

Grado en Ingeniería Aeroespacial

EQUIPOS Y SISTEMAS DE CONTROL AEROESPACIALES

CURSO 2021-2022

ENTREGA 1



José Luis Dugo Ortega
Elena Gallego Hernández
Alejandro Sánchez Torres
Álvaro Jiménez Melendo

31 de octubre de 2021

Índice

1. Ejercicio 3: Diseño de Pitch SAS	2
1.1. Introducción	2
1.2. Respuesta del sistema en lazo abierto	2
1.3. Diseño de un sistema de aumento de la estabilidad del cabeceo	3
1.4. Simulación del sistema con incorporación de ruido y perturbaciones	7
1.5. Utilización de los datos simulados en un Script	10
1.6. Comparativa del comportamiento del sistema original y con el Pitch SAS activado ante diferentes entradas	11
 2. Ejercicio 4: Lateral SAS (Roll Yaw Damper)	 13
2.1. Introducción	13
2.2. Respuesta del sistema en lazo abierto	13
2.3. Diseño del amortiguador de balance (Roll Damper)	15
2.4. Diseño del amortiguador de guiñada (Yaw Damper)	16
2.5. Simulación del sistema con ruido de sensores	17
2.6. Comparativa del sistema original y el sistema con SAS	19

1. Ejercicio 3: Diseño de Pitch SAS

1.1. Introducción

En el siguiente informe se van a recopilar las actividades realizadas en los ejercicios 3 y 4 de la asignatura, de nuevo mediante el uso de los softwares *Matlab* y *Simulink*.

En esta práctica se va a estudiar el funcionamiento de un sistema de aumento de estabilidad, en concreto un amortiguador de cabeceo (Pitch SAS), que será diseñado e implementado.

La función del Pitch SAS es proporcionar la frecuencia natural y el amortiguamiento adecuado al modo corto periodo, que como se sabe del ejercicio 2, es una de las dos dinámicas longitudinales asociadas a la aeronave, que relaciona al ángulo de ataque y la velocidad de cabeceo.

Finalmente, se compararán el sistema sin Pitch SAS y el sistema que sí lo tiene implementado, para observar las diferencias entre ellos.

1.2. Respuesta del sistema en lazo abierto

Conociendo las matrices que definen el sistema, se pueden obtener las funciones de transferencia que relacionan la deflexión del timón δ_e . En la siguiente figura se presentan estas funciones de transferencia:

$$G_{\alpha\delta_e} = \frac{-0.12318 (s+75) (s^2 + 0.01964s + 0.008892)}{(s+1.912) (s-0.09755) (s^2 + 0.3014s + 0.03601)}$$

Figura 1: Función de transferencia que relaciona α y δ

```

From input "u_e" to output...
          -2.4882 (s+75) (s^2 + 0.01964s + 0.008892)
alfa_m:  -----
          (s+1.912) (s-0.09755) (s+20.2) (s^2 + 0.3014s + 0.03601)

          -203.18 s (s+0.02174) (s+1.027)
q_m:      -----
          (s+1.912) (s-0.09755) (s+20.2) (s^2 + 0.3014s + 0.03601)

          -24.882 (s+75) (s^2 + 0.01964s + 0.008892)
alfa_F:  -----
          (s+10) (s+20.2) (s+1.912) (s-0.09755) (s^2 + 0.3014s + 0.03601)

```

Figura 2: Resto de funciones de transferencia.

A continuación, se podrían calcular los polos, utilizando la función DAMP, obteniéndose los resultados siguientes:

Pole	Damping	Frequency (rad/seconds)	Time Constant (seconds)
9.76e-02	-1.00e+00	9.76e-02	-1.03e+01
-1.51e-01 + 1.15e-01i	7.94e-01	1.90e-01	6.64e+00
-1.51e-01 - 1.15e-01i	7.94e-01	1.90e-01	6.64e+00
-1.91e+00	1.00e+00	1.91e+00	5.23e-01

Figura 3: Polos, coeficiente de amortiguamiento, frecuencias y constantes de tiempo del sistema.

Este sistema tiene varios problemas. En primer lugar, tiene un polo real positivo, esto implica que el sistema es inestable. En segundo lugar, cuenta con un polo imaginario, que provoca que el sistema se comporte con tercer modo oscilatorio, debido a que el coeficiente de amortiguamiento se corresponde con el de un modo corto periodo y la frecuencia con la de un modo fugoide.

1.3. Diseño de un sistema de aumento de la estabilidad del cabeceo

A continuación, se va a realizar el diseño del Pitch SAS. Como se explicó anteriormente, busca proporcionar la frecuencia natural y el amortiguamiento adecuado al modo corto periodo. Va a involucrar al ángulo de ataque α y a la velocidad de cabeceo q . Si el modo corto periodo está ligeramente amortiguado, basta con realimentar q . Si la frecuencia y el factor de amortiguamiento son ambos insatisfactorios, entonces es necesario realimentar α también.

