

多旋翼飞行器远程控制实践

第6章 跟踪控制器设计实验

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

大纲



1. 基本原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

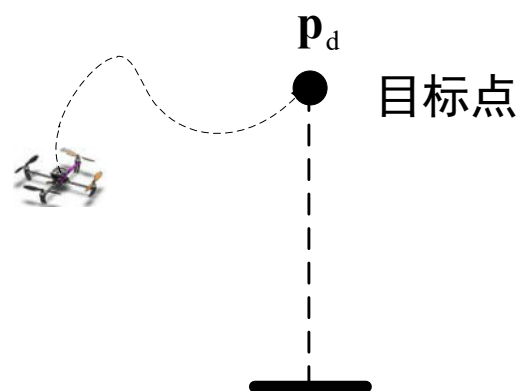
5. 实飞实验

6. 本章小结

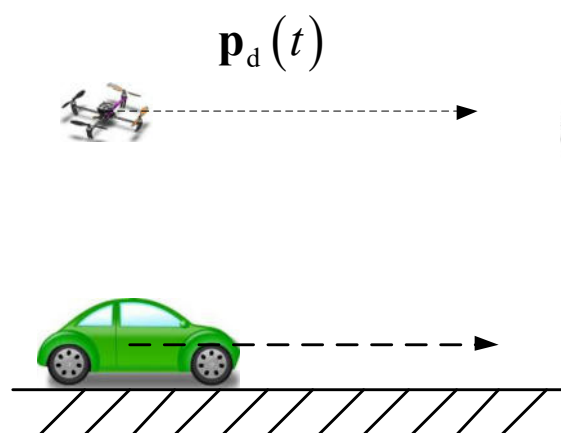
1. 实验原理

□ 分类

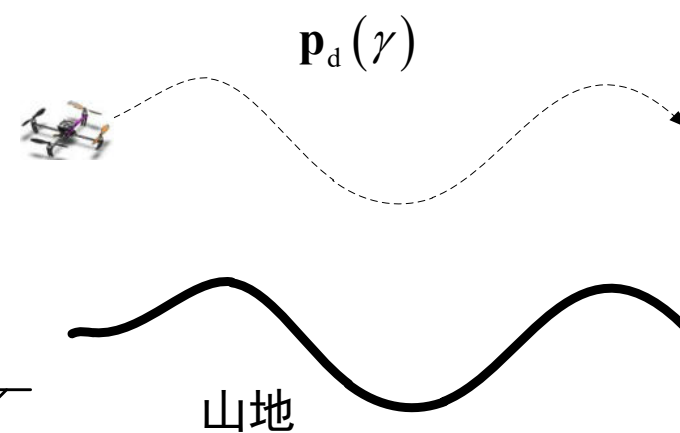
根据给定目标轨迹 p_d 的不同，可将位置控制分为三类：定点控制、轨迹跟踪和路径跟随。



(a) 定点控制



(b) 轨迹跟踪



(c) 路径跟随

位置控制三类形式

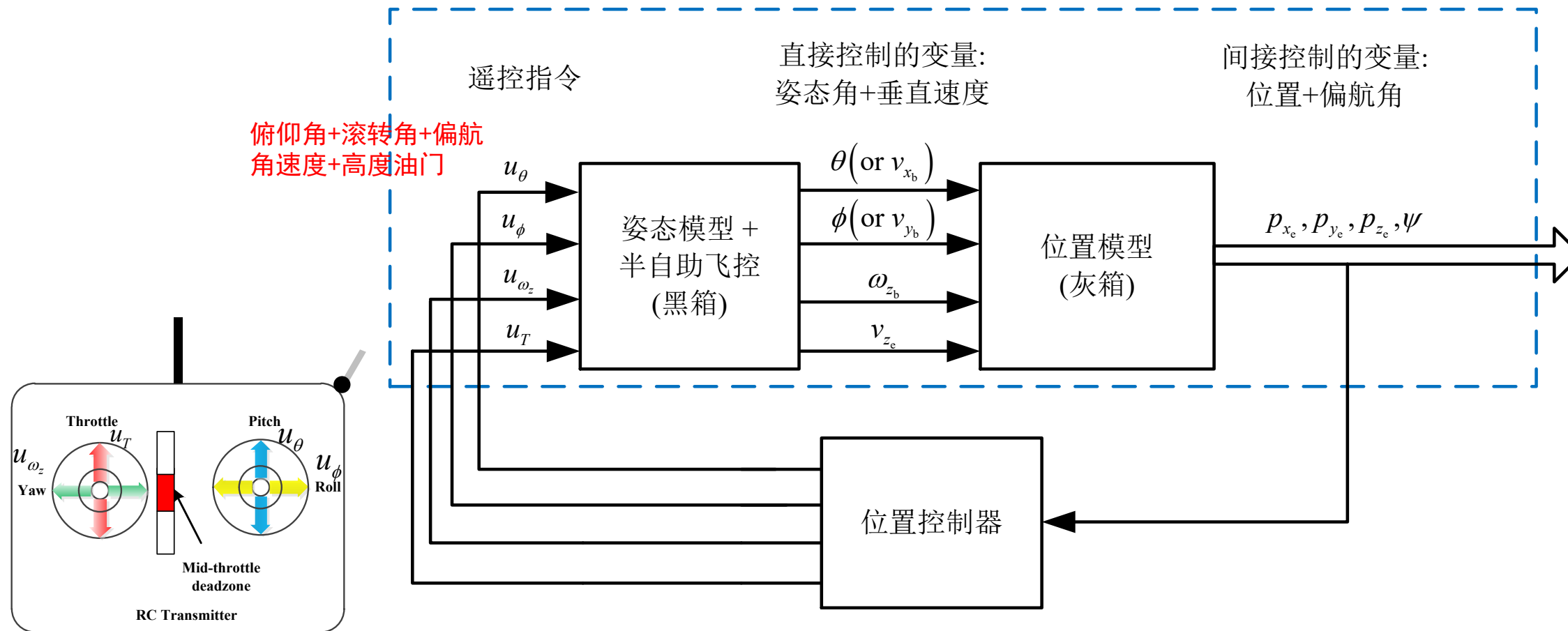
1. 实验原理

□ 分类

- (1) **定点控制** (Set-Point Control)。期望目标点 $\mathbf{p}_d \in \mathbb{R}^3$ 是一个常值。设计控制器使得，当 $t \rightarrow \infty$ 时， $\|\mathbf{p}_d - \mathbf{p}(t)\|$ 收敛到0或者在0足够小的邻域内。
- (2) **轨迹跟踪** (Trajectory Tracking)。期望轨迹 $\mathbf{p}_d(t): [0, \infty) \rightarrow \mathbb{R}^3$ 是一条与时间相关的轨迹。设计控制器使得，当 $t \rightarrow \infty$ 时， $\|\mathbf{p}_d(t) - \mathbf{p}(t)\|$ 收敛到0或者在0足够小的邻域内。
- (3) **路径跟随** (Path Following)。期望轨迹 $\mathbf{p}_d(\gamma) \in \mathbb{R}^3$ 是一条由参数 γ 直接决定的路径，而不是时间。设计控制器使得，当 $t \rightarrow \infty$ 时， $\|\mathbf{p}_d(\gamma(t)) - \mathbf{p}(t)\|$ 收敛到0或者在0足够小的邻域内。

1. 实验原理

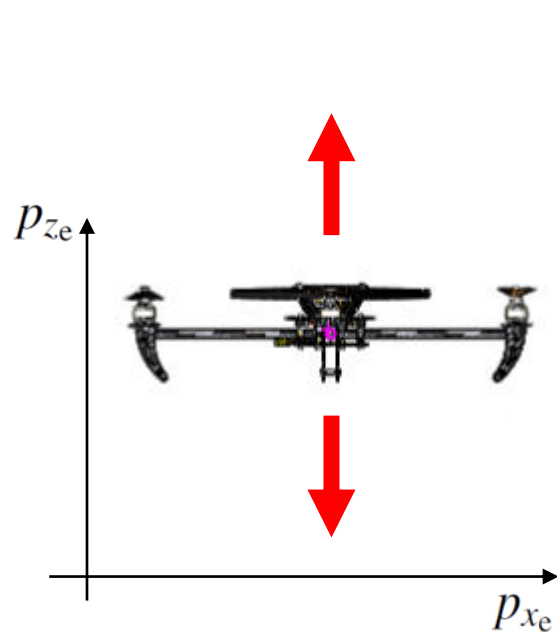
□ 数学模型



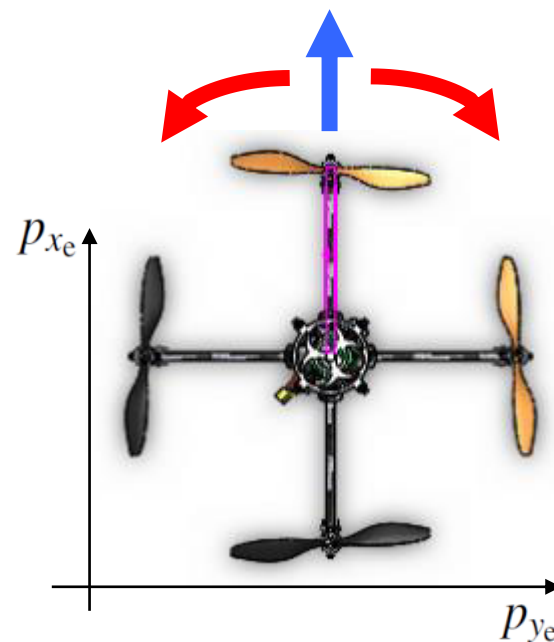
1. 实验原理

□ 数学模型

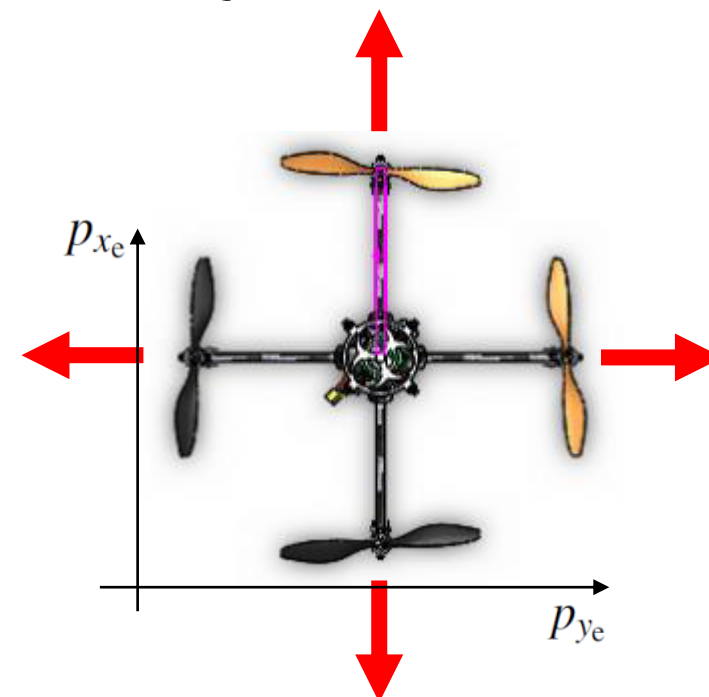
在半自主飞控平台的作用下解耦为三个相对独立的通道



高度通道



偏航通道



水平通道

1. 实验原理

□ 数学模型（假设）

高度通道

$$\begin{aligned}\dot{p}_{ze} &= v_{ze} \\ \dot{v}_{ze} &= -\boxed{k_{v_z}} v_{ze} - \boxed{k_{u_T}} u_T\end{aligned}$$

偏航通道

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= \omega_z \\ \dot{\omega}_z &= -\boxed{k_{\omega_z}} \omega_z + \boxed{k_{u_{\omega_z}}} u_{\omega_z}\end{aligned}$$

水平通道

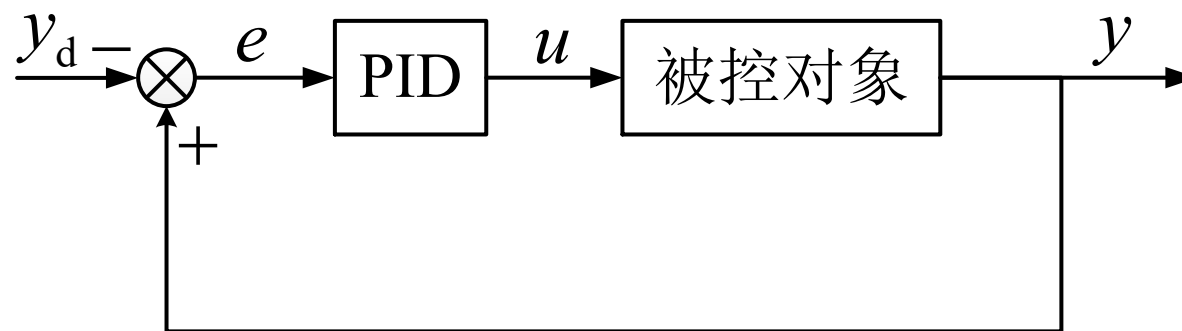
$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{p}}_{he} &= \mathbf{R}_{\psi} \mathbf{v}_{hb} \\ \dot{\mathbf{v}}_{hb} &= -\boxed{\mathbf{K}_{v_{hb}}} \mathbf{v}_{hb} - g \text{diag}(1, -1) \boldsymbol{\Theta}_h \\ \dot{\boldsymbol{\Theta}}_h &= \boldsymbol{\omega}_{hb} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{hb} &= -\boxed{\mathbf{K}_{\boldsymbol{\Theta}_h}} \boldsymbol{\Theta}_h - \boxed{\mathbf{K}_{\boldsymbol{\omega}_{hb}}} \boldsymbol{\omega}_{hb} + \boxed{\mathbf{K}_{u_h}} \mathbf{u}_h\end{aligned}$$

参数取决于半自主
飞控平台，未知

$$\mathbf{u}_h = \begin{bmatrix} u_{\theta} & u_{\phi} \end{bmatrix}^T$$

1. 实验原理

□ PID控制器



	控制器	期望
高度通道	$u_T(t) = -k_{p_{zp}}(p_{ze}(t) - p_{zed}(t)) - k_{p_{zd}}(\dot{p}_{ze}(t) - \dot{p}_{zed}(t)) - k_{p_{zi}} \int_0^t (p_{ze}(\tau) - p_{zed}(\tau)) d\tau$	$p_{zed} \in \mathbb{R}$
偏航通道	$u_{\omega_z}(t) = -k_{\psi p}(\psi(t) - \psi_d(t)) - k_{\psi d}(\omega_z(t) - \dot{\psi}_d(t)) - k_{\psi i} \int_0^t (\psi(\tau) - \psi_d(\tau)) d\tau$	$\psi_d \in \mathbb{R}$
水平通道	$\mathbf{u}_h(t) = -\mathbf{K}_{hp} \mathbf{R}_{\psi}^T (\mathbf{p}_h(t) - \mathbf{p}_{hd}(t)) - \mathbf{K}_{hd} \mathbf{R}_{\psi}^T (\dot{\mathbf{p}}_h(t) - \dot{\mathbf{p}}_{hd}(t)) - \mathbf{K}_{hi} \int_0^t \mathbf{R}_{\psi}^T (\mathbf{p}_h(\tau) - \mathbf{p}_{hd}(\tau)) d\tau$	$\mathbf{p}_{hd} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$

大纲



1. 基本原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 实飞实验

6. 本章小结

2. 基础实验-实验目标

■ 准备

- (1) 软件：MATLAB R2017b 及以上版本，基于Simulink的控制器设计与仿真平台和实验指导包“e3.1”，FlightGear
- (2) 硬件：计算机

