

---

# 1. 实验名称及目的

## 1.1. 实验名称

底层飞行控制实验

## 1.2. 实验目的

基础实验：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。

分析实验：（1）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。（2）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。（3）对横侧向的协调转弯控制进行稳定分析。（4）对高度速度通道控制进行稳定分析。

设计实验：固定翼无人机起飞后到达起始点 A(100m,100m,50m),并以 12.12m/s 的速度直线飞行向点 B(150m,100m,70m)。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  $> 50^\circ$ 。

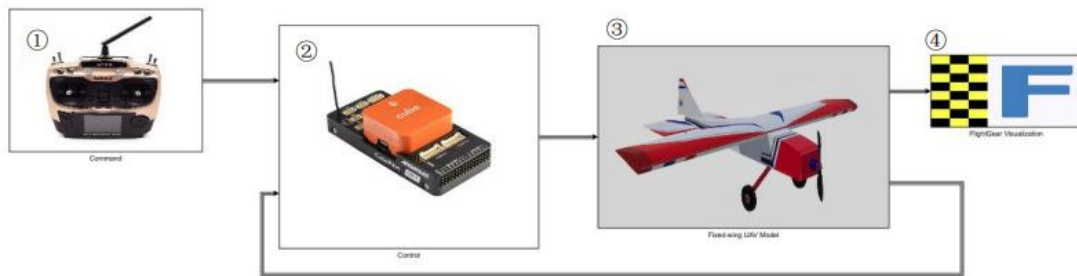
硬件在环仿真实验：（1）实现固定翼无人机高度和速度通道的 PID 控制的硬件在环仿真，观察给定阶跃响应的跟踪效果，并在 RflySim 中显示。（2）实现设计实验中校正控制和回路整形控制的硬件在环仿真，观察控制效果。

## 1.3. 关键知识点

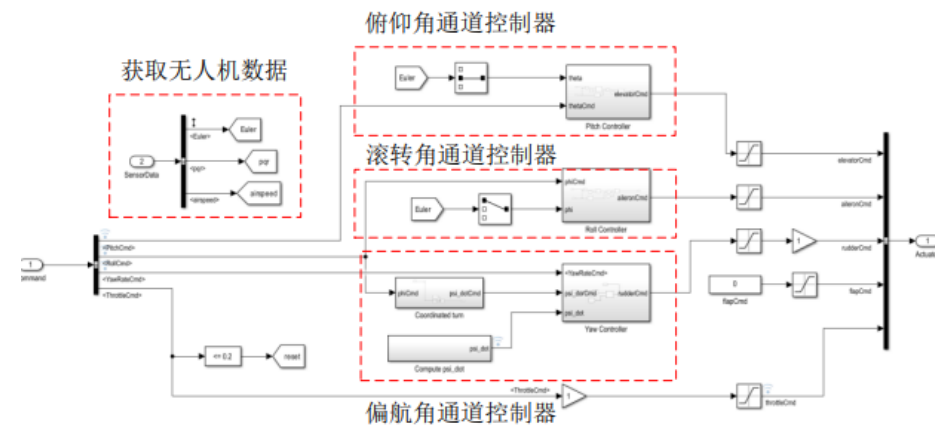
### 关键知识点 1：姿态控制器实现

1. 俯仰通道控制器实现。

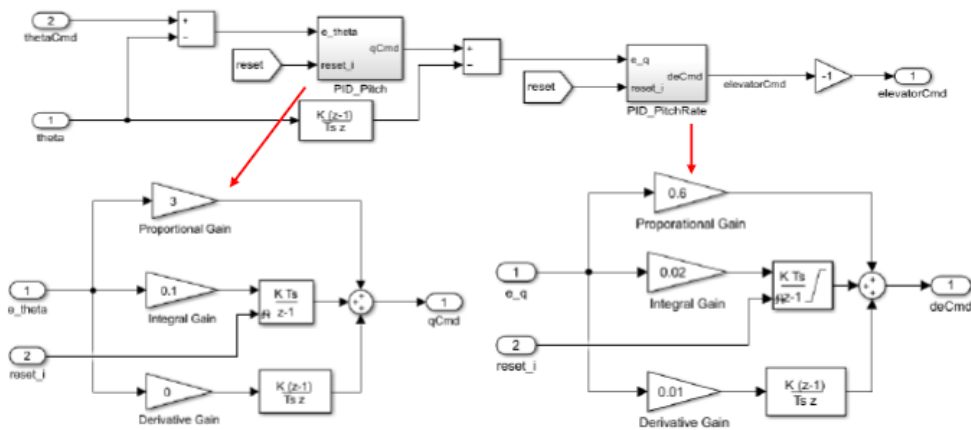
打开 Simulink 文件“ch4/e4/e4-1/SmallFixedWingUAVattitude.slx”，如图所示。该模型主要由四个部分组成：① “RC Signal Process”，为指令信号生成部分；② “Attitude Controller”，为姿态控制器部分；③ “Fixed-Wing UAV System”，为固定翼无人机的动态系统模型部分和④ “FlightGear”，为软件在环显示模块。其中固定翼无人机的动态系统模型已经在前面建立，即“Fixed Wing UAV System”模块已知。



双击打开“Control”模块搭建姿态控制器，如图所示。



在“pitch\_attitude”模块中搭建俯仰姿态控制器，由两个PID控制器串联得到，如图所示。



首先从机载传感器中得到固定翼当前俯仰角信号，即从“SensorData”中获得欧拉角信息，然后从遥控器中获得给定信号，即从“Command”模块获得“PitchCmd”信号，根据式  $\omega_{y,d} = -K_{\theta_p} e_{\theta} - K_{\theta_i} \int e_{\theta} - K_{\theta_d} \dot{e}_{\theta}$  的控制律搭建角度环PID控制器。其中积分环节和微分环节采用离散积分器和微分器，方便之后进行硬件在环仿真。且离散积分器选择空速信号来重置初始状态，触发器类型即“External reset”选项选择“either”，表示空速无论在上升阶

段还是下降阶段，只要其小于 0.2 积分器的初值复位到初始状态（初始值为 0），这样可以避免代数环的出现。通过对俯仰角微分得到实际俯仰角速度，角度环“PID\_Pitch”模块输出的信息为给定俯仰角速度，根据式  $\delta_{ed} = -K_{\omega_{yb}p} e_{\omega_{yb}} - K_{\omega_{yb}i} \int e_{\omega_{yb}} - K_{\omega_{yb}d} \dot{e}_{\omega_{yb}}$  的控制律搭建俯仰角速度环 PID 控制器，最终“PID\_PitchRate”模块输出期望的升降舵舵偏值。在固定翼模型中规定无人机抬头产生正的俯仰角，但对于升降舵面向下偏转才会产生抬头动作，所以对于控制器输出的舵偏值要加入一个负增益。为了防止固定翼过大的抬头或低头动作损害无人机，需要对输出舵偏进行限幅，所以在控制输出后加入饱和模块限制升降舵在合理范围内动作。

## 2. 协调转弯控制的实现

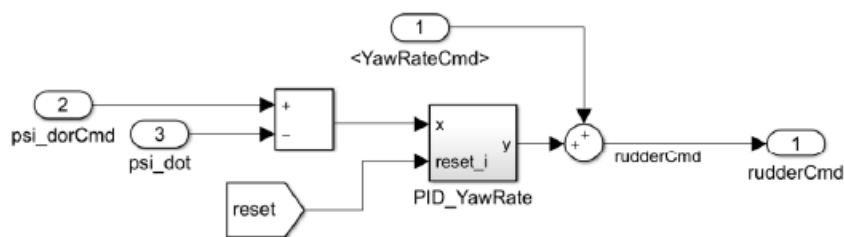
滚转姿态控制器的搭建与俯仰姿态控制器类似。在“Roll Controller”模块中按照式  $\omega_{x_b d} = -K_{\phi_p} e_{\phi} - K_{\phi_i} \int e_{\phi} - K_{\phi_d} \dot{e}_{\phi}$  和式  $\delta_{ad} = -K_{\omega_{x_b}p} e_{\omega_{x_b}} - K_{\omega_{x_b}i} \int e_{\omega_{x_b}} - K_{\omega_{x_b}d} \dot{e}_{\omega_{x_b}}$  的控制律分别搭建滚转角 PID 控制器和滚转角速度 PID 控制器。从“SensorData”模块中获得实际的滚转角信号，对滚转角信号进行微分得到滚转角速度信号。“Command”模块中的“RollCH1”输出给定滚转角信号，分别在“PID\_Roll”和“PID\_RollRate”模块中搭建滚转角 PID 控制器和滚转角速度 PID 控制器。同样防止过大的滚转动作对固定翼造成伤害以及副翼偏转有一定的范围，在控制输出后加入饱和模块进行限幅，副翼舵偏范围为  $[-23/180\pi, 23/180\pi]$  rad。

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V_a} \tan \phi$$

对于偏航姿态的控制首先要与滚转通道满足协调转弯公式，根据式  $\dot{\psi} = \frac{g}{V_a} \tan \phi$  在“Coordinated turn”模块中搭建，给定的滚转角  $\phi_d$  信号通过“Coordinated turn”模块前馈获得期望偏航角变化率  $\dot{\psi}_d$ ，即信号“psi\_dotCmd”。根据运动方程

$$\dot{\psi} = (\omega_{z_b} \cos \phi + \omega_{y_b} \sin \phi) / \cos \theta$$

在“Compute psi\_dot”模块中搭建，得到固定翼模型中的实际偏航角变化率，即信号“psi\_dot”。根据式  $\delta_{rd} = -K_{\dot{\psi}p} e_{\dot{\psi}} - K_{\dot{\psi}i} \int e_{\dot{\psi}} - K_{\dot{\psi}d} \dot{e}_{\dot{\psi}}$  搭建偏航角变化率的 PID 控制器。考虑有时需要遥控器给定方向舵指令，方向舵偏转信号中还需加入遥控器给定的偏航角速率，即控制输出中需加入来自“Command”模块的“YawRateCmd”信号。一般情况下，“YawRateCmd”信号为 0。偏航通道控制器如图所示。



## 2. 实验效果

基础实验：在 Simulink 中进行模型软件在环仿真，绘制相关实验的变化曲线。

分析实验：可通过仿真输出不同比例 PID 参数下的阶跃响应曲线，输出姿态控制开环的 Bode 图。

设计实验：使用最小二乘法和逐步回归法辨识气动参数。

硬件在环仿真实验：通过 RflySim 硬件在环设计实验，实现固定翼无人机的仿真飞行。

## 3. 文件目录

文件夹/文件名称		说明
e4-1	InitDatactrl.m	固定翼无人机参数初始化文件。
	SmallFixedWingUAVattitude.slx	固定翼无人机 Simulink 仿真模型文件。
e4-2	InitDatactrl.m	固定翼无人机参数初始状态文件。
	SmallFixedWingUAVanalysis.slx	固定翼无人机 Simulink 仿真模型文件。
e4-3	InitDatactrl.m	固定翼无人机参数初始状态文件。
	SmallFixedWingUAVanalysisContinuous.slx	固定翼无人机 Simulink 仿真模型文件。
	controlsystemdesigner.m	传递函数设计程序。
e4-4	InitDatactrl.m	固定翼无人机参数初始状态文件。
	SmallFixedWingUAVupperHIL.slx	固定翼无人机 Simulink 模型。
	SmallFixedWingUAVattitudeHIL.slx	引入校正环节的硬件在环仿真。
	c2d.m	连续传递函数 Z 变换程序。
	SmallFixedWingUAVpitchHIL_loophaping.slx	回路整形控制的硬件在环仿真。

