

共轴双旋翼控制系统设计实现与研究



--余永强



目录

1

2

3

4

5

绪论

数学建模

硬件设计实现

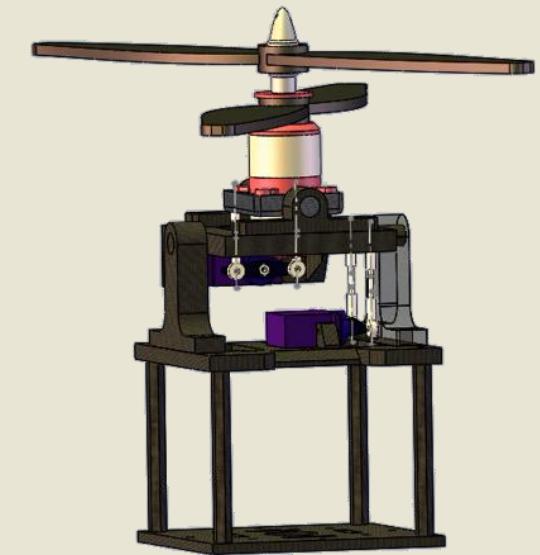
软件设计实现

仿真及实验



1. 绪论

课题背景



1. 绪论

国外研究现状---俄罗斯



著名卡系列

俄罗斯人一直占据共轴双旋翼直升机市场的主导地位，目前世界上只有卡莫夫设计的共轴双旋翼直升机有大量服役的先例，其理论实验研究与型号研制处于世界领先水平，但鲜有发布。

1. 绪论

国外研究现状---美国



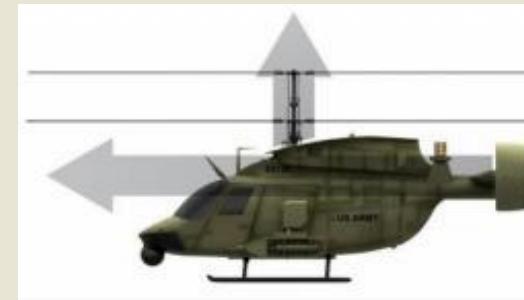
a) XH-59A验证机



b) X-2高速攻击直升机



c) S-97复合式



d) AVX

美国主要发展单旋翼直升机技术，在共轴双旋翼直升机方面，少有建树，目前其主要发展复合式共轴双旋翼布局。

1. 绪论

国外研究现状---民用



主要以微型共轴双旋翼飞行器为主，在实验室阶段有更多使用普通航模直流电机的趋势。

1. 绪论

国内研究现状---民用



北航“海鸥”



中航绝影8



中智航TD450

国内旋翼无人直升机研究主要分为三类：

- 一：以南航、北航和西工大为代表的高校研发基地；
- 二：以中科院、中航工业等科研院所为研发基地主要面向军方；
- 三：以中航智为代表的民营企业，主要以民用和市场需求为导向。