■ 目标

-了解多旋翼三通道线性化传递函数模型和相应的跟踪控制器。

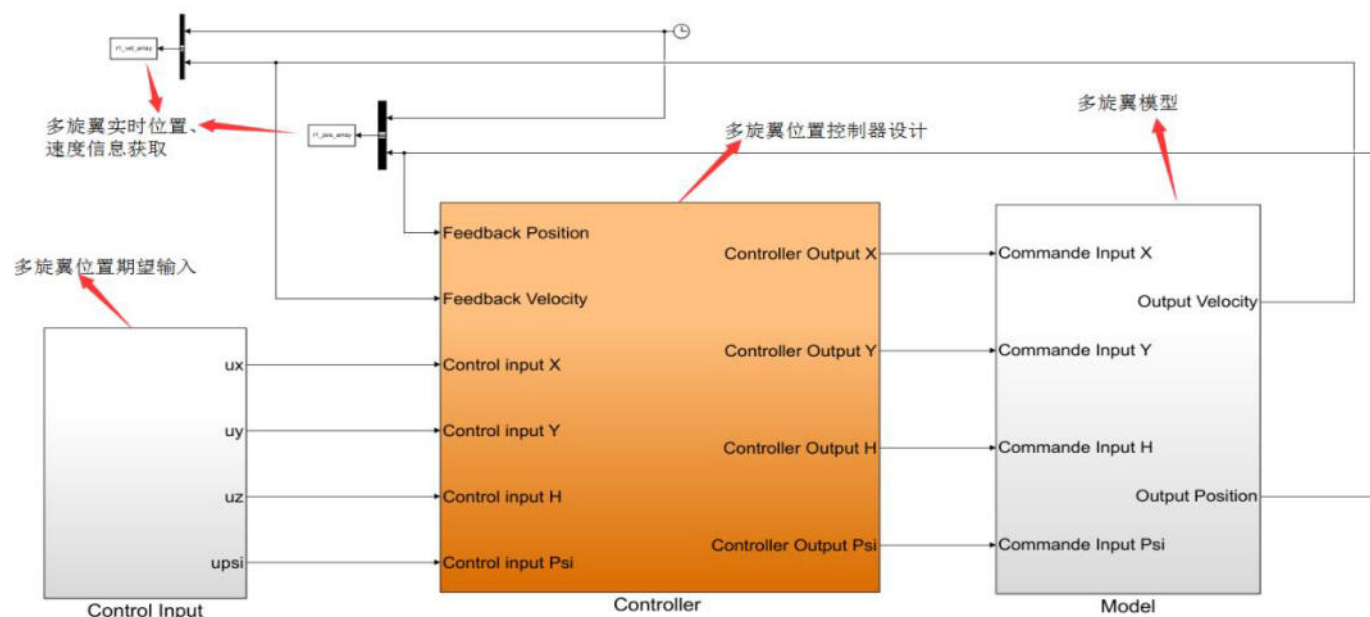
-给定多旋翼各通道幅值为1，响应时间为第5s 的阶跃信号，观察效果。进一步，保持偏航角为0，修改输入期望，实现多旋翼跟踪圆和“8”字轨迹，并逐渐缩输入信号的周期（20s, 10s, 5s），观察跟踪效果的变化，分析输入信号频率对跟踪效果的影响。

-使用相同的控制器进行仿真2.0 实验，即非线性模型实验。

2. 基础实验-实验模块介绍

(1) 打开Simulink 文件“e3\e3.1\sim1.0\e3_1_TF_TrajectoireFollowing_Segment.slx”，整体模块如下图所示。

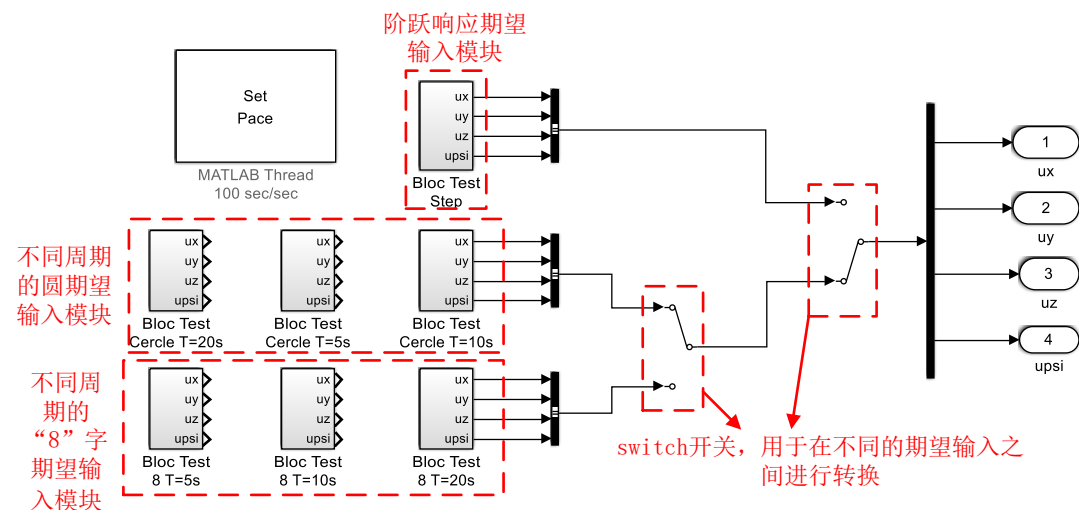
可以点开各个模块查看具体结构。



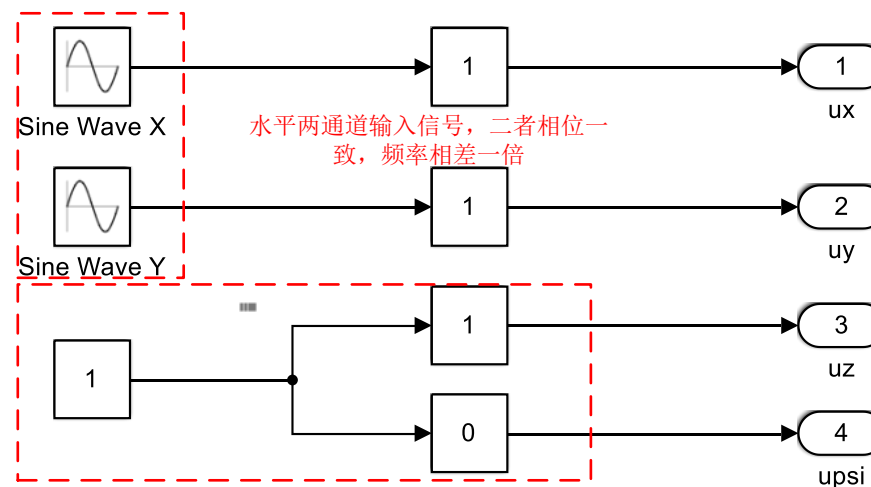
整体模块示意图

2. 基础实验-实验模块介绍

(2) 打开 “Control Input” 模块，其内部如左下图所示。该模块包含了三种不同的期望输入，分别是阶跃信号、圆以及“8”字，每种信号有三种不同周期。以周期为10s 的“8”字信号为例，其内部如右下图所示。



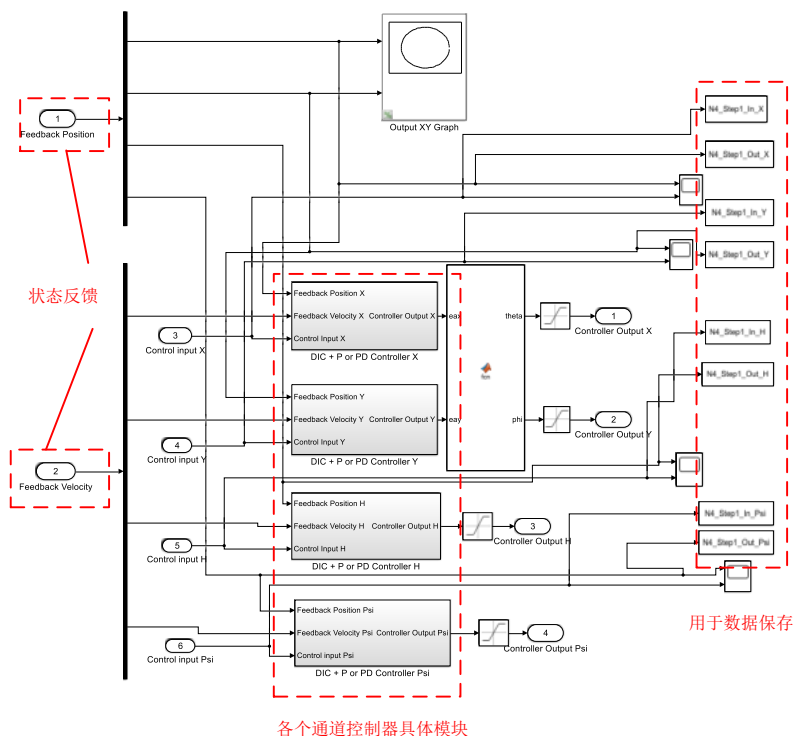
期望输入模块



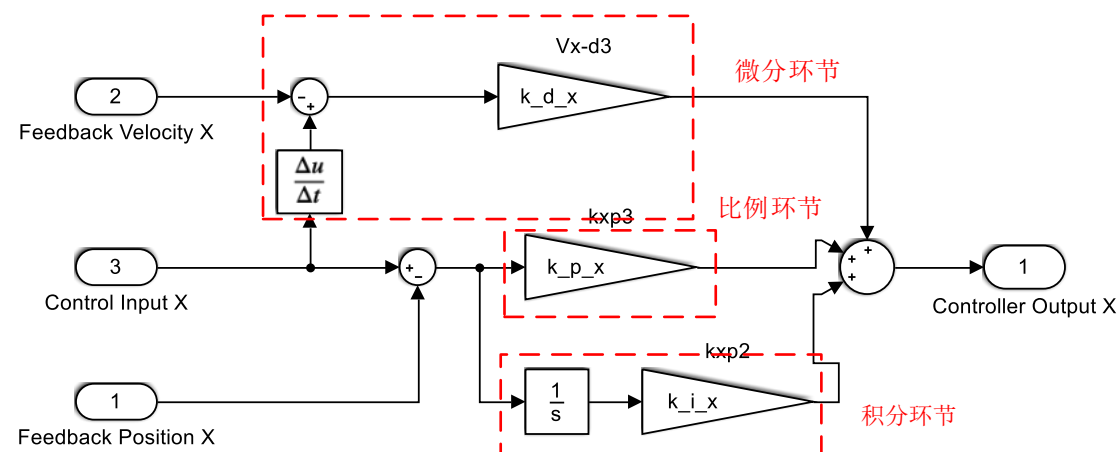
“8”字轨迹期望输入

2. 基础实验-实验模块介绍

(3) 基础实验中使用的是PID 控制器。控制器模块内部如左下图所示。四个通道的PID 控制器具体结构基本一致，以水平前向通道控制器为例，控制器具体结构如右下图所示。



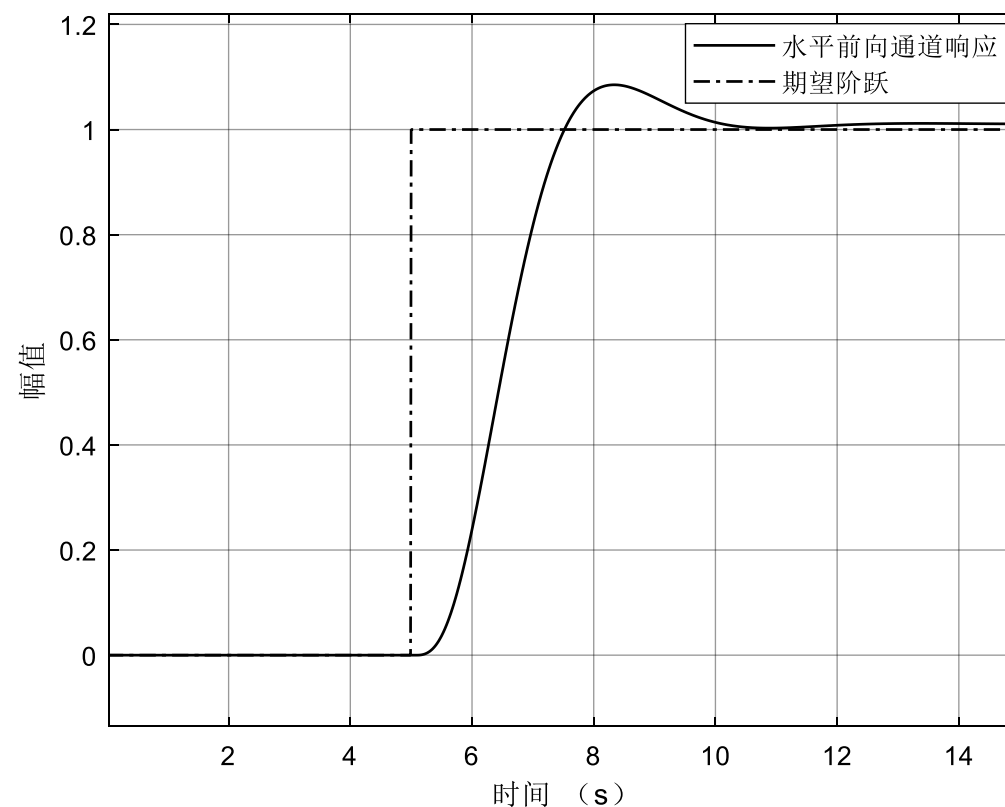
控制器模块



控制器具体结构

2. 基础实验-仿真1.0

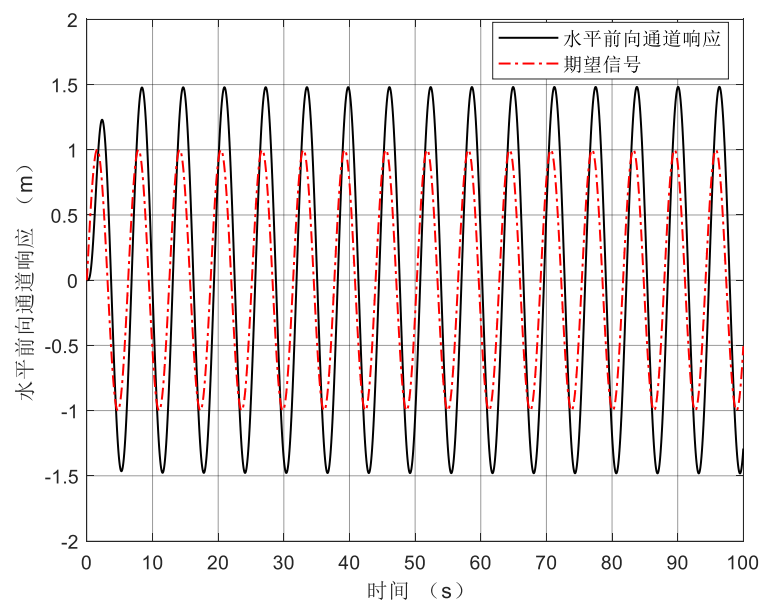
(1) 运行“e3\e3.1\sim1.0\StartSimulation.m”文件，初始化参数。将“Control Input”模块的阶跃输入接入，可以得到各通道的阶跃响应输入输出时间曲线对比图。以水平前向通道为例，仿真结果如右图所示。可以看到，响应曲线有一定的超调并且响应时间较慢，读者可以调节PID 控制器的参数获得更好的控制效果。