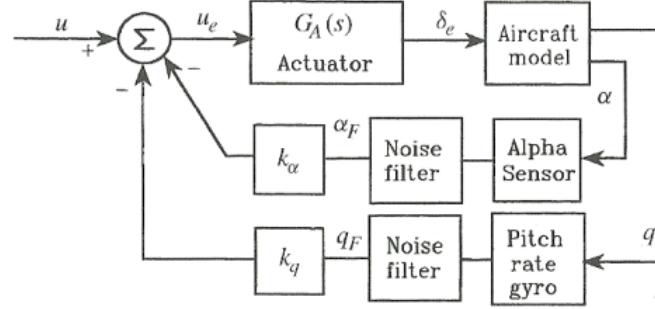


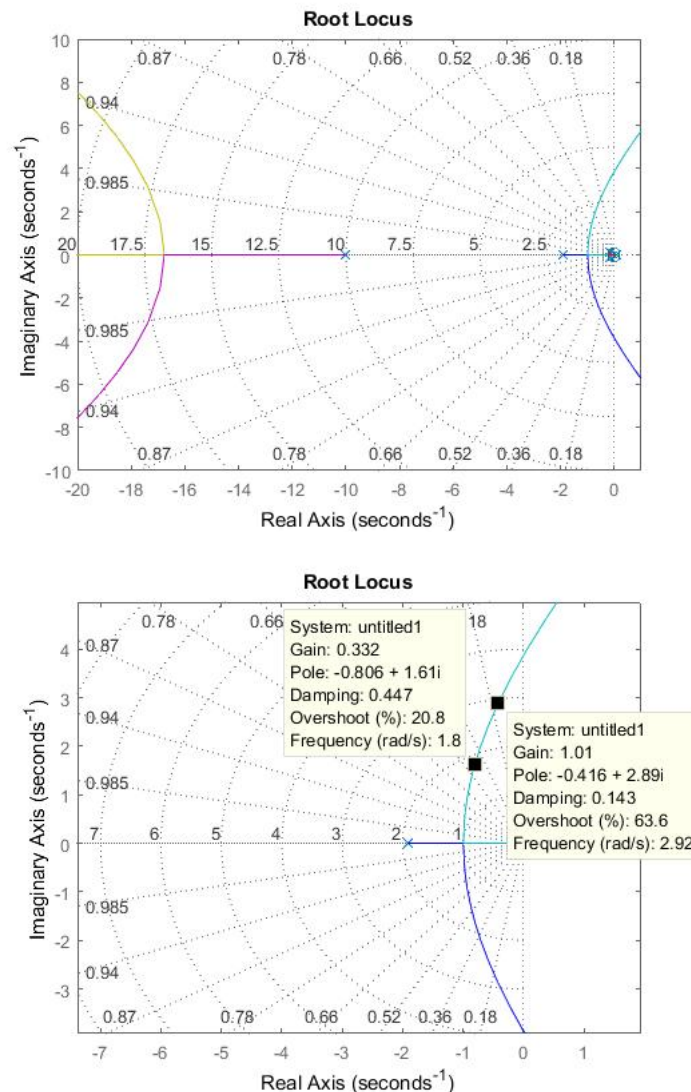
Figura 4: Diagrama bloques del Pitch SAS.

Por tanto, el diseño del Pitch SAS se basa en obtener las ganancias k_α y k_q que se muestran en la figura anterior, para que se cumplan los requisitos, que en este caso han sido otorgados por el profesor y son los siguientes:

$$2 < \omega_n < 3 \quad (1)$$

$$0,7 < \xi < 0,8 \quad (2)$$

Para diseñar el sistema, primero se comienza por realimentar el ángulo de ataque (α), debiendo elegir un valor para (K_α). Para tener cierto criterio, se va a buscar el lugar de las raíces, con el conocido comando ya empleado en ejercicios anteriores *rootlocus*. En la figura se puede ver el resultado.

Figura 5: Lugar de raíces para K_α .

Se tendrá que coger un valor intermedio entre las frecuencias que se piden. Esto se puede realizar pinchando en la gráfica. Por tanto, el valor de K_α debe estar entre 0.332 y 1.01. En nuestro caso se cogió un valor de 0.5

Ahora simplemente hay que realizar un proceso análogo con K_q , pero esta vez, en el lugar de las raíces se deben buscar los valores que estén entre los dos coeficiente de amortiguamiento de las especificaciones. Si se hace esto, ese valor de K_q debe estar entre 0.268 y 0.323, tal y como se muestra en la siguiente figura. En nuestro caso, se ha cogido un valor de 0.25

