



## 实验三 直升机姿态控制系统设计

班级：自动化 2104 班

姓名：李相宜 2215015011

马茂原 2216113438

联系方式：15029277956

指导老师：景洲

日期：2024 年 4 月 13 日

# 预习报告

马茂原 预习

## 1. 写出直升机垂直起飞和降落、悬停等控制系统与飞行动力学的基本原理，控制难点在哪里。

直升机能够实现垂直起飞、悬停和降落的关键在于它的旋翼系统。旋翼通过旋转产生升力，使直升机能够垂直升降。

控制直升机飞行动力学的主要系统包括：

1. 旋翼系统：主旋翼产生大部分升力，通过改变旋翼桨距和旋转速度来调节升力大小。尾旋翼提供反向力矩，抵消主旋翼产生的旋转力矩，使直升机保持稳定。
2. 传动系统：将发动机的动力传递给主旋翼和尾旋翼，使其旋转。
3. 飞行控制系统：包括方向舵、旋翼集流器等，用于改变旋翼的桨距和方向，实现俯仰、横滚、航向的控制。提供控制反馈，维持直升机飞行姿态。

控制的难点：

1. 动力学耦合：直升机的六个自由度(三个位移,三个姿态角)相互耦合,需要协调控制。
2. 非线性和非最小相位特性：升力随着来流速度和攻角的变化呈现明显的非线性。
3. 外部干扰：需要抵御风等外部干扰的影响,维持稳定飞行。

## 2. 写出 PID 控制算法及各参数的作用，对系统性能的影响，应用于那些控制对象。

PID 控制算法由三个基本控制模式组成:比例(Proportional)、积分(Integral)和微分(Derivative)。通过对被控对象的误差信号进行线性组合,可以获得控制量的调节值。

PID 控制算法的表达式为:

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t)dt + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt}$$

其中:  $u(t)$  是控制器的输出量,  $e(t)$  是系统的误差,即设定值与实际值的差,  $K_p$  是比例系数,  $K_i$  是积分系数,  $K_d$  是微分系数。

参数的作用:

1. 比例(P)项: 根据当前误差的大小决定控制输出, 提高系统响应速度,但存在静差。
2. 积分(I)项: 通过累加误差来消除静差, 消除静差,但会引入振荡和延迟。

3. 微分(D)项: 根据误差的变化率决定控制输出。预测系统行为,提高控制前馈,减小超调量。

对系统性能的影响:

1.  $K_p$  增大:加快系统响应,但超调量也增大,甚至引起振荡。
2.  $K_i$  增大:加速消除静差,但超调量也增大,响应变慢。
3.  $K_d$  增大:减小超调量和振荡,但对高频噪声敏感。

PID 控制在工业上的应用:

1. 运动控制系统: 机器人关节运动控制、伺服电机位置控制等。
2. 过程控制系统: 温度控制、液位控制、压力控制等。
3. 电力电子系统: 直流电机速度控制、逆变器电压控制等。

### 3.写出 PID 参数经验调整方法

PID 参数经验调整方法步骤如下:

1. 获取一组初始 PID 参数值

获得初始 PID 值,使系统能够基本维持闭环控制并有一定的动态响应能力。

2. 闭环试运行并观察系统响应

将 PID 控制器与被控对象连接,进行闭环控制。观察系统在给定输入指令信号下的实际输出响应曲线。

3. 判断系统响应性能

根据响应曲线,判断如下几个主要性能指标:稳态误差、上升时间和调节时间、超调量、稳态振荡程度

4. 调整 PID 参数

根据上述性能指标进行分析判断,并依据经验调整 PID 参数:

- A. 缩小稳态误差:增大  $K_i$
- B. 减小上升时间:增大  $K_p$ ,适当增大  $K_i$
- C. 减小超调量和振荡:减小  $K_p$ ,增大  $K_d$
- D. 改善调节时间:适当增大  $K_p$  和  $K_i$

5. 重复步骤 2-4

进行反复试验,不断调整 PID 参数,直至满足系统响应要求。

## 李相宜 预习

### 1. 写出直升机垂直起飞和降落、悬停等控制系统与飞行动力学的基本原理, 控制难点在哪里。

直升机垂直起飞、降落和悬停等动作的实现,主要依赖于其独特的控制系统与飞行动力学原理。

直升机垂直起降的基本原理主要是通过其旋翼系统产生升力和推力。旋翼系统,包括主旋翼和尾旋翼,是直升机的关键部分。在起飞时,旋翼旋转产生向上的升力,当升力大于直升机重力时,直升机便能垂直上升。降落时,通过减小旋翼的转速和角度,降低升力,使直升机平稳着陆。悬停是直升机在某一高度上保持位置和方向不变的飞行状态。要实现悬停,需要精确控制旋翼的拉力,使其在铅垂面上的分力等于重力,以保持高度不变。同时,还需通过操纵驾驶杆使旋翼拉力的水平分力与水平风的合力为零,以保持位置稳定。此外,直升

机的尾桨也起到关键作用，其拉力或推力力矩与旋翼的反扭矩合力矩为零，以保持直升机的方向稳定。

直升机的控制系统和飞行动力学的控制难点为如下几点：首先，旋翼叶片的收放调节是一大挑战。在不同飞行阶段和动态环境下，叶片的收放位置需要实时调整，这对操作员的技能和反应速度提出了高要求。其次，在悬停状态中，操纵驾驶杆以维持直升机的稳定也是一项技术活。操作员需要精准地控制驾驶杆，以应对直升机可能出现的各种加速度变化。

## 2. 写出 PID 控制算法及各参数的作用，对系统性能的影响，应用于那些控制对象。

(1) PID（比例-积分-微分）控制算法是一种广泛应用的反馈控制算法，其通过计算偏差的比例（P）、积分（I）和微分（D）来进行控制量的调整，以达到控制目标。以下是对 PID 控制算法及其参数作用的详细解释，以及它们对系统性能的影响和适用的控制对象。

(2) PID 控制算法的基本公式为：

$$[u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}]$$

其中：

(u(t)) 是控制器的输出。

(e(t)) 是目标值与实际值之间的偏差。

(K<sub>p</sub>), (K<sub>i</sub>), (K<sub>d</sub>) 分别是比例、积分和微分系数，它们决定了控制算法对偏差的响应。

参数作用及对系统性能的影响

比例系数 (K<sub>p</sub>)

作用：直接对偏差做出反应，减少偏差。

对系统性能的影响：

增大 (K<sub>p</sub>) 可以加快响应速度，但可能导致系统振荡或不稳定。

减小 (K<sub>p</sub>) 可以使系统更稳定，但响应速度变慢。

积分系数 (K<sub>i</sub>)

