

# 微小型固定翼无人机飞行控制 设计与实践

## 第6章 底层飞行控制实验

全 权

qq\_buaa@buaa.edu.cn

自动化科学与电气工程学院



北京航空航天大学  
BEIHANG UNIVERSITY



可靠飞行控制研究组

RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

ni 模拟工业化·解耦器·无人系统系列·RFlySim系列

微小型固定翼无人机  
飞行控制设计与实践

全权 主编  
高文海 刘洪涛 陈鑫泉 周训华  
吕书礼 徐琳 李锐 副主编



FIXED-WING UNMANNED  
AERIAL VEHICLE

中国工业出版社 电子工业出版社

# 大纲



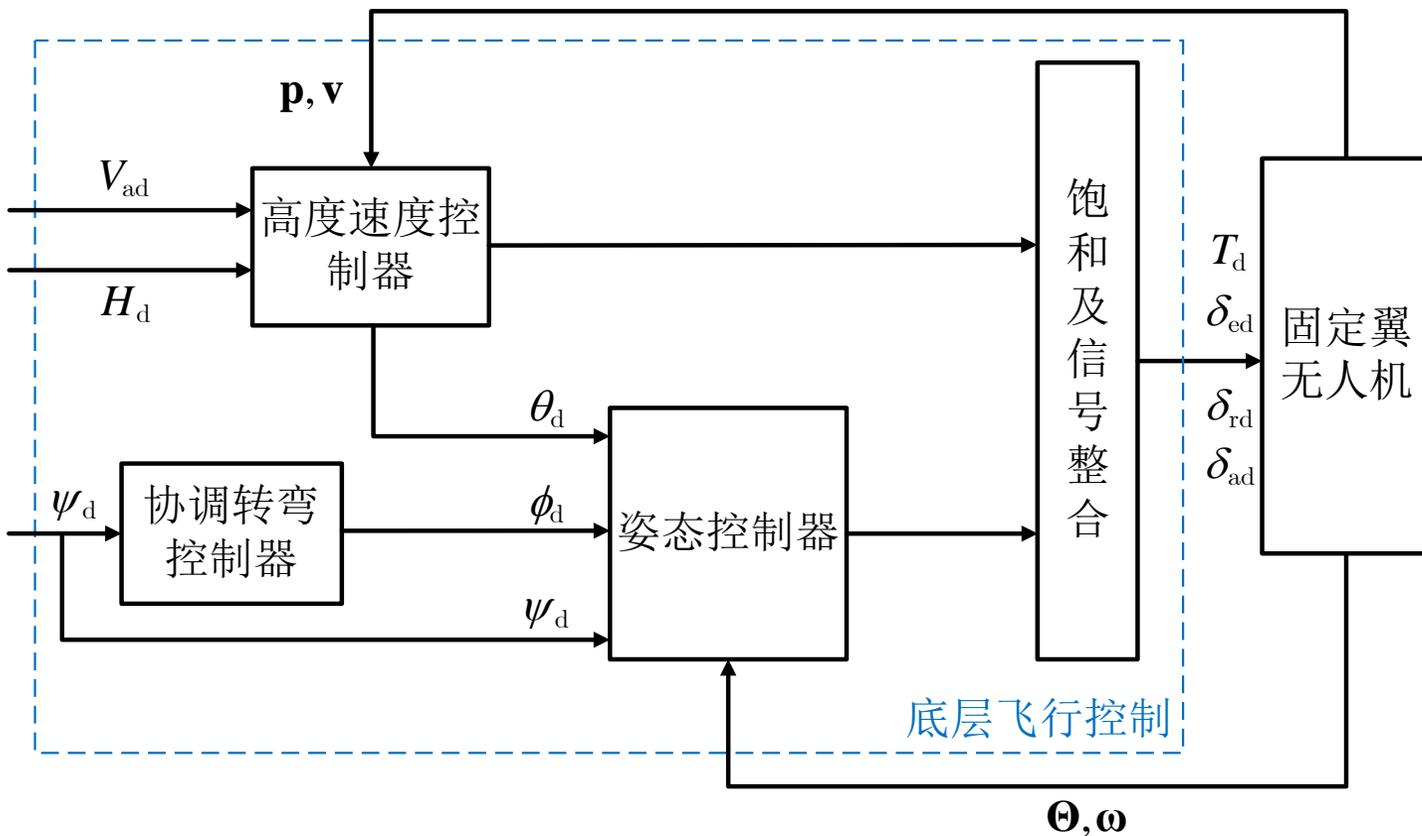
**1. 实验原理**

**2. 基础实验**

**3. 分析实验**

**4. 设计实验**

**5. 硬件在环仿真实验**



面向固定翼无人机的一种底层飞行控制结构

固定翼无人机的底层飞行控制主要分为两个环路，分别为姿态控制环路和高度速度控制环路。

- 输入量:  $H_d, V_{ad}, \psi_d$
- 输出量: 位置  $\mathbf{p}$ , 姿态  $\Theta$
- 操纵量:  $\delta_e, \delta_a, \delta_r, T$

固定翼无人机采用内外环的控制策略。外环控制器对高度速度和航向进行控制，而内环控制器对姿态角进行控制。

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

### (1) 传统PID控制器

俯仰角模型

$$\dot{\theta} = \omega_{y_b} \cos\phi - \omega_{z_b} \sin\phi$$

假设滚转角  $\phi = 0$ ，模型简化为

$$\dot{\theta} = \omega_{y_b}$$

俯仰角度控制环

先针对俯仰角模型设计俯仰角速率的期望

$$\omega_{y_b d} = K_{\theta p} e_{\theta} + K_{\theta i} \int e_{\theta} + K_{\theta d} \dot{e}_{\theta}$$

在  $\dot{\theta}_d = 0$  的前提下，当  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{y_b}}(t)| = 0$  可以使得  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\theta}(t)| = 0$ ，其中  $e_{\theta} \triangleq \theta_d - \theta$ ,  $e_{\omega_{y_b}} \triangleq \omega_{y_b d} - \omega_{y_b}$ 。

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

### (1) 传统PID控制器

接下来针对俯仰角速率模型

$$J_{yy} \dot{\omega}_{yb} = \omega_{xb} \omega_{zb} (J_{zz} - J_{xx}) - J_{xz} (\omega_{xb}^2 - \omega_{zb}^2) + m_{ay}$$

设计俯仰力矩期望

$$m_{ayd} = K'_{\omega_{yb}p} e_{\omega_{yb}} + K'_{\omega_{yb}i} \int e_{\omega_{yb}} + K'_{\omega_{yb}d} \dot{e}_{\omega_{yb}}$$

如果  $m_{ay} = m_{ayd}$ , 那么  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{yb}}(t)| = 0$ 。

俯仰力矩与升降舵偏转量之间线性关系可改写为  $m_{ay} = K_{Cm} \delta_e + d_{m_{ay}}$ 。

因此, 俯仰角速率的控制律变为

$$\delta_{ed} = K_{\omega_{yb}p} e_{\omega_{yb}} + K_{\omega_{yb}i} \int e_{\omega_{yb}} + K_{\omega_{yb}d} \dot{e}_{\omega_{yb}}$$

其中参数  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$ 。有时为了避免微分带来的噪声, 可以去掉微分项。

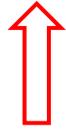
俯仰角速率控制环

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

$$\omega_{y_b d} = K_{\theta p} e_{\theta} + K_{\theta i} \int e_{\theta} + K_{\theta d} \dot{e}_{\theta}.$$

$$e_{\theta} \triangleq \theta_d - \theta$$

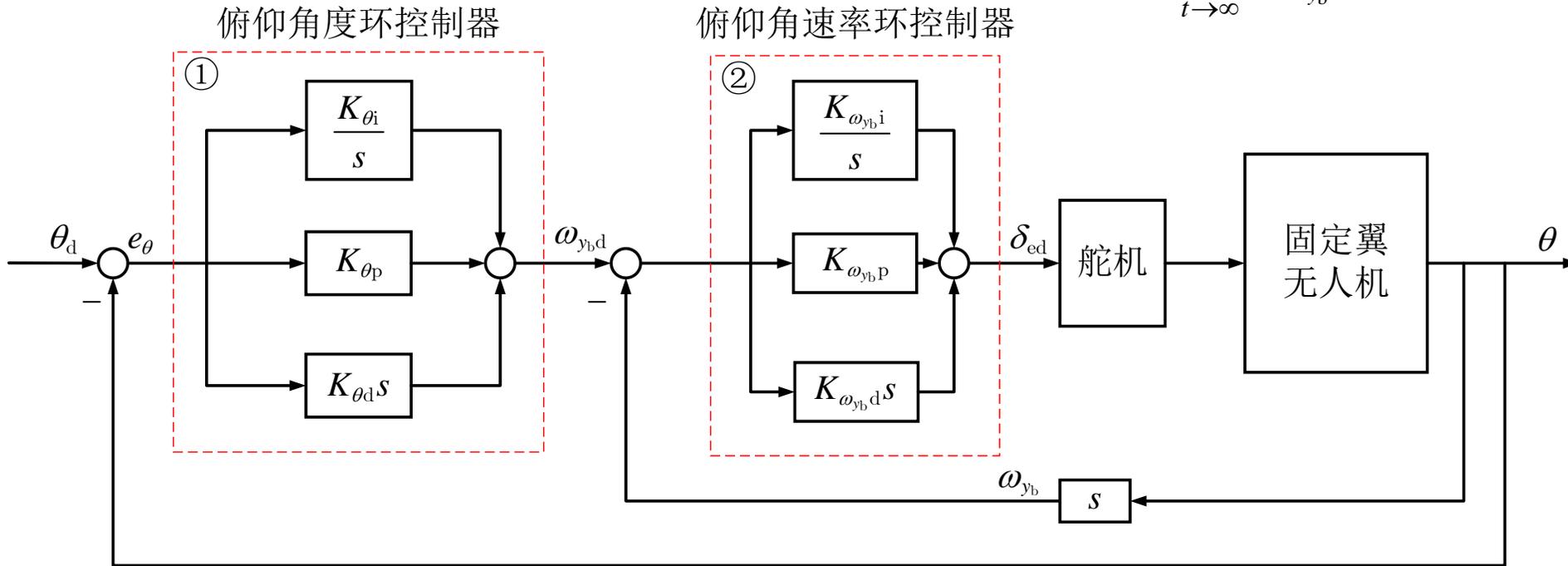
$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\theta}(t)| = 0$$



$$\delta_{ed} = K_{\omega_{y_b} p} e_{\omega_{y_b}} + K_{\omega_{y_b} i} \int e_{\omega_{y_b}} + K_{\omega_{y_b} d} \dot{e}_{\omega_{y_b}}.$$

$$e_{\omega_{y_b}} \triangleq \omega_{y_b d} - \omega_{y_b}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{y_b}}(t)| = 0$$



传统PID 俯仰角通道控制回路

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

### (2) 自驾仪中的PID控制器

PX4中俯仰通道代码

```
1  /* Transform setpoint to body angular rates (jacobian) */
2  _bodyrate_setpoint = cosf(ctl_data.roll) * _rate_setpoint +
3  cosf(ctl_data.pitch) * sinf(ctl_data.roll) * ctl_data.yaw_rate_setpoint;
```

实际情况中,  $\phi \neq 0, \dot{\theta} \neq \omega_{y_b}$ .

针对俯仰姿态运动方程  $\omega_{y_b d} = \cos \phi \dot{\theta}_d + \cos \theta \sin \phi \dot{\psi}_d$ .

通过协调转弯  
关系获得

简单设计  $\dot{\theta}_d = K_{\theta p} e_\theta$ .

如果  $\dot{\theta} = \dot{\theta}_d$ , 那么  $\dot{\theta} = K_{\theta p} e_\theta$ .

当  $\theta_d$  为常数时  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_\theta(t)| = 0$ , 其中  $e_\theta \triangleq \theta_d - \theta$ .

其中  $K_{\theta p} \in \mathbb{R}_+$

```
1  /* Calculate the error */
2  float pitch_error = ctl_data.pitch_setpoint - ctl_data.pitch;
3  /* Apply P controller: rate setpoint from current error and time constant */
4  _rate_setpoint = pitch_error / _tc;
```

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

### (2) 自驾仪中的PID控制器

#### 俯仰通道角速率环控制器

假设  $\omega_{x_b} = \omega_{z_b} = 0$ ，简化俯仰角速率模型

$$\dot{\omega}_{y_b} = \frac{\rho V_a^2 S c}{2J_{yy}} (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\alpha} \frac{c}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e)$$

针对上式，采用前馈控制和PI控制

$$\delta_{ed} = \frac{1}{V_a} K_{\omega_{y_b} f} \omega_{y_b d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{y_b} p} (\omega_{y_b d} - \omega_{y_b}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{y_b} i} \int (\omega_{y_b d} - \omega_{y_b}) dt$$

满足  $\lim_{t \rightarrow \infty} |\omega_{y_b d}(t) - \omega_{y_b}(t)| = 0$

其中  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$

获得积分量中的微变量  $dt$

获得俯仰角速率误差  $\omega_{y_b d} - \omega_{y_b}$

计算  $\int (\omega_{y_b d} - \omega_{y_b}) dt$

```
1  /* get the usual dt estimate */
2  uint64_t dt_micros = ecl_elapsed_time(&_last_run);
3  _last_run = ecl_absolute_time();
4  float dt = (float)dt_micros * 1e-6f;
5  /* lock integral for long intervals */
6  bool lock_integrator = ctl_data.lock_integrator;
7  if (dt_micros > 500000) {lock_integrator = true;}
8  _rate_error = _bodyrate_setpoint - ctl_data.body_y_rate;
9  if (!lock_integrator && _k_i > 0.0f) {
10     float id = _rate_error * dt * ctl_data.scaler;
11     /* anti-windup: do not allow integrator to increase if actuator is at limit */
12     if (_last_output < -1.0f) {
13         /* only allow motion to center: increase value */
14         id = math::max(id, 0.0f);
15     } else if (_last_output > 1.0f) {
16         /* only allow motion to center: decrease value */
17         id = math::min(id, 0.0f);}
18     /* add and constrain */
19     _integrator = math::constrain(_integrator + id * _k_i, -_integrator_max, _integrator_max);}
20 /* Apply PI rate controller and store non-limited output */
21 _last_output = _bodyrate_setpoint * _k_ff * ctl_data.scaler + _rate_error * _k_p * ctl_data.scaler
    * ctl_data.scaler + _integrator; //scaler is proportional to 1/airspeed
```

## 底层飞行控制——俯仰姿态控制

$$\dot{\theta}_d = K_{\theta p} e_{\theta}$$

$$e_{\theta} \triangleq \theta_d - \theta$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\theta}(t)| = 0$$

$$\delta_{ed} = \frac{1}{V_a} K_{\omega_{yb}f} \omega_{yb,d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{yb}p} (\omega_{yb,d} - \omega_{yb}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{yb}i} \int (\omega_{yb,d} - \omega_{yb})$$

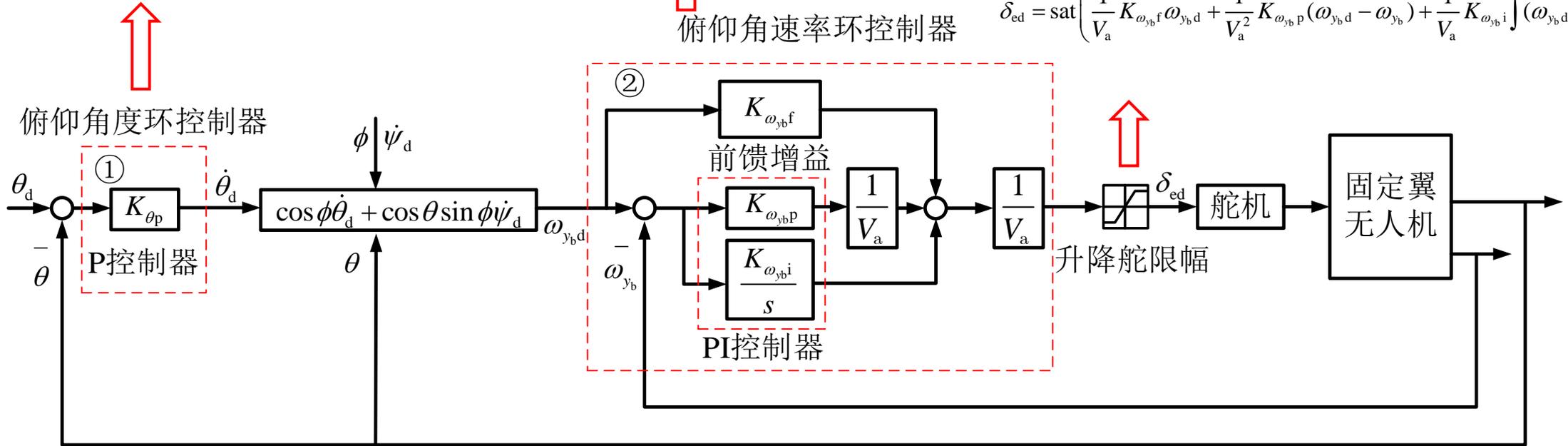
$$e_{\omega_{yb}} \triangleq \omega_{yb,d} - \omega_{yb}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{yb}}(t)| = 0$$

防止升降舵产生过大的舵偏量，导致无人机过猛地抬头或低头，从而造成损伤，需要考虑饱和问题。

$$\delta_{ed} = \text{sat} \left( \frac{1}{V_a} K_{\omega_{yb}f} \omega_{yb,d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{yb}p} (\omega_{yb,d} - \omega_{yb}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{yb}i} \int (\omega_{yb,d} - \omega_{yb}), a_{\delta_e} \right)$$

俯仰角速率环控制器



PX4 自驾仪俯仰角通道控制回路

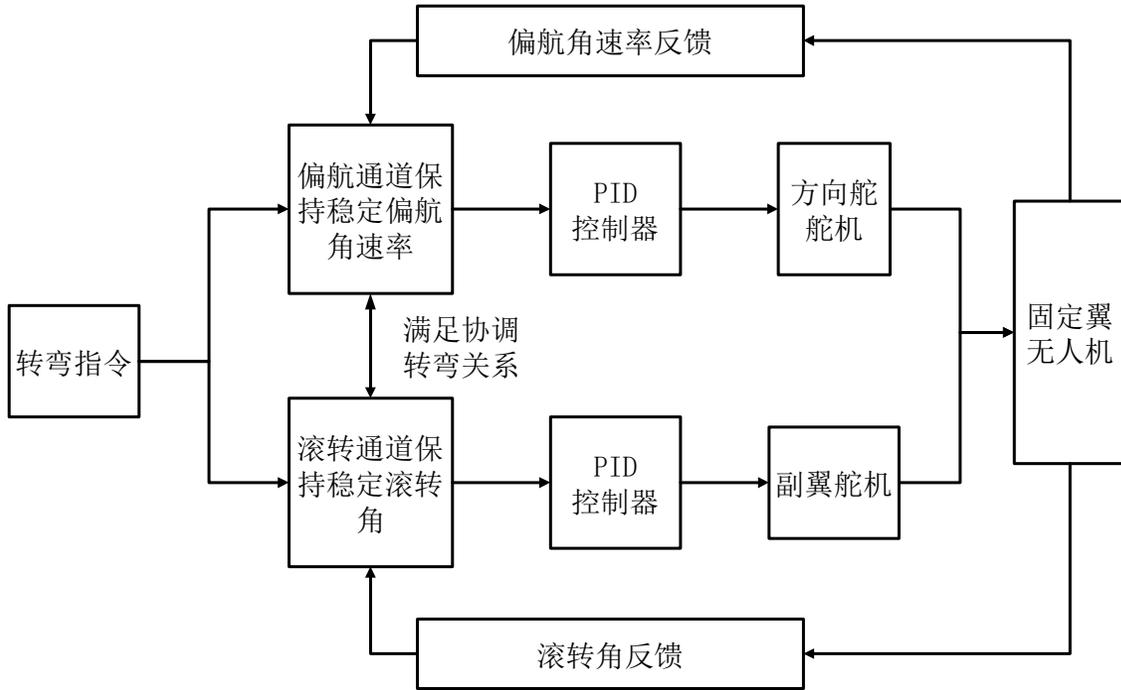
## 底层飞行控制——横侧向姿态

无人机的横侧向转弯运动三种基本方式

横侧向运动方式	优点	缺点
通过方向舵实现水平转弯	横侧向两通道独立	1、较大的侧滑角 2、空速矢量与纵轴协调性差 3、转弯半径大
通过副翼修正航向而用方向舵削弱荷兰滚的侧向转弯	稳定的荷兰滚模态	1、较大的侧滑角 2、协调性差 3、乘坐品质差
等滚转角的侧向转弯	侧滑角小	损失飞行高度（可以通过俯仰角速率改善）

前两种转弯存在侧滑角而影响飞行质量且转弯路径远，所以仅适用于校正较小的偏航偏差。为了克服侧滑角的出现，针对等滚转角转弯的控制考虑协调转弯。因此，对横侧向姿态运动的控制，需要以协调转弯为前提，将滚转运动和偏航运动进行协调控制。

## 底层飞行控制——协调转弯控制



协调转弯横侧向通道控制原理

协调转弯公式

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V_a} \tan \phi \xrightarrow[\text{角比较小}]{\text{假设滚转角比较小}} \dot{\psi} = \frac{g}{V_a} \phi.$$

设计期望滚转角

$$\frac{g}{V_a} \phi_d = K_{\psi} e_{\psi} \xrightarrow{\quad} \phi_d = \frac{V_a}{g} (K_{\psi} e_{\psi}).$$

如果  $\lim_{t \rightarrow \infty} |\phi(t) - \phi_d(t)| = 0$ ，那么  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\psi}(t)| = 0$ ，

其中  $e_{\psi} = \psi_d - \psi$ ， $K_{\psi} \in \mathbb{R}_+$ 。

考虑饱和：
$$\phi_d = \text{sat} \left( \frac{V_a}{g} (K_{\psi} e_{\psi}), a_{\phi} \right).$$

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

### (1) 传统PID控制器

滚转角模型

$$\omega_{x_b} = \dot{\phi} - \sin\theta\dot{\psi}.$$

假设俯仰角  $\theta = 0$ ，模型简化为

$$\dot{\phi} = \omega_{x_b}.$$

先针对滚转角模型设计滚转角速率的期望

滚转角度控制环

$$\omega_{x_b d} = K_{\phi p} e_{\phi} + K_{\phi i} \int e_{\phi} + K_{\phi d} \dot{e}_{\phi}$$

在  $\dot{\phi}_d = 0$  的前提下，当  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{x_b}}(t)| = 0$  可以使得  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\phi}(t)| = 0$ ，其中  $e_{\phi} \triangleq \phi_d - \phi$ ,  $e_{\omega_{x_b}} \triangleq \omega_{x_b d} - \omega_{x_b}$ 。

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

### (1) 传统PID控制器

接下来针对滚转角速率模型

$$(J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2)\dot{\omega}_{x_b} = J_{zz}m_{ax} + J_{xz}m_{az} + \omega_{y_b}\omega_{z_b}(J_{zz}J_{yy} - J_{zz}^2 - J_{xz}^2) - \omega_{x_b}\omega_{y_b}(J_{yy}J_{xz} - J_{zz}J_{xz} - J_{xx}J_{xz}).$$

设计滚转力矩期望

$$m_{axd} = K'_{\omega_{x_b}p}e_{\omega_{x_b}} + K'_{\omega_{x_b}i}\int e_{\omega_{x_b}} + K'_{\omega_{x_b}d}\dot{e}_{\omega_{x_b}}$$

如果  $m_{ax} = m_{axd}$ ，那么  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{x_b}}(t)| = 0$ 。

滚转力矩与副翼偏转量之间线性关系可改写为  $m_{ax} = K_{C_l}\delta_a + d_{m_{ax}}$ 。

因此，滚转角速率的控制律变为

$$\delta_{ad} = K_{\omega_{x_b}p}e_{\omega_{x_b}} + K_{\omega_{x_b}i}\int e_{\omega_{x_b}} + K_{\omega_{x_b}d}\dot{e}_{\omega_{x_b}}.$$

其中参数  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$ ，。有时为了避免微分带来的噪声，可以去掉微分项。