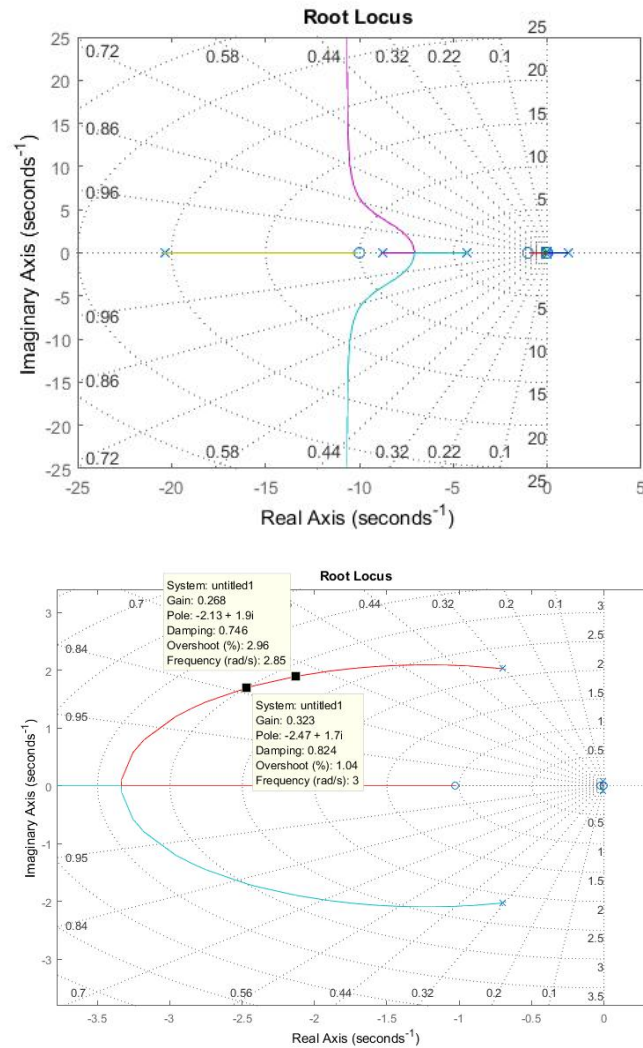


Figura 6: Lugar de raíces donde se establece K_q .

Con todo esto, ya está diseñado el Pitch SAS, ahora se procederá a simular.

En los bloques utilizados, cabe destacar el DeMux, que permite pasar de matrices a vectores, en concreto los dos vectores de interés que son los que incluyen las variables α y q , que son las variables a retroalimentar. También hay que destacar el uso de sensores *AlphaVane* e IMU, que son ideales.

Por otro lado como se puede observar en la figura 8 se ha añadido un scope para poder comparar el resultado:

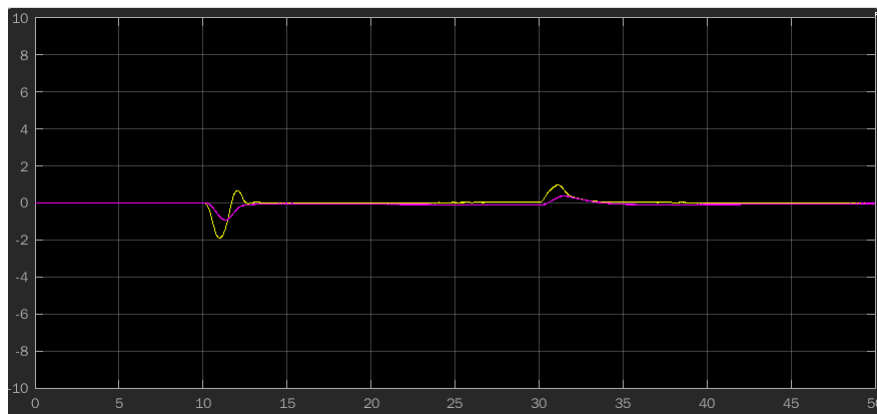


Figura 9: Evolución del ángulo de ataque

En la figura 9 se compara la evolución del ángulo de ataque tras salir del filtro de medida, es decir medido y filtrado y la velocidad de cabeceo medido por IMU.

A continuación se muestran la respuesta del sistema a una entrada impulso, con ruidos y perturbaciones.

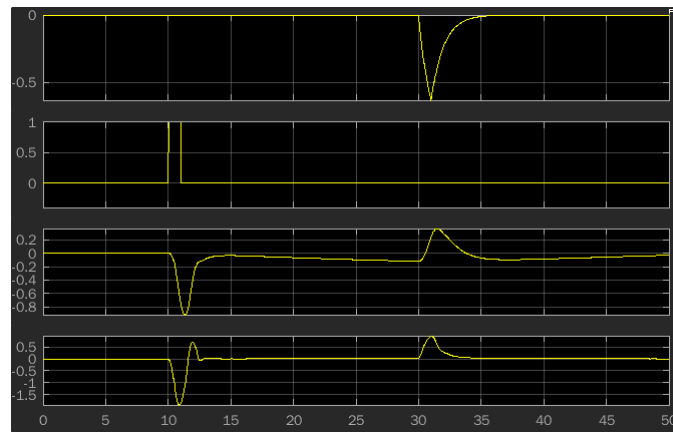


Figura 10: Respuesta del último scope.