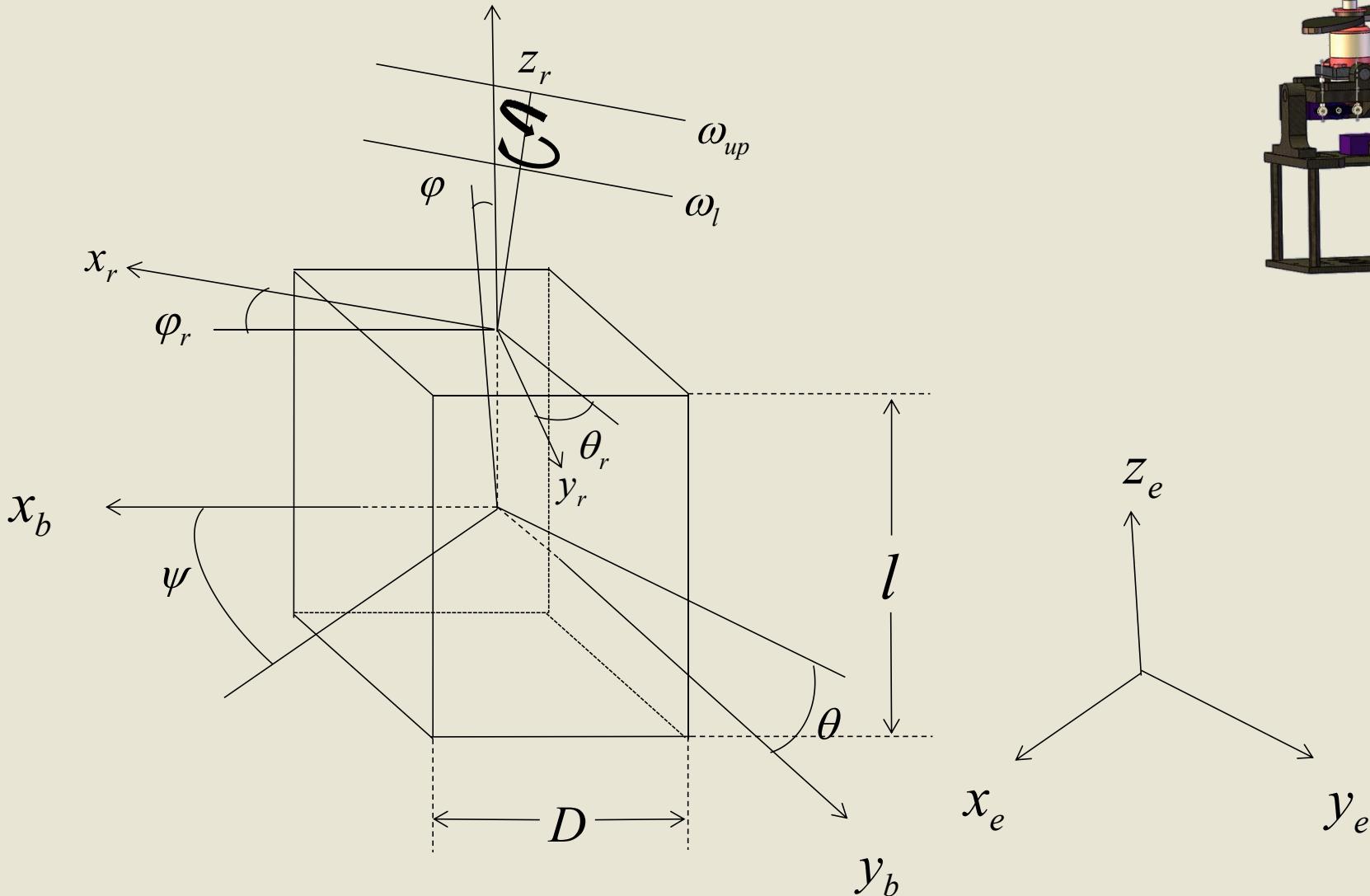
1. 绪论

研究目的



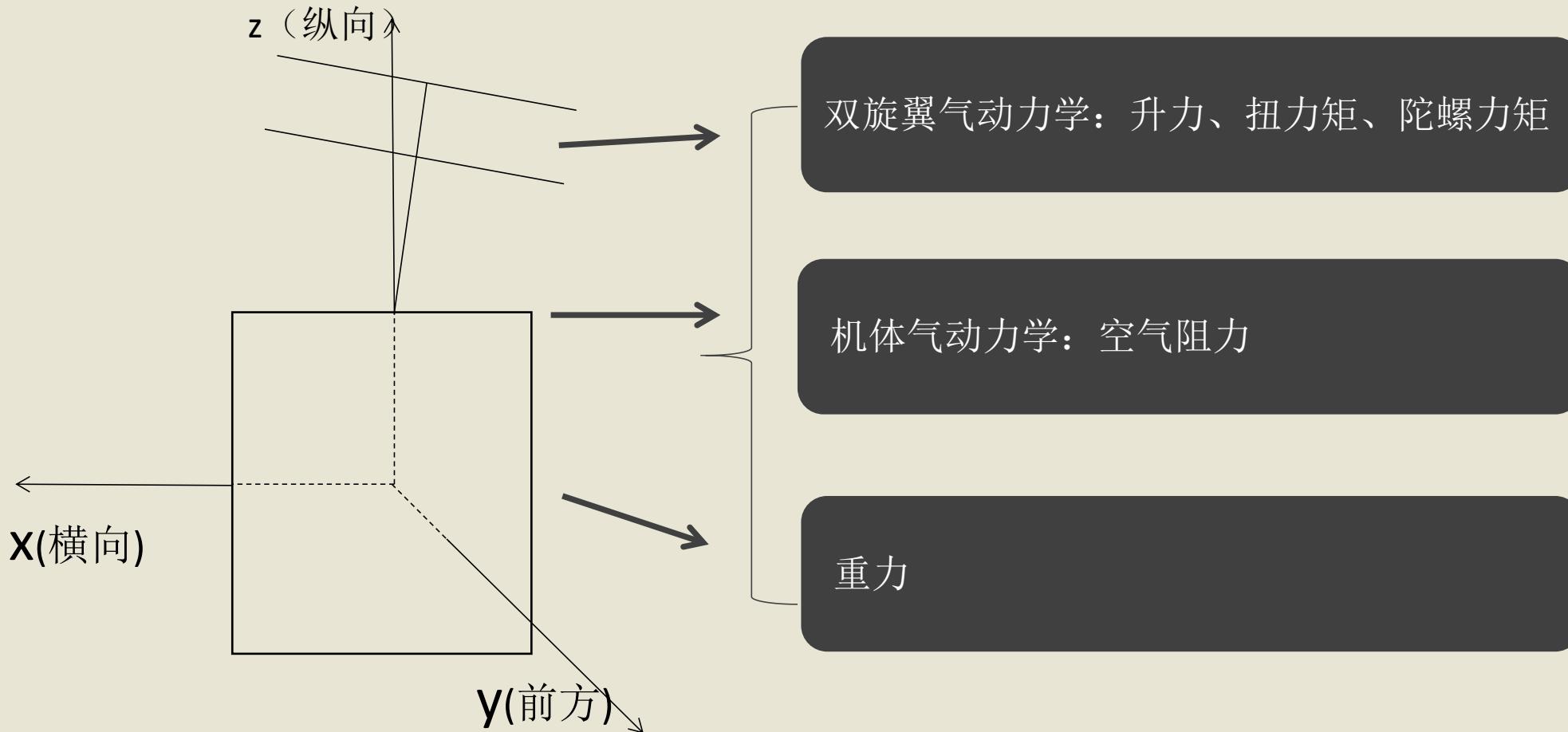
2.数学模型

简化模型



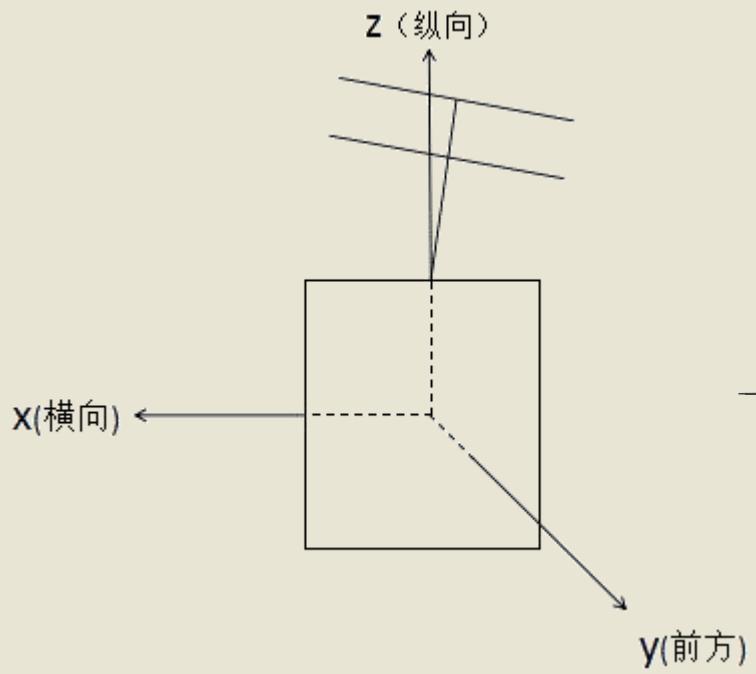
2.数学模型

动力学分析



2.数学模型

运动学分析



欧拉运动方程

机体平动方程

机体转动方程

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \theta \tan \varphi & \cos \theta \tan \varphi \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta / \cos \varphi & \cos \theta / \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

$$F = m \frac{dv}{dt} = m \left(\frac{dv_x}{dt} i + \frac{dv_y}{dt} j + \frac{dv_z}{dt} k + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{v} \right)$$

$$M = \frac{dH}{dt} = I\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times H = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} \dot{\omega}_x + (I_{zz} - I_{yy}) \omega_y \omega_z \\ I_{yy} \dot{\omega}_y + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_z \omega_x \\ I_{zz} \dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_x \omega_y \end{bmatrix}$$



2.数学模型

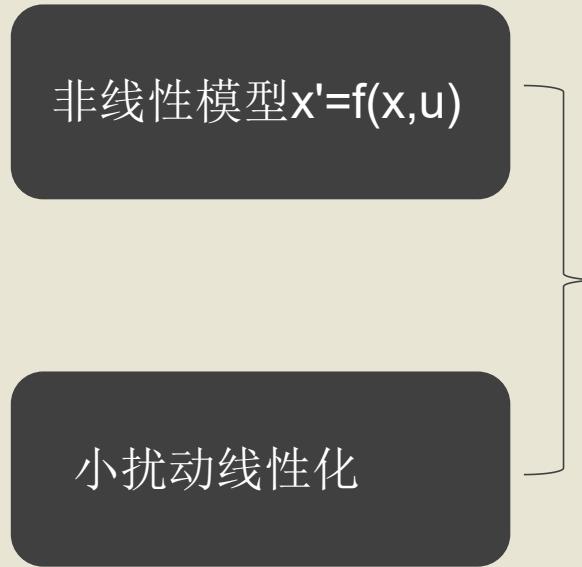
非线性模型

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \omega_y \sin \theta \sec \varphi + \omega_z \cos \theta \sec \varphi \\ \dot{\varphi} = \omega_y \cos \theta - \omega_z \sin \theta \\ \dot{\theta} = \omega_x + \omega_y \sin \theta \tan \varphi + \omega_z \cos \theta \tan \varphi \\ \dot{v}_x = \frac{1}{m} [(\alpha_{wp}\omega_{wp}^2 + \alpha_i\omega_i^2) \sin \varphi, \cos \theta, -0.5\rho S_c c_x v_x \|V_{tot}\| + mg \sin \varphi] - v_z \omega_y + v_y \omega_z \\ \dot{v}_y = \frac{1}{m} [(\alpha_{wp}\omega_{wp}^2 + \alpha_i\omega_i^2) \sin \theta, +0.5\rho S_c c_y v_y \|V_{tot}\| + mg \sin \theta \cos \varphi] - v_x \omega_z + v_z \omega_x \\ \dot{v}_z = \frac{1}{m} [-(\alpha_{wp}\omega_{wp}^2 + \alpha_i\omega_i^2) \cos \varphi, \cos \theta, +0.5\rho S_c c_z v_z \|V_{tot}\| + mg \cos \theta \cos \varphi] - v_y \omega_x + v_x \omega_y \\ \dot{\omega}_x = \frac{1}{I_{xx}} \left[(\gamma_{wp} \sin \varphi, \cos \theta, +0.5l\alpha_{wp} \sin \theta, \omega_{wp}^2 + (-\gamma_i \sin \varphi, \cos \theta, +0.5l\alpha_i \sin \theta, \omega_i^2) \dots \right. \\ \left. + n i_b (\omega_i - \omega_{wp}) (\omega_y \cos \varphi, \cos \theta, + \omega_z \sin \theta, + (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z \right] \\ \dot{\omega}_y = \frac{1}{I_{yy}} \left[(-\gamma_{wp} \sin \theta, +0.5l\alpha_{wp} \sin \varphi, \cos \theta, \omega_{wp}^2 + (\gamma_i \sin \theta, +0.5l\alpha_i \sin \varphi, \cos \theta, \omega_i^2) \dots \right. \\ \left. + n i_b (\omega_i - \omega_{wp}) (\omega_z \sin \varphi, \cos \theta, - \omega_x \cos \varphi, \cos \theta, + (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x \right] \\ \dot{\omega}_z = \frac{1}{I_{yy}} \left[(\gamma_{wp} \omega_{wp}^2 - \gamma_i \omega_i^2) \cos \varphi, \cos \theta, -n i_b (\omega_i - \omega_{wp}) (\omega_x \sin \theta, + \omega_y \sin \varphi, \cos \theta, \dots \right. \\ \left. + (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y \right] \end{cases}$$



