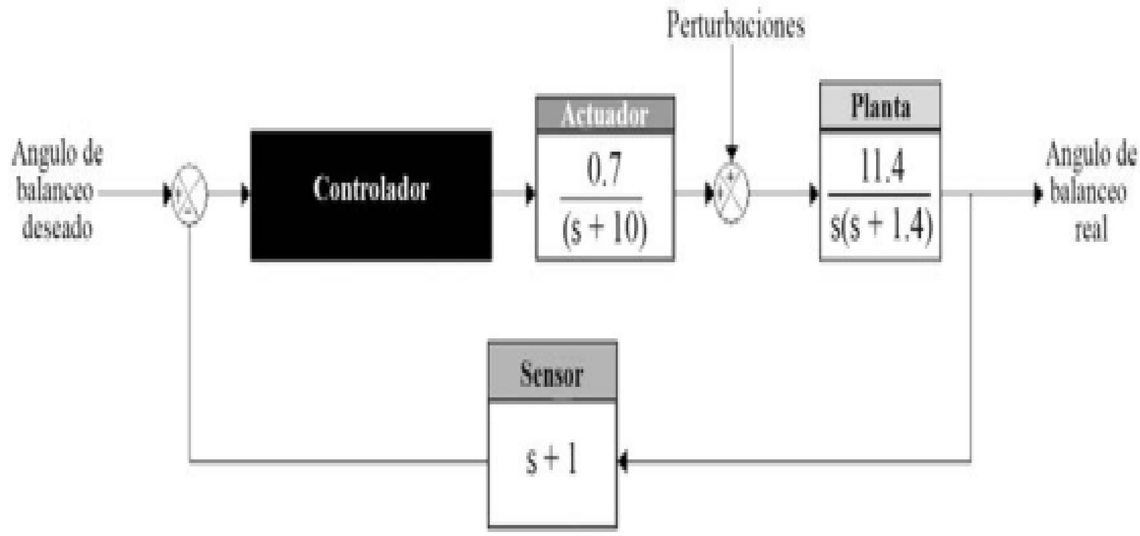
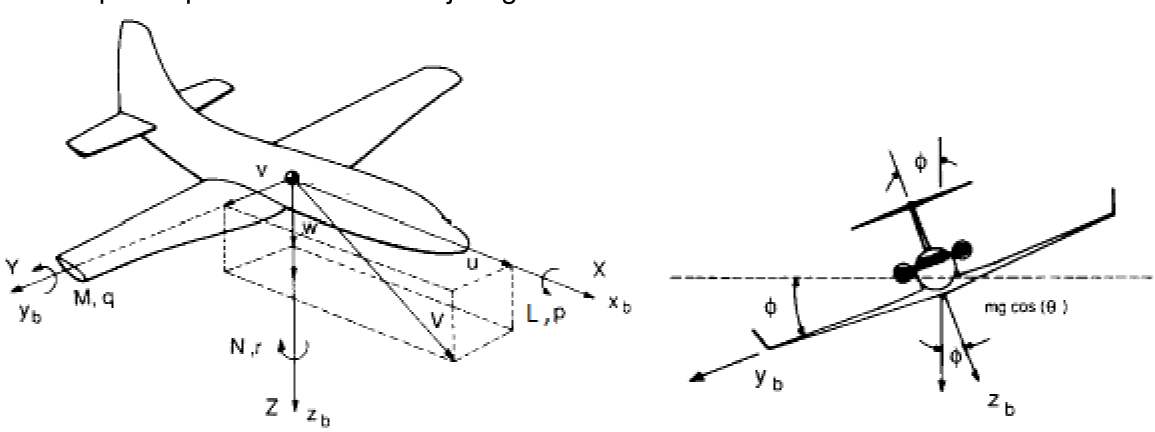
Proyecto: Control de balance de un avión



Para el sistema de control del balance de un avión la planta será el mismo avión que es lo que deseamos controlar, los actuadores será los alerones del avión y se usarán sensores de inclinación (inclinómetros)
Queremos controlar el ángulo de balanceo para esto los alerones del avión deben ir ajustándose variando su ángulo de deflexión para que a pesar de las perturbaciones recibidas el avión se mantenga lo más estable posible

El sistema de control se puede se puede representar a través de ecuaciones diferenciales no lineales que se pueden linealizar bajo algunas circunstancias.