作用：消除稳态误差，对累积的偏差进行补偿。

对系统性能影响：

增大 (K<sub>i</sub>) 可以减小稳态误差，但可能增加超调量或导致系统不稳定。

减小 (K<sub>i</sub>) 可以减少超调量，但可能增大稳态误差。

微分系数 (K<sub>d</sub>)

作用：预测偏差的变化趋势，提前调整控制量，改善动态性能。

对系统性能影响：

增大 (K<sub>d</sub>) 可以提高系统的响应速度，减少超调量，增加稳定性。

减小 (K<sub>d</sub>) 可能使系统响应变慢，对突变信号的响应能力减弱。

(3) 应用的控制对象

PID 控制算法适用于许多控制对象，包括但不限于：

温度控制系统：如恒温箱、工业炉等。

位置控制系统：如机器人手臂、伺服电机等。

速度控制系统：如汽车巡航控制、电机转速控制等。

液体或气体流量控制系统：如化工过程控制、供水系统等。

在这些系统中，PID 控制算法可以有效地根据实时反馈调整控制量，使系统输出接近或达到期望目标。不过，具体参数的选择需要根据实际应用场景和系统特性进行调整和优化。在实际应用中，通常还需要结合其他控制策略或算法，以提高系统的鲁棒性和适应性。

## 3. 写出 PID 参数经验调整方法

PID 参数的经验调整方法主要依赖于对系统响应的观察和逐步调整。以下是常用的经验调整方法：

(1) 比例参数 ((K<sub>p</sub>)) 的调整：

初始时，将比例参数设为一个较小的值。

通过试验观察系统的响应情况。如果系统的响应过冲很大，即超过了期望的范围或出现了震荡，这说明比例参数设置得太大。此时，应减小比例参数的值。

如果系统的响应过于迟缓，即响应速度远低于期望，那么比例参数可能设置得太小。此时，应适当增加比例参数的值。

反复调整比例参数，直到系统的响应达到理想状态，既不过冲也不过于迟缓。

（2）积分参数（ $K_i$ ）的调整：

同样，将积分参数初始化为一个较小的值。

观察系统响应中是否存在稳态误差，即系统是否能在长时间运行后稳定在期望值附近。如果存在稳态误差，说明积分参数可能设置得太小。

增大积分参数的值，逐步减少稳态误差。但要注意，如果积分参数设置得过大，可能导致系统出现过冲或震荡。

根据系统响应的稳态误差情况，逐步调整积分参数，直至稳态误差达到可接受的范围。

（3）微分参数（ $K_d$ ）的调整：

微分参数通常初始设置为 0。

观察系统响应的动态特性，特别是系统对突变信号的响应能力。如果系统响应过冲或震荡，说明微分参数可能需要增加。

逐步增加微分参数的值，观察系统响应的改善情况。微分参数的增加通常有助于提高系统的响应速度和稳定性。

如果增加微分参数后系统响应变得不稳定或过于敏感，应适当减小微分参数的值。

在调整 PID 参数时，要注意参数之间的相互影响。改变一个参数可能会导致之前已经调整好的其他参数不再最优。因此，调整过程可能需要反复进行，直到找到一组能使系统性能达到最佳的 PID 参数组合。

一、实验目的

- 1. 了解直升机结构和飞行原理，垂直起飞和降落、悬停等控制原理。
- 2. 熟悉 PID 算法与参数对系统性能的影响，掌握 PID 应用与参数调整。
- 3. 掌握 LabVIEW 图形化编程方法。

二、实验设备与软件

- 1. 软件系统：Win7 系统，Labview2015 开发软件。
- 2. 硬件设备：计算机，NI Elvis II 实验平台，直升机模拟系统一套。



1) 直升机模拟系统接口

序号	端子	端子说明
1	+12V	+12V 电源正极
2	GND	+12V 电源地
3	+5V	+5V 电源正极
4	GND	+5V 电源地
5	AIN3	3 号模拟量检测端子，螺旋桨电机电压检测端子
6	AIN2	2 号模拟量检测端子，螺旋桨电机电压检测端子
7	AIN1	1 号模拟量检测端子，霍尔传感器电路接地端子
8	AIN0	0 号模拟量检测端子，霍尔传感器电路检测端子
9	DA-OUT0	模型控制信号输入端子，螺旋桨电机电压控制端子
10	AGND	模拟地线

## 2) SS49E 系列霍尔效应线性位置传感器

SS49E 和SS59ET 系列经济型线性霍尔效应传感器，为小型、通用、线性、霍尔效应传感器装置，它的运行依靠永久磁铁或电磁铁的磁场。线性电流源输出电压由供电电压设定，并随磁场强度成比例地变化。集成电路具有低噪声输出的特点，致使不再需要采用外部滤波。它还包括有薄膜式电阻，能提高温度的稳定性和准确性。这些线性霍尔效应传感器的工作温度范围为-40℃至 100℃（-40°F 至212°F），适用于各种商业、用户和工业环境条件。

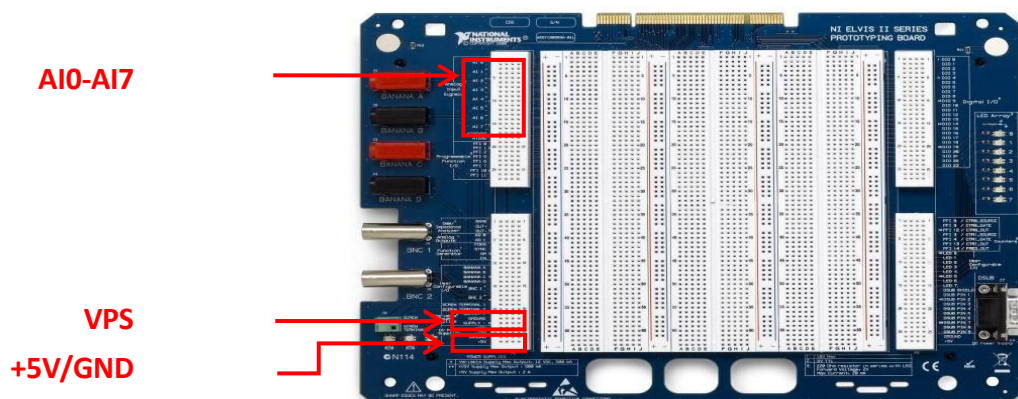
SS49E/SS59ET 系列霍尔效应线性位置传感器应用范围：电流传感，电动机控制，位置传感，磁码读数，旋转编码器，铁金属探测器，振动传感，液位传感，重量传感。

## 3) 螺旋桨性能参数

- 额定电压：12V
- 电流：0.17A
- 功率：2.14W
- 额定转速：10000rpm
- 最大气流：0.322CMM， 11.4CFM
- 最大风压：0.332inAq， 8.432mmAq
- 噪音水平：39.1dB/A