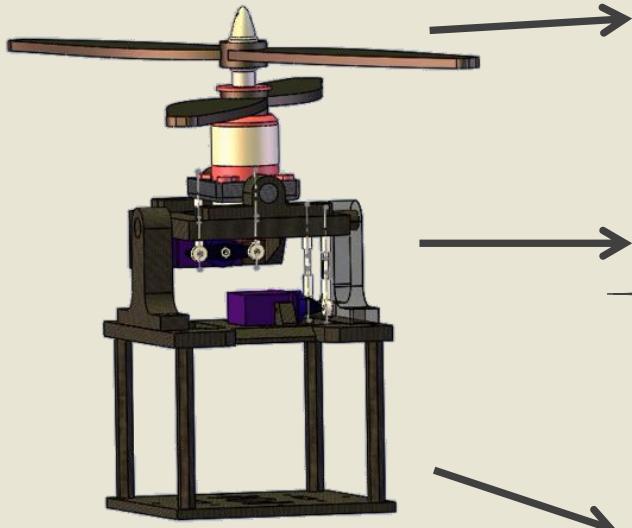
2.数学模型

线性化



3.硬件设计实现

结构设计



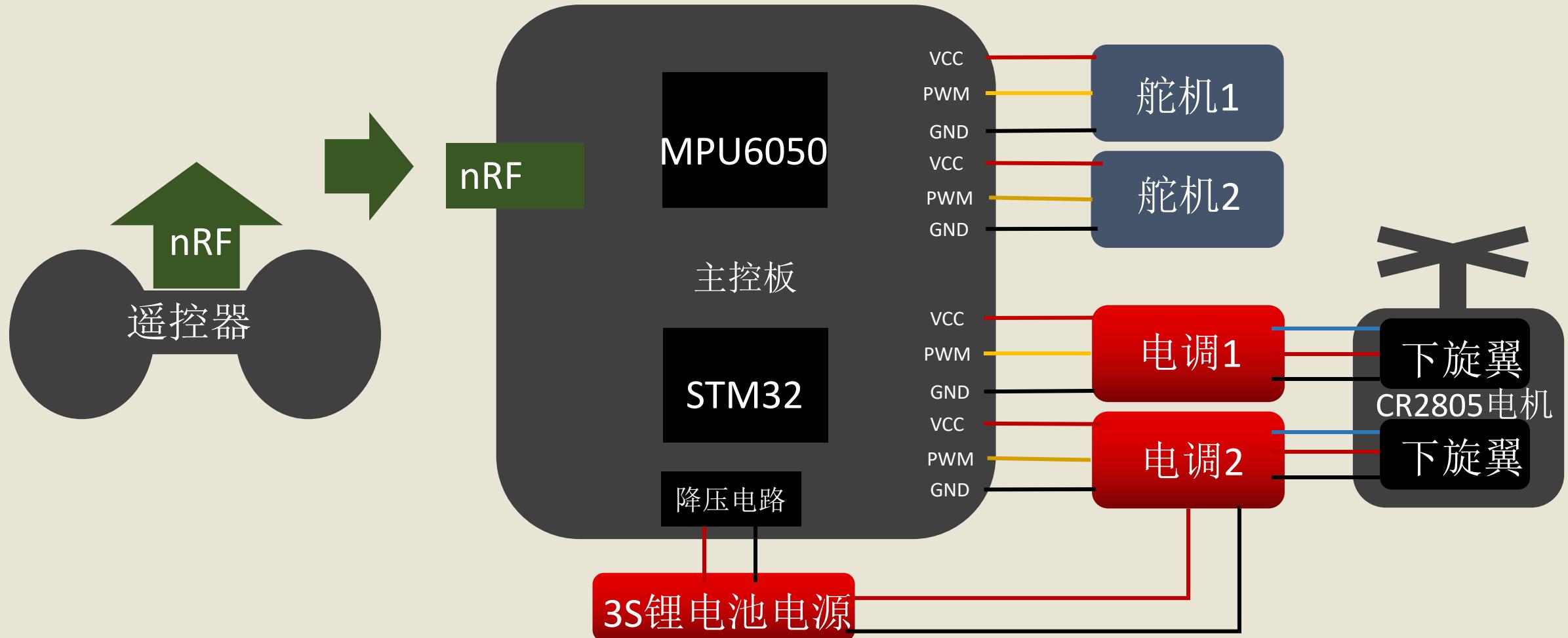
共轴反转电机提供升力、推力、扭力矩

两舵机驱动的两轴转台改变电机升力的方向

主控板、姿态传感器、电源在机身主体里

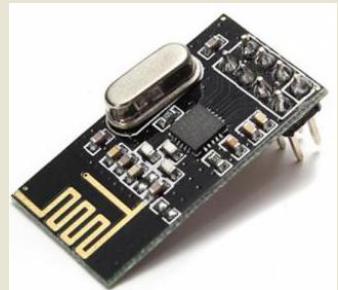
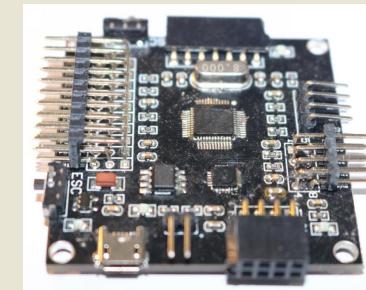
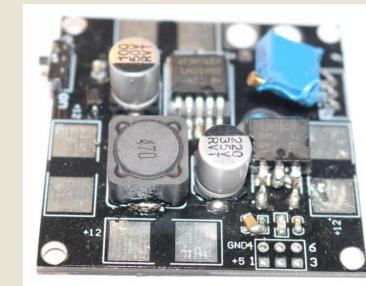
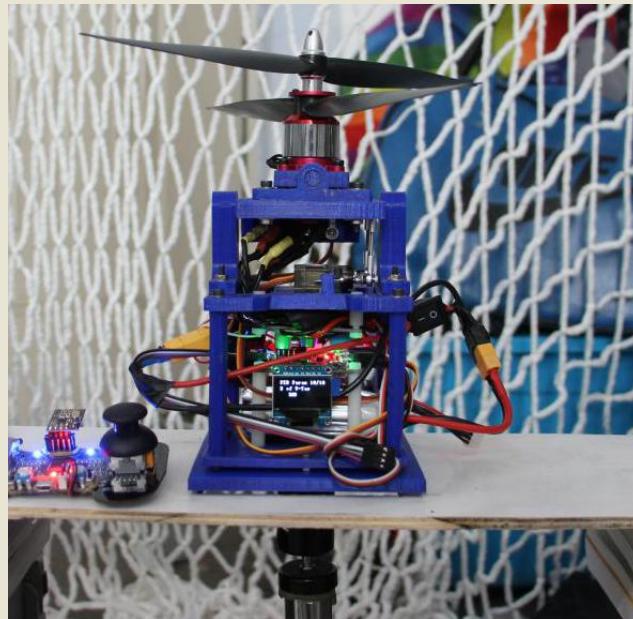
3.硬件设计实现

