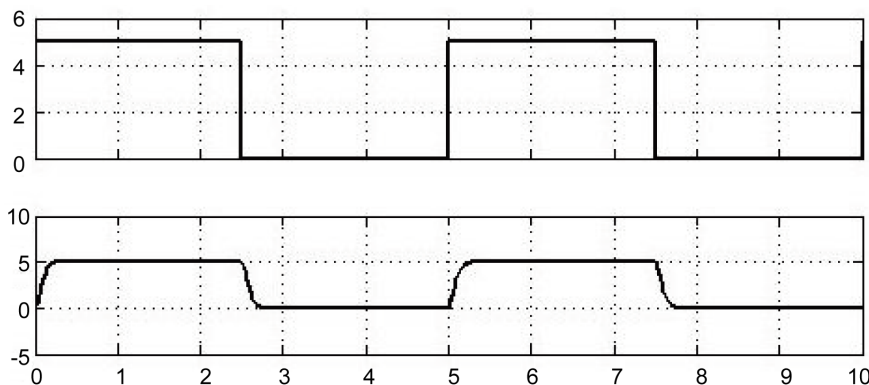


Figure 3. Curve: signal processed by the tracking differentiator
图 3. 经过跟踪微分器处理过的信号

4.2. 仿真结果

根据上面建立 simulink 仿真模型, 并取表 1 中的信息作为仿真参数, 同时设定四旋翼和固定翼系统的参考输入值分别为 $[\dot{x}_c \ \dot{y}_c \ \dot{z}_c \ \psi_c]^T = [2 \ 1 \ 10 \ 1]^T$, $[\phi_c \ \theta_c \ \Psi_c \ V_{t_c}]^T = [0.17 \ 0.17 \ 0.17 \ 10]^T$ 。不断调节 PID 的参数, 可以得到当四旋翼的 PID 的参数 $P = 100, I = 1, D = 5$ 时和固定翼的 $P = 10, I = 0.1, D = 1$ 时最终使系统的输出值趋于稳定。图 4~8 分别为攻角 α 、侧滑角 β 、飞行器位置 xyz 、机体速度 V_t 和姿态角的仿真结果曲线图, 所有图的横坐标轴是时间, 单位是 s, 攻角 α 、侧滑角 β 和姿态角的纵坐标轴单位是弧度制, 飞行器位置 xyz 纵坐标轴单位是 m, 速度单位是 m/s [10] [11]。

Table 1. System resulting data of standard experiment

表 1. 混合式 VTOL UAV 仿真参数列表

参数代码	参数名称	参数数值	单位
m	飞机质量	9	Kg
I_{xx}	机体关于 x 轴的转动惯量	0.2494	Kg*m ²
I_{yy}	机体关于 y 轴的转动惯量	0.524	Kg*m ²
I_{zz}	机体关于 z 轴的转动惯量	0.482	Kg*m ²
I_{xz}	机体关于 xz 轴的转动惯量	0.275	Kg*m ²
S	机翼面积	1.3	m ²
b	机翼翼展	3	m
c	平均气动弦长	0.42	1
ρ	空气密度	1.025	kg/m ³
C_F	1-4 号电机推力系数	0.0136	1
C_T	1-4 号电机陀螺扭转系数	0.003109	1
I_g	5 号电机的陀螺扭矩系数	0.00013	1
L	机身力臂长	0.45	m