## 4) NI Elvis II开发平台实验中用到的接口：

- 8 个模拟量输入接口 AI0-AI7 中的选两个接采样点，其中“+”接信号端，“-”端接地。
- 可变电源 VPS 的Supply+输出控制电压信号，范围 0-10V。
- 电源：+5V、GND



- 直升机与 ELVIS 接线端子对应表如下：（\*注意共地）

序号	直升机接线端子	ELVIS 对应端子
1	+12V	外部电源/电池 +12V/GND
2	GND	
3	+5V	+5V
4	GND	GND
5	AIN3	
6	AIN2	
7	AIN1	AI- （GND）
8	AIN0	AI+
9	DA-OUT0	VPS （Supply+）
10	AGND	GND

### 三、直升机控制设计思路与方案

基于实验要求,对于直升机姿态(俯仰、平姿和仰姿)的控制思路如下：

#### 1. 建模

本实验中,我们可以先将模型简化为只考虑俯仰、平姿和仰姿，仅一个转动自由度。忽略平动运动和部分非线性项,建立一个线性化模型。这样可以降低模型复杂度,有利于控制器设计。

#### 2. 传感器

直升机模型使用了 SS49E 线性霍尔效应位置传感器来测量俯仰角、平姿角和仰姿角。这是合适的选择,因为霍尔传感器可以直接测量角度,且线性度好。

#### 3. 控制器设计

采用 PID 控制器,对于直升机姿态需要设计一个 PID 控制环。PID 控制算法简单,广泛应用于工业领域。P(比例)对跟踪性能影响最大,但不能消除稳态偏差；I(积分)环主要消除静差,但会导致响应时间变大；D(微分)环可以提高系统响应速度,但对高频噪声敏感。



4. PID 参数调节

PID 参数的调节是控制系统设计的关键。我们根据系统响应特性对 P/I/D 分量进行试调，调节过程中需要注意系统的稳定性,避免出现持续震荡等现象。

5. 编程实现

最后在 LabVIEW 环境下,将各子系统集成为完整的控制系统。实现的主要功能包括:实时读取传感器数据，执行 PID 控制算法,计算控制量输出给驱动器；制作出人机交互界面,显示系统状态、设置目标值和切换手动/自动模式。

四、LabVIEW 的实现过程中的关键步骤

我们首先使用 LabVIEW 自带的 PID 控制器，对直升机进行 PID 控制。其 LabVIEW 程序如图 1 所示。

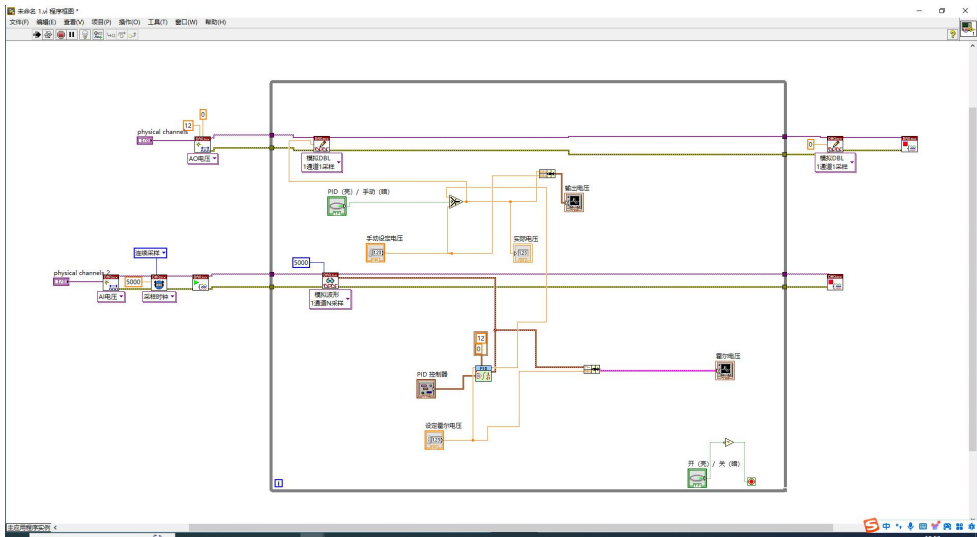


图 1 自带 LabVIEW 程序

其 LabVIEW 程序的关键步骤为：

1. 数据采集模块

使用 LabVIEW 的 DAQ 获取来自直升机位置传感器的模拟量输入；配置采集通道 AI0 和 AI1,对应直升机姿态的输入输出；设置采样率、采样模式等参数；使用 DAQ 读取采样数据。

2. 数据处理模块

该模块对采集的原始数据进行处理,以获得直升机的当前姿态角度。使用公式节点将模拟量转换为实际角度值；设置期望的目标姿态角度；计算角度偏差

作为 PID 控制器的输入。

3. PID 控制模块

该模块是系统的核心,使用 LabVIEW 内置的 PID VI 实现对直升机姿态的 PID 控制。该模块包括 PID 控制模式选择;手动设置或自动调节 PID 参数;设置控制范围;PID VI 的输入连接到角度偏差,输出为控制量。

4. 控制量输出模块

该模块将 PID 控制器的输出转化为实际控制量,即电压信号,并输出给驱动直升机的电机。将 PID 输出转换为模拟量控制电压范围;使用模拟量写入 VI 将控制电压输出到 ELVIS 平台的 VPS 端口。

5. 显示与界面模块

该模块实现了人机交互界面,显示系统状态和控制参数。使用图表控件显示实时姿态角度和历史曲线;使用数字显示控件显示设定值和 PID 输出;使用控制按钮切换手动/自动模式,调节 PID 参数。