N,L y M = Componentes de los momentos aerodinámicos del avión
Yb y Zb = Componentes de fuerzas aerodinámicas
φ y δa = dirección del ángulo lateral
p, q = las velocidades angulares de estabilidad del avión

u, v y w = la velocidad en cada una de las inclinaciones del avión

De la segunda ley de Newton podemos obtener 1, pero para obtener las ecuaciones que describen el sistema tenemos que hacer una serie de aproximaciones como que el avión tiene una altitud y velocidad constante, además también asumimos que el ángulo no cambia la velocidad del avión. Usando estas aproximaciones tenemos las siguientes ecuaciones

$$Y + mgC_\theta S_\theta = m(\dot{v} + ru - pw) \tag{1}$$

$$L = I_x \dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \tag{2}$$

$$N = -I_{xz}\dot{p} + I_z\dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr \tag{3}$$

Las ecuaciones 1,2,3 son no lineales y las podemos linealizar usando el teorema de pequeñas distribuciones

$$u = u_0 + \Delta u \qquad v = v_0 + \Delta v \qquad w = w_0 + \Delta w$$

$$p = p_0 + \Delta p \qquad q = q_0 + \Delta q \qquad r = r_0 + \Delta r$$

$$Y = Y_0 + \Delta Y \qquad L = L_0 + \Delta L \qquad M = M_0 + \Delta M$$

$$\delta = \delta_0 + \Delta\delta$$

Por conveniencia,asumimos que la referencia de condiciones de vuelo son simetría y las fuerzas de propulsión se mantendrán constantes,dado esto:

$$v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \varphi_0 = \psi_0 = 0$$

Después de linealizar obtenemos las siguientes ecuaciones

$$\left(\frac{d}{dt}-Y_v\right)\Delta v-Y_p\Delta p+(u_0-Y_r)\Delta r-(g\cos\theta_0)\Delta\phi=Y_{\delta r}\Delta\delta_r$$

$$-L_v\Delta v+\left(\frac{d}{dt}-L_p\right)\Delta p-\left(\frac{I_{xz}}{I_x}\frac{d}{dt}+L_r\right)\Delta r=L_{\delta a}\Delta\delta_a+L_{\delta r}\Delta\delta_r$$

$$-N_v\Delta v-\left(\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{d}{dt}+N_p\right)\Delta p+\left(\frac{d}{dt}-N_r\right)\Delta r=N_{\delta a}\Delta\delta_a+N_{\delta r}\Delta$$

Las ecuaciones de movimiento direccional lateral consisten en las ecuaciones de movimiento de fuerza lateral, momento de balanceo y momento de guiñada. A veces es conveniente usar el ángulo de deslizamiento lateral Δβ en lugar de la velocidad lateral Δv. Estas dos cantidades se relacionan entre sí de la siguiente manera

$$\Delta\beta\approx\tan^{-1}\frac{\Delta v}{u_0}=\frac{\Delta v}{u_0}$$

Usando esta relación y si el producto de inercia Ixz=0, las ecuaciones laterales de movimiento se pueden reorganizar y reducir a la forma de espacio de estado de la siguiente manera.

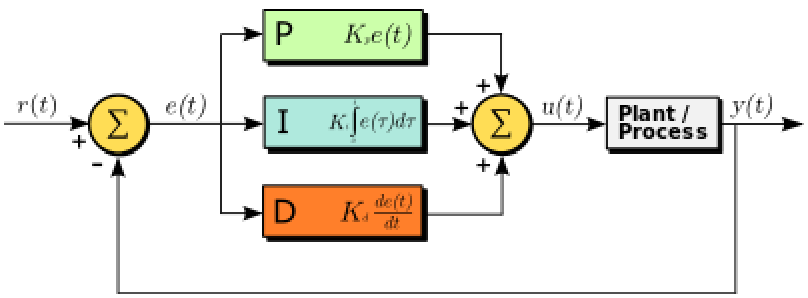
$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{p}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\varphi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -\left(1-\frac{Y_r}{u_0}\right) & \frac{g\cos\theta_0}{u_0}\\ L_\beta & L_p & L_r & 0\\ N_\beta & N_p & N_r & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta p\\ \Delta r\\ \Delta\varphi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & \frac{Y_{\delta r}}{u_0}\\ L_{\delta a} & L_{\delta r}\\ N_{\delta a} & N_{\delta r}\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta\delta_a\\ \Delta\delta_r\end{bmatrix}$$

En este sistema la entrada es el ángulo de deflexión de los alerones y la salida será el ángulo de balanceo.

