

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Control en Vuelo de Formación Cerrada de UAVs de Ala Fija

Autor: Alberto Lobit Cerrato

Tutor: Aníbal Ollero Baturone, Jesús Martín Sánchez

Dep. Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2014



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Control en Vuelo de Formación Cerrada de UAVs de Ala Fija

Autor:

Alberto Lobit Cerrato

Tutor:

Aníbal Ollero Baturone, Jesús Martín Sánchez

Catedrático, Ingeniero

Dep. Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2014

Trabajo Fin de Grado: Control en Vuelo de Formación Cerrada de UAVs de Ala Fija

Autor: Alberto Lobit Cerrato

Tutor: Aníbal Ollero Baturone, Jesús Martín Sánchez

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Resumen

El objetivo de este trabajo Fin de Grado es la simulación (en SIMULINK®) del vuelo en formación cerrada de vehículos aéreos no tripulados y ver las posibles respuestas de los mismos ante perturbaciones. Para ello se diseña un controlador de aeronaves para formación en vuelo, usando un modelo de seis grados de libertad y haciendo un estudio previo de los sistemas de referencia más convenientes para el vuelo en formación de UAVs. Los modelos SIMULINK® de las aeronaves incluyen ruido en las señales. La simulación tiene la posibilidad de verse visualmente a través del programa Flight Gear, y también de controlar las aeronaves a través de control remoto. A la hora de arrancar la simulación se ha optado por utilizar una interfaz gráfica que controla los datos utilizados por la simulación.

Abstract

The aim of this work is the Final Degree simulation (in SIMULINK®) in close formation flight of UAVs and see the possible responses to the same disturbance. This controller is designed for training aircraft in flight, using a model with six degrees of freedom and making a study of the most suitable reference systems for UAVs formation flight. The SIMULINK® models include aircraft noise in the signals. The simulation has the potential to be visually through the Flight Gear program, and also to control the aircraft via remote control. When starting the simulation has chosen to use a graphical interface that controls the data used for the simulation.

... -translation by google-

Índice Abreviado

<i>Resumen</i>	I
<i>Abstract</i>	III
<i>Índice Abreviado</i>	V
<i>Notación</i>	IX
1. Introducción	1
1.1. Tipos de formación en vuelo	1
1.2. Vuelo en formación de UAVs	6
1.3. Enfoque del trabajo	9
2. Ecuaciones generales	13
2.1. Sistemas de referencia	13
3. Modelado	17
3.1. Bloque general	17
3.2. Ruido	30
3.3. Selección del rumbo y controladores	32
3.4. Joystick y su controlador	37
3.5. Simulación en Flight Gear	38
3.6. Respuestas del controlador autónomo	40
4. Vuelo en formación	45
4.1. Controlador de alto nivel	51
4.2. Simulación en Flight Gear	55
4.3. Respuestas del controlador	57
4.4. Cambios de posición del <i>wing</i>	63
4.5. Perturbaciones	78
5. Interfaz gráfica	85
5.1. Principal	85
5.2. Definir waypoints	85
5.3. Vuelo en formación	88
5.4. Condiciones iniciales	88
5.5. Parámetros	89

6. Conclusiones y trabajo futuro	91
Apéndice A. Mugin UAV	93
Apéndice B. Joystick	95
B.1. Controles	95
<i>Índice de Figuras</i>	97
<i>Índice de Tablas</i>	101
<i>Índice de Códigos</i>	103
<i>Bibliografía</i>	105

Índice

<i>Resumen</i>	I
<i>Abstract</i>	III
<i>Índice Abreviado</i>	V
<i>Notación</i>	IX
1. Introducción	1
1.1. Tipos de formación en vuelo	1
1.1.1. Formación en pescadilla	2
1.1.2. Formación en línea	3
1.1.3. Formación en cuadro	3
1.1.4. Formación en rombo	3
1.1.5. Formación en ala o Echelon	3
1.1.6. Formación cuatro dedos	4
1.1.7. Formación en V	6
1.1.8. Formación caja de combate	6
1.2. Vuelo en formación de UAVs	6
1.3. Enfoque del trabajo	9
2. Ecuaciones generales	13
2.1. Sistemas de referencia	13
2.1.1. Sistema inercial topocéntrico	13
2.1.2. Sistemas de ejes horizontal local	14
2.1.3. Sistemas de ejes cuerpo	14
Ángulos de euler	14
2.1.4. Sistema de ejes en formación	15
3. Modelado	17
3.1. Bloque general	17
3.2. Ruido	30
3.3. Selección del rumbo y controladores	32
Bloque Nuevo rumbo	33
Controlador de alto nivel	34
Controlador de bajo nivel	35
3.4. Joystick y su controlador	37

3.5.	Simulación en Flight Gear	38
3.6.	Respuestas del controlador autónomo	40
3.6.1.	Control de altitud	40
3.6.2.	Control lateral	41
3.6.3.	Control en velocidad	42
4.	Vuelo en formación	45
4.1.	Controlador de alto nivel	51
4.2.	Simulación en Flight Gear	55
4.2.1.	Jitter	57
4.3.	Respuestas del controlador	57
4.3.1.	Vuelo rectilíneo	57
4.3.2.	Cambio de altitud del líder	59
4.3.3.	Giro	60
4.4.	Cambios de posición del <i>wing</i>	63
4.4.1.	Control de la posición del <i>wing</i> mediante el joystick	63
4.4.2.	Vuelo rectilíneo	63
	Eje x	63
	Eje y	63
	Eje z	64
	Imágenes de los tres ejes	64
	Cambio en el eje x y en el eje y	69
4.4.3.	Cambio de rumbo del líder	70
	Eje x	70
	Eje y	70
	Eje z	71
	Imágenes de los tres ejes	72
4.5.	Perturbaciones	78
4.5.1.	Imágenes y tablas de los tres ejes	78
5.	Interfaz gráfica	85
5.1.	Principal	85
5.2.	Definir waypoints	85
5.3.	Vuelo en formación	88
5.4.	Condiciones iniciales	88
5.5.	Parámetros	89
6.	Conclusiones y trabajo futuro	91
	Apéndice A. Mugin UAV	93
	Apéndice B. Joystick	95
B.1.	Controles	95
	<i>Índice de Figuras</i>	97
	<i>Índice de Tablas</i>	101
	<i>Índice de Códigos</i>	103
	<i>Bibliografía</i>	105

Notación

m	Metros
Km	Kilómetro
ft	Pies
rad	Radianes
°	Grados
s	Segundos
h	Hora
Kg	Kilogramo
lb	Libras
HP	Horse power (Caballos de potencia)
rpm	Revoluciones por minuto
P	Controlador proporcional
I	Controlador integral
D	Controlador derivativo

1 Introducción

El presente documento trata sobre el control del vuelo en formación cerrada de UAVs. Se considera vuelo en formación al vuelo disciplinado de dos o más aeronaves bajo el mando de un *líder* de vuelo. Es una de las maniobras más delicadas en el mundo de la aviación debido a la proximidad entre las aeronaves, por lo que en la realidad sólo se utiliza en el ámbito militar y únicamente se emplea en el ámbito civil como espectáculo aéreo.

A lo largo de la historia, se han empleado las formaciones como estrategia militar y no sólo en aviones, sino que desde la época de los romanos se ha intentado utilizar las



Figura 1.1 Romanos en formación.

formaciones para obtener ventaja en el campo de batalla. En las guerras mundiales, y con el uso de los aviones cada vez más extendido, se decide utilizar estas formaciones de tierra en el aire como medida de protección de unas aeronaves frente a otras y como aumento en la potencia de fuego al atacar objetivos.

1.1 Tipos de formación en vuelo

Existen varios tipos de formación, que se van a detallar a continuación.



Figura 1.2 Formación en vuelo del avión *Stearman*.

1.1.1 Formación en pescadilla

Esta formación (figura 1.3) es la más simple de todas, basta con colocarse detrás del líder y seguirlo. También se puede escalonar, mejorando así la visión hacia el frente de todas las aeronaves. Esta formación se usa principalmente para el despegue y el aterrizaje.



Figura 1.3 Formación en pescadilla.

1.1.2 Formación en línea

En esta formación (figura 1.4), la alineación de cada elemento se consigue colocando su avión en la línea de prolongación del ala de la anterior aeronave. Al igual que la anterior formación, también se puede escalonar hacia arriba o hacia abajo, dependiendo de la aplicación que se quiera obtener. En la II Guerra Mundial, esta formación se empleaba frecuentemente para vuelos de crucero prolongados. El líder de la formación se encuentra en uno de los dos extremos de la misma.



Figura 1.4 Formación en línea.

1.1.3 Formación en cuadro

Es un tipo de formación mixta que combina las características de las dos anteriores (figura 1.5). Para aeronaves tripuladas, esta formación es más complicada de ejecutar que las anteriores porque los pilotos traseros deben mantener las distancias con respecto al avión delantero y al lateral, provocando una mayor fatiga que, a la larga puede poner en riesgo la integridad de las aeronaves. Sin embargo, en UAVs se puede decir que al tener más puntos de referencia, las aeronaves pueden ser más precisas en sus movimientos.

1.1.4 Formación en rombo

La formación en rombo (figura 1.6) es el siguiente paso lógico. Mezcla las características de una formación en pescadilla y una en línea, pero estableciendo además unas líneas de referencia diagonales a 45° de cada elementos, por lo que se hace más fácil mantener la posición. La aeronave trasera, se denomina "perro" y generalmente, vuela a un nivel inferior al del líder. Esta formación hace posible aproximar las aeronaves a márgenes muy estrechos, propiciando que sea una formación muy usada en espectáculos aéreos por su vistosidad.

1.1.5 Formación en ala o Echelon

Formación a medio camino entre pescadilla y en línea (figura 1.7), se suele utilizar un ángulo de 45° . Es un tipo de formación bastante estable. La palabra Echelon, proviene de la palabra francesa échelon cuyo significado es "peldaños de una escalera". Hoy en día, esta formación se emplea regularmente en las fuerzas armadas modernas debido a la excelente visión de cada participante de la formación. Al igual que la formación en V (sección 1.1.7) también reduce la resistencia inducida de la aeronave.

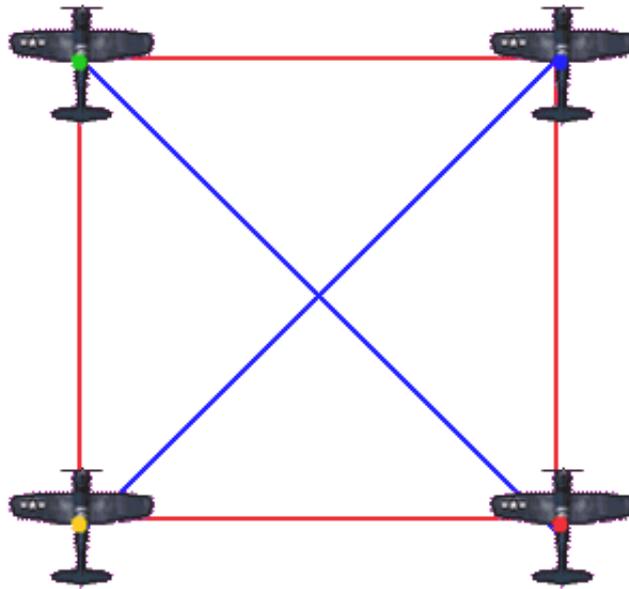


Figura 1.5 Formación en cuadro.

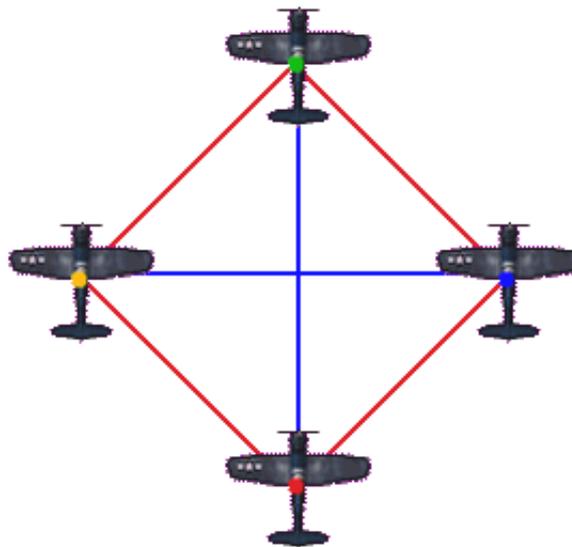


Figura 1.6 Formación en rombo.

1.1.6 Formación cuatro dedos

Es una variación de la anterior (figura 1.8), en la cual se coloca la aeronave dos a la izquierda del líder y la aeronave tres y cuatro se colocan en formación en ala con el líder. Se denomina así porque imita la posición que tendrían las uñas de los dedos de la mano derecha extendida con la palma hacia abajo. Una variación de esta formación es la empleada

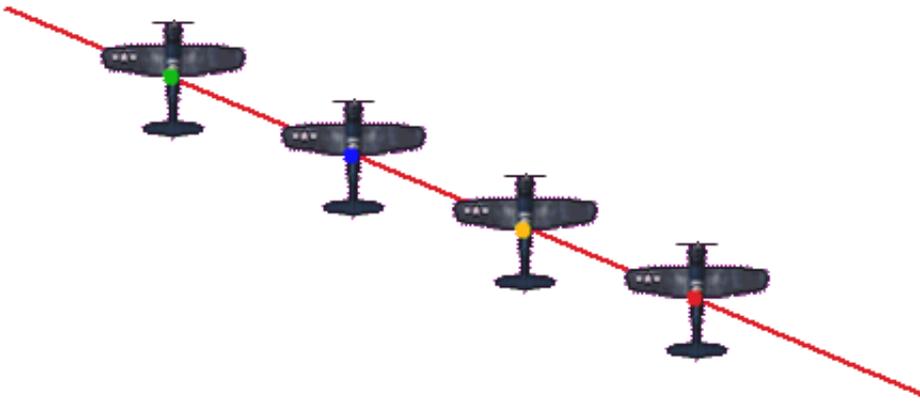


Figura 1.7 Formación en ala.

en las ceremonias a los caídos, la llamada "lost wingman", y consiste en que el elemento tres rompe la formación hacia arriba al pasar sobre el público para alejarse de la vista, con lo que queda una formación en la que es evidente que falta un avión.

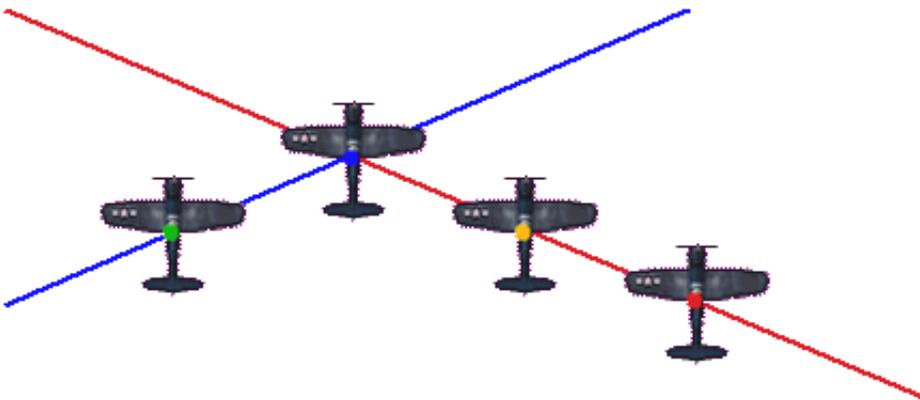


Figura 1.8 Formación cuatro dedos.

1.1.7 Formación en V

A veces llamado *madeja* es la formación en vuelo en forma de V simétrica (figura 1.9). Esta formación aumenta la eficiencia y el alcance en vuelo porque todos los aviones (a excepción del primero), vuelan en el *upwash* de los vórtices de la punta del ala del avión que le precede, apoyando su propio peso en ese flujo de aire lo que conlleva un descenso de la resistencia inducida.



Figura 1.9 Formación en V.

1.1.8 Formación caja de combate

Es una formación táctica usada por bombarderos pesados de las fuerzas aéreas del ejército estadounidense durante la II Guerra Mundial (figura 1.10). Su propósito defensivo es concentrar la potencia de fuego de las armas de los bombarderos, mientras que el ofensivo se basa en el lanzamiento de bombas sobre un objetivo. Hoy en día esta formación no se utiliza.

1.2 Vuelo en formación de UAVs

En lo que concierne a este trabajo, la formación en vuelo de vehículos aéreos no tripulados se está investigando cada vez con más asiduidad, porque las ventajas de realizar el vuelo en formación incluyen economía de combustible, mejora de la eficiencia en la asignación de tareas cooperativas y en el control del tráfico aéreo. La gran diferencia entre el vuelo en formación tripulado o con UAVs, se encuentra en que en los vuelos tripulados, el piloto está obligado a ver visualmente al *líder* de la formación para poder guiar la aeronave, mientras que en el vuelo de UAVs esta restricción no existe por el paso de información de uno a otro.

Se va a hacer un repaso de la historia del vuelo en formación de UAVs, que empezaron en el marco de la investigación del AFIT (Air Force Institute of Technology) de la USAF.

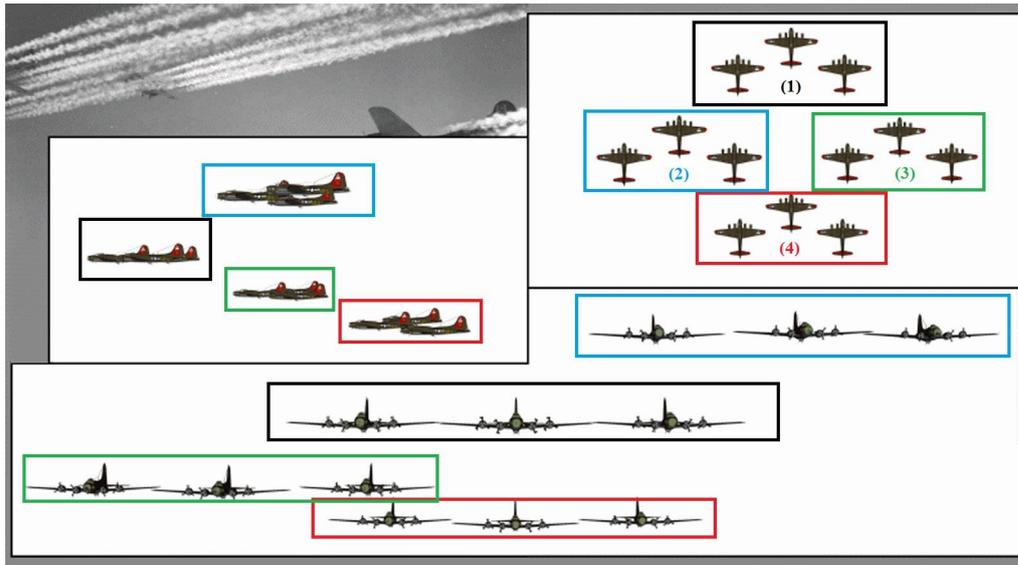


Figura 1.10 Formación en caja de combate.