硬件设计



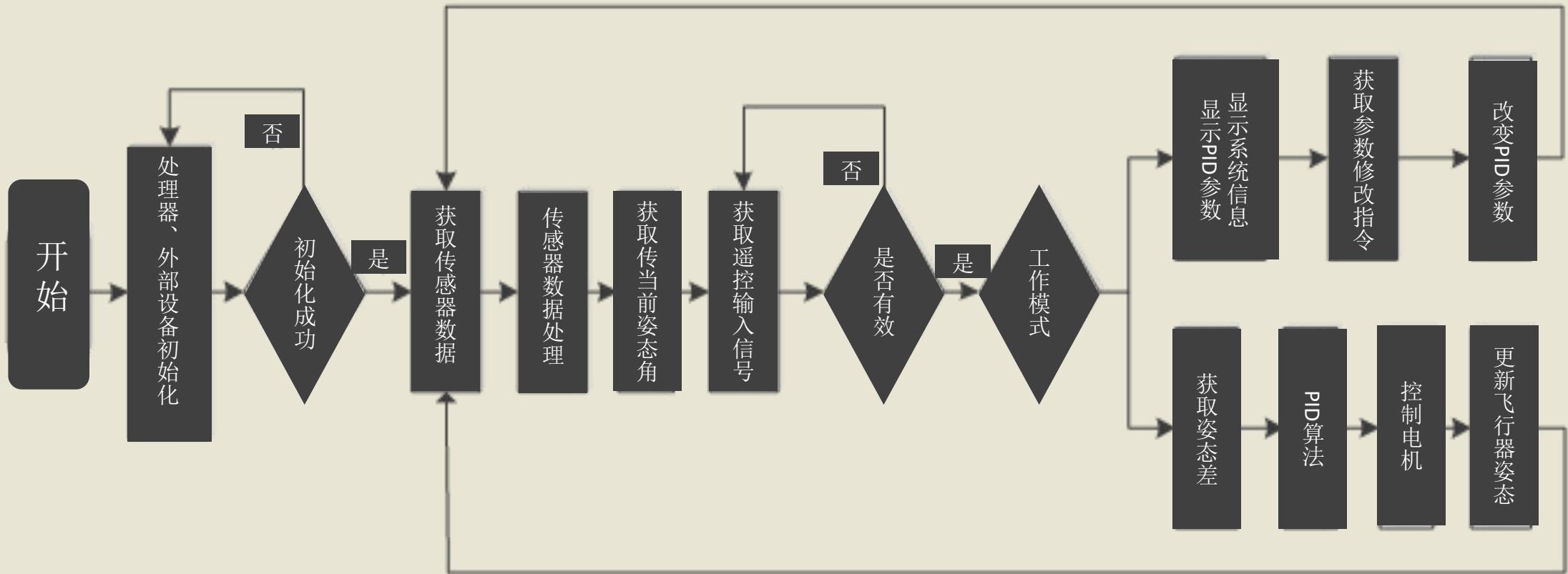
3.硬件设计实现

实物展示



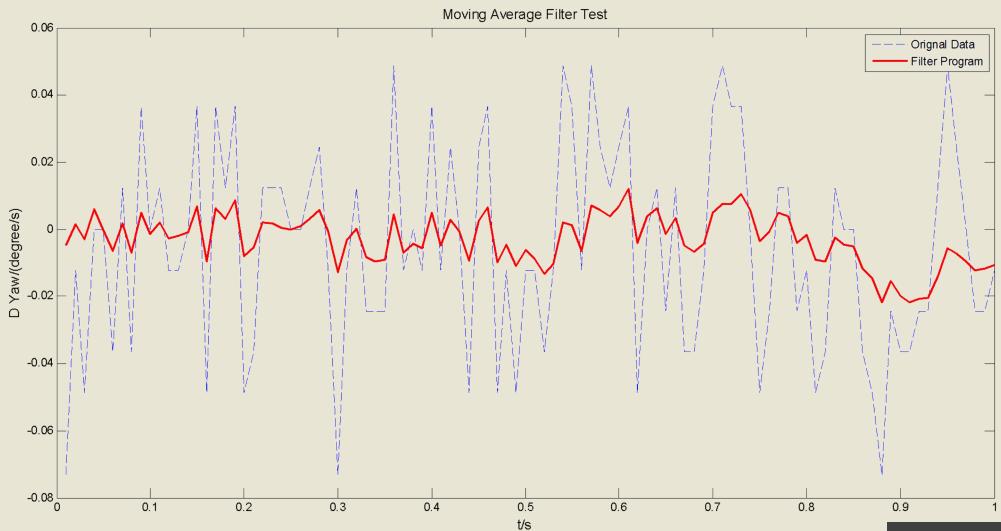
4.软件设计实现

程序架构

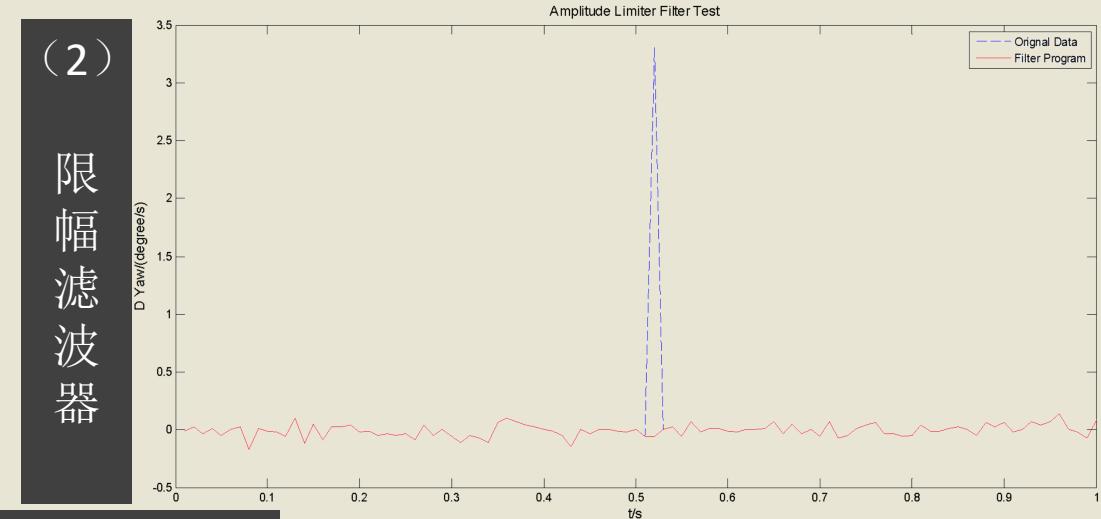


4.软件设计实现

数据滤波处理---偏航角速度为例

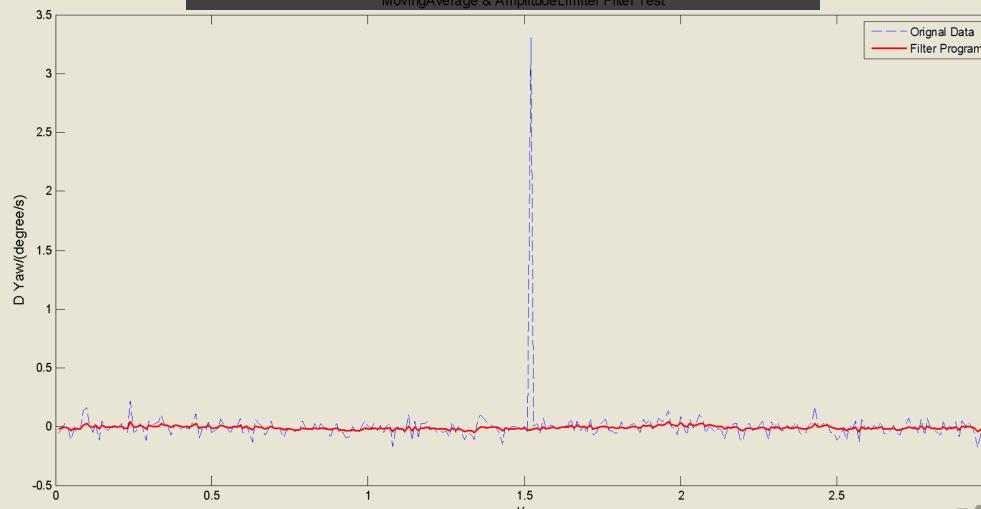


(1) 滑动平均滤波器



(2) 限幅滤波器

(3) 滑动平均+限幅滤波器



共轴双旋翼飞行器是一个高
频震荡的系统，对于传感器
信号会产生很大影响。

- 屏蔽震荡方式：
1. 机械角度（使用减震板）
 2. 电子角度（设计硬件滤波器）
 3. 软件滤波器的设计



5.仿真及实验

固有特性分析

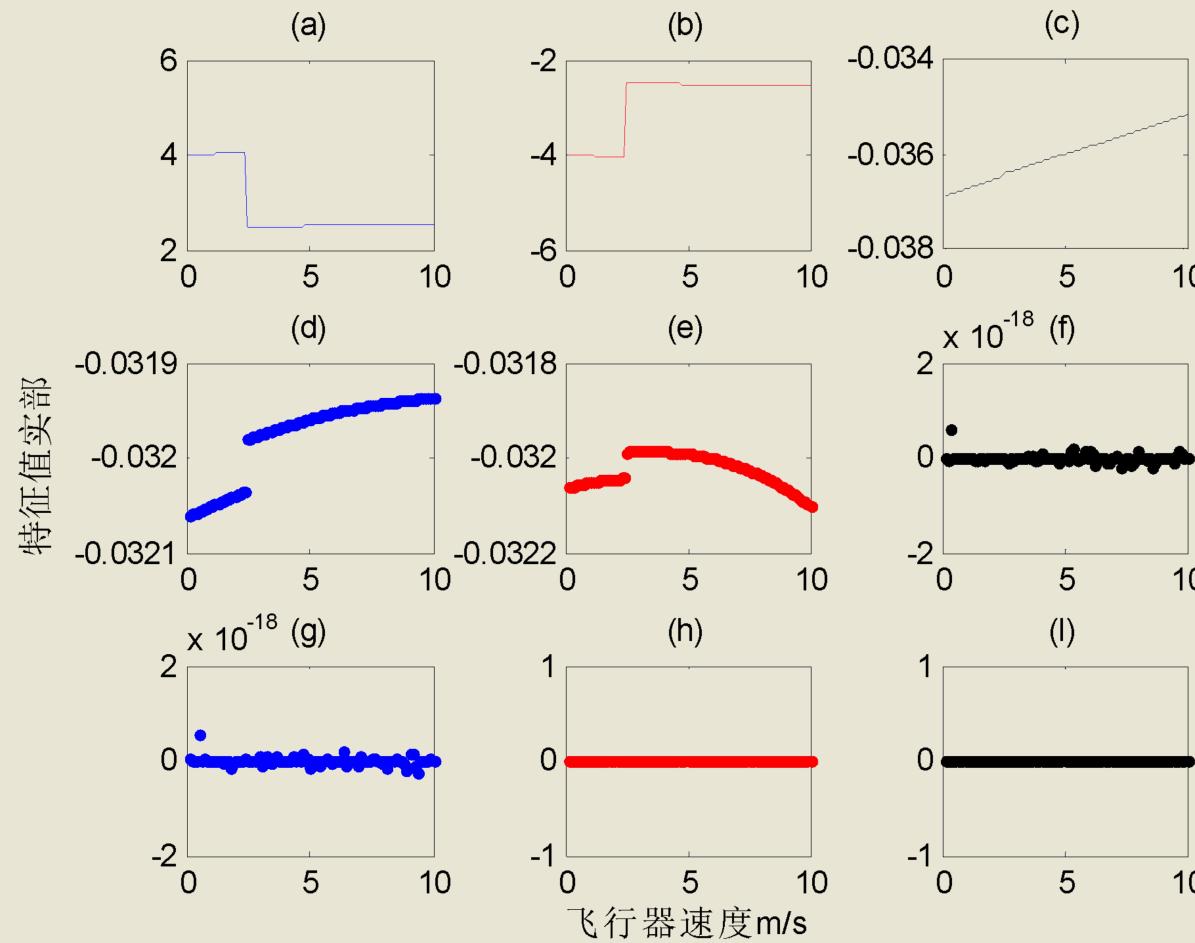
参数	物理意义	参数	物理意义
m	0.5 kg	S_{prop} 、 S_R	0.203 m^2
g	9.8 N/kg	C_{T-up} 、 C_{T-l}	0.23、0.25
ρ	1.2 kg/m^3	σ	0.9
D	0.092 m	n	2
l	0.12 m	i_b	$0.0014\text{ kg}\bullet\text{m}^2$
I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz}	0.15 、 0.15 、 $0.1\text{ kg}\bullet\text{m}^2$	γ_{up} 、 γ_l	2.5×10^{-8} 、 3×10^{-8} $F\bullet m/(rad/s)^2$
C_x 、 C_y 、 C_z	0.01、0.01、0.015	ω_{up0} 、 ω_{l0}	配平

