

پروژه پایانی درس کنترل خطی

نیمسال اول 1403

چکیده

استخراج مدل، خطی سازی، شبیه سازی در محیط MATLAB و بررسی اثر اغتشاش و نویز روی پرنده بدون سرنشین دو پره (Bi-Copter)

اعضای گروه (به ترتیب شماره دانشجویی):

- 1- شکیب کرامتی
- 2- آرش گنجه ای
- 3- نیوشا محمدی صدق
- 4- اصیل ناصری

فهرست

| | | |
|----|--|-------|
| 1 | پیشگفتار | 2 |
| 2 | مقدمه ای درباره Bi-Copter | 3 |
| 3 | ثابت های استفاده شده | 4 |
| 4 | اهداف کنترلی و فرض های مسئله | 5 |
| 5 | مدل غیر خطی و پیاده سازی در SIMULINK | 11-6 |
| 6 | استخراج مدل خطی | 14-12 |
| 7 | طراحی کنترلر مناسب برای مدل و روابط خطی | 21-15 |
| 8 | بررسی اثر ورود اغتشاش در مدل خطی | 25-22 |
| 9 | اعمال کنترلر روی مدل غیر خطی و بررسی اثر و کارایی آن | 27-26 |
| 10 | منابع | 28 |

پیشگفتار

وسایل هوایی بدون سرنشین (UAV) از موضوعات حساس، مهم و بسیار بررسی شده چندین سال اخیر در جهان بوده اند. این وسایل بدلیل استفاده های بالا در بسیاری از حوزه های حمل و نقل، ترابری و غیره، در دنیای حال حاضر و در آینده نیز جزو لاینفکی از تکنولوژی هست و خواهد بود. کنترل این وسایل از موضوعات پر اهمیت و کلیدی برای شروع فهم و بررسی آنهاست چه به صورت از راه دور و چه به روشهای دیگر.

در این گزارش سعی بر استخراج و یافتن یک مدل غیر خطی قابل استفاده از مقالات منتشر شده به صورت عمومی و کنترل آن در محیط خطی بود. البته لازم به ذکر است در محیط فیزیکی و محیط های واقعی، مدل های خطی به ندرت و در موارد بسیار بسیار ناچیزی خروجی های مطلوبی برای ما فراهم میکنند. اما بررسی تئوری این محیط ها از درجه سختی بالایی برخوردار است و از توان ما خارج است؛ بنابراین در این پروژه از کنترلری روی مدل غیر خطی استفاده شده که در محیط خطی طراحی شده به این دلیل مقادیر خطا در صورت بالا بودن قابل چشم پوشی هستند زیرا کنترلر برای فضای اصلی مسئله طراحی نشده بوده.

مقدمه ای درباره Bi-Copter

پرنده بدون سرنشین دو پره از انواع وسیله هایی است که در پیشگفتار به آنها پرداخته شد. این وسیله در اصل دارای 6 درجه آزادی شامل حرکت در جهت ها محور کارتیزین (x,y,z) و چرخش های مدل حول محور های سه گانه آن است. این چرخش ها شامل: چرخش حول محور x (roll)، حول محور y (pitch) و حول محور z (yaw) می شوند.

Bi-Copter دارای دو موتور در دو انتهای آن است و هر کدام از این موتورها می توانند نسبت به محور z ، با زاویه ای مشخص (و درمواقع متغیر) و سرعت زاویه ای همانند بالا، گشتاور هایی را به عنوان ورودی به سیستم وارد می کنند. این دو موتور نسبت به محور افقی شامل مرکز جرم مدل، مقداری بالاتر قرار گرفته اند.

این وسیله به علاوه داشتن توانایی های زیاد در حرکت سریع و با هزینه های پایین و کمتر بودن مقدار انرژی مصرفی، دارای توانایی مثبت حرکت مستقیم عمودی به سمت بالا است. [3]

ثابت های استفاده شده

در این پروژه همانطور که بیان شد مدل اصلی و اولیه از مقالات منتشر شده استخراج شد. ثابت های استفاده شده نیز از این قاعده مستثنا نبوده و از [1]، طبق جدول ذیل قرار داده شدند:

| Parameter | Physical meaning | Value | Company |
|-----------|---|--------|-----------------------------------|
| m | Quality | 0.87 | Kg |
| g | Acceleration of gravity | 9.81 | m/s ² |
| ρ | Air density | 1.225 | Kg/m ³ |
| h | The vertical distance between the center of gravity and the plane of propellers | 0.085 | m |
| l | Horizon distance between rotor center and center of mass | 0.175 | m |
| K_T | Lift coefficient | 6.46 | Ns ² /rad ² |
| I_x | Inertia on the X axis | 0.0043 | kg·m ² |
| I_y | Inertia on the Y axis | 0.0142 | kg·m ² |
| I_z | Inertia on the Z axis | 0.0176 | kg·m ² |
| I_{xz} | Inertia product on XZ plane | 0.0001 | kg·m ² |

اهداف کنترلی و فرض ها

بنابر نکته گفته شده درباره تعداد درجات آزادی مدل، به طبع مدل سیستم نیز دارای 6 معادله است. اما در این پروژه، کنترل کردن تمام جهات حرکت جزو اهداف نیست و تنها اهداف کنترلی ما نگه داشتن Bi-Copter در حالت معلق (hover) است.

معلق بودن به این معنا که مختصات سیستم در فضا ثابت در نظر گرفته شده و فقط زوایای چرخشی که درباره آنها بحث شد، کنترل خواهند شد و اثر اغتشاش نیز هم فقط روی این 3 اعمال و بررسی می شود.

همانطور که در ادامه بررسی می کنیم، از شش معادله ارائه شده در [1]، فقط سه معادله مربوط به چرخش ها و شتاب چرخشی، خطی سازی شده و بقیه معادلات به صورت غیرخطی باقی مانده اند. فرض استفاده شده این گزارش نیز همین است و در خطی سازی بقیه معادلات بدلیل سختی محاسبات و دیگر دلایل، انجام نشده.

در این مدل ورودی ها زوایای موتور ها و سرعت چرخش زاویه ای آنها هستند، حالات سیستم سرعت چرخش ها حول سه محور و خروجی های سیستم نیز برابر با انتگرال حالات سیستم هستند، یعنی زوایای چرخش حول محور های سه گانه آن.

مدل غیر خطی

با استفاده از [1]، معادلات غیر خطی سیستم به شکل زیر هستند:

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{x} &= -\frac{\sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi}{m} k_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 + \omega_2^2 \cos\xi_2) & 1 \\ &\quad - \frac{\cos\theta\cos\psi}{m} k_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 + \omega_2^2 \sin\xi_2) \\ \ddot{y} &= \frac{\sin\phi\cos\psi - \cos\phi\sin\theta\sin\psi}{m} k_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 + \omega_2^2 \cos\xi_2) & 2 \\ &\quad + \frac{\cos\theta\sin\psi}{m} k_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 + \omega_2^2 \sin\xi_2) \\ \ddot{z} &= \frac{-\cos\phi\cos\theta}{m} k_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 + \omega_2^2 \cos\xi_2) & 3 \\ &\quad - \frac{\sin\theta}{m} k_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 + \omega_2^2 \sin\xi_2) + g \\ \ddot{\phi} &= \frac{1}{I_x \left[(-I_z + I_y)qr + lk_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 - \omega_2^2 \cos\xi_2) \right]} & 4 \\ \ddot{\theta} &= \frac{1}{I_y \left[(I_z - I_x)pr + hk_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 + \omega_2^2 \sin\xi_2) \right]} & 5 \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_z \left[(I_x - I_y)pq + lk_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 - \omega_2^2 \sin\xi_2) \right]} & 6 \end{aligned} \right.$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} & 7 \\ & & 8 \\ & & 9 \end{aligned}$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 + \omega_2^2 \cos\xi_2) \\ K_T (\omega_1^2 \cos\xi_1 - \omega_2^2 \cos\xi_2) \\ K_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 + \omega_2^2 \sin\xi_2) \\ K_T (\omega_1^2 \sin\xi_1 - \omega_2^2 \sin\xi_2) \end{bmatrix} \begin{matrix} 10 \\ 11 \\ 12 \\ 13 \end{matrix}$$

همانطور که مشاهده می شود معادلات 1، 2 و 3، مربوط به شتاب حرکت سیستم در جهات سه گانه مختصات کارتیزین هستند و معادلات 4 تا 6 نیز مربوط به شتاب تغییرات زوایای چرخش هستند.