Se puede observar en la primera gráfica la señal de perturbación, que surge en el segundo 30. En la siguiente gráfica se muestra la señal impulso de set point, en el segundo 10. La tercera y cuarta muestran la evolución de los parámetros q y α , pero algún motivo que no se ha conseguido determinar, se cortan al principio. Ambas gráficas deberían ser constantes y modificarse cuando aparecen el impulso y la perturbación, para después de un tiempo volver a sus posiciones originales.

1.5. Utilización de los datos simulados en un Script

A continuación, se va a trabajar con matlab, utilizando el bloque workspace de simulink para tratar los datos.

En primer lugar, se va a realizar una comparativa entre el sistema con y sin Pitch SAS, lo que se consigue eliminando del diagrama de simulación las ganancias. El resultado obtenido es:

Como era de esperar, el sistema es mucho más estable con el Pitch SAS.

1.6. Comparativa del comportamiento del sistema original y con el Pitch SAS activado ante diferentes entradas

En el apartado siguiente, se va a comparar el comportamiento del sistema antes dos tipos de señales de entrada, una de tipo escalón y otra de tipo impulso, las dos de amplitud unidad.

En la figura siguiente se analiza cómo varían el ángulo de cabeceo y la velocidad de cabeceo.

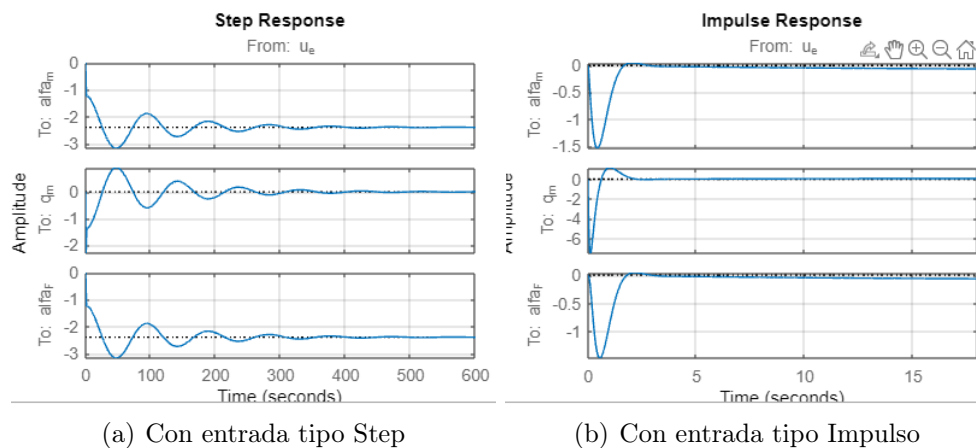


Figura 11: Respuesta del sistema en lazo cerrado.

Observando las figuras, se puede concluir que el diseño ha sido correcto, la que el sistema es estable, cuando se demostró anteriormente que el sistema sin Pitch SAS no lo es.

Ahora se realizará lo mismo, pero viendo qué pasaría sin el Pitch SAS estuviera o no activado.

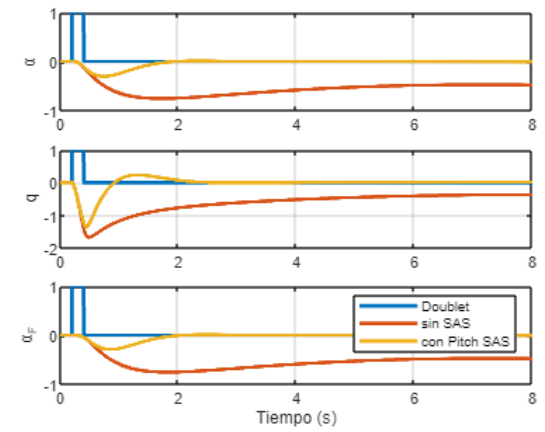


Figura 12: Respuestas con Pitch SAS activado o desactivado.

De nuevo, se puede ver cómo con el Pitch SAS activado el sistema consigue recuperar su posición ante una perturbación. No ocurre lo mismo cuando está desactivado, ya que es inestable. Como dato adicional, consigue mantener la posición con las restricciones que se habían impuesto.

2. Ejercicio 4: Lateral SAS (Roll Yaw Damper)

2.1. Introducción

En el siguiente apartado se recogen las explicaciones y actividades de la cuarta práctica informática de la asignatura

Mediante el diseño de un amortiguador de balance (roll damper) y de un amortiguador de guiñada (yaw damper) se va a realizar el aumento de la estabilidad Lateral-Direccional de una aeronave, para ello:

- Se van a tener dos tipos de velocidades, la velocidad angular de guiñada r (yaw rate) que realimenta al timón de dirección δ_r (rudder) para modificar el modo balanceo del holandés (DR), y la velocidad angular de balance p (roll rate) que realimenta a los alerones δ_a para modificar el modo de convergencia en balance (RC).
- Se tiene que realizar un análisis multivariable, para el cual se tienen 2 entradas (alerones y timón) y 2 o más salidas, ya que los movimientos lateral (balance) y direccional (guiñada) están acoplados.