飞行器算例参数



5.仿真及实验

固有特性分析---稳定性



不同速度下的系统特征值

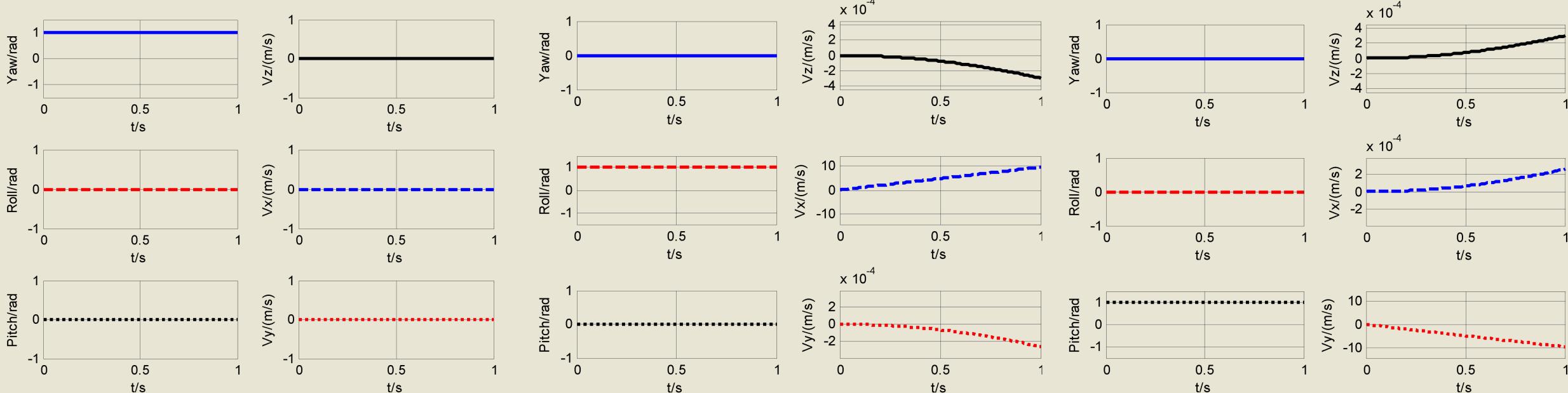


5.仿真及实验

固有特性分析---耦合性

(1) 状态耦合

进行仿真得到零输入响应来分析



偏航角 $\psi = 1rad$

滚转角 $\varphi = 1rad$

俯仰角 $\theta = 1rad$

偏航与俯仰、滚转之间的弱耦合性，俯仰与滚转之间存在耦合性

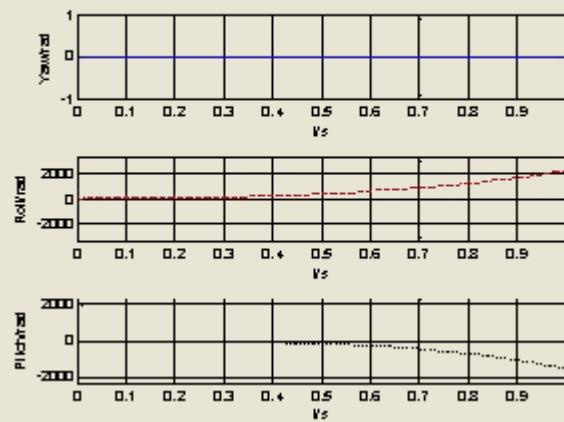


5.仿真及实验

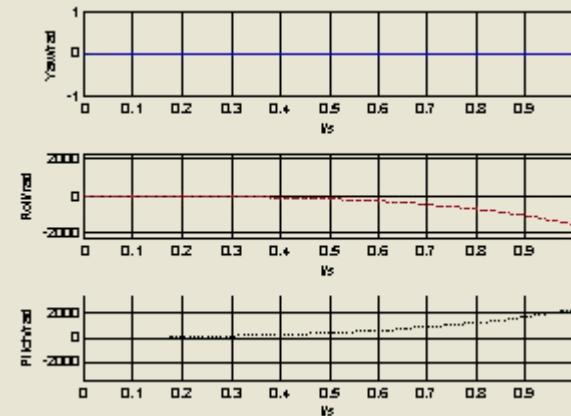
固有特性分析---耦合性

(2) 操纵耦合

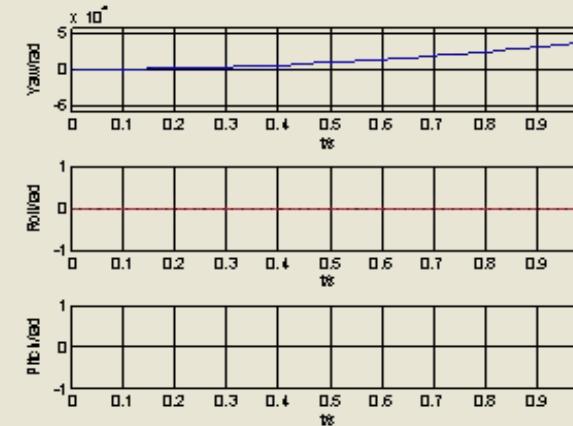
进行仿真得到零状态响应来分析



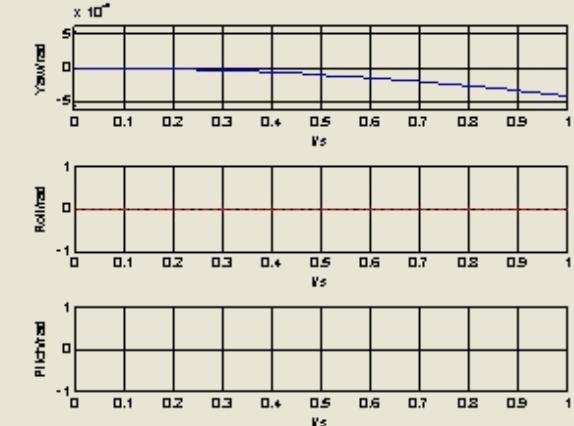
$$\varphi_r = 1 \text{ rad}$$



$$\theta_r = 1 \text{ rad}$$



$$\omega_{\text{up}} = 1 \text{ rad}$$



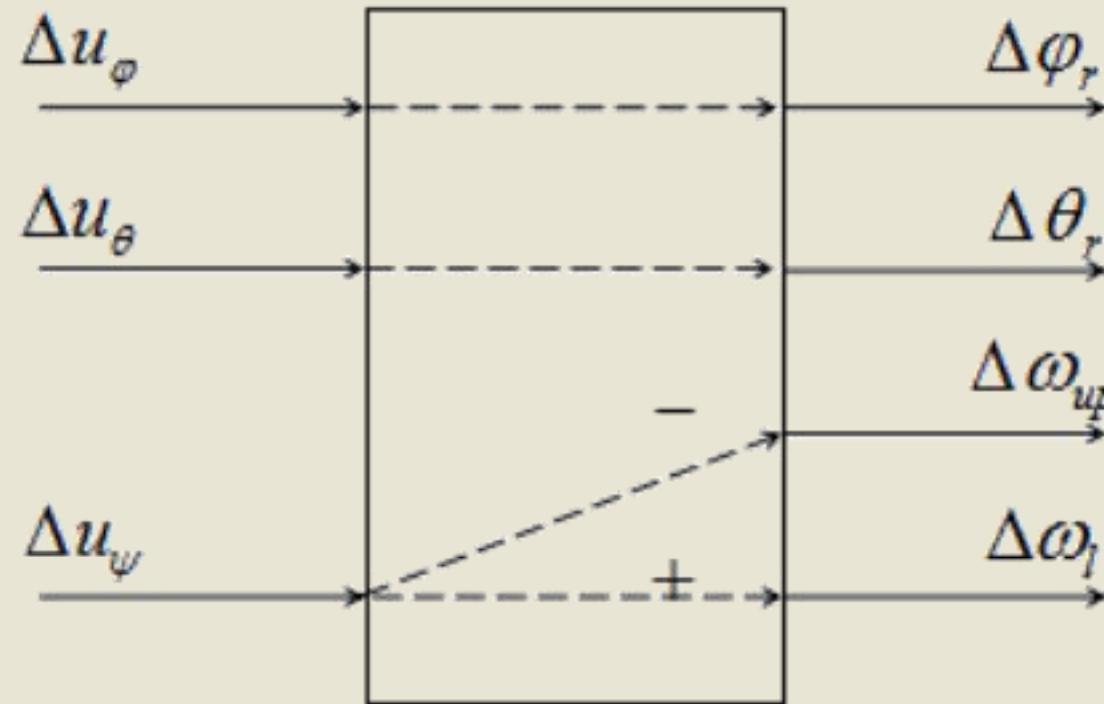
$$\omega_{\text{low}} = 1 \text{ rad}$$

旋翼俯仰与旋翼滚转存在耦合性，上、下旋翼之间存在耦合性



5.仿真及实验

控制律设计---系统解耦

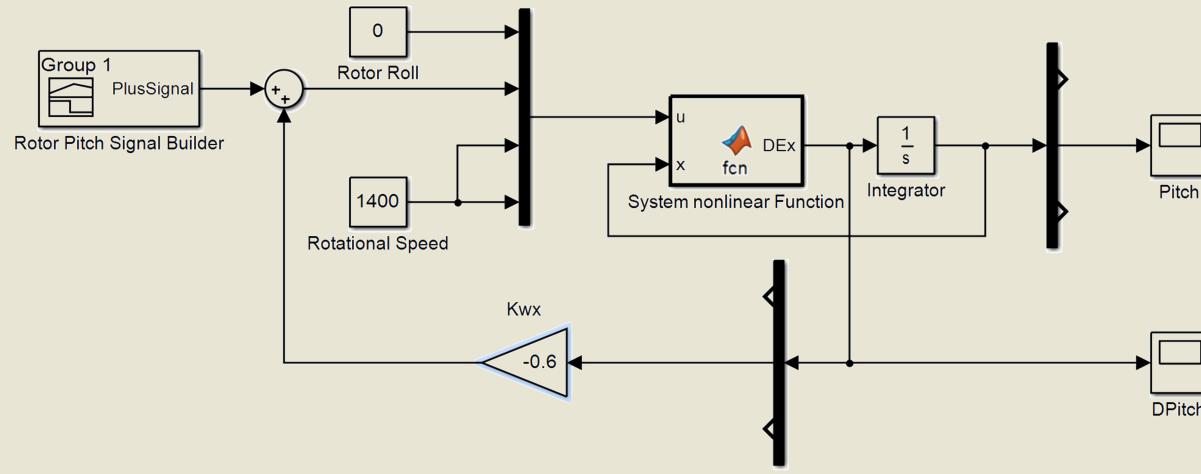


输出控制量的耦合处理

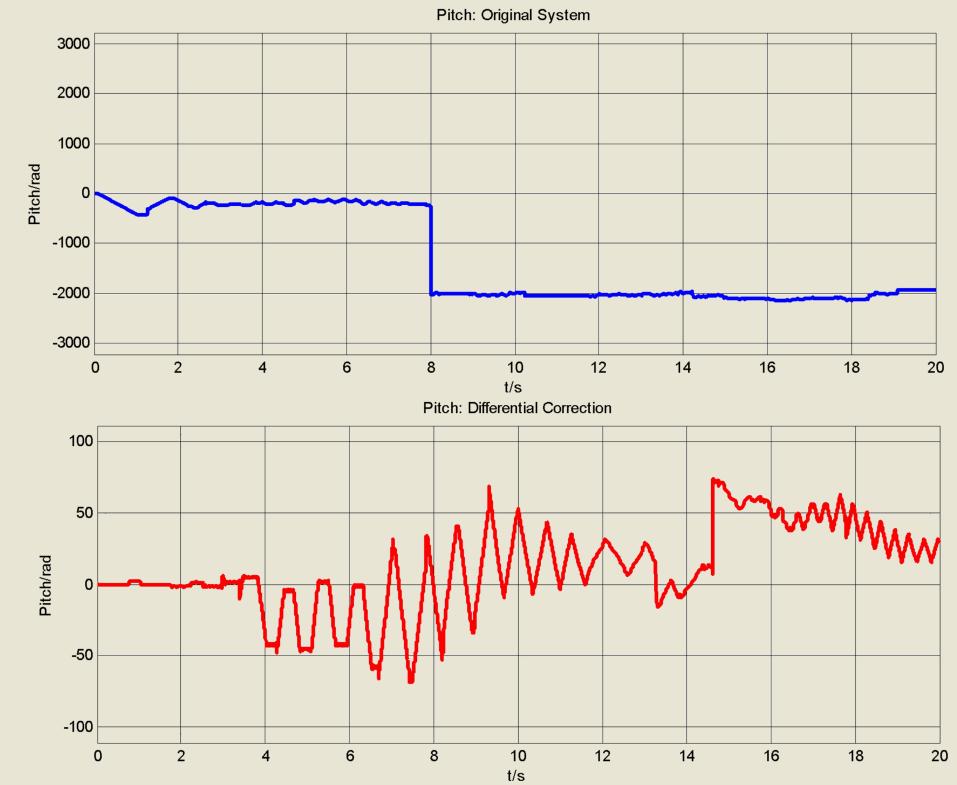


5.仿真及实验

控制律设计---系统增稳