معادله 4 شتاب چرخش حول محور x (roll)، معادله 5 شتاب چرخش حول محور y (pitch) و معادله 6 شتاب چرخش حول محور z (yaw) را نشان می دهند.

این معادلات با وجود اینکه در محاسبات و طراحی ها ظاهر نمی شوند، اما به این دلیل اهمیت دارند که کنترلر طراحی شده باید به این معادلات اعمال شود.

معادلات 7 و 8 و 9 نیز معادلات کمکی هستند که متغیرهای درون معادلات 4 و 5 و 6 را، (p, q, r) ، که به ترتیب نماینده سرعت در جهت محور x ، سرعت در جهت محور y و سرعت در جهت محور z هستند را، به سرعت های زاویه ای در چرخش های مدل نسبت میدهند.

معادلات 10 تا 13 نیز روابط ورودی های تعریف شده را با چهار ورودی که همان عمل را انجام می دهند ولی به شکل گشتاور تعریف شده اند را، نشان می دهند.

معادلات بالا برای ارزیابی عملکرد کنترلر طراحی شده باید در محیط SIMULINK پیاده سازی شوند. این پیاده سازی شامل یک فیدبک ذاتی است که به این منوال است که سرعت های چرخش با سرعت های حرکت در مختصات کارتیزین رابطه دارند (طبق معادلات 7، 8، 9) و زوایای چرخش با شتاب های حرکت های کارتیزینی رابطه دارند (طبق معادلات 1، 2، 3) و شتاب های چرخش هم با سرعت های حرکت های کارتیزینی (طبق معادلات 4، 5، 6) رابطه دارند.

پیاده سازی در SIMULINK

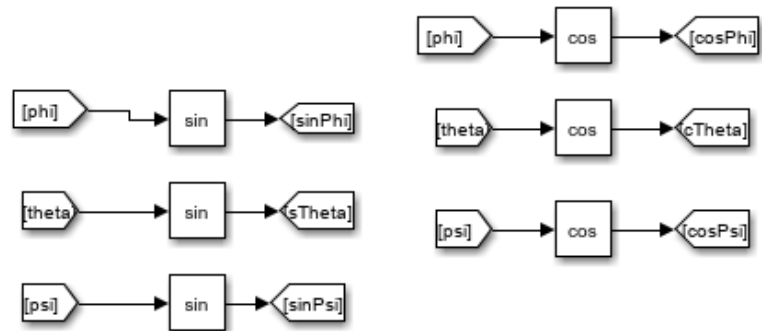
شکل شماره صفر نشان دهنده تعریف های لازم برای استفاده از سینوس و کسینوس زوایای چرخش است.

به ترتیب معادلات 1 تا 6، در شکل های 1 تا 6 پیاده سازی شده اند.

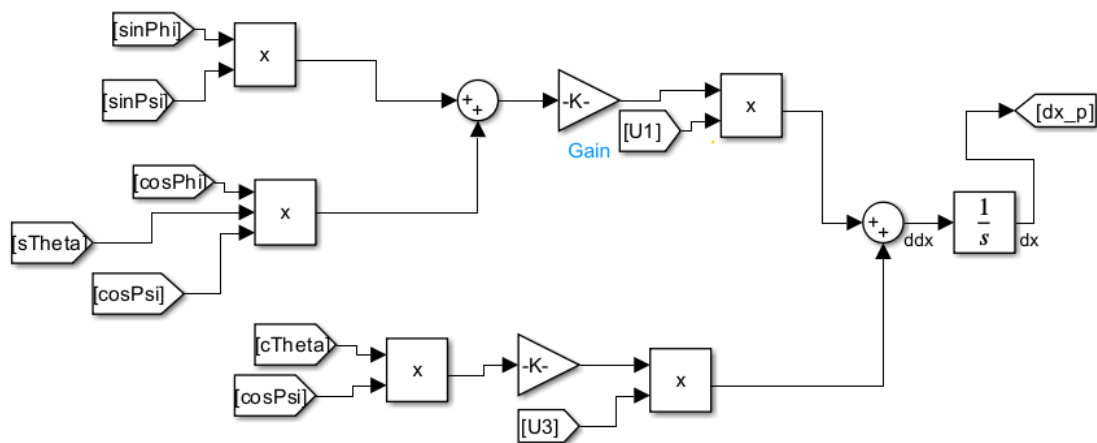
شکل شماره 7 هم کد نوشته شده برای ورودی ها را ($U1, U2, U3, U4$) نشان می دهد.

شکل شماره 8 نیز با توجه جدول ثابت ها در [1]، کد مقادیر ثابت را نشان می دهد.

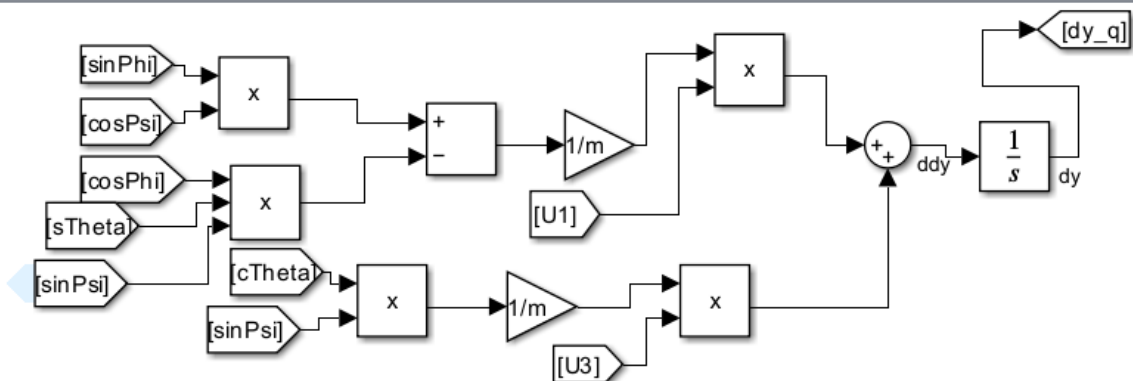
شکل شماره صفر:



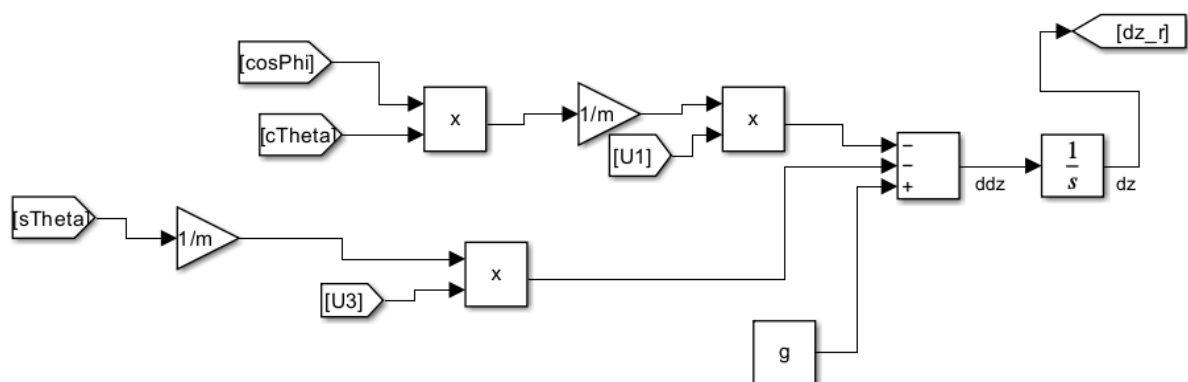
شکل شماره یک:



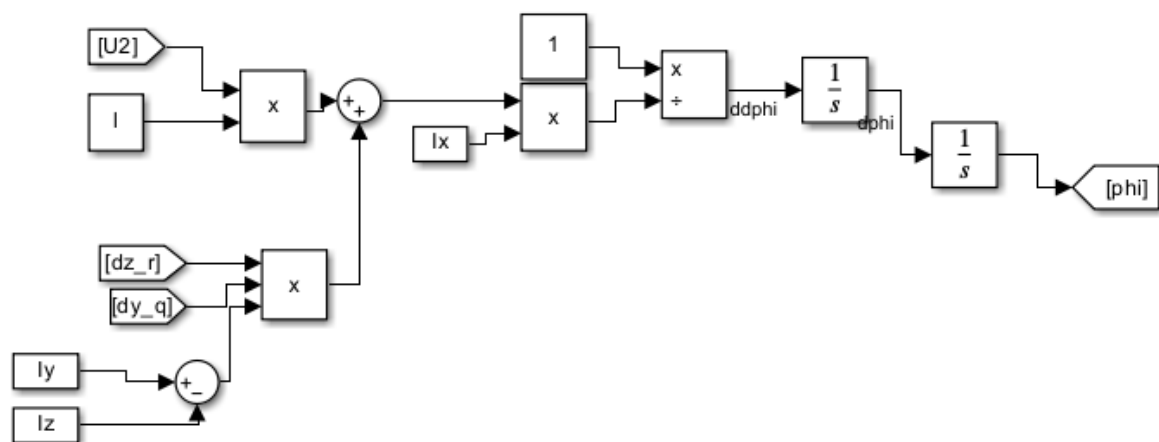
شکل شماره دو:



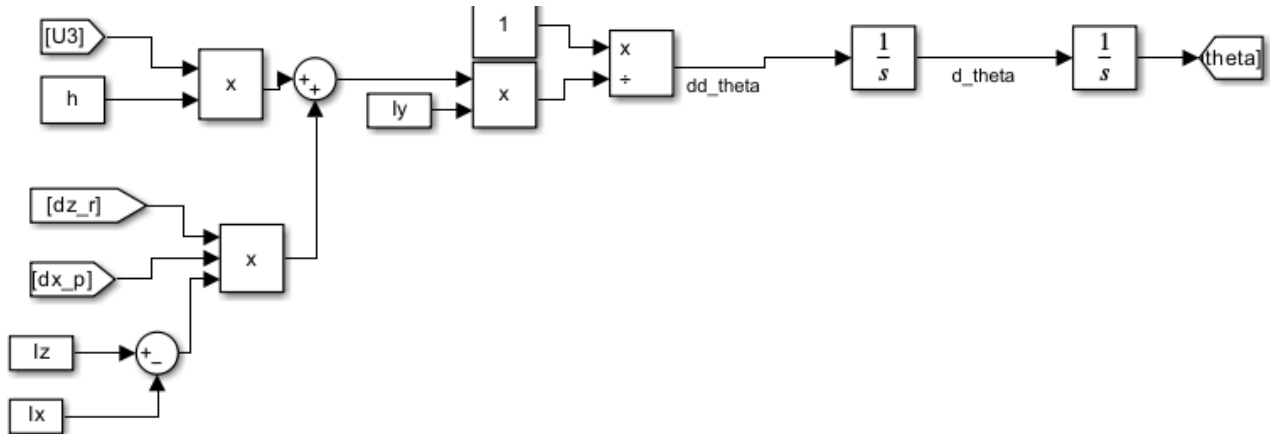
شکل شماره سه:



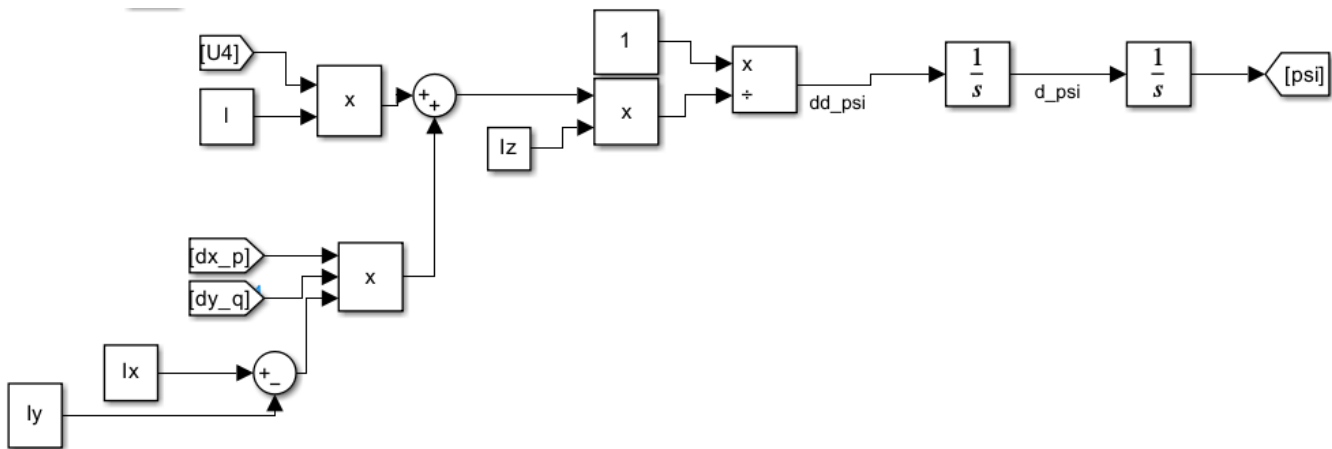
شکل شماره چهار:



شکل شماره پنج:



شکل شماره شش:



شکل شماره هفت:

```

MATLAB Function
1 function [u1,u2,u3,u4] = fcn(w1,w2,landa1,landa2)
2
3 u1=Kt*(w1*w1*cos(landa1)+w2*w2*cos(landa2));
4 u2=Kt*(w1*w1*cos(landa1)-w2*w2*cos(landa2));
5 u3=Kt*(w1*w1*sin(landa1)+w2*w2*sin(landa2));
6 u4=Kt*(w1*w1*sin(landa1)-w2*w2*sin(landa2));
    
```

شکل شماره هشت:

```
clc;  
close;  
clear;  
  
g=9.81;  
h=0.085;  
l=0.175;  
Kt=6.46;  
m=0.87;  
Ix=0.0043;  
Iy=0.0142;  
Iz=0.0176;
```

در این مرحله نکته مهم این است که بعد از وارد کردن مقادیر ثابت، برای استفاده از آنها باید بعد از انتخاب همه آنها، گزینه
evaluate selection in command window
انتخاب شود.

وگرنه مدل غیرخطی وارد شده در SIMULINK به درستی کار نخواهد کرد.

استخراج مدل خطی

در این مرحله پس از پیاده سازی مدل غیر خطی، با کمک [2]، و همانطور که گفته شد، معادلات 4 تا 6 خطی سازی شده اند و توابع تبدیل آنها بدست آمده است.

شکل نه معادلات شتاب های چرخش را به صورت خطی، شکل ده فضای حالت در نظر گرفته شده برای یکی از معادلات و شکل یازده، توابع تبدیل بدست آمده برای شتاب های چرخشی را با توجه به معادلات 7 تا 9، به نسبت ورودی های نشان داده شده در معادلات 11 تا 13 را نشان می دهد.

شکل دوازده، متغیر های بقیه توابع تبدیل را نشان می دهد.