En 1991 Rohs realizó una serie de trabajos con algoritmos de control sobre un C-130 que asumían para el *wing* un conocimiento perfecto de su posición respecto al *líder* y seguía una trayectoria de vuelo prefijada. Las posiciones más próximas eran de 150 metros y se usaban modelos de primer orden. Posteriormente, Dargan aplicó un controlador PI para mejorar el comportamiento cuando el *líder* realizaba giros o se cambiaban las posiciones de formación.

En 1992, Buzogany introdujo modelos de segundo orden añadiendo la posibilidad de cambios en la altitud del *wing* aunque al *líder* sólo se le permitían cambios de rumbo y velocidad. Al girar el *líder*, el *wing* trataba de mantener la posición 150 metros por detrás y 150 metros por dentro o fuera del giro lo que implicaba un cambio importante en su velocidad.

En 1994, Reyna incorporó en el controlador del *wing* errores en rumbo y velocidad. Con modelos de primer orden, el controlador mejoraba el control de velocidad cambiando la altitud para aprovechar la energía. Veth mejoró esta investigación con modelos de segundo orden que optimizaban el tratamiento de energía además de añadir un automatismo para el vuelo circular. En esta línea de investigación, el último avance fue aportado por McCamish, que propuso una ley de control que consideraba la velocidad del *líder*, sin información del rumbo, mejorando algunos efectos de saturación en las velocidades angulares del *wing*.

En 1999, Proud cambió la dirección de las investigaciones. Inicialmente usó el modelo del C-130 con el controlador de Dargan, pero la formación era mucho más próxima, con 18 metros por detrás y 15 metros lateralmente, con la idea de reducir el consumo de combustible aprovechando el vórtice extremo del ala. Proud demostró que las ganancias utilizadas por los estudios anteriores no eran adecuadas para formaciones más próximas, y las ajustó con nuevos valores para un modelo simple del F-16. Hall continuó la investigación de Proud en la dirección de mejorar el consumo de combustible. Para ello desarrolló un controlador considerando un modelo con toda la masa concentrada (momentos de inercia nulos) y ángulo de resbalamiento nulo. Estos modelos todavía eran simplificados, y el control se realizaba con el empuje, altura y roll rate en lugar de utilizar las superficies de control. Este controlador fue simulado dando errores menores de 3 metros durante giros de

15 grados del ángulo de alabeo.



Figura 1.11 UAVs en formación.

Posteriormente, Osteros se apoyó en los estudios de Hall para el desarrollo de un nuevo controlador, con el objetivo de ser probado por primera vez en pruebas reales de vuelo, con un F-16 siguiendo a un *líder*. Osteros modificó el controlador de Hall tomando como variables de control el ángulo de ataque y el de resbalamiento, con leyes de control que permitían el seguimiento del *líder* en formación cerrada a partir de las velocidades en cada dirección. El controlador de empuje era un PI en error de posición longitudinal y error en velocidad. También era un PI la ley de control de ángulo de ataque basado en error de posición vertical. El controlador de velocidad angular de roll (roll rate) era un PI basado en el error de separación lateral y en el error del ángulo de balance. El controlador de resbalamiento era una función muy compleja que limitaba el uso del timón de dirección sólo al caso en que el wing estaba muy cerca y el error en rumbo era pequeño. Pero dentro del control de vuelo en formación cerrada el paso de la teoría y simulación a un vuelo real era demasiado grande. Osteros había planeado control de ángulo de ataque y resbalamiento, pero no era una opción disponible en el ordenador a bordo del F-16. También estaba previsto en el controlador el uso del valor del ángulo de balance del *líder*, pero no estaba disponible en tiempo real.

Todas estas circunstancias obligaron a un cambio drástico del proyecto a un vuelo del *wing* en solitario siguiendo a un *líder* simulado. El vuelo estuvo plagado de problemas. Fallos en la transmisión de datos impidieron varios intentos de maniobras. Los efectos del viento son importantes a gran altitud y se hicieron notar en el *wing*, pero no en el *líder*, que era simulado. La velocidad se usaba en el controlador como amortiguador, y las diferencias que ocasionaba el viento hacían imposible la estabilidad del control. Las maniobras efectuadas por Osteros fueron giros de 30 grados de cambio de rumbo con tasa de 1 a 1,5 *grados/s*. Dejando aparte los intentos fallidos por los problemas comentados, los máximos errores de posición estuvieron entre 15 y 40 metros en cada dirección para esta maniobra.

El comportamiento del controlador de Osteros era correcto en vuelo recto y horizontal, pero deficiente cuando el *líder* efectuaba una maniobra de giro, debido a que el radio de giro era diferente para el *líder* y el *wing*. El controlador intentaba igualar las velocidades y

en consecuencia el *wing* adelantaba su posición o la retrasaba, con el consiguiente error en posición del *wing*.

En agosto de 2004 dos Boeing X-45A realizaron el primer vuelo en formación cerrada autónoma. Los dos aviones seguían a un *líder* simulado. Los test de vuelo se hicieron en distancias mayores de una milla.

Posteriormente, en Octubre de 2005, Ross realizó los primeros vuelos en formación cerrada autónoma con precisión suficiente para ejecutar incluso maniobras de reabastecimiento en vuelo (figura 1.12), alcanzando errores en el eje lateral inferiores a 1,5 metros, con maniobras de giro con ángulos de alabeo de hasta 30 grados. El informe de este estudio es [5].



Figura 1.12 Reabastecimiento en vuelo de UAVs.

1.3 Enfoque del trabajo

Con el objetivo de desarrollo de un controlador autónomo de vuelo en formación, el primer paso es la creación de un simulador capaz de aproximar al máximo posible el comportamiento de las aeronaves. Para la realización del simulador, es necesaria la elaboración de varios componentes antes de su integración completa. Las partes más básicas son los modelos de las aeronaves que integran la formación. En el capítulo 3, sección 3.1, se encuentra la descripción del bloque de SIMULINK[®] utilizado como modelo para las dos aeronaves, idénticas, en formación. Estas corresponden al Mugin UAV, cuyos datos más importantes figuran en el apéndice A.

Una vez que el modelo de ambos aviones ha sido creado, y antes del desarrollo de los controladores, es necesario un método que permita el seguimiento de la posición relativa entre las aeronaves en formación. Para ello, las señales de posición y actitud procedentes del *líder* son tratadas en el bloque "ruido" (sección 3.2). Este se encarga de introducir las perturbaciones originadas por una señal aleatoria que oscila dentro de un valor determinado para cada una de las magnitudes. Estas señales son enviadas al controlador del *líder*, y transmitidas al *wing*, de modo que el simulador de este último puede calcular la posición relativa entre ambos y pasarla a un controlador. De este modo, las señales recibidas por los dos controladores aparecen como serían en el vuelo real, con una gran aproximación. En la introducción del capítulo 4 se desarrollan estos conceptos.

Una vez llegados a este punto, es necesario el estudio del tipo de control deseado para el movimiento del *wing*, es decir, el tipo de sistema de coordenadas elegido para controlar el

movimiento. Este es un tema de capital importancia, que ha sido tratado de varios modos en diferentes estudios. En el capítulo 2, sección 2.1, se desarrollan los distintos sistemas disponibles y se justifica la elección del sistema de ejes formación, que fue usado por la NASA en el proyecto Formation Flight Autopilot.

Una vez determinados los conceptos fundamentales del control, es necesario el desarrollo de los controladores reales de *líder* y *wing*.

En el caso del *líder*, la navegación es guiada por medio de waypoints. En el capítulo 3, sección 3.3, se desarrollan no sólo las leyes de control, sino también el cálculo de rumbo y altitud deseados que dan lugar a los errores en cada momento como entradas del controlador. Este se ha dividido en dos partes sucesivas. La primera es llamada de alto nivel, concebida como base para posteriores modificaciones en sus parámetros, y recibe los errores en rumbo y altitud, teniendo como salida las deflexiones de alerones y elevadores deseados. Estos parámetros son pasados al controlador de bajo nivel que es el encargado de introducir en el modelo de la aeronave las deflexiones de elevadores, alerones y timón, así como la posición de la palanca de gases.

Como alternativa al guiado del avión por waypoints, se ha incluido la posibilidad de controlar el vuelo del *líder* por control remoto a través de un joystick. En el capítulo 3, sección 3.4, se hace una descripción de los bloques necesarios para implementar el controlador del joystick y elegir el sistema de guiado entre éste y los waypoints.

Se incluye también la posibilidad de visionar el vuelo como realidad virtual en 3D a través del programa Flight Gear. En el capítulo 3, sección 3.5, figura la descripción de los bloques y el procedimiento necesario para el arranque del programa Flight Gear y el visionado del vuelo.

Para comprobar el rendimiento del controlador se han estudiado las respuestas del *líder* ante diversas maniobras. Para la altitud se ha utilizado una señal de entrada en escalón de 30 metros de altitud a lo largo de 180 segundos. En el caso del control lateral se ha dispuesto una trayectoria guiada por waypoints elegidos convenientemente, y para el control en velocidad una señal escalón de 7 m/s a lo largo de 100 segundos. En todos los casos las respuestas han sido satisfactorias, y se recogen en el capítulo 3, sección 3.6.

Para el caso del *wing*, puesto que su trayectoria es guiada por el *líder*, el controlador de alto nivel es sustancialmente distinto del anterior. Tiene como entradas la posición y velocidad absolutas tanto del *líder* como del propio *wing*, además del ángulo de balanceo del *líder*. En el capítulo 4, sección 4.1, se detalla el funcionamiento de todos los bloques de este controlador. En cuanto al de bajo nivel, es exactamente el mismo que el sintonizado anteriormente para el *líder*.

También se contempla la posibilidad de visionado del vuelo como realidad virtual por medio del programa Flight Gear, pudiéndose seguir el vuelo de las dos aeronaves simultáneamente, como queda expuesto en el capítulo 4, sección 4.2. En la imagen 1.13, se observa como sería dicha visualización (se han utilizado dos aeronaves aleatorias para obtener la imagen).

Como en el caso del *líder*, se ha estudiado para el *wing* la respuesta del controlador bajo diversas hipótesis de vuelo. En primer lugar, se ha programado un vuelo rectilíneo y horizontal con posición del *wing* a 7 metros por detrás del *líder*. A continuación se ha estudiado un vuelo con cambio de altitud del *líder*, haciéndolo ascender 25 metros, y después de estar estabilizado, descender de nuevo a la altitud inicial. Finalmente, se ha obligado al *líder* a realizar un cambio de rumbo de 90° para estudiar el comportamiento



Figura 1.13 Simulación en Flight Gear.

del *wing*. Todos los resultados obtenidos han sido satisfactorios, y en el capítulo 4, sección 4.3, se incluyen todos los gráficos y tablas de error obtenidas en los tres ejes del *wing*.

Al ser un vuelo en formación, ha sido necesario estudiar la respuesta del *wing* ante cambios de posición del éste respecto al *líder*. Este estudio se ha llevado a cabo en dos situaciones, mientras el *líder* está realizando un vuelo rectilíneo uniforme y para un cambio de rumbo del *líder* con ángulo de balanceo constante. Estas respuestas están detalladas y explicadas en el capítulo 4, sección 4.4. En esta parte del trabajo, también se ha detallado como cambiar en mitad de la simulación la posición del *wing* respecto al *líder* con la ayuda del joystick.

Finalmente, se ha simulado una perturbación, modelando una ráfaga de viento para vuelo rectilíneo y horizontal en cada uno de los ejes del vuelo, aplicada a las dos aeronaves. La magnitud ha sido de 2 m/s y la duración de 5 segundos. Las gráficas y tablas de errores se incluyen en el capítulo 4, sección 4.5, y de ellas se desprende que hay notable influencia en la respuesta del *wing*, llegando a obtenerse un error de 1 metro en el eje longitudinal, con lo que el riesgo de colisión queda acentuado.

Se ha incluido, para simplificar el uso del simulador, una interfaz gráfica que permite la introducción de los distintos valores de las condiciones iniciales, waypoints, posiciones relativas del *wing* y demás parámetros con gran facilidad. En el capítulo 5 se detalla el procedimiento necesario para la definición de todos los datos.

Las conclusiones, así como propuestas para futuros trabajos, se incluyen en el capítulo 6.

2 Ecuaciones generales

Para el uso de las ecuaciones que modelan cualquier aeronave es necesario conocer las derivadas de estabilidad y parámetros del sistema propulsivo, así como de la aviónica. Utilizando todos estos parámetros se puede llegar a conseguir una simulación muy cercana a la realidad, más aún si se tienen en cuenta modelos matemáticos ambientales (atmósfera ISA,...) y de las propiedades de la Tierra (campo gravitatorio, campo magnético,...).

Teniendo en cuenta que una aeronave es un cuerpo sumamente complejo, al igual que las fuerzas que actúan sobre él, la solución es abarcar el modelo realizando una simplificación matemática que resulta muy aproximada al comportamiento real de la aeronave en vuelo. En esta aproximación se trata a la aeronave como un único cuerpo con seis grados de libertad, que es libre de moverse en la atmósfera bajo las acciones de la gravedad y de las fuerzas aerodinámicas.

2.1 Sistemas de referencia

Es uno de los mayores problemas para el control del vuelo en formación de aeronaves, porque elegir un sistema u otro determina los errores de posición que el controlador intentará minimizar, provocando que las prestaciones que tenga el controlador sobre los errores sean mejores o peores.

Un sistema de referencia inercial es un sistema fijo con origen en el centro de la Tierra, el cual tiene el eje X apuntando al primer punto de Aries¹, el eje Z al polo Norte geográfico y completando un diedro a derechas está el eje Y. De este sistema derivan los sistemas no inerciales.

2.1.1 Sistema inercial topocéntrico

Consiste en un sistema de referencia inercial newtoniano solidario a la Tierra (figura 2.1). Los elementos de este sistema de referencia se definen:

- El centro del sistema de ejes se encuentra en cualquier punto de la superficie terrestre.
- x : dirección norte.
- y : dirección este.
- z : completa un triedro a derechas (dirigido hacia abajo).

¹ Punto de Aries: dirección de la Tierra al Sol en el equinoccio vernal (de primavera).

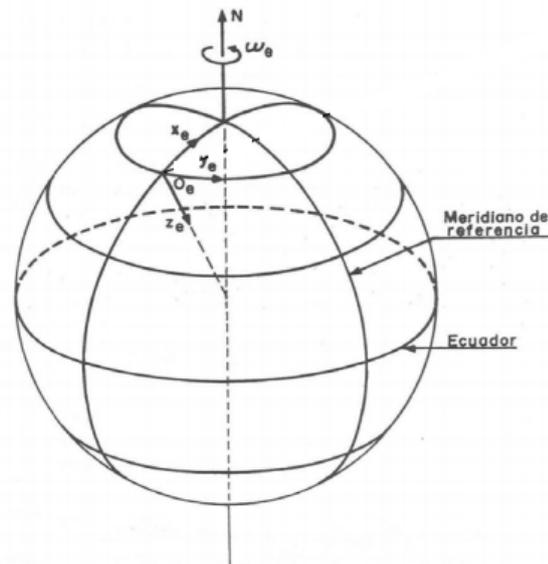


Figura 2.1 Sistema inercial topocéntrico.

2.1.2 Sistemas de ejes horizontal local

Las direcciones de los tres ejes son paralelas a las del sistema anterior (figura 2.2). Su nomenclatura consiste en colocar el subíndice "H". Los tres ejes en este sistema de referencia se definen como:

- El centro de este sistema de ejes se encuentra en el centro de masas de la aeronave.
- x_H : eje paralelo al eje x del sistema inercial topocéntrico.
- y_H : eje paralelo al eje y del sistema inercial topocéntrico.
- z_H : completa un triedro a derechas (paralelo al eje z del sistema inercial topocéntrico).

El plano horizonte local lo forman el eje x_h y el y_H .

2.1.3 Sistemas de ejes cuerpo

Este sistema de referencia consiste en colocar el centro del sistema en el centro de gravedad de la aeronave con la orientación de la figura 2.3. Se designan con el subíndice "B", y se definen como:

- El centro del sistema de ejes está colocado en el centro de masas del avión al igual que los ejes horizonte local (sección 2.1.2).
- x_B : contenido en el plano de simetría del avión, según una línea de referencia longitudinal, y dirigido hacia el morro.
- z_B : contenido en el plano de simetría del avión, ortogonal a x_B , y dirigido hacia abajo en la actitud normal de vuelo.
- y_B : completa un triedro a derechas (es ortogonal al plano de simetría, dirigido según el ala derecha del avión).

Ángulos de euler

Para conocer la actitud de la aeronave, es decir, la orientación de los ejes cuerpo en los ejes horizonte local, se hace necesario definir tres ángulos que los relacionen:

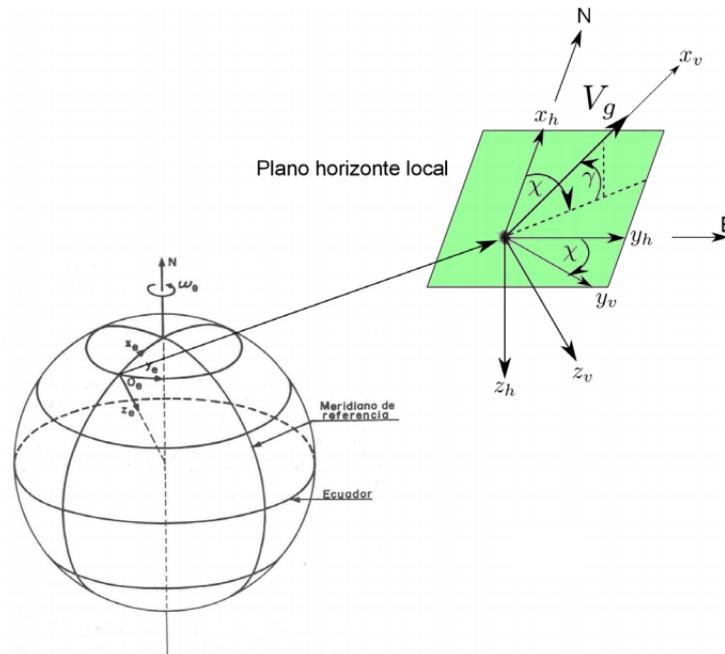


Figura 2.2 Sistemas de ejes horizontal local.

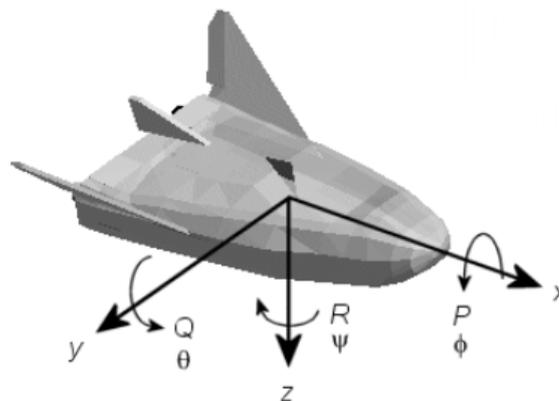


Figura 2.3 Sistemas de ejes cuerpo.

- Ángulo de balance (*Roll*; ϕ): ángulo que definen los ejes y_H con y_B .
- Ángulo de asiento (*Pitch*; θ): ángulo que forma el plano horizontal con x_B .
- Ángulo de guiñada (*Yaw*; ψ): ángulo que forma la proyección de x_B en el plano horizontal con x_H .