滚转角速率控制环

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

$$\omega_{x_b d} = K_{\phi p} e_{\phi} + K_{\phi i} \int e_{\phi} + K_{\phi d} \dot{e}_{\phi}.$$

$$e_{\phi} \triangleq \phi_d - \phi$$

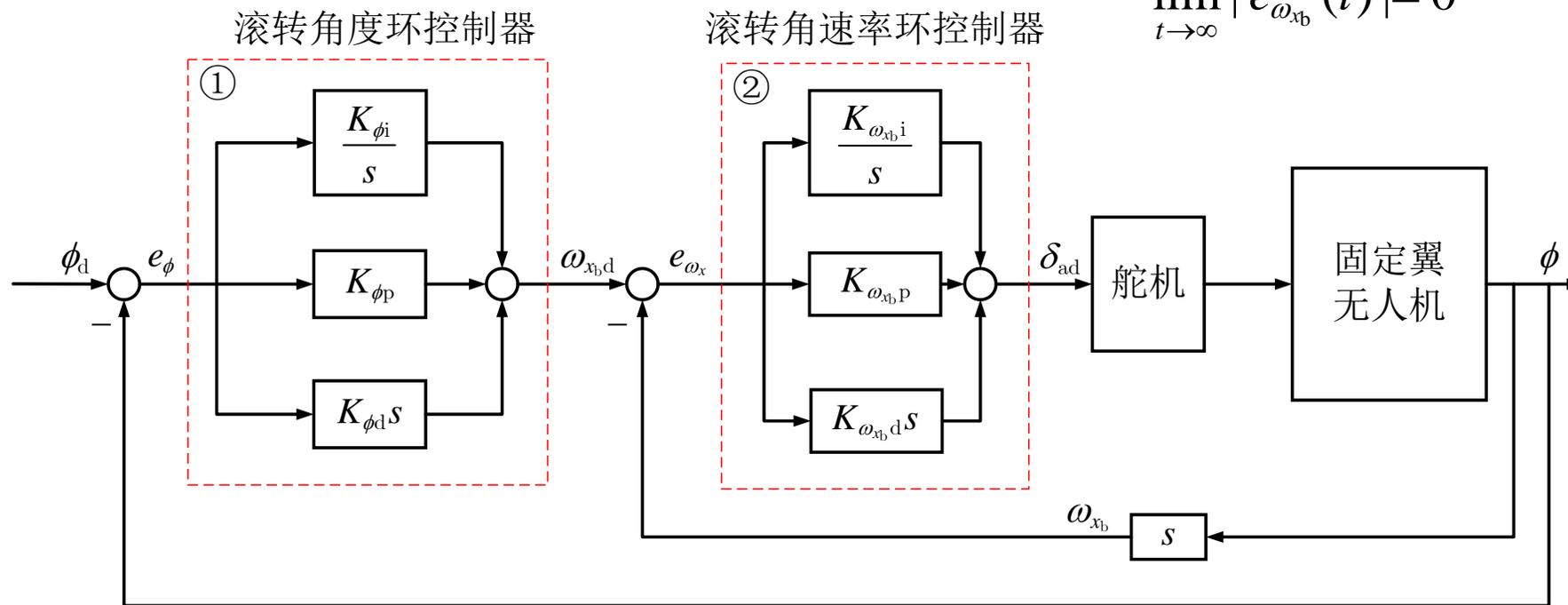
$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\phi}(t)| = 0$$



$$\delta_{ad} = K_{\omega_{x_b} p} e_{\omega_{x_b}} + K_{\omega_{x_b} i} \int e_{\omega_{x_b}} + K_{\omega_{x_b} d} \dot{e}_{\omega_{x_b}}.$$

$$e_{\omega_{x_b}} \triangleq \omega_{x_b d} - \omega_{x_b}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{x_b}}(t)| = 0$$



传统PID 滚转角通道控制回路

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

### (2) 自驾仪中的PID控制器

实际情况中,  $\theta \neq 0$

针对滚转姿态运动方程  $\omega_{x_b d} = \dot{\phi}_d - \sin \theta \dot{\psi}_d$

简单设计比例控制  $\dot{\phi}_d = K_{\phi p} e_{\phi}$

如果  $\dot{\phi} = \dot{\phi}_d$ , 那么  $\dot{\phi} = K_{\phi p} e_{\phi}$

当  $\phi_d$  为常数时  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\phi}(t)| = 0$ , 其中  $e_{\phi} \triangleq \phi_d - \phi$

假设  $\omega_{y_b} = 0, J_{zz} = 0$ , 简化滚转角速率模型

$$\dot{\omega}_{x_b} = \frac{\rho V_a^2 S b}{2 J_{xx}} \left( C_{l_{\beta}} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2 V_a} \omega_{x_b} + C_{l_r} \frac{b}{2 V_a} \omega_{z_b} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right)$$

针对上式, 采用前馈控制和PI控制

$$\delta_{ad} = \frac{1}{V_a} K_{\omega_{x_b} f} \omega_{x_b d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{x_b} p} (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{x_b} i} \int (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b})$$

满足  $\lim_{t \rightarrow \infty} |\omega_{x_b d}(t) - \omega_{x_b}(t)| = 0$ , 其中  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$

通过协调转弯  
关系获得

PX4中滚转通道代码

```

1  /* Calculate error */
2  float roll_error = ctl_data.roll_setpoint - ctl_data.roll;
3  /* Apply P controller */
4  _rate_setpoint = roll_error / _tc;
5  /* Calculate body angular rate error */
6  _rate_error = _bodyrate_setpoint - ctl_data.body_x_rate; //body angular rate error
7  float id = _rate_error * dt * ctl_data.scaler;
8  /* add and constrain */
9  _integrator = math::constrain(_integrator + id * _k_i, -_integrator_max, _integrator_max);
10 /* Apply PI rate controller and store non-limited output */
11 _last_output = _bodyrate_setpoint * _k_ff * ctl_data.scaler +
12               _rate_error * _k_p * ctl_data.scaler * ctl_data.scaler
13               + _integrator; //scaler is proportional to 1/airspeed
14 /* Transform setpoint to body angular rates (jacobian) */
15 _bodyrate_setpoint = ctl_data.roll_rate_setpoint - sinf(ctl_data.pitch) *
                       ctl_data.yaw_rate_setpoint;

```

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

$$\dot{\phi}_d = K_{\phi p} e_{\phi}$$

$$e_{\phi} \triangleq \phi_d - \phi$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\phi}(t)| = 0$$

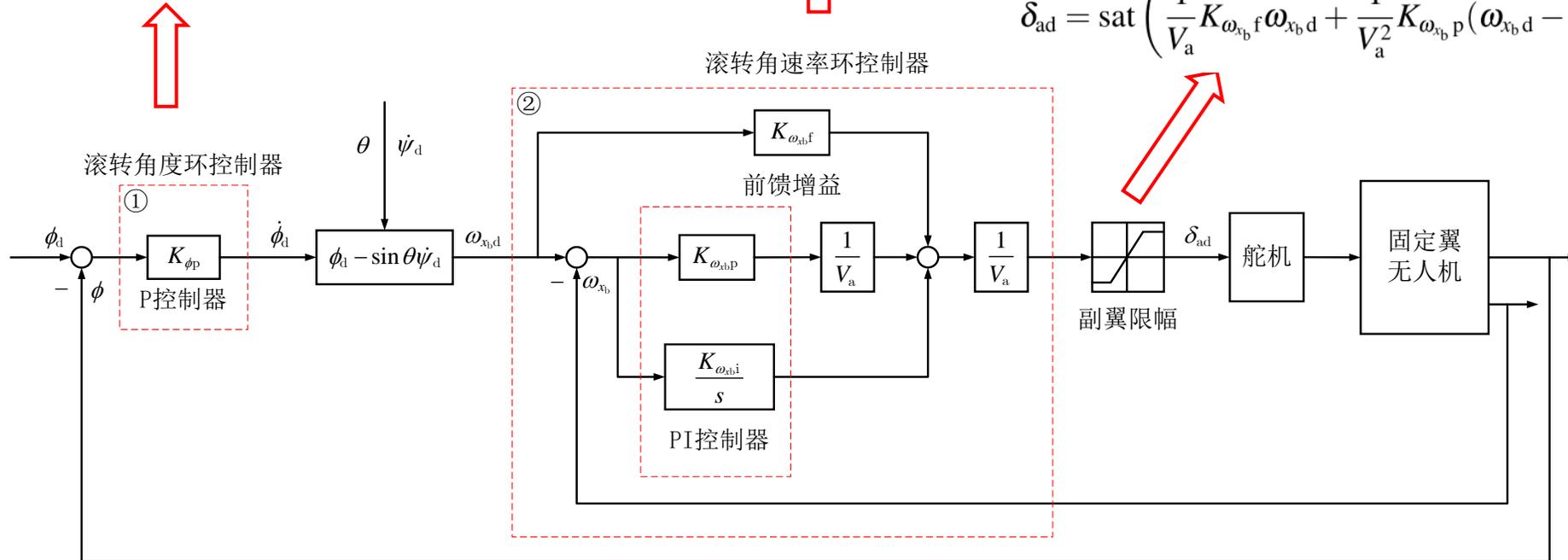
$$\delta_{ad} = \frac{1}{V_a} K_{\omega_{xb}f} \omega_{x_b d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{xb}p} (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{xb}i} \int (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b})$$

$$e_{\omega_{x_b}} \triangleq \omega_{x_b d} - \omega_{x_b}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{x_b}}(t)| = 0$$

防止副翼产生过大的舵偏量，导致无人机过猛地滚转运动，从而造成损伤，需要考虑饱和问题。

$$\delta_{ad} = \text{sat} \left( \frac{1}{V_a} K_{\omega_{xb}f} \omega_{x_b d} + \frac{1}{V_a^2} K_{\omega_{xb}p} (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b}) + \frac{1}{V_a} K_{\omega_{xb}i} \int (\omega_{x_b d} - \omega_{x_b}), a_{\delta_a} \right)$$



PX4 自驾仪滚转角通道控制回路

## 底层飞行控制——偏航姿态控制

### (1) 传统PID控制器

俯仰角速率控制环横侧向姿态运动以副翼控制（滚转角通道控制）为主，方向舵控制（偏航角通道控制）起到增稳和协调转弯作用。偏航角通道控制就是在滚转角通道控制的基础上，通过前馈给定偏航角变化率。

通过协调转弯公式给定偏航角速率  $\dot{\psi}_d = \frac{g}{V_a} \tan \phi_d$ .

针对偏航角速率模型

$$(J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2)\dot{\omega}_{z_b} = J_{xx}m_{az} + J_{xz}m_{ax} + \omega_{x_b}\omega_{y_b}(J_{xx}^2 + J_{xz}^2 - J_{xx}J_{yy}) + \omega_{y_b}\omega_{z_b}(J_{yy}J_{xz} - J_{zz}J_{xz} - J_{xx}J_{xz}).$$

设计期望偏航力矩  $m_{azd} = K'_{\dot{\psi}p}e_{\dot{\psi}} + K'_{\dot{\psi}i}\int e_{\dot{\psi}} + K'_{\dot{\psi}d}\dot{e}_{\dot{\psi}}$ .

如果  $m_{az} = m_{azd}$ ，那么  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\dot{\psi}}(t)| = 0$ 。

偏航力矩与方向舵偏转量之间线性关系可改写为

$$m_{az} = K_{C_n} \delta_r + d_{m_{az}}. \text{ 因此，滚转角速率的控制律变为}$$

$$\delta_{rd} = K_{\dot{\psi}p}e_{\dot{\psi}} + K_{\dot{\psi}i}\int e_{\dot{\psi}} + K_{\dot{\psi}d}\dot{e}_{\dot{\psi}}.$$

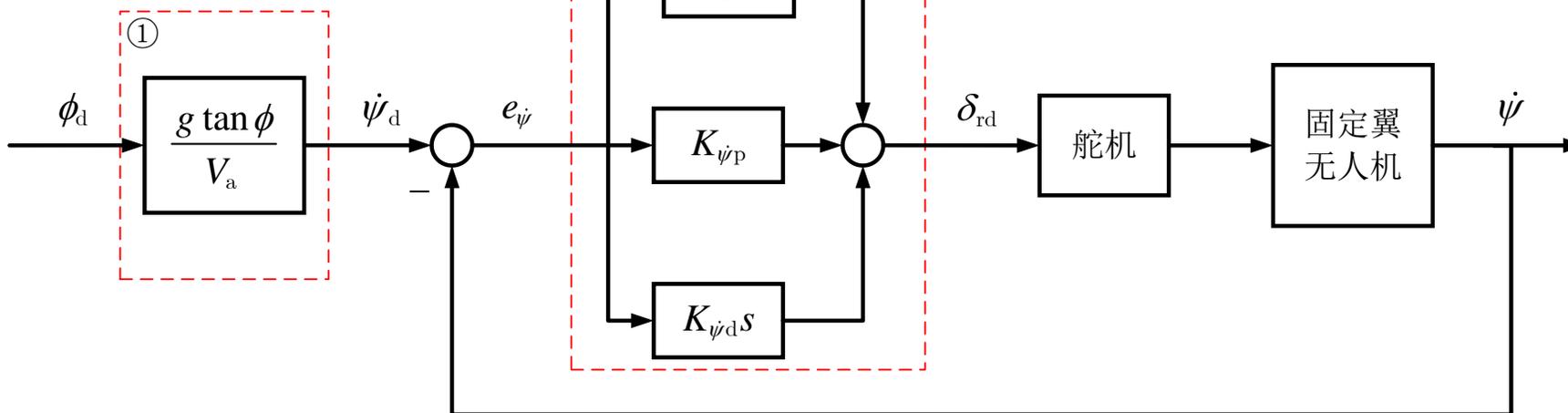
其中参数  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$ 。有时为了避免微分带来的噪声，可以去掉微分项。

## 底层飞行控制——偏航姿态控制

$$\dot{\psi}_d = \frac{g}{V_a} \tan \phi_d.$$



协调转弯关系



$$\delta_{rd} = K_{\dot{\psi}p} e_{\dot{\psi}} + K_{\dot{\psi}i} \int e_{\dot{\psi}} + K_{\dot{\psi}d} \dot{e}_{\dot{\psi}}.$$

$$e_{\dot{\psi}} \triangleq \dot{\psi}_d - \dot{\psi}$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\dot{\psi}}(t)| = 0$$



传统PID 偏航角通道控制回路

## 底层飞行控制——偏航姿态控制

### (2) 自驾仪中的PID控制器

通过协调转弯得到期望偏航角速率

$$\dot{\psi}_d = \frac{g}{V_a} \tan \phi \cos \theta.$$

然后通过姿态角运动方程得到期望偏航角速率

$$\omega_{zbd} = -\sin \phi \dot{\theta}_d + \cos \theta \cos \phi \dot{\psi}_d.$$

针对滚转角速率模型，采用前馈控制和PI控制，设计期望方向舵舵偏

$$\delta_{rd} = \frac{1}{V_a^2} \left( K_{\omega_{zb}f} \omega_{zbd} + K_{\omega_{zb}p} (\omega_{zbd} - \omega_{zb}) + K_{\omega_{zb}i} \int (\omega_{zbd} - \omega_{zb}) \right).$$

### PX4中偏航通道代码

```
1  /* Calculate desired yaw rate from coordinated turn constraint / (no side forces) */
2  _rate_setpoint = tanf(constrained_roll) * cosf(ctl_data.pitch) * CONSTANTS_ONE_G /
   (ctl_data.airspeed < ctl_data.airspeed_min ? ctl_data.airspeed_min : ctl_data.airspeed);
```

```
1  /* Transform setpoint to body angular rates (jacobian) */
2  _bodyrate_setpoint = -sinf(ctl_data.roll) * ctl_data.pitch_rate_setpoint + cosf(ctl_data.roll) *
   cosf(ctl_data.pitch) * _rate_setpoint;
```

```
1  /* Calculate body angular rate error */
2  _rate_error = _bodyrate_setpoint - ctl_data.body_z_rate; // body angular rate error
3  $\vdots$
4  float id = _rate_error * dt;
5  $\vdots$
6  /* add and constrain */
7  _integrator = math::constrain(_integrator + id * _k_i, -_integrator_max, _integrator_max);
8  $\vdots$
9  /* Apply PI rate controller and store non-limited output */
10 _last_output = (_bodyrate_setpoint * _k_ff + _rate_error * _k_p + _integrator) * ctl_data.scaler *
11   ctl_data.scaler; //scaler is proportional to 1/airspeed
```

## 底层飞行控制——滚转姿态控制

$$\delta_{rd} = \frac{1}{V_a^2} \left( K_{\omega_{zb}f} \omega_{zbd} + K_{\omega_{zb}p} (\omega_{zbd} - \omega_{z_b}) + K_{\omega_{zb}i} \int (\omega_{zbd} - \omega_{z_b}) \right)$$

$$e_{\omega_{z_b}} \triangleq \omega_{zbd} - \omega_{z_b}$$

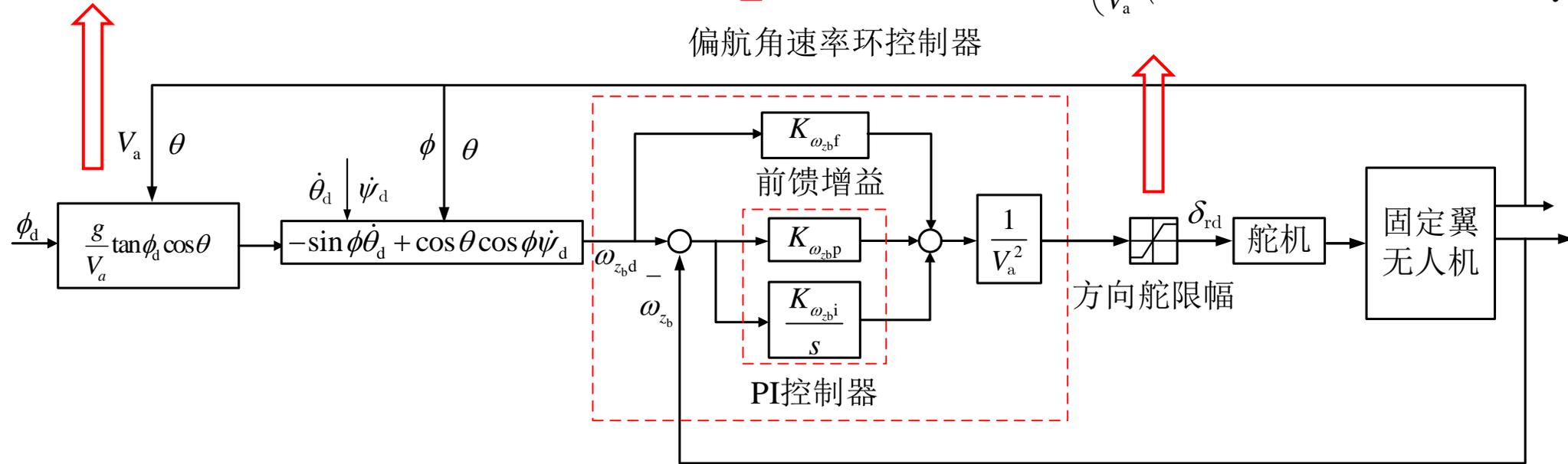
$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{\omega_{z_b}}(t)| = 0$$

考虑饱和

$$\delta_{rd} = \text{sat} \left( \frac{1}{V_a^2} \left( K_{\omega_{zb}f} \omega_{zbd} + K_{\omega_{zb}p} (\omega_{zbd} - \omega_{z_b}) + K_{\omega_{zb}i} \int (\omega_{zbd} - \omega_{z_b}) \right), a_{\delta_r} \right)$$

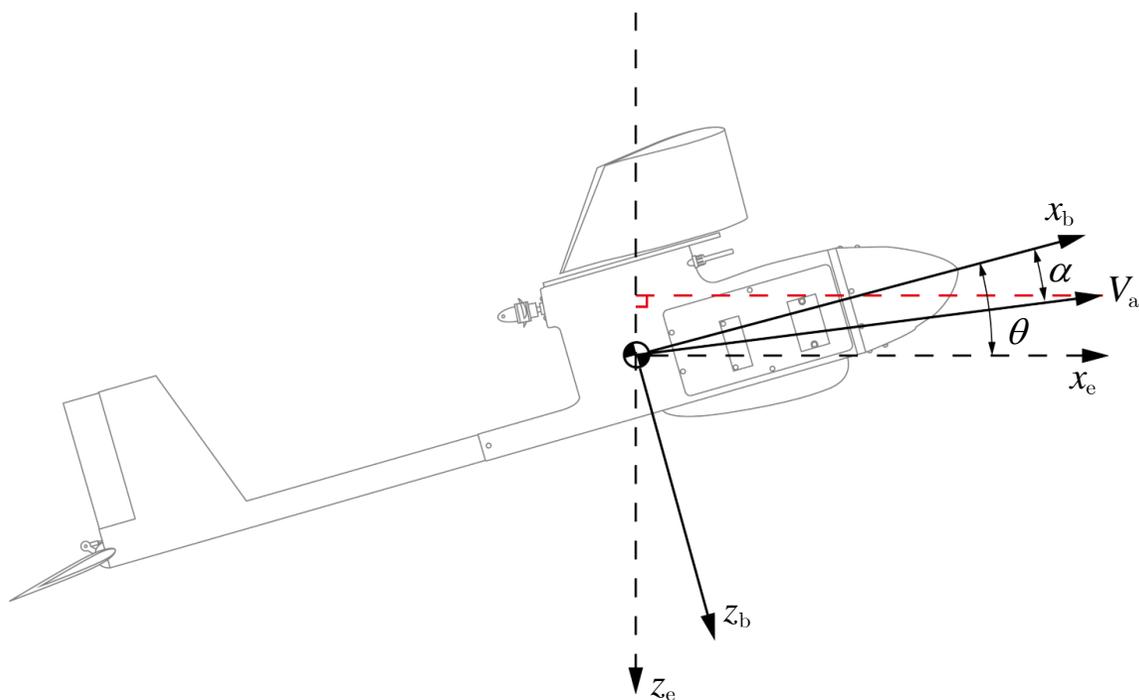
前馈获得期望偏航角速率

偏航角速率环控制器



PX4 自驾仪偏航通道控制回路

### 传统PID控制器



固定翼无人机纵向平面内的运动分析

飞行速度  $V_a$  在垂直方向 ( $o_e z_e$  轴) 上的分量为

$$\dot{H} = v_{z_e} = V_a \sin(\theta - \alpha).$$

↓ 小角度假设

$$\dot{H} = V_a (\theta - \alpha)$$

单独控制, 保持不变

与俯仰角相关

针对上式, 设计期望俯仰角

$$\theta_d = K_{Hp} e_H + K_{Hi} \int e_H + K_{Hd} \dot{e}_H.$$

满足  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_H(t)| = 0$ , 其中  $e_H \triangleq H_d - H$ ,  $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$

## 底层飞行控制——高度控制

$$\theta_d = K_{Hp}e_H + K_{Hi} \int e_H + K_{Hd}\dot{e}_H.$$

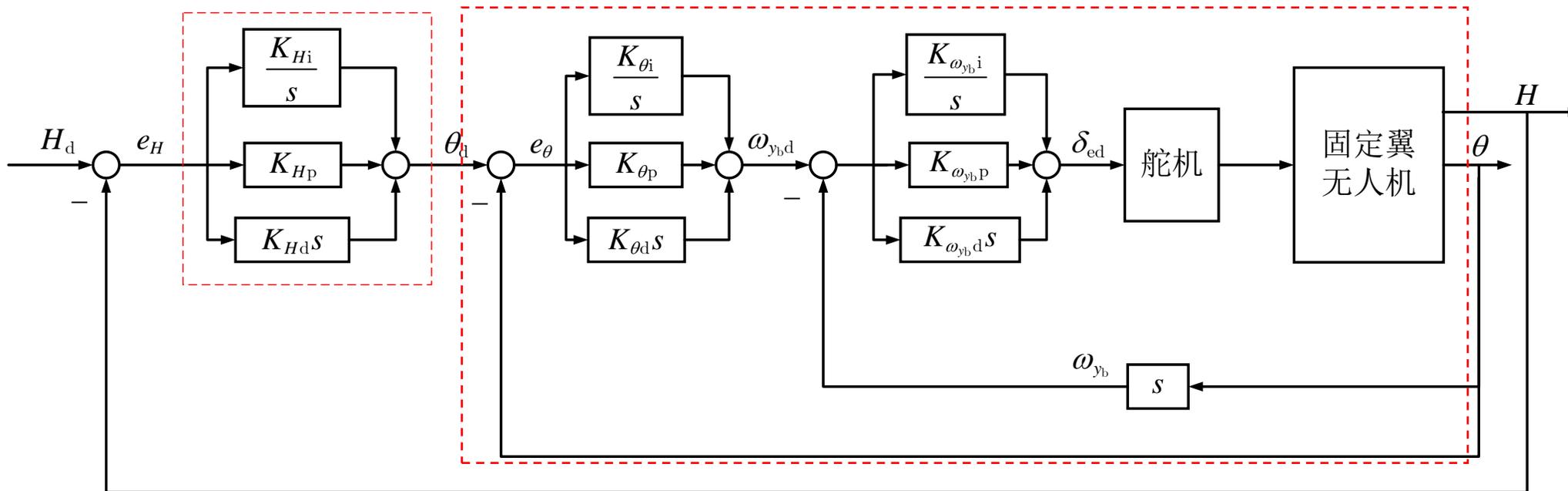
$$e_H \triangleq H_d - H$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_H(t)| = 0$$

