

Grado en Ingeniería Aeroespacial
EQUIPOS Y SISTEMAS DE CONTROL AEROESPACIALES
CURSO 2021-2022

ENTREGA 5



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

14 de enero de 2022

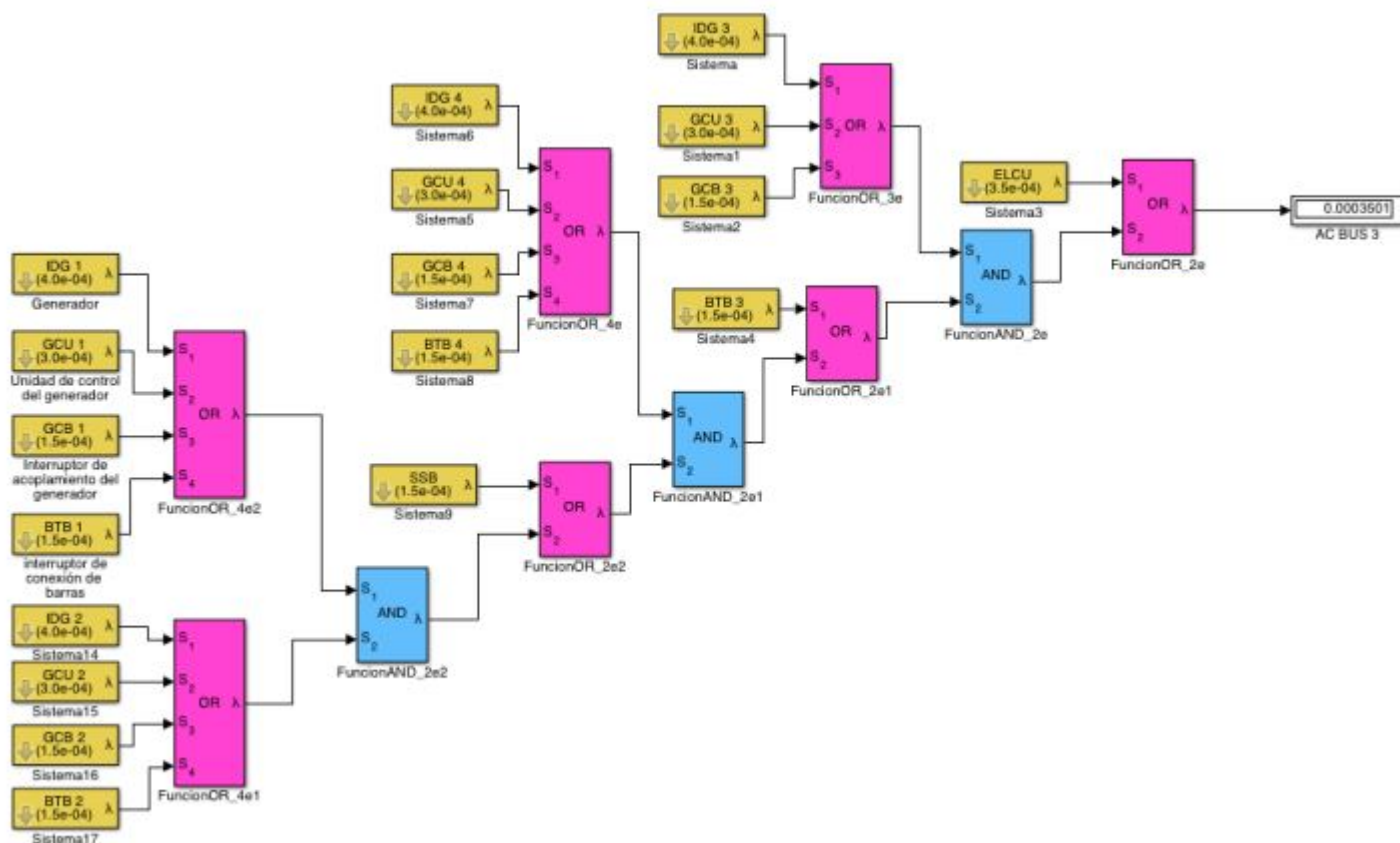
Índice

1. Ejercicio 11: Tolerancia a fallos	2
1.1. Introducción	2
1.2. Distribución eléctrica	2
1.3. ADIRU (Air Data and Inertial Reference Unit	4
1.4. Sistema de control de cabeceo	10
1.5. FADEC (Full Authority Digital Engine Control)	12
 2. Ejercicio 12: Autopiloto misil	 16
2.1. Introducción	16
2.2. Diseño del autopiloto con estructura propuesta	16
2.3. Estudio de la respuesta del sistema	18

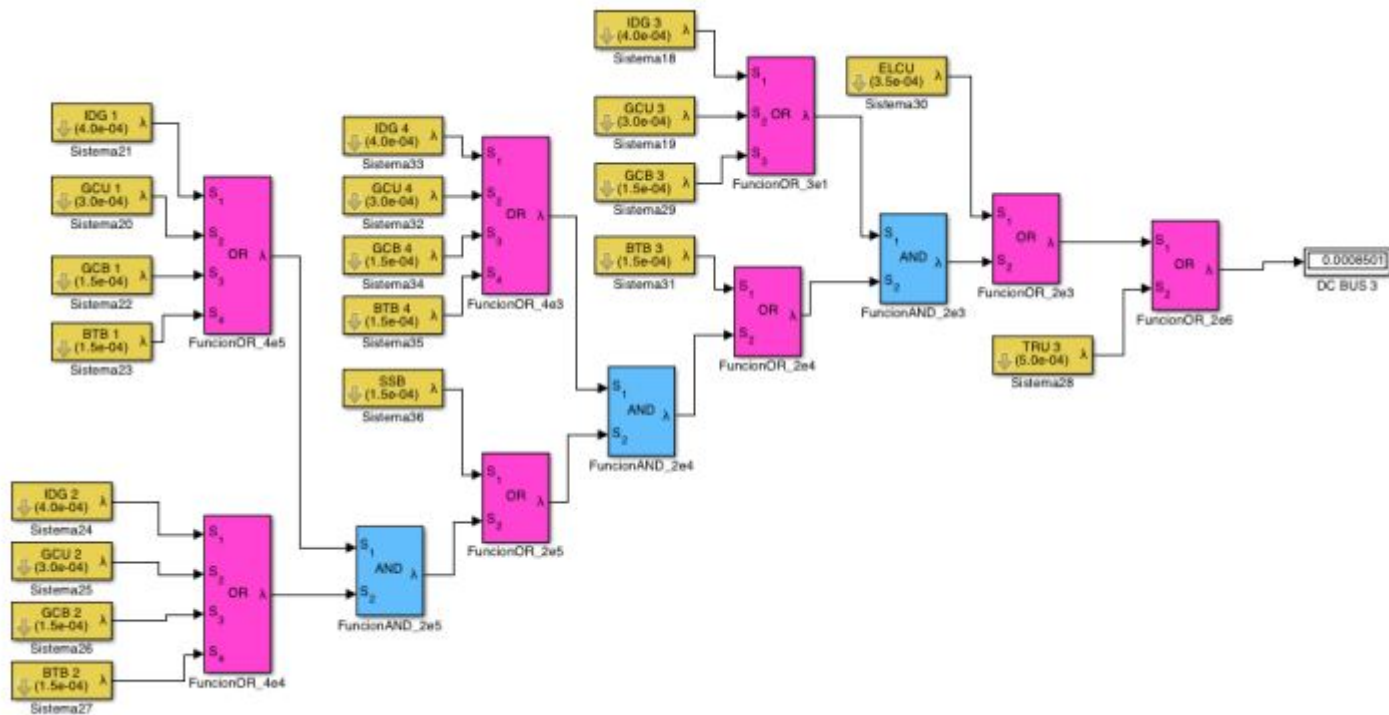
Sistema	Acrónimo	λ (h^{-1})
Generador	IDG	4.0×10^{-4}
Unidad de control del generador	GCU	3.0×10^{-4}
Interruptor de acoplamiento del generador	GCB	1.5×10^{-4}
Interruptor de conexión de barras	BTB	1.5×10^{-4}
Interruptor seccionador	SSB	1.5×10^{-4}
Unidad transformadora-rectificadora	TRU	5.0×10^{-4}
Unidad de control de carga	ELCU	3.5×10^{-4}