Estos ángulos se ven bien definidos en la figura 2.4.

2.1.4 Sistema de ejes en formación

Es el sistema de ejes utilizado por la NASA para el vuelo en formación de aeronaves no tripuladas (figura 2.5). Los ejes se definen como:

- El centro del sistema de referencia está en el centro de masas de la aeronave.

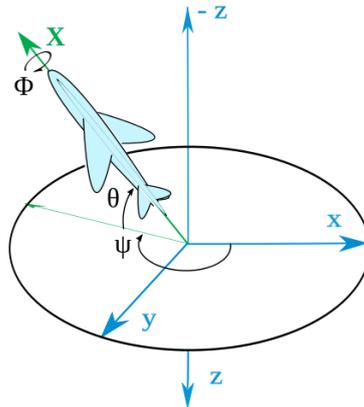


Figura 2.4 Ángulos de euler.

- El eje x está contenido en el plano horizonte local (sección 2.1.2). La dirección corresponde al eje longitudinal de la aeronave y el sentido hacia el morro de la misma.
- El eje z está dirigido hacia el centro de La Tierra.
- El eje y completa el triedro a derechas.

El problema de los vuelos en formación, reside en que los pilotos de las aeronaves *wing* tienen que tener en todo momento visión directa con respecto a la aeronave *líder* para poder realizar los virajes correctamente. Pero en el caso de este sistema de ejes, eso no es posible si la dirección del viraje coincide con la posición relativa de la aeronave *wing* dentro de la formación. Para este trabajo la formación se realiza con aeronaves no tripuladas (UAVs) por lo que está formación si es válida (es la que se usa en este trabajo).

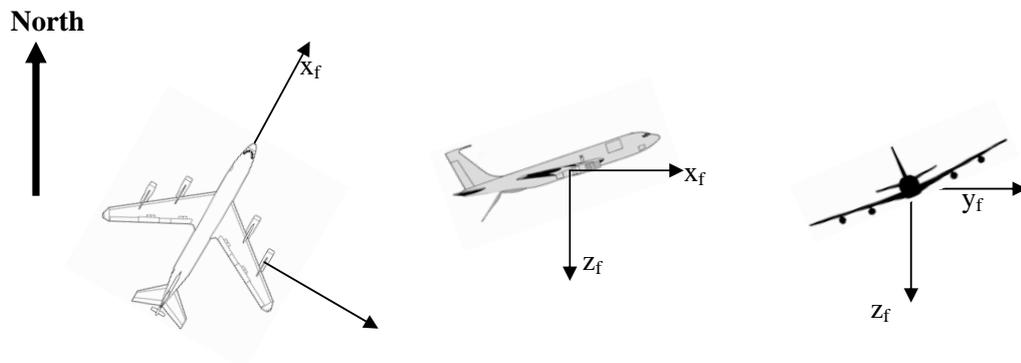


Figura 2.5 Sistema de ejes formación.

3 Modelado

Para realizar el modelado del UAV en Simulink, se han utilizado principalmente las herramientas "AeroSim Blockset" y "Aerospace Blockset" de SIMULINK®. En la figura 3.1, (imagen agrandada en las figuras 3.2 y 3.3), se ve el modelo íntegro del UAV, el cual se va a detallar a continuación. Para ello, se ha dividido el modelado en varias partes, siendo cada una de ellas:

- Bloque general.
- Ruido.
- Selección del rumbo y controladores.
- Joystick y su controlador.
- Flight Gear.

Se van a detallar todas las partes en este mismo orden. **Todos los bloques han sido elaborados por el autor de este trabajo, salvo los bloques básicos de las librerías SIMULINK® (cambiar de grados a radianes, ganancias, integradores, etc.), el bloque general (sección 3.1), la entrada del joystick (sección 3.4; figura 3.23, es el bloque que tiene dibujado un joystick dentro de él) y los bloques que conectan SIMULINK® con Flight Gear (sección 3.5; figura 3.25). Estos bloques son también idénticos a los utilizados para el vuelo de más aeronaves (capítulo 4).**

3.1 Bloque general

Todo gira en torno a este bloque (figura 3.4) puesto que es el que contiene todas las ecuaciones del movimiento de la aeronave. Este bloque tiene tres entradas:

- Controles: consta de un vector de siete componentes, siendo las componentes: la deflexión de los flaps, la deflexión de los alerones, la deflexión del timón de guiñada, la deflexión de los elevadores, la palanca de empuje, mezcla de combustible e ignición.
- Viento: consta de un vector de tres componentes con las componentes del viento en m/s.
- Reset: se usa en caso de que la aeronave impacte contra el suelo, lo cual no es de interés en nuestro trabajo.

Las salidas del bloque son muy numerosas puesto que se pretende que el bloque pueda ser utilizado en todo tipo de situaciones. En este caso las salidas del bloque utilizadas son:

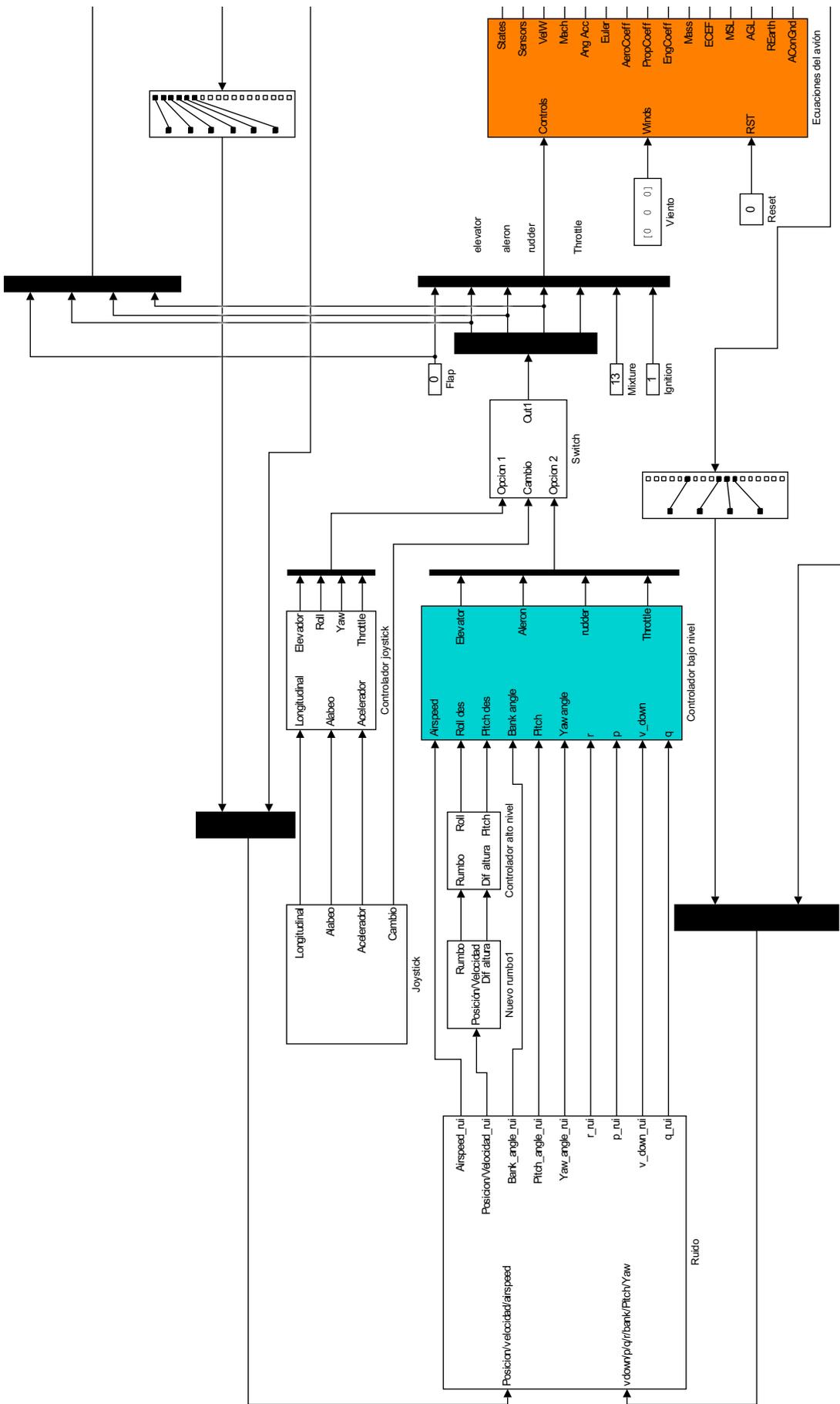


Figura 3.2 Modelo Simulink de un UAV (Parte 1).

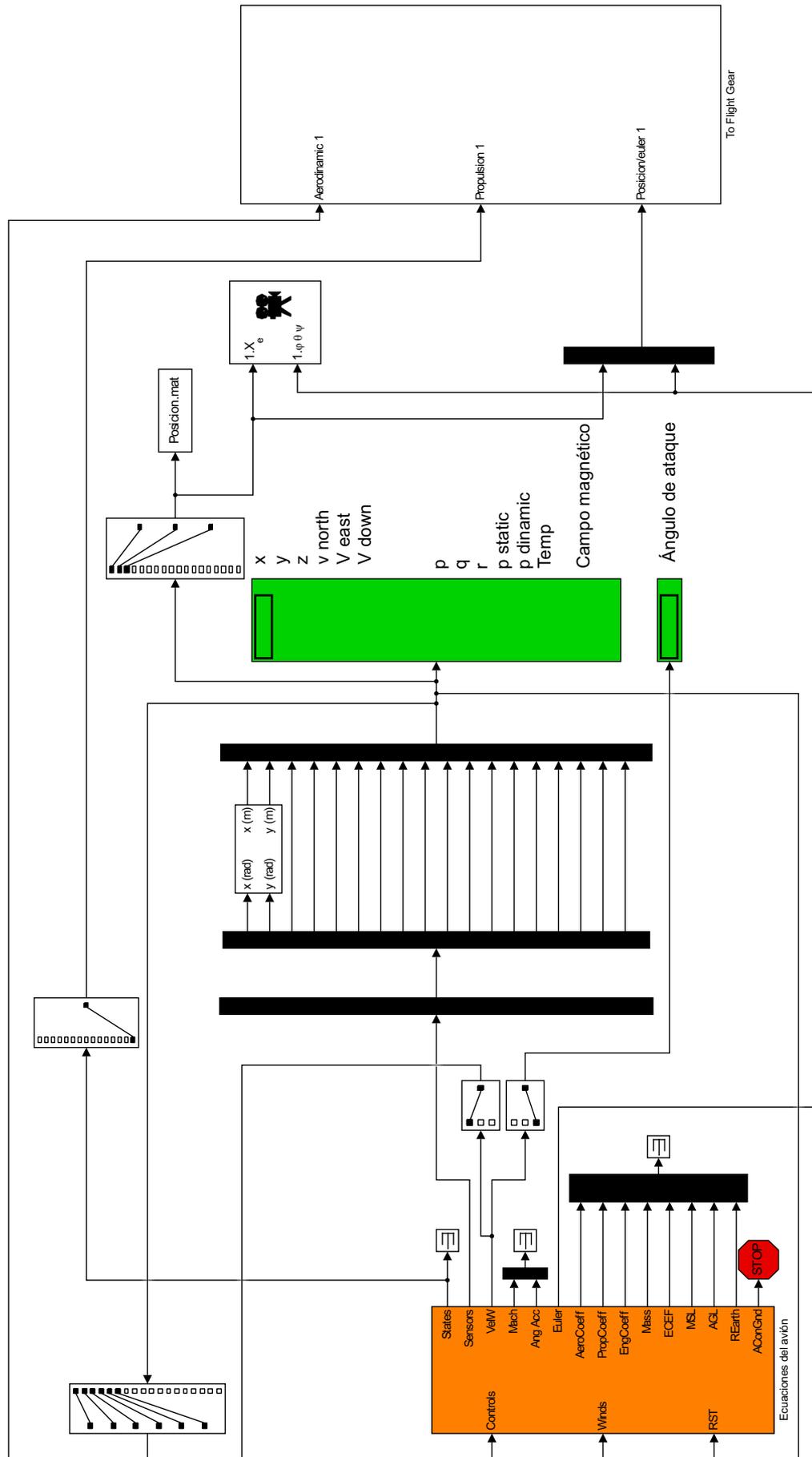


Figura 3.3 Modelo Simulink de un UAV (Parte 2).

- Estados: se utiliza la salida de las revoluciones del motor pero no para el modelo en sí, sino para Flight Gear.
- Sensores: de aquí se obtienen la mayoría de los parámetros importantes del modelo. La posición¹, la velocidad en ejes Horizontal (sección 2.1.2) dada en m/s y los rates, p (roll rate) para el control de los alerones y q (yaw rate) para el control del rudder.
- Velocidad: Es un vector de tres componentes, de la cual se utiliza la primera que es la velocidad absoluta de la aeronave en m/s y la tercera componente que corresponde al ángulo de ataque en rad.
- Ángulos de Euler: se utiliza la primera componente que corresponde al ángulo de alabeo, para el controlador, y las tres componentes como entrada para Flight Gear.
- La última salida aborta la simulación en el caso de que la aeronave descienda por debajo del nivel de tierra.

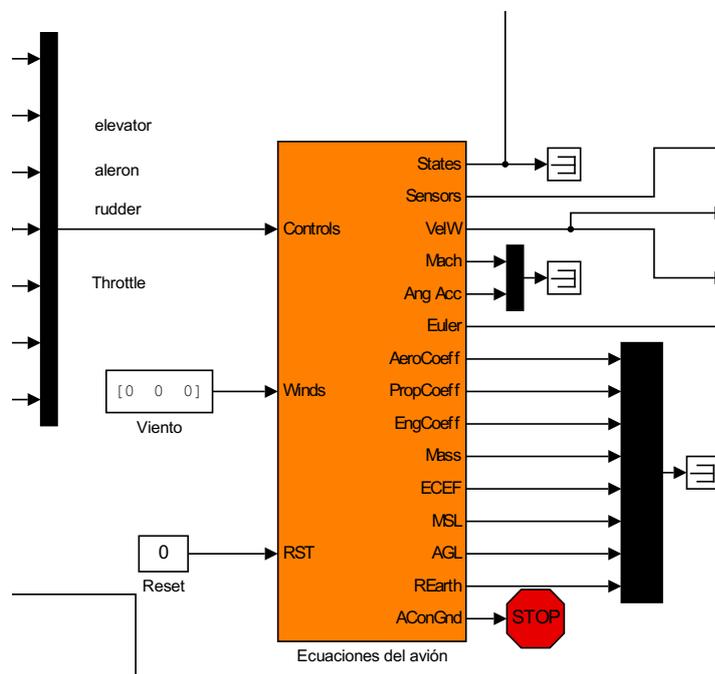


Figura 3.4 Bloque general del modelo Simulink.

Dentro de este bloque se encuentran implementadas todas las ecuaciones que rigen el movimiento de una aeronave. En la figura 3.5 se puede ver como dentro del bloque general, hay a su vez varios bloques cada uno de ellos con una finalidad distinta:

- **Aerodinámico** (Figura 3.7): es el encargado del cálculo de las fuerzas y momentos aplicados a la aeronave.
- **Propulsión** (Figura 3.8): modela el comportamiento de un motor de pistones con una hélice de paso fija, calculando las fuerzas y momentos generados. También da como salida datos del sistema de propulsión que pueden llegar a ser útiles en algunos

¹ El bloque da la posición en el sistema inercial topocéntrico 2.1.1, pero las coordenadas x e y las devuelve en radianes, por lo que hay que hacer un cambio en el sistema de ejes multiplicando la coordenada x e y por el radio de La Tierra. La coordenada z la devuelve en metros.

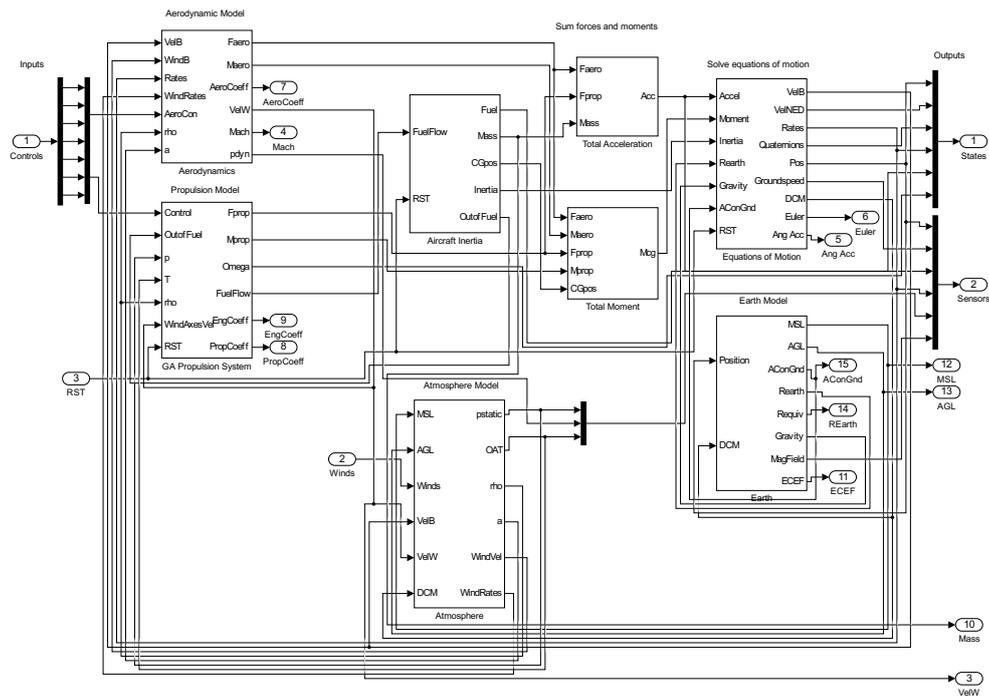


Figura 3.5 Interior del bloque general.

casos, por ejemplo, en este trabajo, se utiliza el giro de la hélice como dato de entrada para flight gear.

- **Inercias de la aeronave** (Figura 3.9): estima la matriz e inercias de la aeronave. También calcula la posición del centro de gravedad.
- **Momentos totales** (Figura 3.10): calcula los momentos aplicados respecto al centro de gravedad de la aeronave usando las fuerzas y momentos causados por las fuerzas aerodinámicas y causada por el sistema de propulsión.
- **Aceleraciones totales** (Figura 3.6): calcula la aceleración total aplicada a la aeronave debida a las fuerzas aerodinámicas y a la propulsión.
- **Ecuaciones del movimiento** (Figura 3.11): Utiliza los datos de salida anteriores, dando como salida del bloque, la velocidad, los ángulos de euler, la velocidad aerodinámica, la posición, los quaterniones, la DCM, y la aceleración angular.
- **Atmósfera** (Figura 3.12): determina los parámetros atmosféricos que afecta a la aeronave.
- **Tierra** (Figura 3.13): modela el campo magnético y gravitatorio de la Tierra.