↑  
高度控制器

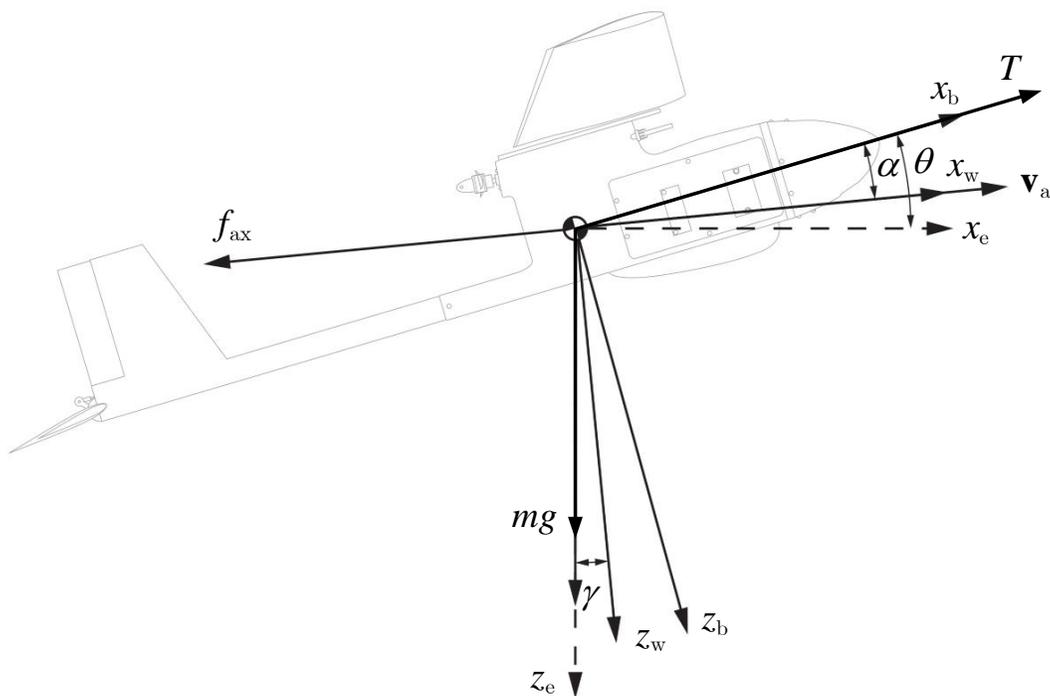
俯仰通道作为高度的内环，通过操纵升降舵来控制高度

↑



传统PID 高度控制回路

### 传统PID控制器



固定翼无人机纵向平面内的运动分析

无人机在速度方向上的动力学方程为

$$m\dot{V}_a = T \cos \alpha - f_{ax} - mg \sin \gamma.$$

阻力不变

假设很小

针对上式，设计期望推力

$$T_d = K_{V_{ap}} e_{V_a} + K_{V_{ai}} \int e_{V_a} + K_{V_{ad}} \dot{e}_{V_a}.$$

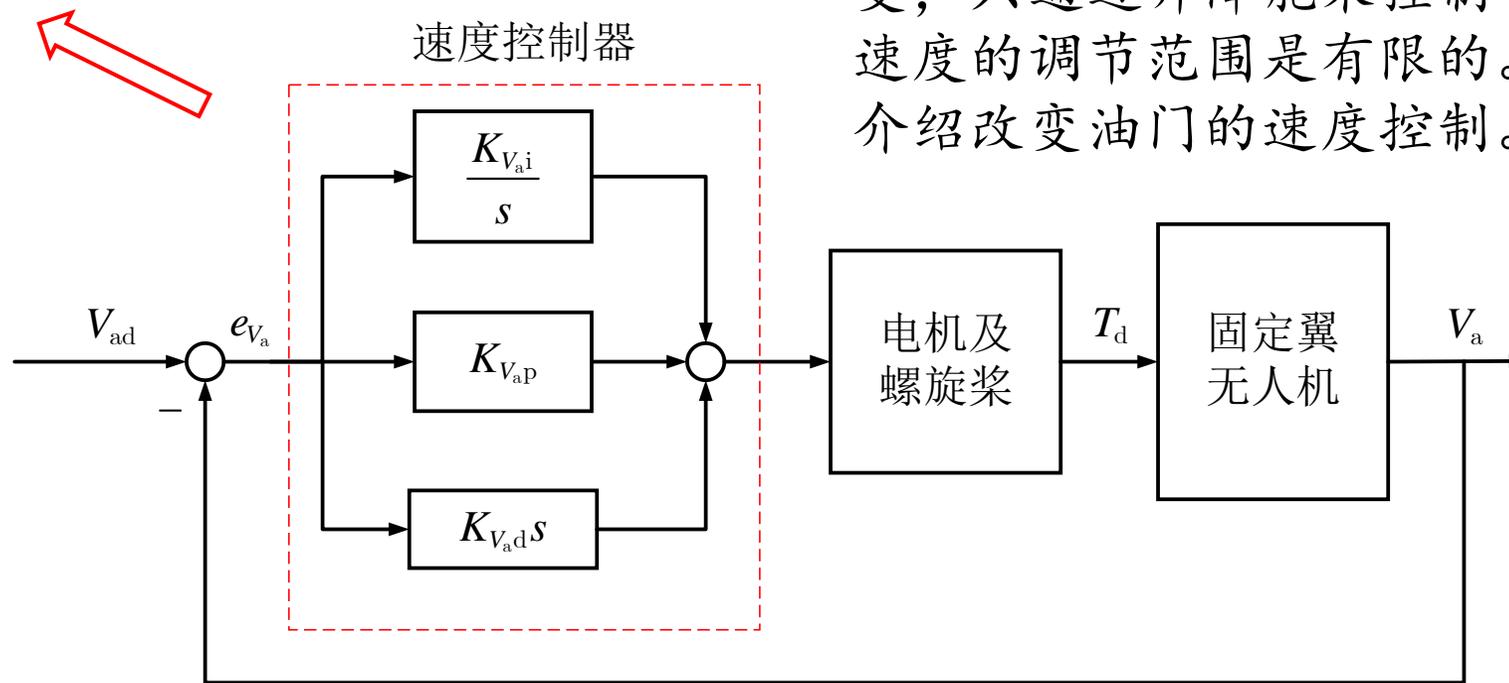
满足  $\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{V_a}(t)| = 0$ ，其中  $e_{V_a} \triangleq V_{ad} - V_a$ ， $K_{(\cdot)} \in \mathbb{R}$

## 底层飞行控制——高度控制

$$T_d = K_{V_{ap}} e_{V_a} + K_{V_{ai}} \int e_{V_a} + K_{V_{ad}} \dot{e}_{V_a}.$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |e_{V_a}(t)| = 0$$

$$e_{V_a} \triangleq V_{ad} - V_a$$



固定翼无人机飞行速度的控制有两种方法，分别是利用升降舵偏转改变俯仰角的速度控制和利用油门的速度控制。利用升降舵来控制速度时油门推杆保持不变，只通过升降舵来控制飞行速度，其速度的调节范围是有限的。因此，这里介绍改变油门的速度控制。

传统PID 高度控制回路

## 底层飞行控制——高度速度控制

### 自驾仪中的PID控制器

自驾仪中有两种工作状态，分别为高度稳定状态和俯仰角稳定状态。

- 高度稳定状态时，空速向量处于水平方向，增加油门，发动机的推力全部作用在增加空速上。
- 俯仰角稳定状态时，发动机推力不仅作用在空速上，也引起了迎角、航迹倾角和高度的变化。

在自驾仪中针对高度和速度同时变化进行控制器设计，经常采用总能量控制（Total Energy Control）的方法。

- 升降舵可以在短期内用于速度控制和航迹角控制；长期来看，升降舵对于速度控制至关重要。
- 推力可以在短期内用于速度控制；长期来看，推力对于航迹角控制至关重要。

## 底层飞行控制——高度速度控制

**总能量控制**是通过**改变油门**（即改变推力）来控制总能量，同时通过**调整升降舵**（即改变俯仰角）来实现动能和势能之间的转换。从而唯一地跟踪给定动能和给定势能，进而唯一地跟踪速度和高度。

油门控制：

总能量=动能+势能

$$E_T = E_K + E_P = \frac{1}{2} m V_a^2 + mgH. \xrightarrow{\text{微分}} \dot{E}_T = m V_a \dot{V}_a + mg \dot{H}. \xrightarrow{\text{代入}} \dot{E}_T = mg V_a \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \sin \gamma \right).$$

纵向运动方程：

$$\begin{cases} \dot{p}_{x_e} = V_a \cos \gamma \\ \dot{H} = V_a \sin \gamma \end{cases}$$

总能量变化率  $\dot{E} = \frac{\dot{V}_a}{g} + \sin \gamma \xrightarrow{\text{代入}} \dot{E} = \frac{T \cos \alpha - f_{ax}}{mg}$

假设在飞行过程中阻力  $f_{ax}$  不发生变化，迎角  $\alpha = 0$

$$m \dot{V}_a = T \cos \alpha - f_{ax} - mg \sin \gamma$$

$$T \approx mg \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \sin \gamma \right) + f_{ax}.$$

总能量的变化主要通过推力  $T$  进行调节

## 底层飞行控制——高度速度控制

推力控制增量的效果  $T \approx mg \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \sin \gamma \right) + f_{ax}$ . 定常平飞  $\xrightarrow{\dot{V}_a = 0, \gamma = 0}$   $T^* \approx f_{ax}$

推力增量  $\Delta T = T^* - T \approx mg \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \gamma \right)$ .  $\rightarrow$  无人机的总能量可以直接使用推力进行调节控制

给定期望高度速度  $V_{ad}, H_d$

设计动态  $\begin{cases} \dot{V}_a = -K_V (V_a - V_{ad}) \\ \dot{H} = -K_H (H - H_d) \end{cases} \xrightarrow{\quad} \begin{cases} V_a \rightarrow V_{ad} \\ H \rightarrow H_d \end{cases} \xrightarrow{\quad} \begin{cases} \left| \frac{\dot{V}_{ad}}{g} - \frac{\dot{V}_a}{g} \right| \rightarrow 0 \\ |\gamma_d - \gamma| \rightarrow 0 \end{cases}$

$T_d \approx \left( K_{Ep} + K_{Ei} \frac{1}{s} \right) (e_{\dot{V}_a} + e_\gamma) \xleftarrow{\quad} \Delta T_d \approx \left( K_{Ep} + K_{Ei} \frac{1}{s} \right) (e_{\dot{V}_a} + e_\gamma)$   
静差被消除

定义  $e_{\dot{V}_a} = \frac{\dot{V}_{ad}}{g} - \frac{\dot{V}_a}{g}$   
 $e_\gamma = \gamma_d - \gamma$

## 底层飞行控制——高度速度控制

$$\Delta T \approx mg \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \gamma \right).$$

$$\dot{E}_T = mgV_a \left( \frac{\dot{V}_a}{g} + \sin \gamma \right).$$

期望高度速度  $V_{ad}, H_d \Rightarrow E_{Td} = \frac{1}{2} mV_{ad}^2 + mgH_d$

改写



$$\dot{E}_T \approx V_a \Delta T$$

定义  $e_E = E_{Td} - E_T$



$$\dot{e}_E \approx -V_a \Delta T$$



$$\Delta T_d = \frac{1}{V_a} \left( K_{Ep} e_E + K_{Ei} \int e_E \right)$$



$e_E$  静差被消除

$$T_d = \frac{1}{V_a} \left( K_{Ep} e_E + K_{Ei} \int e_E \right).$$

势能与动能之差

微分



$$B = E_P - E_K \Rightarrow \dot{B} = \dot{E}_P - \dot{E}_K = mgV_a \left( \sin \gamma - \frac{\dot{V}_a}{g} \right).$$

类似于总能量的控制方法，升降舵的控制器可以设计为： $\delta_{ed} \approx \left( K_{Bp} + K_{Bi} \frac{1}{s} \right) (e_{\dot{V}_a} - e_\gamma)$  或  $\delta_{ed} = \frac{1}{V_a} \left( K_{Bp} e_B + K_{Bi} \int e_B \right).$

# 实验原理



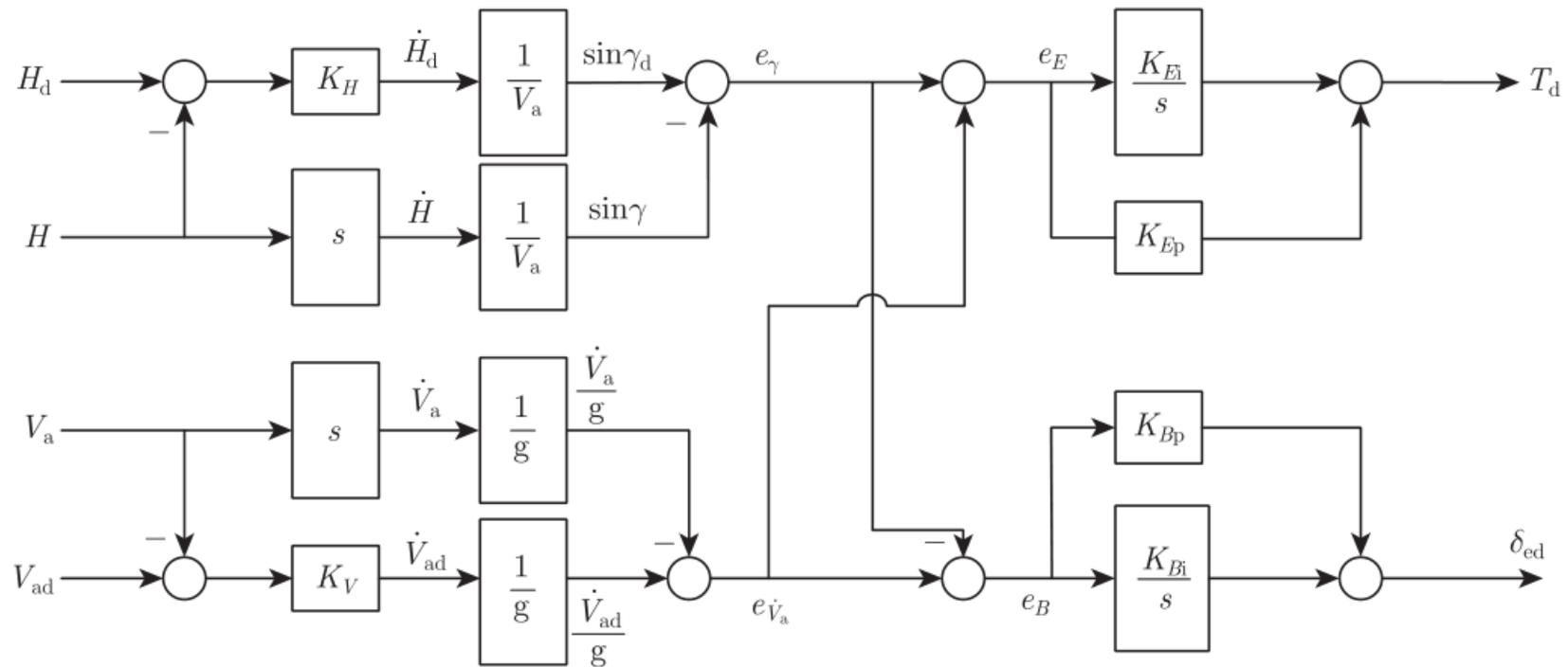
## 底层飞行控制——高度速度控制

$$\dot{V}_a = -K_V (V_a - V_{ad})$$

$$\dot{H} = -K_H (H - H_d)$$

$$e_{\dot{V}_a} = \frac{\dot{V}_{ad}}{g} - \frac{\dot{V}_a}{g}$$

$$e_\gamma = \gamma_d - \gamma$$



总能量控制结构

总能量控制率

$$T_d \approx \left( K_{Ep} + K_{Ei} \frac{1}{s} \right) (e_{\dot{V}_a} + e_\gamma)$$

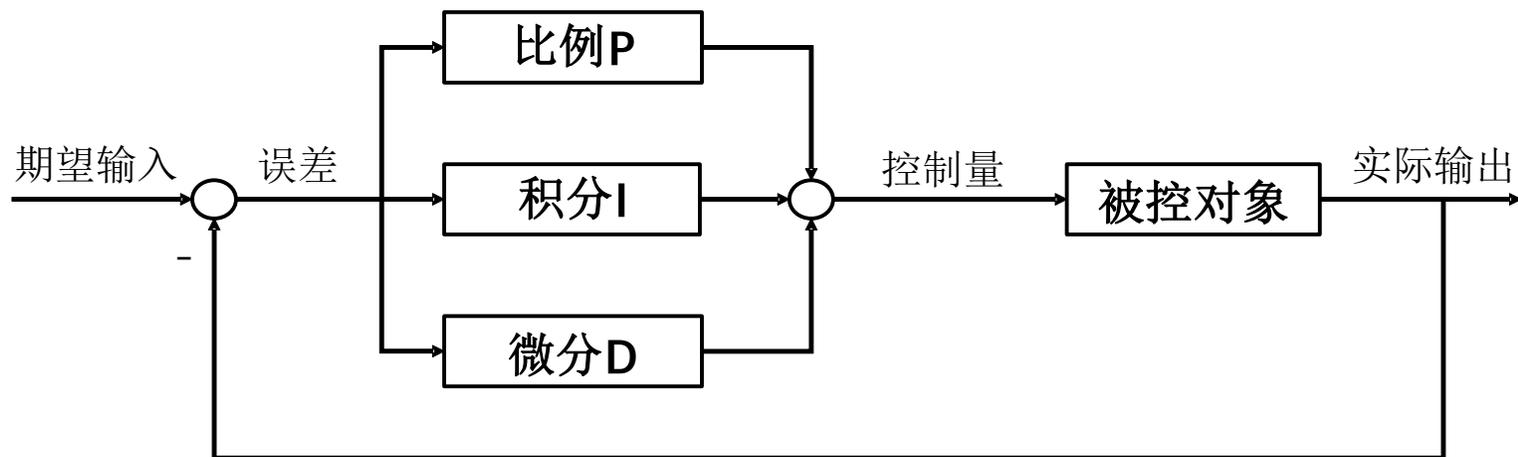
势能与动能的变化率之差

$$\delta_{ed} \approx \left( K_{Bp} + K_{Bi} \frac{1}{s} \right) (e_{\dot{V}_a} - e_\gamma)$$

## 底层飞行控制——PID 控制原理和调试

以纵向控制器调参为例，控制器分为高度控制环和俯仰角通道控制环。对于俯仰角通道，俯仰角速率环为内环，调参目标是角速率，是关于无人机的动态特性，与跟踪给定目标的快速性和灵活性有关。俯仰角控制环是外环，调参目标是姿态角，是关于无人机的静态特性，与无人机的稳定性与抗风性有关。对于纵向控制，俯仰角通道控制环为内环，高度控制为外环，是将高度误差转换为俯仰角输入。

调参的基本思路是先内环再外环，先调俯仰和滚转，再调偏航、高度和速度通道的参数。



总能量控制结构

## 底层飞行控制——增益调度控制

对于大范围动态变化的控制系统，**增益调度控制**（Gain Scheduling Control）是一种常用的工程方法。通过选取一个或多个**调度变量**（Scheduling Variables）来表示系统的工作点，每个工作点对应系统的工作状态。

经典增益调度控制分为以下四个步骤：

- （1）寻找调度变量，在典型工作点对系统进行线性化。系统的工作状态变化应由调度变量变化反映；
- （2）使用线性化方法，为选取的一系列工作点设计其期望的控制器；
- （3）在工作点之间使用插值得到控制器，组合构建增益调度控制器；
- （4）测试引入增益调度控制器的闭环系统的性能。

# 大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 硬件在环仿真实验

# 基础实验



## 实验目标

### 已知

软件：MATLAB R2020b 或以上版本。

程序：实验指导包“e4/e4-1”。指导包中有：固定翼无人机状态初始文件“InitDatactrl.m”，固定翼无人机Simulink 仿真模型文件“SmallFixedWingUAVattitude.slx”。

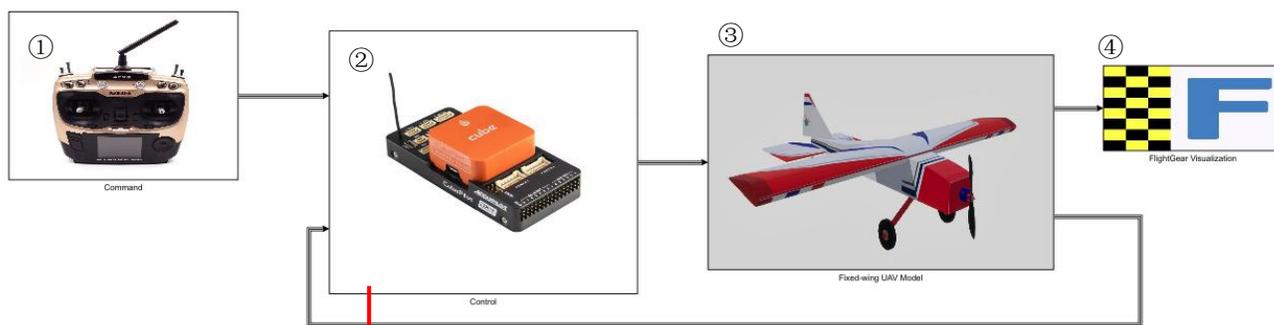
### 目标

- 搭建固定翼无人机的姿态控制器，在Simulink 中进行模型软件在环仿真，绘制相关实验的变化曲线。

## 实验步骤

### 步骤一：搭建姿态控制器

打开“e4/e4-1”中Simulink文件“SmallFixedWingUAVattitude.slx”，其整体框架如下图所示。



固定翼无人机Simulink控制模型

需要搭建

① “RC Signal Process”，指令信号生成部分

② “Attitude Controller”，姿态控制器部分

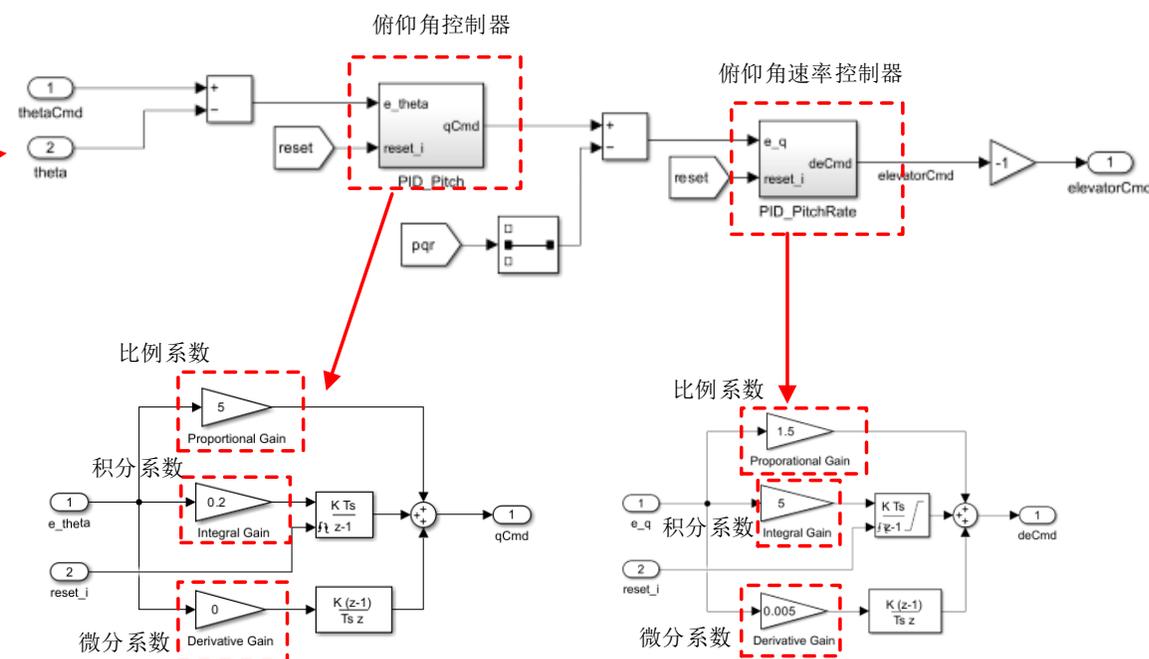
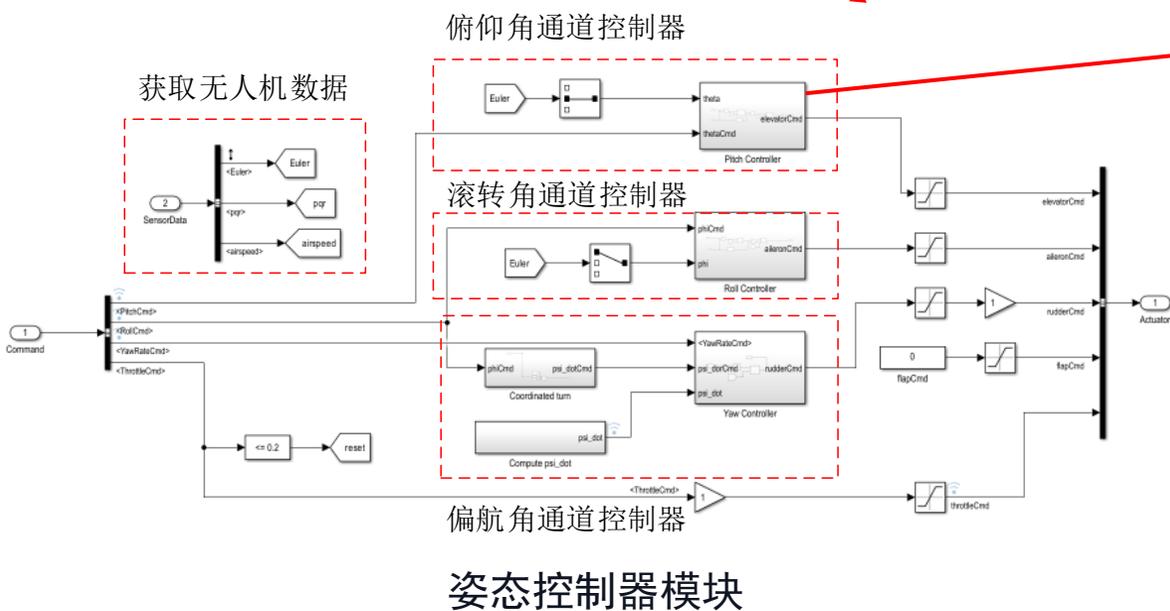
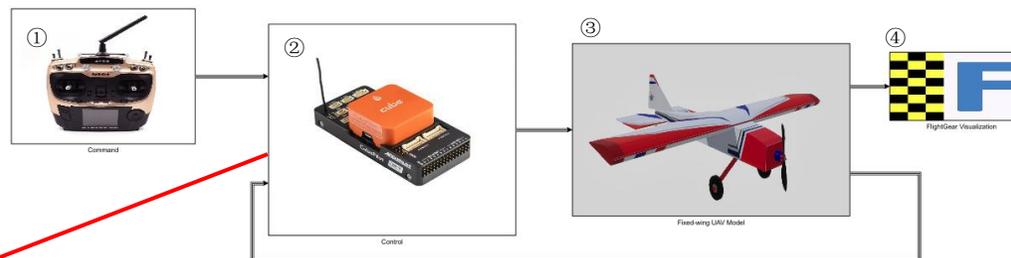
③ “Fixed-Wing UAV System”，固定翼无人机的动态系统模型部分