Figura 2: Probabilidades de fallo

Se pide analizar mediante árbol de fallos, la probabilidad de pérdida λ de energía eléctrica de corriente alterna en el embarrado N°3 y de energía eléctrica de λ corriente continua en el embarrado N°3.

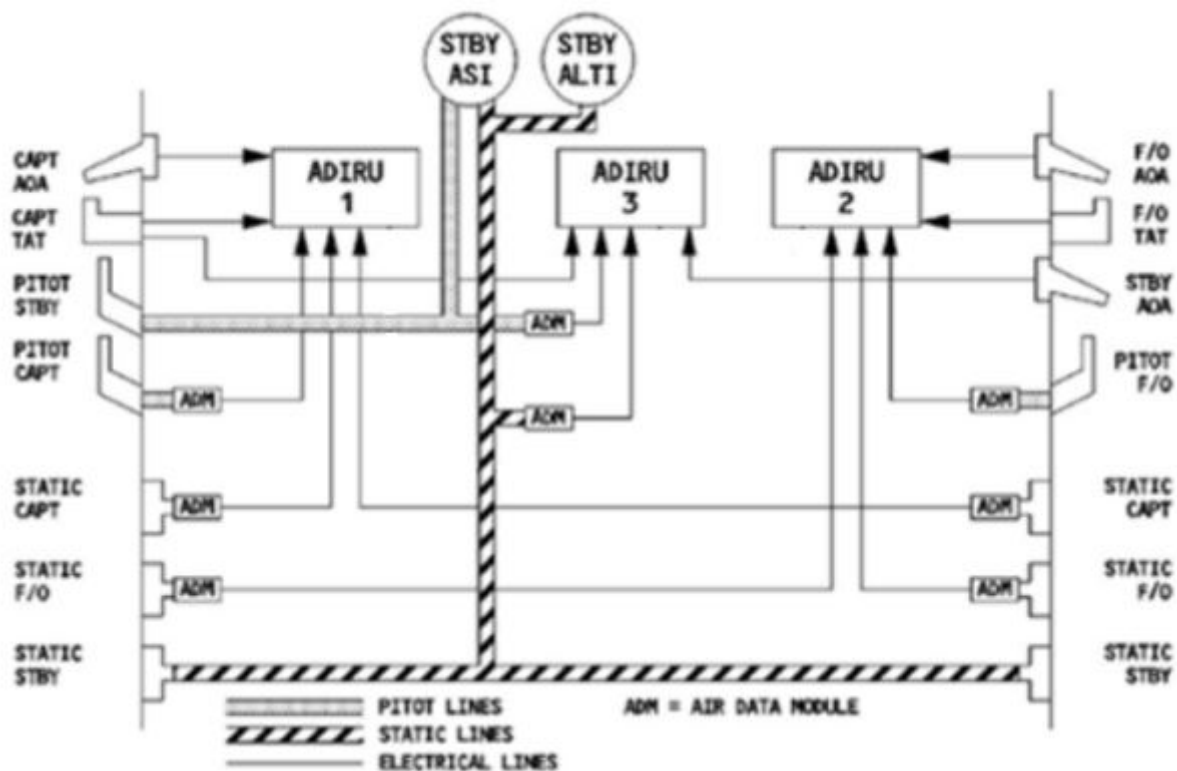


En el primer caso, la probabilidad es de 3.5×10^{-4} , y para el segundo es 8.5×10^{-4} .



1.3. ADIRU (Air Data and Inertial Reference Unit)

El ADIRU combina el ADS (datos de aire) y el INS (datos de actitud y posición), cuyo esquema se muestra en la figura 2. Además, realiza todos los cálculos necesarios con los datos del aire e inerciales para proporcionar toda la información de navegación que necesita la aeronave.



Con la siguiente tabla de probabilidades.

Sistema	Acrónimo	$\lambda \text{ (h}^{-1}\text{)}$
Air Data & Inertial Reference Unit	ADIRU	2.5×10^{-4}
Sensor/Transductor de presión	ADM	1.0×10^{-4}
Sonda pitot o conducciones (presión total)	PITOT	2.0×10^{-3}
Puerto estático o conducciones (presión estática)	STATIC	1.5×10^{-3}
Sonda de temperatura	TAT	5.0×10^{-4}
Sensor de ángulo de ataque	AOA	7.5×10^{-3}
Instrumentos de respaldo	STBY ASI, ALTI	5.0×10^{-3}

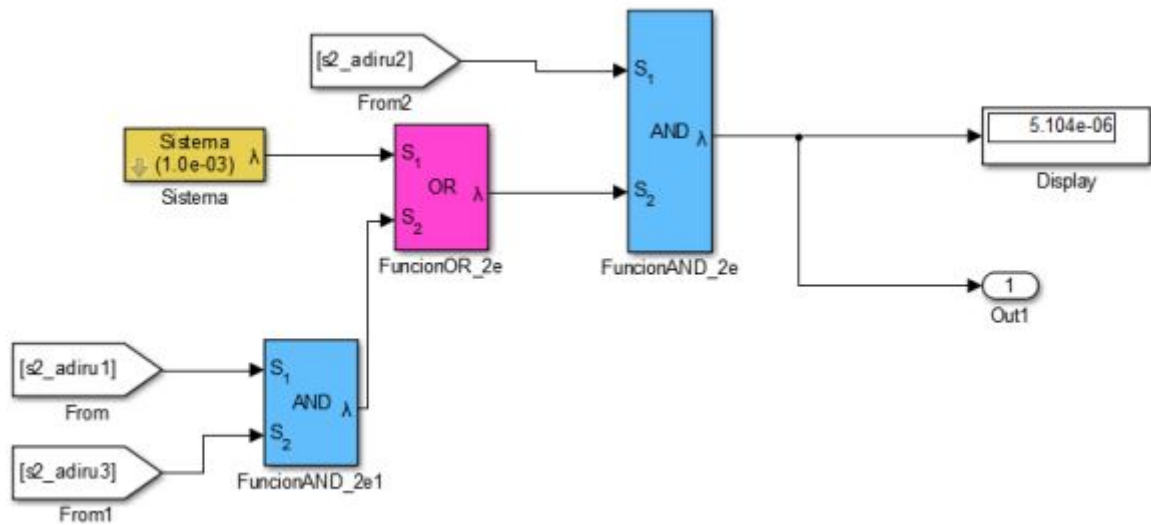
Se pide lo siguiente.

a). Ante un fallo eléctrico total de la aeronave, ¿está garantizada la información primaria de datos del aire en cabina?