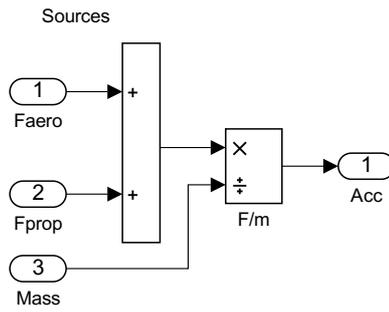


Figura 3.6 Interior del bloque aceleraciones totales.

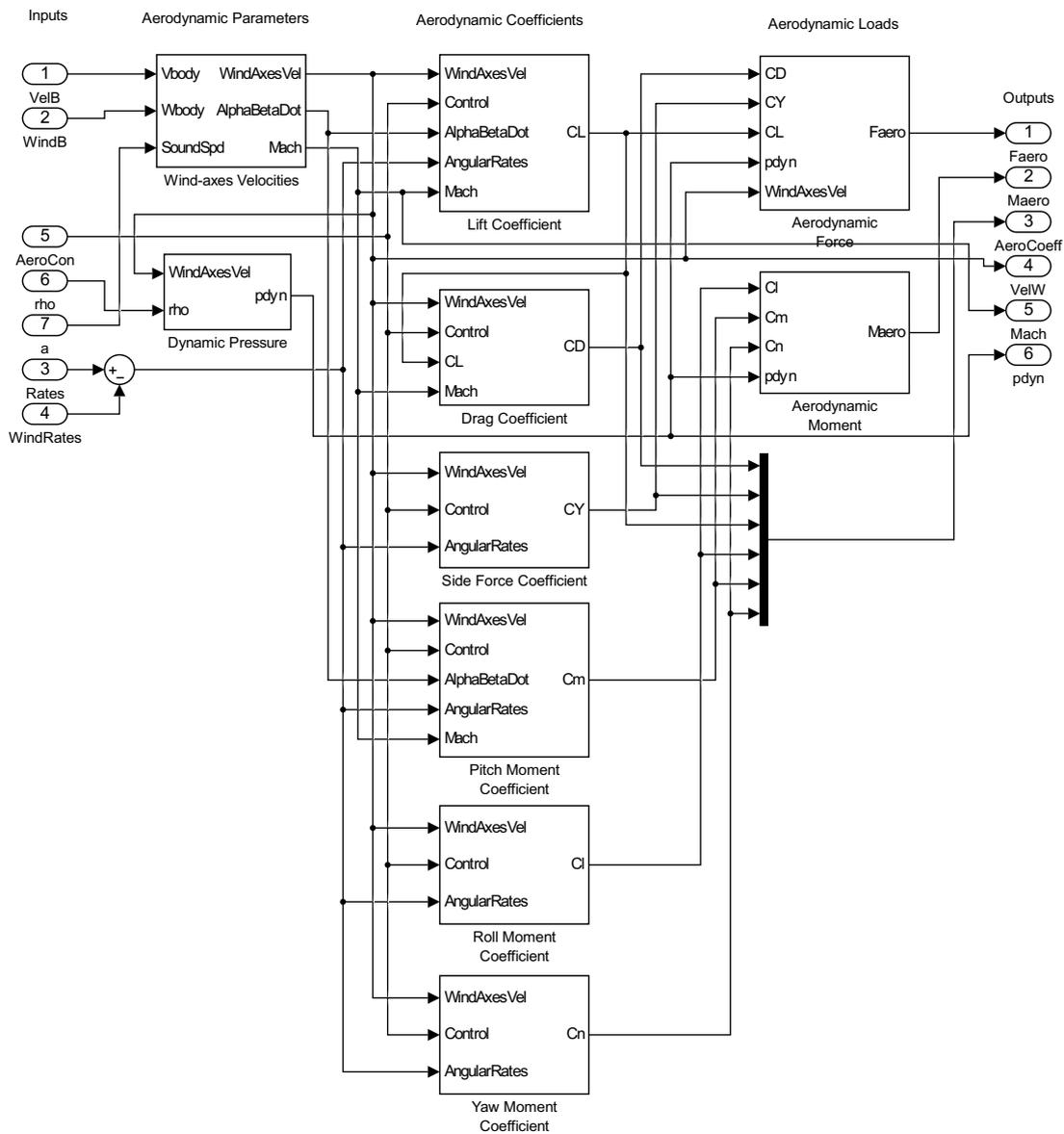


Figura 3.7 Interior del bloque de aerodinámica.

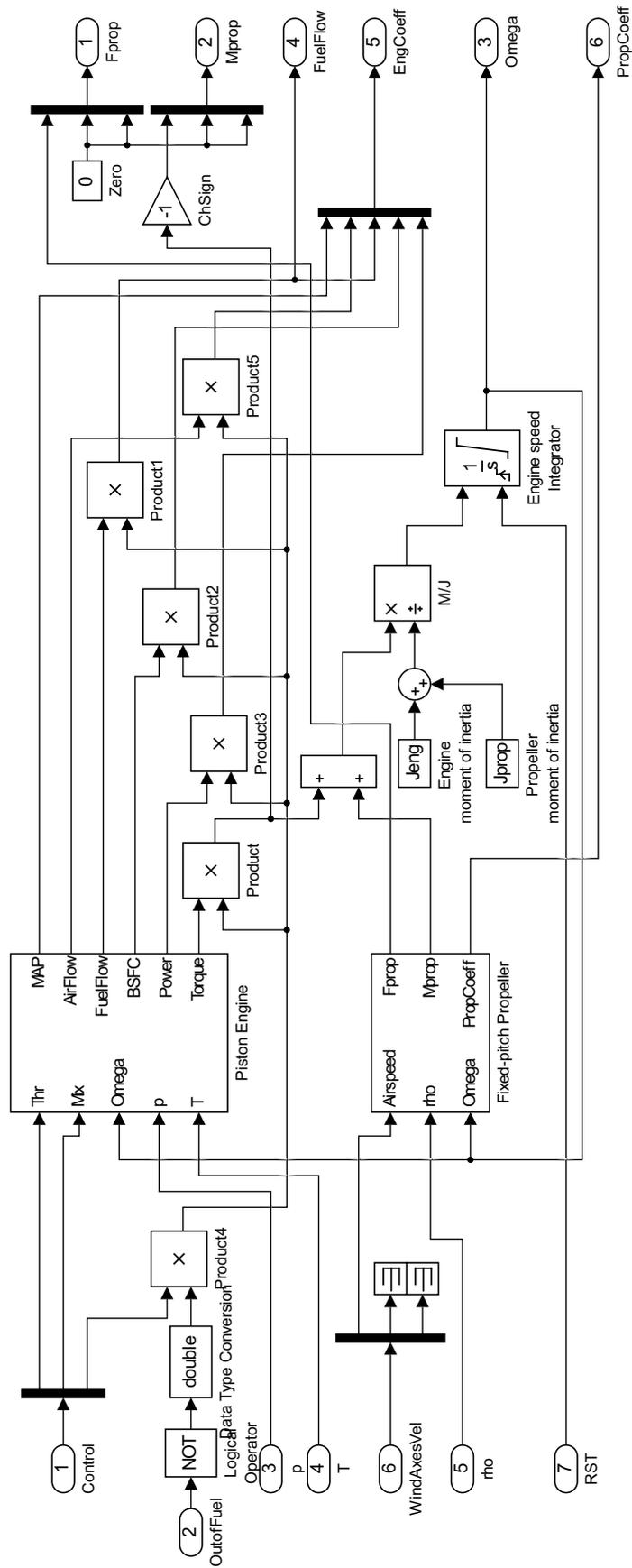


Figura 3.8 Interior del bloque de propulsión.

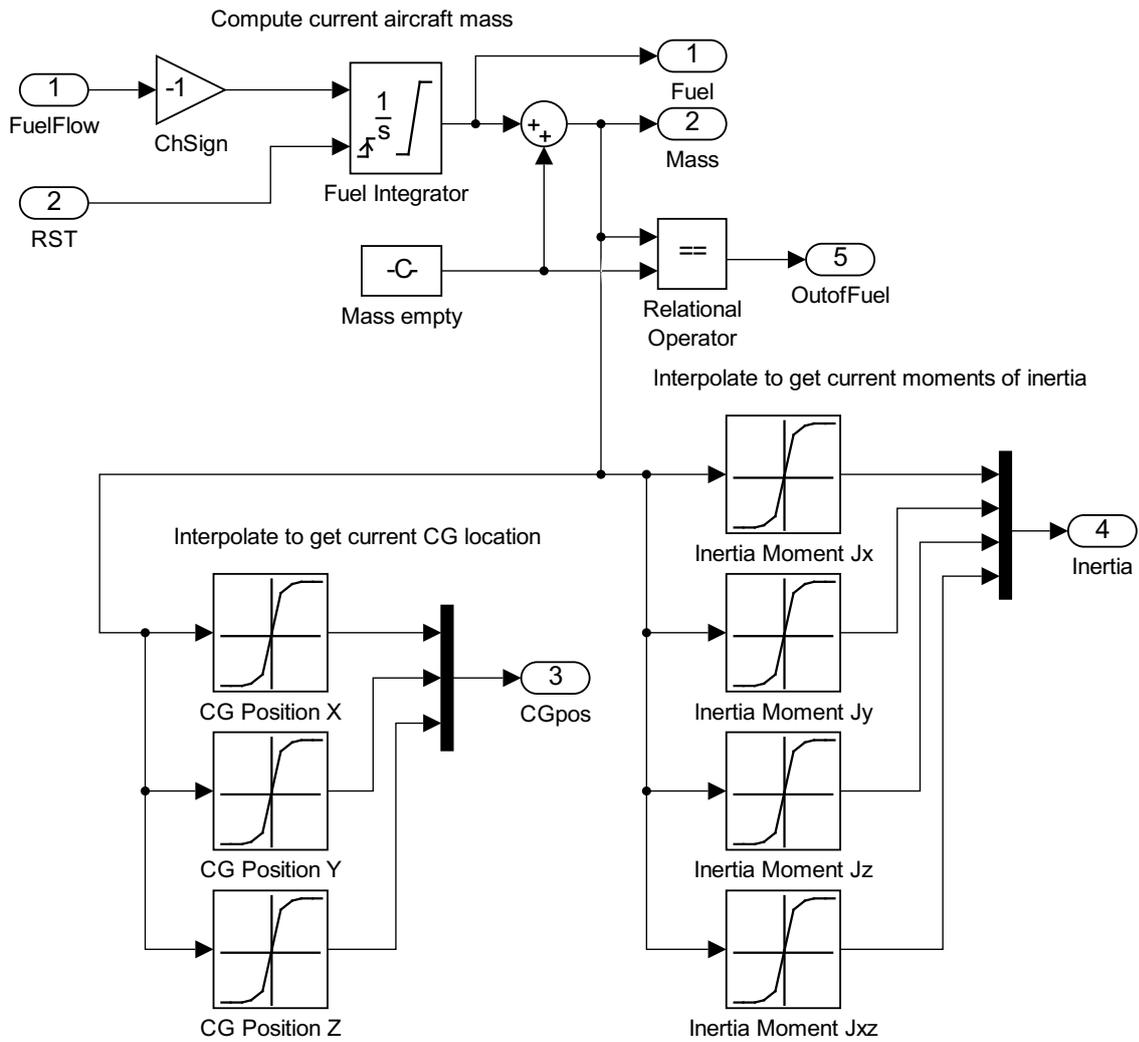


Figura 3.9 Interior del bloque de inercias.

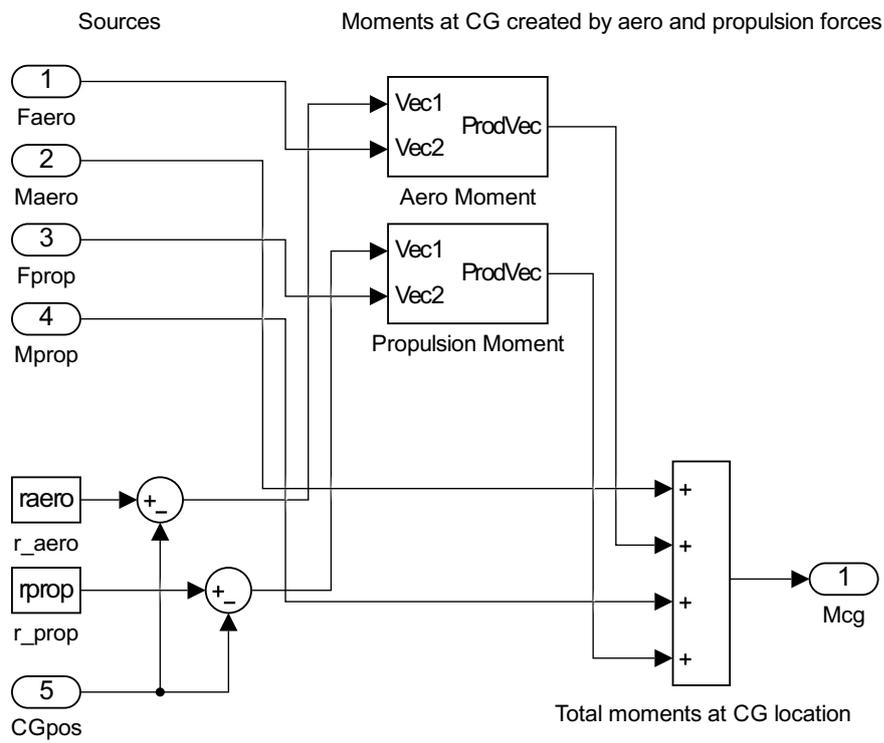


Figura 3.10 Interior del bloque de momentos totales.

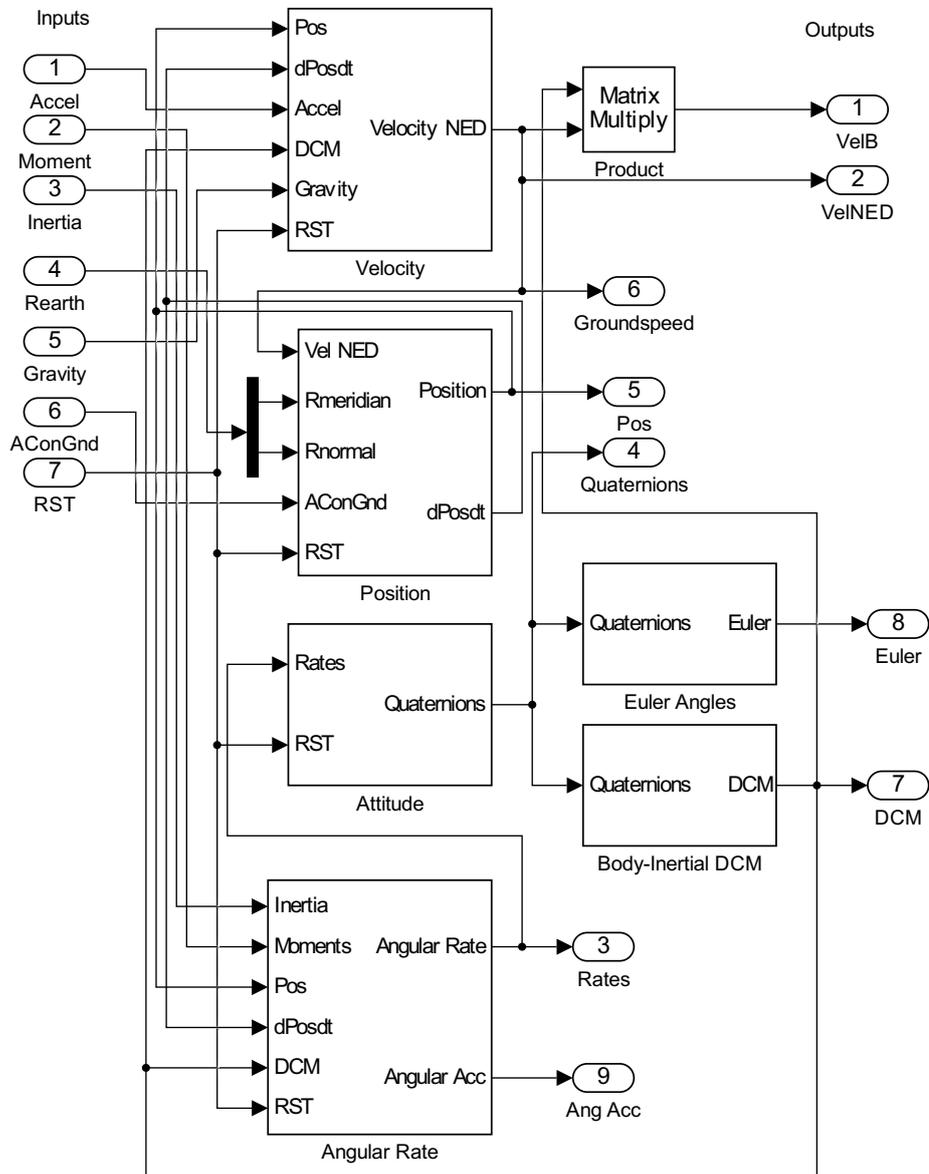


Figura 3.11 Interior del bloque ecuaciones del movimiento.

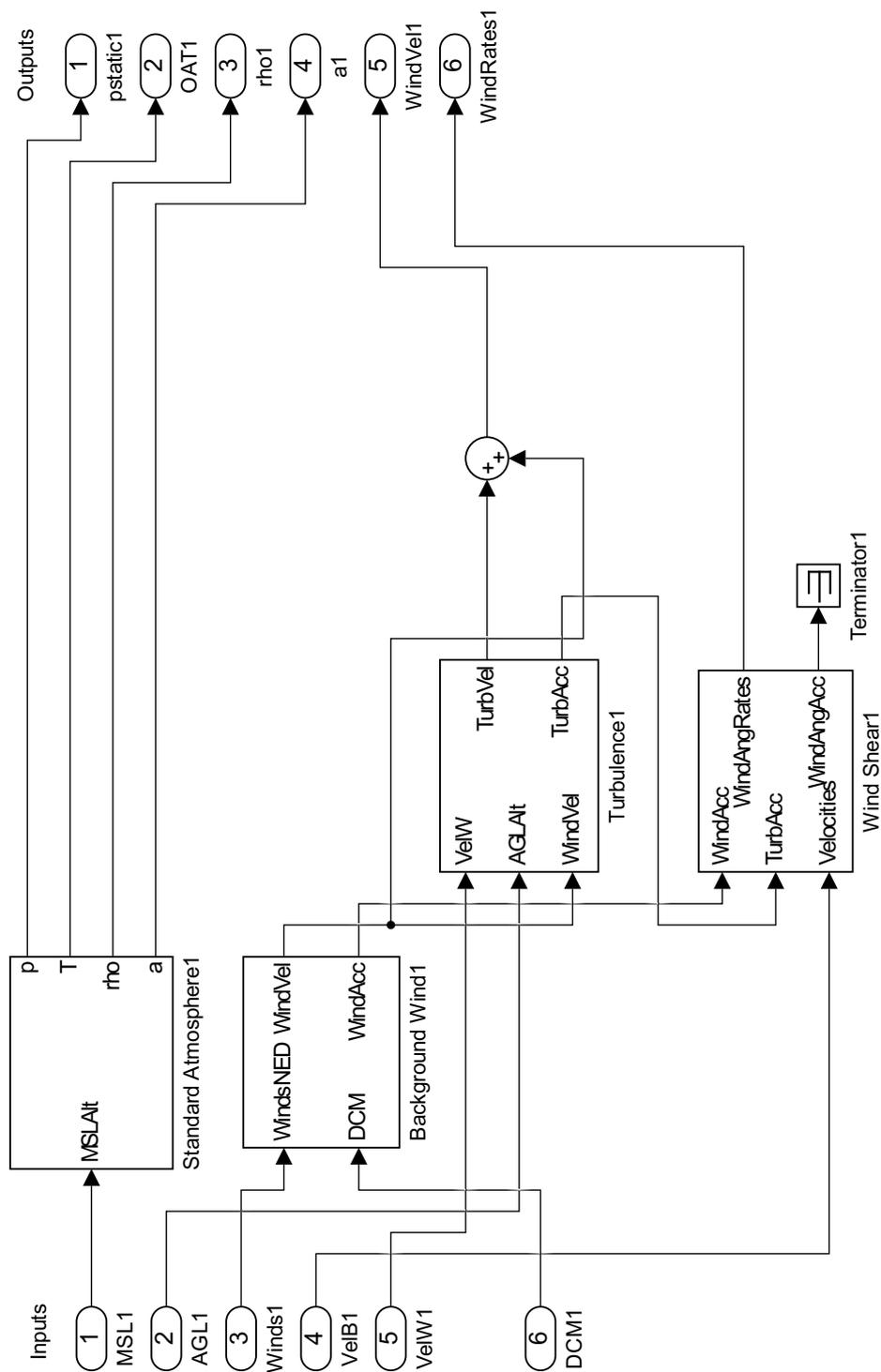


Figura 3.12 Interior del bloque atmósfera.