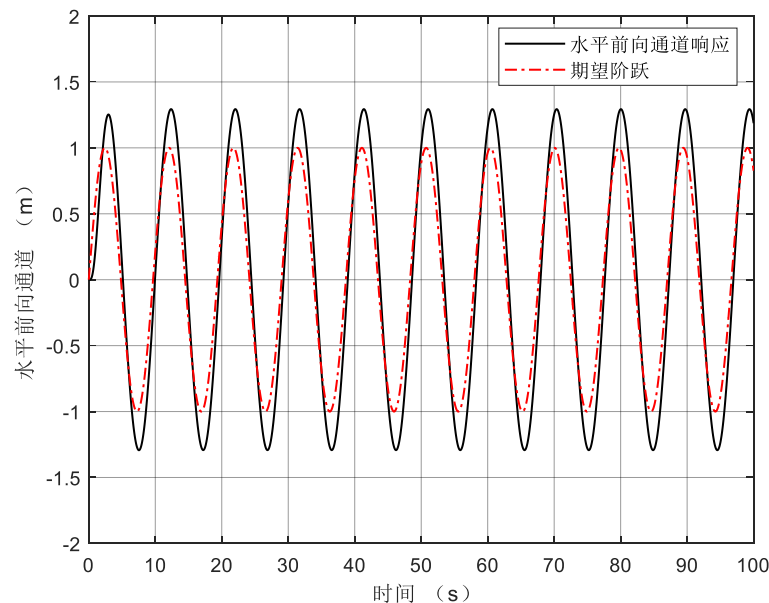
水平前向通道阶跃响应

2. 基础实验-仿真1.0

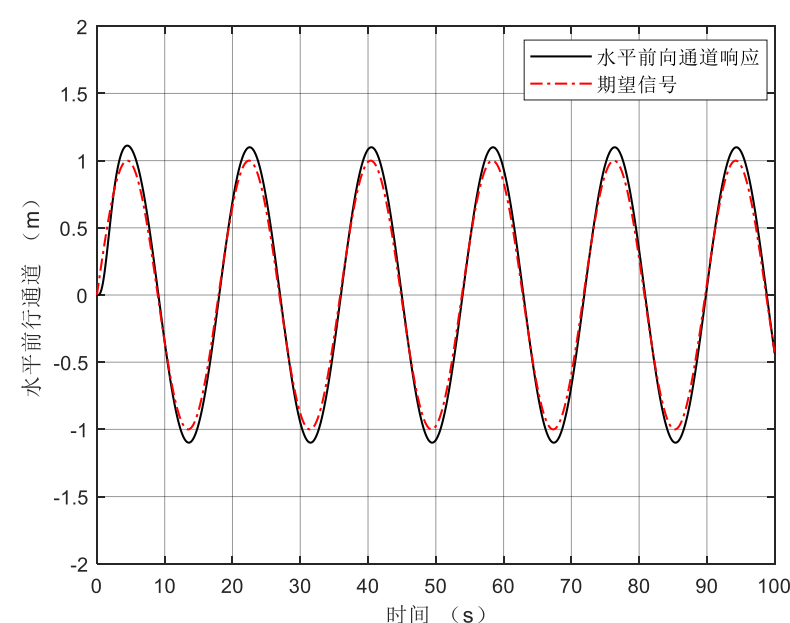
(3) 将“Control Input”模块的三种不同周期的圆轨迹信号接入，以水平前向通道为例，其仿真结果如下图所示。



圆轨迹跟踪水平前向通道 $T = 5s$
输入输出对比图



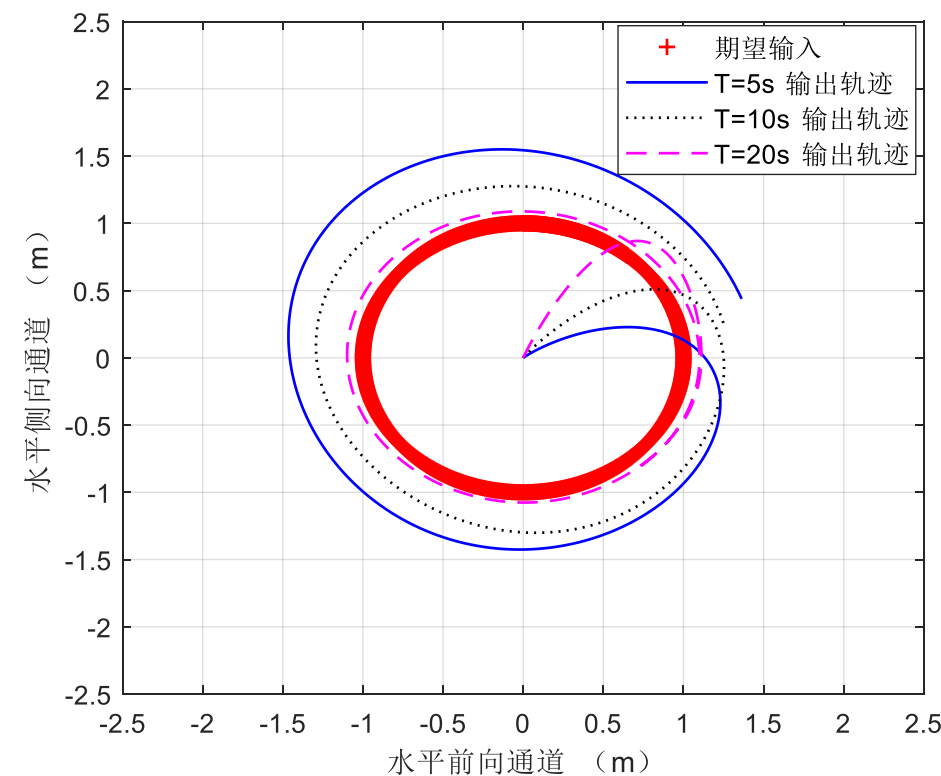
圆轨迹跟踪水平前向通道 $T = 10s$
输入输出对比图



圆轨迹跟踪水平前向通道 $T = 20s$
输入输出对比图

2. 基础实验-仿真1.0

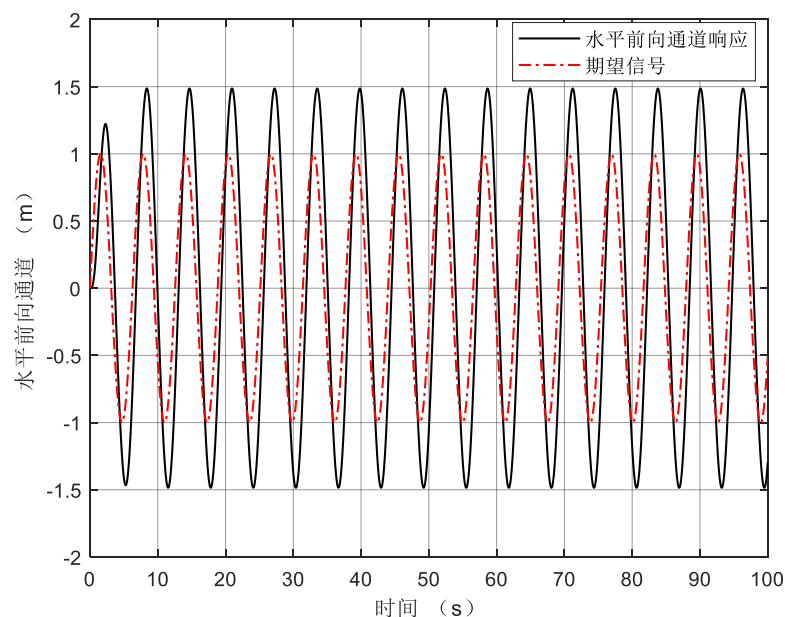
(4) 为获得更好的对比效果，将不同周期输入激励下的水平两方向通道响应画到一张图中，如右图所示。可以看出，随着周期的增大，多旋翼对期望曲线的跟踪效果更加理想。



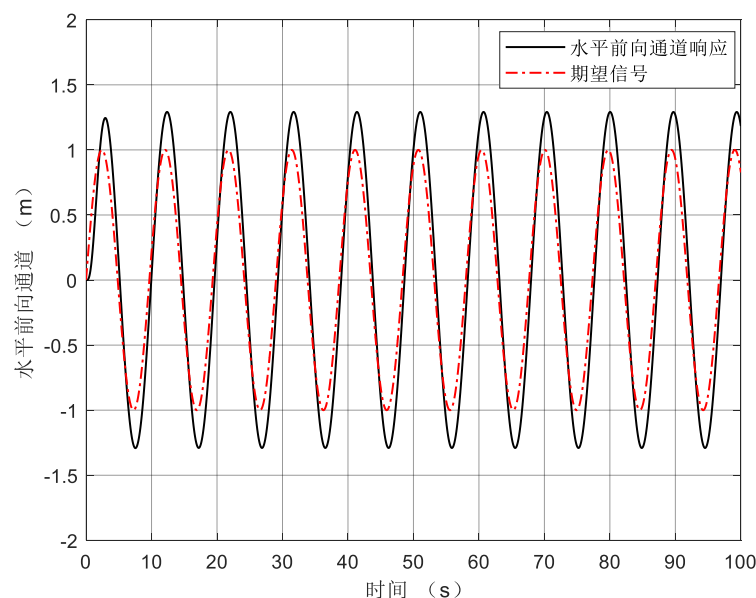
不同周期圆轨迹跟踪曲线对比图

2. 基础实验-仿真1.0

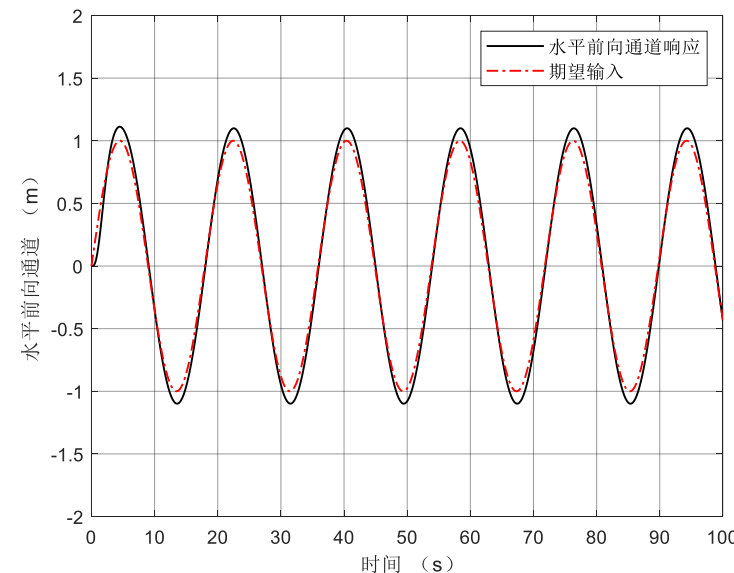
(5) 将“Control Input”模块的三种不同周期的“8”字轨迹信号接入，以水平前向通道为例，其仿真结果如下图所示。



“8”字轨迹跟踪水平前向通道 $T = 5s$
输入输出对比图



“8”字轨迹跟踪水平前向通道 $T = 10s$
输入输出对比图

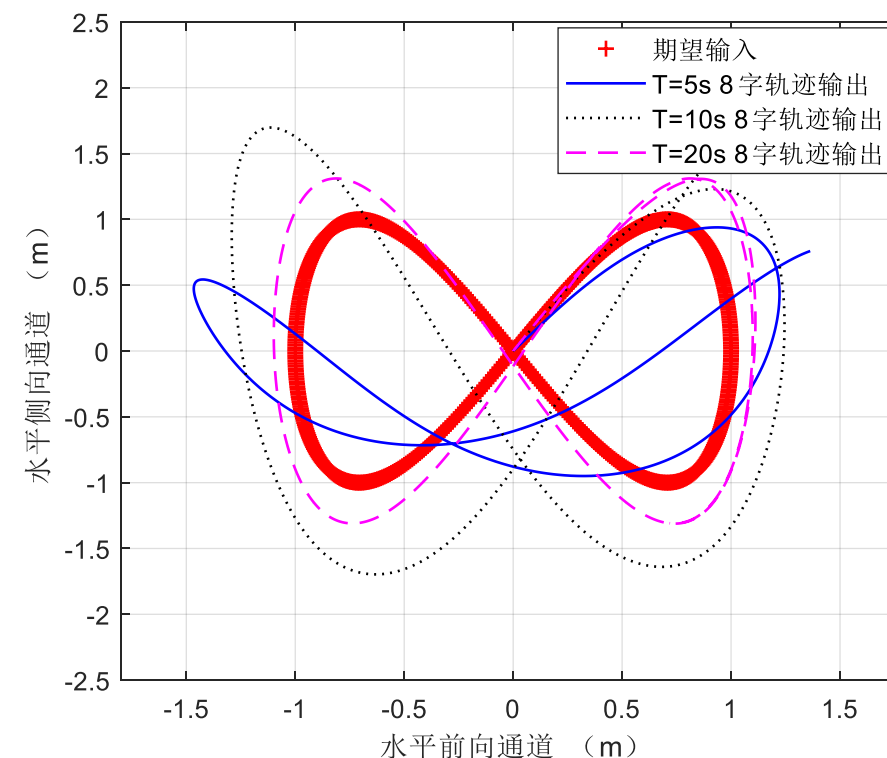


“8”字轨迹跟踪水平前向通道 $T = 20s$
输入输出对比图

2. 基础实验-仿真1.0

(6) 为获得更好的对比效果，将不同周期输入激励下的水平两方向通道响应画到一张图中，如右图所示。

可以看出，随着周期的增大，多旋翼对期望曲线的跟踪效果更加理想。



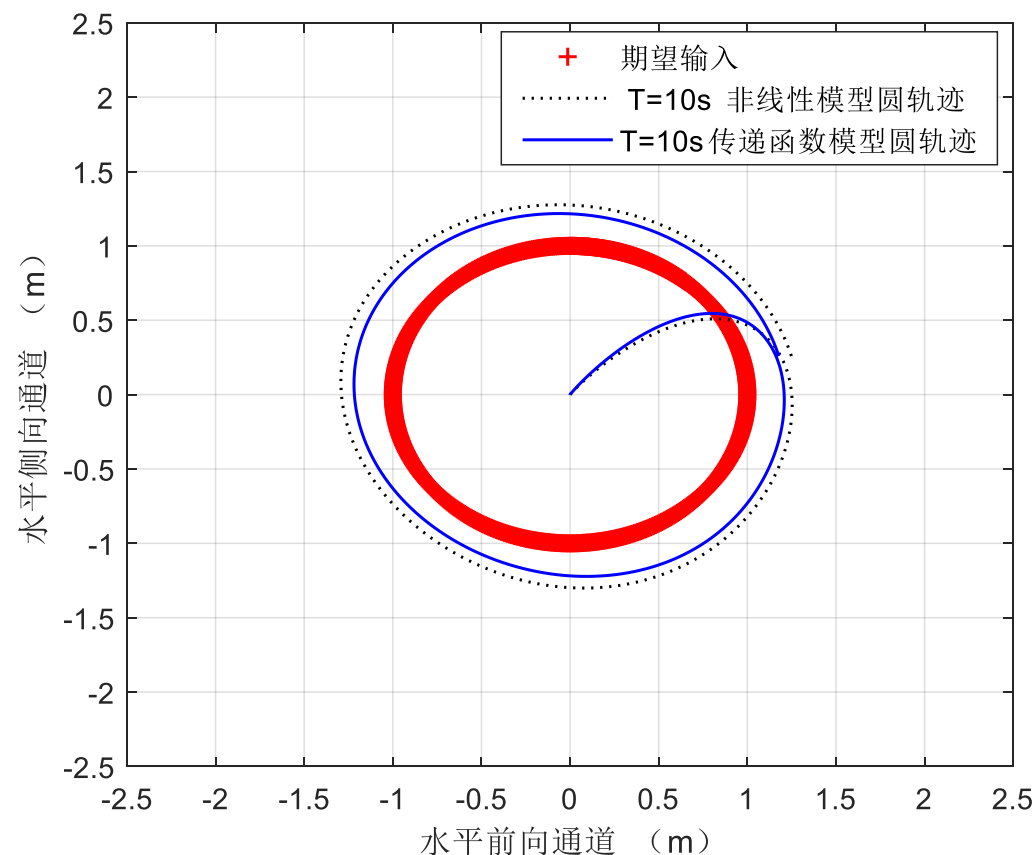
不同周期“8”字轨迹跟踪曲线对比图

第六章跟踪控制器设计

基础实验：仿真1.0

2. 基础实验-仿真2.0

打开Simulink 文件“e3\ e3.1\sim2.0”，其中的闭环系统结构与“e3\ e3.1\sim1.0”相同，区别在于其中的模型为非线性模型。采用与传递函数模型实验中完全相同的实验步骤，将两种模型的关键结果进行对比。从右图可以看出，我们采用系统辨识获得的模型进行跟踪控制器设计，可以产生与基于非线性模型设计非常接近的效果。同时也可以在FlightGear中查看仿真飞行效果。