之后,我们自己手动制作 PID 控制器,对直升机进行 PID 控制。其 LabVIEW 程序如图 2 所示。

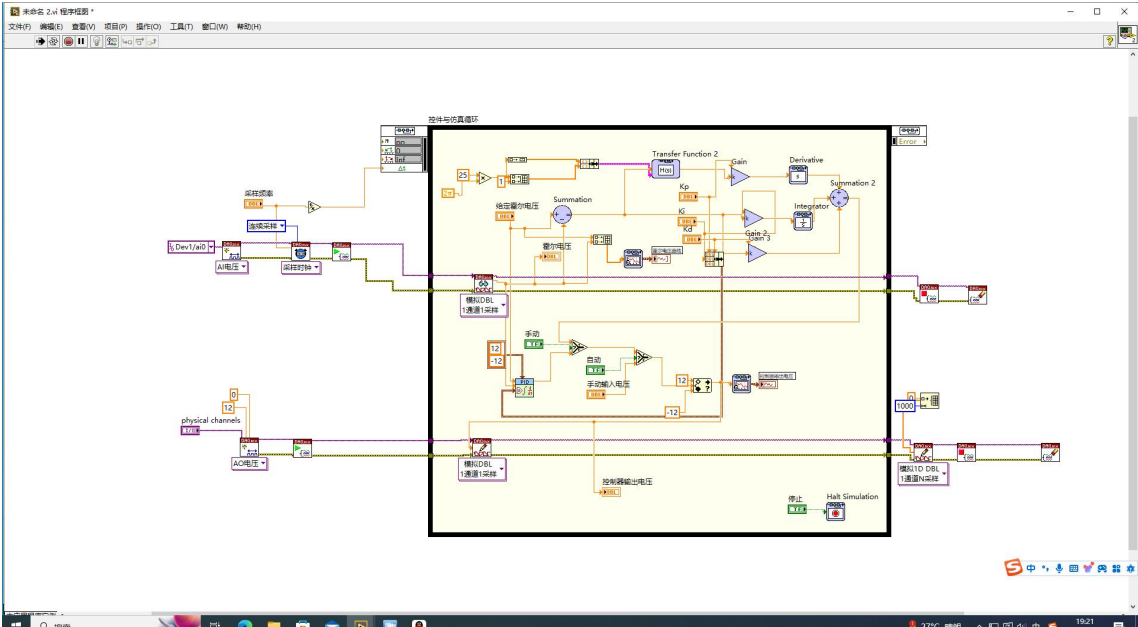


图 2 手动制作 LabVIEW 程序

其 LabVIEW 程序的关键步骤为:

### 1. 数据采集模块

该模块使用 DAQ 助手从直升机位置传感器获取模拟量输入数据。配置物理通道 AI0 和 AI1,设置采样率、采样模式等参数,使用 DAQ 读取原始数据。

### 2. 数据处理模块

该模块将采集到的原始模拟量转换为实际角度值,并计算与目标值的偏差,作为 PID 控制器的输入。从控制界面获取目标角度设定值,计算实际角度与目标角度的偏差。

### 3. PID 控制算法模块

这是程序的核心部分,手写实现了标准的 PID 控制算法。关键步骤包括:使用积分器和微分器 VI 分别计算误差的积分和导数., 分别对误差、积分值和导数值进行增益调整(KP、KI、KD), 将三者累加,得到最终的 PID 控制输出。

### 4. 控制量输出模块

该模块将 PID 控制输出转化为实际的控制电压信号,输出给驱动电机。限幅器限制 PID 输出在合理范围内, 将限制后的值转换为模拟控制电压通过模拟量写入输出控制电压到 ELVIS 平台。

### 5. 仿真模块

该模块包含了直升机的简化仿真模型,可用于算法验证和系统测试。将控制输出馈入直升机仿真模型, 从模型获取仿真后的响应状态。

### 6. 显示与界面模块

该模块实现了图形化的人机交互界面。波形图显示实时角度、偏差和控制输出曲线, 数字显示目标值、实际值和各 PID 参数, 控制按钮和旋钮,设定目标值和调节 PID 参数。