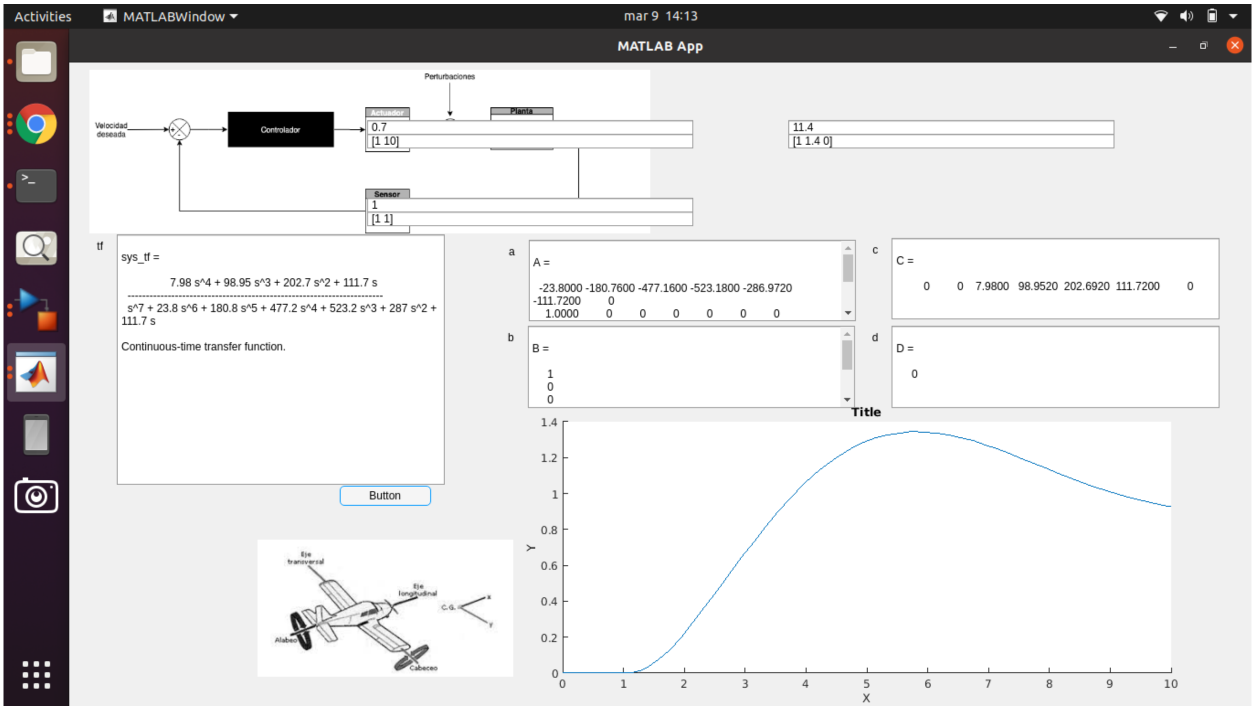
Perturbaciones: Velocidad del aire, turbulencias. Dentro de las perturbaciones que afectan la estabilidad del avión así como la velocidad del aire la cual intrínsecamente contiene la velocidad de la pista (el camino recorrido por el avión mientras está en vuelo), el problema más relevante es el viento que ingresa de forma lineal el cual tiene coeficientes que pueden variar con respecto a la situación, por tanto se realiza la linealización del aire, de modo que esta queda de la siguiente forma.