不同模型T=10s圆轨迹跟踪曲线对比图

第六章跟踪控制器设计

基础实验：仿真2.0

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
3. 分析实验
4. 设计实验
5. 实飞实验
6. 本章小结

3. 分析实验-实验目标

■ 准备

- (1) 软件：MATLAB R2017b 及以上版本，基于Simulink 的控制器设计与仿真平台和实验指导包“e3.2”，FlightGear
- (2) 硬件：计算机

■ 目标

给定幅值为1，响应时间为仿真第5s 的阶跃信号，观察仿真模型的各通道稳态误差、超调量和调节时间。根据所获得的结果，设计频率校正控制器，满足如下性能要求。

- 速度控制环，相位裕度 $>65^\circ$ ，截止频率 $> 3\text{rad/s}$ ；
- 位置控制环，相位裕度 $>60^\circ$ ，截止频率 $> 2\text{rad/s}$ 。

使系统具有较好的系统带宽，分析系统带宽对跟踪效果的影响，并使用设计好的校正控制器进

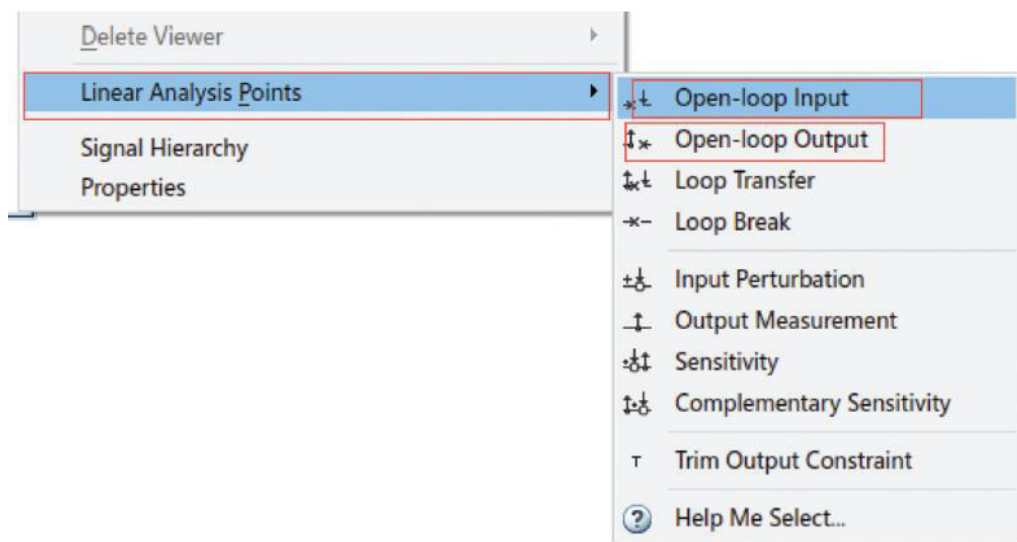
行仿真对照。进一步，将设计好的控制器应用到仿真2.0，即非线性系统模型实验。

3. 分析实验-仿真1.0

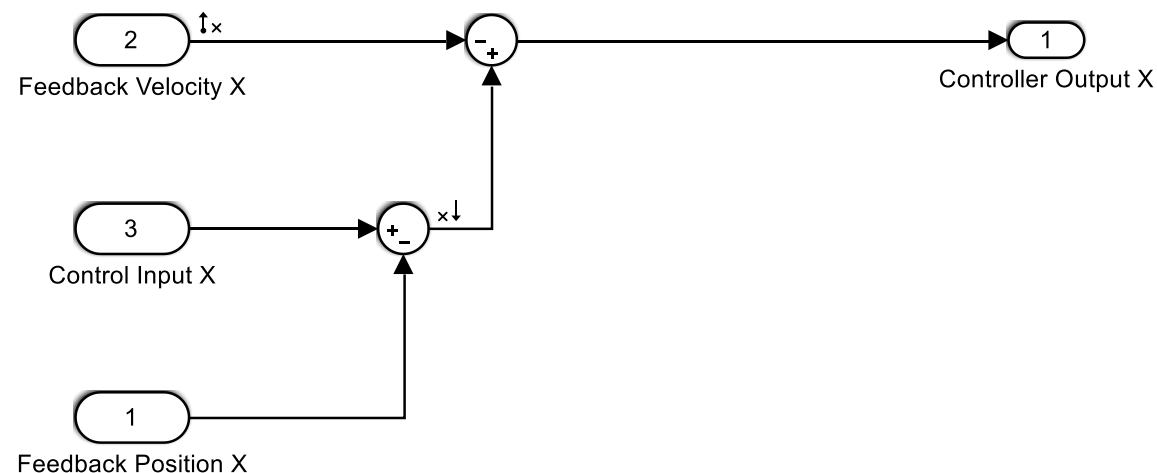
(1) 这里以水平前向通道为例。首先获得未校正前的Bode 图，步骤如下：

输入点设置：选中信号线，点击鼠标右键，选择“Linear Analysis Points” – “Open-loop Input”。

输出点设置：与输入点设置步骤相同，最后选择“Open-loop Output”，如左下图所示。设置好的输入点和输出点如右下图所示。



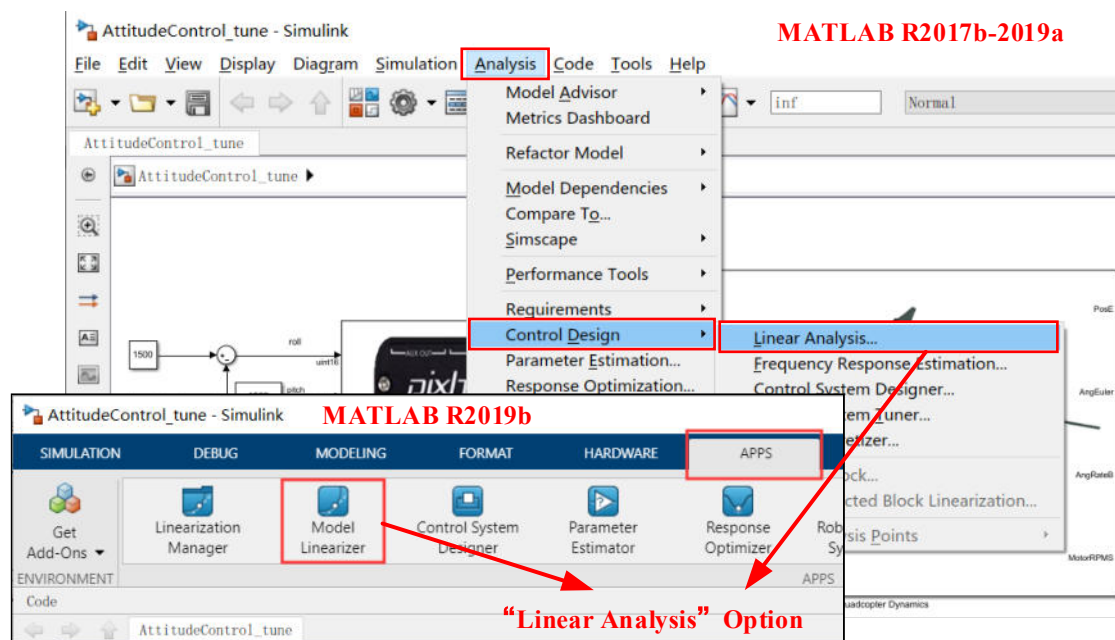
设置输入输出



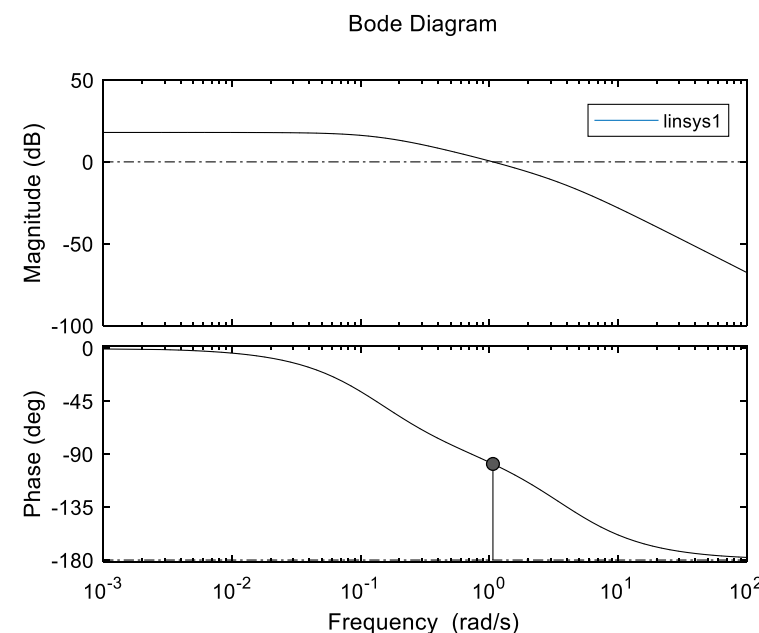
输入输出示意图

3. 分析实验-仿真1.0

(1) 得到Bode 图：选择Simulink 上面菜单中的“Analysis”- “Control Design” - “Linear Analysis”，如左下图所示。在弹出的窗口中选择“LINEAR ANALYSIS”，点击“Bode”，即可得到Bode图。右键点击曲线，选择“Characteristic”- “All Stability Margins”，可以看到截止频率、幅值裕度和相角裕度等。得到的速度环Bode图如右下图所示，可以看到相角裕度为 81.6° ，截止频率为 1.33rad ，不符合要求。



线性设计工具箱



速度环Bode图

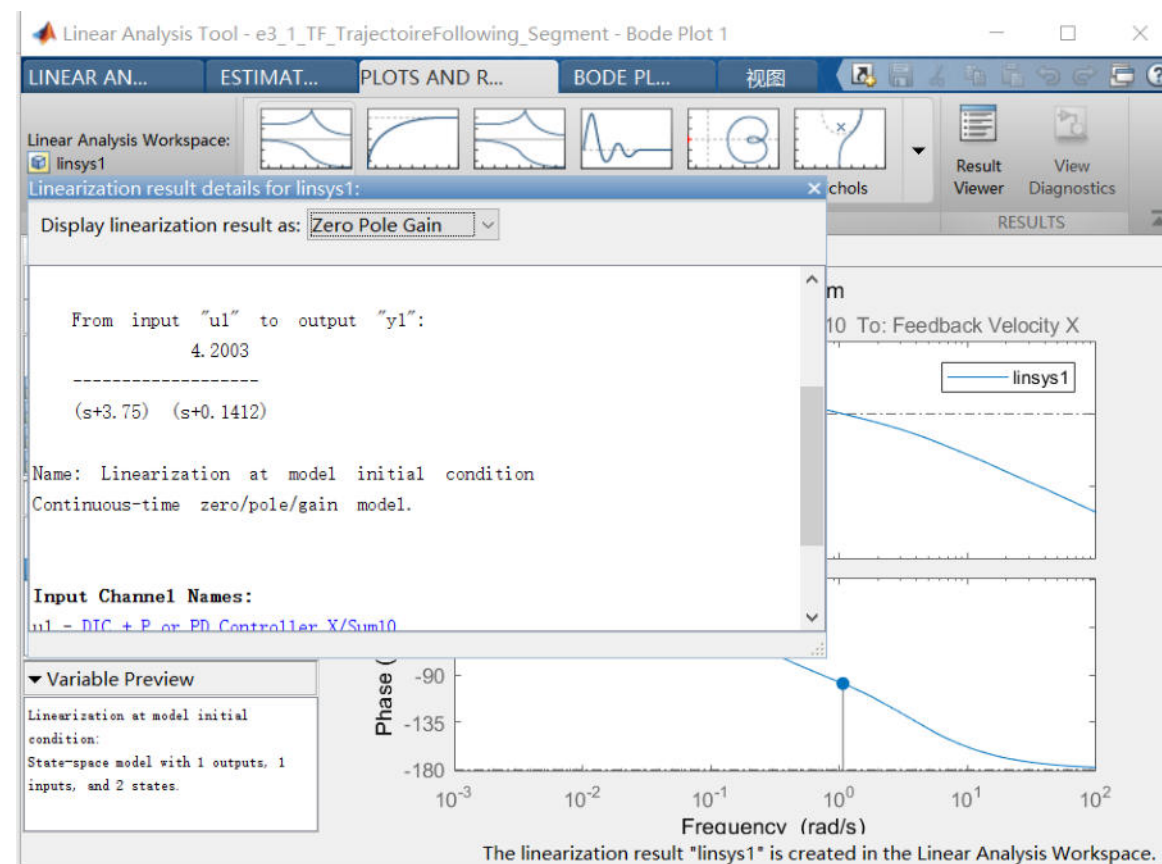
3. 分析实验-仿真1.0

(2) 生成Bode 图后，在左侧“Linear Analysis Workspace”中会出现“Linsys1”变量。如右图所示进行操作，即可得到传递函数模型：

$$G(s) = \frac{4.2003}{(s + 3.75)(s + 0.1412)}$$

整理得：

$$G(s) = \frac{7.554}{(0.267s + 1)(7.082s + 1)}$$



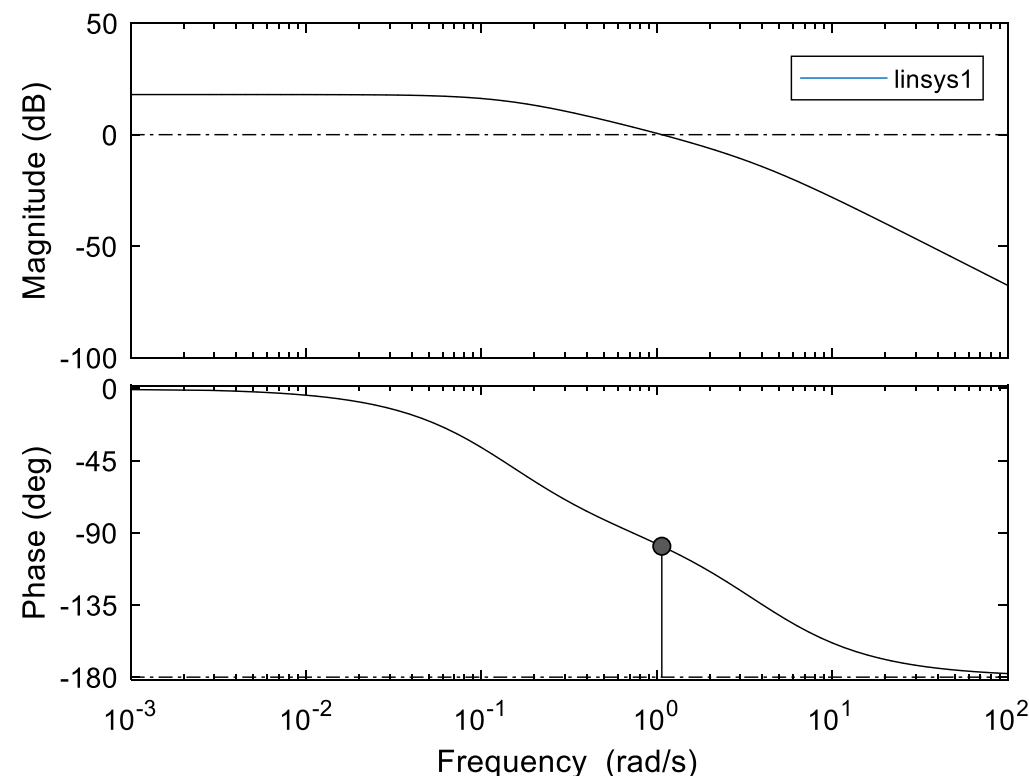
得到传递函数

3. 分析实验-仿真1.0

(3) 首先根据稳态误差调整开环增益。由传递函数可知，未加校正时，系统在阶跃作用下无稳态误差，无需更改开环增益。

由前述可知，系统的相角裕度是符合要求的，但截止频率太小，动态响应的快速性不够。增大开环增益 K ，截止频率增加但相角裕度又不符合要求。考虑使用超前校正，在增加截止频率的同时使系统具有足够的相角裕度。选取截止频率 $= 3\text{rad/s}$ ，由右图可知，此处幅值响应为 -10.8dB