## 4. 运行环境

序号	软件要求	硬件要求	
		名称	数量
1	Windows 10 及以上版本	笔记本/台式电脑 <sup>①</sup>	1
2	RflySim 工具链	Pixhawk 自驾仪	1
3	MATLAB R2022b 及以上	遥控器	1
4		遥控器接收机	1

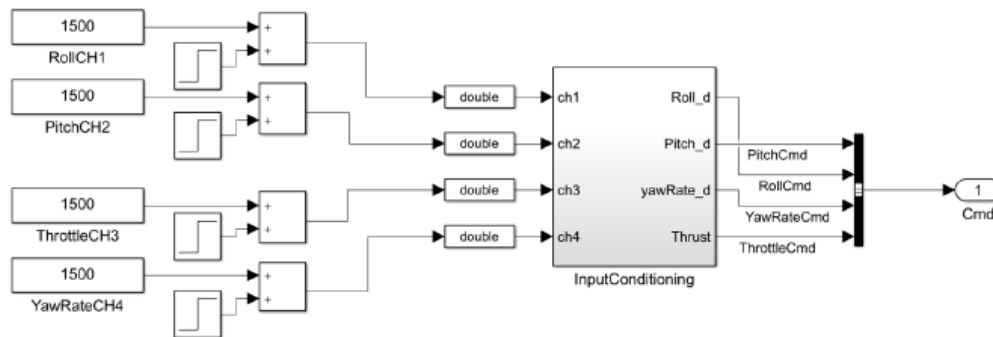
①：推荐配置请见：<https://doc.rflysim.com>

## 5. 实验步骤

### 5.1. 基础实验

(1) 观察并记录姿态控制实验的数据

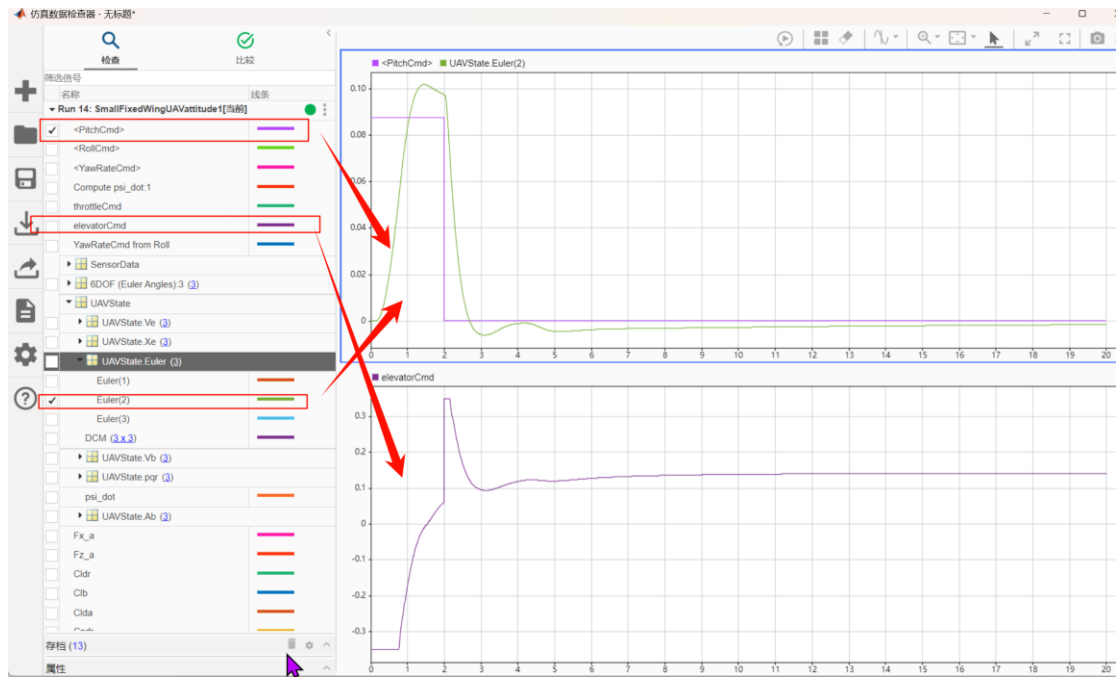
1. 首先打开文件“[e4-1/InitDatactrl.m](#)”，运行该初始化文件。双击打开模型中的“Command”指令模块，该模块模拟了遥控器的输入，如图所示，每个操纵指令默认值均为 1500，做归一化处理后指令值为 0，即遥控器操纵杆在中立位置。给定控制指令时，双击打开“PitchCH2”通道的阶跃信号模块，在第十秒时输入一个 100 的阶跃信号，即在第 10 秒给“ch2”通道 1600 的阶跃。需要注意阶跃信号的给定范围需在[1100,1900] 内。



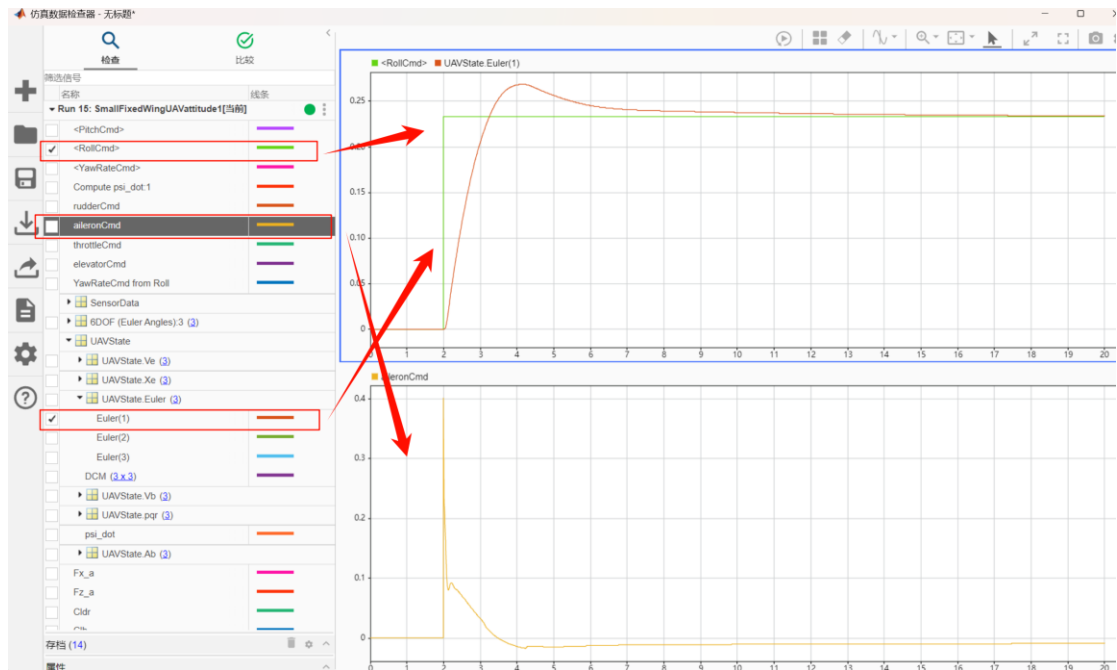
2. 运行“[SmallFixedWingUAVattitude1.slx](#)”程序，点击 Simulink 上方工具栏中“Run”，运行结束后点击“Data Inspector”，在“Data Inspector”界面左侧可以找到相关状态信号。



3. 观测数据并输出图像，当在 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，俯仰姿态控制结果以及升降舵偏转如图所示。



4. 重复步骤 (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，当滚转姿态正向动作，由于协调转弯，偏航姿态也会正向动作。飞行状态变化如图所示。



## 5.2. 分析实验

### 5.2.1. 俯仰通道控制性能分析

#### (1) 模型初始设置

为了调节 PID 控制器的参数，基础实验中基于 Simulink 的软件在环平台需要简化，修改后的模型见文件“[e4-2/SmallFixedWingUAVanalysis.slx](#)”。固定翼无人机每个姿态通道的参数调节方法是一样的，所以以俯仰角通道的参数调节为例。调节参数的初始状态应是飞行

器处于高空飞行状态，将初始高度设置为 50m，油门值设置为 0.3725，无人机的初始飞行速度为 12.12m/s。参数设置文件“[InitDatactrl.m](#)”中对应的设置如代码段所示。

```

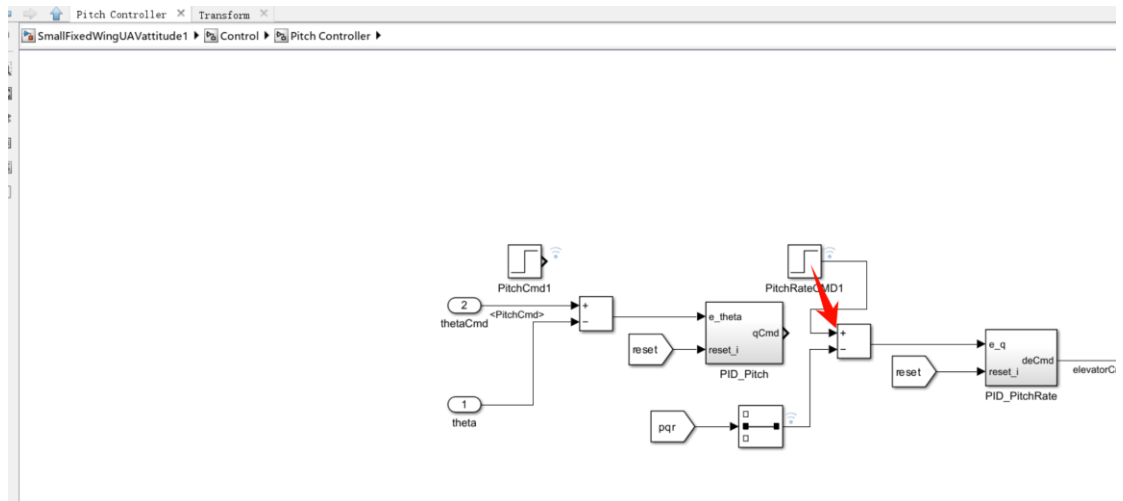
%% Initial Condition
uav.ic = struct;
uav.ic.Pos_0 = [0; 0; 50];
uav.ic.Euler_0 = [0; 0; 0];
uav.ic.Omega_0 = [0; 0; 0];
uav.ic.PQR_0 = [0; 0; 0];
uav.ic.Vb_0 = [12.12; 0; 0];
uav.ic.gsLL = [45 120];
uav.ic.gsH = -1;