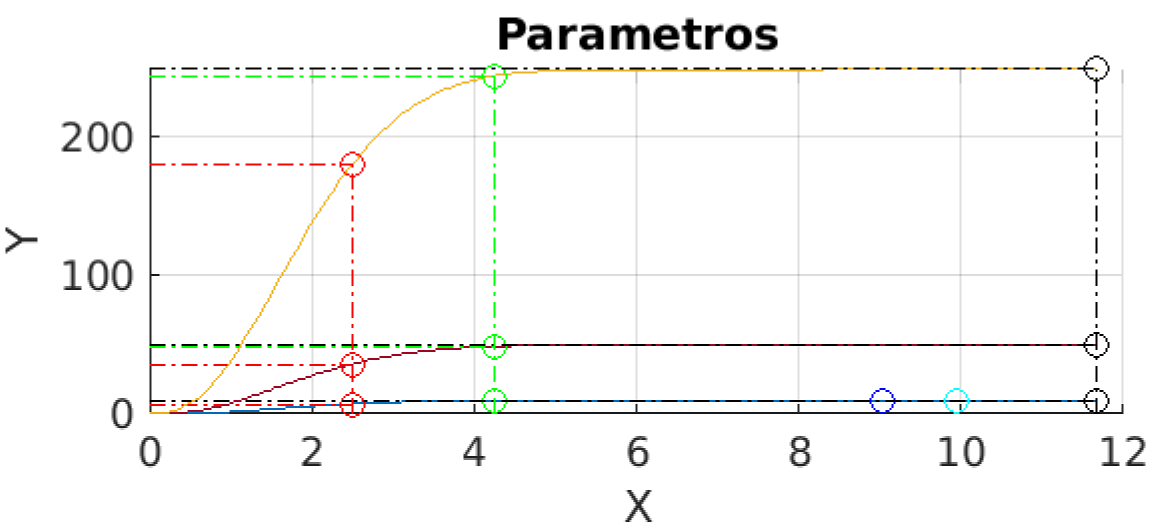
V (u)U 2 = (U + v + u) 2 + w 2 = U 2 + 2 + v Siendo V , la velocidad real del aire, U la velocidad terrestre a lo largo de la trayectoria de vuelo, la cual se incluye dentro de la ecuación ya que son flujos de aire que van a una velocidad considerable descendiendo y que además que se combinan con los cambios de la dirección en el vuelo, es decir probablemente generen un poco de disturbio en los vuelos o en la estabilidad del avión, no son necesariamente peligrosos, pero deben tenerse en

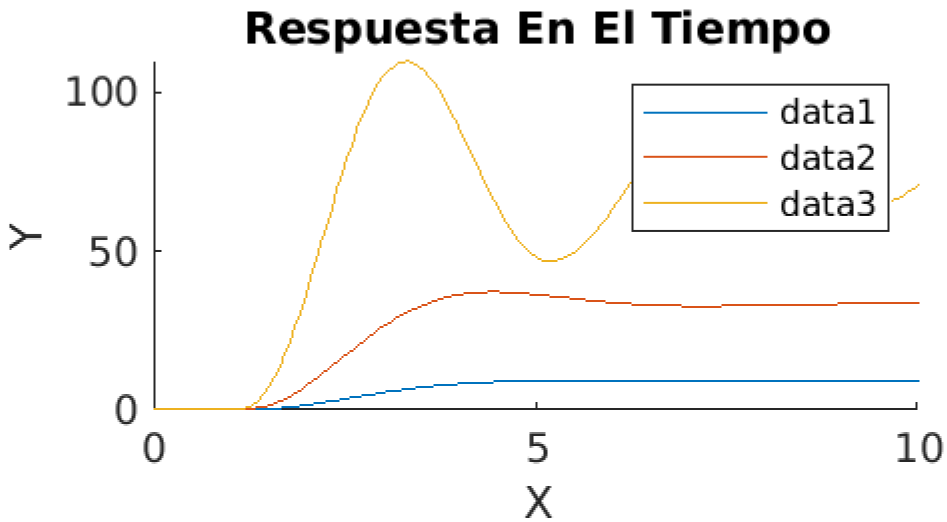
El sistema de control con el cual se desarrollará el proyecto integrador va a ser el PID (Proporcional - Integrador - Derivador). Es un mecanismo con retroalimentación, generalmente usado para el área de control industrial. Con este control se calcula el error entre el valor de nuestra variable real y el valor de la variable deseada. Al ser un control ponderado de 3 controles cuenta con tres parámetros distintos