五. 不同 PID 参数下的直升机姿态控制

使用 LabVIEW 自带的 PID 控制器，对直升机姿态进行 PID 控制的结果如图 3-图 13 所示。

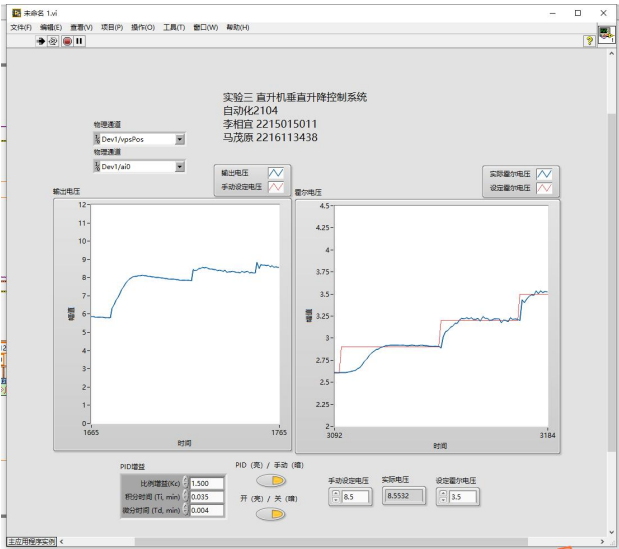


图 3  $K_c=0.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

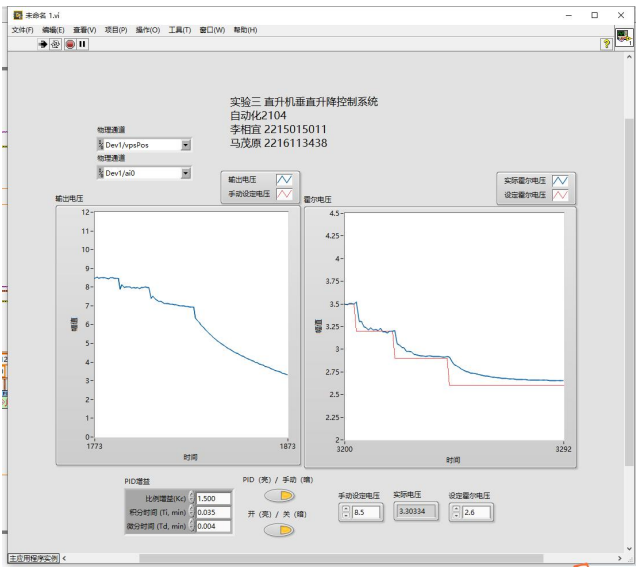


图 4  $K_c=0.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

1. 不同比例参数  $K_c$

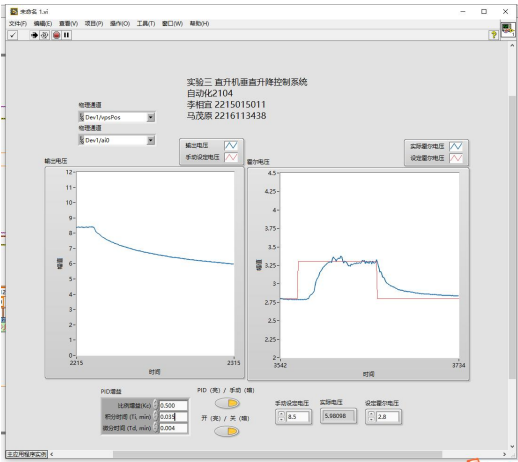


图 5  $K_c=0.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

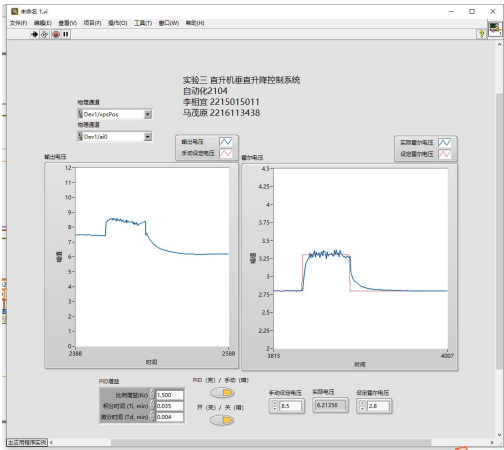


图 6  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

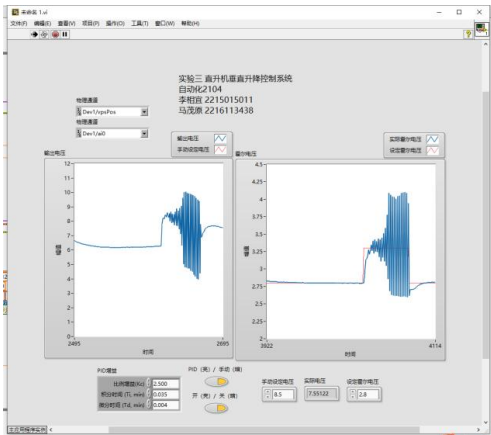


图 7  $K_c=2.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

## 2. 不同积分参数 $T_i$

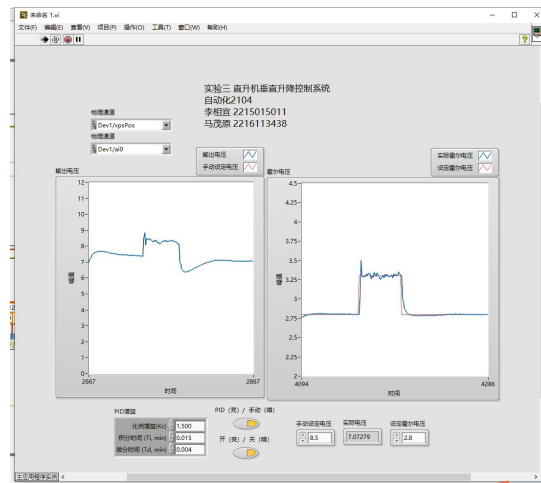


图 8  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.015$ ,  $T_d=0.004$

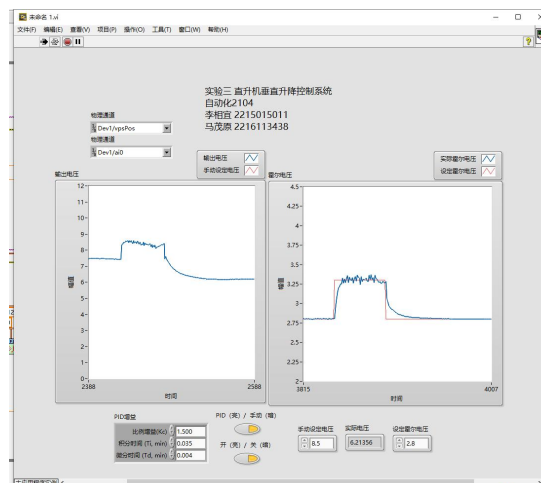


图 9  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

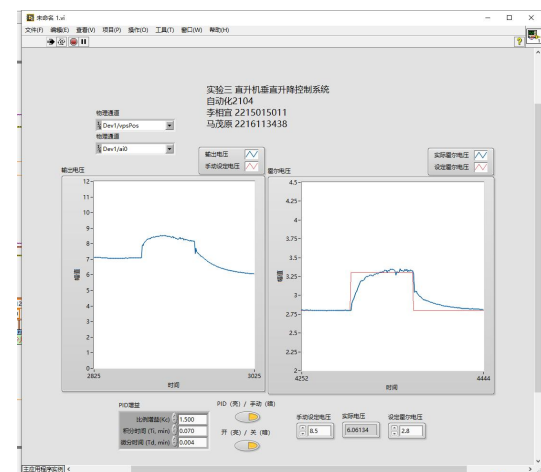


图 10  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.070$ ,  $T_d=0.004$

### 3. 不同微分参数 $T_d$

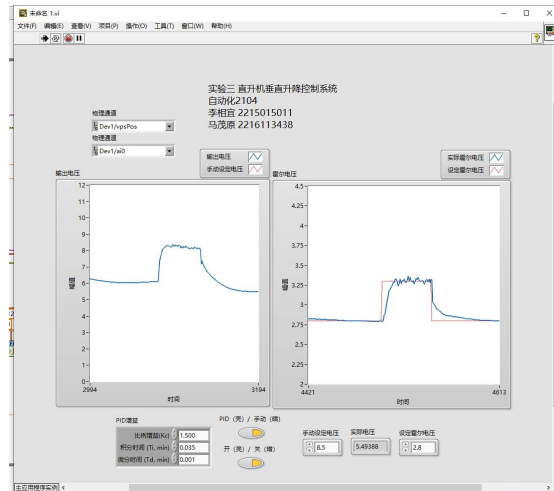


图 11  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.001$

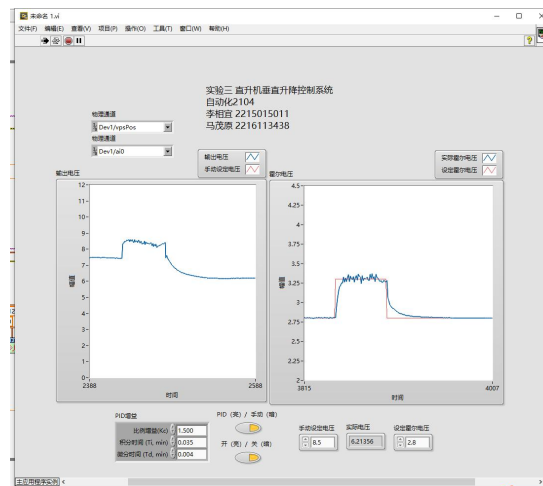


图 12  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.004$

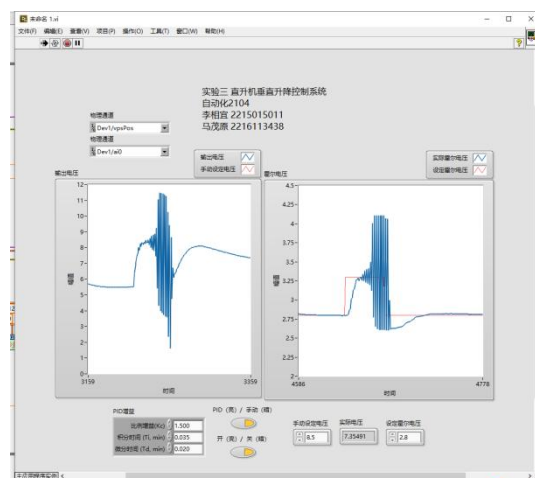
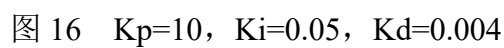


图 13  $K_c=1.5$ ,  $T_i=0.035$ ,  $T_d=0.020$

[illegible]