俯仰通道增稳设计



俯仰通道增稳前后脉冲响应

采用经典控制方法进行系统增稳，将线性化后的模型进行解耦控制，提取纵向、横向线性化模型进行控制律的设计，这样可以简化控制律设计，又可以保证一定的精度要求。

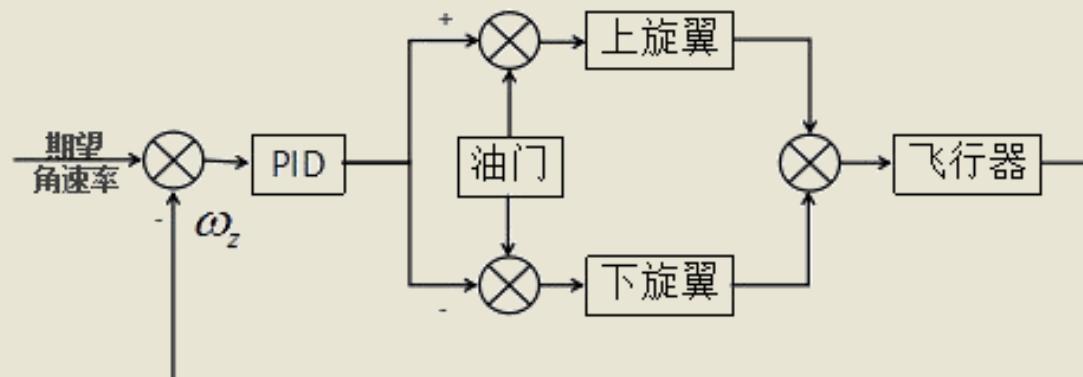
增稳一般增加系统的阻尼，以俯仰为例，如上图。



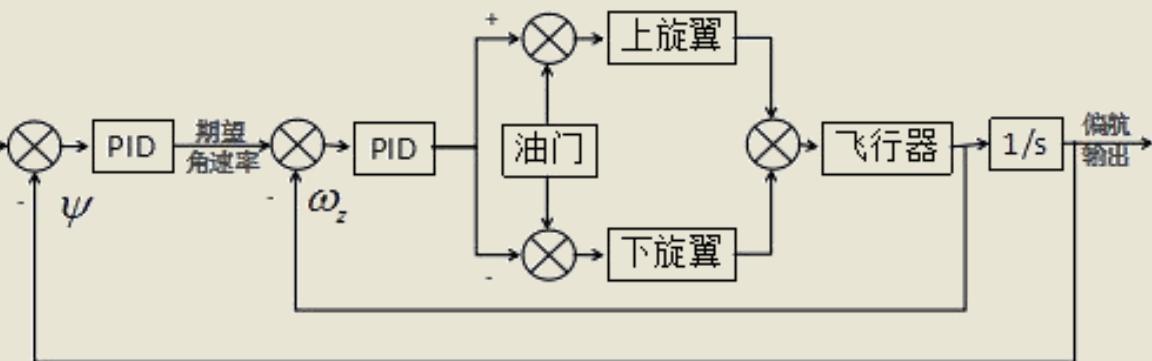
5. 仿真及实验

控制律设计 --- PID控制器

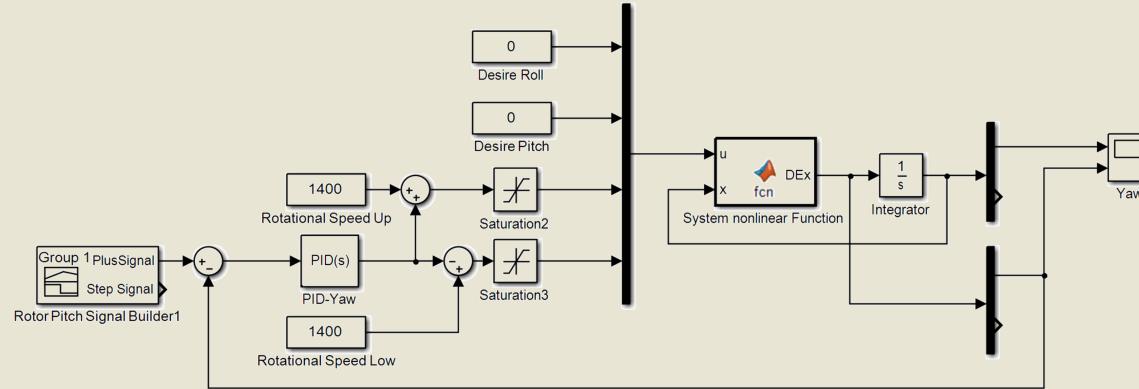
(1) 偏航通道



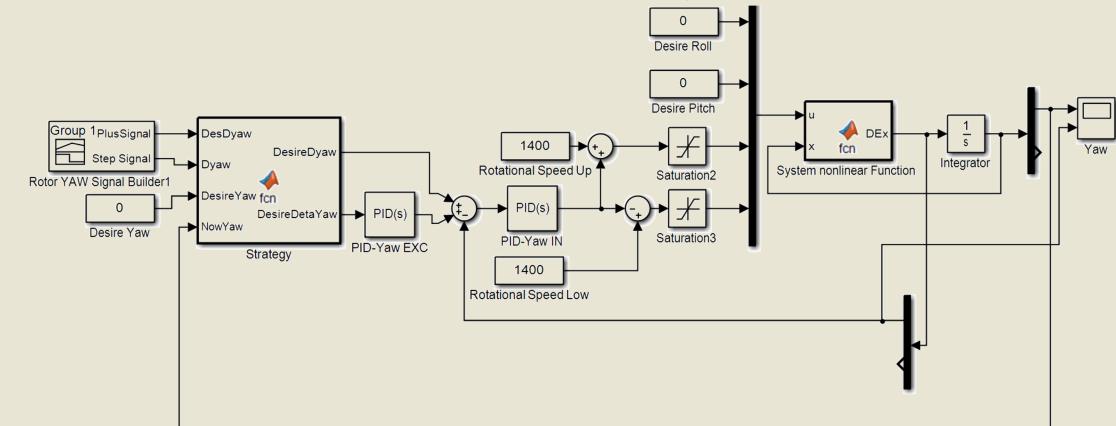
单PID控制器框图



串级PID控制器框图



单PID控制器仿真



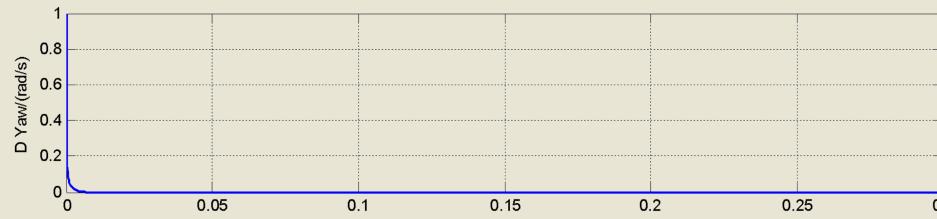
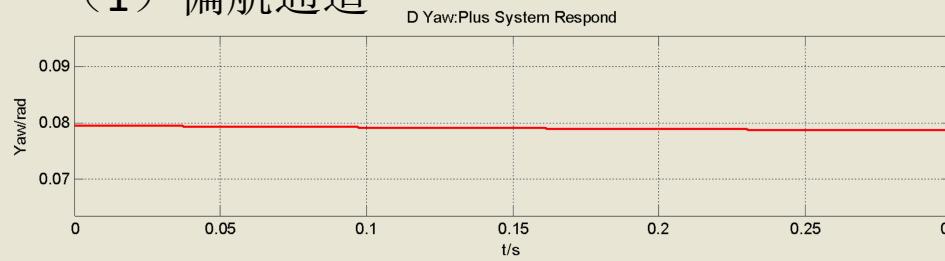
串级PID控制器仿真



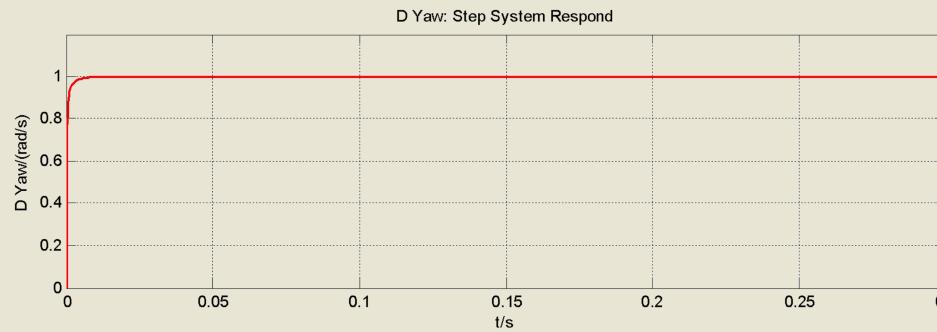
5.仿真及实验

控制律设计 --- PID控制器

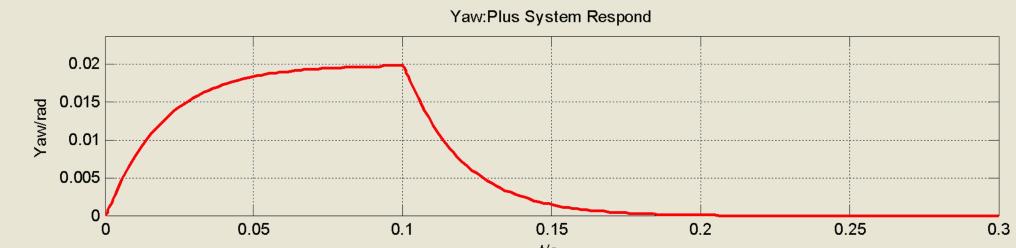
(1) 偏航通道



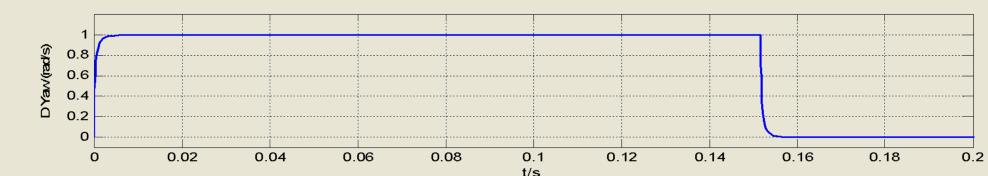
单PID控制器脉冲响应



单PID控制器阶跃响应



串级PID控制器脉冲响应



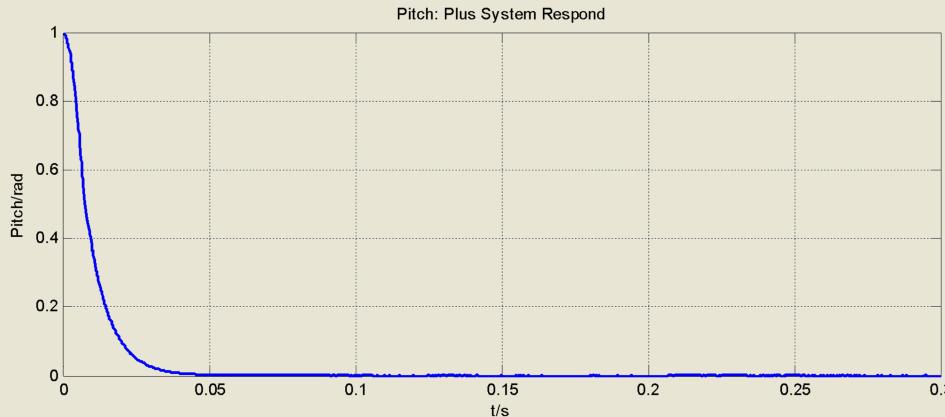
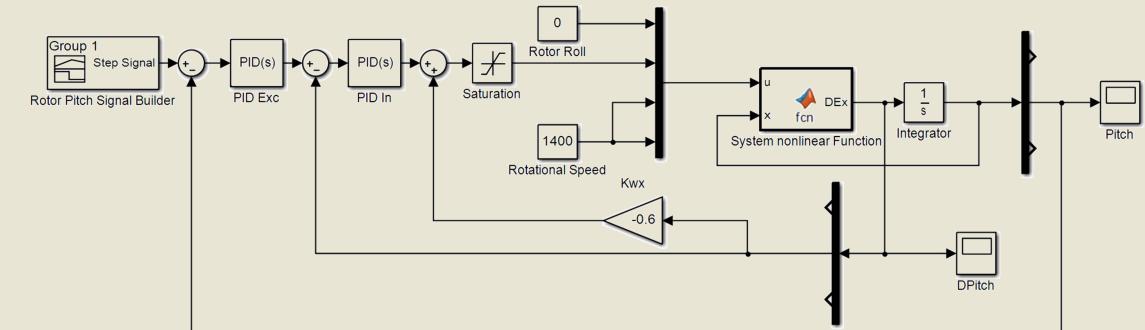
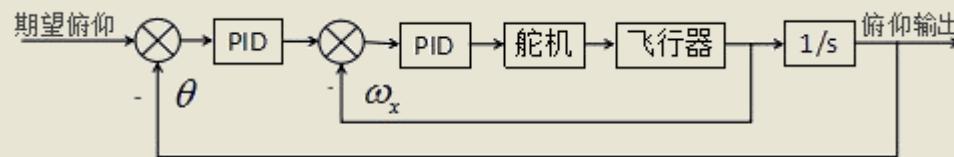
串级PID控制器阶跃响应