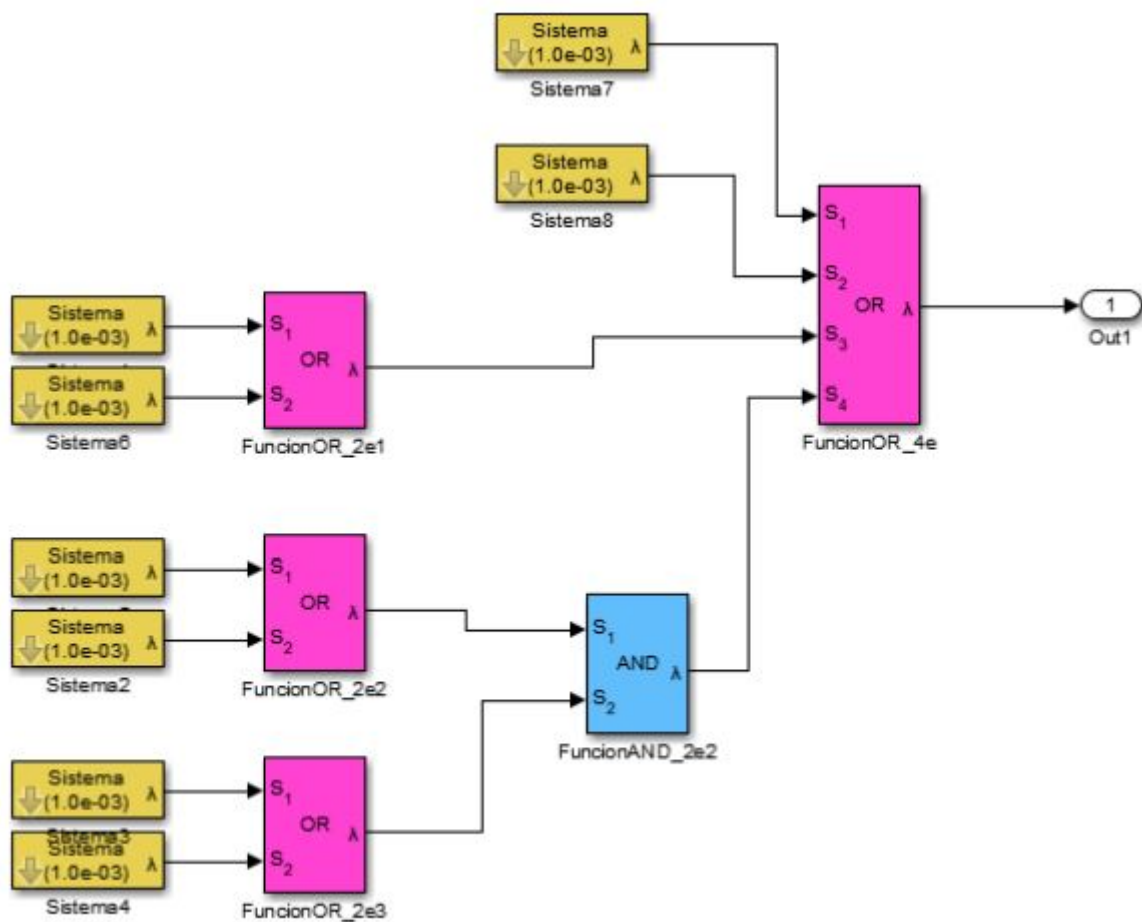
Sí, ya que cuenta con elementos de respaldo.

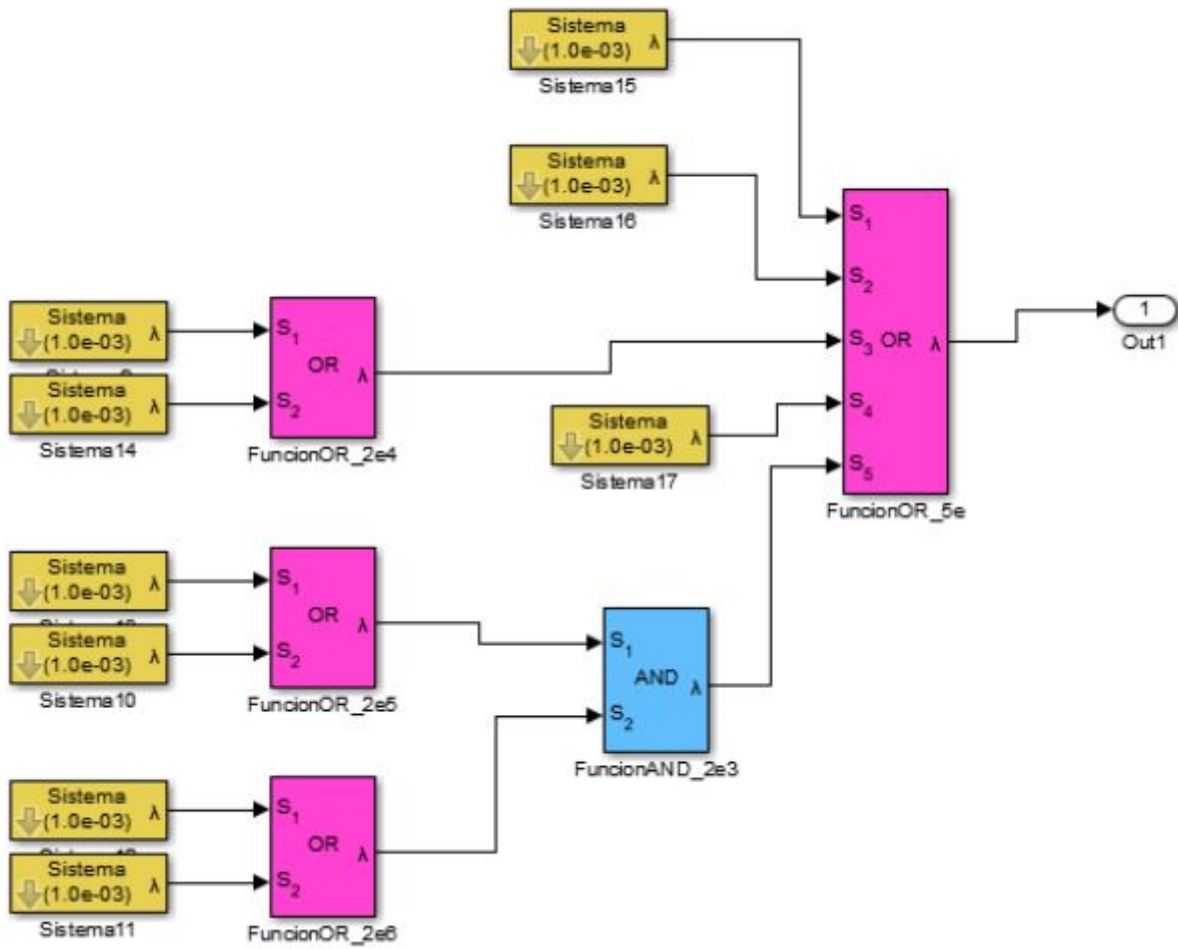
b). Realizar un árbol de fallos en el que se estudie la probabilidad de pérdida de la información primaria de las pantallas de datos primarios de vuelo y navegación.