```

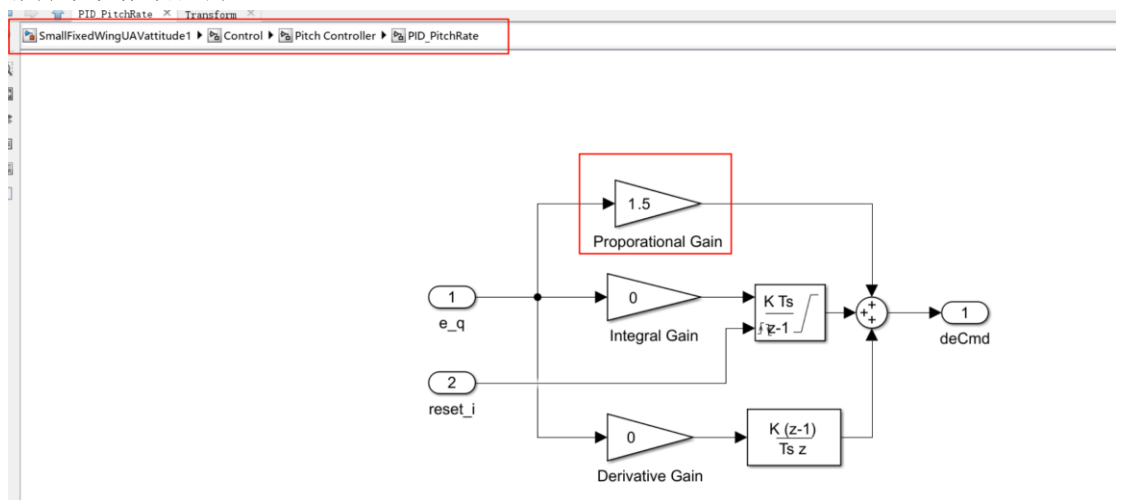
(2) 俯仰角通道控制器参数调节

1. 角速率环参数调节

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

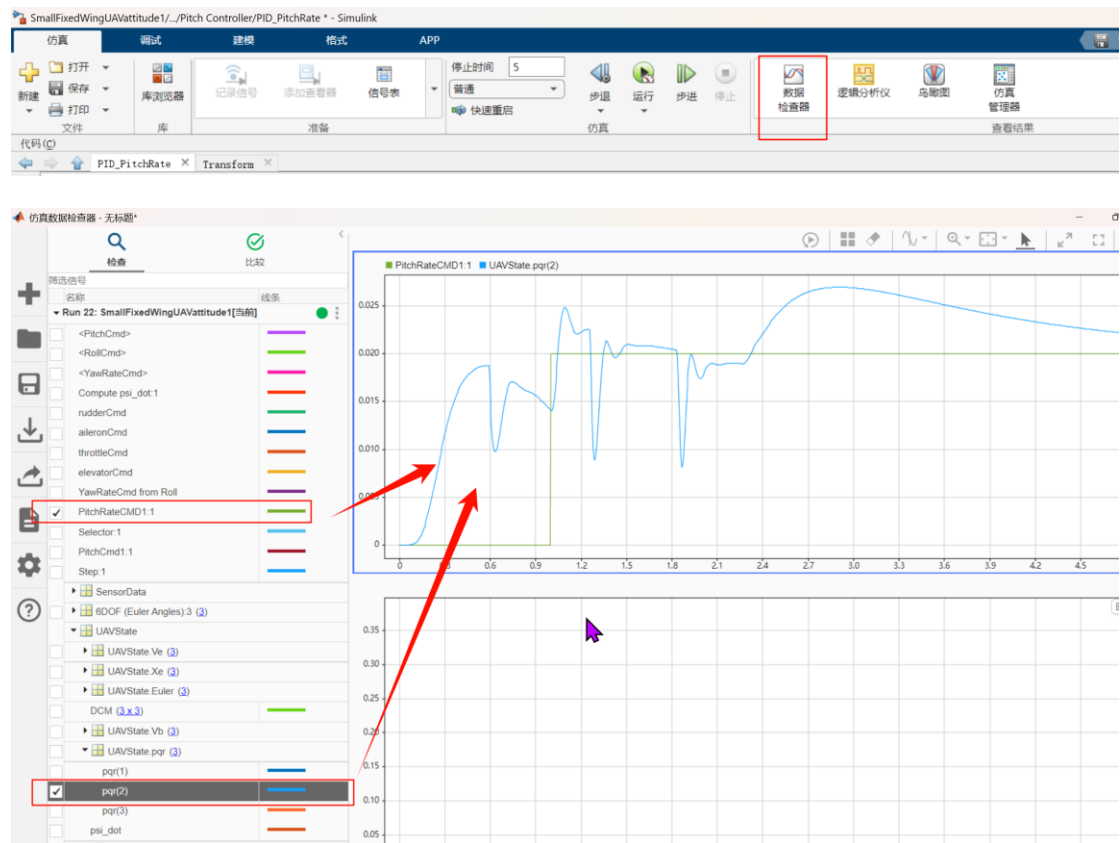


调整“PID\_PitchRate”模块中 PID 控制器的参数。首先调整比例项参数，并将积分项和微分项参数设置为 0。

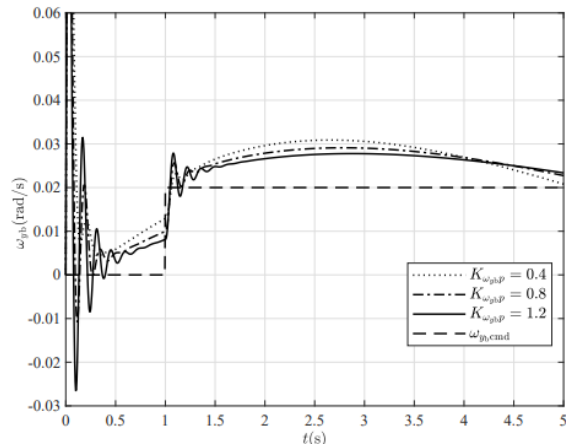


然后，运行文件“InitDatactrl.m”，单机 Simulink 的“Run”按钮，在“Simulink Data Inspec

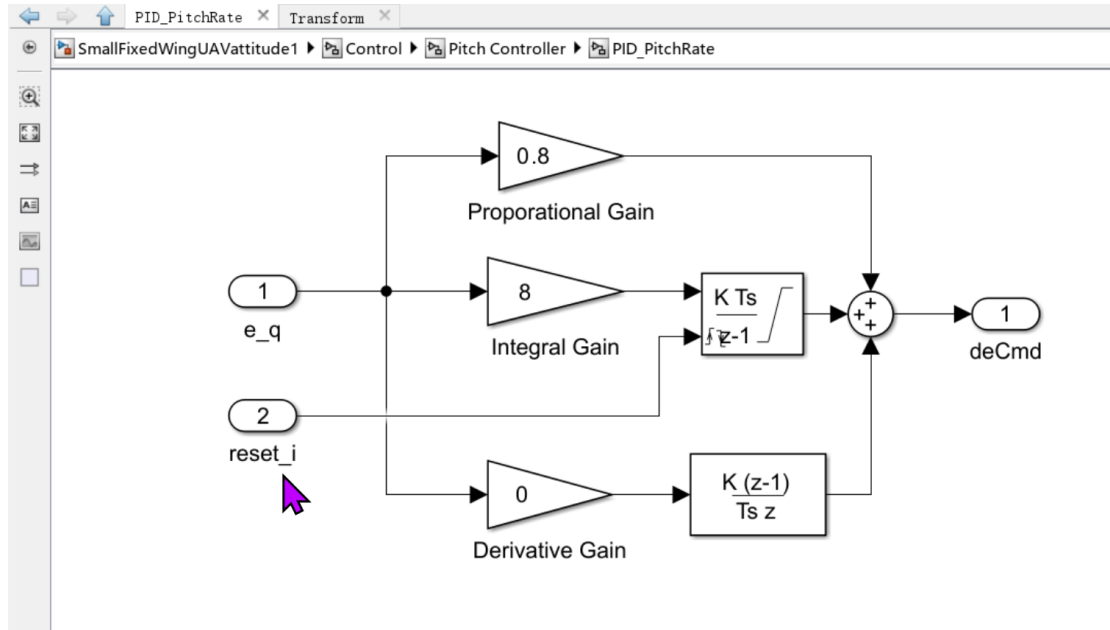
tor”中观察记录俯仰角速度变化曲线。



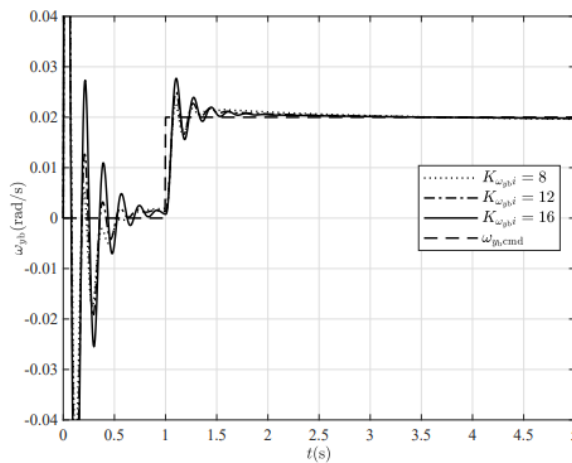
调试过程中逐渐增大比例项参数，不同比例参数的阶跃响应曲线如图所示。比例参数越大，俯仰角速度越接近给定阶跃信号，但是大的比例参数会带来大的超调和调节时间。所以比例参数不能过大，即使存在稳态误差。



然后，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，



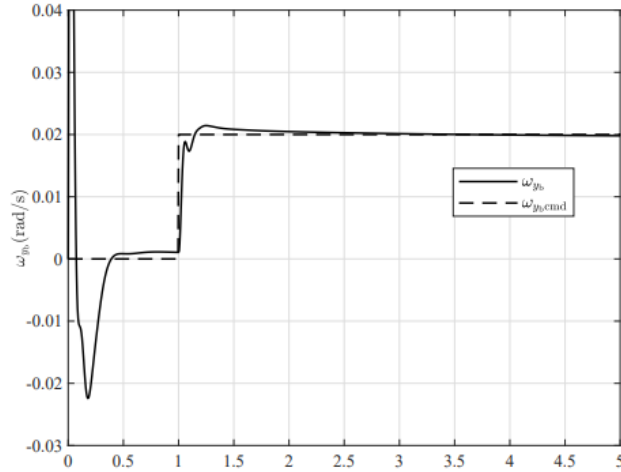
单机“Run”按钮，在“Simulink Data Inspector”中观察记录俯仰角速度变化曲线。调试过程中逐渐增大积分项参数，不同积分参数的阶跃响应曲线如图所示。从图中可以看出调节积分参数可以解决稳态误差。积分参数越大，俯仰角速度环的稳态误差越小，且跟踪速度越快，但是过大的积分项会使跟踪曲线的超调变大。



最后，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震荡。最后微调比例项参数，得到一组令人满意的参数如下表所示。