手动编写 PID 控制器,对直升机姿态进行 PID 控制的结果如图 16-图 13 所示。





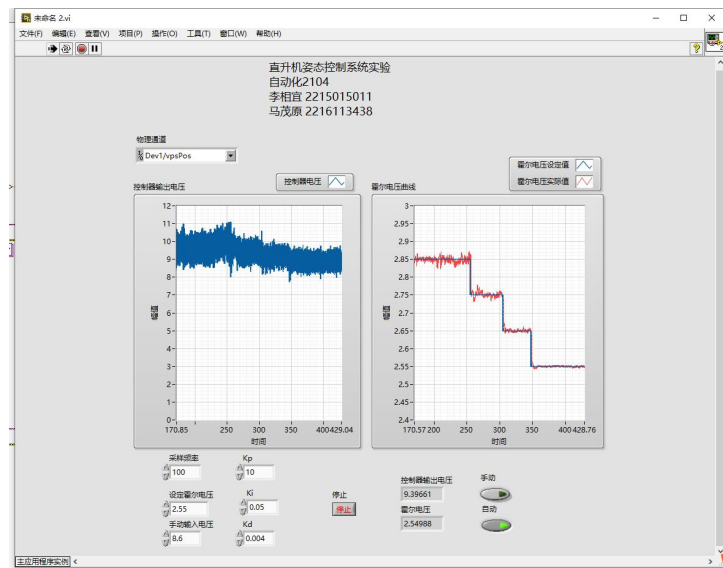


图 17  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

#### 4. 不同比例参数 $K_c$

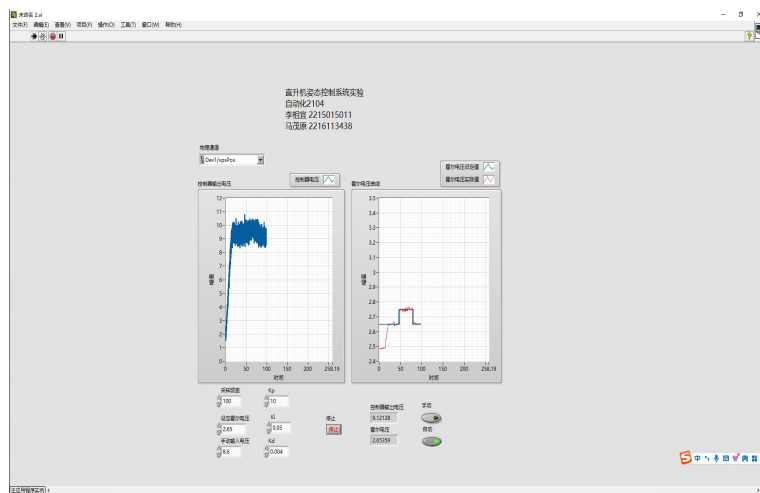


图 18  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

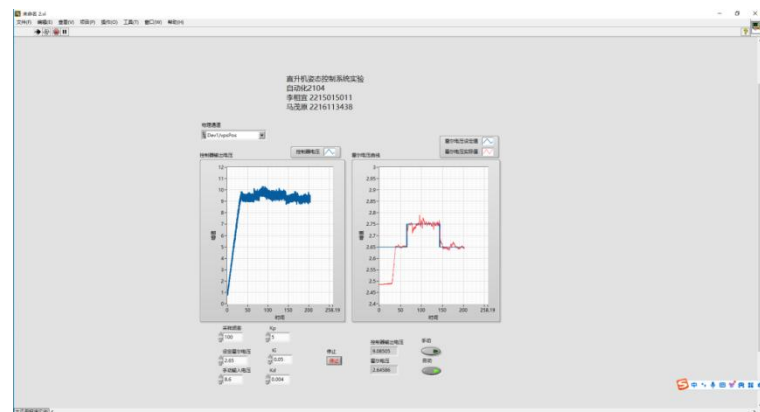


图 19  $K_p=5$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

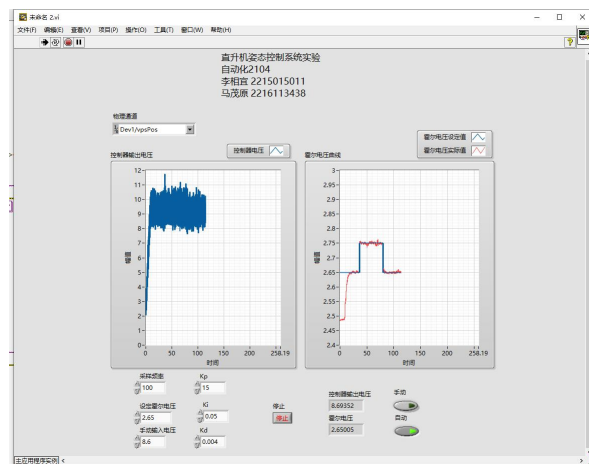


图 20  $K_p=15$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

## 5. 不同积分参数 $K_i$

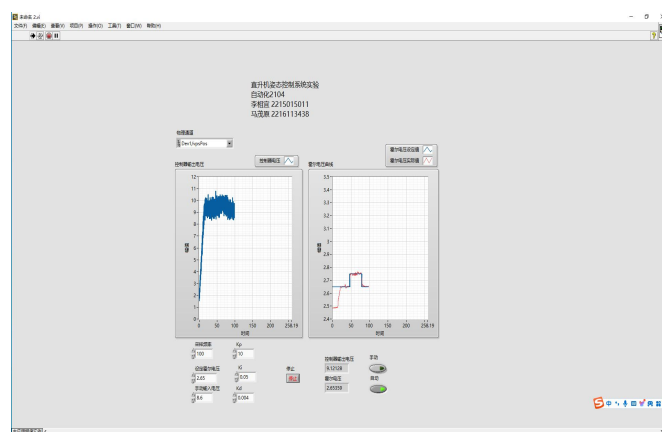


图 21  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

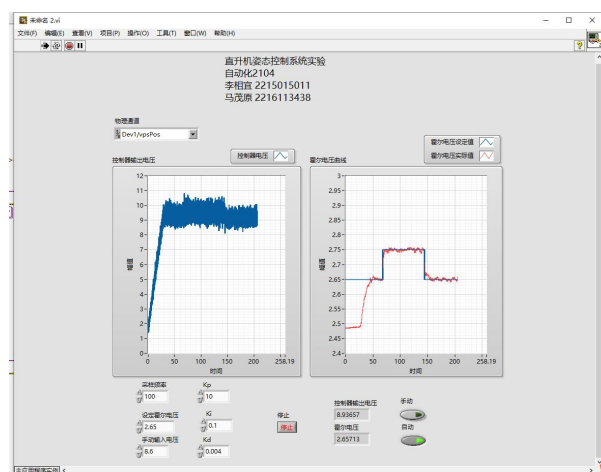


图 22  $K_p=10$ ,  $K_i=0.1$ ,  $K_d=0.004$

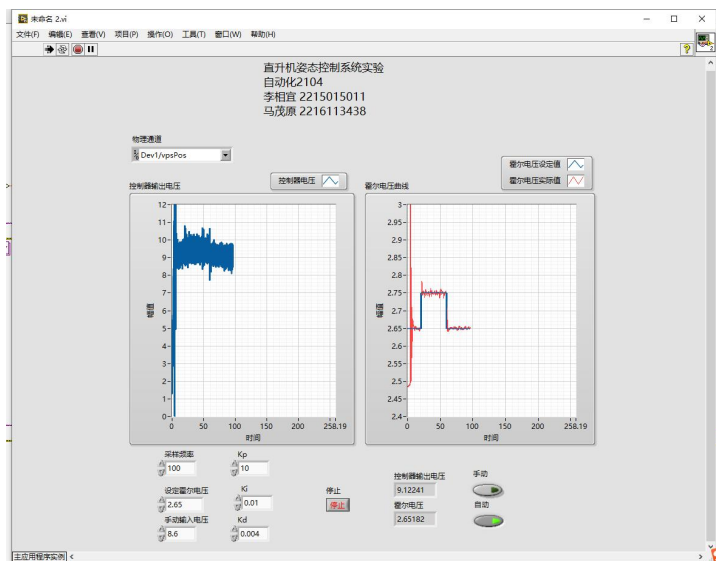


图 23  $K_p=10$ ,  $K_i=0.01$ ,  $K_d=0.004$

## 6. 不同微分参数 $K_d$

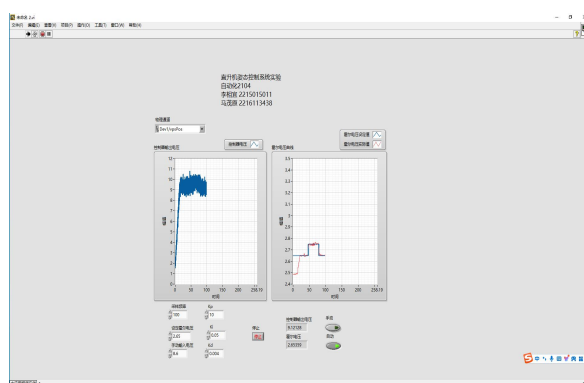


图 24  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

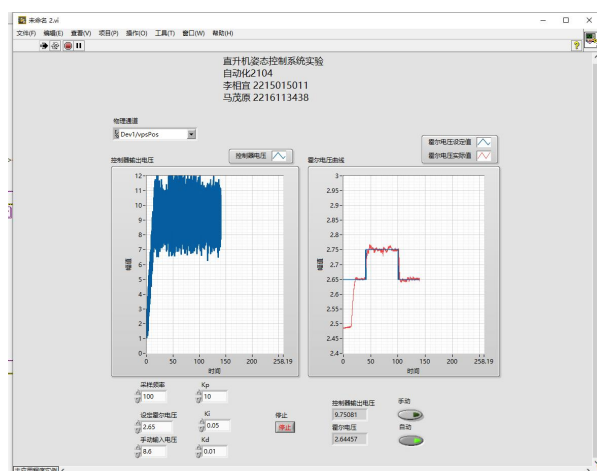


图 25  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.01$

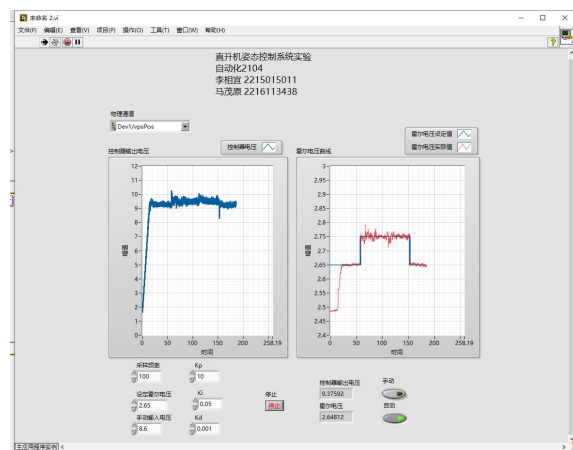


图 26  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.001$