④ “FlightGear”，为软件在环显示模块导航滚转指令

## 实验步骤

### 步骤一：搭建姿态控制器

双击打开“Control”模块，在“Pitch Controller”模块中搭建俯仰角通道控制器，由两个PID控制器串联得到。

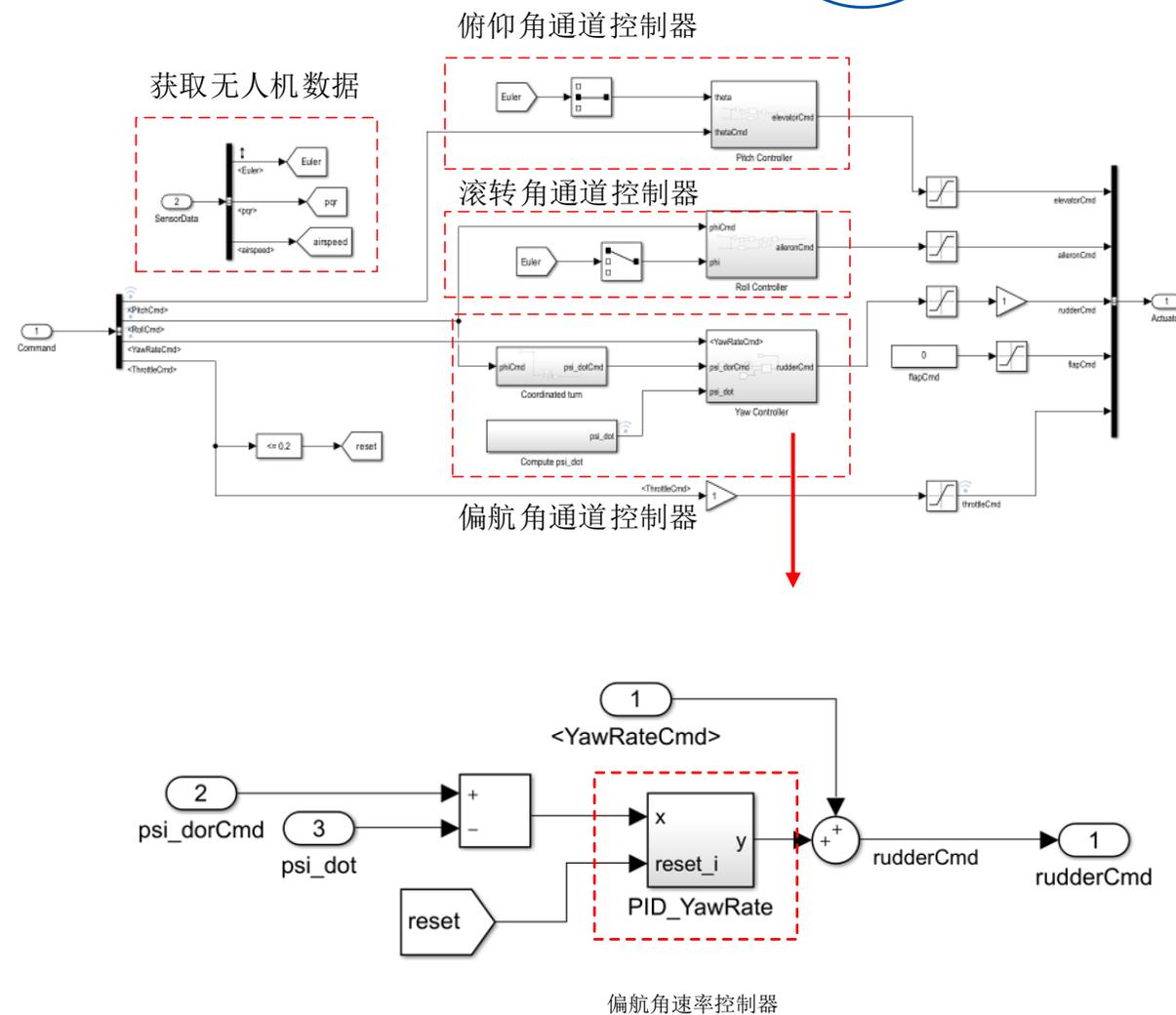


俯仰角通道控制器模块

## 实验步骤

### 步骤一：搭建姿态控制器

滚转角通道控制器的搭建与俯仰角通道控制器类似。对于偏航角通道首先要与滚转通道满足协调转弯公式，在“Coordinated turn”模块中搭建。根据偏航角速率运动方程在“Compute psi\_dot”模块中搭建获得实际偏航角变化率。在“Roll Controller”模块中搭建一个PID控制器，实现偏航角速率的控制。



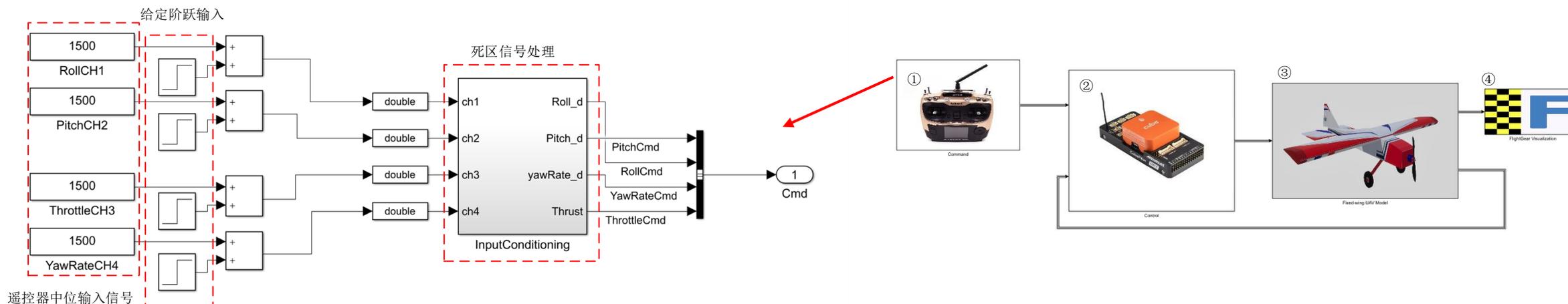
偏航通道控制器模块

## 实验步骤

### 步骤二：观察并记录姿态控制实验的数据

(1) 首先打开文件“e4-1/InitDatactrl.m”，运行该初始化文件。双击打开模型中的“Command”指令模块，该模块模拟了遥控器的输入，在第10秒时输入一个100的阶跃信号，即在第10秒给“ch2”通道1600的阶跃。

(2) 运行“SmallFixedWingUAVattitude.slx”程序，点击Simulink上方工具栏中“Run”，运行结束后点击“Data Inspector”，在“Data Inspector”界面左侧可以找到相关状态信号。

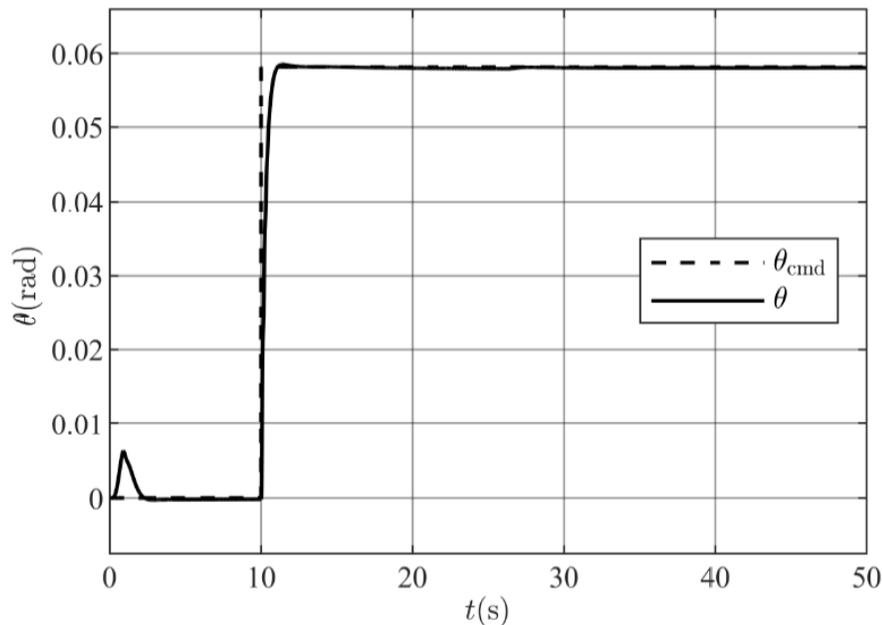


模拟遥控器输入指令模块

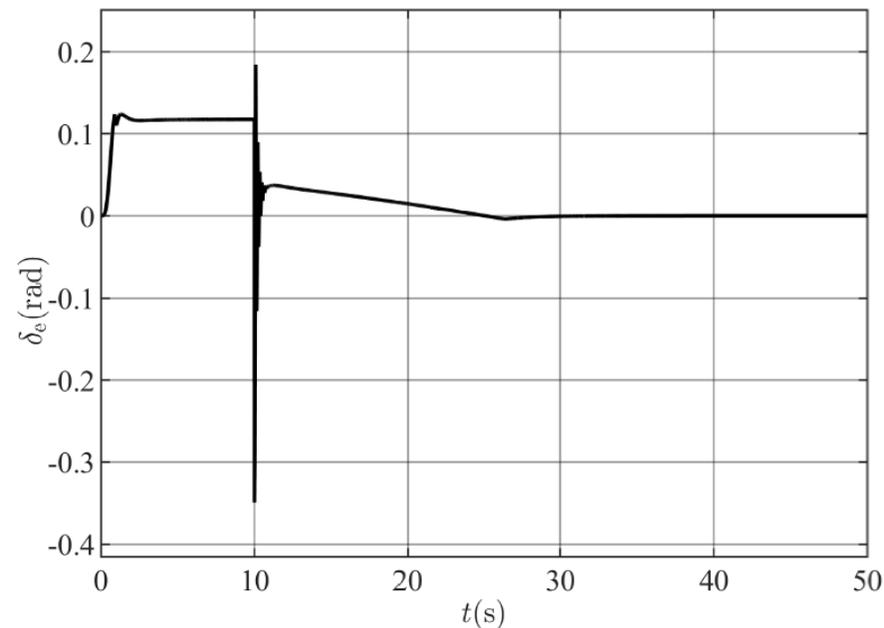
## 实验步骤

### 步骤三：观察并记录姿态控制实验的数据

(3) 在10秒给定俯仰角抬头指令，升降舵在10秒时刻产生负的偏转，俯仰角通道控制结果如下图所示所示。



(a) 俯仰角通道控制响应



(b) 升降舵变化

### 俯仰角通道控制效果

## 实验步骤

### 步骤三：观察并记录姿态控制实验的数据

(4)重复骤(1), (2) 的操作, 将

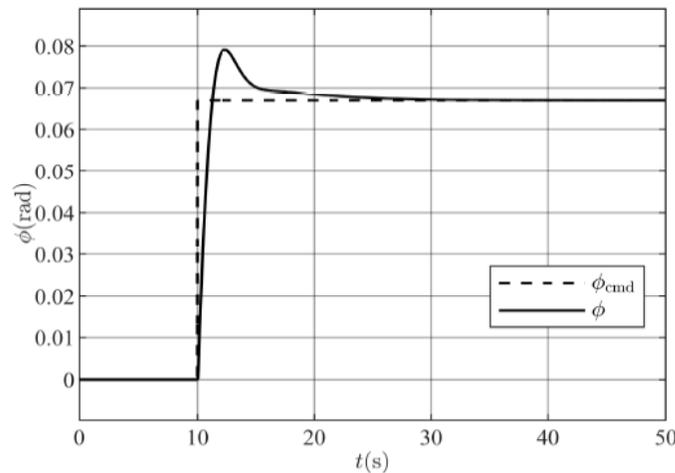
“Command”指令模块中“RollCH1”

通道延迟10 秒输入阶跃1600, 观测

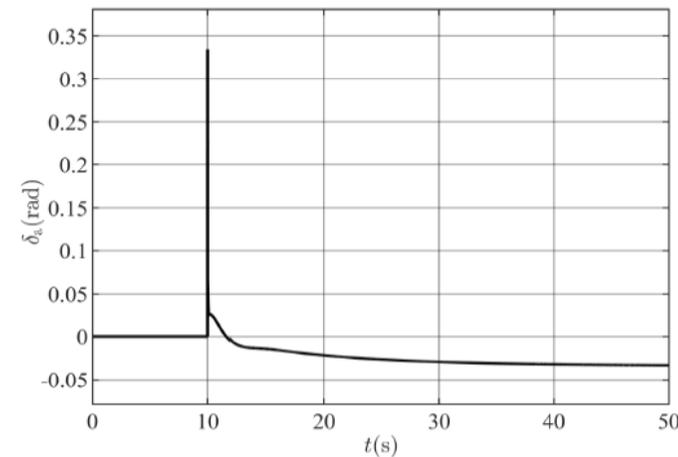
数据并输出图像, 当滚转角正向动

作, 由于协调转弯, 偏航角也会正

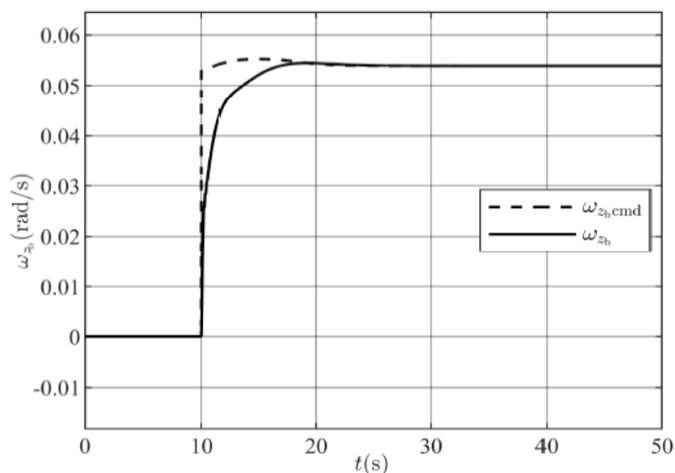
向动作。飞行状态变化如右图所示。



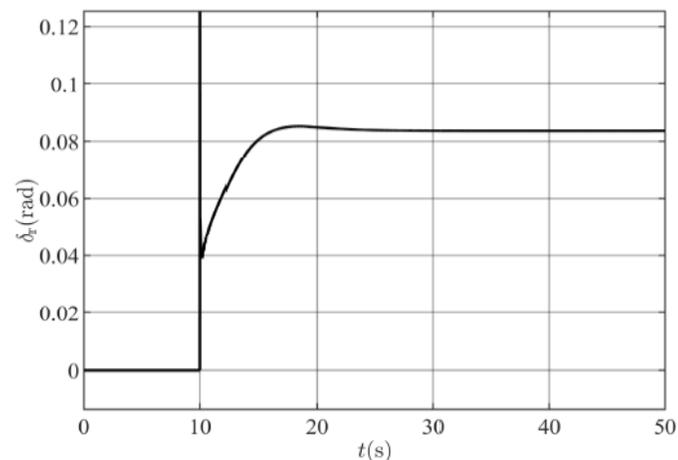
(a) 滚转角通道控制响应



(b) 副翼变化



(c) 偏航角通道控制响应



(d) 方向舵变化

### 协调转弯飞行状态

主页 绘图 APP 搜索文档 登录

新建脚本 新建实时脚本 新建 打开 比较 查找文件 导入数据 清洗数据 清空工作区 变量 保存工作区 清空工作区 分析代码 运行并计时 清除命令 收藏夹 代码 预选项 设置路径 Parallel 环境 布局 附加功能 帮助 社区 请求支持 了解 MATLAB 资源

C:\Users\sasi\Desktop\code

当前文件夹

名称
e4-1
e4-2
e4-3
e4-4

详细信息

选择文件以查看详细信息

命令行窗口

```
fx >>
```

# 打开实验程序所在文件夹

工作区

名称	值
env	1x1 struct
logstout	1x1 Dataset
SenorSampleTime	0.0100
sensors	1x1 struct
tout	10001x1 double
uav	1x1 struct
WindSampleTime	0.0100

# 大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 硬件在环仿真实验

## 实验目标

### 已知

软件：MATLAB R2020b 或以上版本。

程序：实验指导包“e4/e4-2”。指导包“e4/e4-2”中有：固定翼无人机参数初始化文件“InitDatactrl.m”，固定翼无人机姿态Simulink 仿真模型文件“SmallFixedWingUAVanalysis.slx”，固定翼无人机高度速度Simulink 仿真模型文件“SmallFixedWingUAVupper.slx”。

### 目标

- 调节俯仰通道PID 控制器中的参数，改善控制性能，分析PID 各参数作用。
- 使用调试后的参数，对系统进行扫频，绘制 Bode 图，观察系统幅频响应和相频响应曲线，分析稳定裕度。
- 对横侧向的协调转弯控制进行稳定分析。
- 对高度速度通道控制进行稳定分析。

## 俯仰通道控制性能分析

### 步骤一：模型初始设置

调节参数的初始状态应是飞行器处于高空飞行状态：

初始高度设置为50m；

油门值设置为0.3725（在Simulink模型中体现）；

无人机的初始飞行速度为12.12m/s；

参数设置文“InitDatactrl.m”中对应的设置如右图所示。

无人机参数

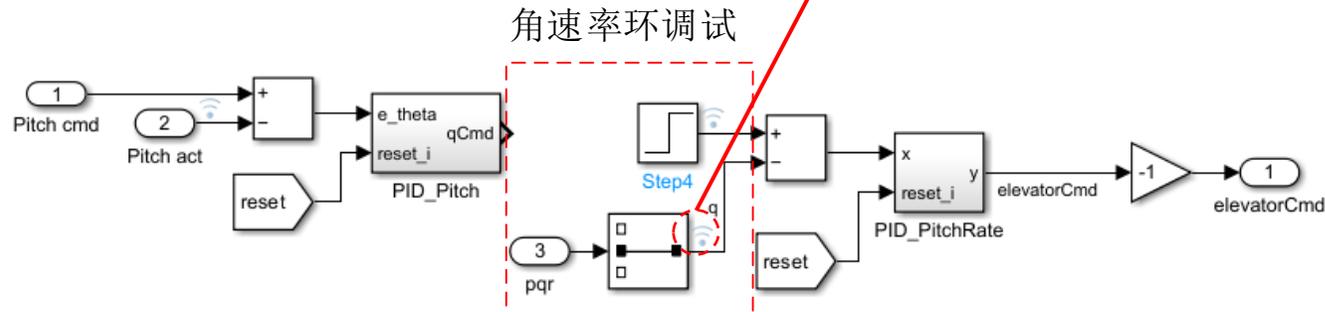
```
1  %% Initial Condition
2  % Start from ground:
3  uav.ic = struct;
4  uav.ic.Pos_0 = [0; 0; 50];
5  uav.ic.Euler_0 = [0; 0; 0];
6  uav.ic.PQR_0 = [0; 0; 0];
7  uav.ic.Vb_0 = [12.12; 0; 0];
8  uav.ic.gsLL = [45 120];
9  uav.ic.gsH = -1;
```

## 实验步骤

### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

#### (1) 角速率环参数调节

“SmallFixedWingUAVanalysis.slx”文件中SmallFixedWingUAVanalysis/Controller/Pitch Controller 下的“PitchController”模块中期望角速率  $\omega_{y_b d}$  换成阶跃输入，并将“ $q$ ”信号线（对应实际俯仰角速率  $\omega_{y_b}$ ）和阶跃信号线设置为“Enable Data Logging”，来得到阶跃响应曲线，俯仰角速率环调试模型如下图所示。



俯仰通道角速率环调试模块

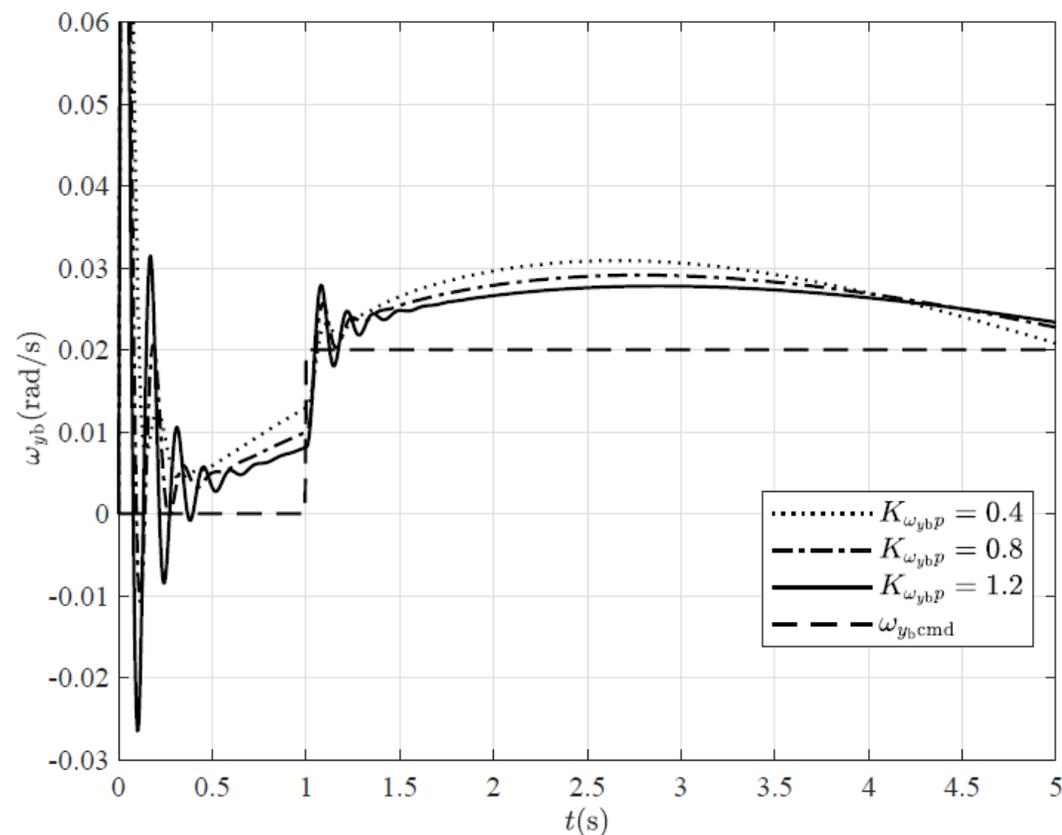
### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

调整“PID\_PitchRate”模块中PID控制器的参数。

首先调整比例项参数，并将积分项和微分项参数设置为0。

然后，运行文件“InitDatactrl.m”，单击Simulink的“Run”按钮，在“Simulink Data Inspector”中观察记录俯仰角速率变化曲线。调试过程中逐渐增大比例项参数，不同比例参数的阶跃响应曲线如右图所示。

比例参数越大，俯仰角速率越接近给定阶跃信号，但是大的比例参数会带来大的超调和调节时间。因此，比例参数不能过大，即使存在稳态误差。



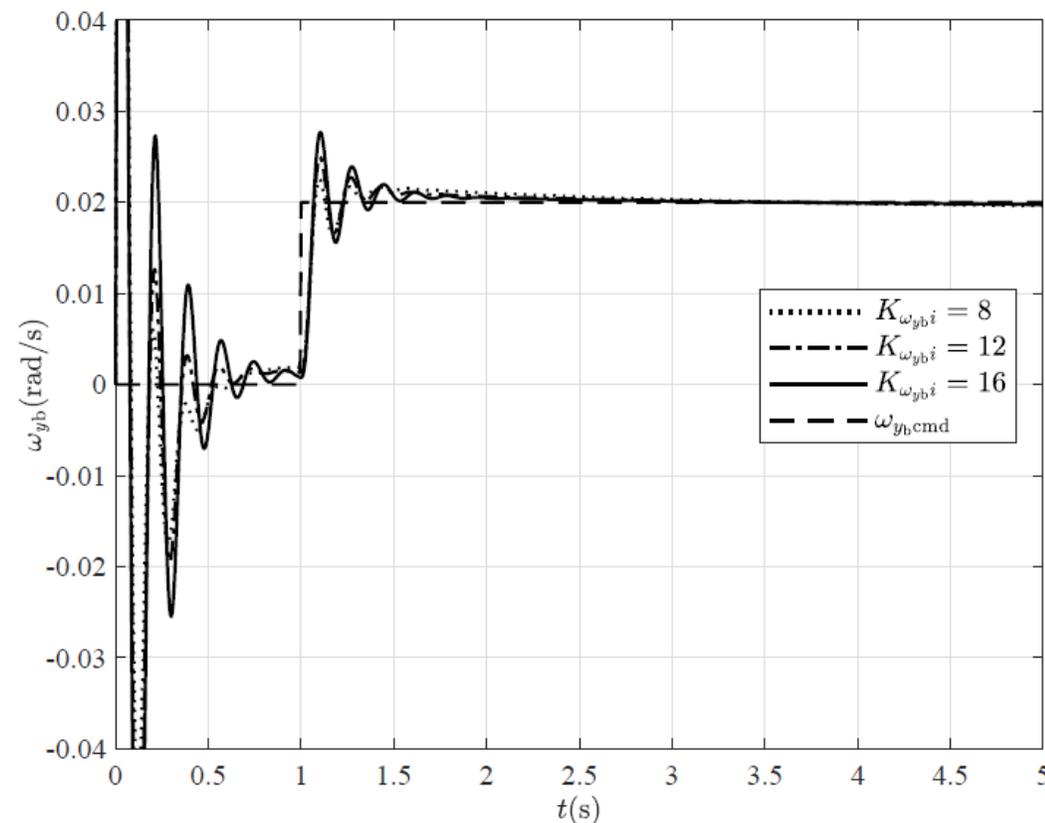
不同比例参数的阶跃响应

### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

调整“Pitch Controller”模块中的积分项参数，比例项参数选择0.8，微分项参数仍然保持为0，单击“Run”按钮，在“Simulink Data Inspector”中观察记录俯仰角速率变化曲线。