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

其阶跃响应曲线如图所示。

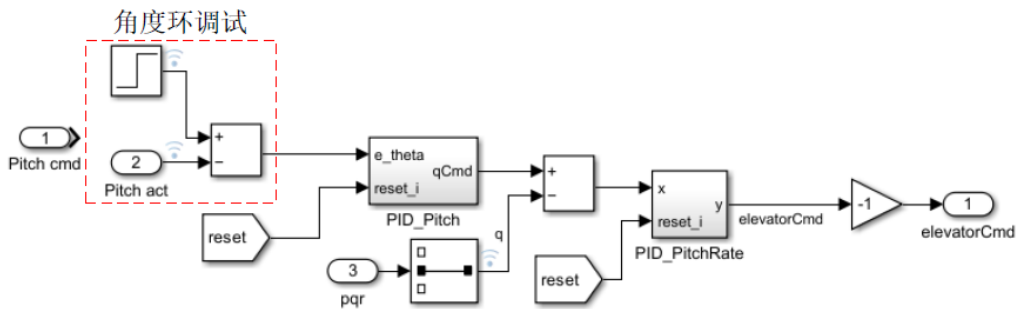


## 2. 角度环参数调节

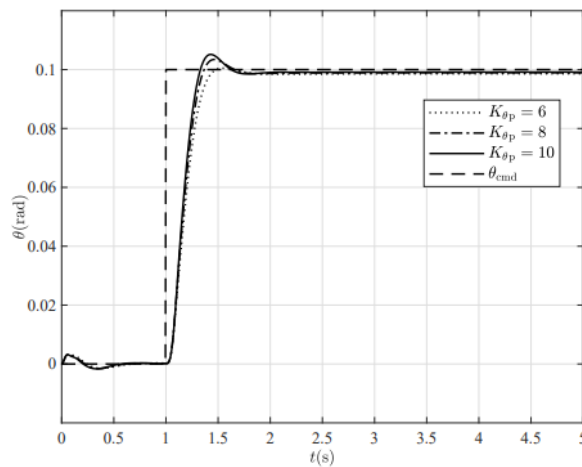
调节角度环比例参数，采用已经得到的角速率环控制参数，即 SmallFixedWingUAVanalysis/Controller/PitchController 下的“PID\_PitchRate”中 PID 参数采用表中参数。

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

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”，如图所示。

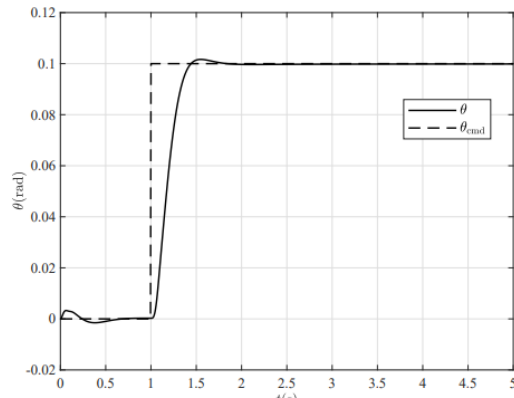


由小增大比例项系数，在“Simulink DataInspector”中观察记录俯仰角变化曲线。不同比例参数的阶跃响应曲线如图所示。



通过观察上图发现，调节比例参数后实际俯仰角与给定俯仰角之间稳定误差很小，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。其阶跃响应曲线如图所示。



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。最终选择的参数如表所示。

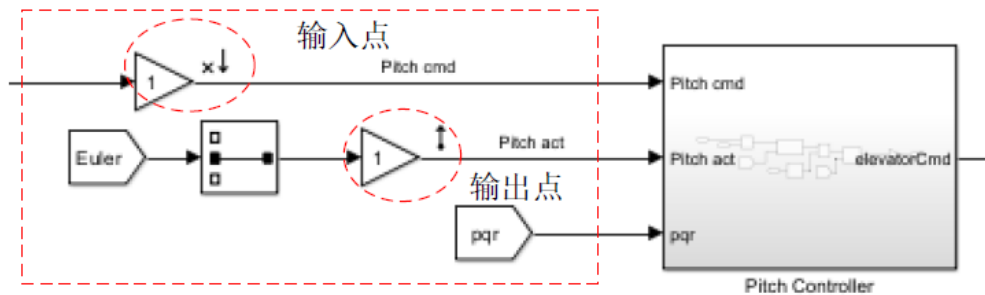
角度环比例参数	角度环积分参数	角速率环比例参数	角速率环积分参数	角速率环微分参数
6	0.4	0.8	12	0.04

### (3) 扫频得到 Bode 图

#### 1. 设置信号的输入输出点

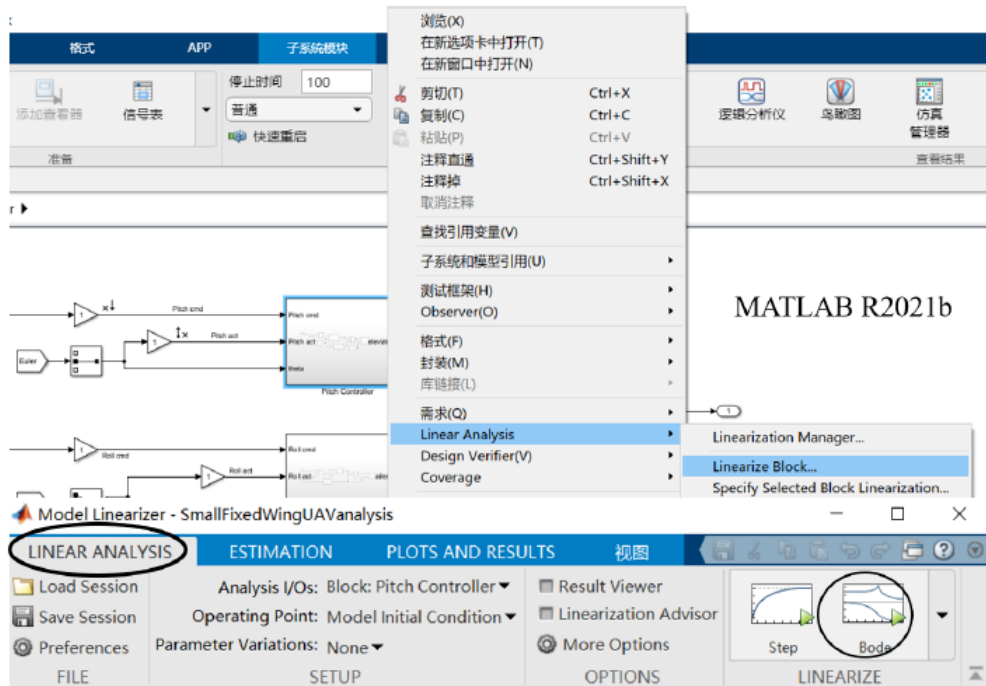
输入点设置：选择其中的俯仰角通道进行扫频。设置信号输入点，选中信号线，并单击右键，在弹出的快捷键菜单中选择“Linear Analysis Points → Open-loop Input”命令。

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。

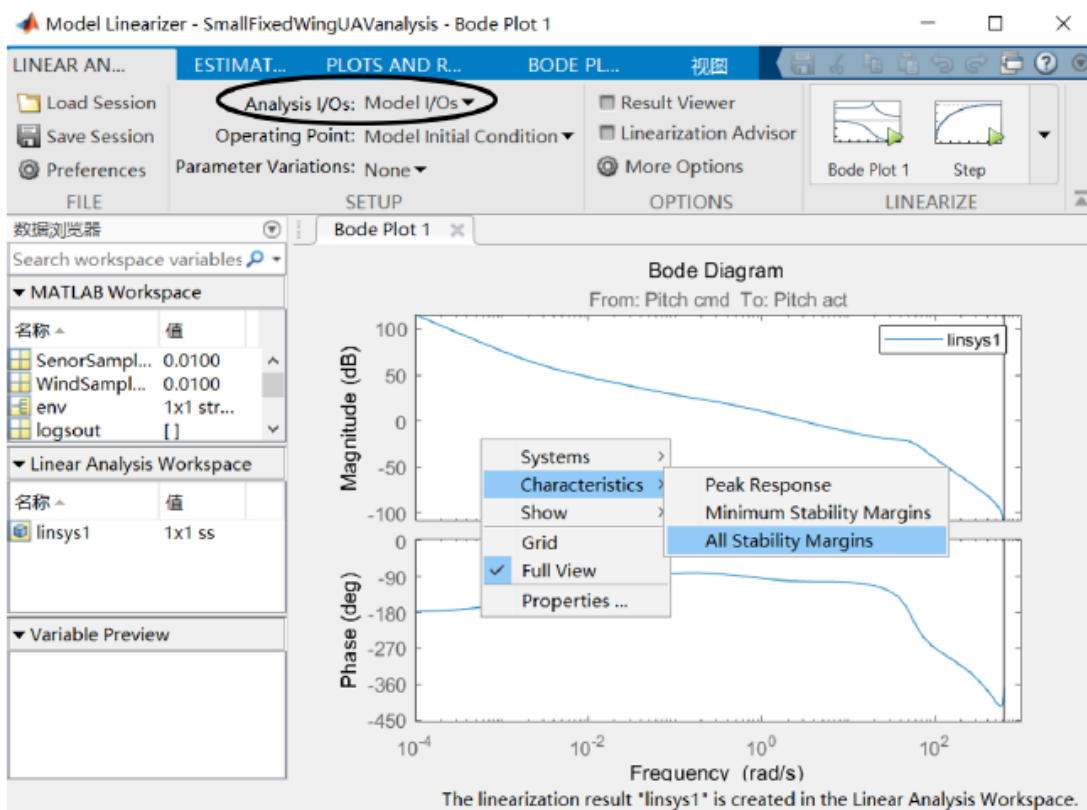


#### 2. 得到 Bode 图

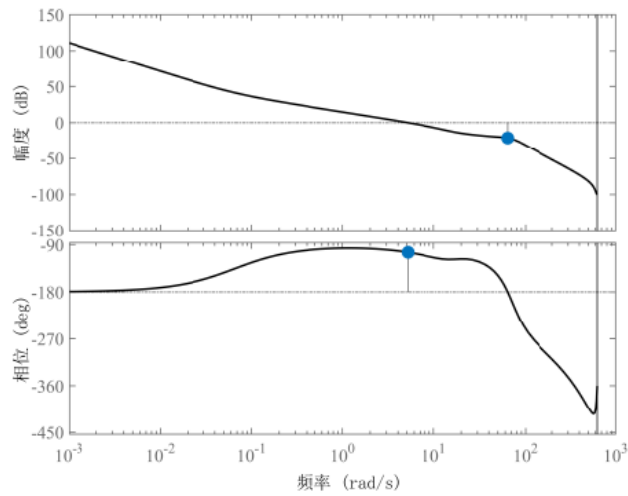
在 Simulink 中对要进行分析的控制模块右键，在菜单中选择“Linear Analysis → Linearize Block...”命令，如图所示，在弹出对话框中选择“LINEAR ANALYSIS”，在“Analysis I/Os”菜单中选择“Model I/Os”。



然后单击“Bode”，即可得到 Bode 图，如图所示。在“Bode Diagram”中右键，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，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。



应用时域分析中已经调节好的 PID 参数，对俯仰通道进行频域分析。按照上述步骤，将“Pitch cmd”信号线设置为输入点，“Pitch act”设置为输出点，扫频得到俯仰姿态控制环的开环 Bode 图，如图所示。幅值裕度为 14.7dB，截止频率为 64.2rad/s，相位裕度为 76.3°。