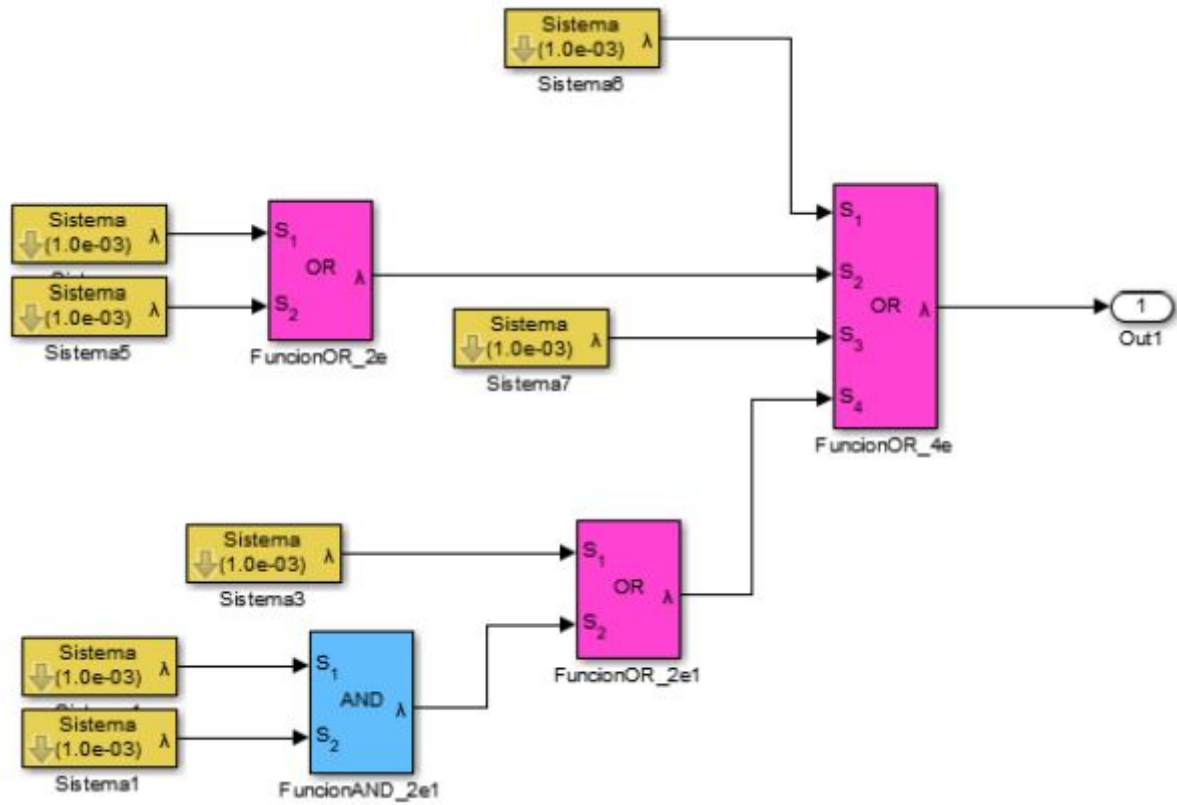
Para que esto suceda, existen dos opciones. Ambas involucran fallo en el sistema ADIRU 2, y simultáneamente, o bien fallo en la sonda de temperatura, o bien fallo en los sistemas ADIRU 1 y 3.



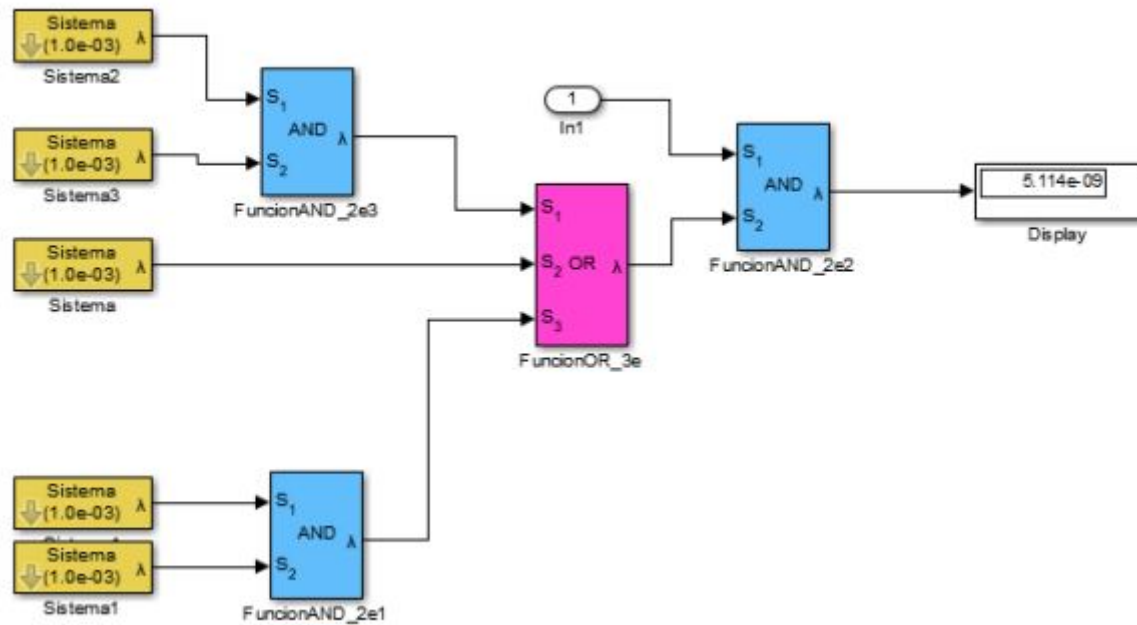
Por tanto, se concluye en que la probabilidad de fallo pedida es de $6.191 \text{ e-}6$.







c). Estudiar la probabilidad de pérdida total en cabina.



Se puede observar que la probabilidad de de pérdida total en cabina es:

$1.548 \text{ e-}10$

1.4. Sistema de control de cabeceo

En este apartado se realizará el análisis del sistema de control de cabeceo mostrado en la Figura 3.