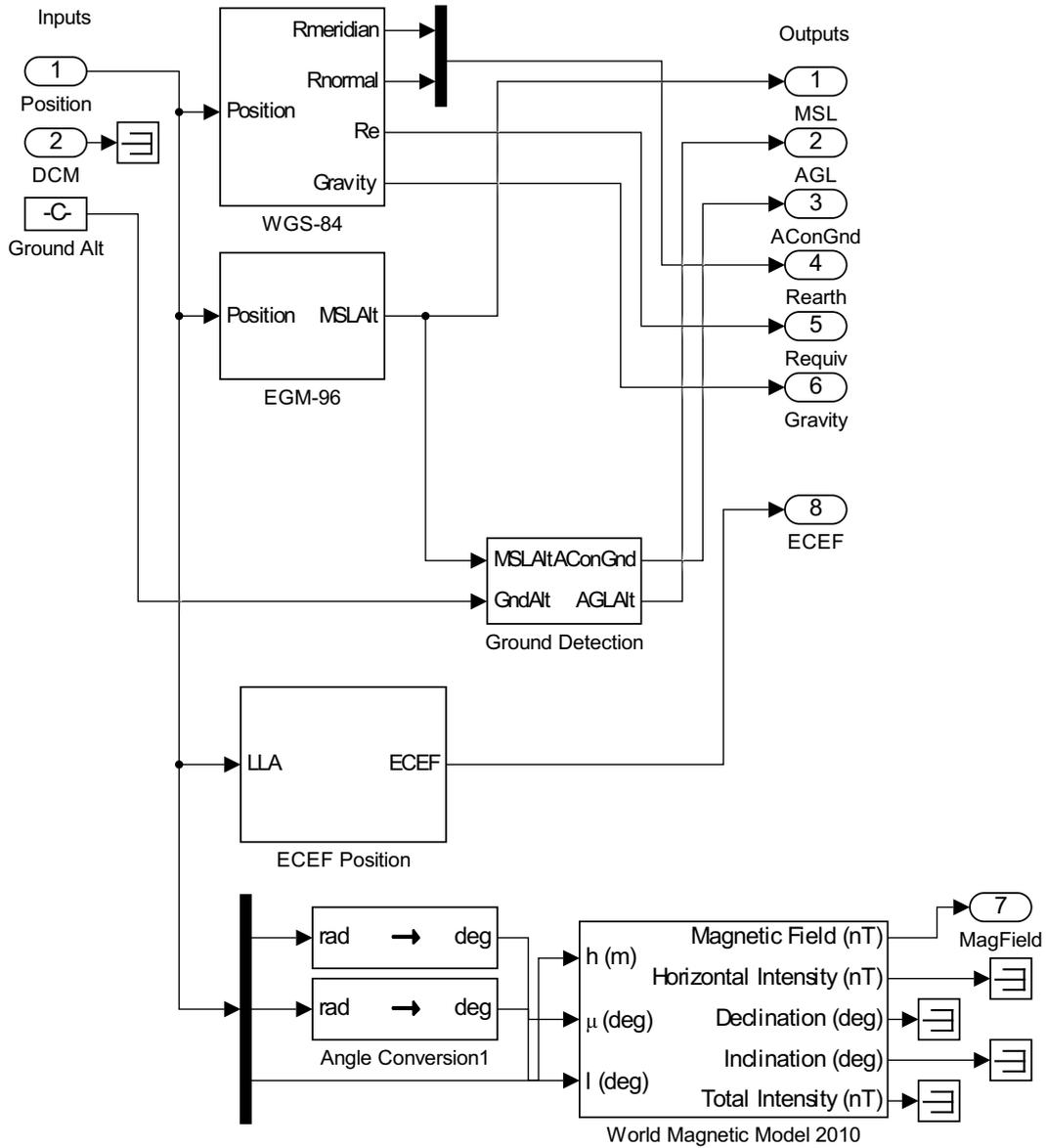


Figura 3.13 Interior del bloque Tierra.

3.2 Ruido

Este bloque (figura 3.15) es el encargado de generar el ruido a todas las señales que se reutilizan en el bloque general. Son la posición, la velocidad (en los tres ejes), la velocidad absoluta, la velocidad vertical, el ángulo de alabeo, de cabeceo y de guiñada y los rates (p, q y r).

Para generar el ruido, sumamos a cada señal un valor aleatorio que oscila una cantidad determinada sobre cada una de ellas. Este valor es dependiente del tipo de señal y del aparato que se utilice para medirlo. Para cada señal:

- **Posición:** Tiene un error de 20 cm. Hoy en día muchos GPS ya permiten este nivel de precisión.
- **Velocidad, velocidad absoluta y velocidad vertical:** Se ha utilizado el aparato Gms-u1LP, que tiene una precisión de 0.1 m/s.
- **Rates:** Se ha utilizado el aparato MPU-6000 que da una precisión de 0.05 °/s. Hay un bloque que cambia de grados a radianes, porque todos los rates de la salida del modelo, así como de los ángulos, son en radianes.
- **Ángulo de balance, de cabeceo y de guiñada:** Se ha utilizado un valor de 2°, que corresponde a una precisión de la "IMU MIDG II INS/GPS" utilizada en el modelado de la tesis [5].

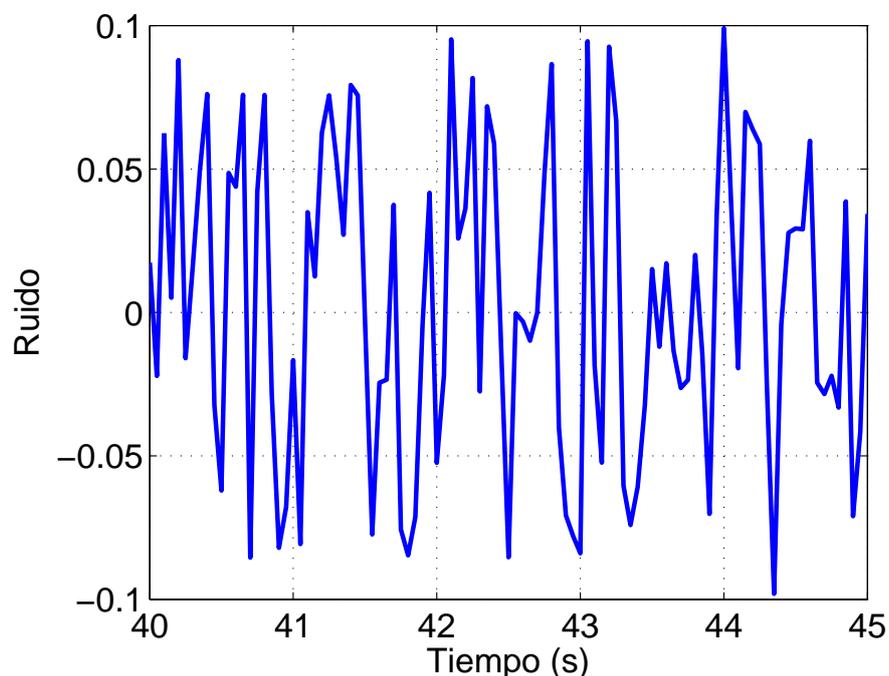


Figura 3.14 Ruido en este trabajo.

El ruido generado en este trabajo es muy brusco como se ve en la figura 3.14, al contrario que en la realidad. En la tesis [5, pág. 47] se estudia como es el ruido de unos aparatos similares a los de este trabajo y se observa que es mucho más suave (figura 3.16). Con este

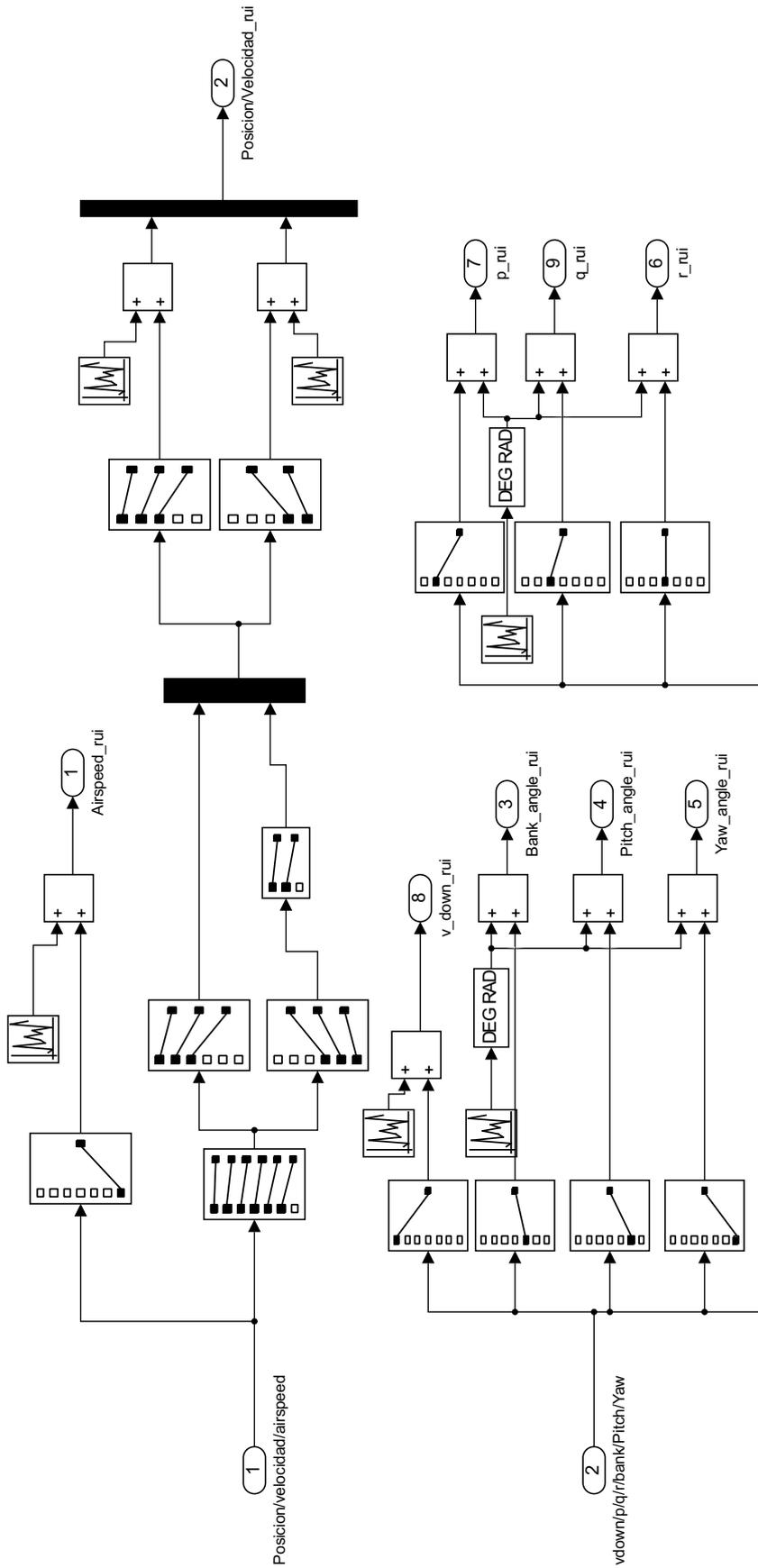


Figura 3.15 Interior del bloque ruido.

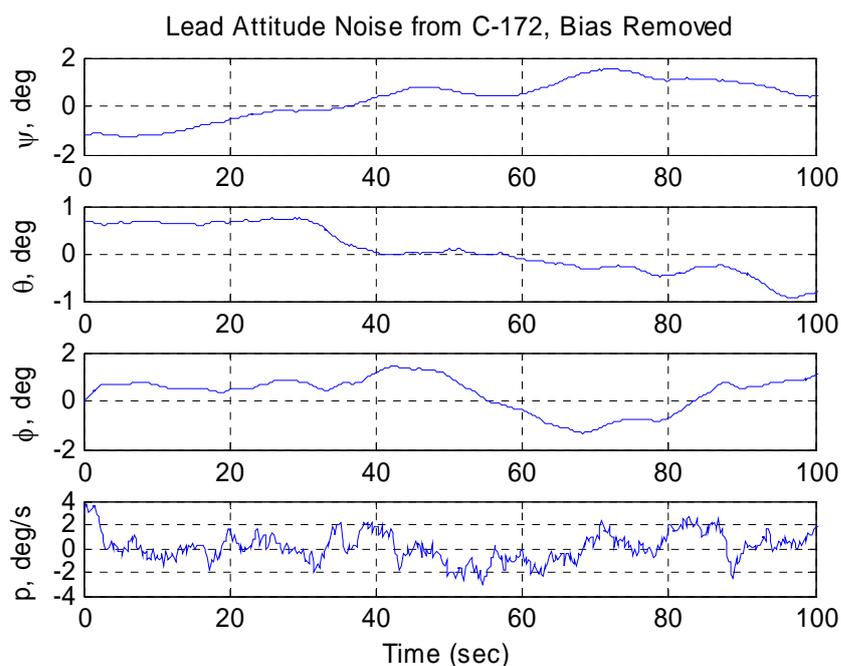


Figura 3.16 Ruido real.

modelado del ruido, se va a asegurar que en la realidad (al ser los ruidos mucho más finos que los empleados en este trabajo) este modelado será válido.

3.3 Selección del rumbo y controladores

Esta parte del modelo la componen tres bloques, como se ve reflejado en la figura 3.17, se observa que la entrada al bloque "Nuevo rumbo", es la posición y la velocidad del UAV, obteniendo como salidas el rumbo y la diferencia de altura². Después de este bloque, aparecen dos nuevos bloques que son los que se encargan de que el UAV se mantenga en todo momento bajo control. Siguiendo la arquitectura real de UAVs, se ha elegido realizar dos controladores, a los que apodaremos alto nivel y bajo nivel, cada uno de ellos con diferentes objetivos. Se ha simplificado el modelo desacoplando el control lateral, el control de altitud y el control en velocidad.

- El controlador de alto nivel es el que primero ve las señales y se encarga de pasar las señales al controlador de bajo nivel. Su misión es pasar del rumbo y la diferencia de alturas, al roll y al pitch que debe llevar la aeronave para ser capaz de conseguir eficientemente los requisitos exigidos. Este es el controlador que se toca para ajustar el modelo (una vez que se tiene bien ajustado el de bajo nivel).
- El controlador de bajo nivel es el más importante de los dos porque es el encargado de enviar las señales al UAV. Este controlador, una vez ajustado perfectamente, no se debe modificar nunca y siempre se recurrirá al de alto nivel para cualquier cambio.

Más adelante se profundizará más en cada uno de los controladores.

² Diferencia de altura entre la altitud que lleva la aeronave y la altitud deseada. En este trabajo no hará falta diferenciar entre altitud y altura, puesto que siempre se vuela "en el mar", por lo que la altitud del suelo siempre es cero.

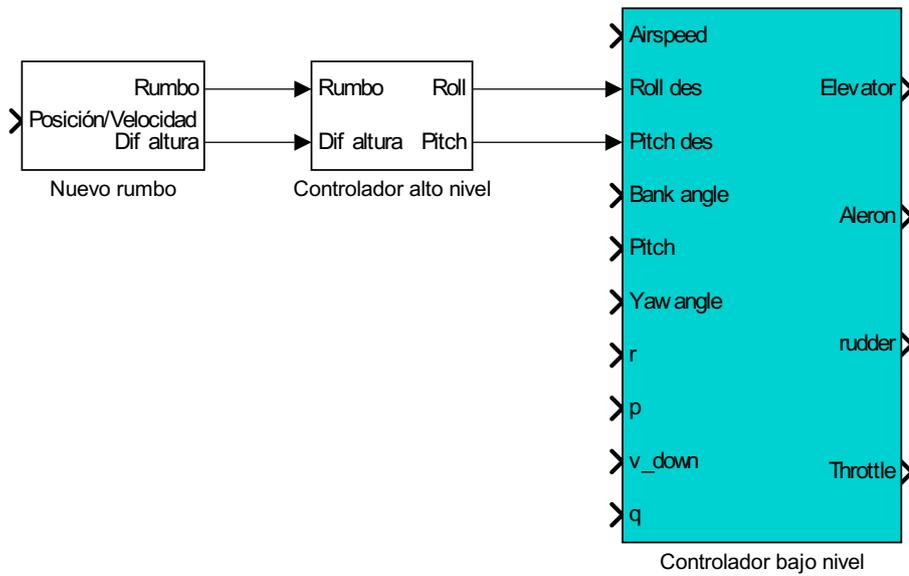


Figura 3.17 Bloques de la selección de rumbo y el controlador.

Bloque Nuevo rumbo

Este bloque tiene como entradas la posición y la velocidad del UAV, y como salida devuelve el rumbo y la diferencia de altura. Para ello se ha basado la navegación del UAV en waypoints. Como se ve en la figura 3.18 este bloque consta de una constante (una matriz), que representa los waypoints a los que se dirigirá el UAV en orden (por fila, corresponde a la componente x,y y z del waypoint). También se ven dos bloques cuya misión es seleccionar el waypoint siguiente (bloque "Seleccionar WP") y calcular el error en rumbo y la diferencia de altura (bloque "Rumbo y vertical").