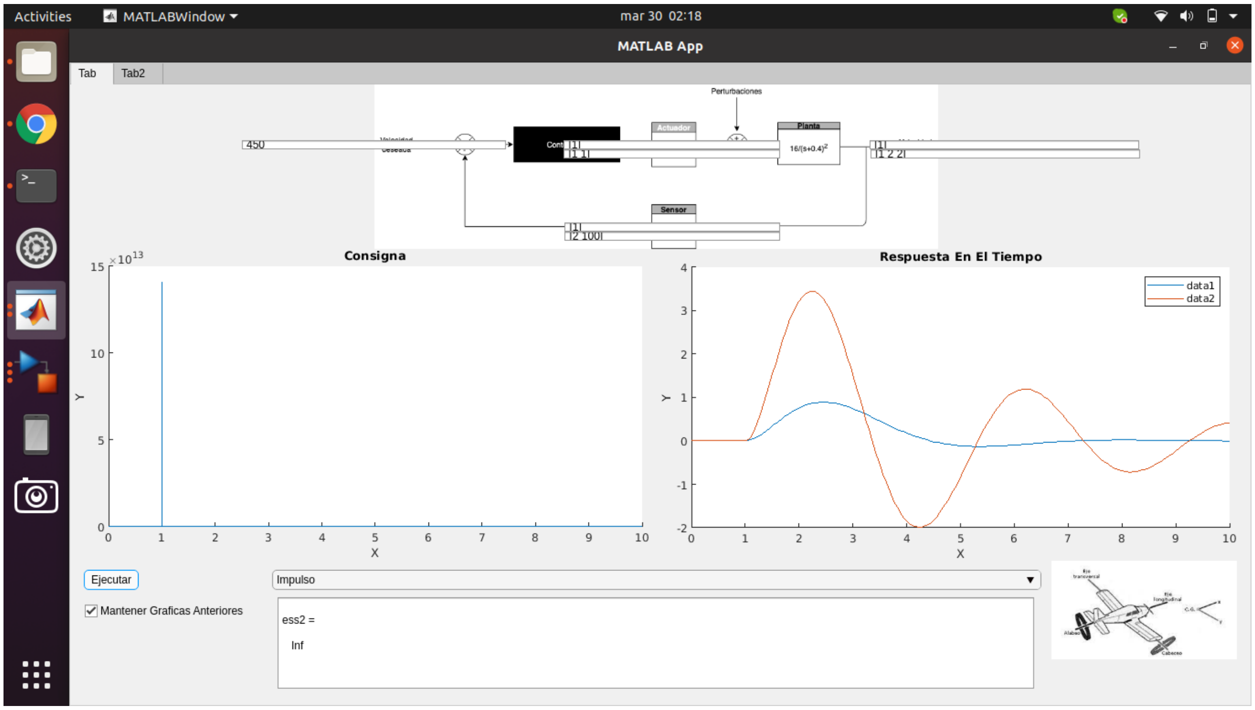
General Aviation Airplane: NAVION*	The Dynamic Pressure □ and the Terms		
	$Q=36.8\ lb/ft^2$ $QSc=38596\ ft \cdot lb$ $QS=6771\ lb$ $c/2u_0=0.016\ s$		
	Components		
	Y-Force Derivatives	Yawing Moment Derivatives	Rolling Moment Derivatives
Pitching Velocities	$Y_v=-0.254$	$N_v=0.025$	$L_v=-0.091$
Side Slip Angle	$Y_\beta=-44.665$	$N_\beta=4.549$	$L_\beta=-15.969$
Rolling Rate	$Y_p=0$	$N_p=-0.349$	$L_p=-8.395$
Yawing Rate	$Y_r=0$	$N_r=-0.76$	$L_r=2.19$
Rudder Deflection	$Y_{\delta r}=12.433$	$N_{\delta r}=-4.613$	$L_{\delta r}=23.09$
Aileron Deflection	$Y_{\delta a}=0$	$N_{\delta a}=-0.224$	$L_{\delta a}=-28.916$