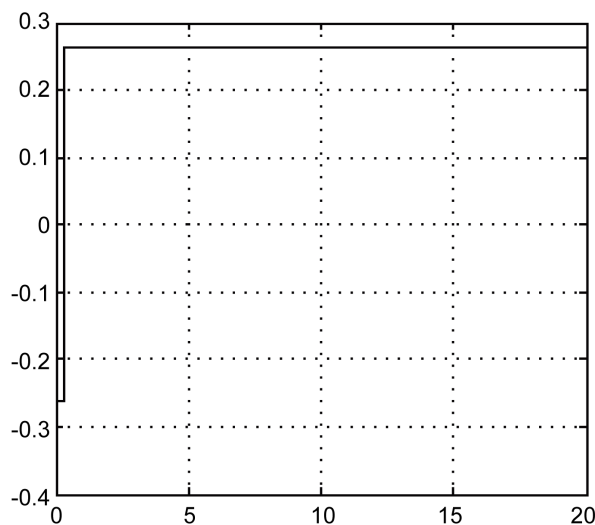


Figure 4. Curve: Response time curve of α

图 4. 攻角 α 随时间响应曲线

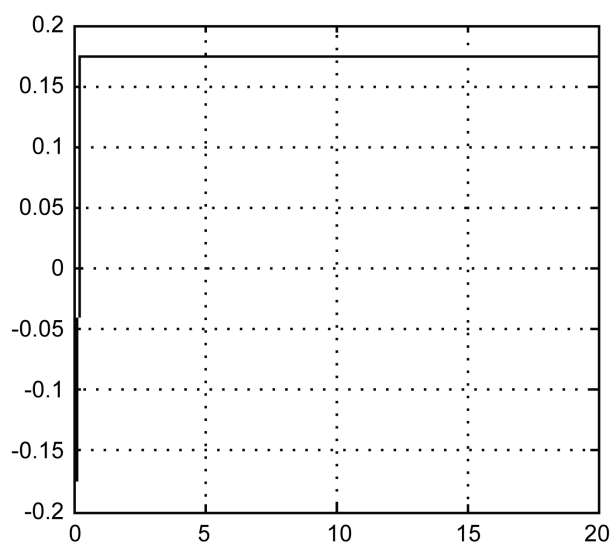


Figure 5. Curve: Response time curve of β
图 5. 侧滑角 β 随时间响应曲线

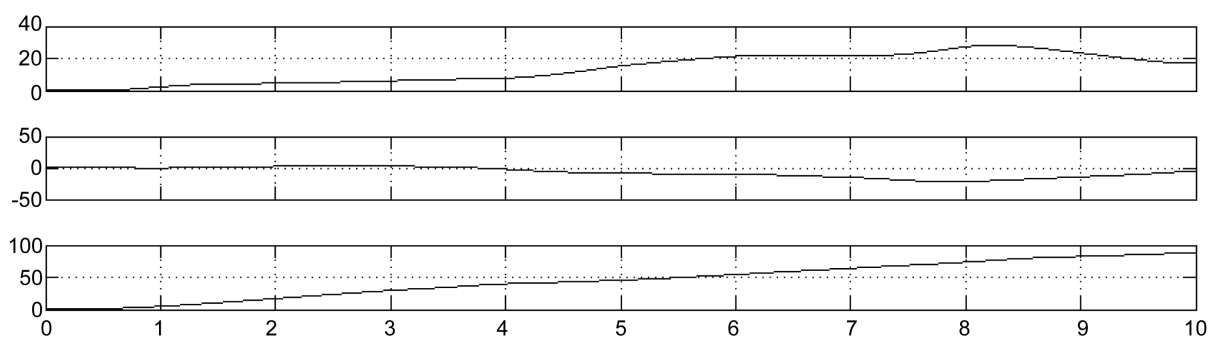


Figure 6. Curve: Response time curve of aircraft position xyz
图 6. 飞行器位置 xyz 随时间响应曲线