调试过程中逐渐增大积分项参数，不同积分参数的阶跃响应曲线如右图所示。

调节积分参数可以解决稳态误差。积分参数越大，俯仰角速率环的稳态误差越小，且跟踪速度越快，但是过大的积分项会使跟踪曲线的超调变大。



不同积分参数的阶跃响应

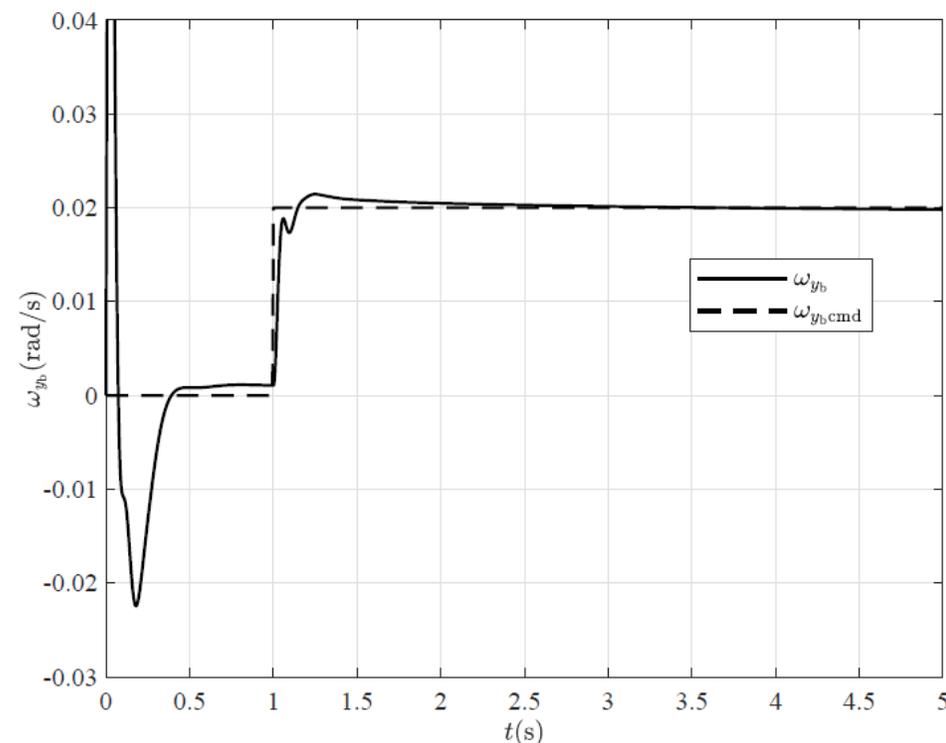
### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

调整“Pitch Controller”模块中的微分项参数，注意微分项参数一般较小，过大的微分项会给系统带来振荡。

最后微调比例项参数，得到一组令人满意的参数如表所示，其阶跃响应曲线如右图所示。

俯仰通道最终选择的PID 参数

角度环比例参数	角度环积分参数	角速率环比例参数	角速率环积分参数	角速率环微分参数
6	0.4	0.8	12	0.04



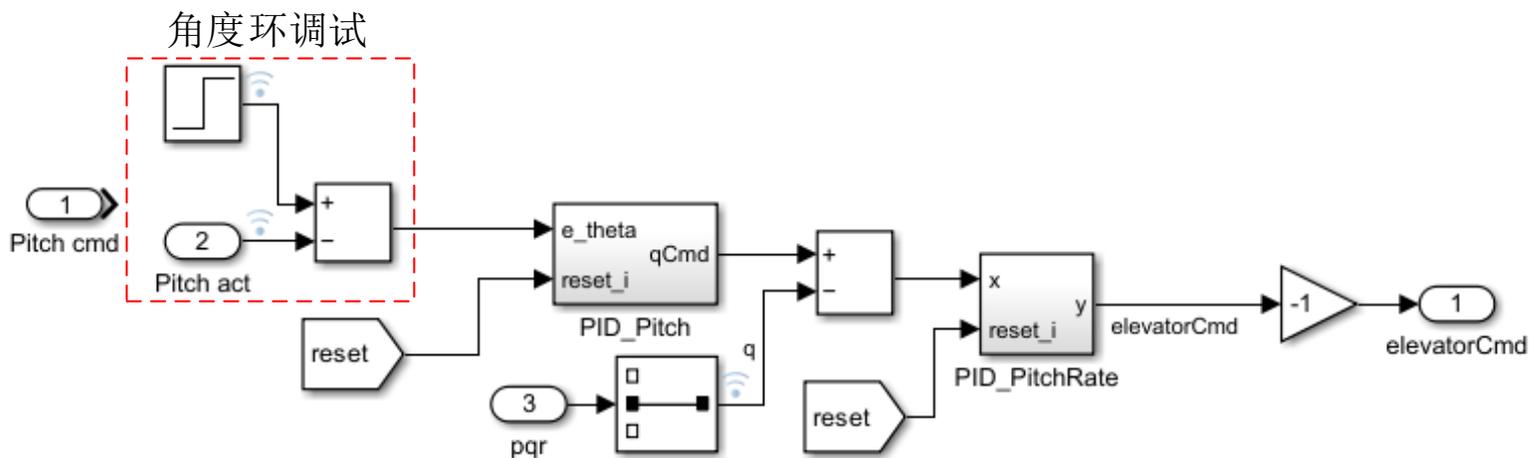
一组令人满意参数下的俯仰角速率阶跃响应

## 实验步骤

### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

#### (2) 角度环参数调节

调节角度环比例参数，采用已经得到的角速率环控制参数，SmallFixedWingUAVanalysis/Controller/PitchController 下的“PID\_PitchRate”中PID参数采用俯仰通道表中参数。在“Pitch Controller”模块中，将期望俯仰角“Pitch cmd”换成阶跃输入，并将阶跃输入和俯仰角实际输出“Pitch act”设置为“Enable Data Logging”，如下图所示。



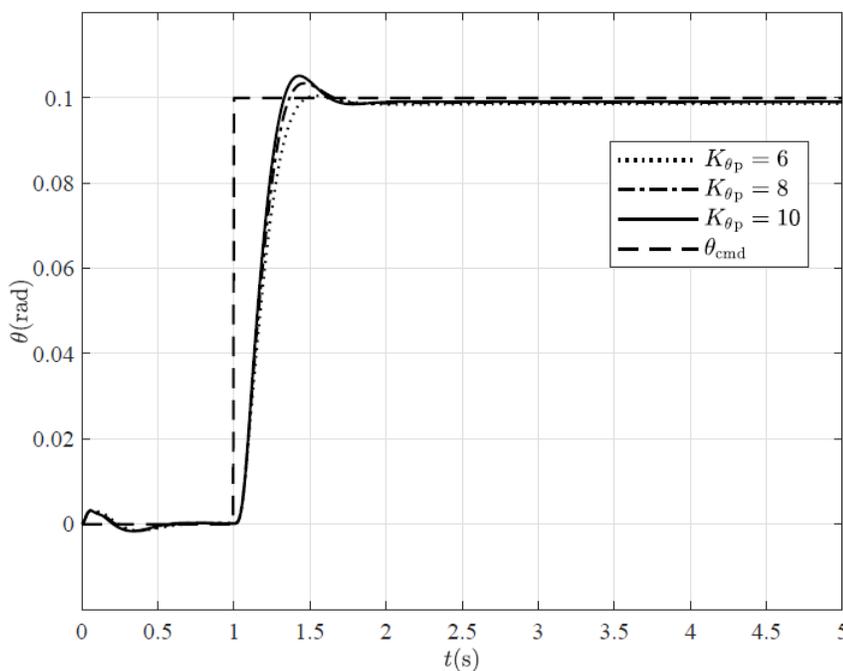
一组令人满意参数下的俯仰角速率阶跃响应

## 实验步骤

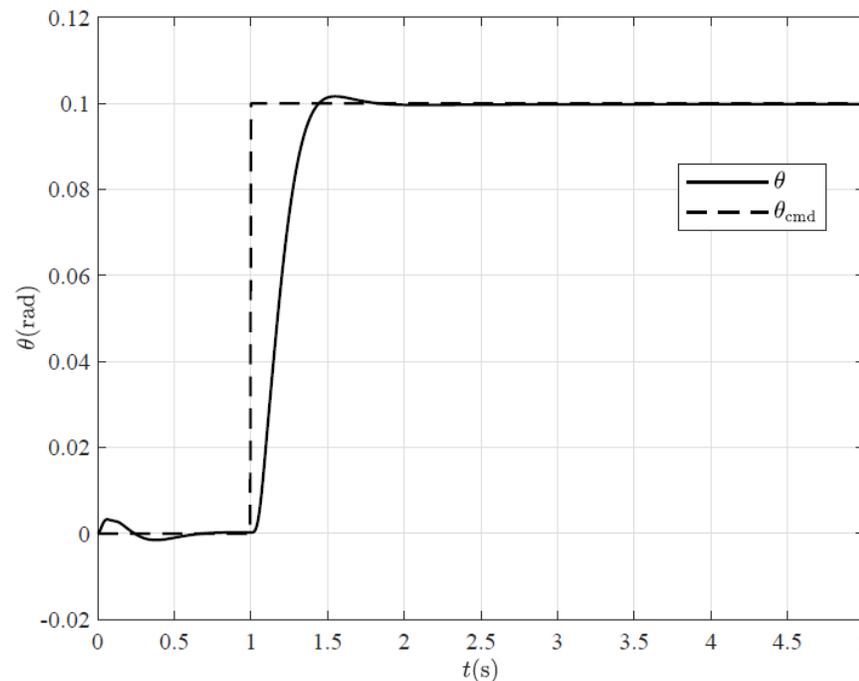
### 步骤二：俯仰角通道控制器参数调节

由小增大比例项系数，在“Simulink Data Inspector”中观察记录俯仰角变化曲线。不同比例参数的阶跃响应曲线如左下图所示。

调节比例参数后实际俯仰角与给定俯仰角之间稳定误差比较小，所以只需给一个小的积分系数就可以达到令人满意的控制效果。为了避免微分项带来的噪声影响，在角度环就不采用微分控制，其阶跃响应曲线如右下图所示。



不同比例参数下俯仰角的阶跃响应



一组令人满意参数下的俯仰角阶跃响应

## 实验步骤

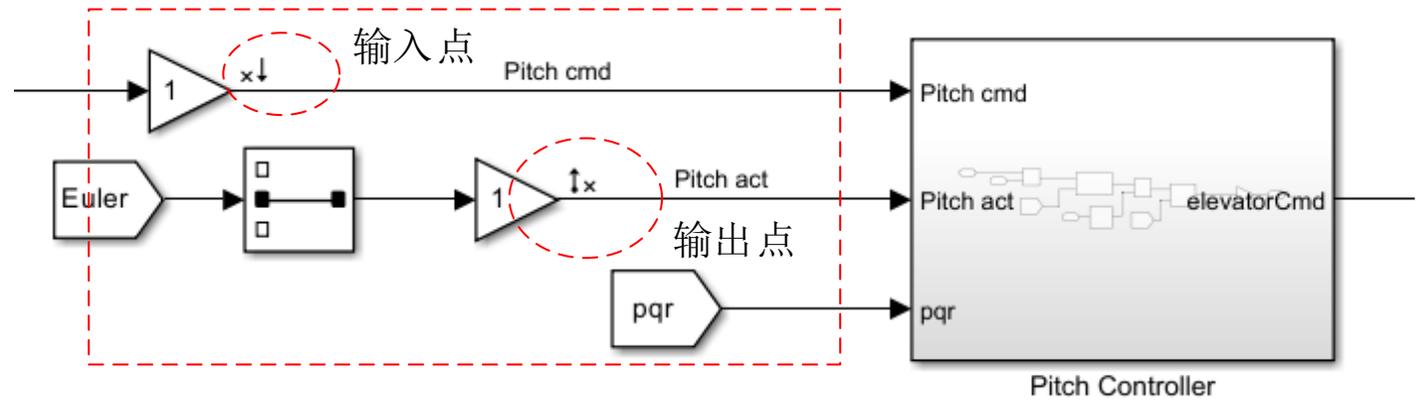
### 步骤三：扫频得到Bode图

#### (1) 设置信号的输入输出点

输入点设置：选择其中的俯仰角通道进行扫频。设置信号输入点，选中信号线，并单击右键，在弹出的快捷键菜单中选择“Linear Analysis Points → Open-loop Input”命令。

输出点设置：与输入点设置步骤相同，最后选择“Open-loop Output”命令。

设置好的输入点和输出点如图所示。



设置好的输入点和输出点

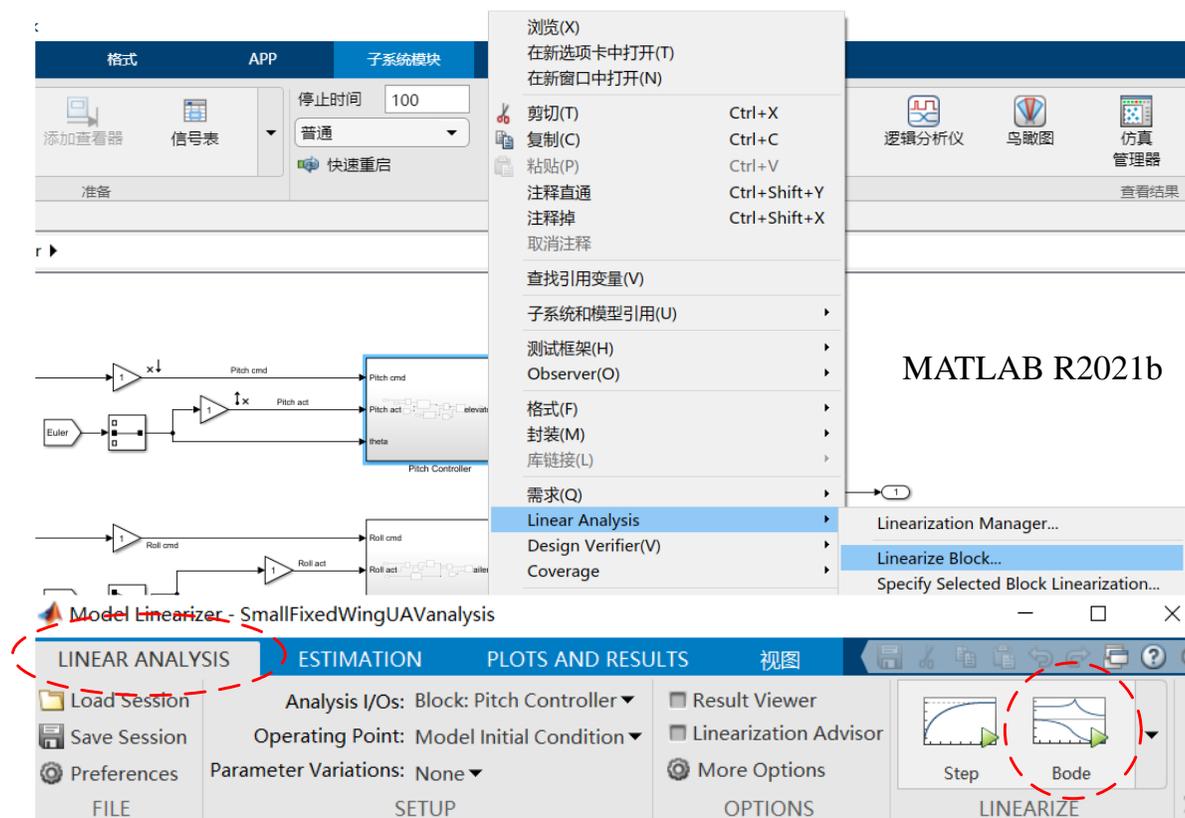
## 实验步骤

### 步骤三：扫频得到Bode图

#### (2) 获得Bode图

在Simulink 中对要进行分析的控制模块右键，接着在Simulink 模型菜单栏中找到

“APP→模型线化管理器”，然后在菜单中选择“Linear Analysis→Linearize Block...”命令，如右图所示。

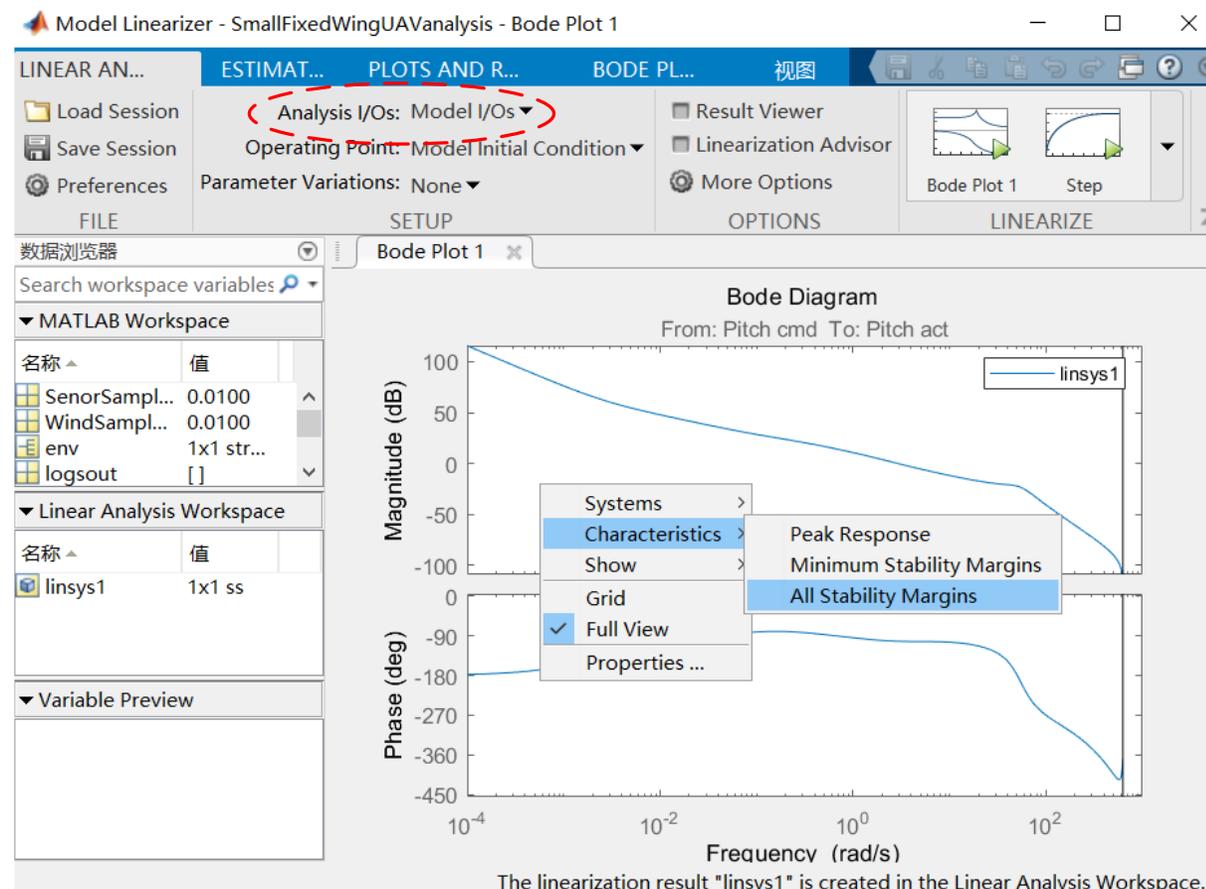


“Linear Analysis”菜单路径

## 实验步骤

### 步骤三：扫频得到Bode图

此时在弹出对话框中选择“LINEAR ANALYSIS”，接着在“Analysis I/Os”菜单中选择“Model I/Os”。然后单“Bode”，即可得到Bode图，如右图所示。在“Bode Diagram”中右键，接着在弹出的快捷菜单中选择“Characteristic→All Stability Margins”命令，可以看到截止频率、幅值裕度和相角裕度。进一步选择“Characteristic→Minimum Stability Margins”命令，图像中会显示幅值穿越频率和相位穿越频率。



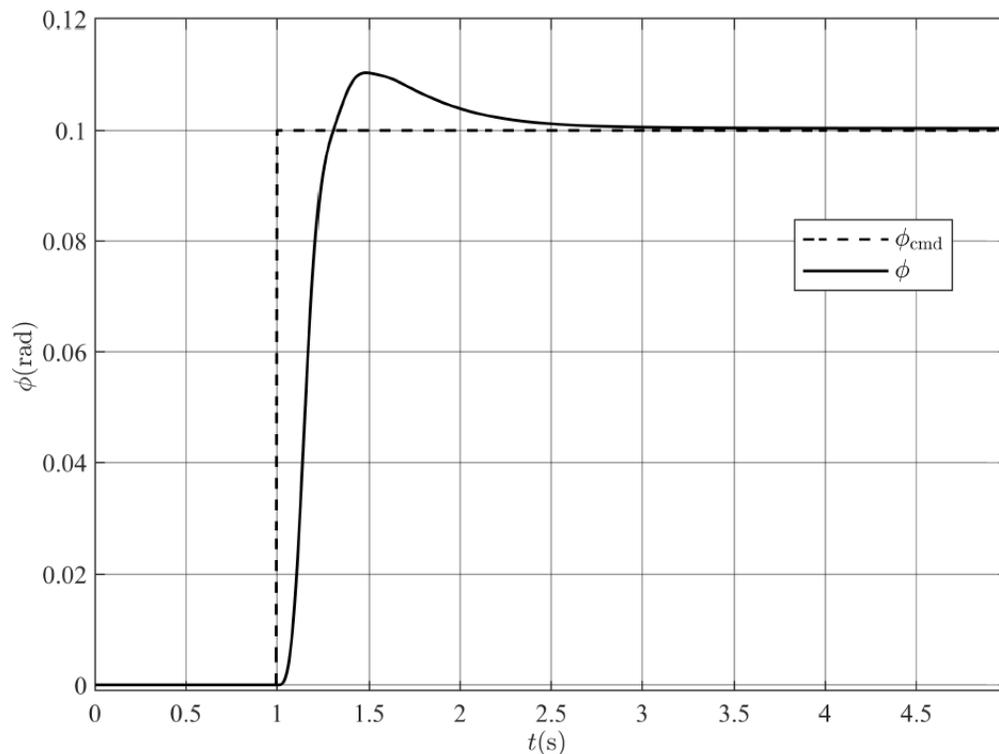
Bode图特性菜单路径

## 横侧向通道控制性能分析

### 步骤一：横侧向滚转通道控制器实现

滚转通道的PID 控制参数调节思路与俯仰通道一样，即采用先调节内环（滚转角速率环），再调节外环（滚转角度环）的方法。

在“Roll Controller”模块中调节“PID\_RollRate”中的PID 控制参数，再调节“PID\_Roll”中的PID 控制参数。最终滚转通道的参数如表所示。其阶跃响应曲线如右图所示。