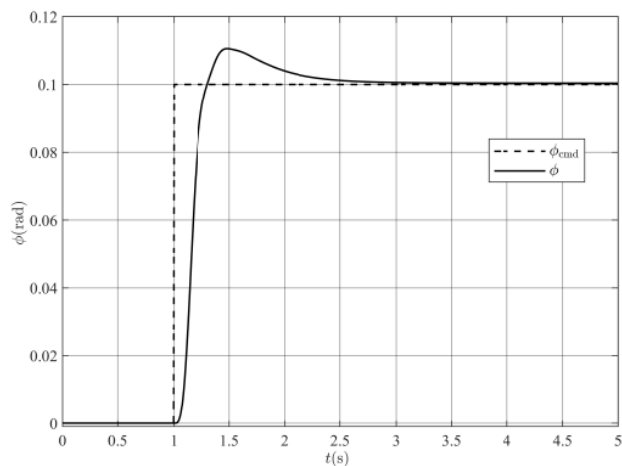
## 5.2.2. 横侧向通道控制性能分析

### 1. 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。控制参数的调节按照 6.3.2.1 节中俯仰通道参数调节步骤进行，接着在“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。

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

运行 Simulink 文件在“Simulink Data Inspector”中观察滚转通道的控制结果，其阶跃响应曲线如图所示。



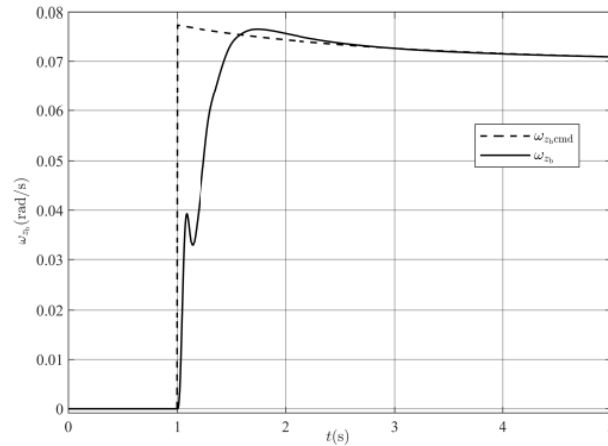
### 2. 横侧向偏航通道控制器实现

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。也就是说，偏航通道是通过滚转角前馈得到给定输入的，那么只需要设计偏航角速率环即可，即只需要一个 PID 控制器。根据 6.3.2.1 节中俯仰角速

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。

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

运行“[SmallFixedWingUAVanalysis.slx](#)”的 Simulink 文件，在“Simulink Data Inspector”中观察偏航角速率通道的控制结果，其响应曲线如图所示。



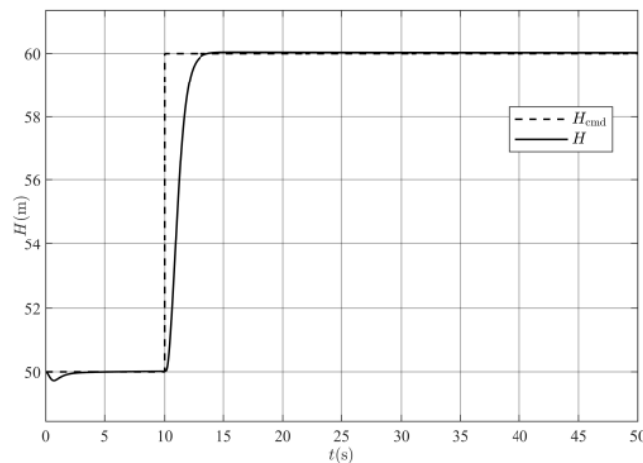
### 5.2.3. 高度速度通道控制性能分析

#### 1. 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。“Altitude Controller”模块中参数调节方案按照 6.3.2.1 节所示步骤进行，最终高度通道的参数如表所示。

高度比例参数	高度积分参数	高度微分参数
0.055	0	0

先运行“InitDatactrl.m”文件进行参数初始化，再运行“[SmallFixedWingUAVupper.slx](#)”的 Simulink 文件，在“Simulink Data Inspector”中观察高度通道的控制结果，其响应曲线如图所示。

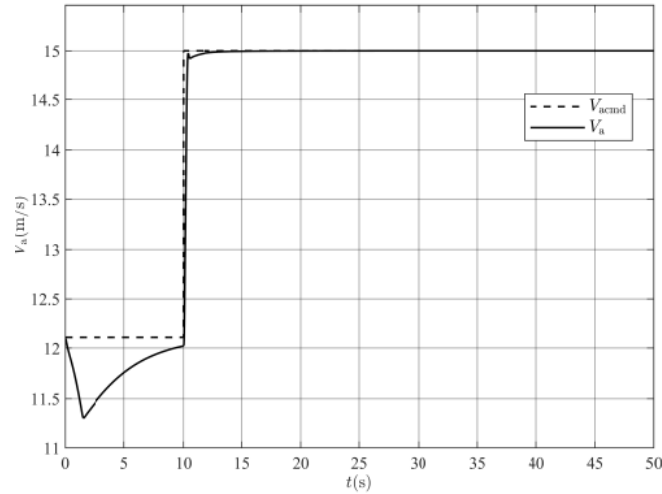


#### 2. 速度通道控制器实现

对于空速通道同样只需要一个 PID 控制器，根据 6.3.2.1 节中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。

速度比例参数	速度积分参数	速度微分参数
0.5	0.13	0

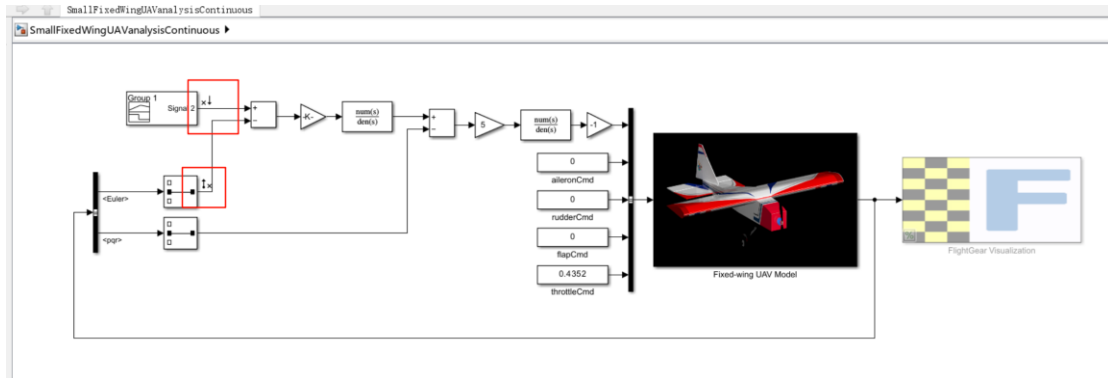
运行“SmallFixedWingUAVupper.slx”文件，在“Simulink Data Inspector”中观察空速通道的控制结果，其响应曲线如图所示。



### 5.3. 设计实验

(1) 对整体结构进行简化

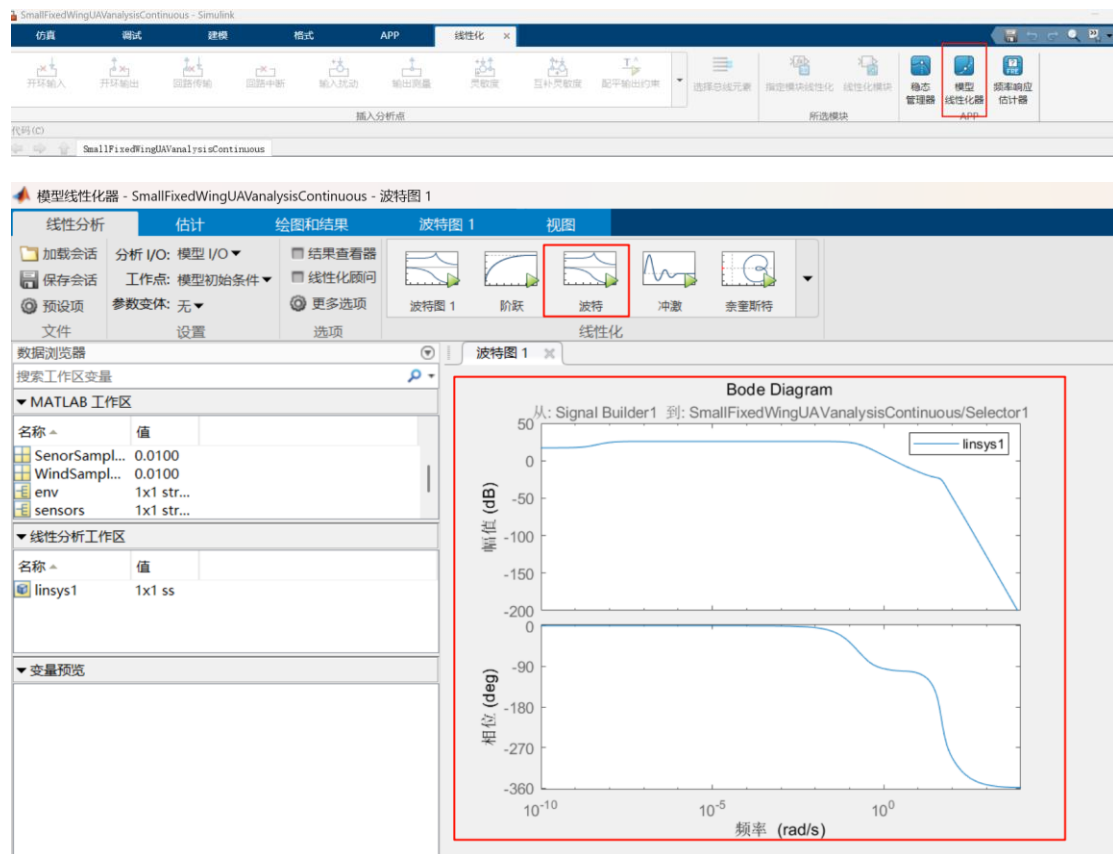
打开“[e4/e4-3/SmallFixedWingUAVanalysisContinuous.slx](#)”文件。



(2) 角速率环分析

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。



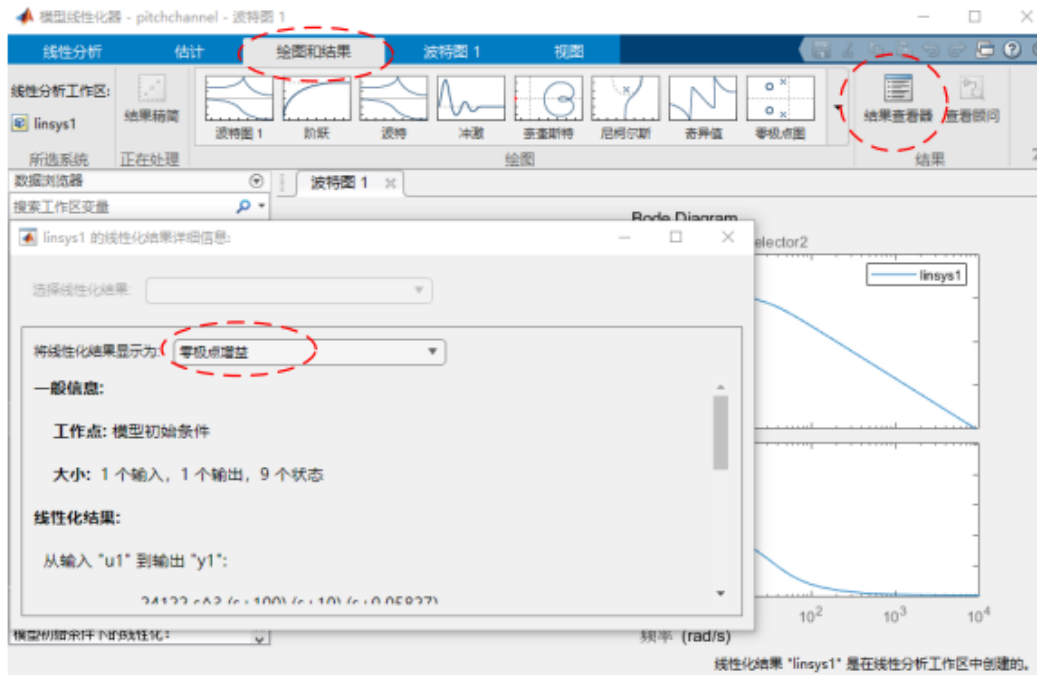


在左侧“Linear Analysis Workspace”中会出现“linys1”变量。在上面的菜单栏中选择“PLOT AND RESULTS”，在“RESULTS”的子菜单中选择“Result Viewer”，在弹出窗口中选择“Zero-Pole-Gain”即可得到传递函数模型。下图展示了该操作步骤，并得到传递函数为：