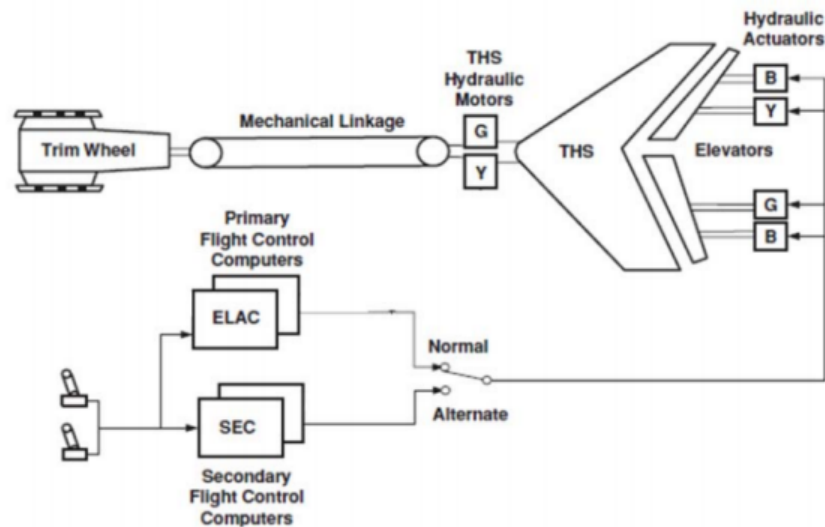


Figura 3: Diagrama del sistema de control de cabeceo

En el elevador de cola se pueden diferenciar dos secciones, cada una de estas se encuentra situada a un lado del estabilizador horizontal de cola (THS). Las secciones funcionan gracias a dos actuadores hidráulicos que reciben potencia de tres sistemas de la aeronave: Y, G y B. En la parte inferior aparecen cuatro computadores, dos primarios (ELAC) y dos secundarios (SEC).

Se va a suponer que la aeronave es estable siempre que haya al menos un actuador y un computador en funcionamiento. Asumir que la aeronave esta volando manualmente dentro de la envolvente de vuelo permitida.

A continuación se muestran las probabilidades de fallo de cada uno de los elementos que conforman el sistema.

Sistema	Acrónimo	$\lambda(h^{-1})$
Actuadores del elevador de cola & Inertial Reference	LHI,LHO,RHI,RHO	$2,5 \cdot 10^{-4}$
Sistemas de potencia hidráulica	HYD-B, HYD-Y, HYD-G	$2,0 \cdot 10^{-4}$
Computadores de control de vuelo	ELAC1, ELAC2, SEC1, SEC2	$1,0 \cdot 10^{-4}$
Buses de datos de interconexión	Databus 1, 2, 3 y 4	$1,0 \cdot 10^{-8}$
Mandos del piloto y copiloto	STICKS	$2,0 \cdot 10^{-6}$

A partir de la herramienta Simulink se va a proceder a calcular la probabilidad de pérdida del elevador (ambas secciones) y la probabilidad de pérdida del control primario de cabeceo. En las Figuras 4 y 6 se muestran los diagramas obtenidos.

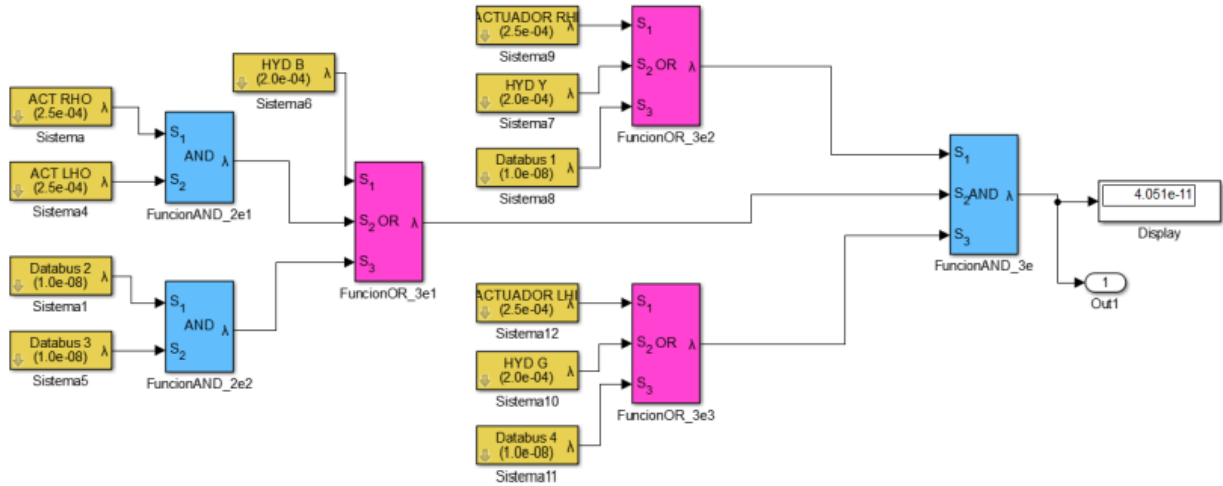


Figura 4: Probabilidad de pérdida del elevador

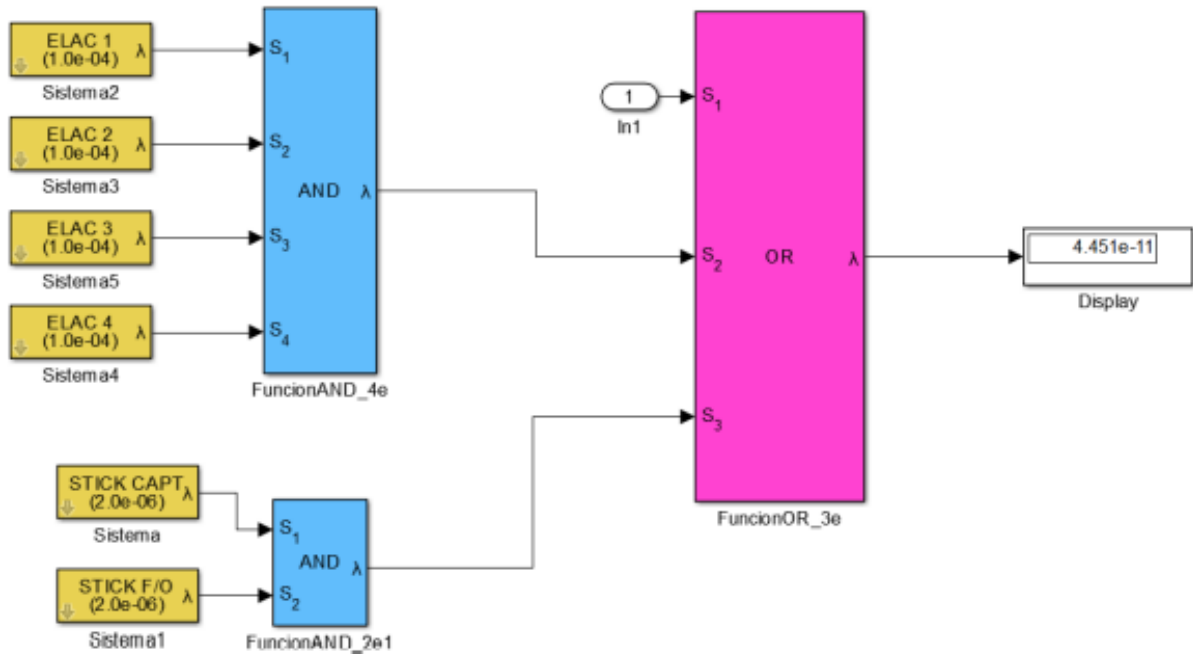


Figura 5: Probabilidad de pérdida del control primario de cabeceo

Siendo finalmente los resultados obtenidos: $\lambda_{\text{elevador}} = 4,051 \cdot 10^{-11}$ y $\lambda_{\text{cabeceo}} = 4,451 \cdot 10^{-11}$