Bode Diagram



Bode图

3. 分析实验-仿真1.0

(4) 根据超前校正环节幅频特性得到

$$10\lg a + 20\lg |G(j\omega_c)| = 0$$

进而得到 $a = 12.023$ 。为了使最大超前相位角 ϕ_m 落在截止频率 $\omega_c = 3\text{rad/s}$ 处，令 $\omega_m = \omega_c$ ，这时有

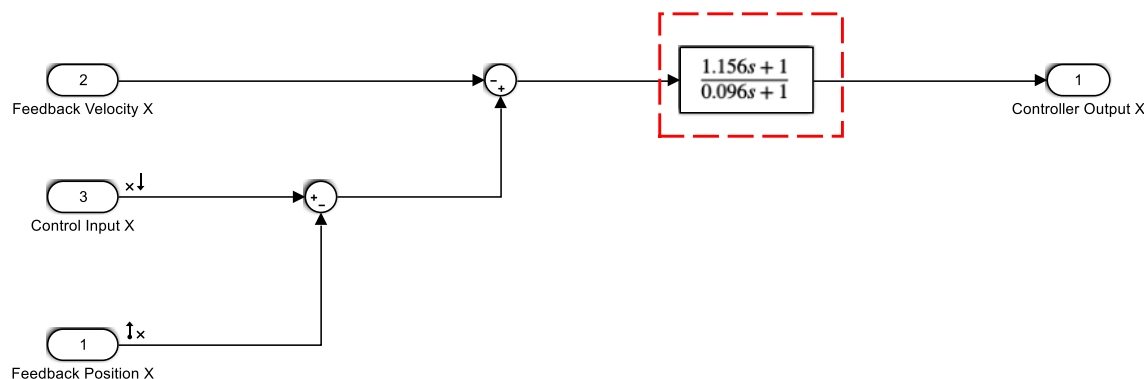
$$T = \frac{1}{\sqrt{a}\omega_m}$$

即 $T = 0.096\text{s}$ 。从而我们得到超前校正环节为

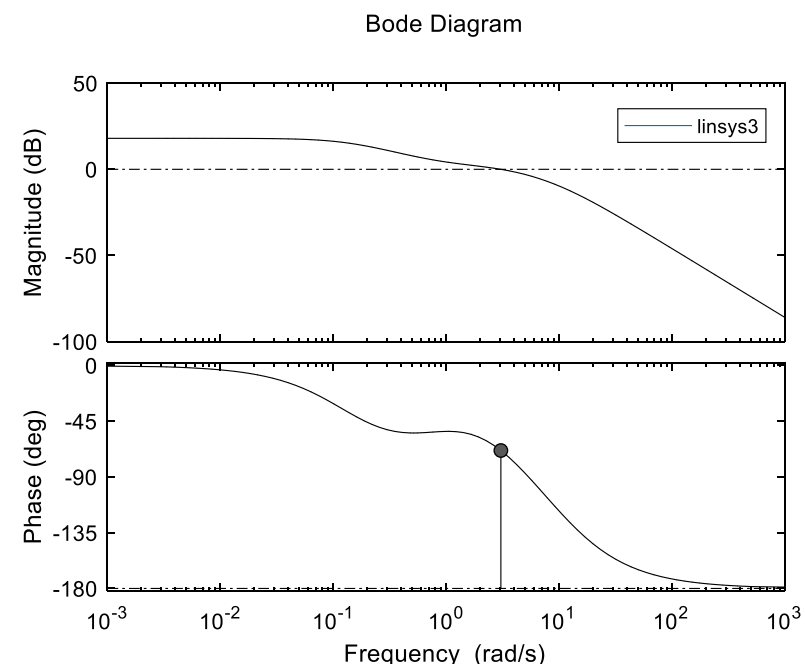
$$G_c(s) = \frac{1 + aTs}{1 + Ts} = \frac{1.156s + 1}{0.096s + 1}.$$

3. 分析实验-仿真1.0

(5) 将设计好的校正器加入到模型中，如左下图所示。可以得到加入校正后的Bode图，如右下图所示。可以看到，截止频率为3.06rad/s，相角裕度为111°，符合要求。



加入控制器

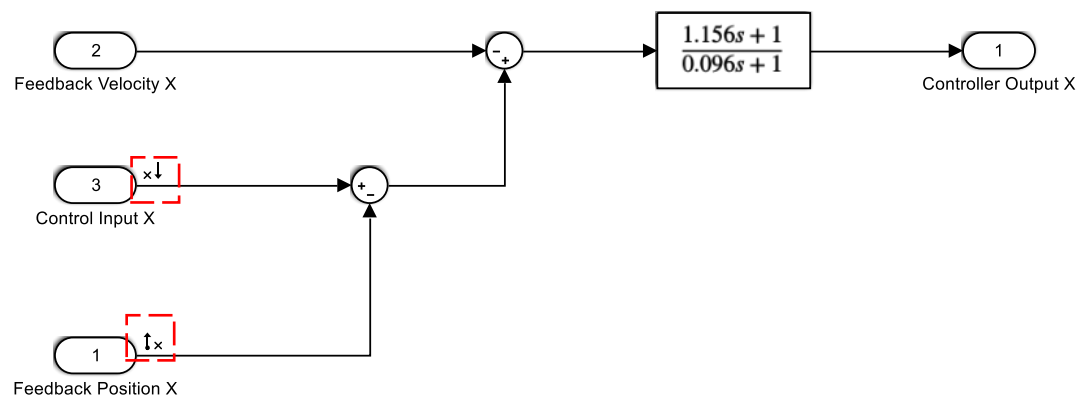


加入控制器后的速度环Bode图

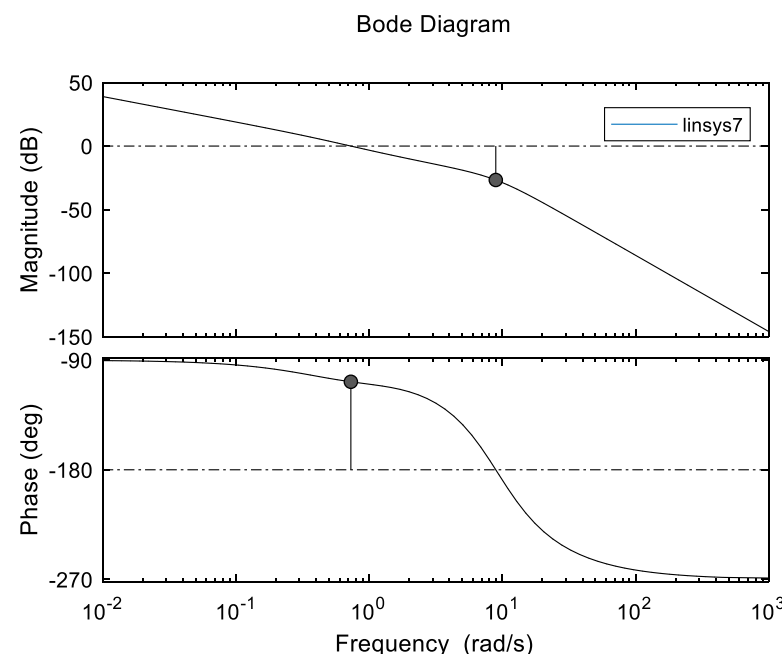
3. 分析实验-仿真1.0

(6) 同速度控制环相似，首先得到未校正的位置控制环开环Bode图，设置输入输出点如左下图所示，得到Bode图如图右下所示。可以看到，截止频率为 0.73rad/s ，相角裕度为 72.2° 。根据位置控制环相位裕度 $>60^\circ$ ，截止频率 $>2\text{rad/s}$ 的要求，相角裕度无需调整，只需提高截止频率。为此考虑提高开环增益。 $\omega = 2\text{rad/s}$ 时，幅频特性曲线的值 -10dB ，要求加入校正环节后幅频特性曲线值为 0dB ，则有

$$20\lg K = 10.$$



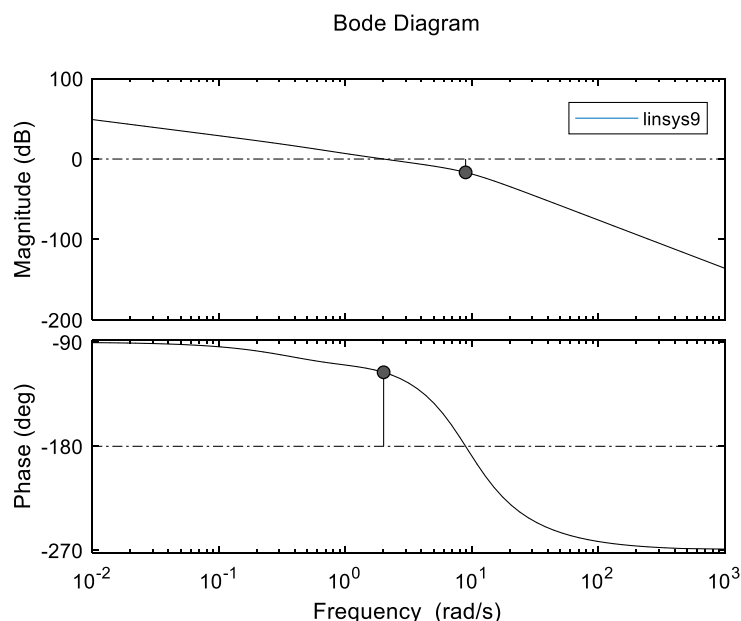
设置位置环输入输出



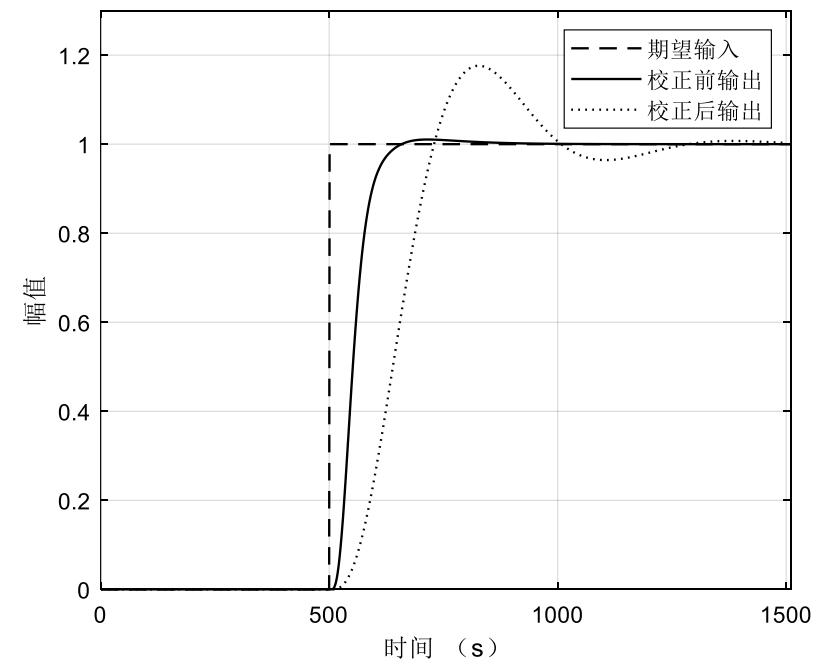
位置环Bode图

3. 分析实验-仿真1.0

可得 $K = 3.2$ 。加入校正环节后的Bode 图如左下图所示，截止频率为 2.01rad/s ，相角裕度为 63.9° ，符合要求。
校正前后的阶跃响应对比如右图所示，可以看到性能有明显改善。针对其它通道校正器设计，读者可留做练习。



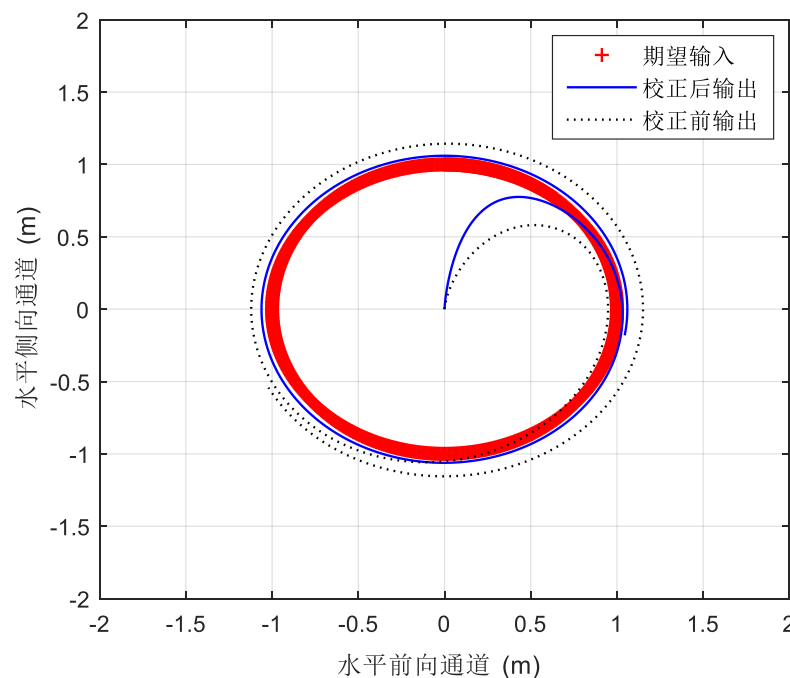
加入控制器后的位置环Bode图



阶跃响应对比图

3. 分析实验-仿真1.0

(7) 对于实验目标中给定周期 $T = 5s$ 的圆轨迹信号，加入频率校正控制器后的响应结果如下图所示。可以看到，此时的跟踪效果在加入校正环节后有了较大的改善。



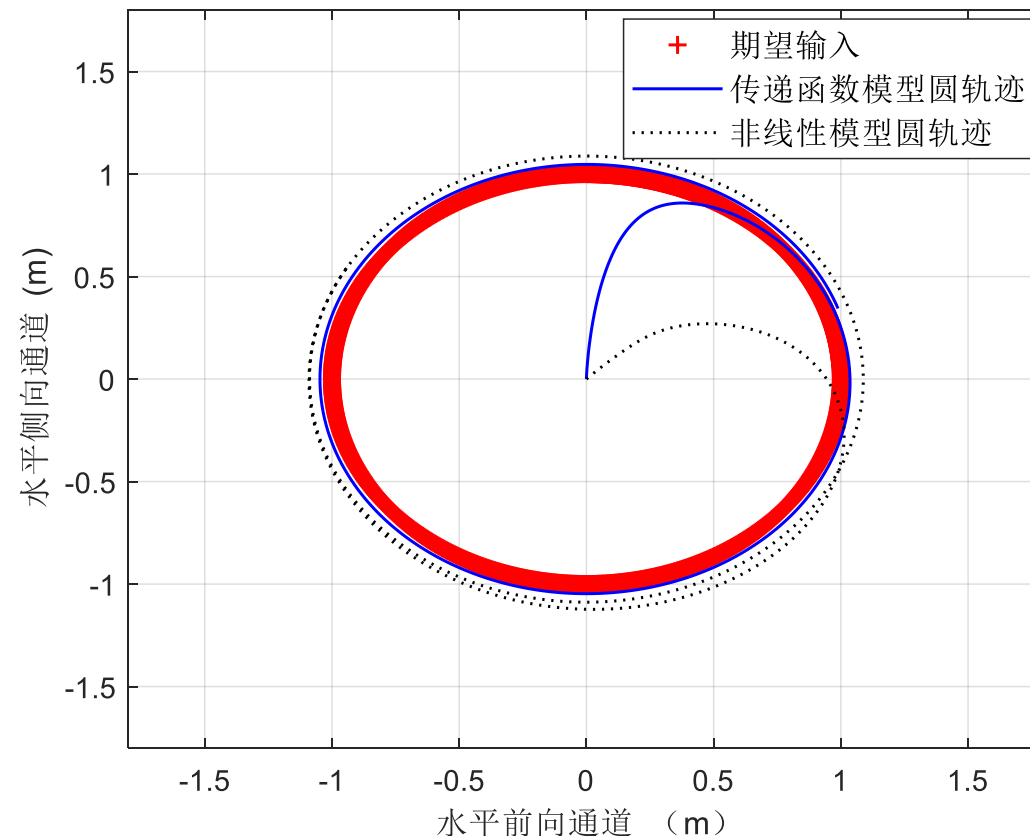
加入控制器后的水平通道响应

第六章跟踪控制器设计

分析实验：仿真1.0

3. 分析实验-仿真2.0

打开Simulink 文件“e3\e3.2\sim2.0”，其中的闭环系统结构与“e3\e3.2\sim1.0”相同，区别在于其中的模型为非线性模型。采用与仿真1.0中完全相同的实验步骤，并将两种模型的关键结果进行对比，其对比效果图如右图所示。从对比结果可以看出，我们基于系统辨识获得模型设计的跟随控制器，可以产生与基于非线性模型设计非常接近的效果。因此，在接下来的实验中将利用传递函数模型进行跟踪控制器设计。同时也可以在FlightGear 中查看仿真飞行效果。