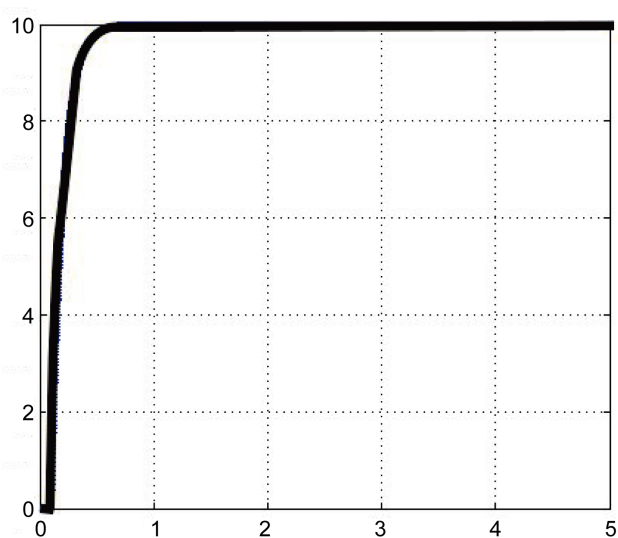


Figure 7. Curve: Response time curve of body velocity V_t
图 7. 机体速度 V_t 随时间响应曲线

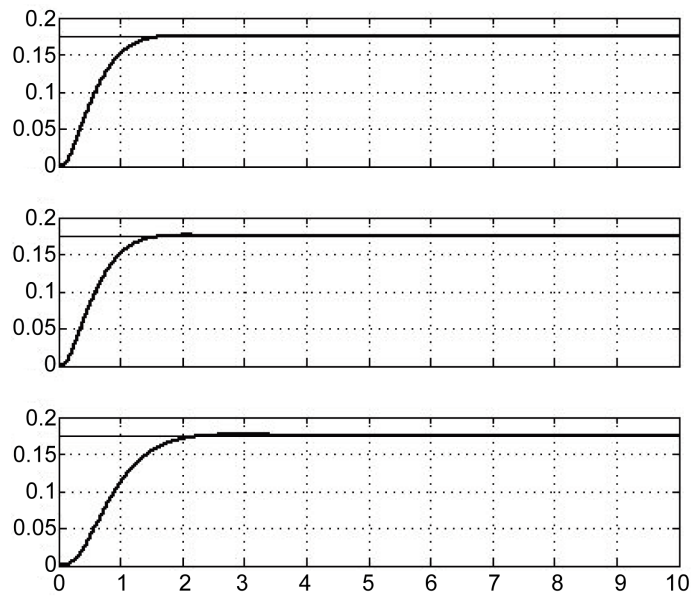


Figure 8. Curve: Response time curve of phi, theta and psi
图 8. 姿态角随时间响应曲线

5. 结论

本文对混合式 VTOL UAV 进行力和力矩分析, 并根据飞行力学和欧拉方程建立了它的动态模型。在分析飞行器飞行机理和模型的基础上对其设计了 PID 控制器, 最后通过 simulink 对其进行了仿真, 仿真结果表明 PID 闭环控制器能有效的实现对系统的控制。

参考文献 (References)

- [1] 刘凯, 叶赋晨. 垂直起降飞行器的发展动态和趋势分析[J]. 航空工程进展, 2015(5): 127-159.
- [2] 杨喜立, 朱纪洪, 黄兴李, 胡春华, 孙增圻. 倾转旋翼飞机建模与仿真[J]. 航空学报, 2006(4): 584-587.
- [3] Zhao, H.W. and Bil, C. (2009) Ducted Fan VTOL UAV Simulation in Preliminary Design. *9th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Hilton Head, 21-23 September 2009.
- [4] Stone, R.H., Anderson, P., Hutchison, C., Tsai, A., Gibbens, P. and Wong, K.C. (2008) Flight Testing of the T-Wing Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle. *Journal of Aircraft*, **45**, 673-685. <https://doi.org/10.2514/1.32750>
- [5] Dođru, M.H., Güzelbey, İ.H. and Göv, İ. (2016) Ducted Fan Effect on the Elevation of a Concept Helicopter When the Ducted Fain Tail Is Located in a Ground Effect Region. *Journal of Aerospace Engineering*, **29**.
- [6] 李毅, 陈增强, 刘忠信. 自抗扰技术在四旋翼飞行姿态控制中的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014(3): 115-118.
- [7] 刘刚, 王彪, 曹云峰. PID/ADRC 控制器在四旋翼无人飞行控制中的应用[J]. 云南民族大学学报: 自然科学版, 2014, 23(2): 151-156.
- [8] Çakici, F. and Leblebiciođlu, M.K. (2016) Control System Design of a Vertical Take-Off and Landing Fixed-Wing UAV. *IFAC-Papers on Line*, **49**, 267-272.
- [9] Wang, L.F., He, C.K. and Zhu, P. (2014) Adaptive Sliding Mode Control for Quadrotor Aerial Robot with I Type Configuration. *International Journal of Automation and Control Engineering (IJACE)*, **3**, 20-26. <https://doi.org/10.14355/ijace.2014.0301.03>
- [10] 吴成富, 刘小齐, 袁旭. 四旋翼无人机建模机器 PID 控制规律设计[J]. 电子设计工程, 2012(8): 68-70.
- [11] 高俊, 王鹏, 侯中喜. 基于改进 PID 算法的无人机变速度控制[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2015(10): 1-5.

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：mos@hanspub.org