依次设置  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  的动态效果如图 27-图 29 所示：

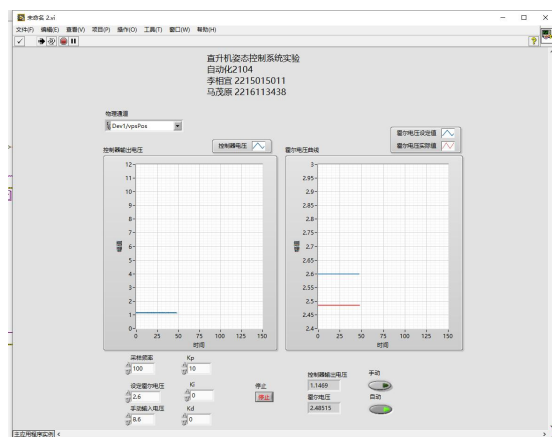


图 27  $K_p=10$ ,  $K_i=0$ ,  $K_d=0$

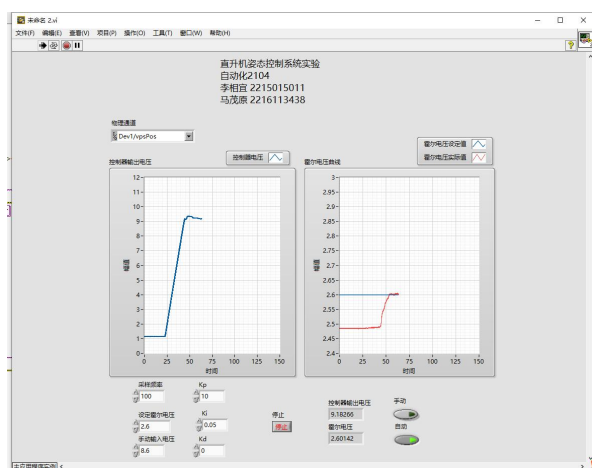


图 28  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0$

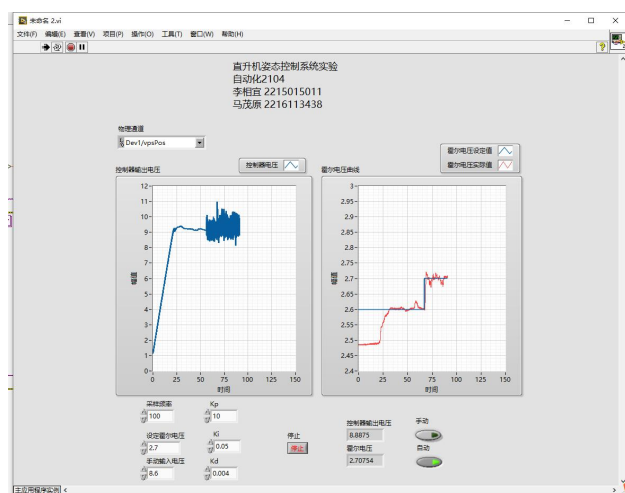


图 29  $K_p=10$ ,  $K_i=0.05$ ,  $K_d=0.004$

手动设置电压，对直升机进行姿态控制的情况如图 30-图 31 所示。

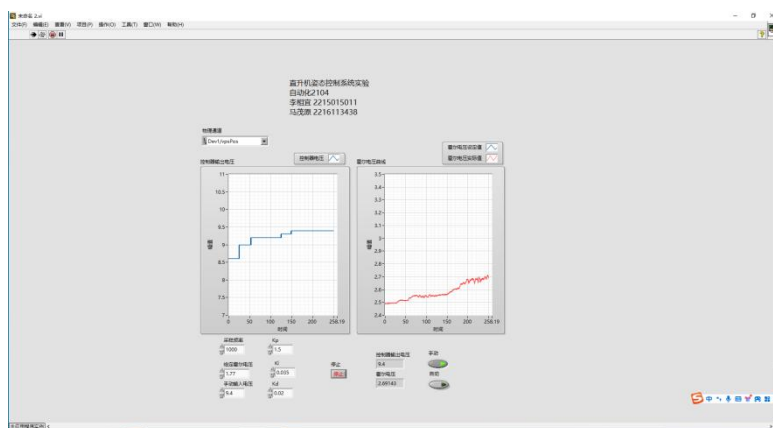


图 30 俯姿至仰姿

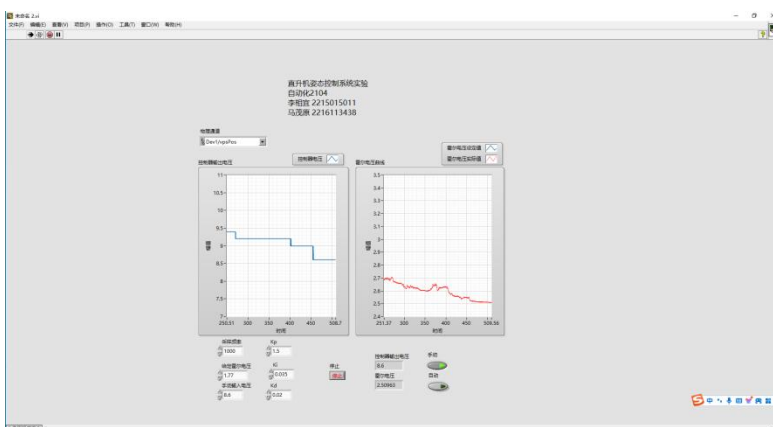


图 31 仰姿至俯姿

## 六、PID 数据与系统控制性能的影响

### 1. $K_p$ - 比例增益(Proportional Gain)

$K_p$  过小会导致系统响应缓慢,跟踪效果差,  $K_p$  过大会引起系统振荡,甚至失稳,适当增大  $K_p$  可提高系统响应速度和跟踪性能,但需控制在一个合理范围内。

### 2. $K_i$ - 积分增益(Integral Gain)

$K_i$  过小会导致系统存在稳态误差,无法精确控制姿态,  $K_i$  过大会引入积分饱和,降低系统动态响应性能,适当增大  $K_i$  可消除稳态偏差,改善稳态精度,但不能过度。

### 3. $K_d$ - 微分增益(Derivative Gain)

$K_d$  过大会放大高频噪声,导致输出剧烈波动,  $K_d$  过小会使系统对扰动的反应迟钝,抗扰性能差,适当增大  $K_d$  可提高系统的抗扰能力和早熟特性,但也需控制在合理范围。

### 4. $K_c$ - 控制器增益(Proportional Gain)

$K_c$  过小会导致系统响应缓慢,跟踪效果差,  $K_c$  过大会引起系统振荡,甚至失稳,适当增大  $K_c$  可提高系统响应速度和跟踪性能,但需控制在一个合理范围内。