شکل شماره نه:

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{lU_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{hU_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \frac{lU_4}{I_z}\end{aligned}$$

شکل شماره ده:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= A_{\phi}x + B_{\phi}u_2 \\ A_{\phi} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}, B_{\phi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \alpha \end{bmatrix} u_2. \quad \alpha = \frac{L}{I_{xx}}\end{aligned}$$

شکل شماره 11:

$$s^2 + (\alpha K_{2\phi}) s + \alpha K_{1\phi} = 0$$

$$K_{1\phi} = \frac{\omega_n^2}{\alpha} = \frac{I_{xx} \omega_n^2}{L},$$

$$K_{2\phi} = \frac{2\zeta \omega_n}{\alpha} = \frac{I_{xx} 2\zeta \omega_n}{L},$$

شکل شماره 12:

$$K_{1\theta} = \frac{\omega_n^2}{\beta} = \frac{I_{yy} \omega_n^2}{h},$$

$$K_{2\theta} = \frac{2\zeta \omega_n}{\beta} = \frac{I_{yy} 2\zeta \omega_n}{h}.$$

$$K_{1\psi} = \frac{\omega_n^2}{\gamma} = \frac{I_{zz} \omega_n^2}{L},$$

$$K_{2\psi} = \frac{2\zeta \omega_n}{\gamma} = \frac{I_{zz} 2\zeta \omega_n}{L}.$$

بعد از بدست آوردن توابع تبدیل از روی معادلات خطی و فضای حالت آن به کمک مقادیر ویژه، نوبت به قرار دادن مقادیر اولیه ای برای فرکانس طبیعی و شدت میرایی است که این مقادیر با کمک overshoot و rise-time محاسبه می شوند.

در این مرحله، به عنوان نقطه شروع و ابتدایی، P.O. و Tr به ترتیب مقادیر 15 درصد و 1 ثانیه قرار داده شدند که در معادله شماره چهارده، تابع تبدیل حلقه بسته سیستم قابل مشاهده است. شکل شماره پانزده نیز، روابط استفاده شده را نشان می دهد.

معادله شماره 14:

$$\frac{6.0984}{s^2 + 2.5529s + 6.0984}$$

شکل شماره 15:

$$PO = 100 \cdot e^{\frac{-\zeta\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad t_r = \frac{\pi - \phi}{\omega_n \sqrt{1-\delta^2}} = \frac{\pi - \tan^{-1} \frac{\sqrt{1-\delta^2}}{\delta}}{\omega_n \sqrt{1-\delta^2}}$$

طراحی کنترلر

از این مرحله بعد، بدلیل decouple بودن معادلات در شکل شماره نه، میتوانیم سه معادله را به صورت جدا بررسی و کنترل کنیم. فرضی که در نظر می گیریم این است که برای هر سه تابع تبدیل بدلیل یکسان در نظر گرفتن P.O. و Tr، توابع تبدیل حلقه بسته که نشان دهنده رابطه هر کدام از زوایای چرخش با ورودی های معادلات 11 تا 13 هستند، با یکدیگر برابر شده و می توان یک کنترلر را برای یکی از این معادلات طراحی کرد و آن را 3 بار تکرار نمود.

حالت مطلوب برای بعد از طراحی کنترلر، 10 P.O. درصدی و Tr حدود 0.5 ثانیه ای در نظر گرفته شده که با این مقادیر معادله 15 بدست می آید که نشان دهنده محل قطب های مطلوب است.

معادله 15:

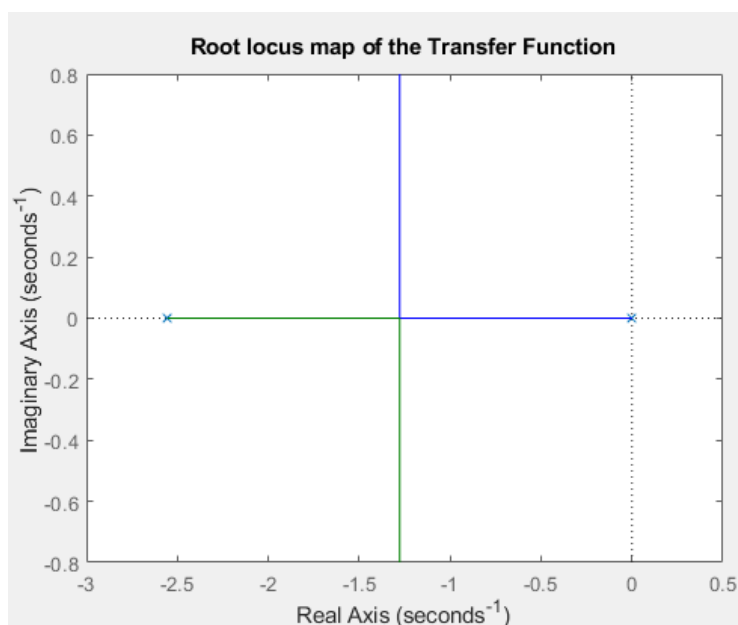
$$\frac{29.8432}{s^2 + 6.4582s + 29.8432}$$

با توجه به معادله بالا، قطب های مطلوب این مقادیر را دارند:

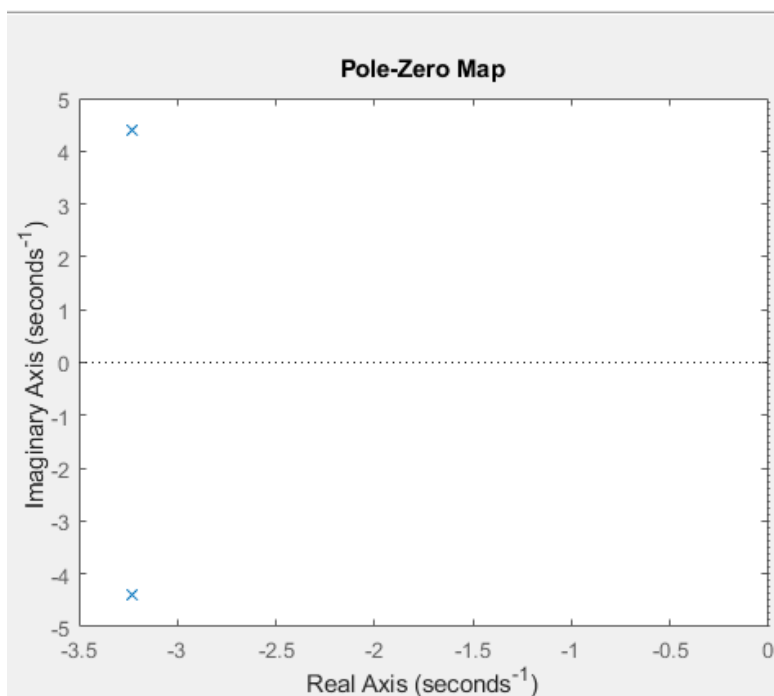
$$\underline{-3.2291 - 4.40637 i}$$

$$\underline{-3.2291 + 4.40637 i}$$

در ابتدا و بدون کنترل کننده، مکان هندسی ریشه های تابع تبدیل حلقه باز استاندارد شده به این صورت بود:



اما قطب های مطلوب ما در این محل ها قرار داشتند:

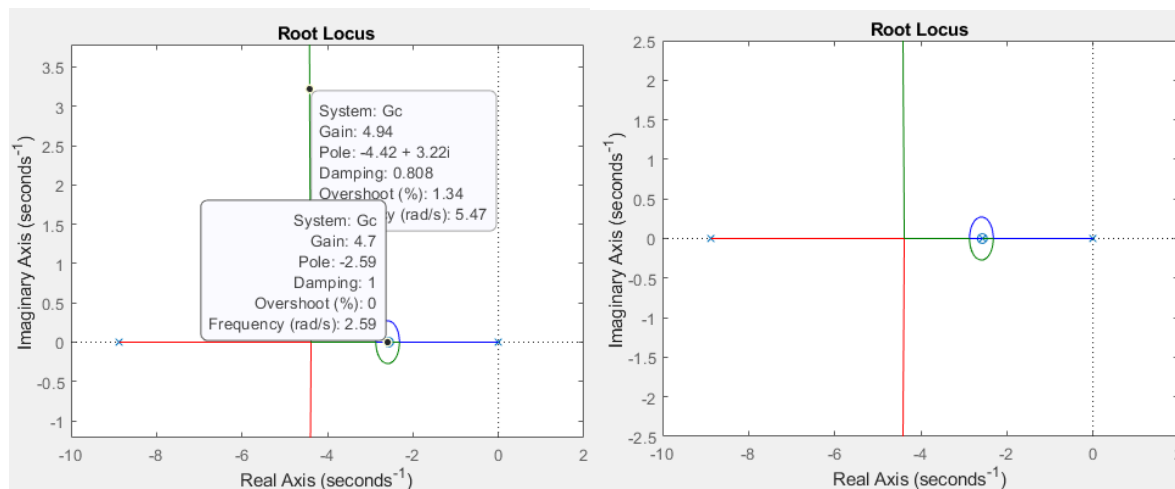


پس برای رساندن مکان هندسی ریشه ها به محل قطب های مطلوب، با سعی و خطا، با اضافه کردن یک صفر و یک قطب به عنوان کنترلر، در نهایت معادله شانزده نشان دهنده معادله کنترلر lead طراحی شده و شکل شماره شانزده نیز مکان هندسی جدید ریشه های تابع تبدیل حلقه باز را نشان می دهند.