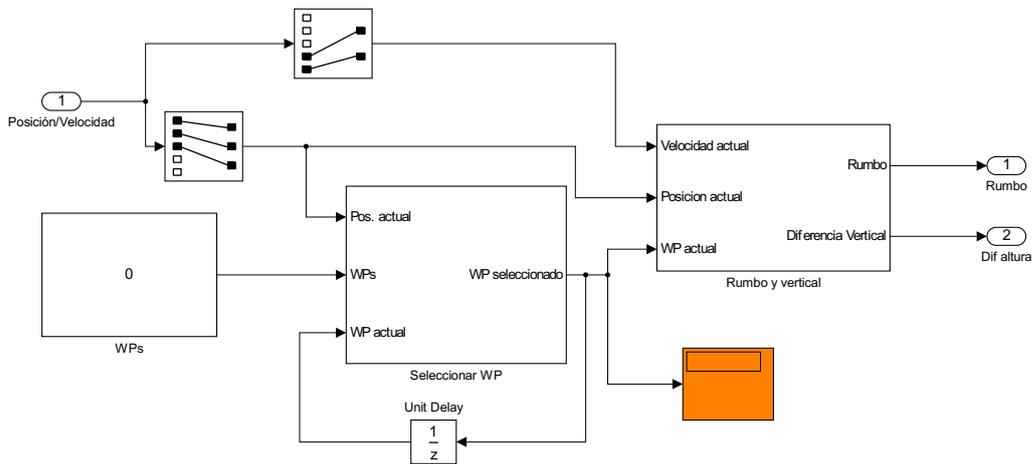


Figura 3.18 Interior del bloque nuevo rumbo.

El bloque "Seleccionar WP" tiene un enfoque bastante sencillo, porque lo que hace es calcular la distancia de la posición actual del UAV al waypoint al que se dirige. Si esa distancia es menor de un valor dado, el waypoint al que se dirige la aeronave cambia al siguiente, sino el UAV continua dirigiéndose hacia el mismo waypoint.

El bloque "Rumbo y vertical" calcula, una vez comprobado el waypoint al que se dirige

el UAV, el error en el rumbo que tiene la aeronave y el error en altura que tiene con el waypoint. Se observa en la figura 3.19 que el error en altura no es más que la diferencia de altura entre la posición del UAV y el waypoint y el error del rumbo que devuelve el bloque siempre va a estar entre $-\pi$ y π radianes y convertido en grados.

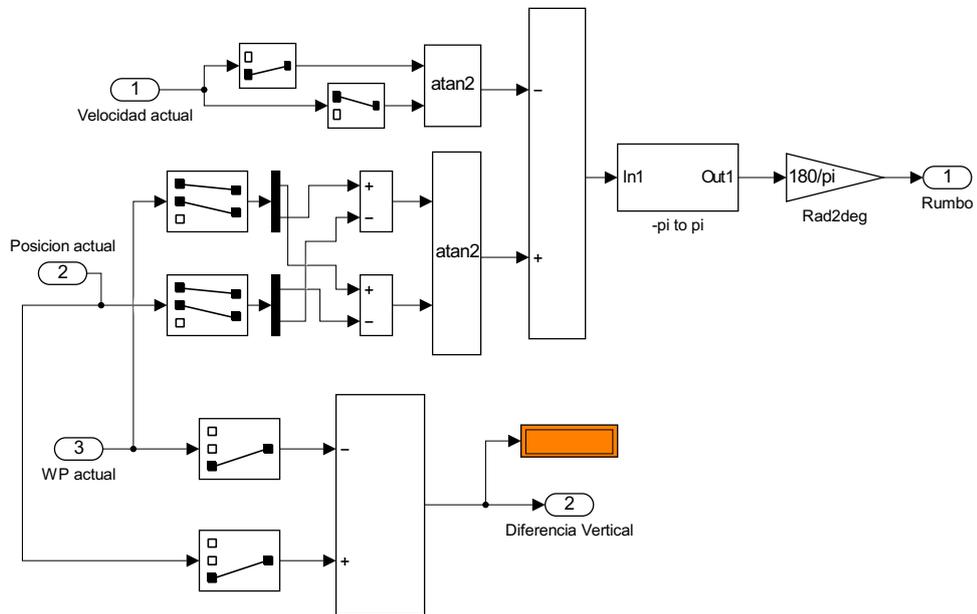


Figura 3.19 Interior del bloque rumbo y vertical.

Controlador de alto nivel

Como se ha comentado anteriormente, este controlador (figura 3.20) tiene como entrada el error del rumbo y el error en altura, y devuelve la deflexión deseada de los alerones y los elevadores. Este controlador se compone de dos PID, cada uno para cada entrada del bloque.

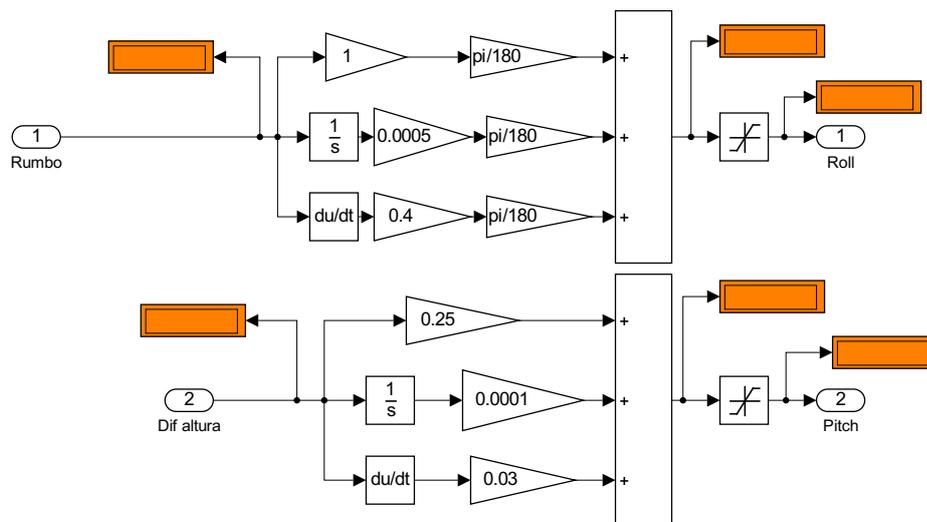


Figura 3.20 Controlador de alto nivel.

Tabla 3.1 Ganancias del controlador de alto nivel.

	Proporcional	Integral	Derivativo
Rumbo	1	0.0005	0.4
Diferencia de altura	0.25	0.0001	0.03

Controlador de bajo nivel

Este controlador (figura 3.21) es la continuación del anterior y es el que se encarga de dar a las ecuaciones del modelo los parámetros del avión en cada momento. Estos parámetros son la deflexión de los elevadores, alerones, timón de guiñada y la posición de la palanca de gases.

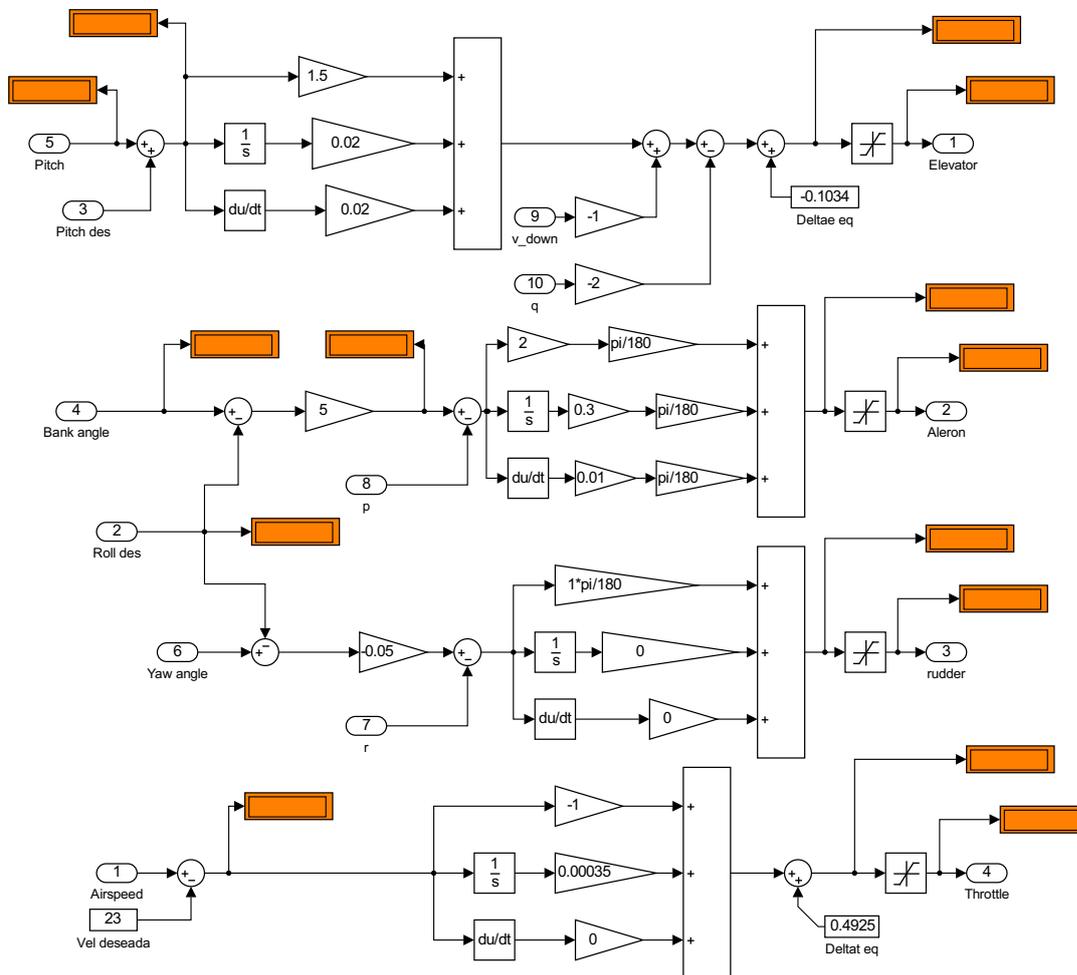


Figura 3.21 Controlador de bajo nivel.

Este controlador es el más importante y es idéntico para ambos UAVs. En la figura 3.21 se ve como el controlador está compuesto de cuatro partes, cada una de ellas es la encargada de controlar un parámetro que se le introducirán al modelo. Se va a proceder a explicar cada una de ellas:

- **Control en altura** (parte superior): tiene como entrada el *pitch* actual del UAV y el deseado (la diferencia de los dos da el error, que es lo que ve como entrada el controlador) y como salida la deflexión del elevador. Consta de un PID con una realimentación posterior del pitch rate y de la velocidad vertical (ambos con un P), consiguiendo así suavizar los transitorios. Al final es necesario sumarle el punto de equilibrio de la aeronave a 1000 m de altura y a 23 m/s, siendo este valor -0.1034 para esta aeronave.

Tabla 3.2 Ganancias del controlador en altura.

	Proporcional	Integral	Derivativo	Vel. vertical	Pitch rate
Ganancias	1.5	0.02	0.02	-1	-2

- **Control lateral** (parte intermedia): consta de dos partes, una es la encargada de mover los alerones, mientras que otra es la encargada de mover el timón de cola. La primera, tiene como entrada el ángulo de balanceo y el roll deseado (la diferencia es el error que el controlador debe mitigar) y como salida la deflexión de los alerones. Consta de un P seguido de una realimentación con el roll rate más un PID. La segunda parte es similar a la primera, pero la entrada en vez de ser el ángulo de balanceo es el ángulo de guiñada y la realimentación se realiza con el yaw rate. La salida es la deflexión del timón de cola. En este último caso, no ha hecho falta colocar un PID porque con un P era suficiente.

Tabla 3.3 Ganancias de los controladores laterales.

	Primer proporcional	Segundo proporcional	Integral	Derivativo
Alerones	5	$2 \frac{\pi}{180}$	$0.3 \frac{\pi}{180}$	$0.01 \frac{\pi}{180}$
Timón de cola	-0.05	$\frac{\pi}{180}$	0	0

- **Control de velocidad** (Parte inferior): tiene como entrada el error en velocidad (diferencia entre la velocidad actual y la velocidad deseada) y como salida la posición de la palanca de gases del motor. Su composición es sencilla puesto que consta de un PI. También se le suma la posición de equilibrio de la aeronave, cuyo valor es 0.4925.

Tabla 3.4 Ganancias del controlador en velocidad.

	Proporcional	Integral	Derivativo
Palanca del motor	-1	0.00035	0

Antes de cada salida se ha colocado una saturación para evitar grandes deflexiones de los parámetros, con la idea de garantizar que aeronaves perseguidoras no tengan problemas en seguir al líder.

3.4 Joystick y su controlador

Aunque este trabajo trate sobre una aeronave autónoma (UAV), se ha incluido la posibilidad de controlar dicha aeronave por control remoto a través de un joystick³. El control por joystick va implementado paralelo al control autónomo como se ve en la figura 3.22.

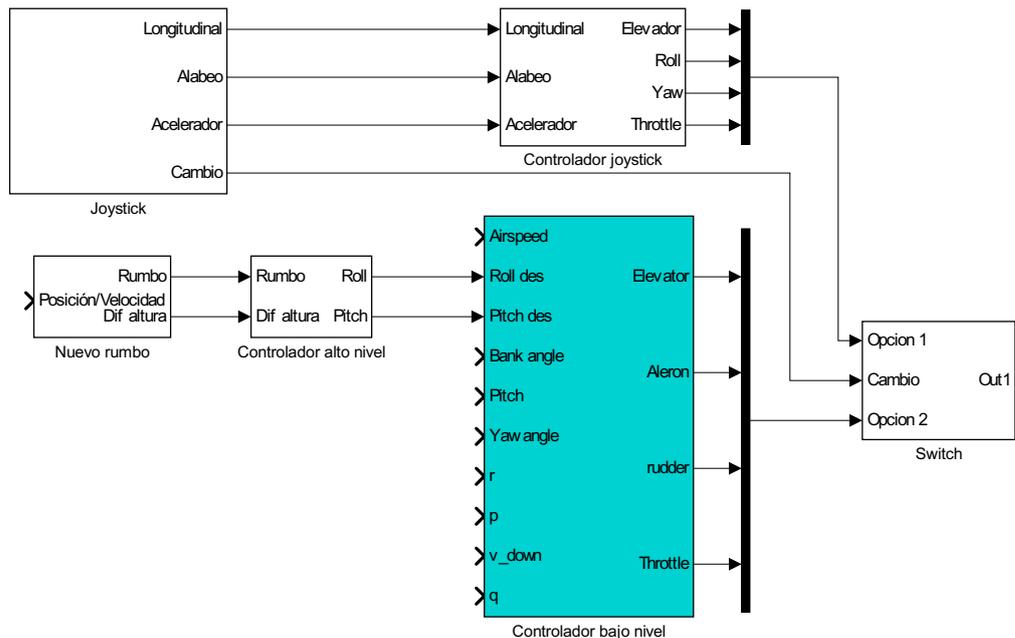


Figura 3.22 Bloques del control por joystick y autónomo.

Este controlador consta de tres bloques:

- **Bloque "Joystick"** (figura 3.23): sirve como entrada para el joystick (se basa en un bloque que SIMULINK[®] ya trae predefinido). También es necesario cambiar de signos unas variables, para que el control de la aeronave con el mando sea más cómodo. Los controles del UAV líder están explicados en el apéndice B.1.
- **Bloque "Controlador joystick"** (figura 3.24): es un bloque similar a los controladores del control autónomo con PI de ganancias 0.02 el proporcional y 0.01 el integral en el control vertical y lateral. El control de velocidad es un controlador lineal con los dos gatillos del mando, valiendo 1 la palanca de gases cuando se pulsa el gatillo derecho y 0 cuando se pulsa el gatillo izquierdo (vale 0.5 si no pulsas ningún gatillo). El timón de cola nunca se deflexa con este controlador.
- **Bloque "Switch"**: es un bloque simple cuya función es elegir una de las dos entradas, en este caso las entradas son las del controlador del joystick o las del control autónomo. Se ha usado un botón del mando como botón para activar el switch. Por defecto, el switch tiene como salida las variables del control autónomo.

³ Como se verá en la sección 4.4.1, el joystick tiene otra función aparte de la de controlar al UAV líder.

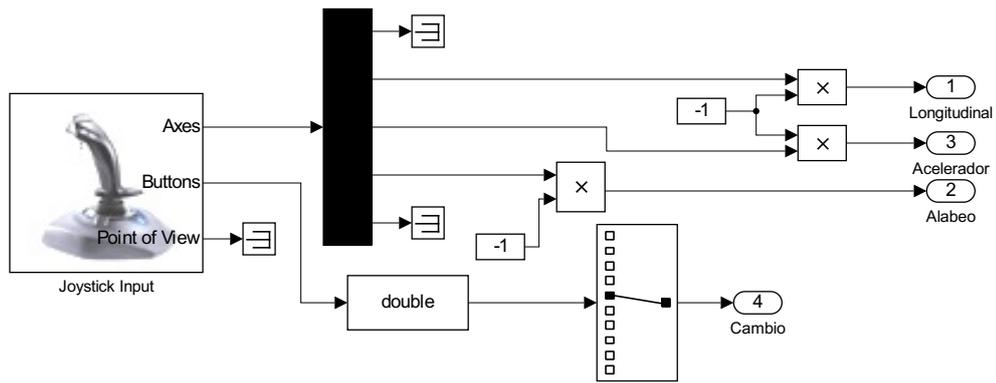


Figura 3.23 Interior del bloque joystick.

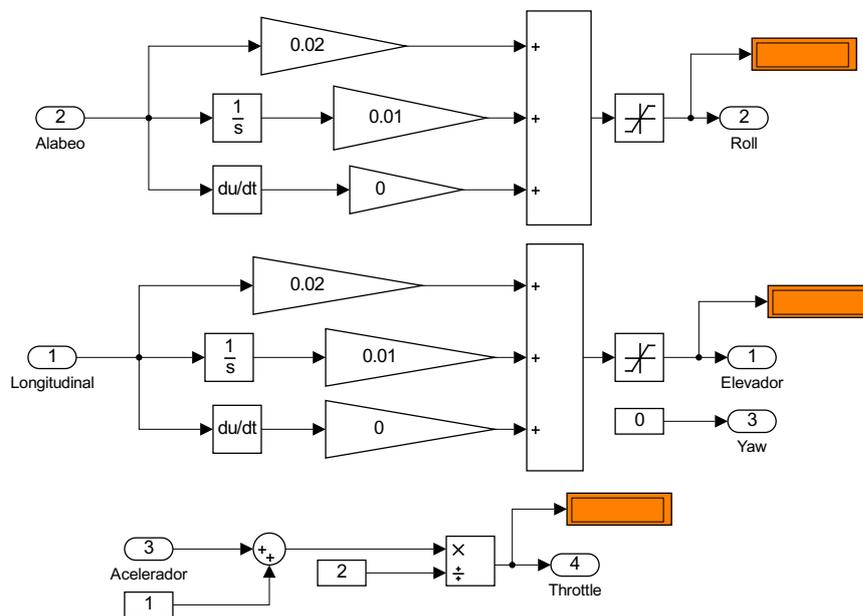


Figura 3.24 Controlador del joystick.