### 5. $T_i$ - 积分时间(Integral Time)

$T_i$  过大,相当于  $K_i$ (积分增益)较小,会导致系统存在稳态误差无法精确控制姿态,  $T_i$  过小,相当于  $K_i$  较大,动态响应会变慢。适当减小  $T_i$ (增大  $K_i$ )可消除稳态偏差,改善稳态精度,但不能过度。

### 6. $T_d$ - 微分时间(Derivative Time)

$T_d$  过大,相当于  $K_d$ (微分增益)较大,会放大高频噪声,导致输出剧烈波动,  $T_d$  过小,相当于  $K_d$  较小,系统对扰动的反应迟钝,抗扰性能差,适当增大  $T_d$  可提高系统的抗扰能力和早熟特性,但也需控制在合理范围。

## 七、说明调试中的出现的问题与解决方法

### 1. 控制器参数问题

问题: PID 参数设置不当,导致系统响应慢、振荡或不收敛。

解决方法: 根据实际系统特性,合理选择 PID 的值。

### 2. 输出限制问题

问题:系统输出超出电机或驱动器的可控范围。

解决方法: 在 PID VI 中设置较大的输出限制

### 3. 振荡和噪声问题

问题:系统响应存在振荡和高频噪声。

解决方法:降低微分系数,提高系统阻尼; 插入低通滤波器抑制高频噪声

## 八、实验总结

本实验旨在了解直升机结构和飞行原理,熟悉 PID 控制算法及参数对系统性能的影响,掌握 LabVIEW 图形化编程。实验使用了 NI ElvisII 实验平台、直升机模拟系统以及 LabVIEW 软件。直升机使用 SS49E 线性霍尔效应传感器测量姿态角度。对于直升机姿态控制,采用了 PID 控制算法。首先利用 LabVIEW 自带的 PID 控制器进行控制,后又手动编写了 PID 控制算法进行控制。实验重点是调节 PID 参数( $K_p$ 、 $K_i$ 、 $K_d$  以及  $K_c$ 、 $T_i$ 、 $T_d$ ),观察对系统响应的影响。增大  $K_p$  ( $K_c$ ) 可提高响应速度但可能引入振荡;增大  $K_i$ /减小  $T_i$  可消除静差但响应变慢;增大  $K_d$  适度可提高抗扰性能。通过在 LabVIEW 中设计人机交互界面,可实时显示系统状态、设置目标值和切换手动/自动模式等,方便进行控制和调参。实验过程中分析了不同 PID 参数对直升机姿态控制系统响应的影响,对 PID 控制算法及其调参方法有了更深入的理解。

综上所述,本实验通过对直升机模拟系统的 PID 控制,加深了对 PID 算法原理及调参策略的掌握,培养了运用 LabVIEW 进行系统设计的能力。