معادله شماره 16:

$$\frac{s + 2.57}{s + 8.87}$$

شکل شماره 16:

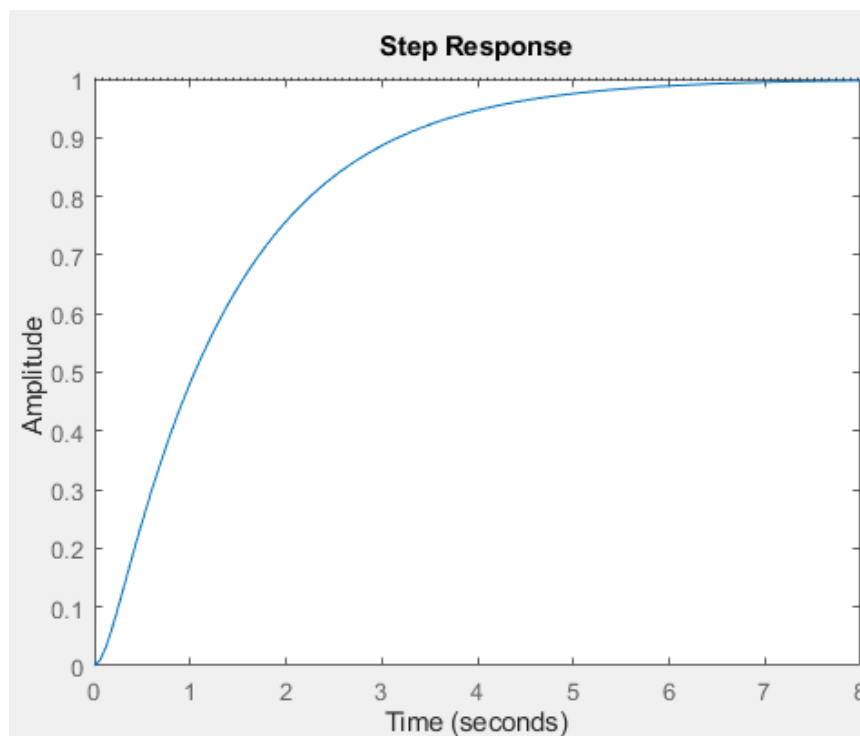


بعد از این مرحله، با قرار دادن جبران ساز درون حلقه و اعمال فیدبک واحد منفی طبق شکل شماره هفده، در شکل شماره هجده پاسخ پله سیستم نمایش داده شده و در شکل نوزده، مقادیر با اهمیت آن نیز آورده شده.

شکل شماره 17:

```
clear all;  
close all;  
clc;  
  
num = 6.0984;  
denom = [1 , 2.5529 , 0];  
numc = [1 , 2.57];  
denomc = [1 , 8.87];  
  
G = tf(num, denom);  
C = tf(numc,denomc);  
Gc = G * C;  
F_Gc = feedback( Gc , 1);  
step(F_Gc);
```

شکل شماره 18:



این شکل پاسخ پله سیستم با کنترلر lead است که همانطور که معلوم است، P.O. نداریم ولی سیستم به شدت کند شده و شبیه یک سیستم مرتبه یک عمل میکند.

شکل شماره 19:

```
>> stepinfo(F_Gc)

ans =

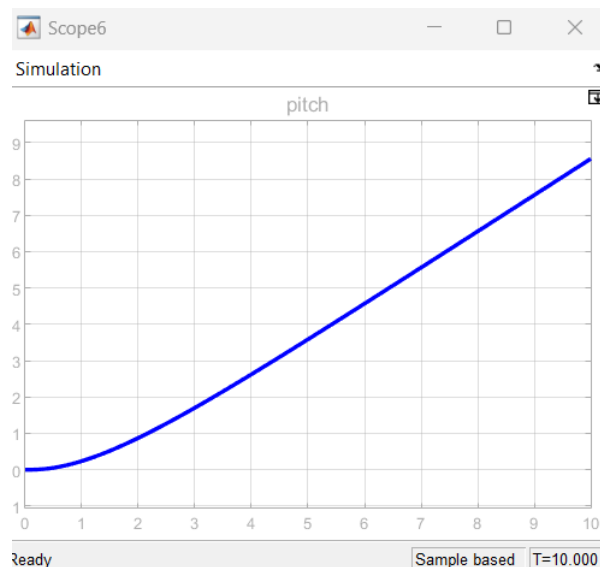
    struct with fields:

        RiseTime: 2.9196
        TransientTime: 5.2894
        SettlingTime: 5.2894
        SettlingMin: 0.9035
        SettlingMax: 0.9993
        Overshoot: 0
        Undershoot: 0
        Peak: 0.9993
        PeakTime: 9.6467
```

اعداد موجود در شکل 19، نشان می دهند که در طی این طراحی، بدلیل دور بودن قطب اضافه شده و کم شدن تاثیر آن و کند شدن سیستم، پاسخ پله ای مانند سیستم مرتبه یک مشاهده می کنیم اما نکته مثبت این طراحی برخلاف $Tr = 2.9s$ ، نداشتن حتی کمترین مقداری از P.O.

شکل شماره بیست نشان دهنده پاسخ سیستم با کنترلر lead به ورودی شیب است.

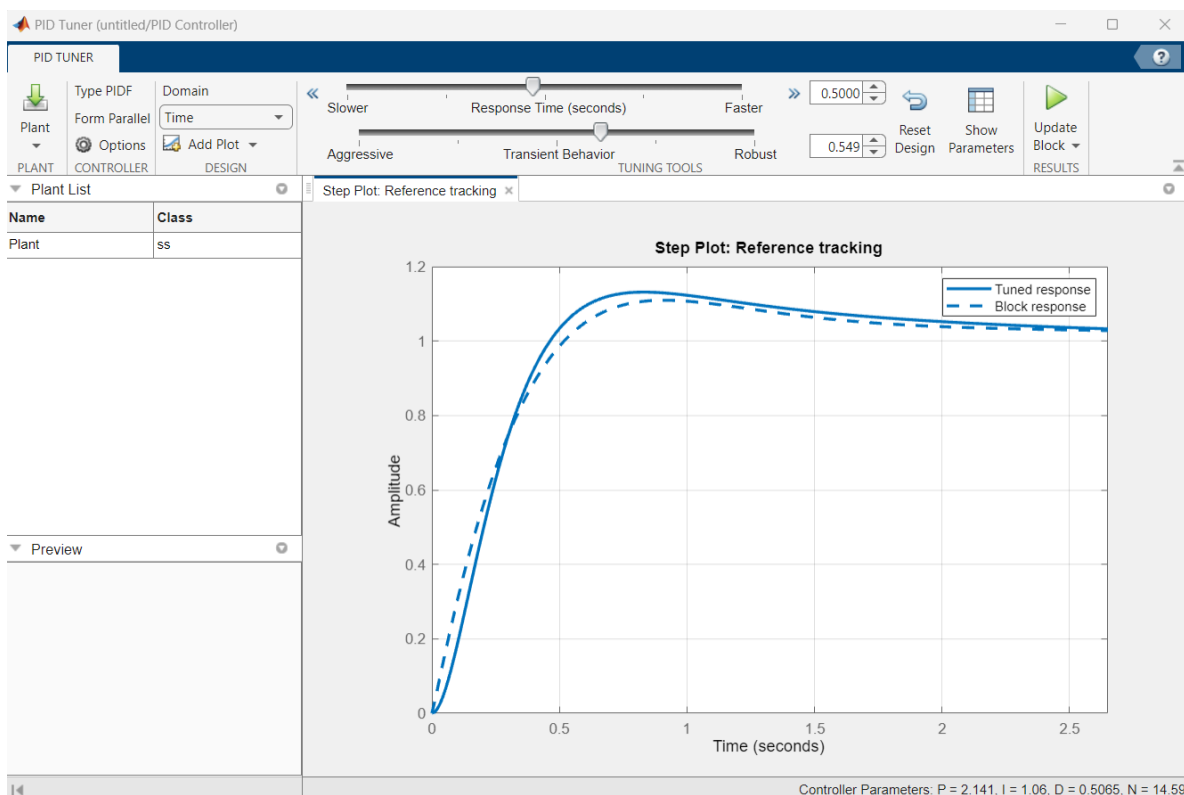
شکل شماره 20:



اما trade-off ای که در این طراحی انجام شد ممکن است در همه شرایط برای ما کاربردی نباشد و یا بسته به موقعیت نیاز به سرعت بالای سیستم و تحمل مقداری P.O. داشته باشیم؛ بنابراین در این مرحله با کمک محیط SIMULINK یک کنترل کننده PID را با استفاده از ابزار PID TUNER، با قرار دادن مقادیر دلخواه برای P.O. و Tr، به شکل شماره بیست که پاسخ پله را نشان می دهد رسیدیم و در شکل شماره بیست و یک، مقادیر PID Controller مشاهده می شود.

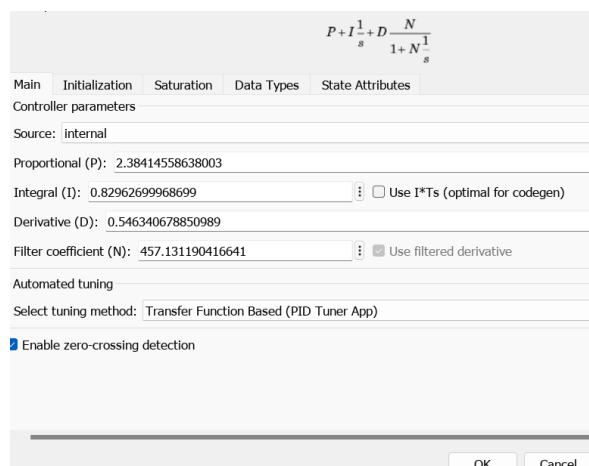
در شکل شماره بیست و یک مشاهده می شود که مقادیر P.O. و Tr به ترتیب برابر با 17 درصد و 0.5 ثانیه شده است که به مقادیر مطلوب با تقریب مناسبی، نزدیک است.

شکل شماره 21:



این شکل پاسخ پله سیستم با کنترلر PID است که $Tr=0.5s$ و P.O. برابر 17 درصد است. نقطه چین نشان داده شده، پاسخ بدون کنترلر است که نشان می دهد سرعت سیستم به ازای افزایش حداکلی P.O.، بالا رفته.

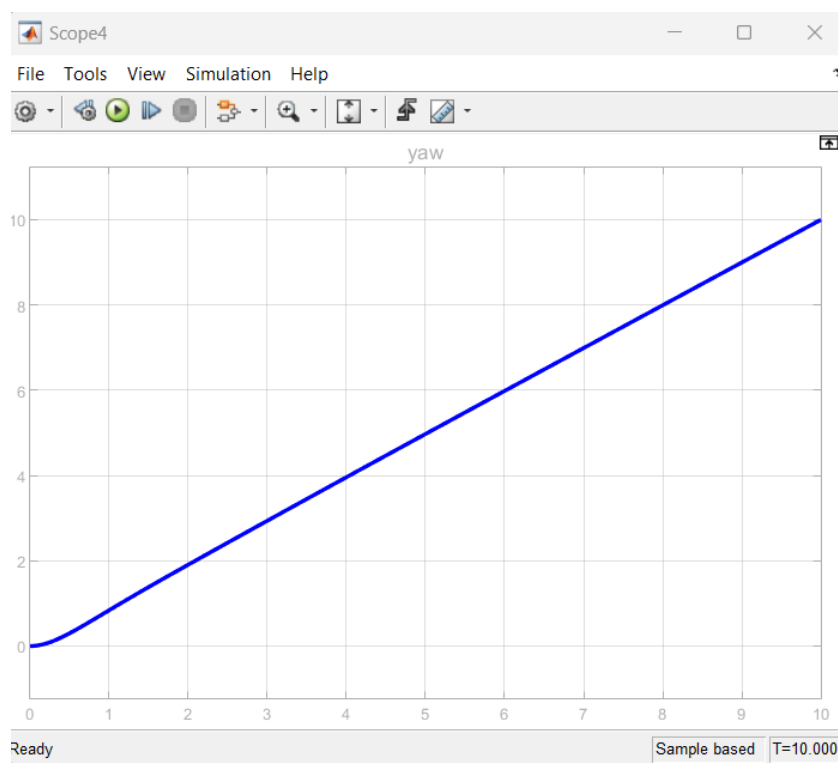
شکل شماره 22:



این شکل ضرایب کنترلر PID را نشان می دهد.

شکل شماره بیست و سه، پاسخ به ورودی شیب را برای سیستم با کنترلر PID نشان می دهد.

شکل شماره 23:

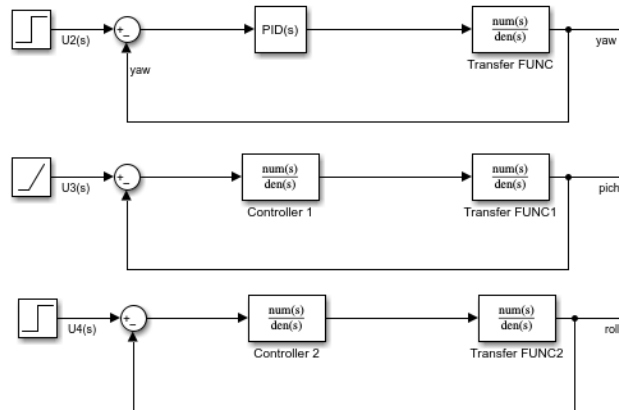


اثر ورود اغتشاش

در این مرحله می خواهیم اثر اغتشاش را روی سیستم بررسی کنیم. در این پروژه فقط اثر اغتشاش مدل شده به صورت تابع پله واحد، روی مدل خطی سیستم و با جابجا کردن دو کنترل کننده گفته شده، بررسی شد.

شکل شماره بیست و چهار، مدل خطی سیستم را در محیط SIMULINK نشان می دهد و واضح است بدلائل گفته شده، میتوان سیستم را ثابت نگه داشت و در هر کدام از بخش ها، کنترلر را جابجا کرد.