滚转角通道最终选择的PID参数

角度环比例参数	角度环积分参数	角速率环比例参数	角速率环积分参数	角速率环微分参数
9	0.4	0.8	2	0.01

滚转角响应

## 实验步骤

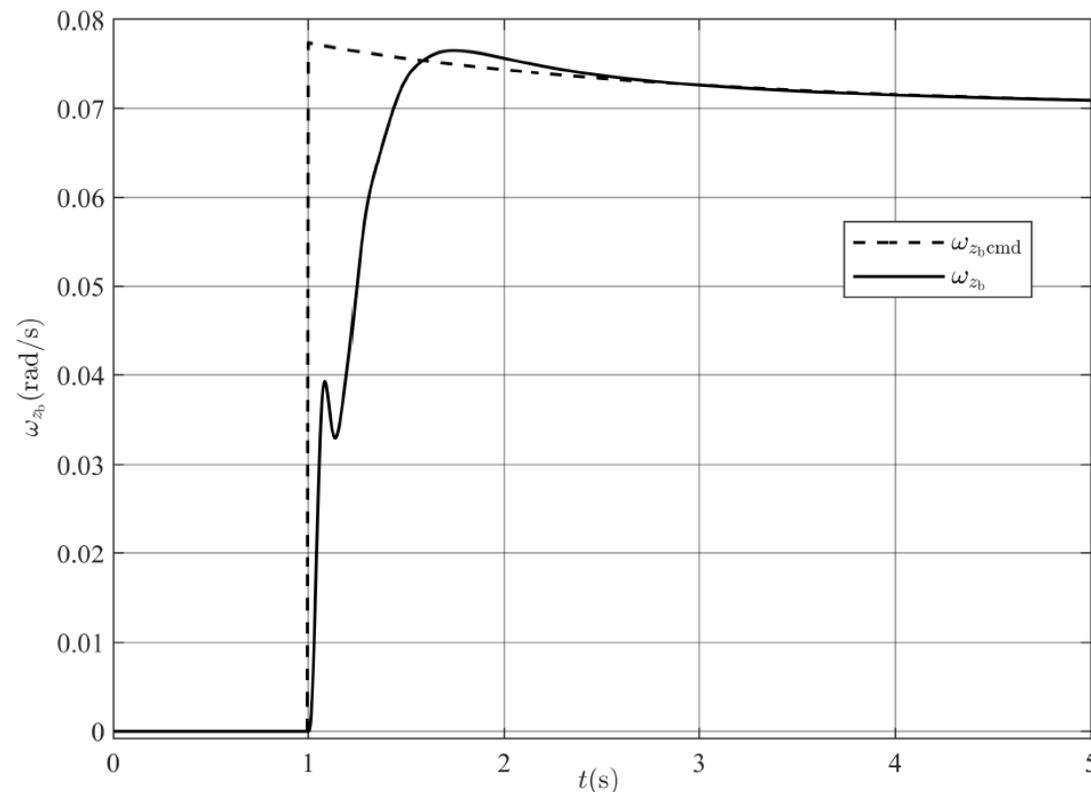
### 步骤二：横侧向偏航通道控制器实现

对于偏航角通道的控制，首先要与滚转通道满足协调转弯公式，所以通过给定滚转角就可以得到给定的偏航角速率。即只需要一个PID 控制器。

根据俯仰角速率的调节步骤调节“Yaw Controller”模块中的参数，最终参数调整结果如表所示。运行“SmallFixedWingUAVanalysis.slx”的Simulink 文件，其响应曲线如图所示。

偏航角速率通道最终选择的PID参数

角速率环比例参数	角速率环积分参数	角速率环微分参数
4	3	0.3



偏航角速率响应

## 高度速度通道控制性能分析

### 步骤一：高度通道控制器实现

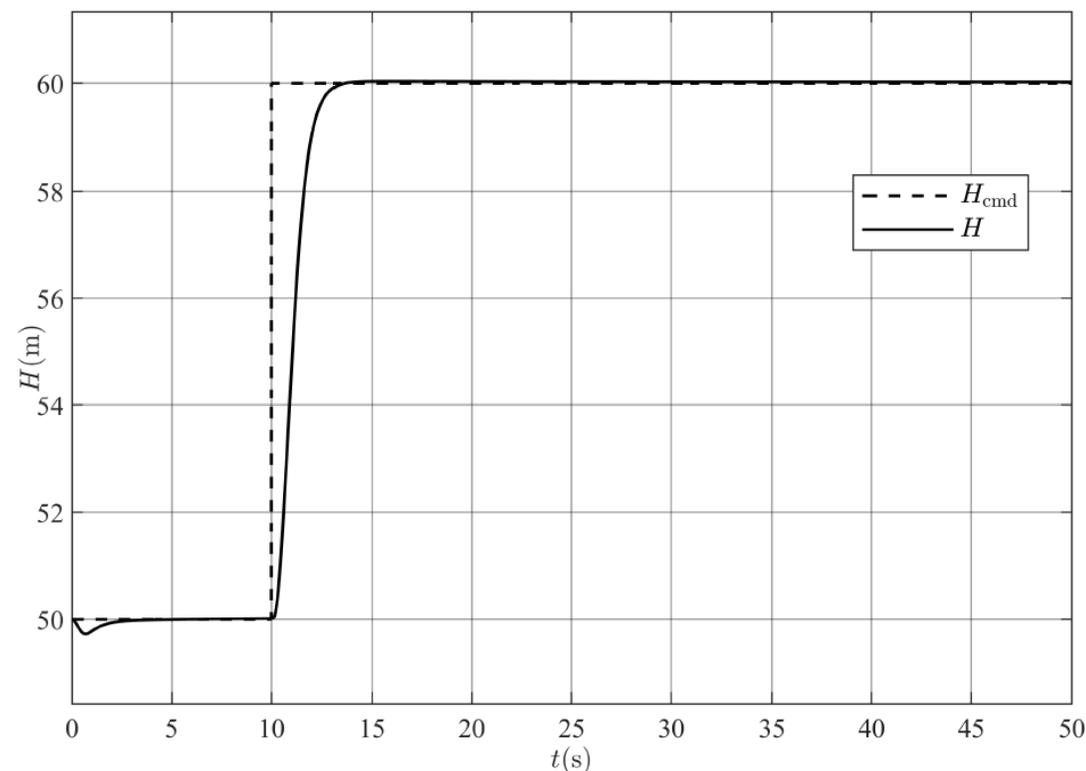
在保证姿态控制器参数已经整定完成，且能保持稳定的基础上，调节高度通道的PID控制参数。

与俯仰通道控制器调参一样，先进行比例参数的调节，然后进行积分参数调节，最后进行微分参数调节。

最终高度通道的参数如表所示，其响应曲线如图所示。

高度通道最终选择的PID参数

高度比例参数	高度积分参数	高度微分参数
0.055	0	0



高度响应

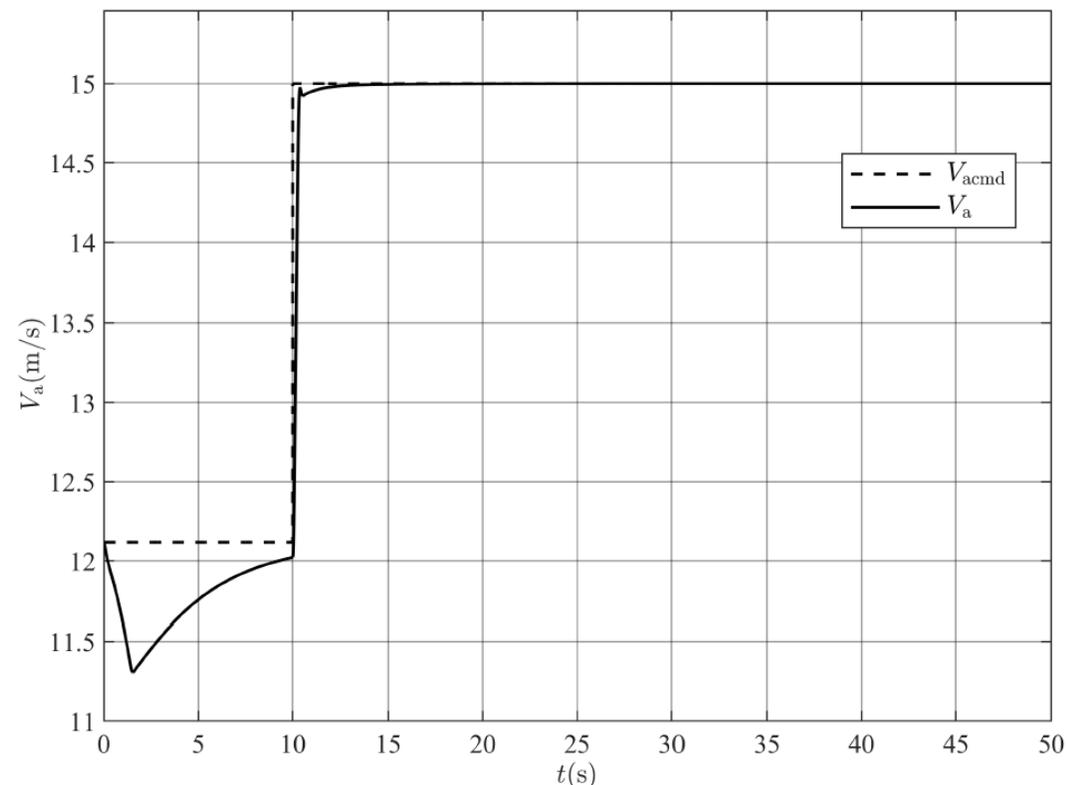
## 高度速度通道控制性能分析

### 步骤二：速度通道控制器实现

对于空速通道同样只需要一个PID 控制器，根据俯仰角速率的调节步骤调节“**Airspeed Controller**”模块中的参数，最终参数调整结果如表所示。运行“**SmallFixedWingUAVupper.slx**”文件，在“**Simulink Data Inspector**”中观察空速通道的控制结果，其响应曲线如图所示。

速度通道最终选择的PID参数

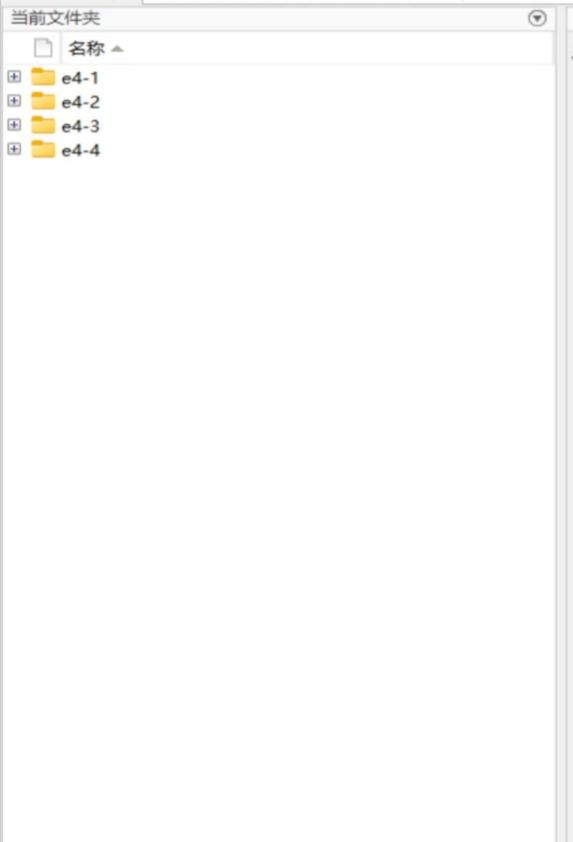
速度比例参数	速度积分参数	速度微分参数
0.5	0.13	0



速度响应



C:\Users\sasi\Desktop\code



工作区 (Workspace):

名称 (Name)	值 (Value)
env	1x1 struct
logstdout	1x1 Dataset
SenorSampleTime	0.0100
sensors	1x1 struct
tout	1001x1 double
uav	1x1 struct
WindSampleTime	0.0100



# 大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 硬件在环实验

## 实验目标

### 已知

软件：MATLAB R2020b 或以上版本，RflySim 工具链提供的微小型固定翼无人机硬件在环仿真环境。

程序：实验指导包“e4/e4-3”。指导包“e4/e4-3”中包含固定翼无人机参数初始化文件“InitDatactrl.m”，固定翼无人机校正控制 Simulink 仿真模型“SmallFixedWingUAVanalysisContinuous.slx”，传递函数设计程序“controlsystemdesigner.m”。

### 目标

固定翼无人机起飞后到达A(100m,100m,50m)点即为起始点，以12.12m/s 的速度向B(150m,100m,70m)点直线飞行。设计控制器使得固定翼无人机能够稳定飞行且有较好的飞行品质：

- 建立姿态控制通道的传递函数模型，设计校正控制器，使得姿态角速度环稳态误差 $e_{rss} \leq 1$ ，截止频率 $> 10\text{rad/s}$ ，相位裕度 $> 55^\circ$ ，幅值裕度 $> 10\text{dB}$ 。姿态角度环截止频率 $> 5\text{rad/s}$ ，相位裕度 $> 50^\circ$ 。

### 设计无人机状态转换关系

- 按照右图步骤进行实验；
- 解算出各个通道的跟踪目标：无人机以恒定空速飞行所以  $V_{ad} = 12.12\text{m/s}$ ，无人机做直线爬高飞行所以偏航角为常数，即  $\psi = 0$ ，这里不考虑偏离轨迹后偏航角的回正问题，所以令  $\psi_d = 0$ 。

根据协调转弯公式  $\phi_d = \arctan \frac{V_a}{g} \dot{\psi}_d = 0$ 。

给定高度通道的跟踪目标：
$$\begin{cases} H_d = 50 & 0 \leq t < 10 \\ H_d = t + 50 & 10 \leq t \leq 20 \\ H_d = 70 & \text{其他} \end{cases}$$

- 对各个通道进行控制器设计以达到所需要的飞行品质，完成无人机的飞行任务。



对于姿态通道的校正控制器设计，以俯仰通道为例，先进行俯仰角速率的校正控制器设计，再进行俯仰角的校正控制器设计。暂给定俯仰通道跟踪目标为脉冲输入

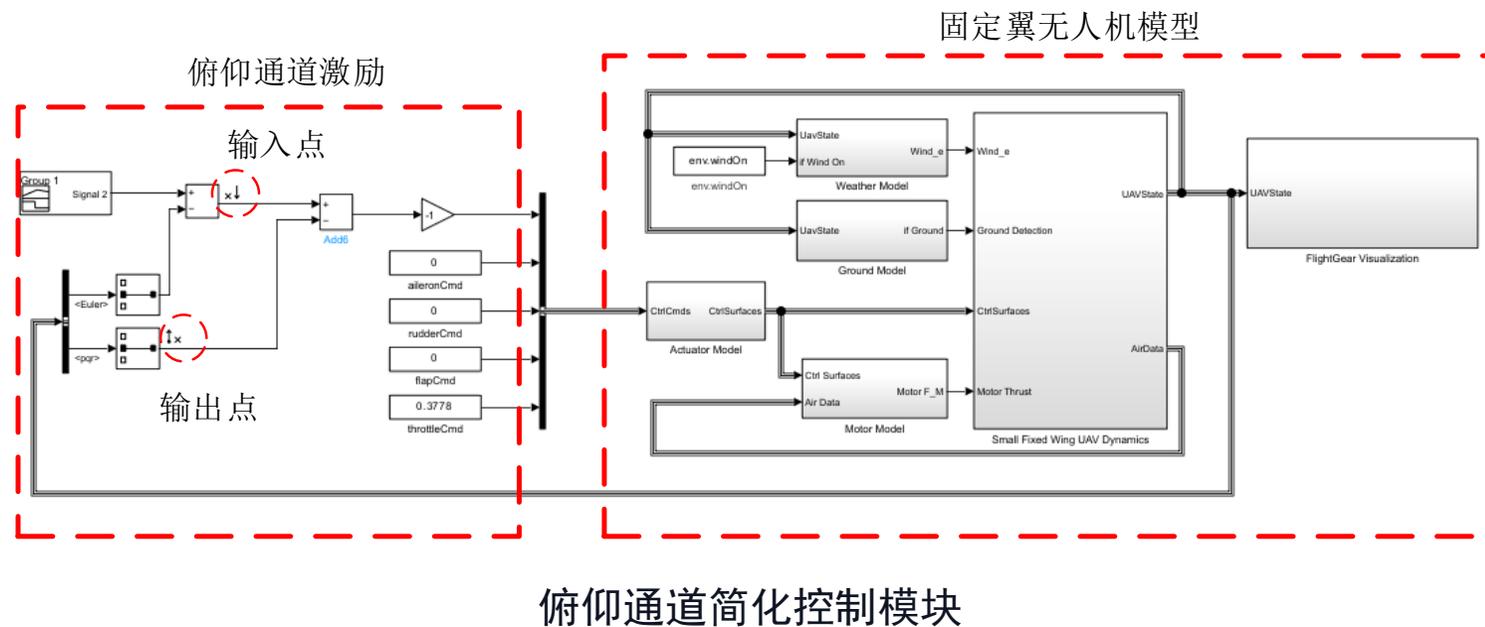
$$\begin{cases} \theta_d = 0.156 & 5 \leq t \leq 20 \\ \theta_d = 0 & \text{其他} \end{cases}$$

为了达到所期望的频域设计目标，首先要获得俯仰角速率环和俯仰角度环的开环传递函数，然后通过调整校正网络的开环增益实现稳态误差指标，通过引入**校正网络**（超前网络和滞后网络）提高截止频率和相位裕度从而达到目标品质，通过Bode图观察频域品质提高效果。有两种方法实现校正网络的设计，一是通过性能指标计算得到校正网络，二是通过在Bode图中直接拖拽调整开环增益，以及引入开环零极点从而达到目标性能。

## 实验步骤

### 步骤一：对整体结构进行简化

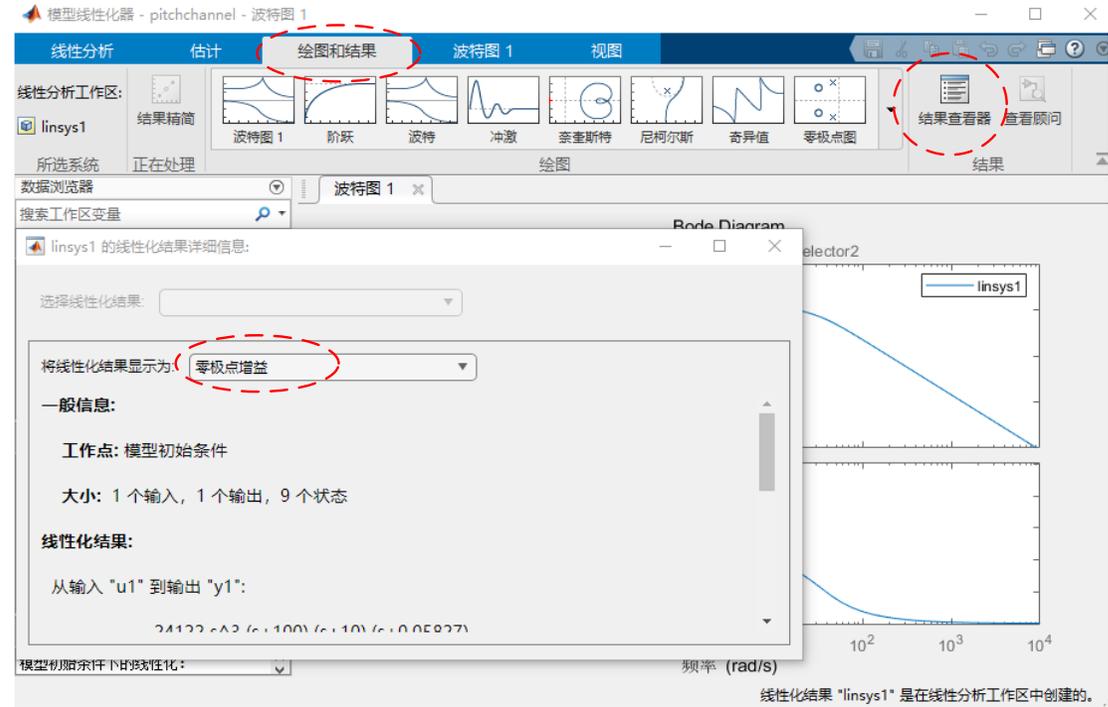
打开“e4/e4-3/SmallFixedWingUAVanalysisContinuous.slx”文件。首先只对纵向俯仰通道进行分析，俯仰角控制系统简化模型如图所示。将除升降舵控制指令外的指令设置为0，且油门指令设置为0.3724。只考虑俯仰通道，设计控制器并分析。输入为期望的俯仰角速率，输出为实际的俯仰角速率，设置输入点和输出点，生成Bode图。



## 实验步骤

### 步骤二：角速率环分析

在左侧“Linear Analysis Workspace”中会出现“linsys1”变量。在上面的菜单栏中选择“PLOT AND RESULTS”，在“RESULTS”的子菜单中选择“Result Viewer”，在弹出窗口中选择“Zero-Pole-Gain”即可得到传递函数模型。图右展示了该操作步骤，并得到传递函数为：



$$G(s) = \frac{82640s^3(s+100)(s+10)(s+2.308 \cdot 10^{18})(s^2 - 1.192 \cdot 10^{-7}s + 6.904 \cdot 10^{-14})}{(s+21.94)(s+10.28)(s+54.13)(s+55.84)(s+100)(s+0.1236)(s+6.398 \cdot 10^{-7})(s-6.398 \cdot 10^{-7})(s+2.308 \cdot 10^{18})}$$

简化为：

$$G(s) = \frac{1.3168 \cdot 10^{11} s(0.1s+1)(4.3328 \cdot 10^{-19} s+1)(1.4484 \cdot 10^{13} s^2 - 1.7265 \cdot 10^6 s+1)}{7.9608 \cdot 10^{10} (0.0456s+1)(0.0973s+1) + (0.0185s+1)(8.0906s+1)(1.5630 \cdot 10^6 s+1)(1.5630 \cdot 10^6 s-1)}$$

“Linear Analysis”工具

## 实验步骤

### 步骤三：调整开环增益

系统在  $r(t) = t$  作用下的稳态误差，可由终值定理求出

$$e_{\text{rss}} = \frac{1}{K}.$$

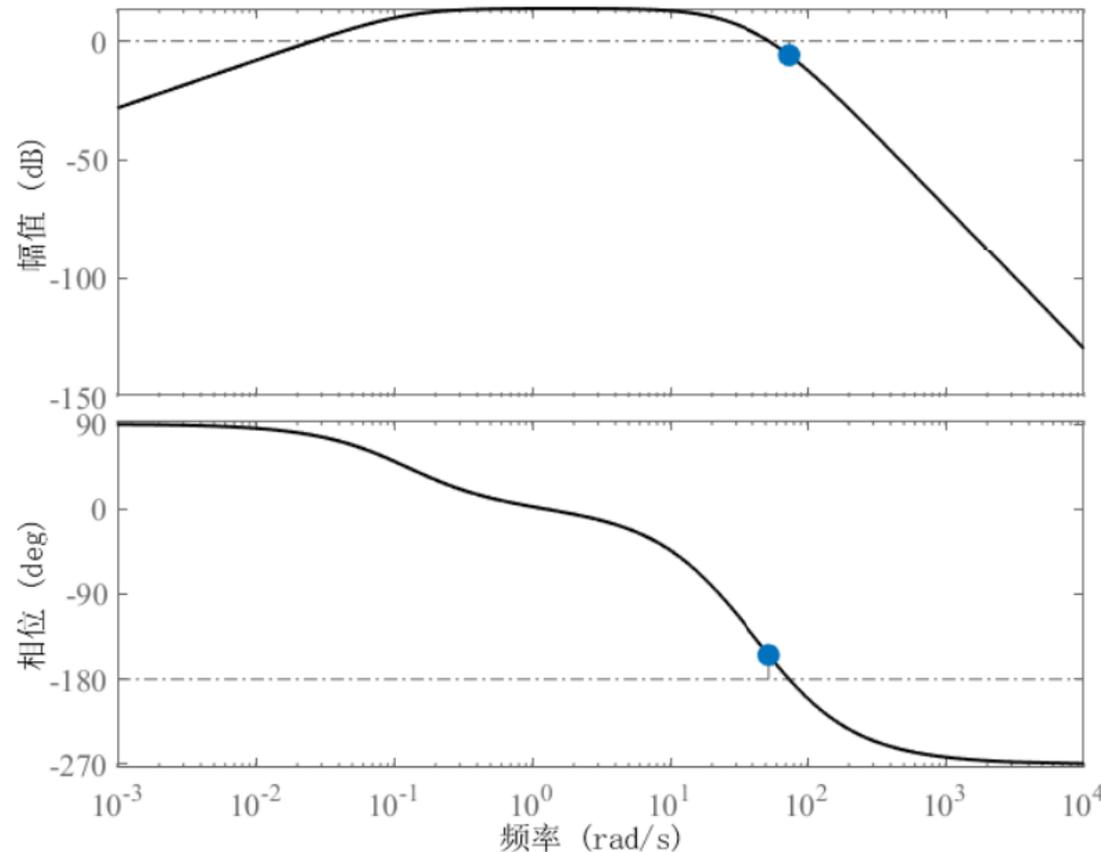
根据稳态误差调节开环增益，未加校正时，系统的开环增益

$$K = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{1}{s} \frac{1.3168 * 10^{11} s(0.1s + 1)(4.3328 * 10^{-19} s + 1)(1.4484 * 10^{13} s^2 - 1.7265 * 10^6 s + 1)}{7.9608 * 10^{10} (0.0456s + 1)(0.0973s + 1) + (0.0185s + 1)(8.0906s + 1)(1.5630 * 10^6 s + 1)(1.5630 * 10^6 s - 1)(4.3328 * 10^{-19} s + 1)}$$
$$= 1.6541.$$

要求  $e_{\text{rss}} \leq 1$ ，就有  $K \geq 1$ ，现在  $K = 1.6541$ ，满足设计需求。为了更好频域品质，也可以增大开环增益，开环增益增大四倍，则新的开环增益变为  $K' = 6.6164$ 。

### 步骤四：设计角速率环校正器

做出角速率环的开环Bode图，如图所示，相位裕度为 $25.6^\circ$ ，截止频率 $\omega_c = 52.6\text{rad/s}$ ，不符合设计要求。使用相位滞后校正，这样可以增加相位裕度，又可以提高系统的稳态性能。



角速率环未校正的开环Bode图

### 步骤四：设计角速率环校正器

设置截止频率在 $\omega'_c = 20\text{rad/s}$ ，由Bode图可知该频率下的相位裕度是 $98.7^\circ$ ，符合设计要求，并由Bode图幅频特性曲线可知该频率下的幅度响应为 $10.2\text{dB}$ 。在 $\omega'_c = 20\text{rad/s}$ 处，加入校正环节后幅值特性为 $0\text{dB}$ ，根据滞后环节幅频特性得到

$$20\lg h + 20\lg |G(j\omega'_c)| = 0$$

即 $h = 10^{-0.51}$ 。

为了使滞后校正部分的相位滞后特性对 $\omega'_c$ 处影响不大，校正环节的截止频率 $(h\tau)^{-1}$ 应该在远离截止频率 $\omega'_c$ 的10倍频程位置，即 $(h\tau)^{-1} = 0.1\omega'_c$ ，得到 $\tau = 1.618$ 。此时，校正环节的传递函数为