3.5 Simulación en Flight Gear

Todo el modelado visto anteriormente se puede ver de forma gráfica a través de Flight Gear, para ello se requiere tener instalado el programa (se ha probado la versión 2.10.0.3 y 3.0.0). Si no se quisiera Flight gear (lo que haría simular bastante más rápido el modelo), basta con quitar el bloque. Este bloque tiene como entradas la posición, los ángulos de euler, la aerodinámica y las revoluciones por minuto del motor. La posición debe estar introducida en radianes y las revoluciones del motor en rpm. Flight Gear admite muchos más datos de la aeronave, pero para este trabajo es suficiente con ver gráficamente la aeronave y no se ha entrado en más detalles. El bloque más grande corresponde de unión entre SIMULINK® y Flight Gear, éste le pasa los datos al bloque *send* que los envía a Flight Gear. En el interior del bloque Flight Gear, hay otros dos bloques:

- Set pace: sirve para mostrar la simulación en Flight Gear fluidamente.

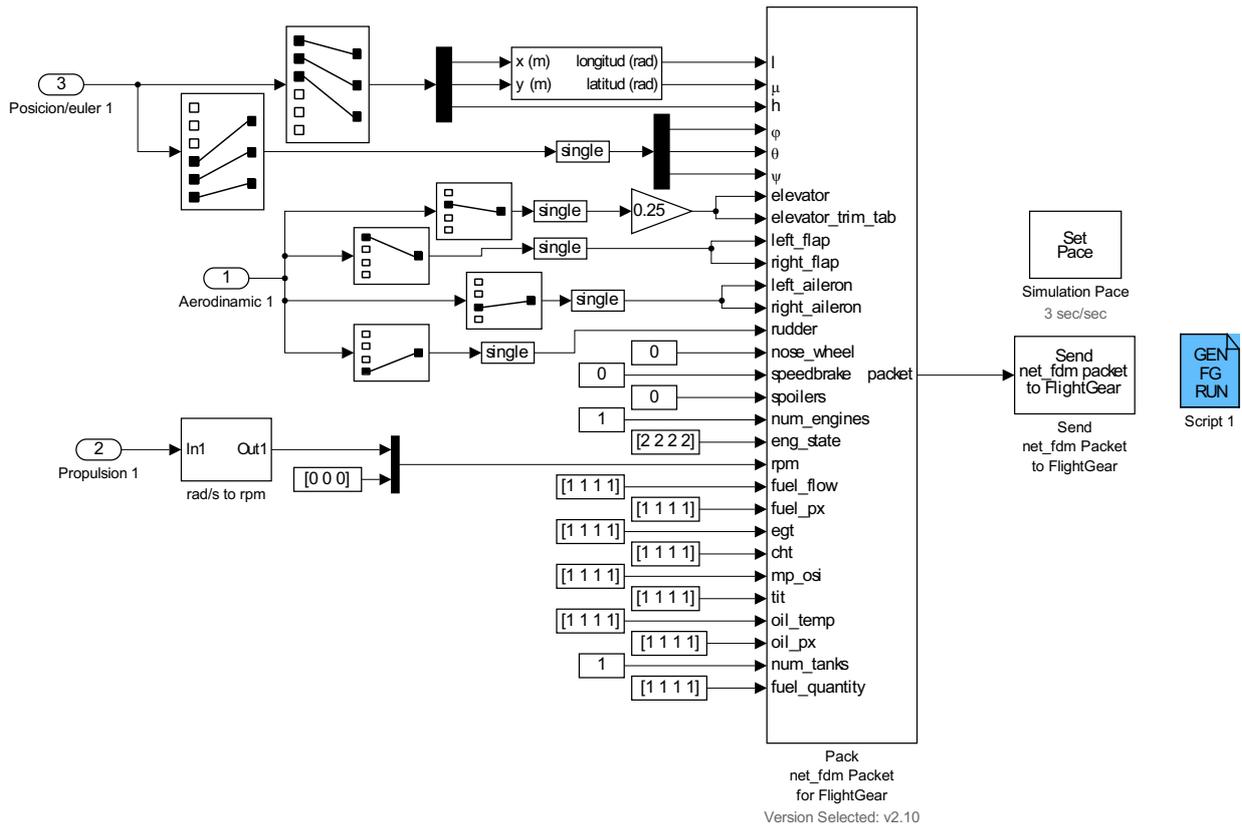


Figura 3.25 Bloque Flight Gear.

- Gen FG Run: genera un script (.bat) para unir Flight Gear con MATLAB®. Para crear ese script correctamente, se ha de seleccionar el sistema operativo, y en la ventana *Network*, en *Destination port*, poner un número de 5501 a 5509 (ambos inclusive). En este trabajo se ha utilizado el 5502. El número seleccionado, debe ser el mismo que el que se pone en el bloque *send* en *Destination port*. En la pestaña *File*, se comprueba que la ruta de instalación del Flight Gear sea la correcta y también, se puede modificar el nombre del archivo .bat que se va a crear. Las demás opciones no hace falta modificarlas, puesto que se modificarán desde fuera de MATLAB®. Una vez hecho esto, se le da al botón *Generate Script* y se creará un .bat en la carpeta donde se esté trabajando.

Una vez se tenga el archivo .bat creado, se introduce en el *Command Windows* de MATLAB®, la expresión:

Código 3.1 Iniciar Flight Gear desde MATLAB®.

```
dos('X &');
```

En dónde *X* se refiere al nombre del archivo .bat (sin la extensión). Una vez hecho esto, se nos abrirá una ventana de Flight Gear, luego se ejecuta el modelo SIMULINK® y automáticamente la aeronave de la ventana de Flight Gear comenzará a desplazarse.

Antes de hacer esto, conviene saber que aeronave se está utilizando en la ventana de Flight Gear, para ello se debe verificar que aeronaves están instaladas. Se abre un .bat

previamente creado con el *bloc de notas* de Windows, y se teclea lo siguiente (siempre que Flight Gear esté instalado en la dirección que trae por defecto):

Código 3.2 Mostrar los aviones instalados en Flight Gear.

```
C:
cd C:\Program Files\FlightGear

SET FG_ROOT=C:\Program Files\FlightGear\data
.\bin\win64\fgfs --show-aircraft
```

Se guarda (con otro nombre) y se ejecuta el archivo .bat como si se fuera a abrir Flight Gear. En la misma ventana *MS-DOS* nos aparecerá una lista con todos los aviones disponibles para el vuelo (la primera columna corresponde al nombre de Flight Gear de la aeronave, y la segunda columna, corresponde a una pequeña descripción de cada aeronave instalada). Con esto ya se sabe que aeronaves se tiene instaladas en Flight Gear. Para utilizar cualquiera de ellas, se abre el .bat que está creado con el *bloc de notas* y se pone:

Código 3.3 Código .bat para una sola aeronave en Flight Gear.

```
C:
cd C:\Program Files\FlightGear

SET FG_ROOT=C:\Program Files\FlightGear\data
.\bin\win64\fgfs --aircraft=c172p --fdm=network,localhost
,5501,5502,5503 --disable-sound --timeofday=morning --disable-
clouds
```

En *aircraft*, se puede poner cualquier aeronave de la lista que se ha obtenido anteriormente. En *localhost* se ha de poner el número con el que envía el bloque *send*, el anterior y el posterior. Las demás opciones son para mejorar la visibilidad de la ventana, aunque hay muchas variaciones y opciones que se pueden controlar, todas están explicadas en la dirección web [1].

3.6 Respuestas del controlador autónomo

Una vez realizado el modelo de una aeronave es necesario comprobar que funciona correctamente, por lo que se le va a ir dando unos cambios en cada uno de los controladores y se va a ver como es la respuesta del modelo. Lo principal es garantizar que la aeronave cumpla con los requisitos, pero también es muy importante realizar unas actuaciones suaves para que facilite el seguimiento de las aeronaves que se coloquen posteriormente.

3.6.1 Control de altitud

Se le ha dado un offset de 30 m en altura y una vez alcanzado otro offset de 30 m de altura también, pero en sentido contrario (figura 3.26).

Se aprecia como el controlador responde perfectamente a la solicitud de manera casi lineal, salvo al final de cada tramo, en los cuales se aprecia un transitorio. El tramo lineal

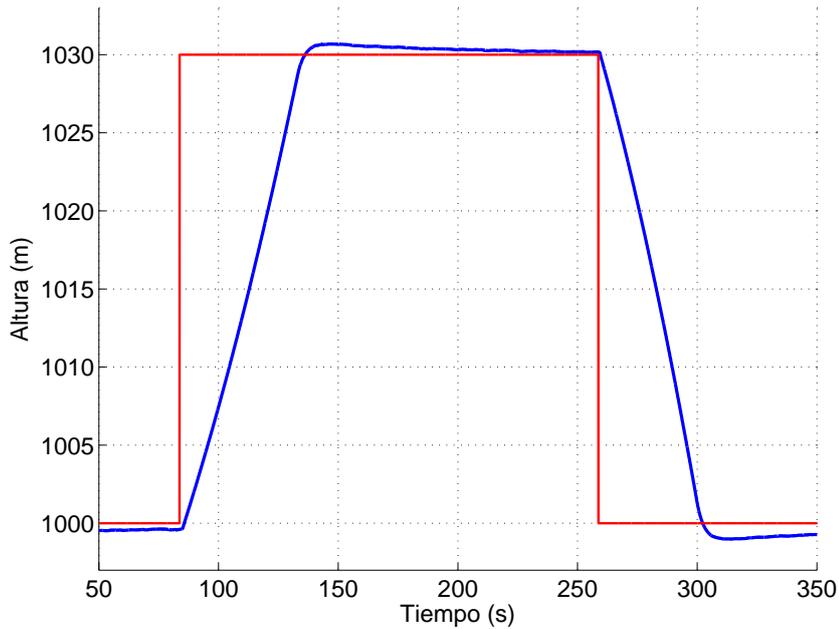


Figura 3.26 Respuesta en altura del modelo.

se debe a la saturación que hay al final del controlador y es preferible que sea lineal para facilitar la tarea de la segunda aeronave que se implementará más adelante. Al final de cada tramo de ascensión y descenso, se ve un pequeño transitorio para suavizar el movimiento de la aeronave.

3.6.2 Control lateral

Para comprobar este control, se le proporciona una trayectoria al UAV y se ve la respuesta que tiene ante la misma (figura 3.27).

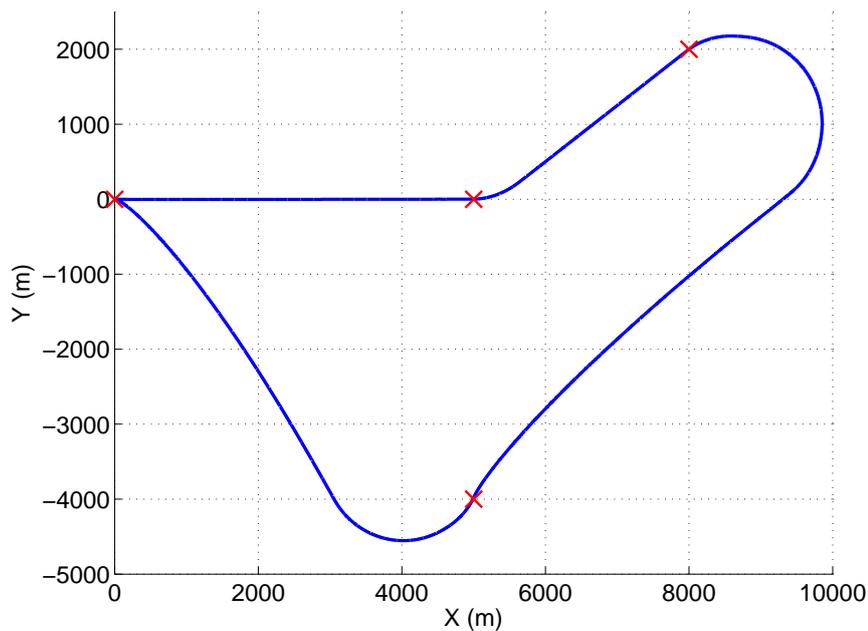


Figura 3.27 Respuesta a una trayectoria del modelo.

Se aprecia como los giros son suaves y sostenidos, necesarios para el correcto seguimiento de la segunda aeronave. En la figura, se han marcado los waypoints por los que el UAV debería pasar, que vemos como lo cumple perfectamente.

3.6.3 Control en velocidad

En este caso se le ha impuesto un aumento de la velocidad en 7 m/s y seguidamente, se le ha realizado otro impulso igual en sentido contrario para ver como se comporta el UAV. Debido al cambio continuo de la velocidad, ha sido necesario pasar la salida por un filtro para suavizar la curva.

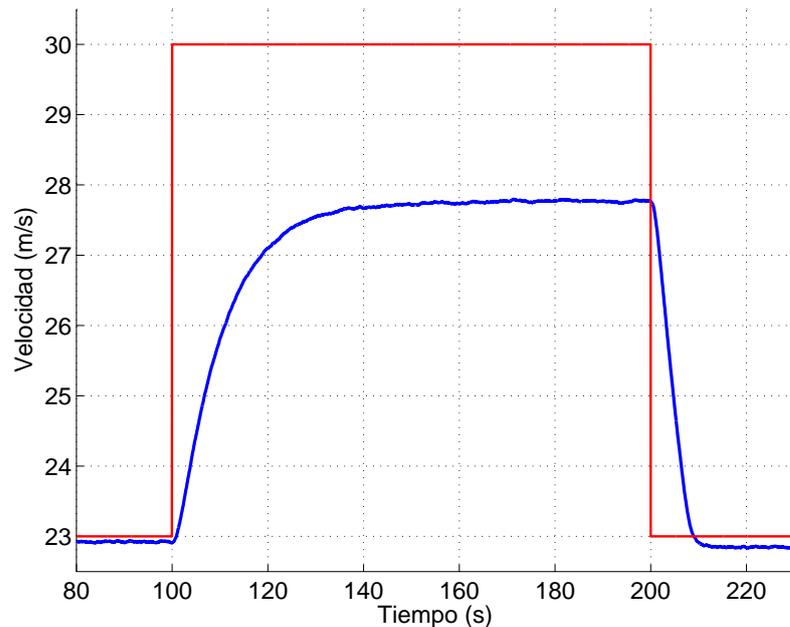


Figura 3.28 Respuesta en velocidad del modelo a 1000 m.

En la figura 3.28 se aprecia como la aeronave es incapaz de llegar a 30 m/s a 1000 m, por lo que se decidió disminuir la altura de vuelo para esta comprobación a 200 m (figura 3.29), en la cual ya sí se aprecia como el controlador funciona correctamente.

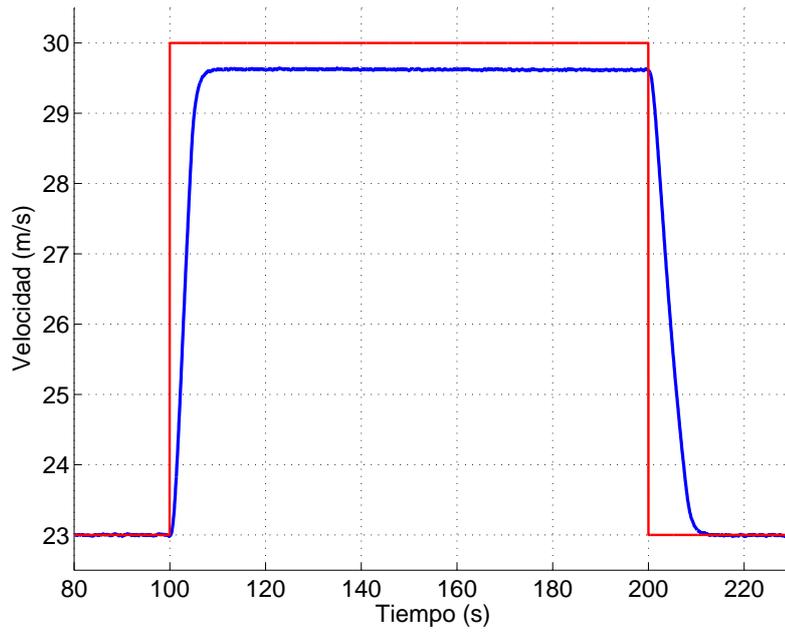


Figura 3.29 Respuesta en velocidad del modelo a 200 m.

4 Vuelo en formación

En el vuelo en formación, el objetivo primordial es controlar en todo momento las aeronaves de tal forma que no haya peligro de colisión entre ellas. La arquitectura de control que se va a seguir en este trabajo se basa en el uso de los vectores estado de la aeronave a controlar y el líder de la formación.

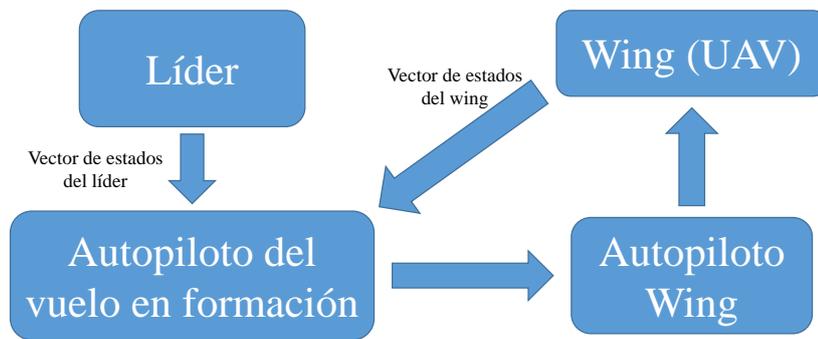


Figura 4.1 Arquitectura de control de vuelo en formación.

Entrando en detalle del bloque autopiloto del vuelo en formación (figura 4.7), se observa como le entran los vectores estado de las dos aeronaves en cuestión, calcula los errores de posición de la aeronave wing respecto de la aeronave líder y devuelve el pitch, roll, yaw y la posición de la palanca del motor deseadas.

El vuelo en formación debe ser válido tanto en vuelo rectilíneo como en viraje, y también ante cualquier cambio de altitud del avión líder. Comúnmente, el vuelo en formación se realiza según los ejes cuerpo (sección 2.1.3; figura 4.8), pero en este trabajo no se han tomado esos ejes para el vuelo en formación, sino que se ha optado por los ejes formación (sección 2.1.4) por lo que a la hora de calcular los errores existe una gran diferencia como muestra la figura 4.9. Por ejemplo, si al UAV *wing* se le dice que vuele a la misma altitud que el *líder* cuando éste está virando, en los ejes cuerpo el *wing* variará su altitud dependiendo del ángulo de alabeo del *líder*, mientras que en los ejes formación el *wing* siempre volará a la misma altitud que el *líder* aún cuando éste esté virando.