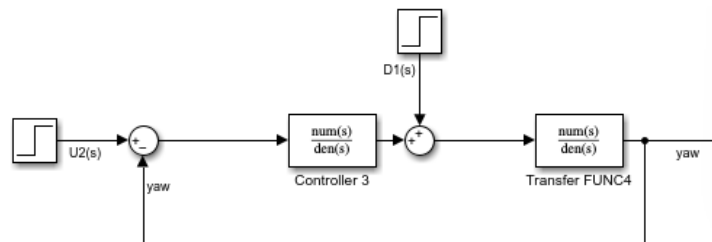
شکل شماره 24:



ابتدا اثر اغتشاش را روی سیستمی که کنترلر lead روی آن بسته شده بود بررسی می کنیم:

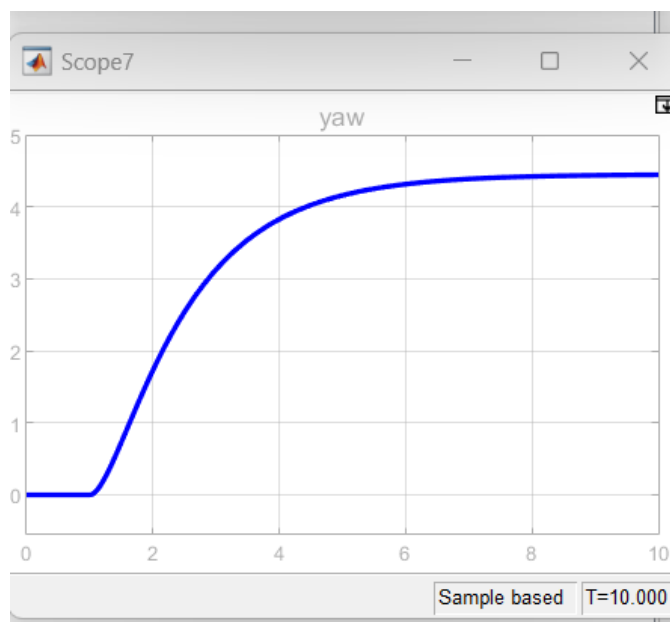
شکل بیست و پنج نحوه ورودی اغتشاش و محل ورود آن را نشان می دهد.

شکل شماره 25:



شکل شماره بیست و شش، پاسخ به ورودی پله سیستم با کنترلر lead را به اغتشاش پله ای نشان می دهد:

شکل شماره 26:



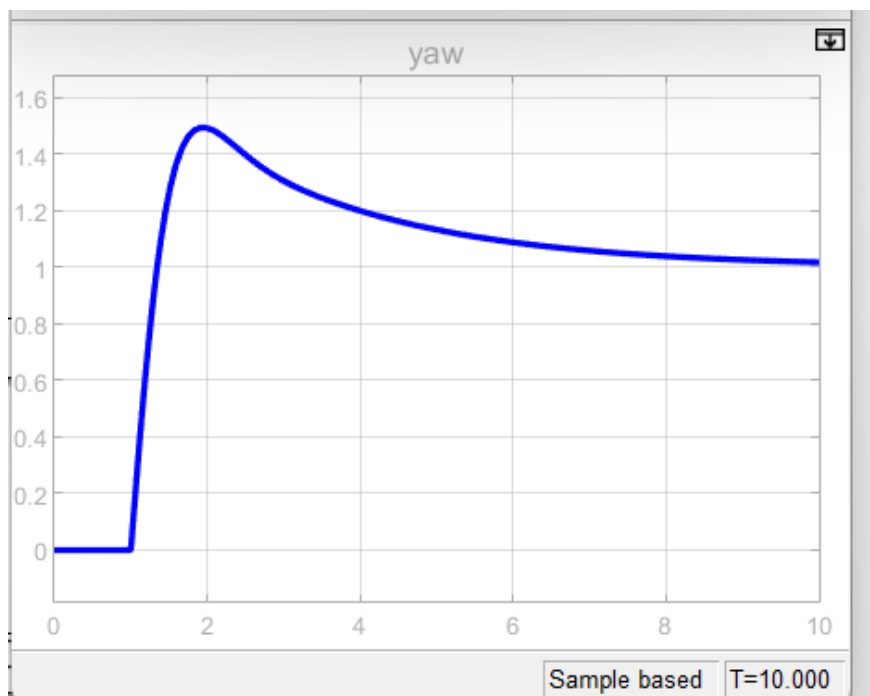
مشاهده می شود که سیستم حدود 3.5 واحد خطای حالت دائم دارد. توضیح این رفتار می تواند بدلیل این باشد که کنترلر طراحی شده، از نوع lead بوده و خطای حالت دائم را افزایش می دهد.

برای جبران این موضوع می توان یا ضریبی برابر با نسبت قطب به صفر جبران ساز، در آن ضرب کرد تا اثر منفی آن خنثی شود و یا از کنترلر های نوع دیگر مانند lead-lag استفاده نمود.

حال اثر ورود اغتشاش پله ای را روی پاسخ پله سیستم با کنترلر PID بررسی می کنیم.

شکل بیست و هفت این پاسخ پله را نشان می دهد.

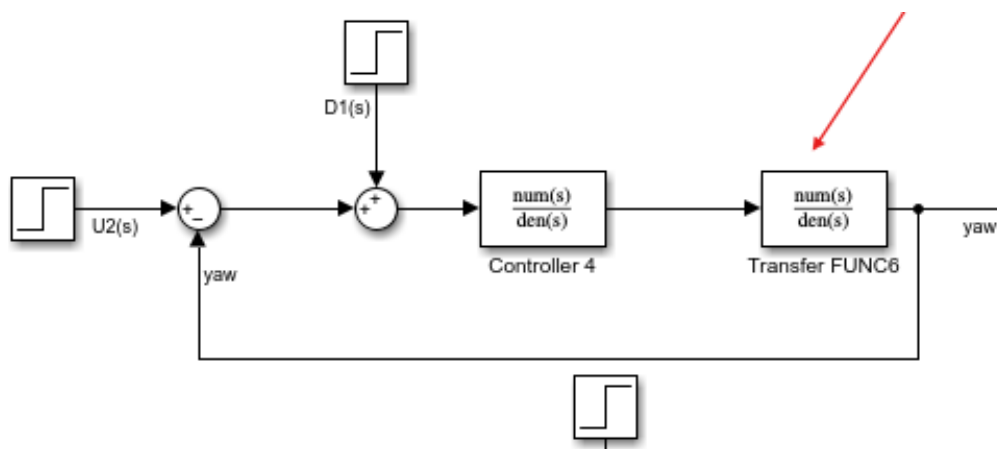
شکل 27:



همانطور که قابل مشاهده است، در این حالت هم Tr و هم $P.O.$ افزایش یافته است. $P.O.$ ، حال مقدار 49 درصد را دارد و $Tr = 1.3s$ است.

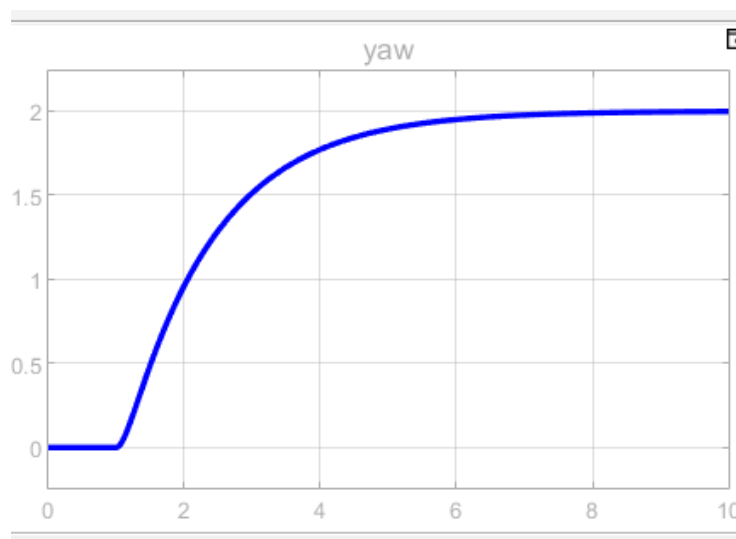
البته لازم به ذکر است اغتشاش می تواند به صورت زیر (شکل بیست و هشت) وارد سیستم شود:

شکل شماره 28:



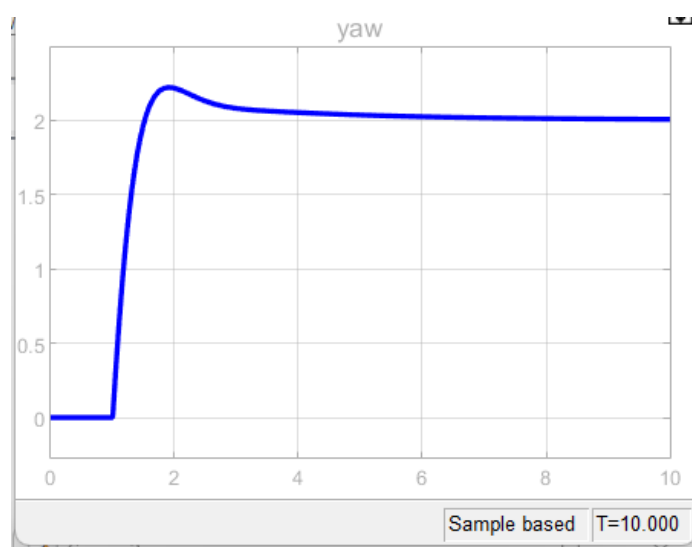
که در این حالت در شکل بیست و نه ، پاسخ پله با کنترلر lead و وجود اغتشاش به صورت شکل بیست و هشت را نشان می دهد و به همین ترتیب شکل سی، نشان دهنده پاسخ پله برای سیستمی با اغتشاش به صورت گفته شده و با کنترلر PID است.