仿真2.0水平通道响应

第六章跟踪控制器设计

分析实验：仿真2.0

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
3. 分析实验
4. 设计实验
5. 实飞实验
6. 本章小结

4. 设计实验-实验目标

■ 准备

- (1) 软件：MATLAB R2017b 及以上版本，基于Simulink 的控制器设计与仿真平台和实验指导包“e3.3”，CopterSim, RflySim3D
- (2) 硬件：计算机

■ 目标

对上述轨迹跟踪控制器进行改进，加入偏航角的跟踪，使得控制器可以在偏航角偏转的情况下稳定跟踪。更具体地，设计加性分解控制器，控制多旋翼跟踪圆轨迹。已知所跟踪的圆轨迹圆心位于 $(0,0)$ ，半径为1，无人机初始位置随机（可定为 $(0,0)$ ），且在绕圆飞行过程中，机头始终指向圆心。所设计的控制器有如下性能要求：

- a) 要求设计一个完整的控制器，使得控制器可以稳定控制飞行器模型。
- b) 要求所设计的控制器，在偏航通道稳定的情况下，水平方向仍能稳定飞行同时与期望的幅值偏差不大于20%。
- c) 将设计好的加性分解控制器应用到非线性模型，即仿真2.0 实验，并进行硬件在环仿真。

4. 设计实验-实验设计

□ 跟踪控制器设计：基于加性输出分解的动态逆控制器

由系统建模我们可以得到如下模型

高度通道

偏航通道

水平通道

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{p}_{z_e} = v_{z_e} \\ v_{z_e}(s) = G_{v_{z_e} u_T}(s) u_T(s) \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \dot{\psi} = \omega_z \\ \omega_z(s) = G_{\omega_z u_{\omega_z}}(s) u_{\omega_z}(s) \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \dot{\mathbf{p}}_h = \mathbf{R}_{\psi} \mathbf{v}_{h_b} \\ \dot{\mathbf{v}}_{h_b}(s) = \mathbf{G}_{\mathbf{v}_{h_b} \mathbf{u}_h}(s) \mathbf{u}_h(s) \end{array} \right.$$

其中 $G_{v_{z_e} u_T}, G_{\omega_z u_{\omega_z}}, \mathbf{G}_{\mathbf{v}_{h_b} \mathbf{u}_h}$ 的系统辨识模型分别为 $\hat{G}_{v_{z_e} u_T}, \hat{G}_{\omega_z u_{\omega_z}}, \hat{\mathbf{G}}_{\mathbf{v}_{h_b} \mathbf{u}_h}$

4. 设计实验-实验设计

□ 跟踪控制器设计：基于加性输出分解的动态逆控制器

以水平通道模型为例，设计基于加性输出分解的动态逆控制器。首先，若令过渡过程满足：

$$\dot{\mathbf{p}}_h - \dot{\mathbf{p}}_{h_d} = -\mathbf{K}_{p_h} (\mathbf{p}_h - \mathbf{p}_{h_d})$$

其中 $\mathbf{K}_{p_h} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ 是正定矩阵，则有 $\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{p}_h(t) - \mathbf{p}_{h_d}(t)\| = 0$ 。而有上述变形后的水平通道模型可知， $\dot{\mathbf{p}}_h = \mathbf{R}_\psi \mathbf{v}_{h_b}$ ，因此期望的水平速度应该满足

$$\mathbf{R}_\psi \mathbf{v}_{h_b d} = \dot{\mathbf{p}}_{h_d} - \mathbf{K}_{p_h} (\mathbf{p}_h - \mathbf{p}_{h_d})$$

进一步，则可以将水平速度的期望简化为

$$\mathbf{v}_{h_b d} = -\mathbf{R}_\psi^{-1} \left(\dot{\mathbf{p}}_{h_d} - \mathbf{K}_{p_h} (\mathbf{p}_h - \mathbf{p}_{h_d}) \right)$$

4. 设计实验-实验设计

□ 跟踪控制器设计：基于加性输出分解的动态逆控制器

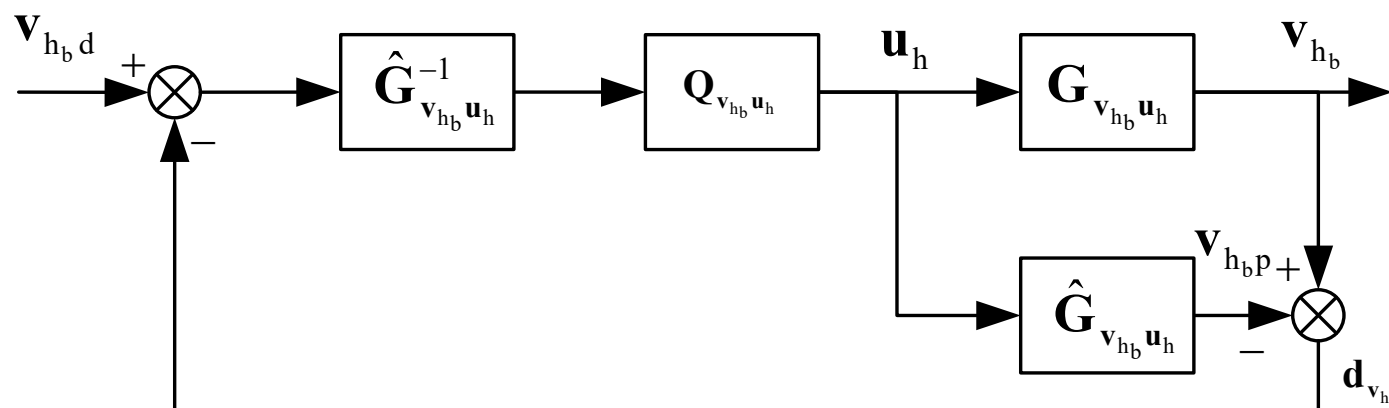
至此已经设计好了期望的速度，下一步只需要设计一个基于加性输出分解的动态逆控制器来将 $\mathbf{v}_{hb}$ 控制到给定 $\mathbf{v}_{hb,d}$ 即可。如图所示这样动态逆控制器可以设计为

$$\mathbf{d}_{v_{hl}} = \mathbf{v}_{hb} - \hat{\mathbf{G}}_{v_{hb} u_h} \mathbf{u}_h$$

$$\mathbf{u}_h = \mathbf{Q}_{v_{hb} u_h} \hat{\mathbf{G}}_{v_{hb} u_h}^{-1} (\mathbf{v}_{hb,d} - \mathbf{d}_{v_{hl}})$$

进一步简化控制器可以得到

$$\mathbf{u}_h = (\mathbf{I} - \mathbf{Q}_{v_{hb} u_h})^{-1} \mathbf{Q}_{v_{hb} u_h} \hat{\mathbf{G}}_{v_{hb} u_h}^{-1} (\mathbf{v}_{hb,d} - \mathbf{v}_{hb})$$



水平通道上基于加性输出分解的动态逆控制器设计

4. 设计实验-实验设计

□ 跟踪控制器设计：基于加性输出分解的动态逆控制器

■ 期望：

$$\mathbf{p}_{h_d}(t) = \begin{bmatrix} \sin(\omega t) \\ \cos(\omega t) \end{bmatrix}$$

$$\psi_d(t) = -\sin(\omega t)$$

$$p_{z_d}(t) = h_0$$

■ 模型：

$$\hat{\mathbf{G}}_{\mathbf{v}_{h_b} \mathbf{u}_h} = \begin{bmatrix} \frac{41.1632}{s^2 + 3.8911s + 0.529635} \\ \frac{41.1633}{s^2 + 3.89105s + 0.529839} \end{bmatrix}$$

$$\hat{G}_{v_z u_T} = \frac{13.2244}{s + 13.2188}$$

$$\hat{G}_{\omega_\psi u_{\omega_\psi}} = \frac{5.45157}{s + 5.43658}$$

来自“基于半自主
飞控的多旋翼系统
辨识”实验的分析
实验结果



4. 设计实验-实验设计

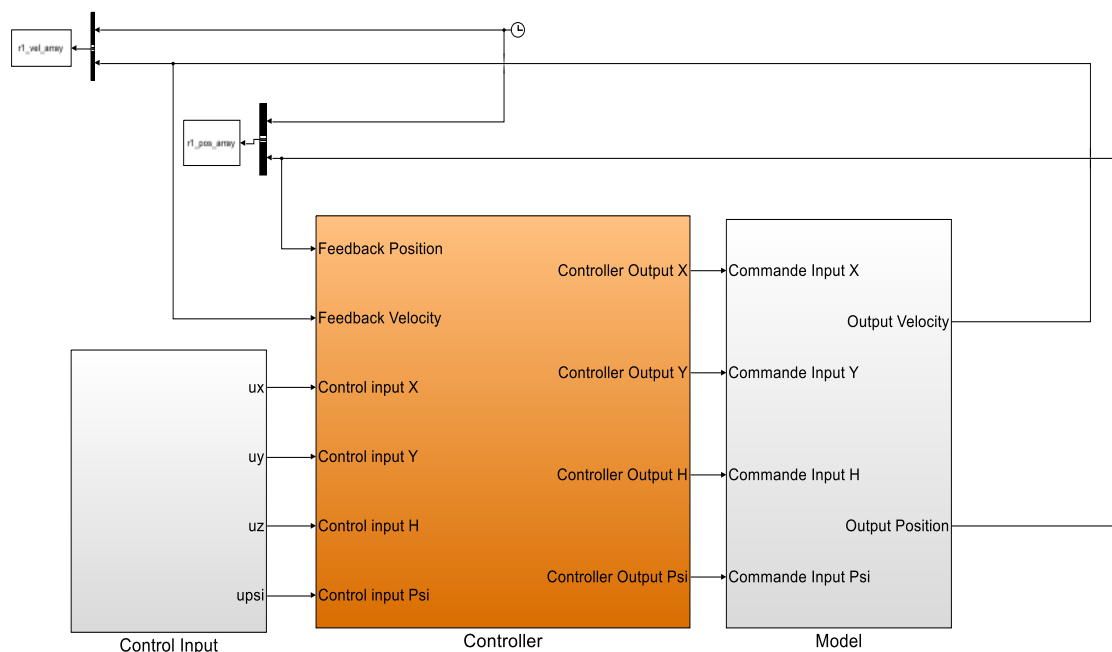
□ 跟踪控制器设计：轨迹设计

本实验不仅需要轨迹跟踪，而且需要机头时刻指向圆心。对于水平方向，可以将前向通道的期望输入定为 $\sin(\omega t)$ ，则水平侧向通道的期望输入为 $\cos(\omega t)$ ，二者的角速率是相同的，这样就可以实现水平平面内的圆周运动。高度保持不变，机头始终指向圆心，则需要偏航通道的期望输入与水平方向的角速率变化同步。在初始 0 时刻，多旋翼在水平平面需要飞到 $(0, 1)$ ，此时机头若指向圆心则需要偏航角保持为（以水平前向通道正方向为零偏航角） $-\sin(\omega t)$ 。