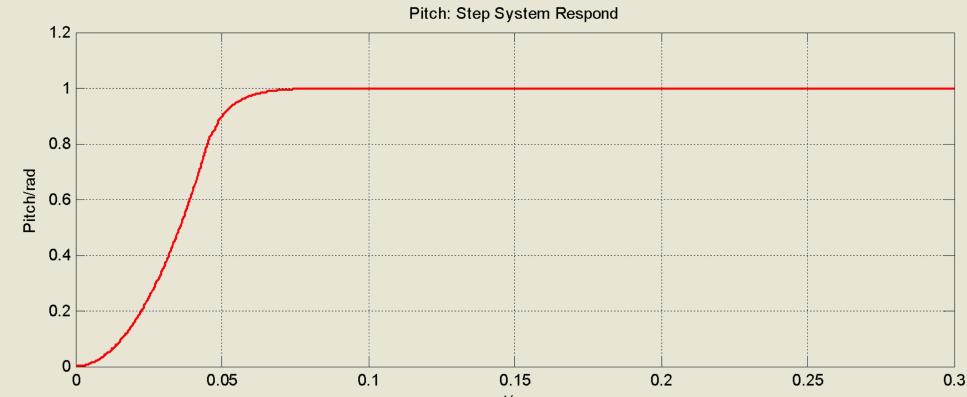
5.仿真及实验

控制律设计---PID控制器

(2) 俯仰通道



干扰脉冲响应



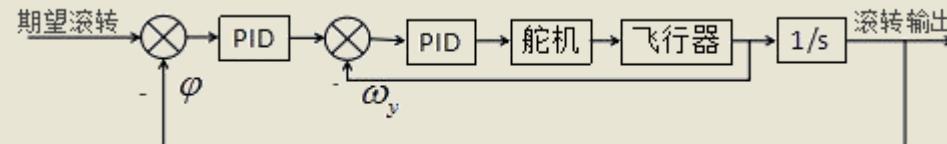
阶跃响应



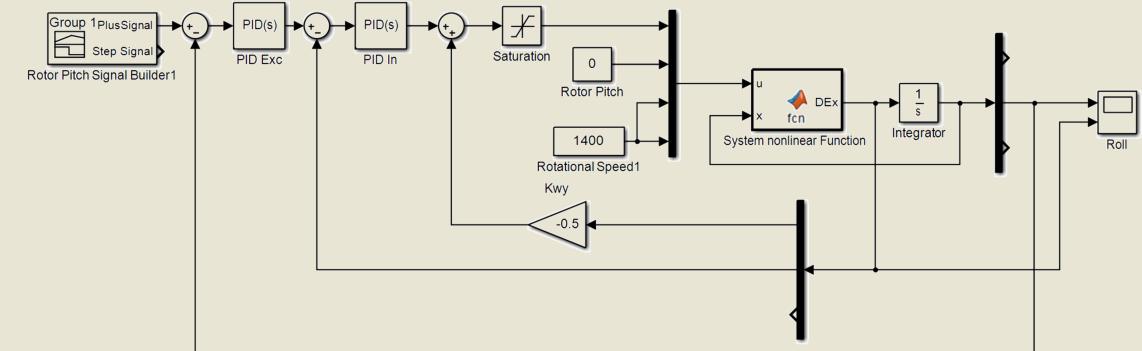
5.仿真及实验

控制律设计---PID控制器

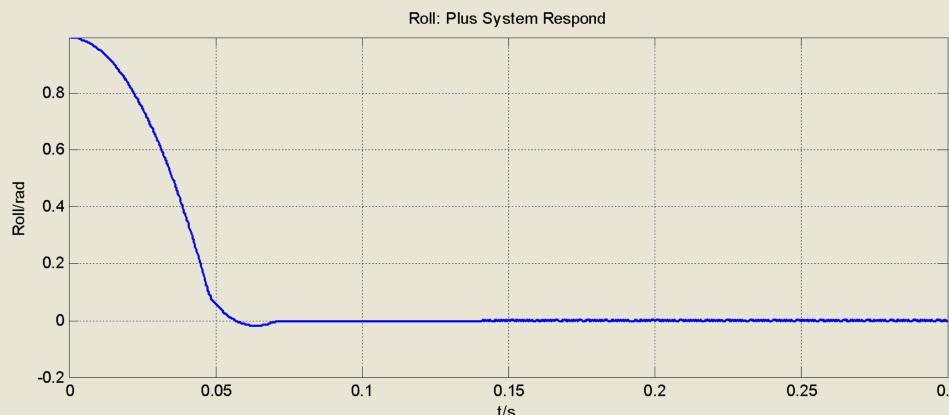
(3) 滚转通道



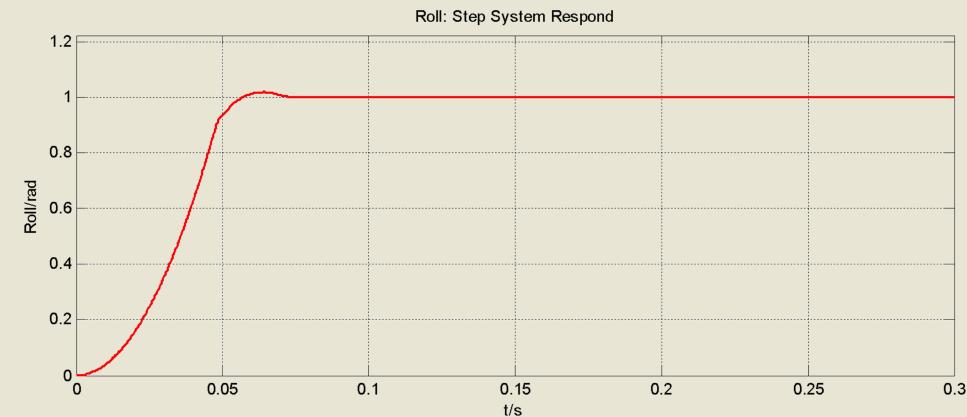
串级PID控制器框图



串级PID控制器仿真



干扰脉冲响应



阶跃响应



5.仿真及实验

控制器调试---静态调试

(1) 控制器输出与系统输入关系

```
CCR1_Val = Speed_FR - PID_yaw_out;  
CCR2_Val = (Speed_FR + PID_yaw_out);  
CCR3_Val = Pitch_ServoInitialVal + PID_pitch_out;  
CCR4_Val = Roll_ServoInitialVal + PID_roll_out;
```