1.5. FADEC (Full Authority Digital Engine Control)

El FADEC tiene arquitectura de doble canal (dual-dual) usando la configuración mando:monitor (COM:MON). Además las probabilidades de fallo de cada elemento se muestran en la tabla:

Sistema	Acrónimo	
Probabilidad de fallo del procesador de mando	COM	$\lambda_{\text{COM}} = 5 \times 10^{-4}$
Probabilidad de fallo del procesador de monitorización	MON	$\lambda_{\text{MON}} = 7 \times 10^{-4}$
Confianza del diagnóstico en línea de cada procesador	BIT	$\lambda_{\text{BIT}} = 92\%$
Probabilidad de fallo en la detección del monitor cruzado	XMON	$\lambda_{\text{XMON}} = 4\%$

Se tiene que analizar el árbol de fallos:

1. Explicar el funcionamiento del FADEC.

El FADEC se encarga de regular el flujo de combustible controlando el empuje del motor. También controla otras válvulas del motor relacionadas con el aire de purga y el enfriamiento, y monitoriza variables del proceso claves del motor tales como la revoluciones del eje, la relación de presión y las temperaturas de las diferentes etapas del compresor, combustible, entre otras.

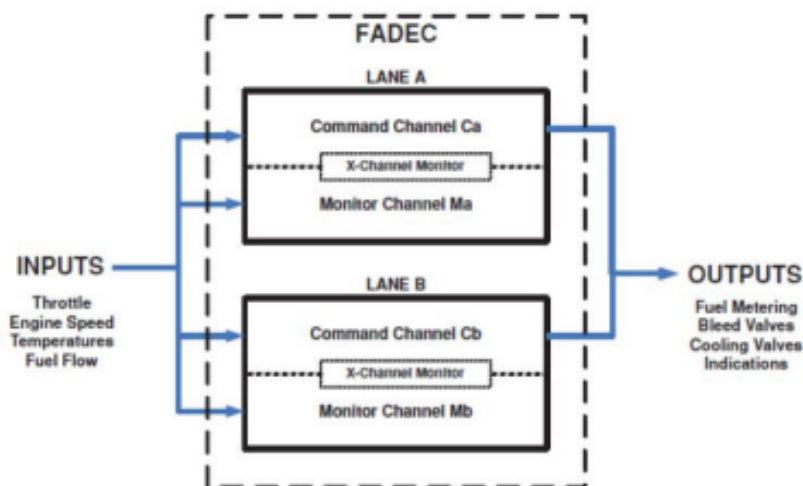


Figura 6: Funcionamiento del FADEC

2. Calcular la probabilidad de pérdida de un canal.

Para obtener esta probabilidad es necesario implementar en Simulink el siguiente diagrama de bloques:

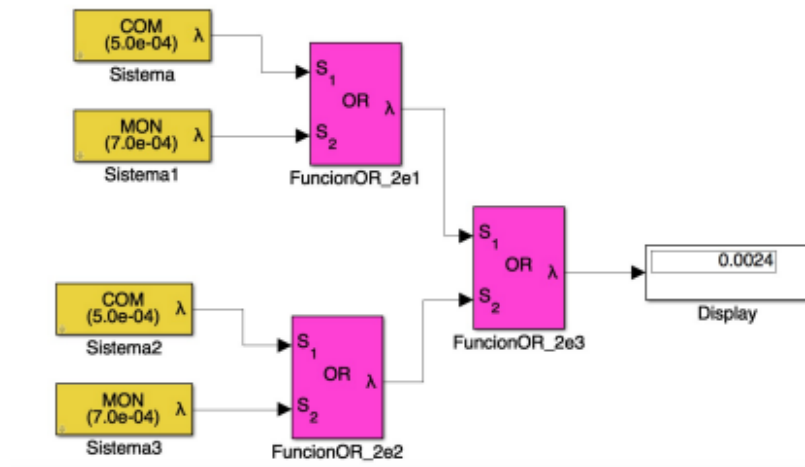


Figura 7: Diagrama de bloques

$$\lambda_{canal} = 2(\lambda_{COM} + \lambda_{MON})$$

$$\lambda_{canal} = 2,4 \cdot 10^{-3}$$

3. Calcular la probabilidad de pérdida del control del propulsor al producirse un segundo fallo.

Para obtener esta probabilidad es necesario implementar en Simulink el siguiente diagrama de bloques:

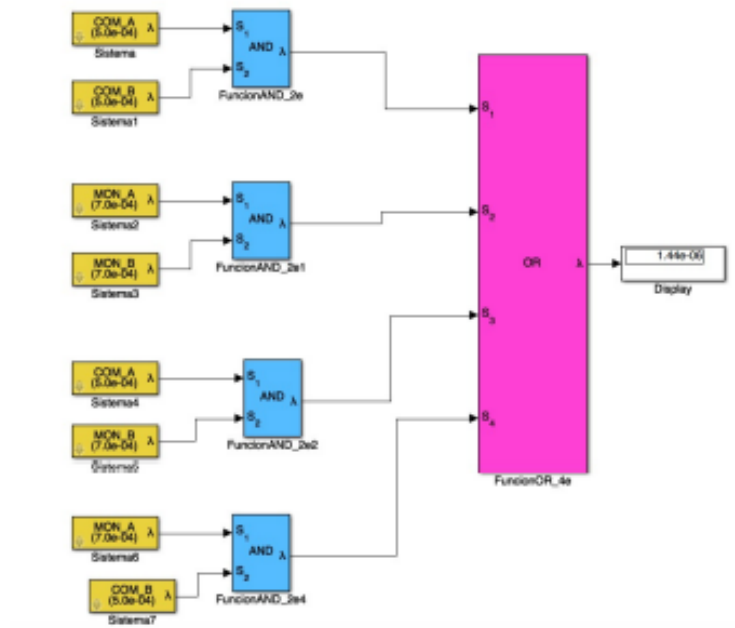


Figura 8: Diagrama de bloques

$$\lambda_{COMA} \cdot \lambda_{COMB} + \lambda_{MONA} \cdot \lambda_{MONB} + \lambda_{COMA} \cdot \lambda_{MONB} + \lambda_{MONA} \cdot \lambda_{COMB}$$

$$\lambda_{control} = 1,44 \cdot 10^{-6}$$

4. Calcular la probabilidad de fallo en la detección de un error.

Para obtener esta probabilidad es necesario implementar en Simulink el siguiente diagrama de bloques:

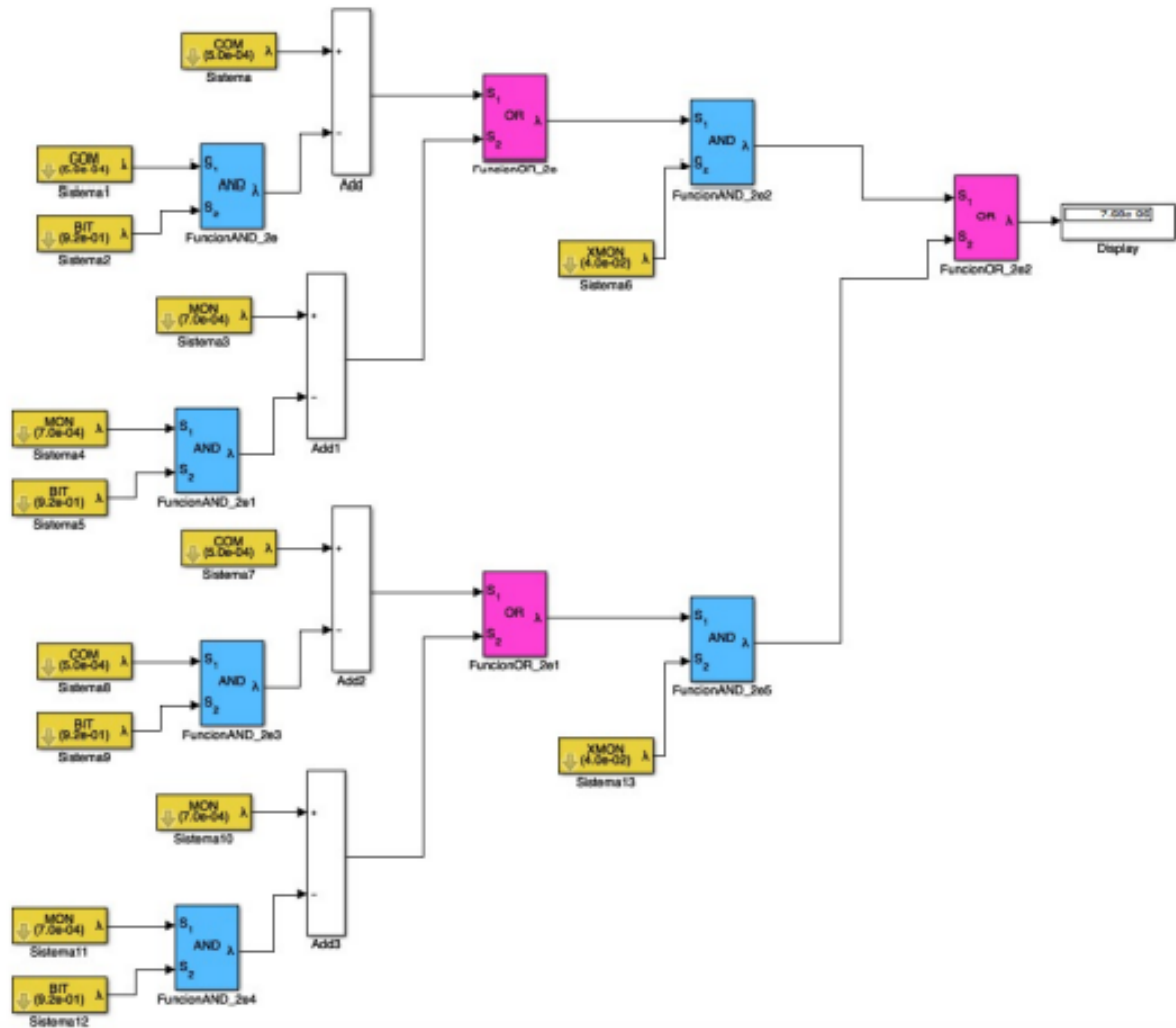


Figura 9: Diagrama de bloques

$$\lambda_{error} = 2[\lambda_{COM}(1 - \lambda_{BIT}) + \lambda_{MON}(1 - \lambda_{BIT})]\lambda_{XMON}$$

$$\lambda_{error} = 7,68 \cdot 10^{-6}$$

5. Calcular la probabilidad de que el propulsor siga funcionando tras producirse un segundo fallo.

Para obtener esta probabilidad es necesario implementar en Simulink el siguiente diagrama de bloques:

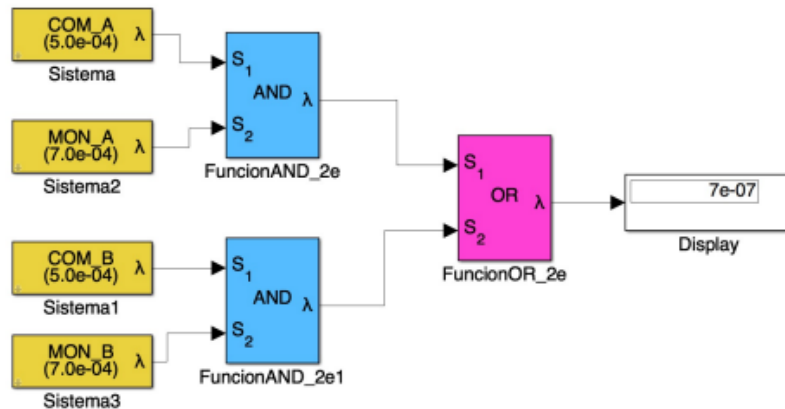


Figura 10: Diagrama de bloques

$$\lambda_{fallo} = \lambda_{COMA} \cdot \lambda_{MONA} + \lambda_{COMB} + \lambda_{MONB}$$

$$\lambda_{fallo} = 7 \cdot 10^{-7}$$

2. Ejercicio 12: Autopiloto misil

2.1. Introducción

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

El objetivo será diseñar un sistema autopiloto para un misil que se desplaza en el plano vertical. Para ello, se empleará en *Simulink* una simulación partiendo de la dinámica del punto de trimado con ángulo de ataque $\alpha = 10$ y con Mach $M=3$.

2.2. Diseño del autopiloto con estructura propuesta

La dinámica del misil se ha linealizado en torno a una condición de operación nominal para un AOA de 10 grados y una velocidad de Mach 3, como se ha comentado anteriormente.

Se supone un IMU ideal, las medidas coinciden con los valores verdaderos. La dinámica del actuador (aleta de cola) se modela mediante una función de transferencia de segundo orden con $\omega_a = 150 \text{ rad/s}$ y $\xi_a = 0,7$.

A partir de estas condiciones el misil se puede representar con el siguiente modelo:

$$\frac{A_z(s)}{\delta(s)} = \frac{0,2038(s^2 - 34,3^2)}{s + 0,56 \pm 9,32j} \quad (1)$$

$$\frac{q(s)}{\delta(s)} = \frac{-131(s + 1)}{s + 0,56 \pm 9,32j} \quad (2)$$

Cabe destacar que se tendrá en cuenta la dinámica del actuador y el ruido de medida de los sensores (se representan en las figuras 11 y 12).