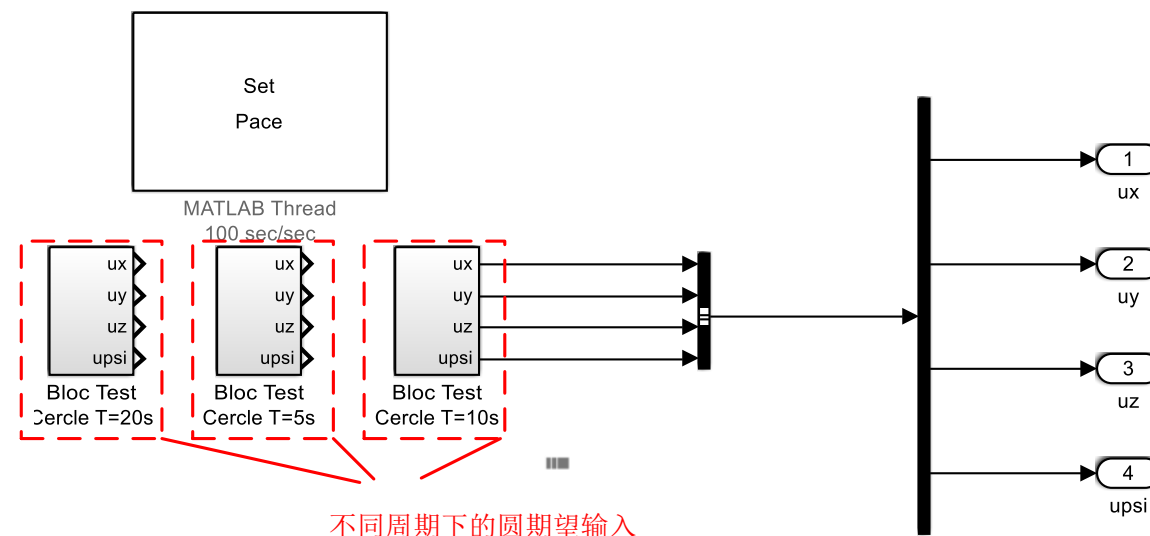
4. 设计实验-实验模块介绍

(1) 打开“e3\3.3\sim1.0\3_3_TF_TrajectoireFollowing_DIC.slx”，整体模型如左下图所示，根据本章

6.4.2.3小节中设计的圆跟踪轨迹，将控制输入模块做相应修改，具体如右下图所示。



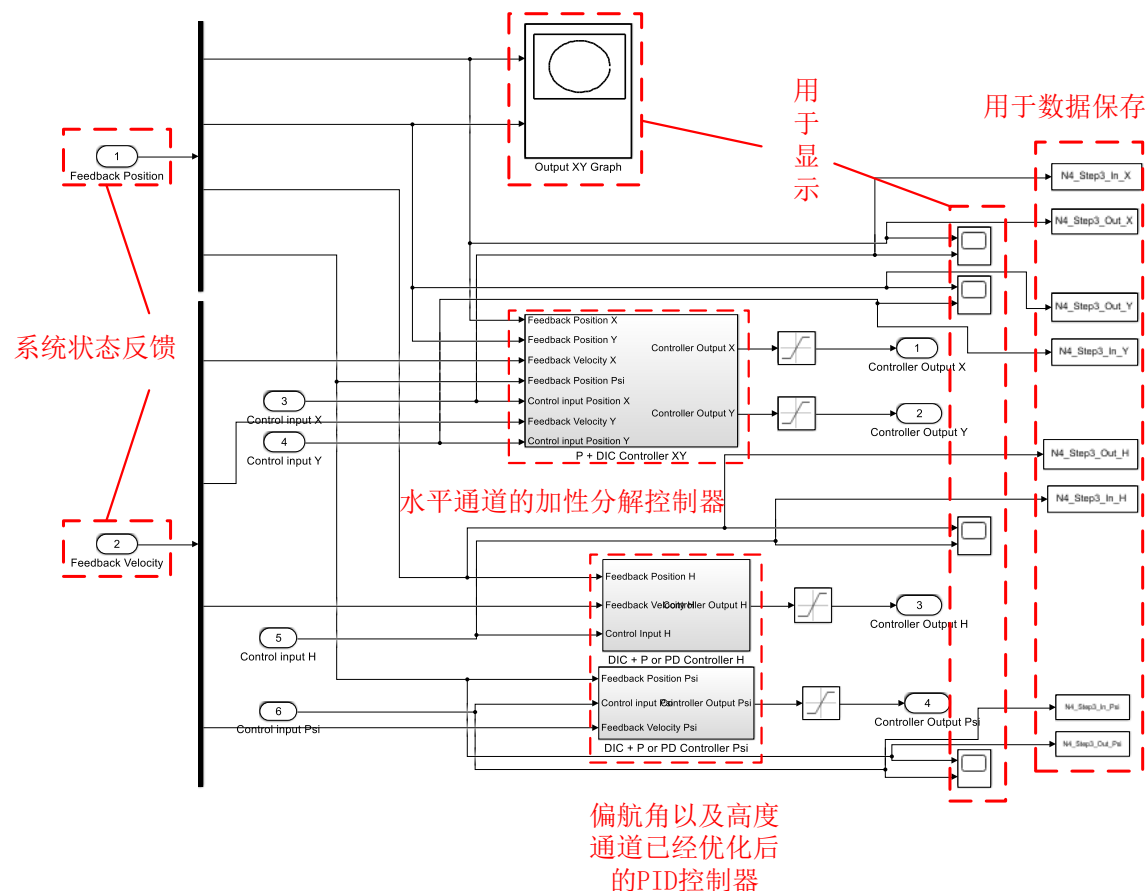
整体模块



期望输入模块

4. 设计实验-实验模块介绍

(2) 高度通道和偏航通道是独立的，并不会与其它通道产生耦合。因此，不需要再设计新的基于加性分解的动态逆控制器。只需要针对水平方向的两个通道进行控制器设计。加入控制器模块整体如右图所示。

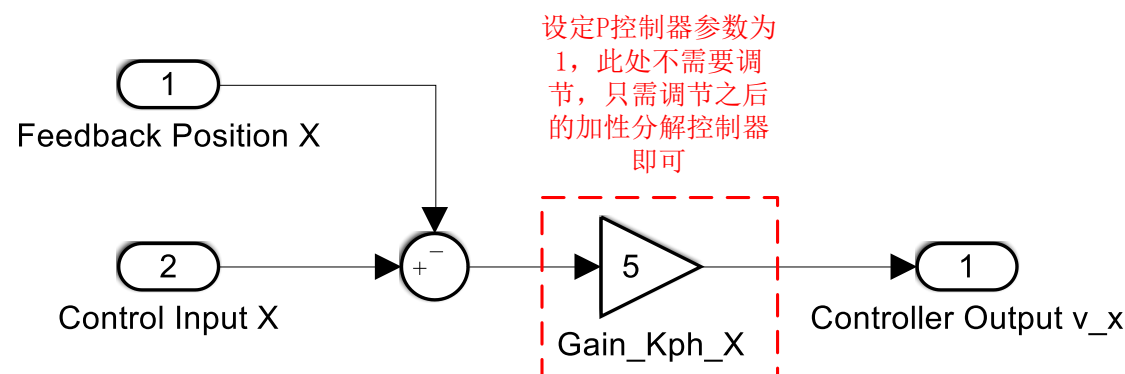
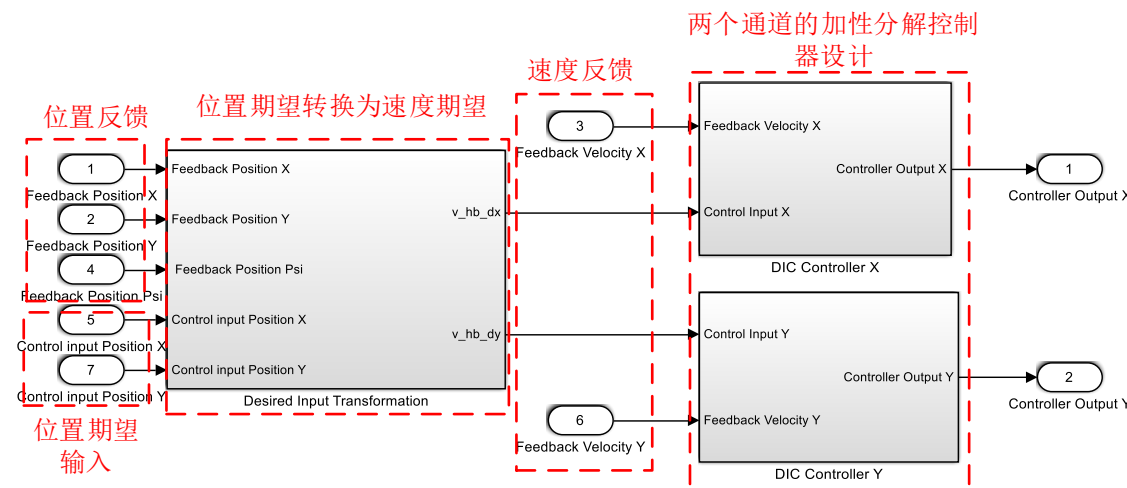


加性分解控制器

4. 设计实验-实验模块介绍

(3) 除水平通道的控制器外，其它模块与分析实验均相同，不再复述。对于水平通道的控制器设计，根据6.4.2.2中的原理，首先需要将原来的位置期望转化为速度期望，之后再根据速度期望设计相应的加性分解控制器。所设计控制器内部如右上图所示。。

以水平前向通道为例，引入位置反馈，并加入一个比例控制器，其内部如右下图所示



比例控制器

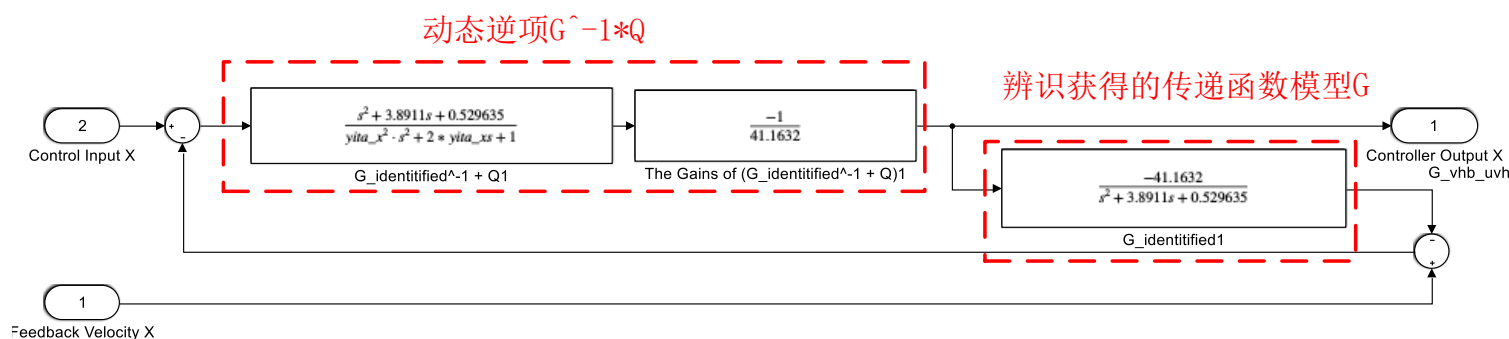
4. 设计实验-实验模块介绍

(4) 此外，为防止瞬时值过大，加入饱和上限。得到速度期望后，加性分解控制器的设计如下图所示。

对于加性分解控制器所需要的滤波器，考虑低通滤波器即可，即

$$\mathbf{Q}_{v_{hb} u_{vh}}(s) = \begin{bmatrix} \frac{1}{(\eta_x s + 1)^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(\eta_y s + 1)^2} \end{bmatrix}$$

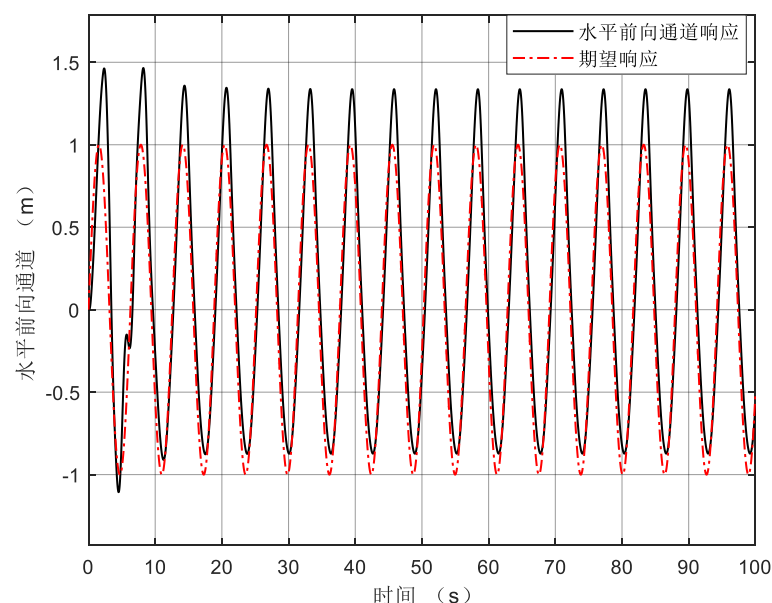
其中两个参数可在“e3\e3.3\sim1.0\startSimulation.m”中修改。



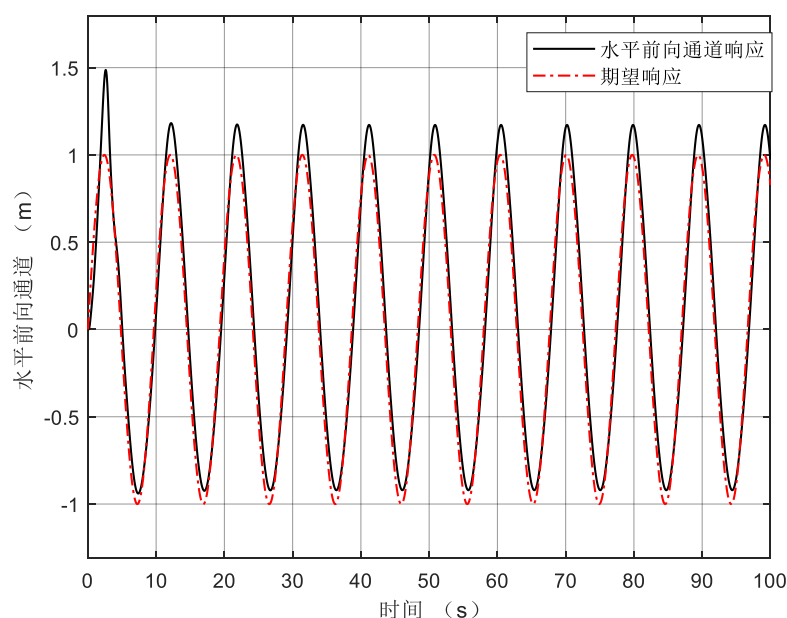
水平x通道加性分解控制器

4. 设计实验-仿真1.0

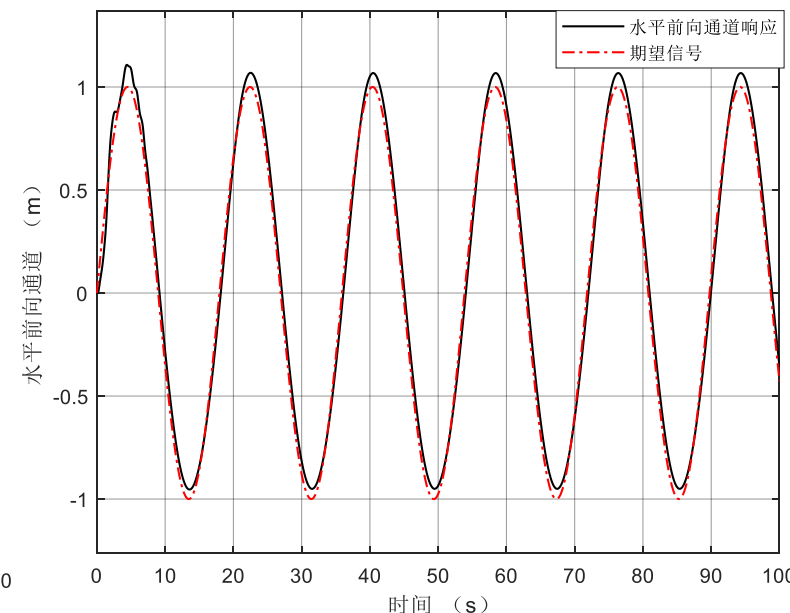
(1) 运行“e3\3.3\sim1.0\startSimulation.m”进行参数初始化。在设计的控制器下，水平方向前向通道所示，将每次的实验数据保存。可以看到，设计的控制器具有较好的控制效果。



水平前向通道 $T = 5s$ 输入输出对比图



水平前向通道 $T = 10s$ 输入输出对比图



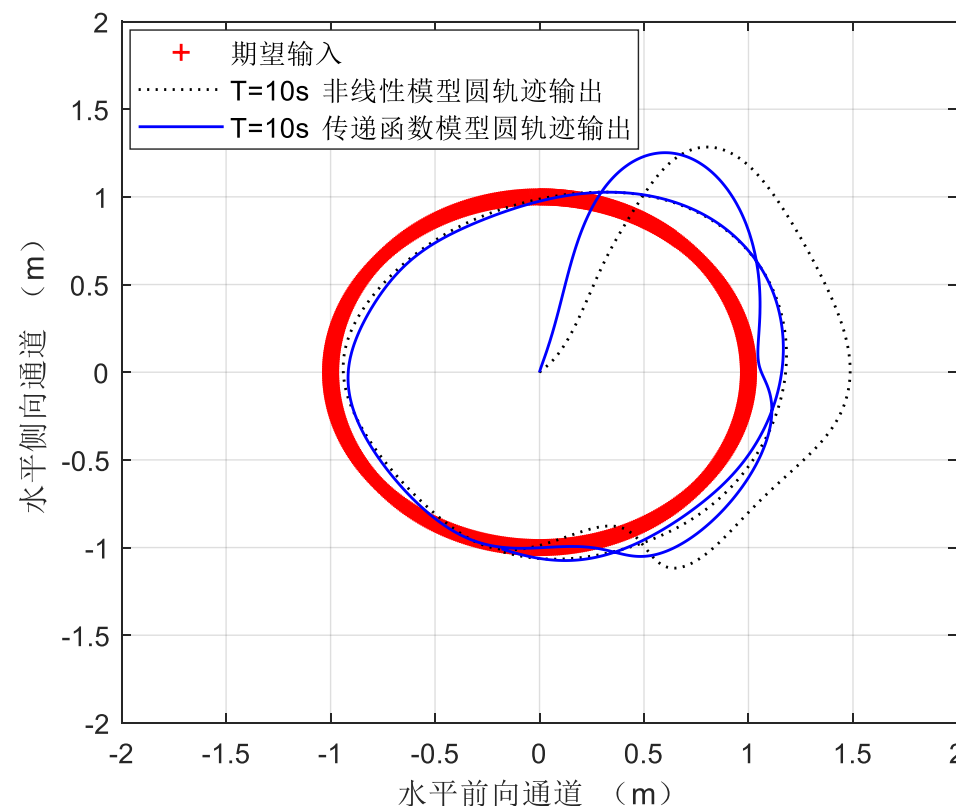
水平前向通道 $T = 20s$ 输入输出对比图

第六章跟踪控制器设计

设计实验：仿真1.0

4. 设计实验-仿真2.0

打开“e3\3.3\sim2.0”，其中的闭环系统结构与“e3\3.3\sim1.0”类似，区别在于其中的模型为非线性模型。采用与传递函数模型实验中完全相同的实验步骤，得到结果进行对比。从对比结果右图可以看出，我们基于系统辨识获得的传递函数模型进行实验时，可以产生与基于非线性模型设计非常接近的效果。同时也可以在FlightGear 中查看仿真飞行效果。