其中， CCR1_Val——下旋翼电机控制；

CCR2_Val——上旋翼电机控制；

CCR3_Val——pitch通道舵机角度控制；

CCR4_Val——roll通道舵机角度控制；

Speed_FR——遥控油门；

Pitch_ServoInitialVal——pitch通道舵机的初始值，使两轴转台的 pitch 角度值为 0；

Roll_ServoInitialVal——roll 通道舵机的初始值，使两轴转台 roll 的角度值为 0；



5.仿真及实验

控制器调试---静态调试

(2) MPU6050静偏

零偏的计算方法为：

$$\theta_0 = \frac{\sum_{i=1}^n \theta_{0i}}{n}$$

实验方法：

将共轴双旋翼电机的子弹头顶端悬挂于固定物下方，在飞行器的下方中心处悬挂以重物，待飞行器静止后将数据俯仰角及滚转角数据发出，并计算出俯仰零偏与滚转零偏。

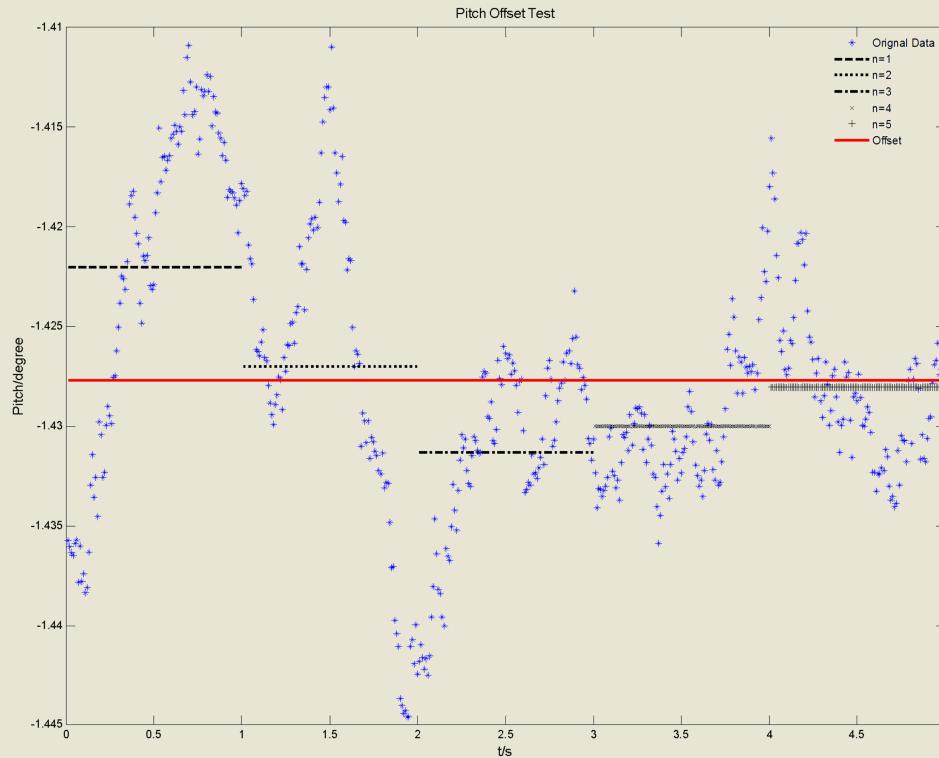


5.仿真及实验

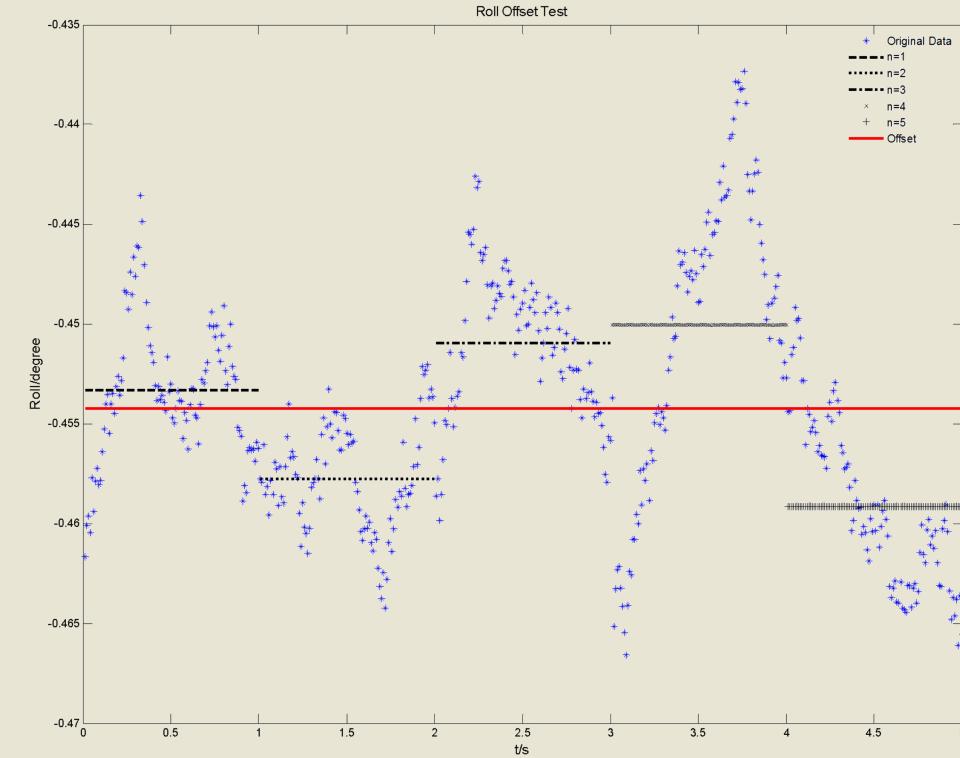
控制器调试---静态调试

(2) MPU6050静偏

静偏实验：取数据稳定的一段数据的最后500个数据，并令 $n=5, m=100$ 。



俯仰角静偏=-1.42°



滚转角静偏=-0.45°



5.仿真及实验

控制器调试---静态调试

(3) 两轴舵机零置初始值

实验方法：

使用经过标定的陀螺仪MPU6050固定在两轴转台上，使用遥控器控制舵机角度，使得两轴转台保持在水平位置。

程序结果：

Pitch_ServoInitialVal = 282;

Roll_ServoInitialVal = 287;

换算为角度为：

俯仰零置初始值为 81.9°

滚转零置初始值为 84.15°



5.仿真及实验

控制器调试---调试实验

(1) 偏航通道调试



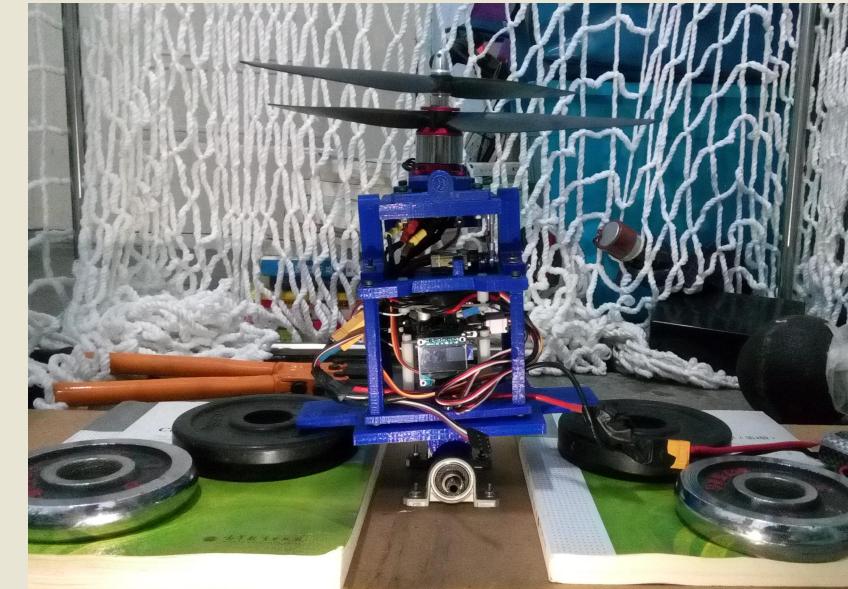
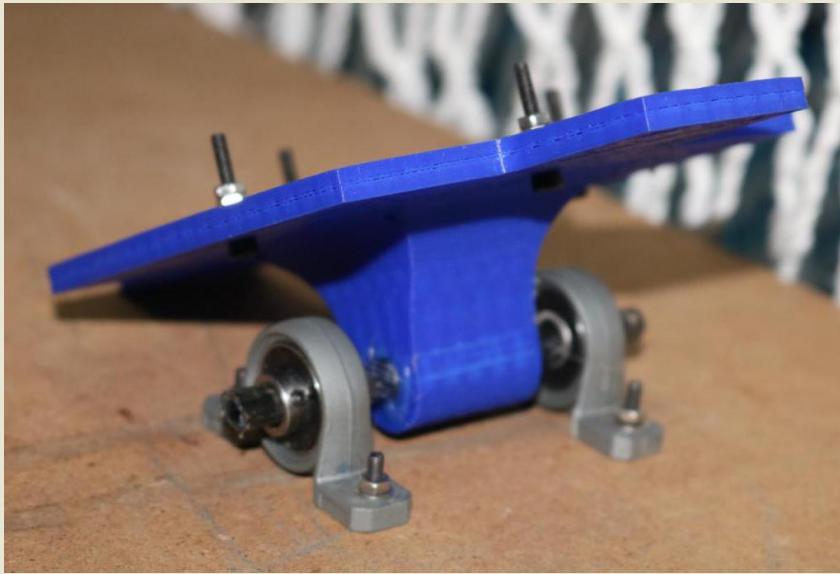
所得PID控制器参数：

$$\text{Exc_P}=2, \text{ Exc_I}=0.1, \text{ Exc_D}=0.0, \text{ In_P}=3, \text{ In_I}=0, \text{ In_D}=1.$$

5.仿真及实验

控制器调试---调试实验

(2) 俯仰及滚转通道调试



所得PID控制器参数:

俯仰通道: $Exc_P=2$, $Exc_I=0.1$, $Exc_D=0.0$, $In_P=3$, $In_I=0$, $In_D=1$ 。

滚转通道: $Exc_P=10.5$, $Exc_I=0.05$, $Exc_D=0$, $In_P=0.9$, $In_I=0$, $In_D=0$ 。

5.仿真及实验

控制器调试---调试实验

(3) 固连实验



所得PID控制器参数:

偏航通道: $Exc_P=2$, $Exc_I=0.1$, $Exc_D=0.0$, $In_P=1.2$, $In_I=0$, $In_D=0$

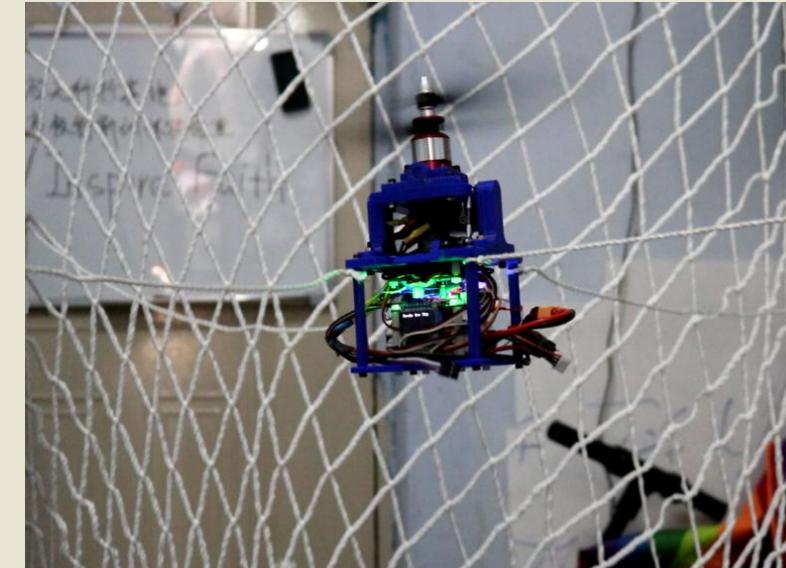
俯仰通道: $Exc_P=10$, $Exc_I=0.06$, $Exc_D=0$, $In_P=1.0$, $In_I=0$, $In_D=0$

滚转通道: $Exc_P=10.5$, $Exc_I=0.05$, $Exc_D=0$, $In_P=0.9$, $In_I=0$, $In_D=0$

5.仿真及实验

控制器调试---调试实验

(4) 系留实验



所得PID控制器参数:

偏航通道: $Exc_P=1, Exc_I=0.1, Exc_D=0.0, In_P=1.0, In_I=0, In_D=0$

俯仰通道: $Exc_P=10, Exc_I=0.06, Exc_D=0, In_P=1.0, In_I=0, In_D=0$

滚转通道: $Exc_P=9.5, Exc_I=0.05, Exc_D=0, In_P=0.9, In_I=0, In_D=0$

5.仿真及实验

室外飞行实验



演示视频

所得PID控制器参数:

偏航通道: $Exc_P=1$, $Exc_I=0.05$, $Exc_D=0.0$, $In_P=1.0$, $In_I=0$, $In_D=0$

俯仰通道: $Exc_P=10$, $Exc_I=0.06$, $Exc_D=0$, $In_P=1.0$, $In_I=0$, $In_D=0$

滚转通道: $Exc_P=9.5$, $Exc_I=0.05$, $Exc_D=0$, $In_P=0.9$, $In_I=0$, $In_D=0$

The end

Thanks !