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

简化为：

$$G(s) = \frac{1.3168 \times 10^{10} s(0.1s+1)(4.3328 \times 10^{-10} s+1)(1.4484 \times 10^{10} s^2 - 1.7265 \times 10^4 s+1)}{7.9608 \times 10^{10} (0.0456s+1)(0.0973s+1) + (0.0185s+1)(8.0906s+1)(1.5630 \times 10^4 s+1)(1.5630 \times 10^4 s-1)(4.3328 \times 10^{-10} s+1)}$$



### (3) 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

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

根据稳态误差调节开环增益, 未加校正时, 系统的开环增益

$$K = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{1}{s \cdot 7.9608 \times 10^{10} (0.0456s + 1)(0.0973s + 1) + (0.0185s + 1)(8.0906s + 1)(1.5650 \times 10^4 s + 1)(1.5630 \times 10^4 s - 1)(4.3328 \times 10^{10} s + 1)}{1.3168 \times 10^{10} s(0.1s + 1)(4.3328 \times 10^{10} s + 1)(1.4484 \times 10^{10} s^2 - 1.7265 \times 10^4 s + 1)} = 1.6541$$

要求  $e_{rss} \leq 1$ , 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  $K' = 6.6164$ 。

### (4) 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。

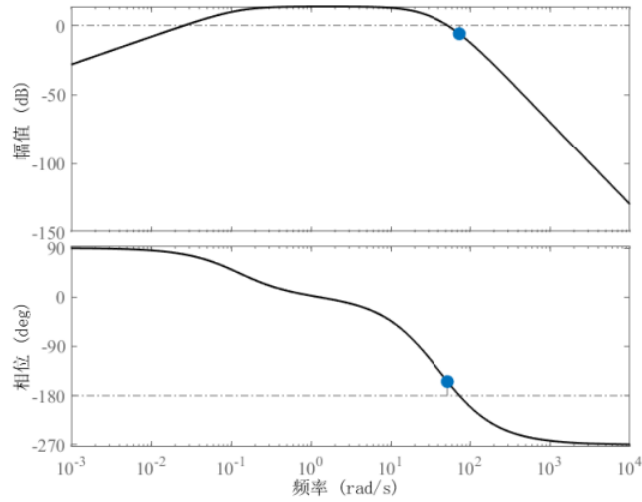


图 6.41 角速率环未校正的开环 Bode 图

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

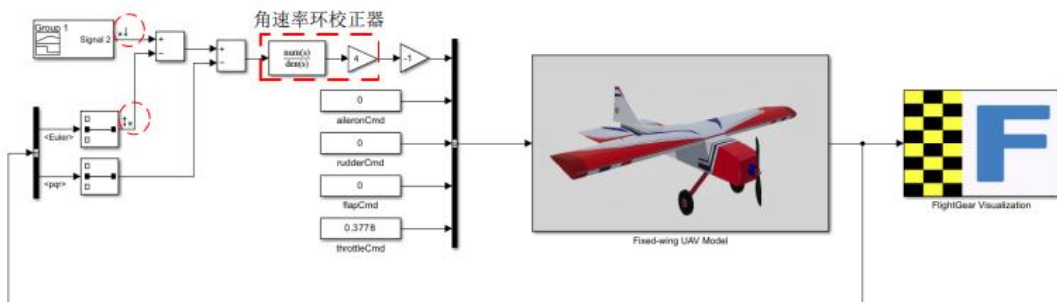
$$(h\tau)^{-1} = 0.1\omega'_c$$

得到  $\tau = 1.618$ 。此时，校正环节的传递函数为

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

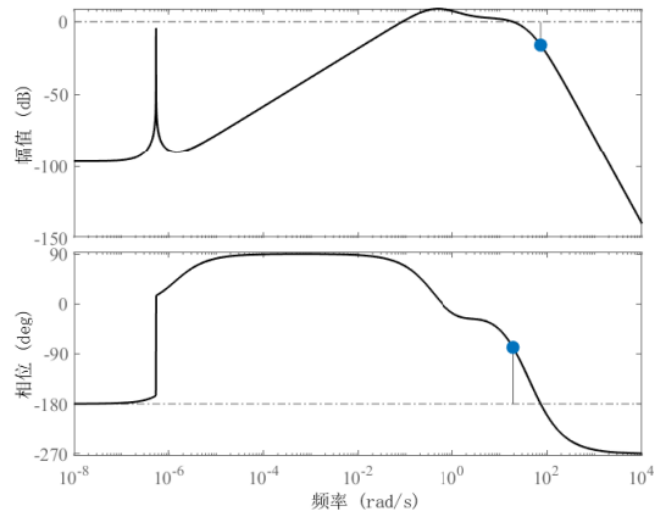
(5) 将校正器加入到角速率环

在角速率误差后面加入放大器，用于模型中扩大开环增益，目前开环增益增大四倍。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。



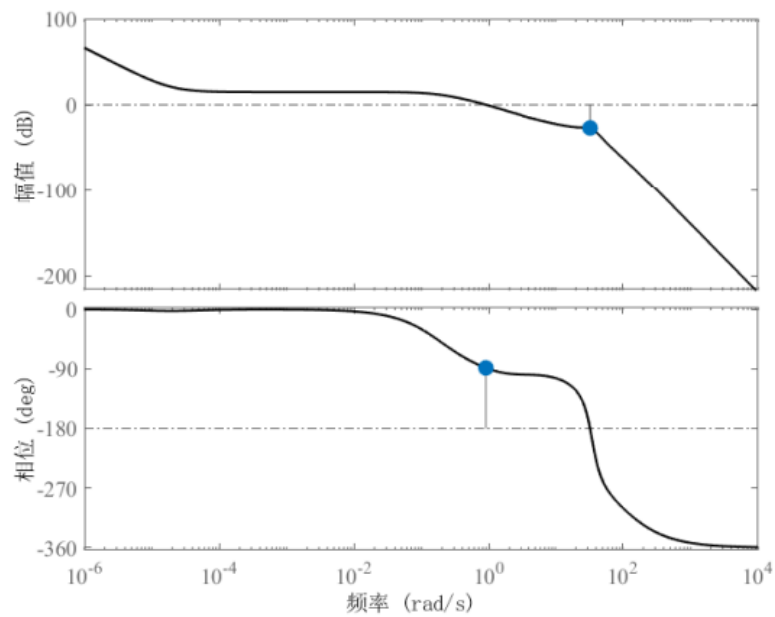
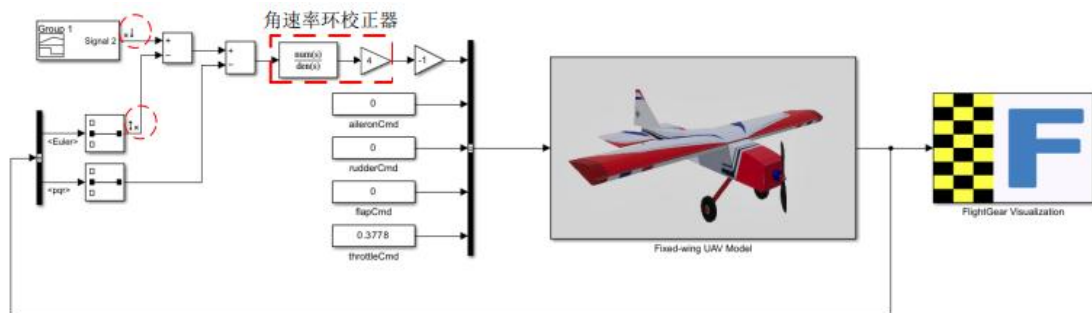
对校正后的俯仰角速率环扫频得到开环 Bode 图如图所示，与未校正时对比，其频域

特性得到了改善，幅值裕度 16dB，相位裕度 102°。



### (6) 设计角度环校正器

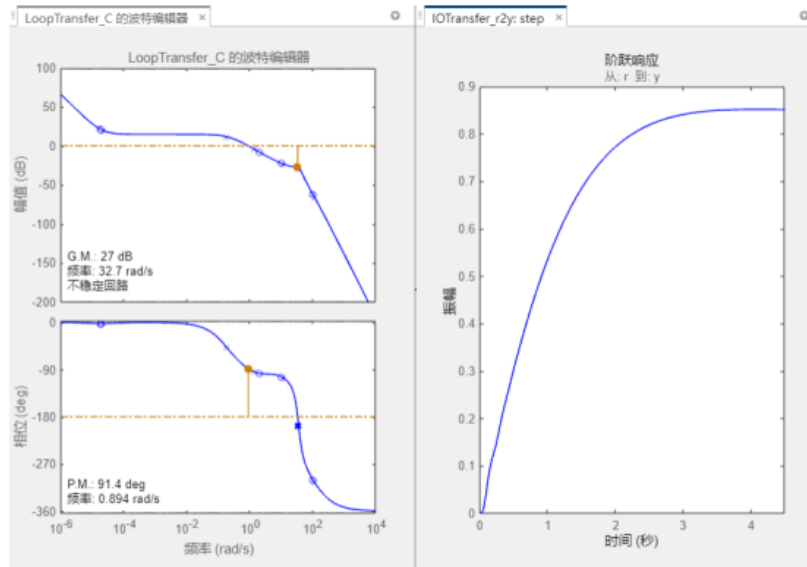
角度环的输入点是期望俯仰角度，输出点为实际俯仰角度，输入输出设置如图所示，与角速率环类似，先得到俯仰角度环未校正的开环 Bode 图，如图所示。