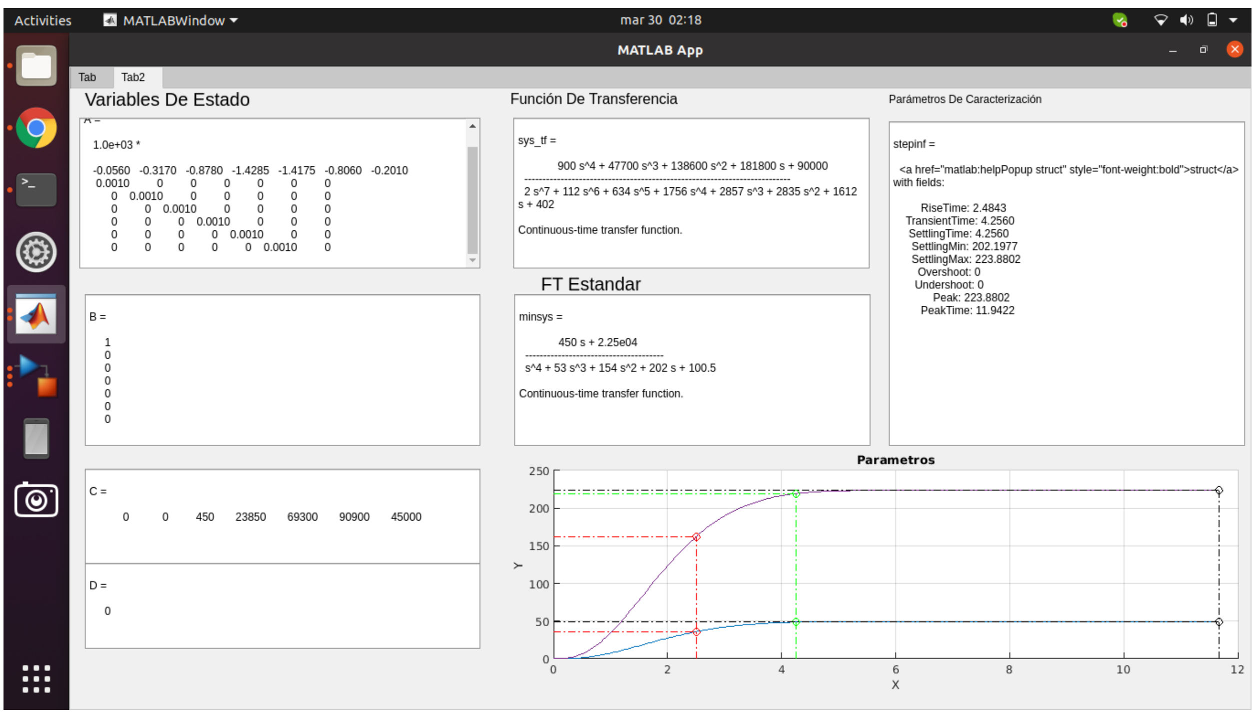

Activities
MATLABWindow
mar 9 14:13
MATLAB App
Perturbaciones
Velocidad deseada
Controlador
Actuador
Planta
Sensor
0.7
[1 10]
11.4
[1 1.4 0]
1
[1 1]
tf
sys_tf =
7.98 s^4 + 98.95 s^3 + 202.7 s^2 + 111.7 s
s^7 + 23.8 s^6 + 180.8 s^5 + 477.2 s^4 + 523.2 s^3 + 287 s^2 + 111.7 s
Continuous-time transfer function.
Button
a
A =
-23.8000 -180.7600 -477.1600 -523.1800 -286.9720 -111.7200 0
1.0000 0 0 0 0 0 0
b
B =
1
0
0
c
C =
0 0 7.9800 98.9520 202.6920 111.7200 0
d
D =
0
Title
Y
X


Parametros
Y
X
0
100
200
0
2
4
6
8
10
12



1 = 20
2 = 100
3 = 500


Activities
MATLABWindow
mar 30 02:18
MATLAB App
Tab
Tab2
Perturbaciones
450
Actuador
Planta
16/(s+0.4)^2
Sensor
[2 100]
Consigna
Respuesta En El Tiempo
data1
data2
Y
X
Ejecutar
Impulso
Mantener Graficas Anteriores
ess2 =
Inf


Activities
MATLABWindow
mar 30 02:18
MATLAB App
Tab
Tab2
Variables De Estado
1.0e+03 *
-0.0560 -0.3170 -0.8780 -1.4285 -1.4175 -0.8060 -0.2010
0.0010 0 0 0 0 0 0
0 0.0010 0 0 0 0 0
0 0 0.0010 0 0 0 0
0 0 0 0.0010 0 0 0
0 0 0 0 0.0010 0 0
0 0 0 0 0 0.0010 0
B =
1
0
0
0
0
0
0
C =
0 0 450 23850 69300 90900 45000
D =
0
Función De Transferencia
sys_tf =
900 s^4 + 47700 s^3 + 138600 s^2 + 181800 s + 90000
2 s^7 + 112 s^6 + 634 s^5 + 1756 s^4 + 2857 s^3 + 2835 s^2 + 1612 s + 402
Continuous-time transfer function.
FT Estandar
minsys =
450 s + 2.25e04
s^4 + 53 s^3 + 154 s^2 + 202 s + 100.5
Continuous-time transfer function.
Parámetros De Caracterización
stepinf =
struct with fields:
RiseTime: 2.4843
TransientTime: 4.2560
SettlingTime: 4.2560
SettlingMin: 202.1977
SettlingMax: 223.8802
Overshoot: 0
Undershoot: 0
Peak: 223.8802
PeakTime: 11.9422
Parametros
Y
X