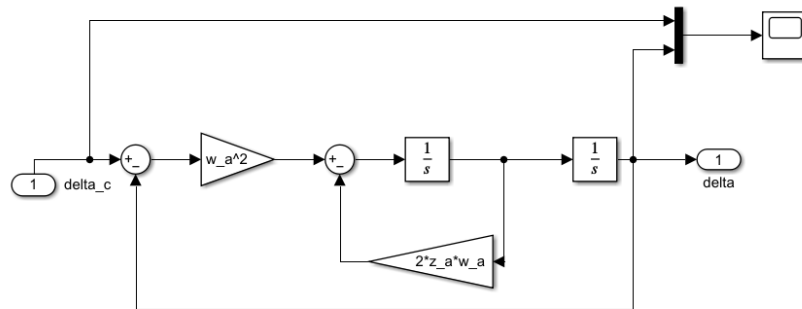


Figura 11: Dinámica del actuador

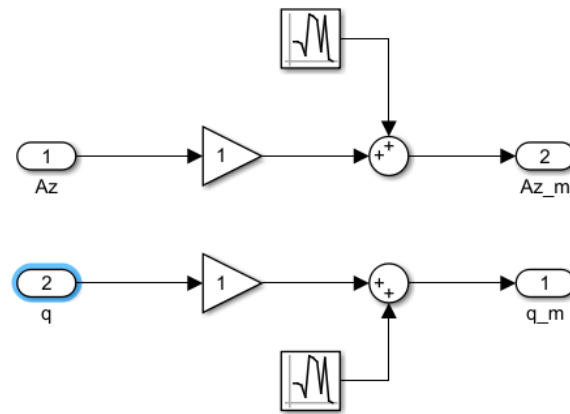


Figura 12: Dinámica de los sensores

Finalmente, se presenta la estructura del autopiloto como se puede observar en la figura 13.

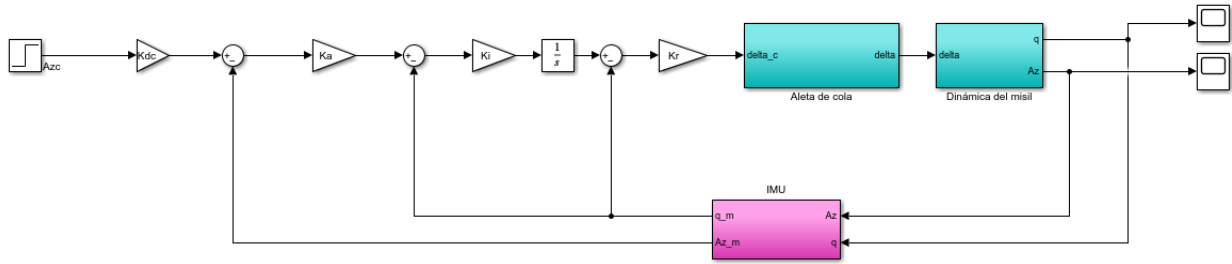


Figura 13: Estructura del autopiloto

2.3. Estudio de la respuesta del sistema

Utilizando el diagrama realizado en *Simulink*, se definirán en *Matlab* el valor de cada una de ellas. Siendo:

- $\omega_a = 150(rad/s)$
- $\xi_a = 0,7$
- $K_a = 4,5$
- $K_{dc} = 1,1$
- $K_i = 14,3$
- $K_r = -0,37$

Los valores han sido elegidos mediante una optimización que viene reflejada en el documento *Homing Missile Guidance and Control*.

Utilizando los valores mencionados, se ha realizado la simulación para un SetPoint de escalón unitario. Se puede observar la respuesta en la figura 14 para la velocidad angular y en la figura 15 para la aceleración normal.

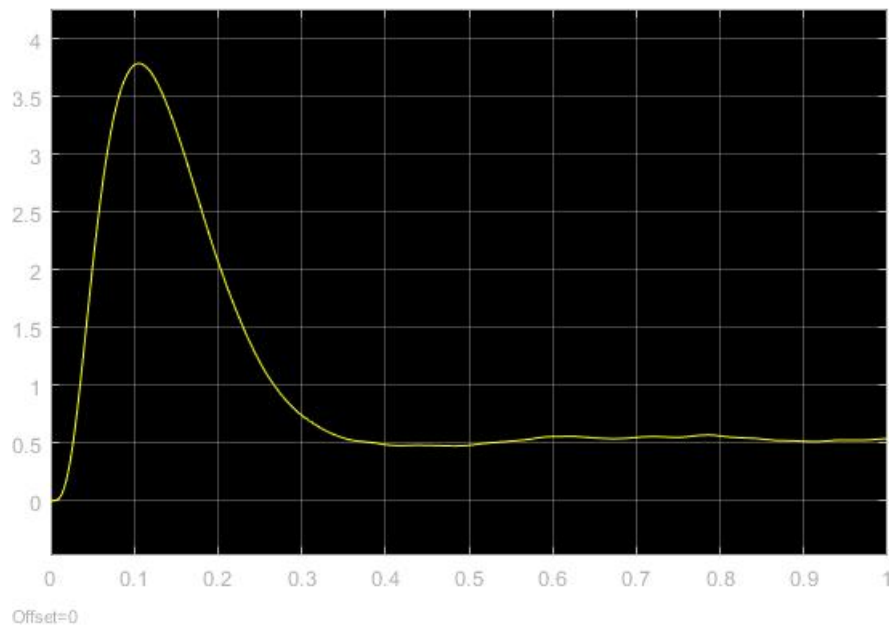


Figura 14: Representación de la velocidad angular

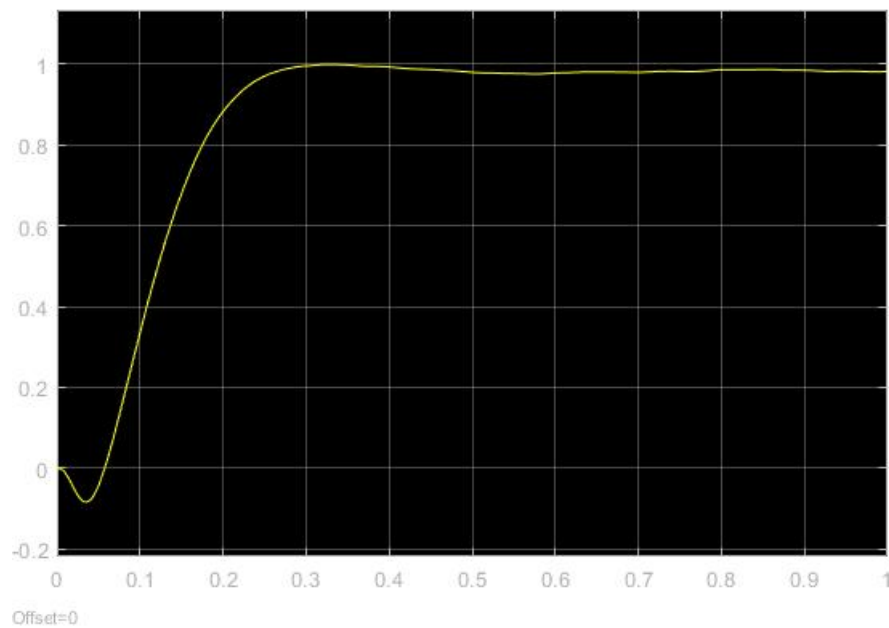


Figura 15: Representación de la aceleración normal

Si se observan ambas figuras, la dinámica de ambas es bastante rápida. Esto se debe a que la estabilidad en ambos casos se consigue en unas décimas de segundo. En cuanto a la aceleración se puede ver que el overshoot es relativamente suave.