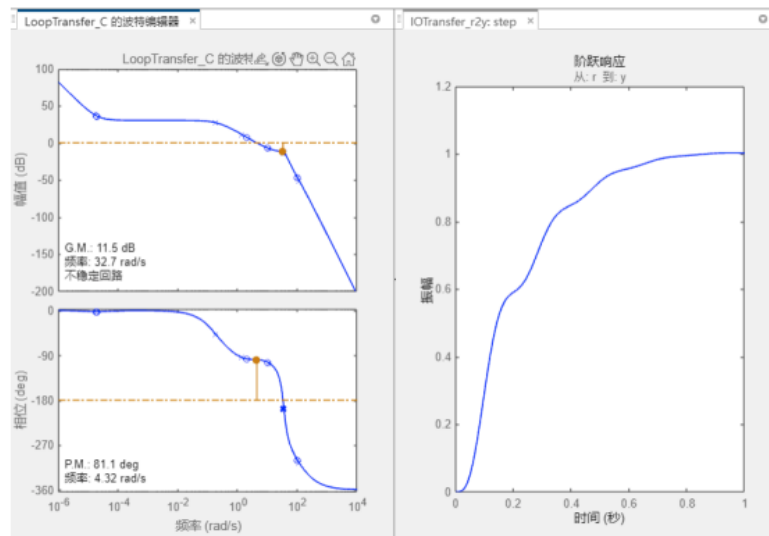
从 Bode 图中可以获得，相位裕度 91.4°，幅值裕度 27dB，满足设计要求。按照步骤二得到俯仰角度环的开环传递函数，由传递函数建立如表所示。运行出现“ControlSystemD

esiger”界面如图所示。

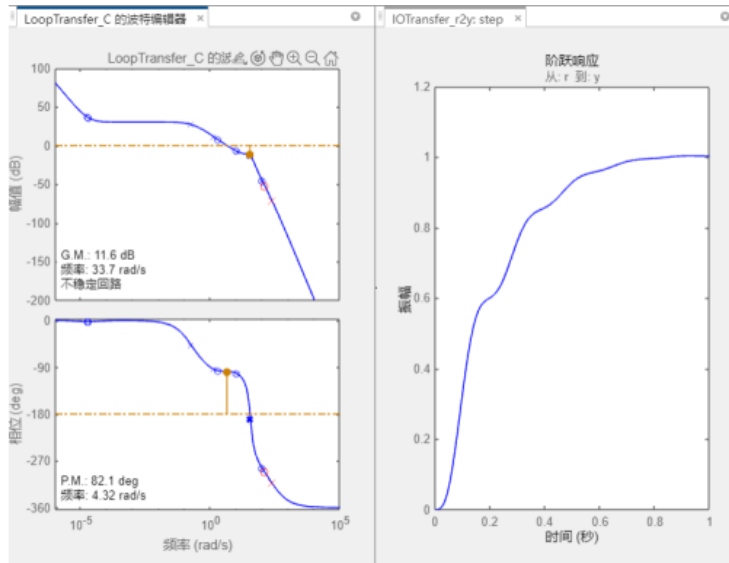
```
1 num=[2.369e23 2.654e25 2.891e26 4.739e26 7.972e20 -1.755e17];  
2 den=[1 2.308e18 5.606e20 4.417e22 1.536e24 4.581e25 4.18e26 5.5e26 8.607e25 3.521e12 5.681e09];  
3 G=tf(num,den);  
4 controlSystemDesigner(G);
```



根据图中的阶跃响应曲线可知，系统的响应时间长，可以通过向上拖拽 Bode 图，也就是增大开环增益，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°，截止频率为 11.6rad/s。



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。



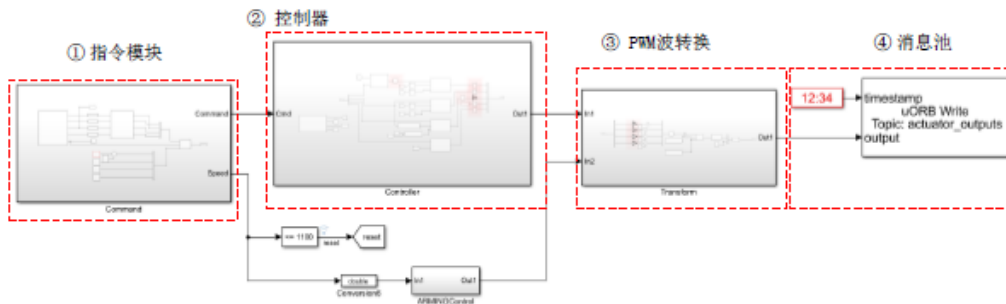
在 Bode 图上单击右键，在弹出的快捷菜单中选择“Edit Compensator”命令，在出现的对话框中查看得到的校正器为

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

## 5.4. 硬件在环仿真实验

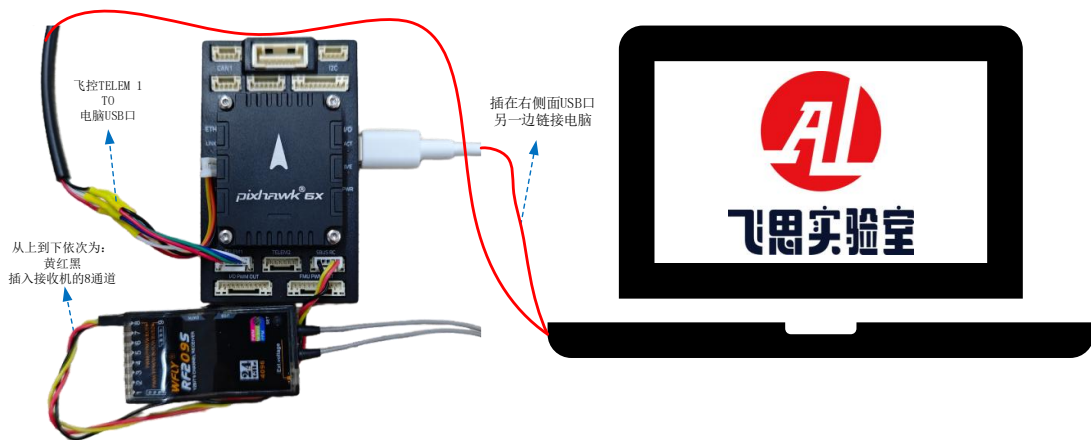
(1) 打开 Simulink 仿真模型

打开文件“[e4-4\InitDatactrl.m](#)”，运行参数初始化，并打开“[SmallFixedWingUAVupperHIL.slx](#)”文件，如图所示。其中①指令输入模块，其中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控制器，分析实验中已经设计好的姿态控制器和高度速度控制器，③PWM 波转化模块，将控制输出的指令转化为飞控中应用的 PWM 波，④消息池，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。



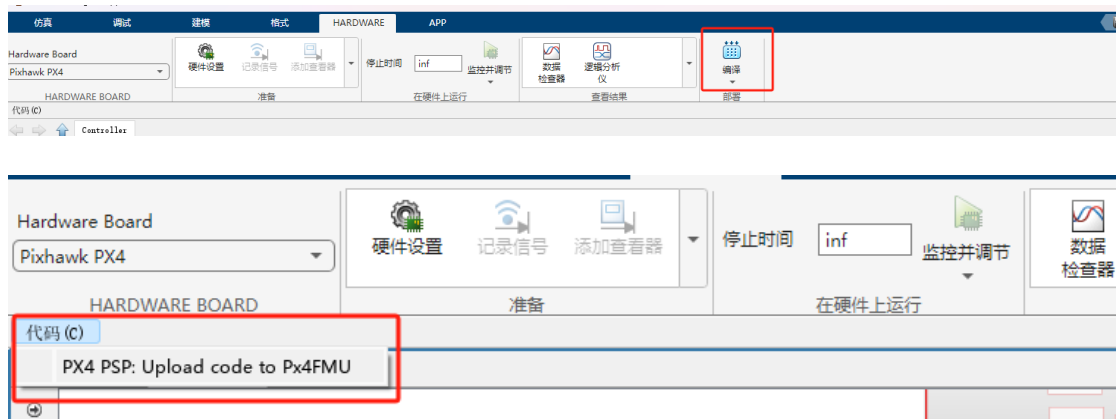
(2) 硬件连接

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



### (3) 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 Pixhawk 飞控中，下载完成。



```

Found board id: 56,0 bootloader version: 5 on COM5
sn: 002c00293031510934373938
chip: 20036450
family: b'STM32H7[4|5]x'
revision: b'V'
flash: 1966080 bytes
Windowed mode: False

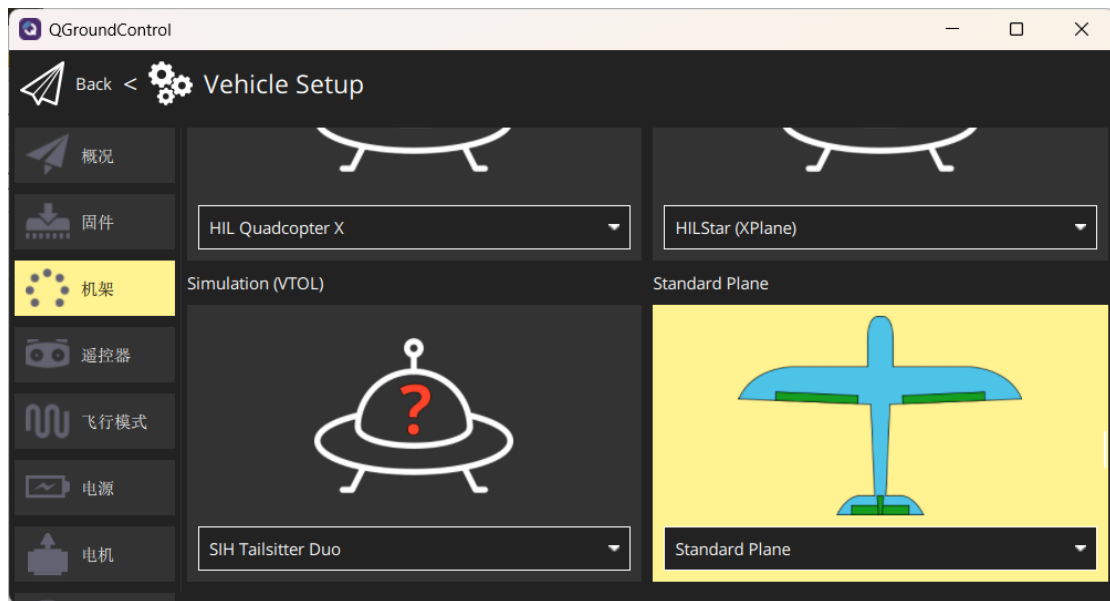
Erase : [=====] 100.0%
Program: [=====] 100.0%
Verify : [=====] 100.0%
Rebooting. Elapsed Time 26.365

C:\Users\13612\Desktop\code\code-6\e4-4>

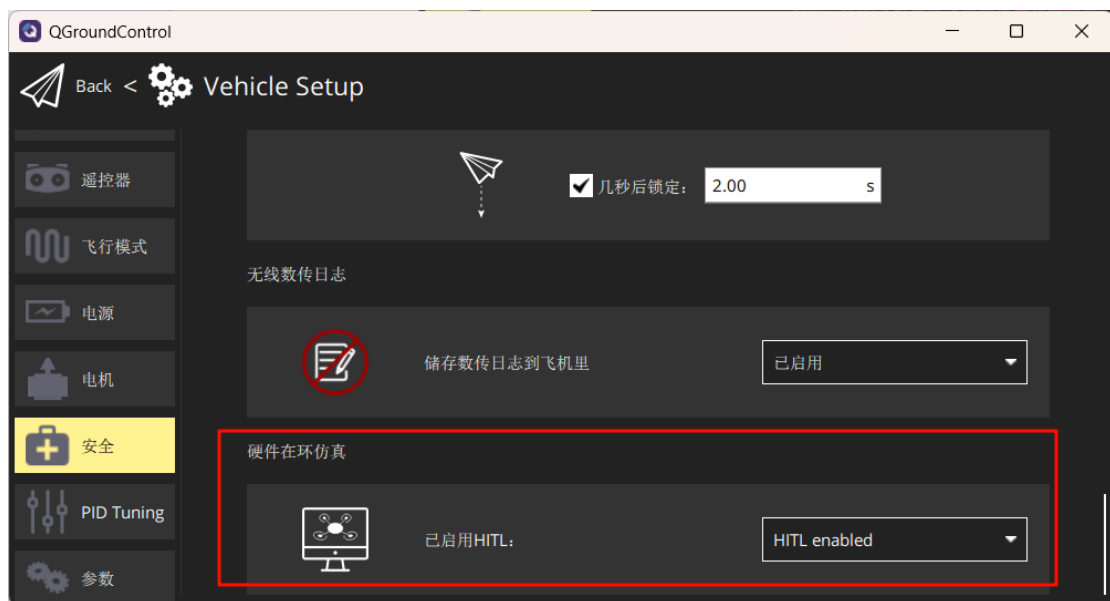
```