T = 10s 不同模型圆轨迹跟踪对比图

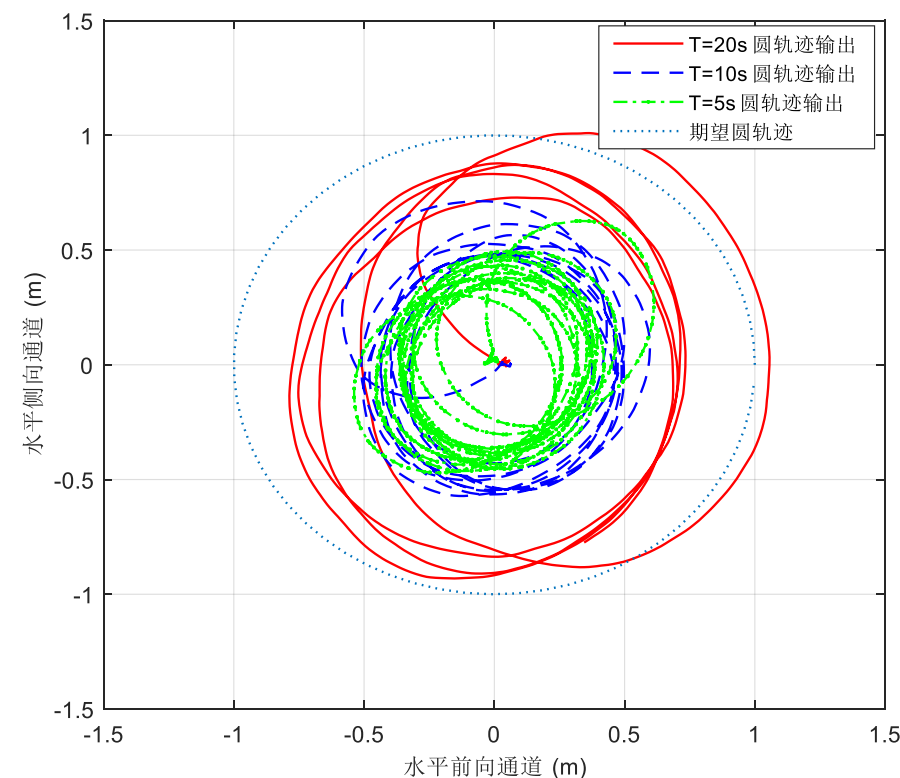
第六章跟踪控制器设计

设计实验：仿真2.0

4. 设计实验-硬件在环仿真

首先准备好自驾仪，打开RflySim，同时打开MATLAB，运行“startSimulation.m”初始化文件。之后，再打开并运行Simulink 模型文件

“e3_Model_TrajectoireFollowing_HTIL_2017b.slx”，便可以在RflySim3D 软件中看到硬件在环仿真的效果（具体硬件在环仿真实验步骤可以参考文档第三章3.2.2.3 小节）实验数据记录在“Pos”文件中，结果如右图所示。



硬件在环仿真结果

第六章跟踪控制器设计

硬件在环仿真实验

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
3. 分析实验
4. 设计实验
5. 实飞实验
6. 本章小结



5. 实飞实验-实验目标

■ 准备

(1) 软件：软件：MATLAB R2017b 及以上版本，基于Simulink 的控制器设计与仿真平台和实验指导包“e3.4”

(2) 硬件：计算机，室内定位系统，带半自主飞控的多旋翼飞行器

■ 目标

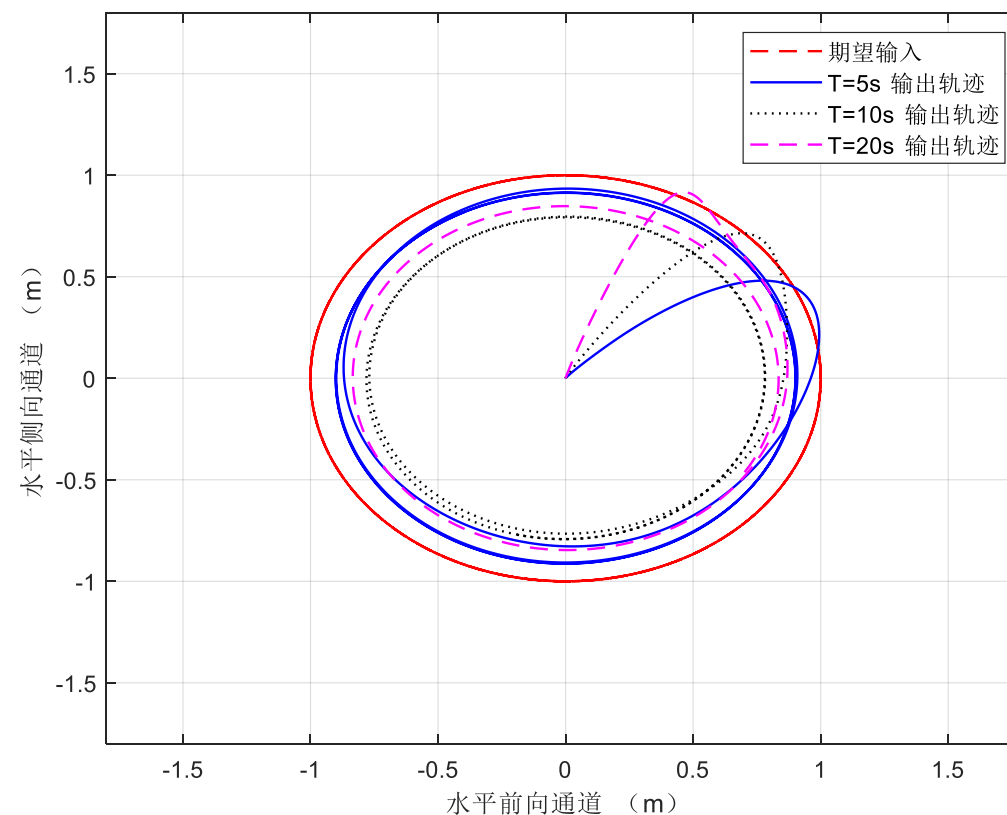
1. 使用实验第四章中实飞实验辨识出来的模型，设计PID 控制器，达到好的控制效果。
2. 基于以上调节出的PID 控制器，应用到真实的飞行器上验证控制器效果。

5. 实飞实验-仿真1.0



运行“e3\e3.4\sim1.0\start.m”，

“e3_4_trajectoire_following.slx”模型文件会自动打开，按照基础实验中相同的步骤调节PID 控制器，得到较好的控制效果，相应的圆轨迹如右图所示。



圆轨迹跟踪结果

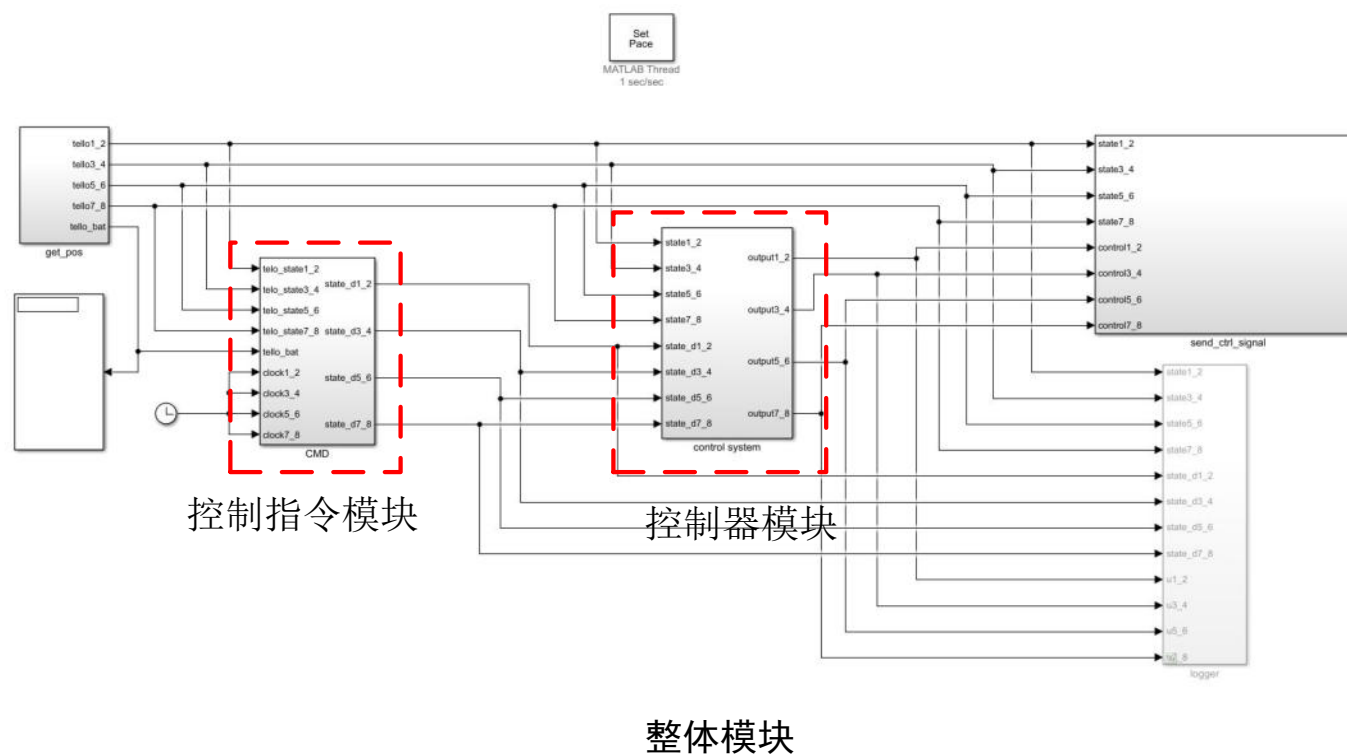
第六章跟踪控制器设计

实飞实验：仿真1.0

5. 实飞实验-仿真2.0

(1) 在MATLAB 中点击运行“start_tello.m”文件，进行初始化以及启动相应的Simulink 程序

“e3_4_trajectoire_planning.slx”，模型如下图所示。





5. 实飞实验-仿真2.0

(2) 系统启动流程:

✓ 启动OptiTrack

打开一个新终端，运行命令“`roslaunch mocap_optitrack multi_rigidbody8.launch`”；

✓ 启动tello_driver

打开一个新终端，运行命令“`roslaunch tello_driver tello_node.launch`”；

✓ 起飞Tello 打开一个新终端，运行命令“`roslaunch tello Tello_takeoff_all`”，可以看到四旋翼起飞并保持悬停在正上方高度1 米位置；

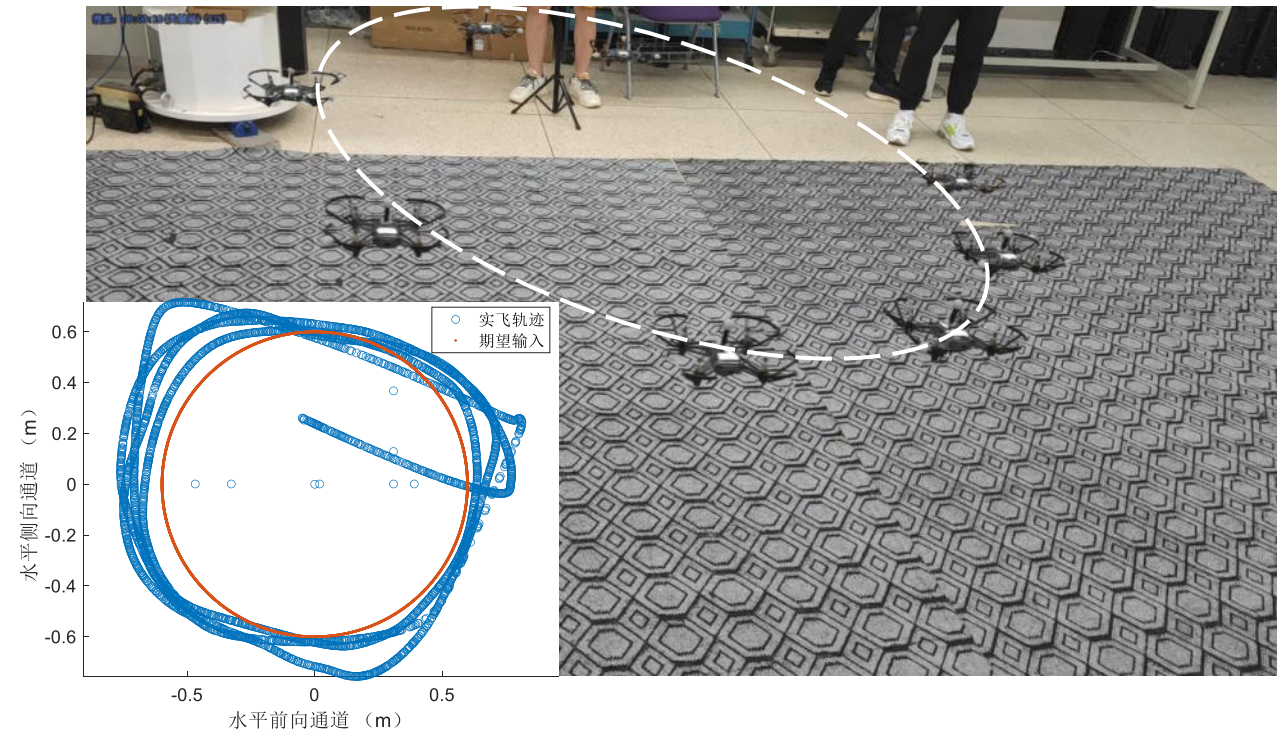
✓ 运行MATLAB 控制程序 点击运行“`e3_4_trajectoire_planning.slx`”文件；

✓ 降落Tello 打开一个新终端，运行命令“`roslaunch tello Tello_land_all`”，在多旋翼降落后，结束所有终端。

5. 实飞实验-仿真2.0

(3) “e3_4_trajectoire_planning.slx” 文件中包含数据存储模块用于记录结果，见工作区变量 “tello3_states”、

“tello3_states_d” 代表四旋翼飞行过程的期望指令和实际反馈结果。运行 “tello_plot.m” 模型文件，即可得到如右图所示的实飞结果。



实飞轨迹图

第六章跟踪控制器设计

实飞实验



6. 总结

- (1) 通过基础实验，了解跟踪控制器的整体模块框架，并利用PID 控制器达到良好的控制效果。
 - (2) 通过分析实验，设计频率校正器，达到良好的控制效果。
 - (3) 在设计实验中，了解加性分解控制器的设计原理，并设计相应的加性分解控制器达到跟踪圆轨迹的目的。
 - (4) 通过实飞实验，掌握实际中PID 控制器的调参方法，并利用PID 控制方法跟踪圆轨迹，实现较好的控制效果。
 - (5) 通过以上实验，让读者较为深入掌握不同跟踪控制器的设计方法。
- 如有疑问，请到<https://rflysim.com/course> 查询更多信息。

致谢



感谢可靠飞行控制研究组同学为本门课程准备做出的贡献



刘浩



毛鹏达



马泽清

谢谢！

全 权

qq_buaa@buaa.edu.cn

可靠飞行控制研究组



<http://rfly.buaa.edu.cn>