También, se va a realizar la simulación del sistema para incorporar ruido de sensores y perturbaciones a la entrada de la planta (alerones y timón de dirección) y después se va a realizar una comparación entre el SAS activado ante diferentes entradas (impulso, pulso, perturbación) y el comportamiento del sistema original.

2.2. Respuesta del sistema en lazo abierto

A continuación, se va a realizar el análisis de la respuesta del sistema en lazo abierto. En el script realizado en *Matlab* se definen las matrices que componen el sistema y se obtiene la función de transferencia, la cual se ajusta al comportamiento de la aeronave:

```

From input "u_a" to output...
      -119.39 (s-0.05092) (s^2 + 0.4741s + 1.206)
p:  -----
      (s+0.696) (s+0.06789) (s+20.2) (s^2 + 0.8055s + 4.212)

      -2.4687 s (s+0.4642) (s^2 + 0.7024s + 18.82)
r_w: -----
      (s+1) (s+0.696) (s+0.06789) (s+20.2) (s^2 + 0.8055s + 4.212)

From input "u_r" to output...
      24.29 (s-2.177) (s+1.942) (s-0.0528)
p:  -----
      (s+0.696) (s+0.06789) (s+20.2) (s^2 + 0.8055s + 4.212)

      -12.401 s (s+0.5078) (s^2 + 0.7759s + 2.534)
r_w: -----
      (s+1) (s+0.696) (s+0.06789) (s+20.2) (s^2 + 0.8055s + 4.212)

```

Figura 13: Funciones de transferencia

A partir de la función DAMP y la función de transferencia anteriormente mostrada, se obtiene el resultado de la Figura 14.

Pole	Damping	Frequency (rad/seconds)	Time Constant (seconds)
0.00e+00	-1.00e+00	0.00e+00	Inf
-6.79e-02	1.00e+00	6.79e-02	1.47e+01
-6.96e-01	1.00e+00	6.96e-01	1.44e+00
-4.03e-01 + 2.01e+00i	1.96e-01	2.05e+00	2.48e+00
-4.03e-01 - 2.01e+00i	1.96e-01	2.05e+00	2.48e+00

Figura 14: Polos, coeficiente de amortiguamiento, frecuencias y constantes de tiempo del sistema

Como se puede observar en la Figura 14, al simular el sistema en lazo abierto, no se cumplen los requisitos especificados de balance ($0.6 < \tau_{RC} < 1.0s$) y guiñada ($1 < W_n < 2$ rad/s, $0.6 < \eta < 0.8$). Por este motivo no sería posible utilizar el sistema en lazo abierto, ya que no se cumplirían las especificaciones indicadas por el enunciado de la práctica.

2.3. Diseño del amortiguador de balance (Roll Damper)

A continuación se va a diseñar el amortiguador de balance (Roll Damper), el cual tiene la función de reducir las variaciones en el rendimiento de balance. El criterio especificado a seguir será que la constante de tiempo del modo de convergencia en balance (τ_{RC}) tenga un valor de entre 0.6 y 1.

Para ello se procederá al análisis del lugar de las raíces del sistema y así encontrar la ganancia necesaria para cumplir este requisito, ya que el sistema por sí solo no lo cumple (se puede observar en el workspace de Matlab que inicialmente el valor de esta constante era de 1.44). Por otra parte, se debe de tener en cuenta que el polo correspondiente a este modo de operación es real así que se situará sobre el eje de abscisas como se muestra en la Figura 15.

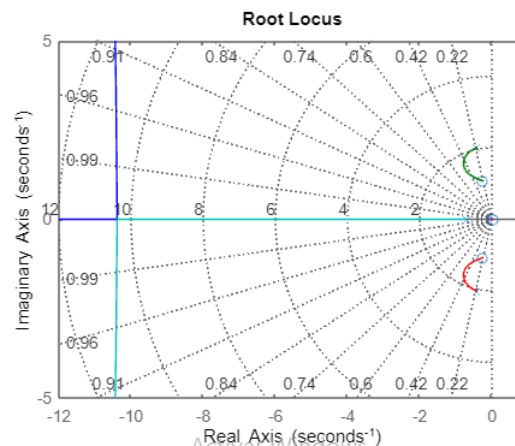


Figura 15: Búsqueda de la ganancia para el modo de convergencia en balance

Se ha seleccionado esa ganancia ya que entra dentro del intervalo (sabiendo que la constante de tiempo es la inversa de la frecuencia el intervalo en esta última variable oscila entre 1 y 1.6 rad/s) y analizando nuevamente los valores de los polos en el workspace en este momento de la práctica se puede comprobar que efectivamente este modo de operación ya cumple con el requisito deseado (El valor de la constante de tiempo es de 0.715). Llegando a la conclusión de que:

$$K_P = 0,205$$

Este valor no es el único valor aceptable que cumple los requisitos, pero ha sido el elegido para realización de la práctica.