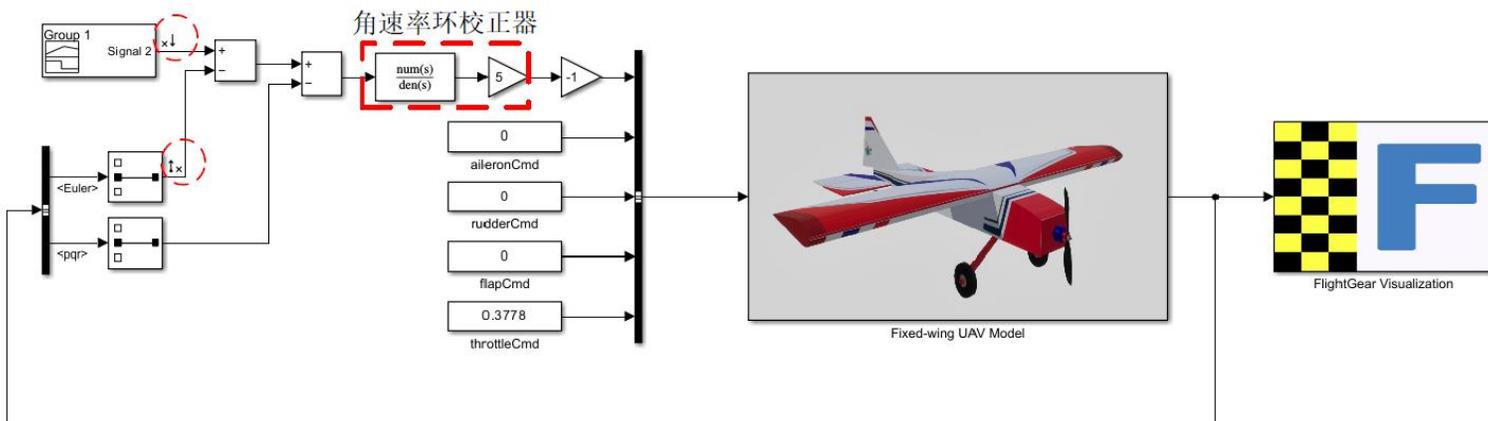
$$G_c(s) = \frac{1 + h\tau s}{1 + \tau s} = \frac{1 + 0.5s}{1 + 1.618s}$$

## 实验步骤

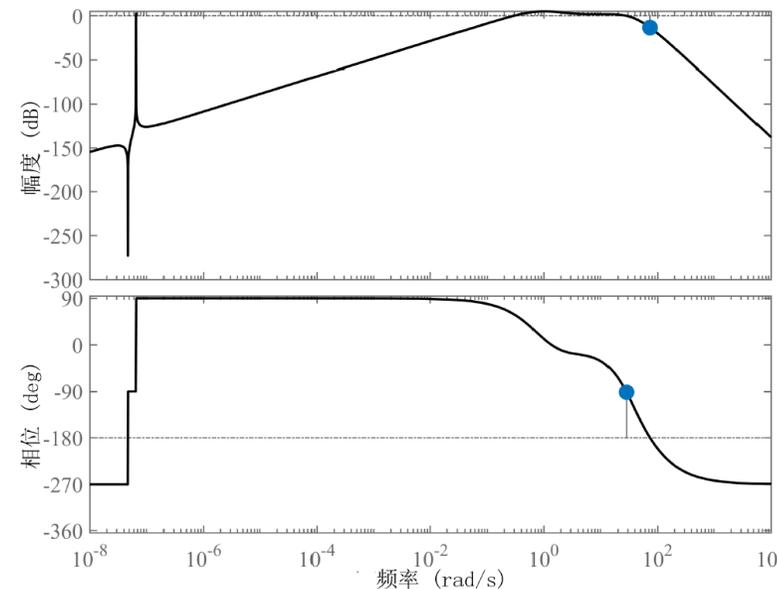
### 步骤五：将校正器加入到角速率环

在角速率误差后面加入放大器，用于模型中扩大开环增益，目前开环增益增大五倍。

在开环增益后加入传递函数模块，引入校正环节，校正之后的角速率环如图所示。对校正后的俯仰角速率环扫频得到开环Bode图如图所示，与未校正时Bode图对比，其频域特性得到了改善，幅值裕度16dB，相位裕度102°。



加入校正环节的俯仰通道控制

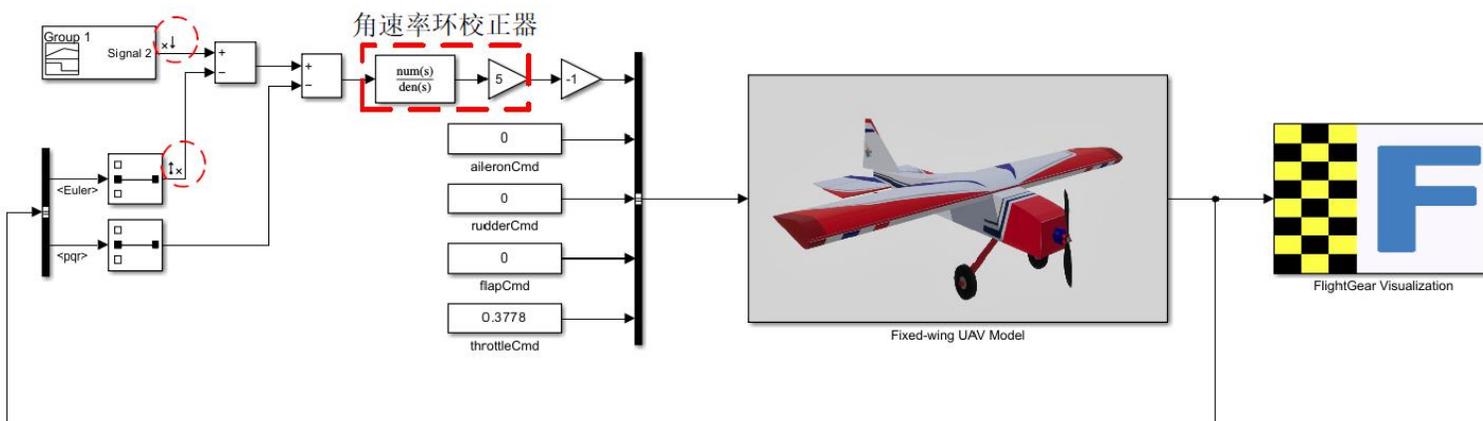


俯仰角速率环校正后的开环Bode图

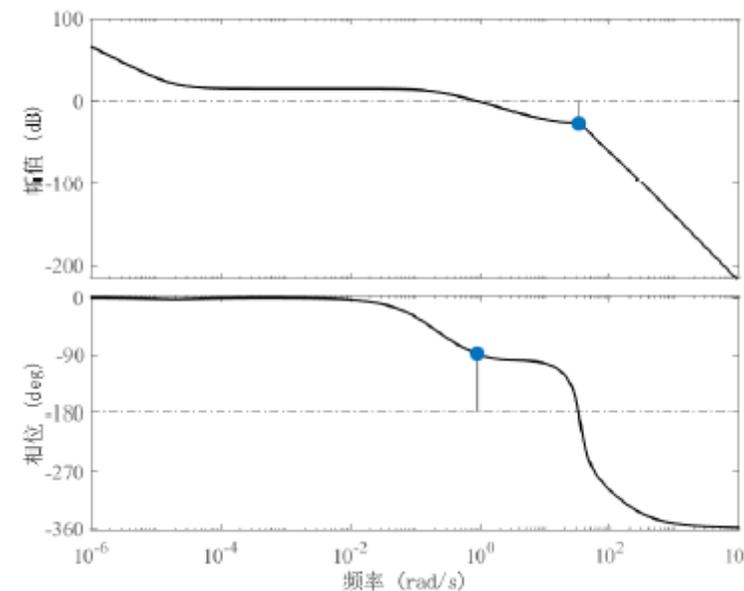
## 实验步骤

### 步骤六：设计角度环校正器

角度环的输入点是期望俯仰角度，输出点为实际俯仰角度，输入输出设置如图所示，与角速率环类似，先得到俯仰角度环未校正的开环Bode图，如图所示。从Bode图中可以获得，截止频率为41.9rad/s,相位裕度91.4°，幅值裕度27dB，满足设计要求。



加入校正环节的俯仰通道控制



俯仰角度环未校正的开环Bode图

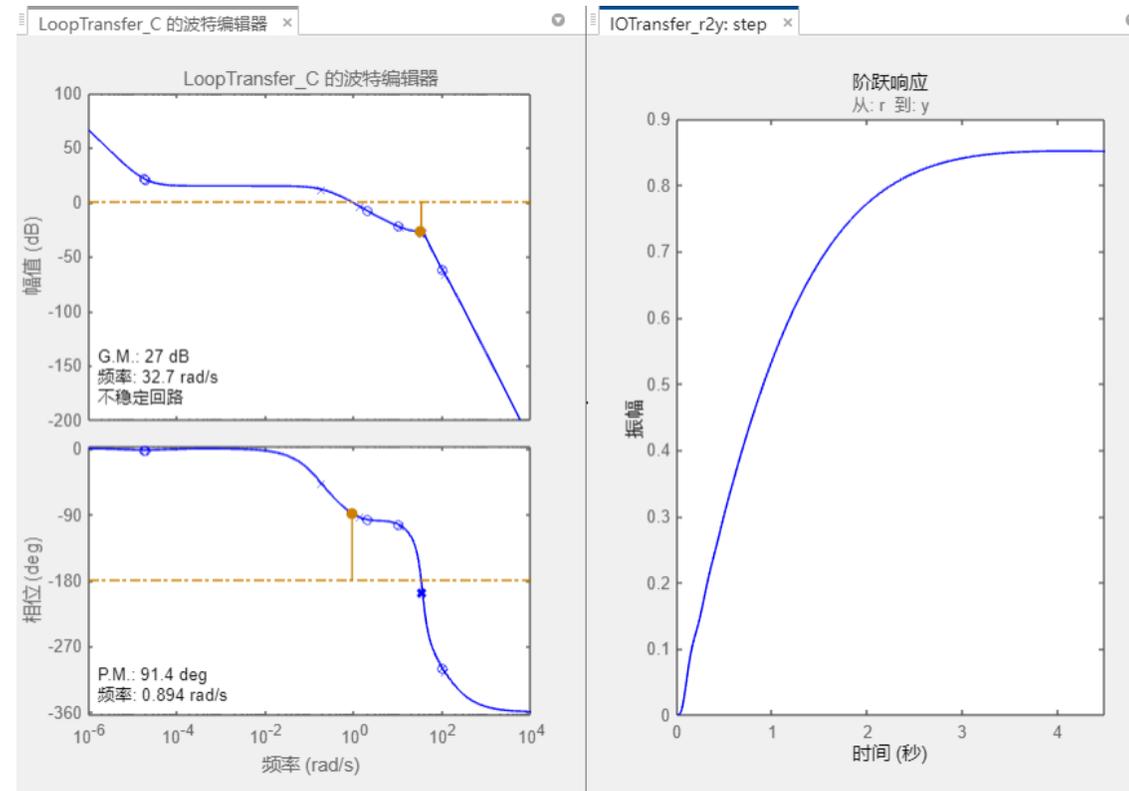
## 实验步骤

### 步骤六：设计角度环校正器

按照步骤二得到俯仰角度环的开环传递函数，由传递函数建立如表所示。运行出现“ControlSystemDesigner”界面如图所示。

#### 传递函数设计

```
1 num=[2.369e23 2.654e25 2.891e26 4.739e26 7.972e20 -1.755e17];  
2 den=[1 2.308e18 5.606e20 4.417e22 1.536e24 4.581e25 4.18e26 5.5e26 8.607e25 3.521e12 5.681e09];  
3 G=tf(num,den);
```

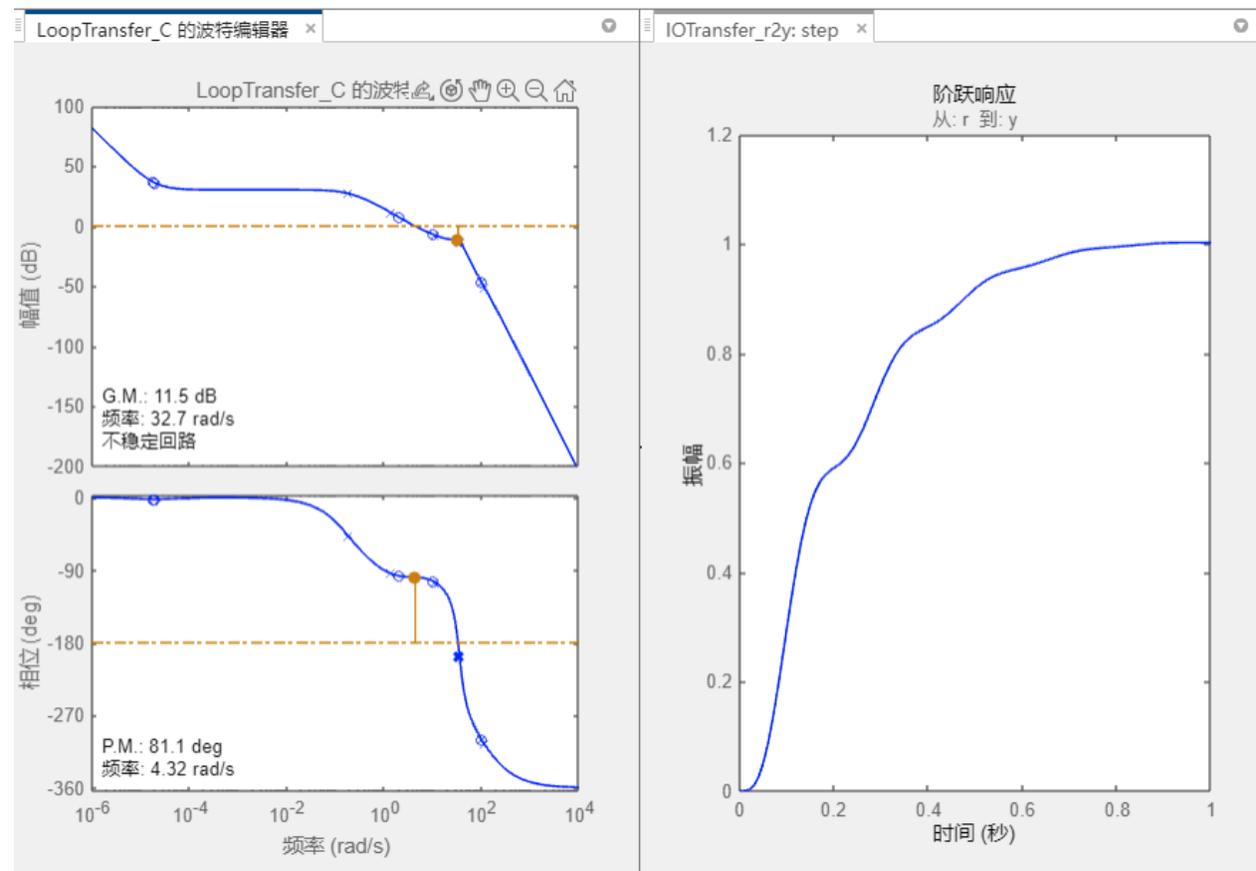


俯仰角度环Bode 图和阶跃响应

## 实验步骤

### 步骤六：设计角度环校正器

根据俯仰角度环阶跃响应图中的阶跃响应曲线可知，系统的响应时间很长且有很大的超调，可以通过向上拖拽Bode图，也就是增大开环增益，去除超调以及缩短响应时间。增大开环增益后的Bode图以及阶跃响应曲线如图所示，最终相位裕度为 $81.8^\circ$ ，截止频率为 $11.6\text{rad/s}$ 。



增大开环增益后的Bode图和阶跃响应

## 实验步骤

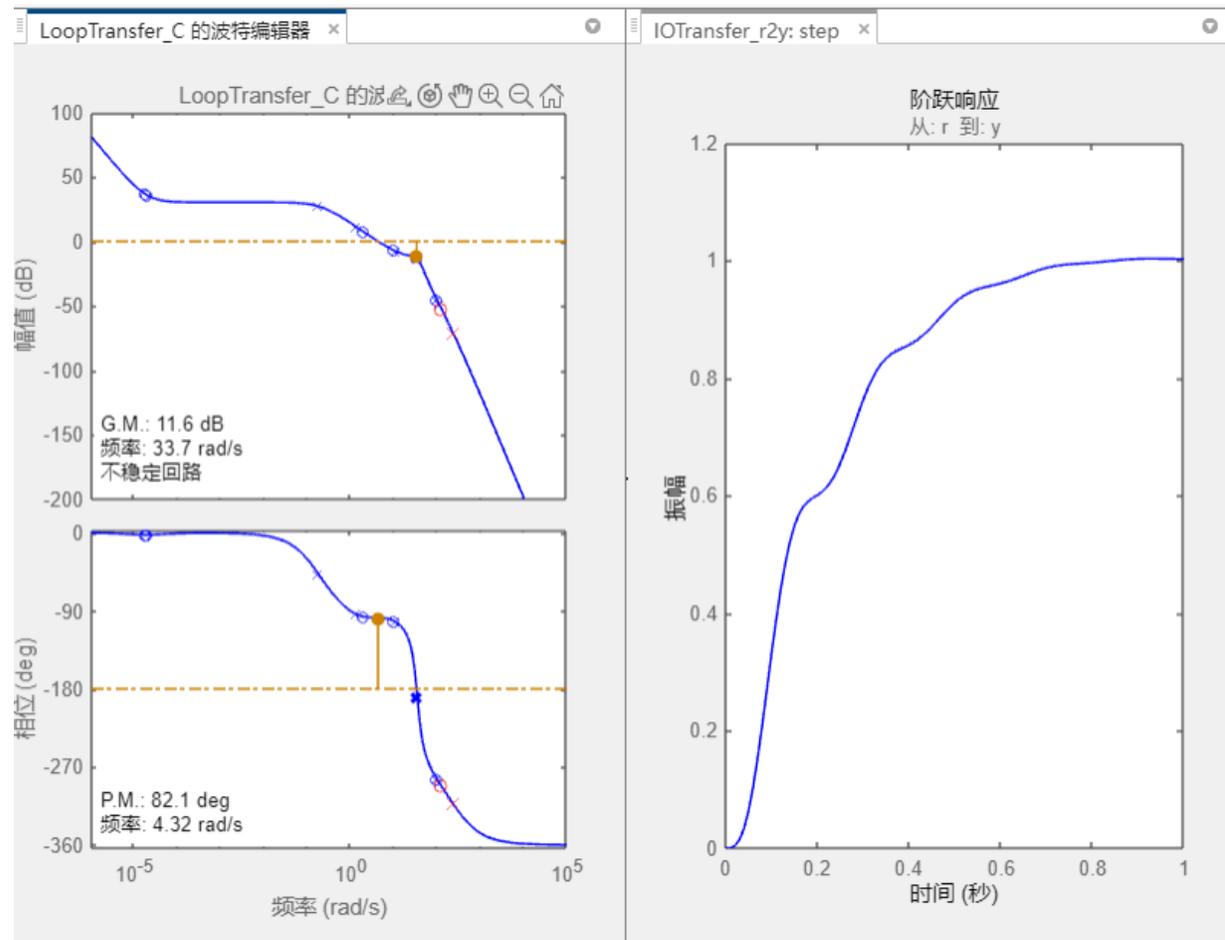
### 步骤六：设计角度环校正器

增大开环增益虽然可以提高响应速度，但是会减小相位裕度。可以通过增加一个超前环节来提高响应速度的同时保持相位裕度。

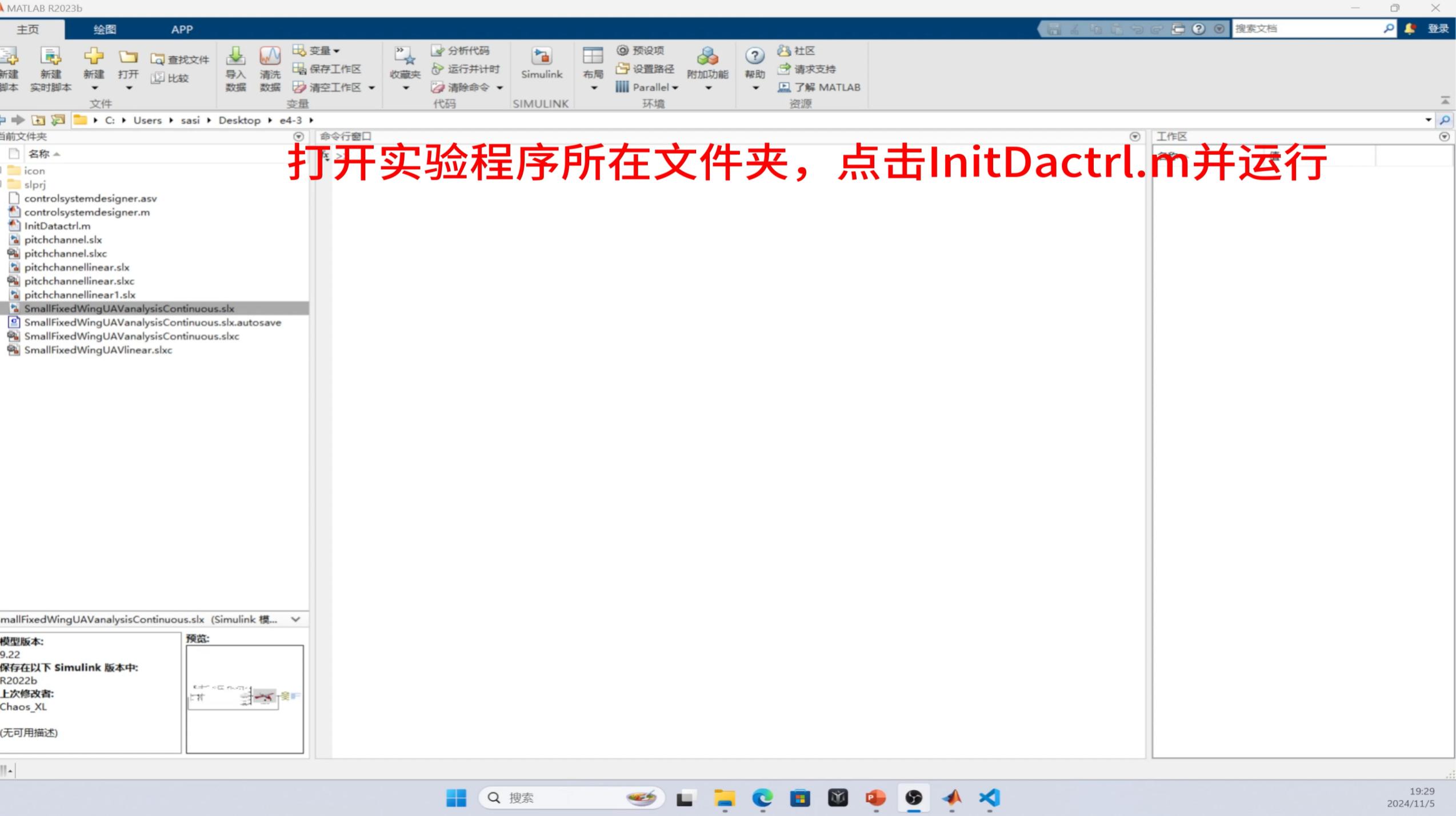
在Bode 图中单击右键，在弹出的快捷键菜单中选择“Add Pole or Zero→Lead”命令，在Bode 曲线上单击左键加入零极点，然后直接拖动零极点观测响应曲线，得到合适的校正器，校正后的结果如图所示。

在Bode 图上单击右键，在弹出的快捷菜单中选择“Edit Compensator”命令，在出现的对话框中查看得到的校正器为：

$$G_c(s) = 5.9288 \frac{1 + 0.008s}{1 + 0.0042s}$$



加入超前环节的Bode 图和阶跃响应



打开实验程序所在文件夹，点击InitDactrl.m并运行

# 大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 硬件在环实验

## 实验目标

### ■ 已知

软件：MATLAB R2022b 或以上版本，RflySim 工具链提供的微小型固定翼无人机硬件在环仿真环境。

程序：实验指导包“e4/e4-4”。指导包“e4/e4-4”中包含固定翼无人机参数初始化文件“InitDatactrl.m”，连续传递函数Z变换程序“c2d.m”，用于硬件在环仿真实验固定翼无人机Simulink 模型“SmallFixedWingUAVupperHIL.slx”，用于引入校正环节的硬件在环仿真文件“SmallFixedWingattitudeUAVHIL\_pitch.slx”。

硬件：CubePilot/Pixhawk 自驾仪, 遥控器及接收机。

### ■ 目标

- 实现固定翼无人机高度和速度通道的PID 控制的硬件在环仿真，观察给定阶跃响应的跟踪效果，并在RflySim 中显示。
- 实现设计实验中校正控制和回路整形控制的硬件在环仿真，观察控制效果。