### (4) 观察仿真结果

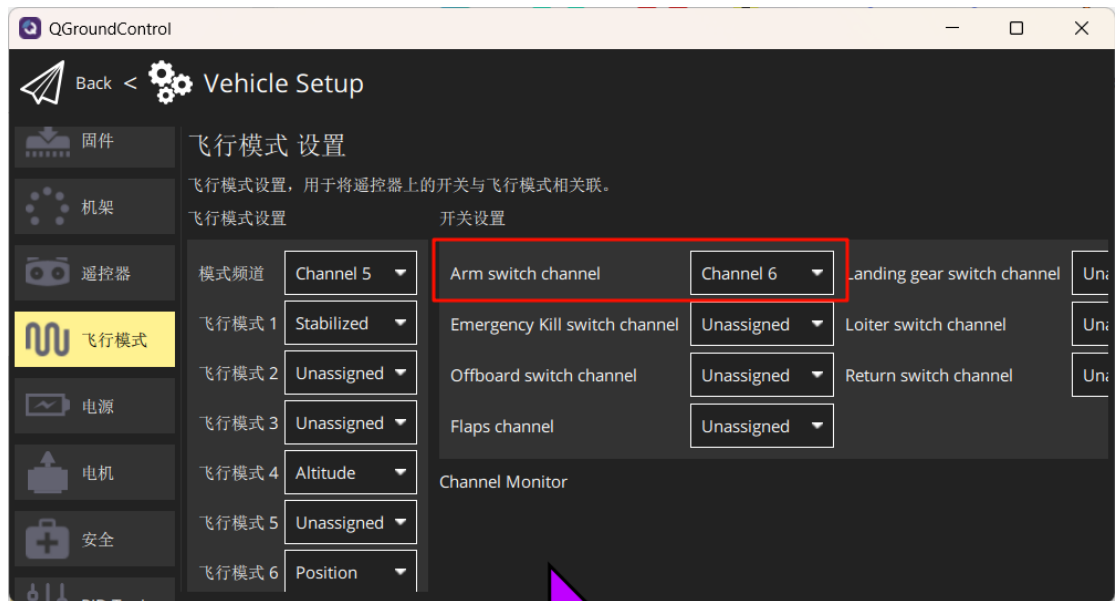
打开 QGC 地面站后确认机架设置如下：



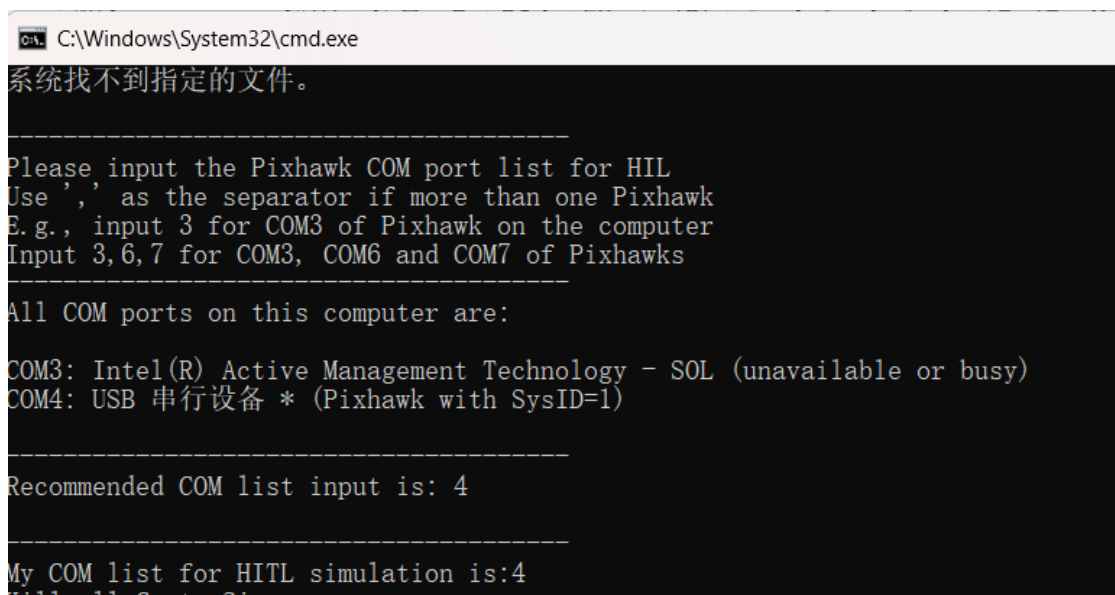
安全选项中使能 HIL 仿真。



设置 CH6 为解锁通道。



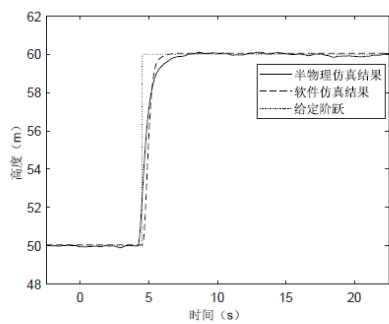
关闭 QGC，双击运行 [e4-4\SmallFixedWingUAVHITLRun.bat](#)。在弹出的 CMD 对话框中输入 COM 口号。



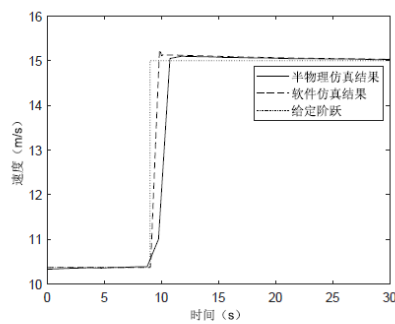
等待 CopterSim 初始化完成（左下角显示 **PX4: GPS 3D fixed & EKF initialization finished.**）。



用遥控器 CH6 解锁固定翼，“ch5”保持低位，实现手动控制。向上推动油门摇杆，实现固定翼的缓慢起飞，到达一定高度后，松开油门摇杆，让固定翼保持水平直飞，在“Rfl ySim3D”软件界面观察固定翼飞行状态变化，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) 高度通道仿真比较



(b) 速度通道仿真比较

从图中可以看出硬件在环仿真结果与软件在环仿真结果基本一致，且没有明显的振荡，证明控制器有效。

## 5.5. 基于校正控制的硬件在环仿真实验步骤

(1) 将连续校正环节离散化

设计实验一（6.4.3.1）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。

```

%%pitchrate G(s)-G(z)
num=[0.3571 1];
den=[1.1425 1];
G=tf([num],[den]);
Ts=0.005;
Gd=c2d(G,Ts,'zoh');

```

俯仰角速率环校正环节替换后的传递函数为

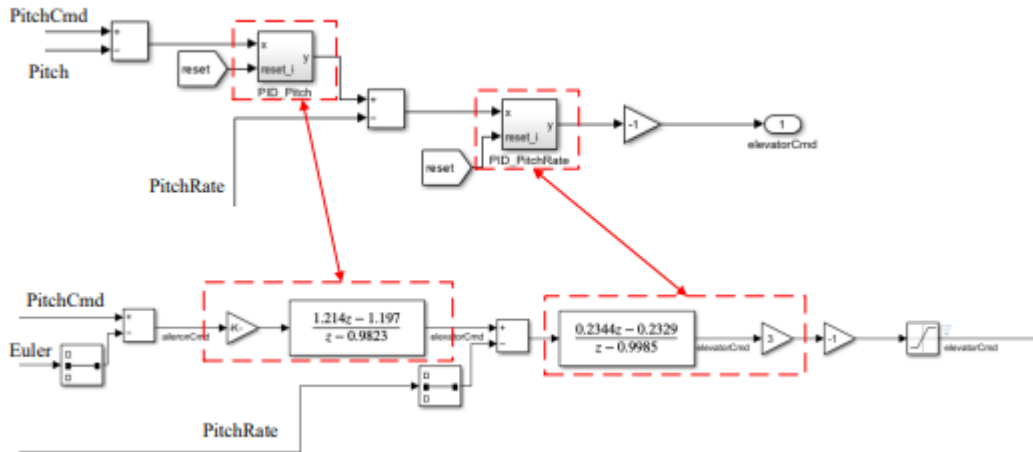
$$G_c(s) = \frac{1+0.5s}{1+1.618s} \rightarrow G(z) = \frac{0.309z-0.3059}{z-0.9969}$$

俯仰角度环校正环节替换后的传递函数为

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

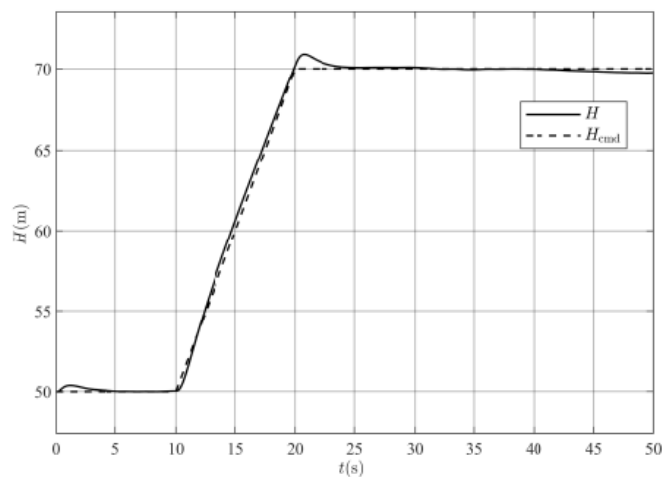
### (2) 替换控制模型

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。



### (3) 进行硬件在环仿真

按照 5.4 节中的操作步骤开始硬件在环仿真，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，加入校正环节可以满足频域设计要求，且飞行稳定。



## 6. 参考资料

[1] 微小型固定翼无人机飞行控制设计与实践

## 7. 常见问题

Q1: 在进行分析实验时，运行 [DrawVel.m](#) 所得到的图不一致或是运行失败？

---

**A1:** 请观察计算公式中的变量是否进行更改，或是在绘图代码部分中的变量是否进行更改。