2.4. Diseño del amortiguador de guiñada (Yaw Damper)

En este apartado se va a proceder a diseñar el amortiguador de guiñada (Yaw Damper) cuya finalidad es usar el timón para crear un momento de guiñada que se oponga a la velocidad de guiñada producida por el modo balanceo del holandés (Dutch Roll - DR).

Una solución al problema de la aplicación del amortiguador de guiñada es el uso de un filtro *washout* en el lazo de control. Se trata de un filtro de paso alto que eliminará la componente de estado estacionario de la velocidad de guiñada durante los giros.

El requisito necesario para poder realizar este Yaw Damper es que el modo de balanceo del holandés (autovalores complejos conjugados) cumpla lo siguiente:

- $1 < w_n < 2$ (rad/s)
- $0,6 < \xi < 0,8$

Para conseguir que el sistema se ajuste a estas condiciones, se cierra el lazo de velocidad de balance con la ganancia obtenida en el apartado anterior ($K_P = -0,205$), con el signo negativo por convenio.

Una vez cerrado el lazo de velocidad de balance, se aplica de nuevo el comando *rlocus* para obtener el lugar de las raíces y así encontrar la ganancia necesaria para cumplir este requisito. Inicialmente en el script se tiene un valor de $K_r = 3,5$.

A la hora de buscar el valor de K_r , es necesario tener en cuenta que los polos correspondientes al modo de balanceo del holandés, son polos complejos conjugados, como se puede observar en la figura 16.

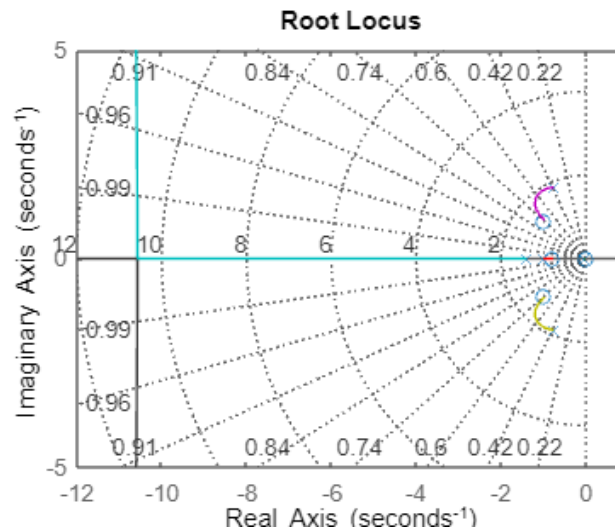


Figura 16: Búsqueda de la ganancia para el modo de balanceo del holandés

Se ha seleccionado la ganancia que aparece en la figura 16, ya que cumple con los requisitos establecidos. Aunque este no es el único valor de ganancia posible, es el que se utilizará para seguir realizando la práctica. Este valor es:

$$K_r = 4,72$$

Una vez obtenido el valor de la ganancia, se introduce en el script, con valor negativo (por convenio), para así poder cerrar el lazo de velocidad de guiñada (q).

2.5. Simulación del sistema con ruido de sensores

Una vez diseñados ambos amortiguadores, se implementa en simulink el diagrama de simulación (ver figura 18) para simular el comportamiento del sistema. Debido a la gran complejidad de este, se han creado subsistemas para mejorar su entendimiento.

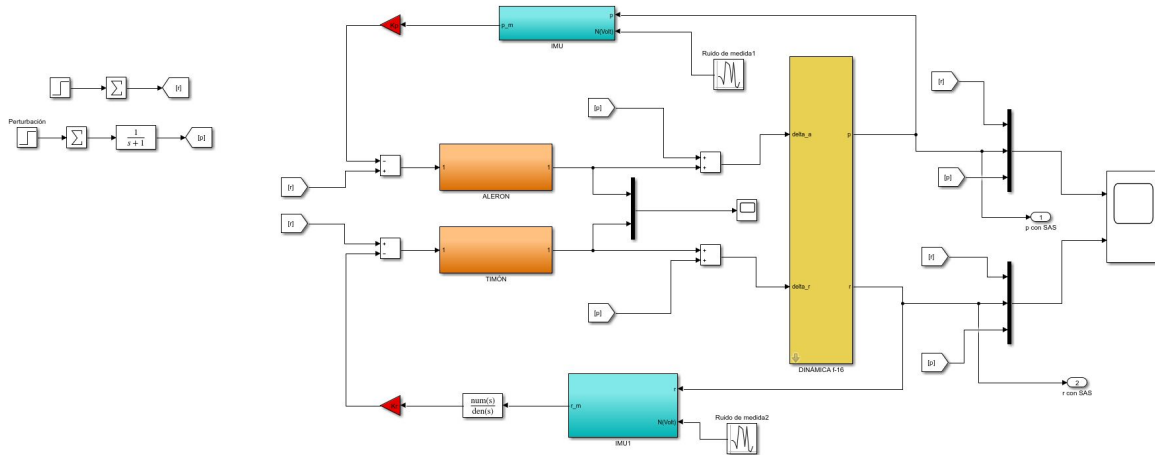


Figura 17: Diagrama de bloques

Una vez conocido el diagrama de simulación, se van a analizar los distintos subsistemas.