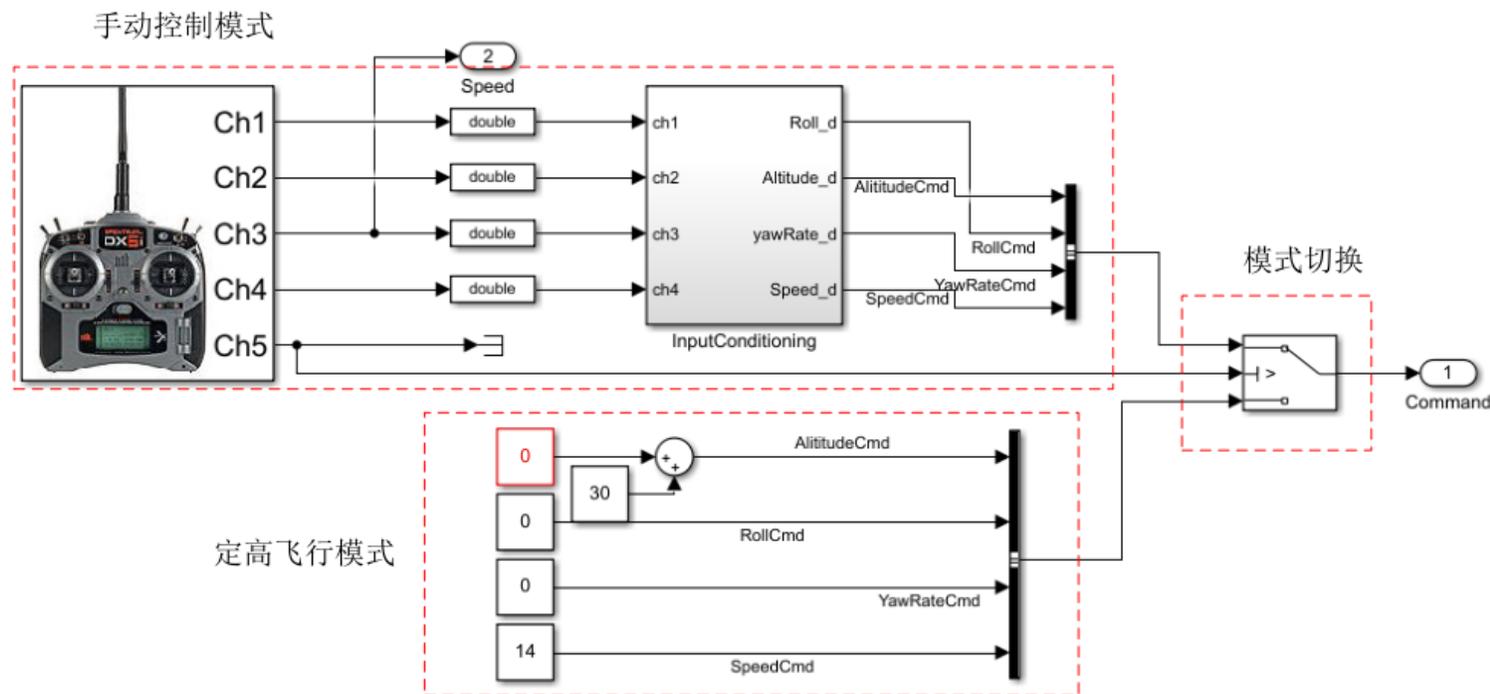
## 实验准备

首先要保证遥控器、接收机、CubePilot/Pixhawk 飞控和计算机正常通信；

然后对仿真模型进行代码编译，编译完成后烧录到飞控中；

在CopterSim 软件中选择模型文件以及仿真初始化，通过遥控器解锁无人机，使用遥控器摇杆进行操作，在RflySim3D 软件中观察固定翼无人机的飞行状态。

硬件在环试验时，通过指令输入模块设置两种控制模式，手动控制模式和定高飞行模式。



## 实验准备

拨动“ch5”拨杆开关低位（即“ch5”< 1500）解锁手动控制模式，不解锁固定翼就在50m位置定高飞行。遥控器左侧摇杆上下拨动（“ch3”通道）为油门通道，向上推油无人机加速。左侧摇杆左右拨动为偏航动作（“ch4”通道）。遥控器右侧摇杆上下拨动为俯仰动作即调整高（“ch2”通道），中位为50m，摇杆左右拨动为滚转动作（“ch1”通道）。



注：箭头表示PWM值增大的拨动方向

## 实验步骤

### 步骤一：打开Simulink 仿真模型

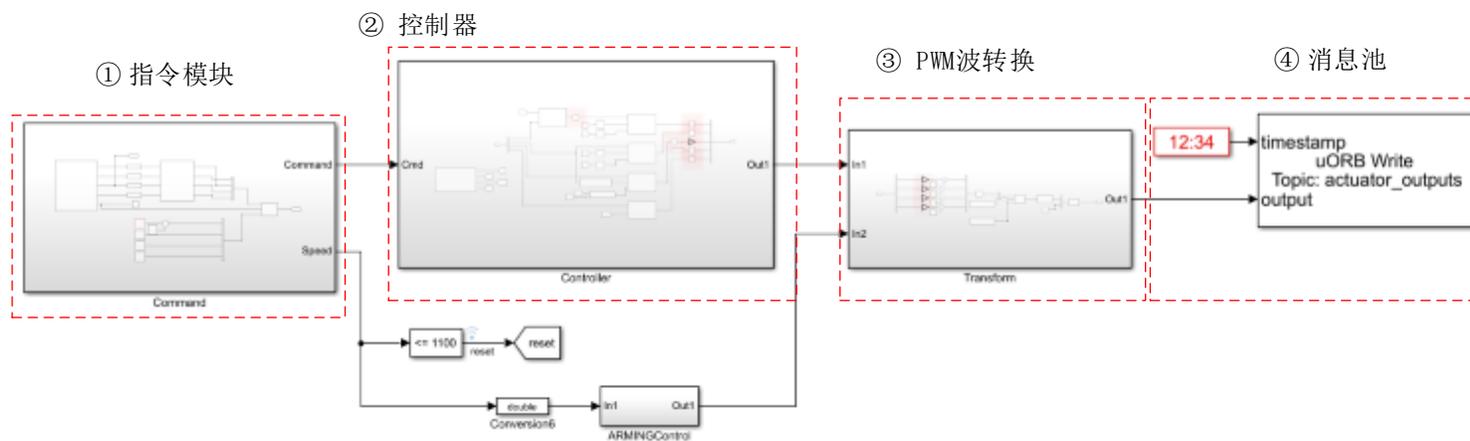
运行“e4/e4-4/InitDatactrl.m”文件参数初始化，并打开“SmallFixedWingUAVupperHIL.slx”文件，如图所示。

①包括遥控器指令输入模式（手动控制模式）和软件给定高度速度模式（定高飞行模式）；

②分析实验中已经设计好的姿态控制器和高度速度控制器；

③将控制输出的指令转化为飞控中应用的PWM波；

④将时间信息和执行器动作信息写入消息池，方便固定翼受控的动态系统订阅。



验证底层飞控的硬件在环仿真模型

### 步骤二：硬件连接

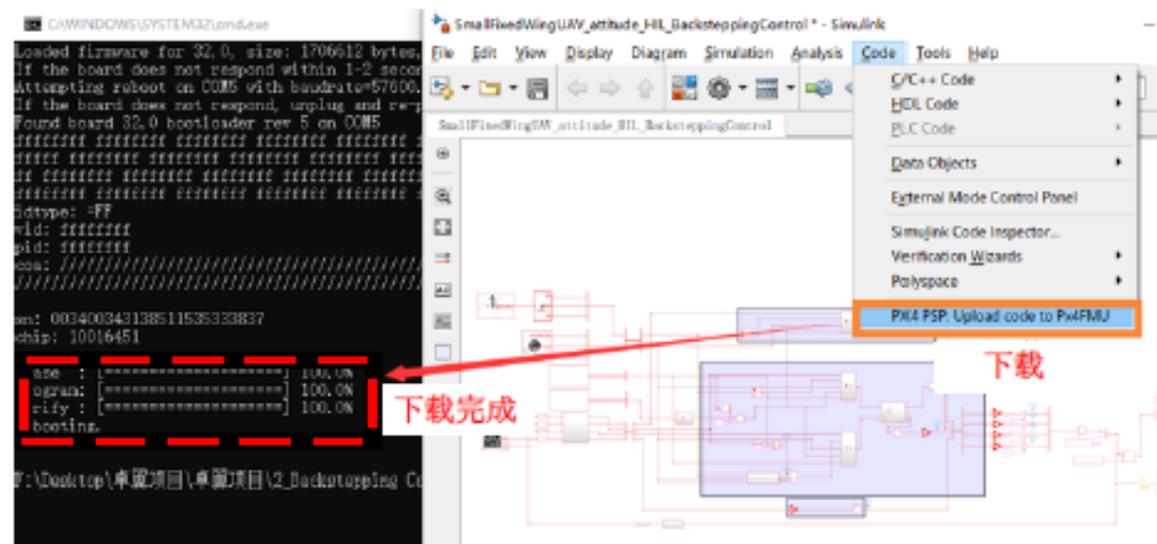
连接好CubePilot/Pixhawk 飞控与接收机，将CubePilot/Pixhawk 飞控与计算机通过USB 数据线连接。



## 实验步骤

### 步骤三：代码编译及下载

在“SmallFixedWingUAVupperHIL.slx”文件的工具栏中点击编译按钮。等待编译完成后，点击工具栏中“Code”然后选择“PX4 PSP Upload code to Px4FMU”开始下载，将代码烧录到飞控中，下载完成如图左侧所示。

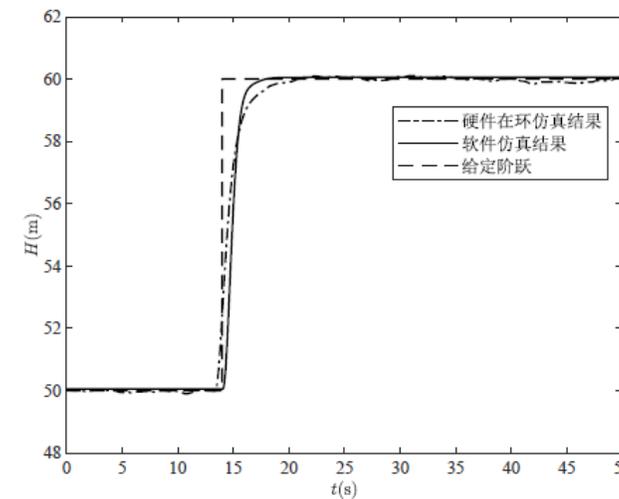


# 硬件在环实验

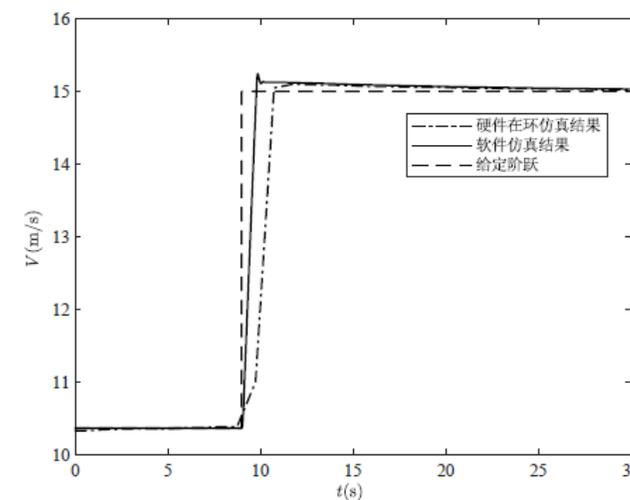
## 实验步骤

### 步骤四：观察仿真结果

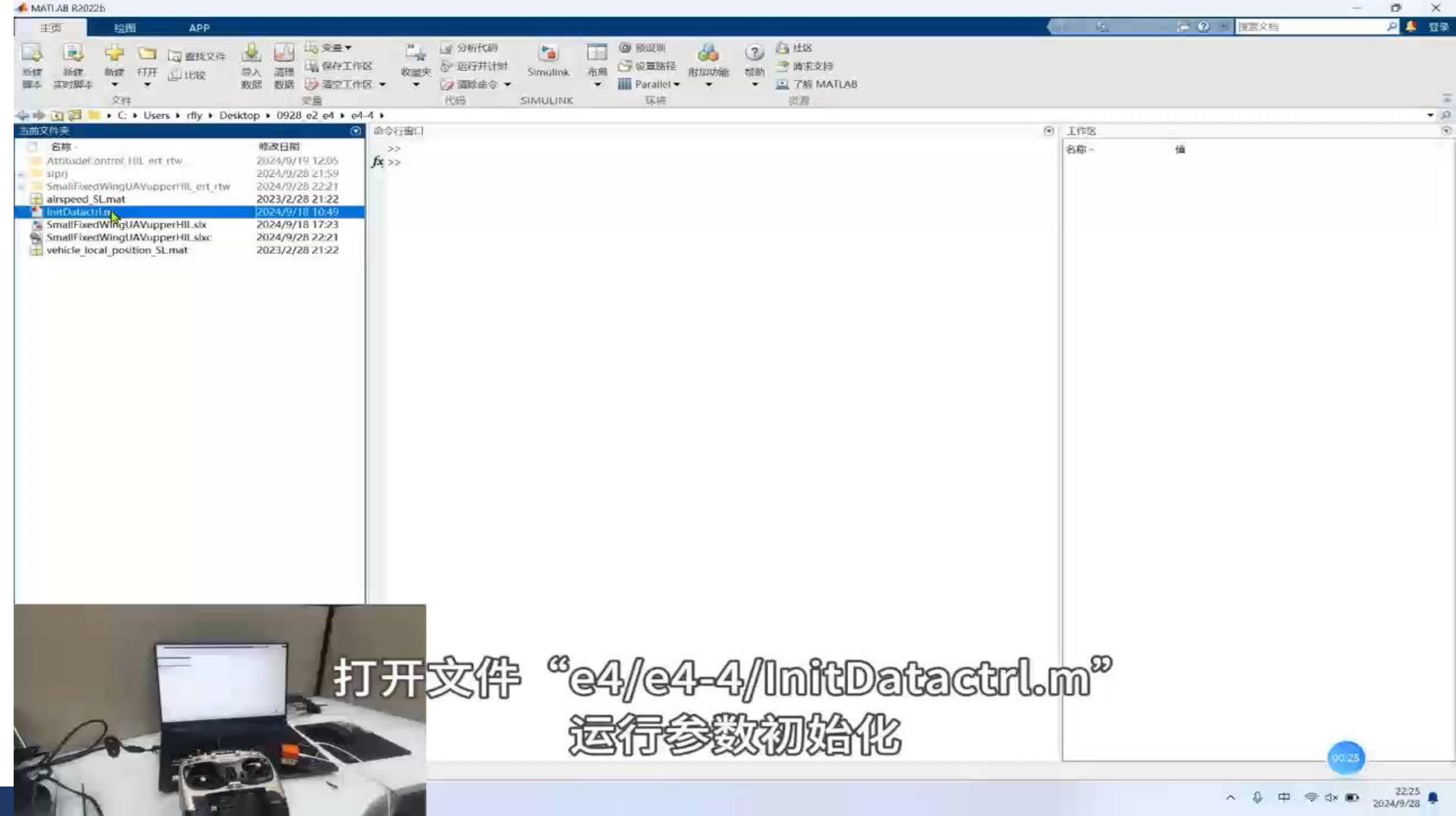
打开“CopterSim”软件界面，选择DLL模型文件，在“三维显示场景”中选择仿真场景，点击“开始仿真”，等待初始化完成。用遥控器解锁固定翼无人机。“ch5”保持高位，实现手动控制。向上推动油门摇杆，实现固定翼无人机的缓慢起飞，到达一定高度后，松开油门摇杆，让固定翼无人机保持水平直飞，在“RflySim3D”软件界面观察固定翼无人机飞行状态变化，在“CopterSim”软件界面观察实时飞行数据。分别给定高度变化指令和速度变化指令，高度和速度通道的飞行结果如图所示。



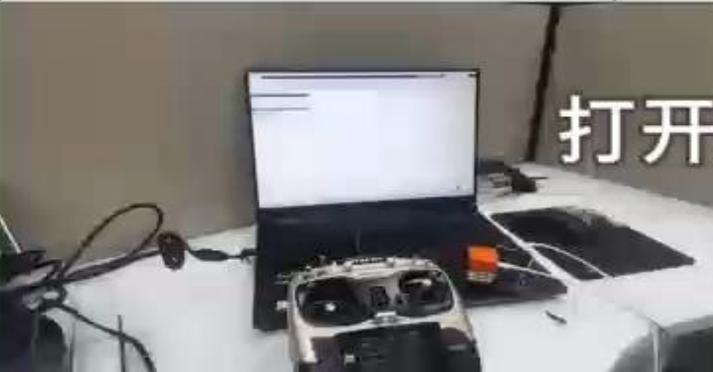
(a) 高度响应



(b) 速度响应



打开文件 “e4/e4-4/InitDatactrl.m”  
运行参数初始化



00:25

## 基于校正控制的硬件在环仿真实验步骤

### 步骤一：将连续校正环节离散化

设计实验一中的校正环节是时域连续的环节，硬件在环加入模型中应将其变为时域离散环节，可以用“c2d”函数将s域传递函数变为z域传递函数，如表所示。其中“Ts”为仿真步长。

俯仰角速率环校正环节替换后的传递函数为

$$G_c(s) = \frac{1+0.5s}{1+1.618s} \rightarrow G(z) = \frac{0.309z-0.3059}{z-0.9969}$$

s 域传递函数变为z 域传递函数

```
1 %%pitchrate G(s)-G(z)
2 num=[0.5 1];
3 den=[1.618 1];
4 G=tf([num],[den]);
5 Ts=0.005;
6 Gd=c2d(G,Ts,'zoh');
```

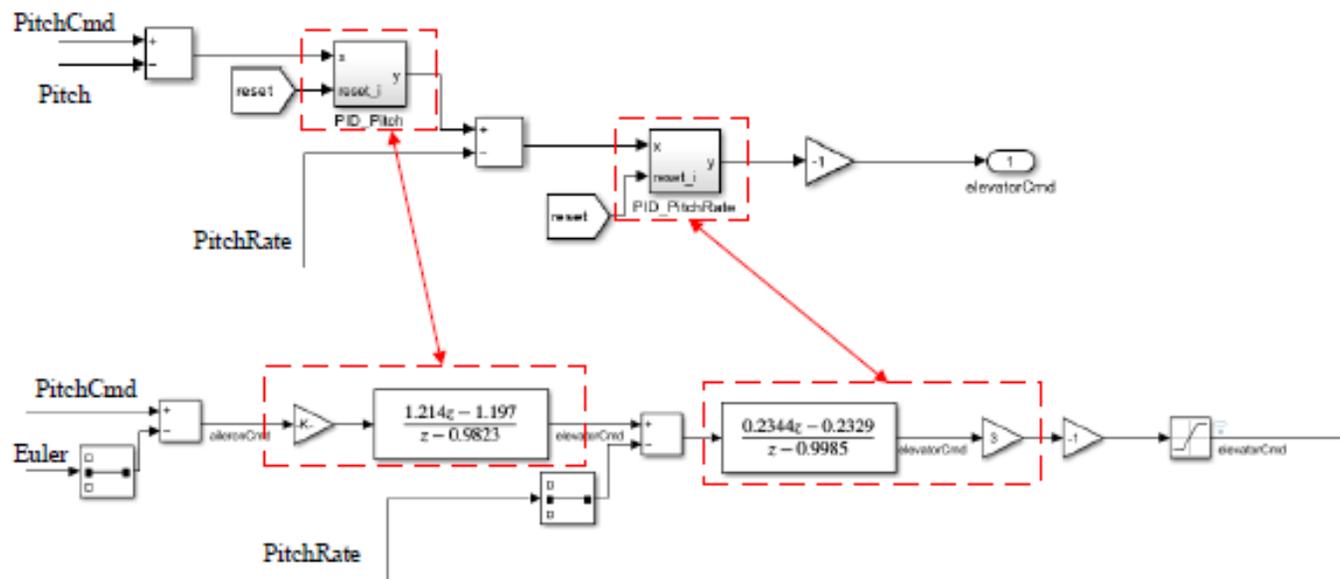
俯仰角度环校正环节替换后的传递函数为

$$G_c(s) = 5.9288 \frac{1+0.008s}{1+0.0042s} \rightarrow G(z) = 5.9288 \frac{1.905z-1.209}{z-0.3041}$$

## 基于校正控制的硬件在环仿真实验步骤

### 步骤二：替换控制模型

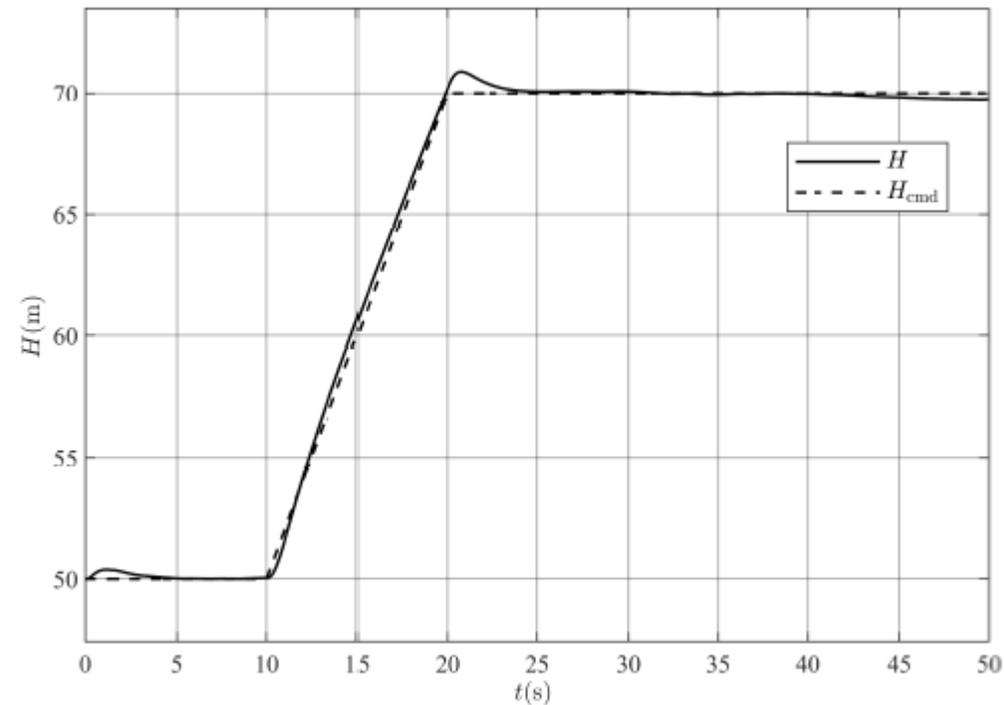
将“SmallFixedWingUAVattitudeHIL\_pitch.slx”的Simulink模型中的PID控制器替换成离散模块，如图所示。



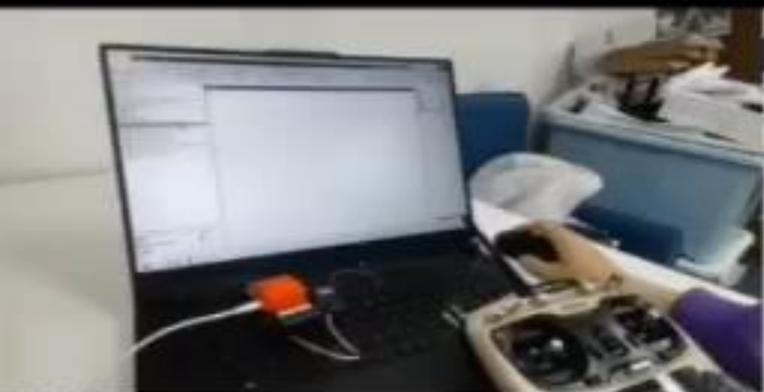
## 基于校正控制的硬件在环仿真实验步骤

### 步骤三：进行硬件在环仿真

当固定翼无人机达到一定飞行高度后，松开操作杆，固定翼无人机保持平飞状态。此时，将“ch5”通道切换到高位，固定翼无人机切换到给定飞行模式。此时，摇杆动作不能改变固定翼无人机飞行状态，硬件在环仿真结果如图所示。



基于校正控制的硬件在环仿真效果



```
SmallFeedWingIAVattitudeIL_loop.slx
SmallFeedWingIAVattitudeIL_p
SmallFeedWingIAVattitudeIL_p
SmallFeedWingIAVHIL_loop.slx
SmallFeedWingIAVHIL_pitch.slx
SmallFeedWingIAVHIL_roll.slx
SmallFeedWingIAVHIL_yaw.slx
SmallFeedWingIAVupperIL.slx
vehicle_local_position_SLMat
```

打开	Enter
显示初始位置	
运行	F9
在数据浏览器中显示	
创建 ZIO 文件	
重命名	F2
删除	Delete
比较对象	
剪切	Ctrl+X
复制	Ctrl+C
粘贴	Ctrl+V
<input checked="" type="checkbox"/> 显示不在数据浏览器中的文件	

mailFeedWingIAVattitudeHIL\_pitch.slx (Simulink 模型) -

模型版本: 2.5

保存在以下 Simulink 基本库中: 2022b

上次修改: 4/11/2024

打开初始化文件并运行

# 致谢



□ 感谢徐琳为本讲课程准备做出的贡献



□ 更多信息请访问公众号和网站

可靠飞行控制研究组  
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP



R fly 官网



研究组公众号



视频号



B 站官方账号



优酷账号

[rfly.buaa.edu.cn](http://rfly.buaa.edu.cn)