شکل شماره 29:



در این شکل قابل مشاهده است که خطای حالت دائم از مقادیر قبلی بیشتر شده و Tr نیز بالا رفته و سیستم کند تر شده است.

شکل شماره 30:

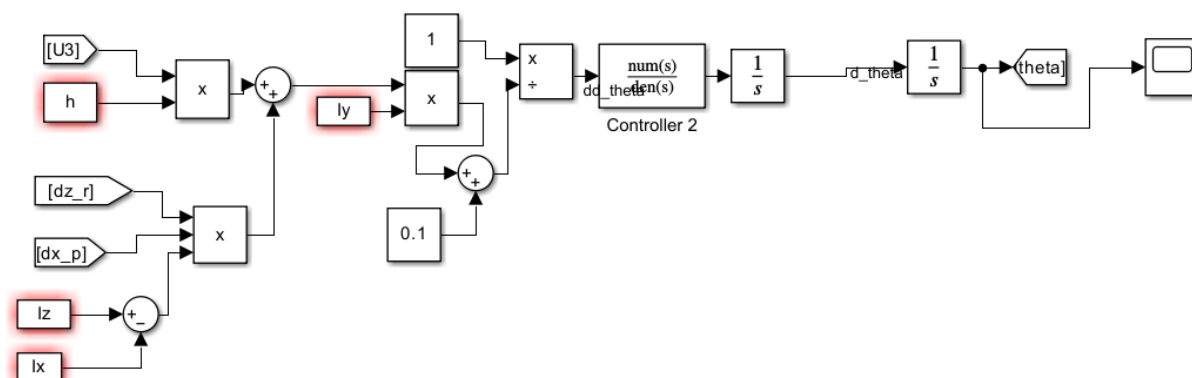


این شکل نشان می دهد که اغتشاش وارد شده با ورودی به نوعی جمع شده و مقدار P.O. بالاتر از حد قابل قبول است.

اعمال کنترلر بر سیستم غیر خطی

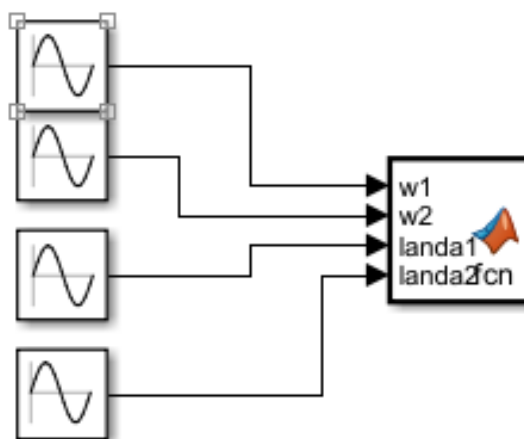
در این بخش کنترلر طراحی شده را به سیستم غیر خطی (معادلات 1 تا 6) اعمال میکنیم (شکل شماره سی و یک)

شکل شماره 31:



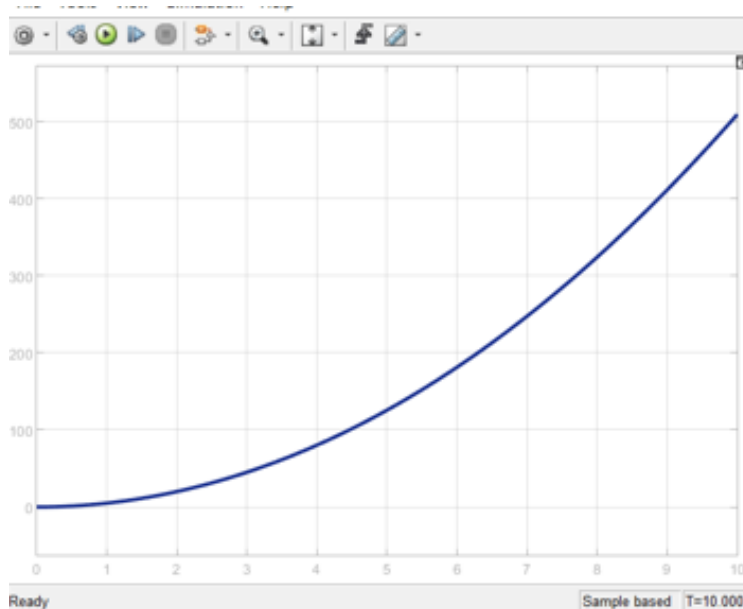
در این حالت، با ورودی هایی که در در شکل شماره سی و دو مشخص شده اند، خروجی های بدون کنترل کننده و با کنترل کننده به ترتیب در شکل های شماره سی و سه و سی و چهار قابل مشاهده هستند.

شکل شماره 32:

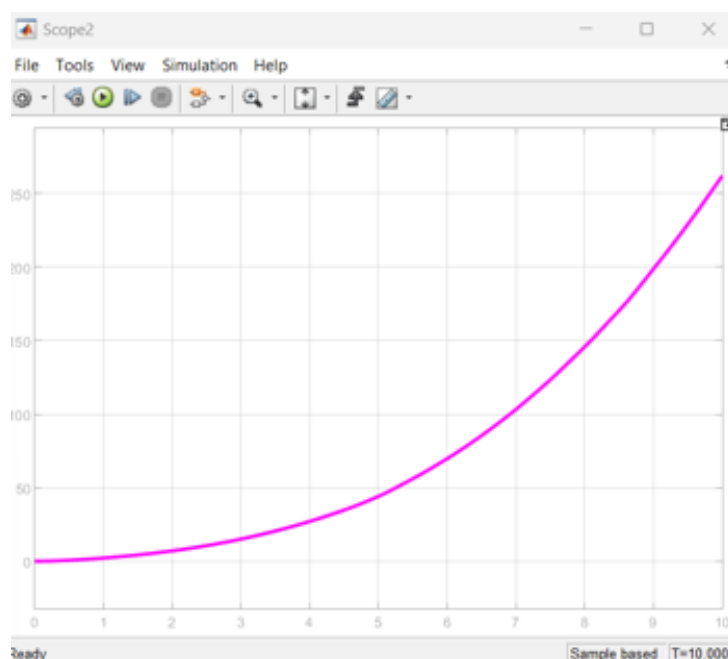


ورودی ها توابع سینوسی در نظر گرفته شده اند.

شکل شماره 33:



شکل شماره 34:



از بررسی این دو نمودار که یکی از زوایای خروجی را نشان می دهد، مشخص می شود که سیستم در هر دو حالت ناپایدار است و این موضوع بدلیل ناپایداری ذاتی آن است. در حالتی که کنترلر هم در سیستم قرار گرفته، سیستم کمی کند تر شده و با سرعت کمتری به سمت ناپایداری می رود.

منابع

1- [Modeling and attitude control of bi-copter](#)

[Q Zhang](#), [Z Liu](#), [J Zhao](#), S Zhang

2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS), 2016

2-[Attitude Control of Uav Bicopter Using Adaptive Lqg](#)

[F Fahmizal](#), [HA Nugroho](#), [Al Cahyadi](#)... - Available at SSRN ...

3-[Design of a robotic bicopter](#)

ÖB Albayrak, Y Ersan, AS Bağbaşı... - 2019 7th ..., 2019