■ Timón

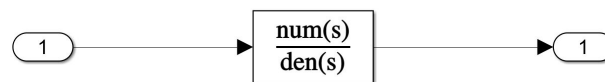


Figura 18: Diagrama de bloques del timón

■ Dinámica de la aeronave

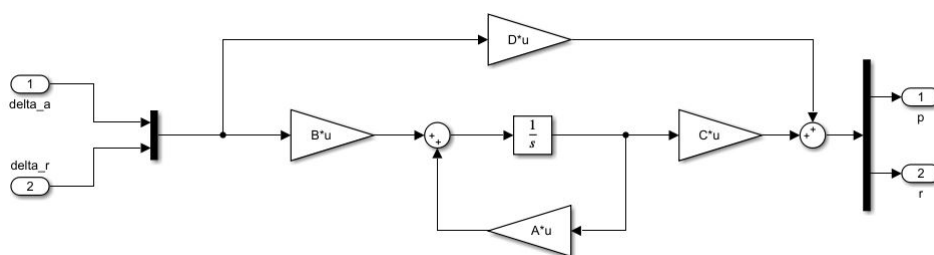


Figura 19: Diagrama de bloques F-16

El comportamiento de la aeronave se modela con matrices Jacobianas tal y como se explica en el apartado 2.4 de este informe.

Por último, se muestra la respuesta del sistema añadiendo la señal del ruido en la figura 20:

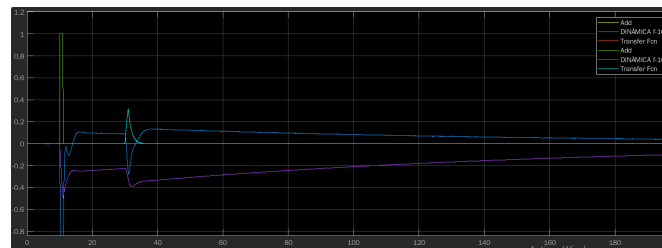


Figura 20: Respuesta del sistema

2.6. Comparativa del sistema original y el sistema con SAS

A continuación se va a analizar la evolución de las velocidades de balance y guiñada para dos tipos de señales distintas, una señal de tipo escalón y otra señal de tipo impulso. Se puede observar en la Figura 21 que se obtiene la respuesta en *Matlab* de la señal con Roll/Yaw damper o sin SAS.

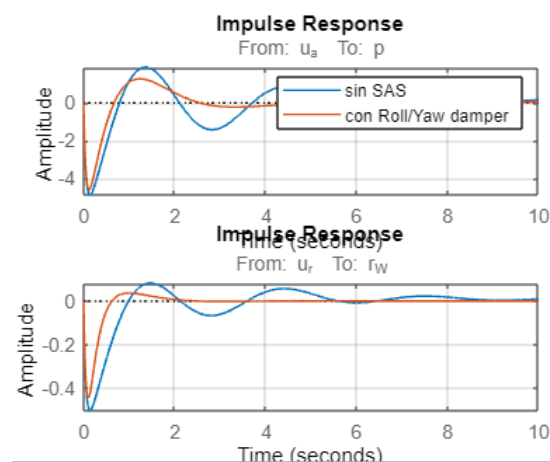


Figura 21: Respuestas en lazo cerrado sin SAS y con Roll/YAw damper

En ambos casos se puede observar que la respuesta usando Roll/Yaw damper, el sistema consigue estabilizarse en menor tiempo en comparación con la respuesta con SAS. Esto se debe a que el sistema Roll/Yaw damper se ha activado al cerrar el lazo, por el contrario la aeronave sería inestable como se analizó en la respuesta del sistema en lazo abierto.

También se realiza una comparativa utilizando el sistema de aumento de estabilidad y sin él tras someterle a una entrada de pulso de un segundo de duración y de amplitud unidad como se muestra en la Figura 22:

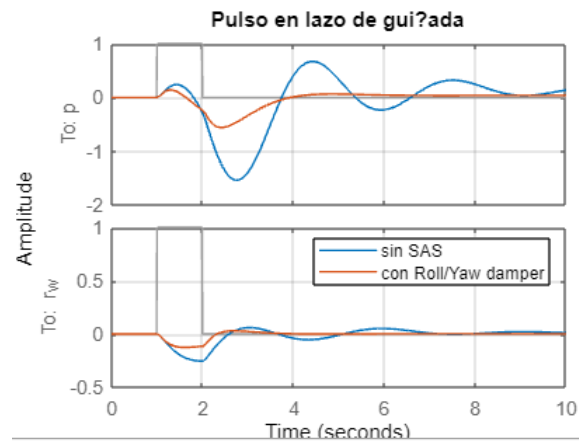


Figura 22: Comparativa con entrada de un segundo y amplitud unidad

Al igual que en la Figura 21 se puede comprobar como el sistema con Roll/Yaw damper se estabiliza a diferencia de la respuesta sin usar SAS.

También se van a analizar las respuestas del sistema, pero en este caso cambiando el valor de las ganancias, K_p y K_r , con los valores indicados en la leyenda de la Figura 23 y así poder apreciar como varían las respuestas:

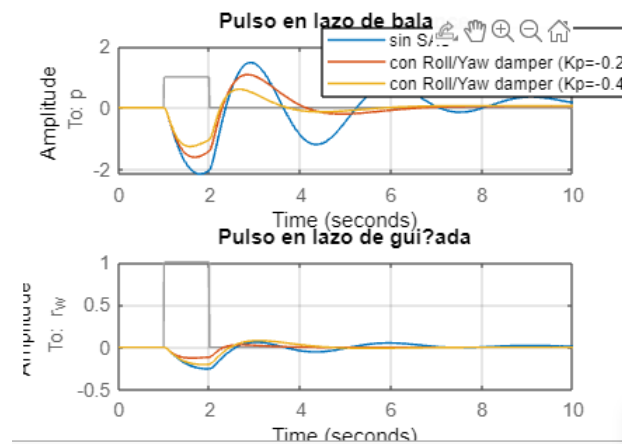


Figura 23: Comparativa respuesta distintos valores de K_p y K_r

En la Figura 23 se aprecia que el sistema ante la señal de entrada dada es capaz de volver a la posición inicial en el caso de tener activado el Roll/Yaw damper y cumpliendo con los requisitos pedidos de frecuencia y amortiguamiento. En caso contrario de no estar activado la aeronave sería inestable.

A parte del análisis en *Matlab*, se va a realizar la simulación en la herramienta *Simulink*

para comparar la respuesta con o sin SAS.

Con el diagrama representado en la Figura ?? se obtienen las siguientes respuestas mostradas en las Figuras 24 y 25:

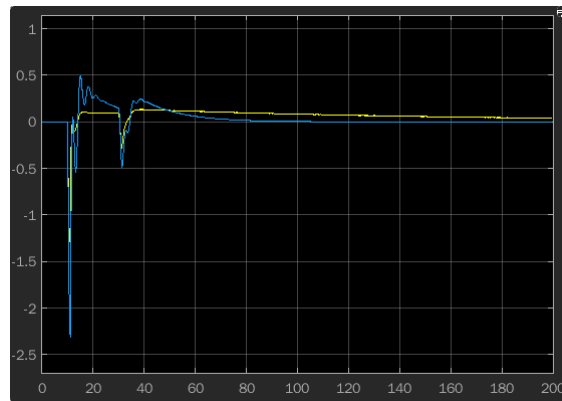


Figura 24: Comparativa p con o sin SAS

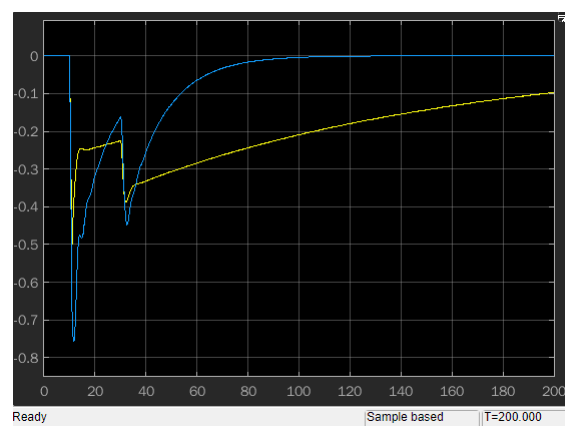


Figura 25: Comparativa r con o sin SAS

Finalmente se puede observar lo comentado a lo largo de todo el informe, al utilizar el sistema SAS la respuesta del final va a ser más estable. Esto ocurre al analizar ambas respuestas tanto en la Figura 24 como en la Figura 25.

Como el funcionamiento del sistema SAS es parecido para ambas respuestas se pueden analizar a la par, apreciando la respuesta sin SAS esta alcanza unos picos de mayor amplitud que en el caso de la respuesta con SAS lo cual mejora y permite que el comportamiento de la aeronave cumpla con las especificaciones requeridas que al fin y al cabo es la finalidad con la que se ha introducido el sistema SAS.