En este trabajo se ha implementado el vuelo en formación con un *líder* y un *wing*. El modelo SIMULINK® resultante es el de la figura 4.2, que en imágenes más grandes corresponde a los de las figuras 4.3,4.4,4.5 y 4.6. Como se puede observar, el modelo del *wing* (parte inferior) es idéntico al del *líder* (parte superior), exceptuando que no tiene el

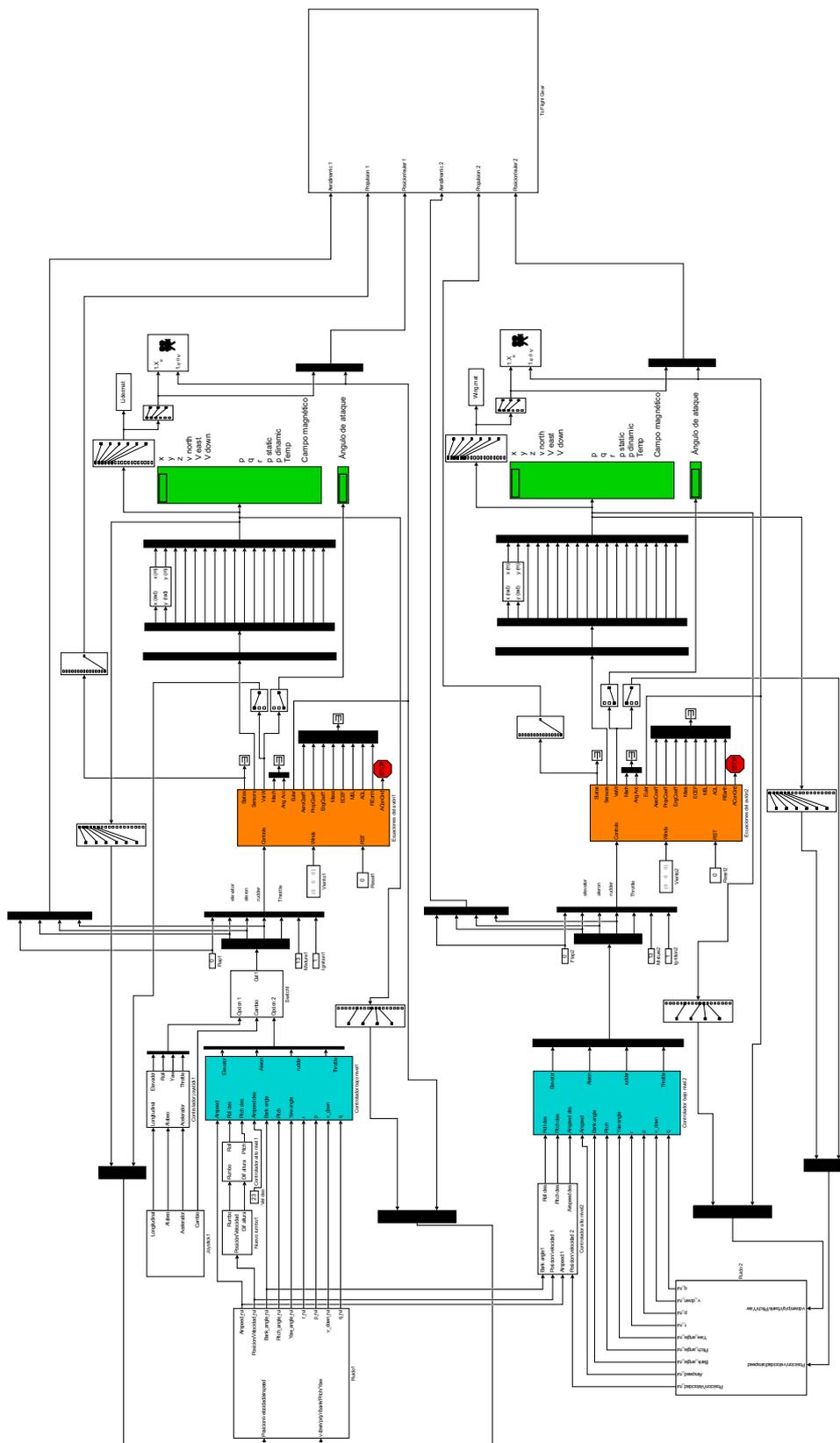


Figura 4.2 Modelo Simulink de dos UAVs.

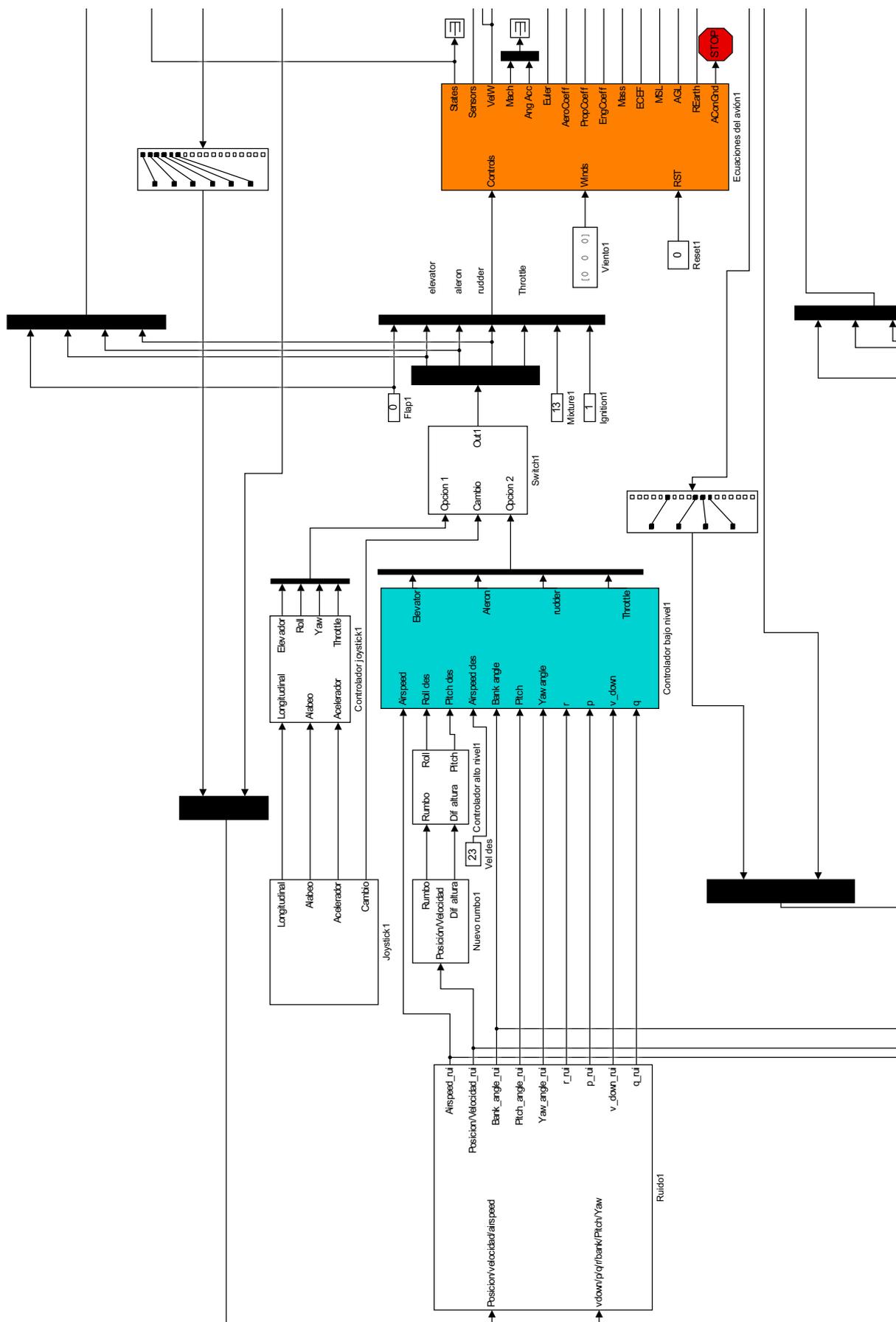


Figura 4.3 Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 1).

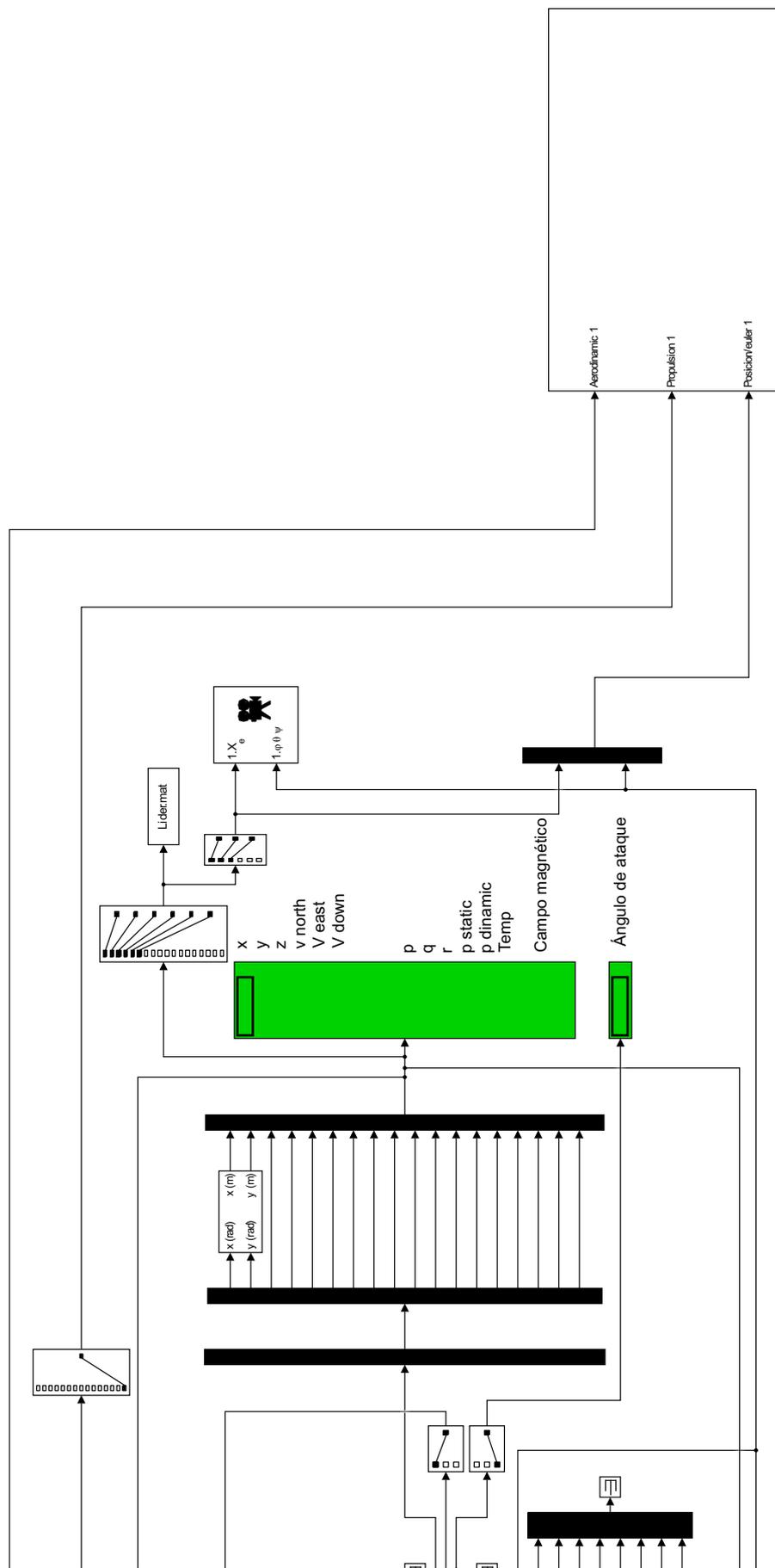


Figura 4.4 Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 2).

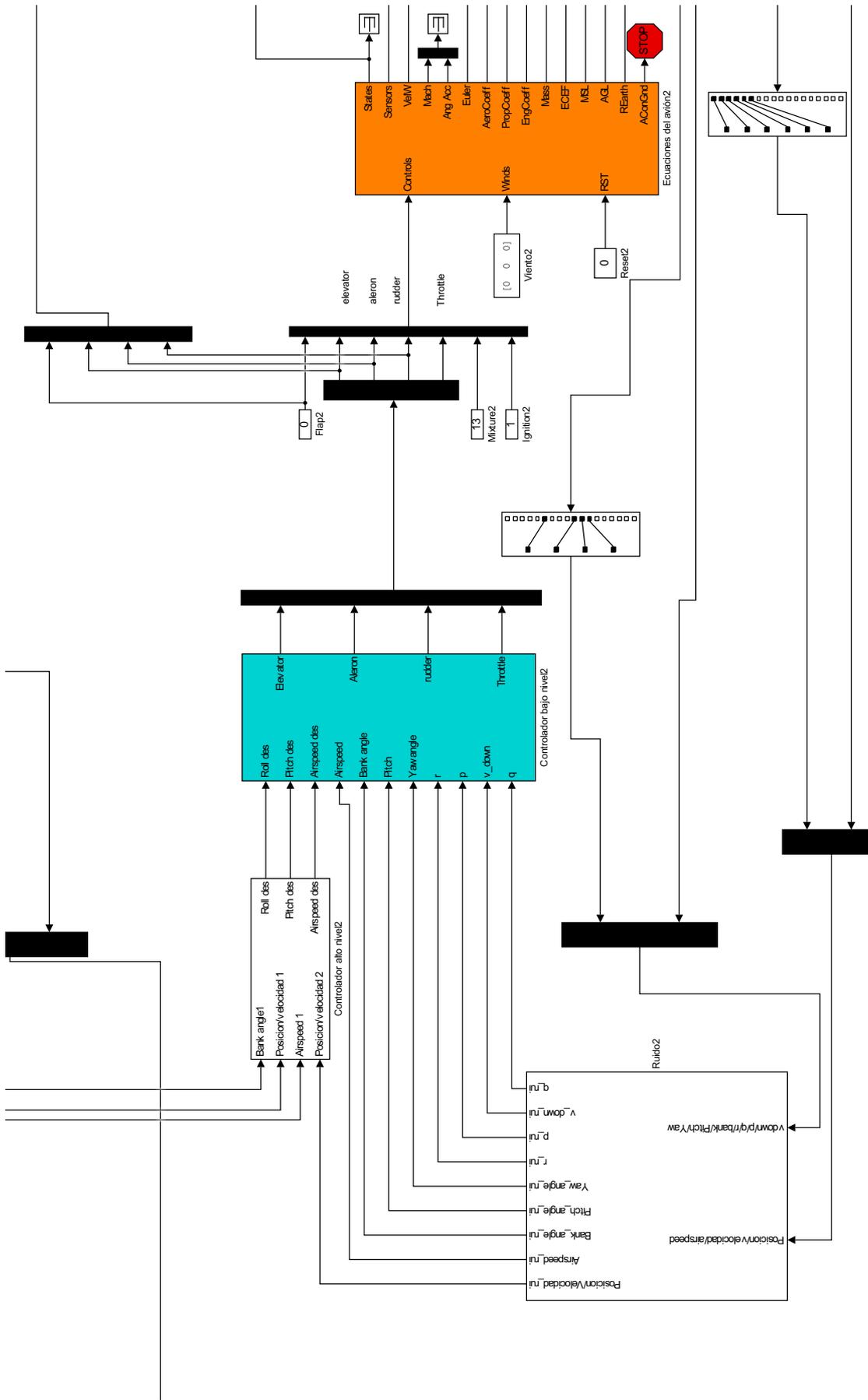


Figura 4.5 Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 3).

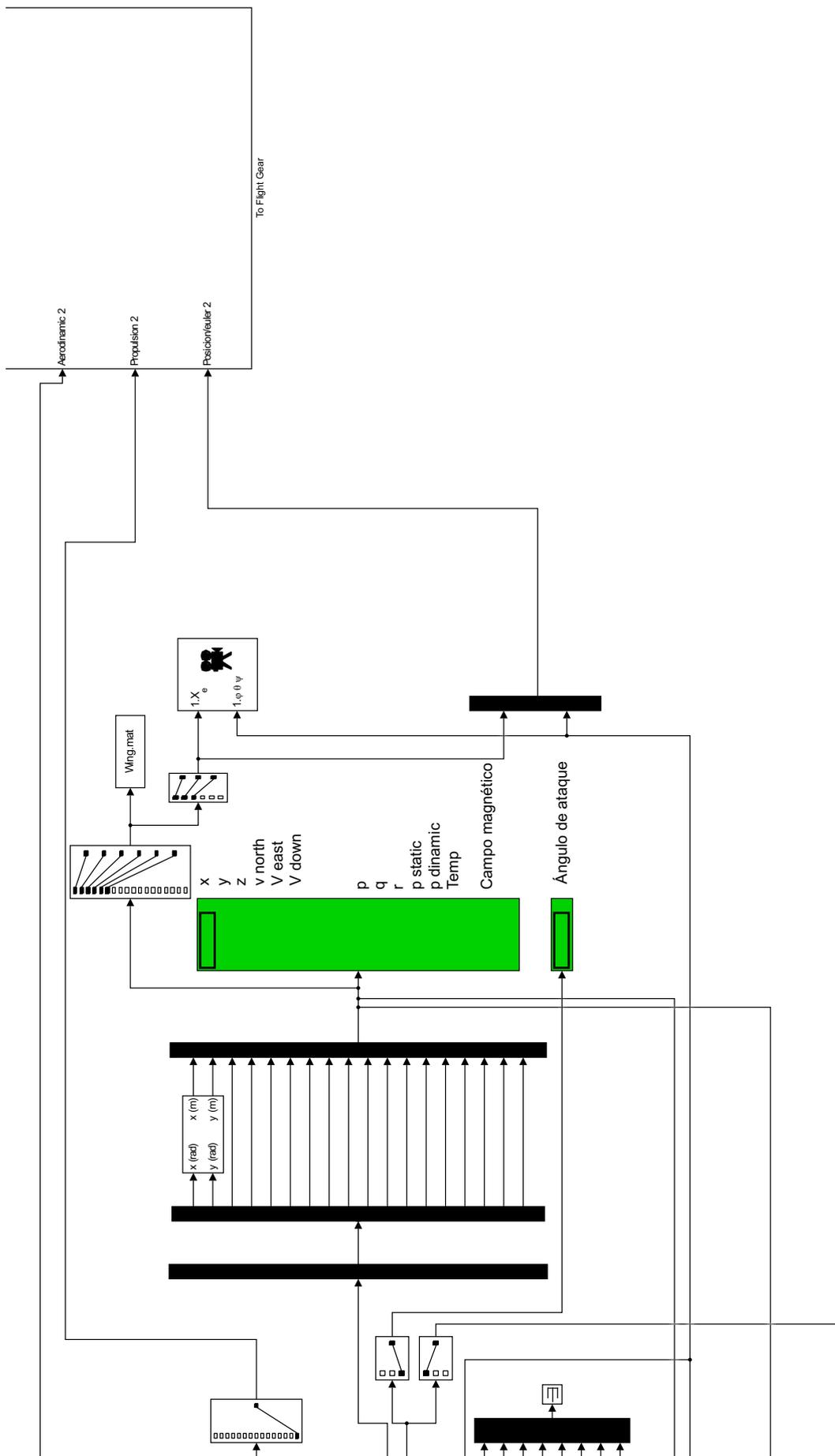


Figura 4.6 Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 4).

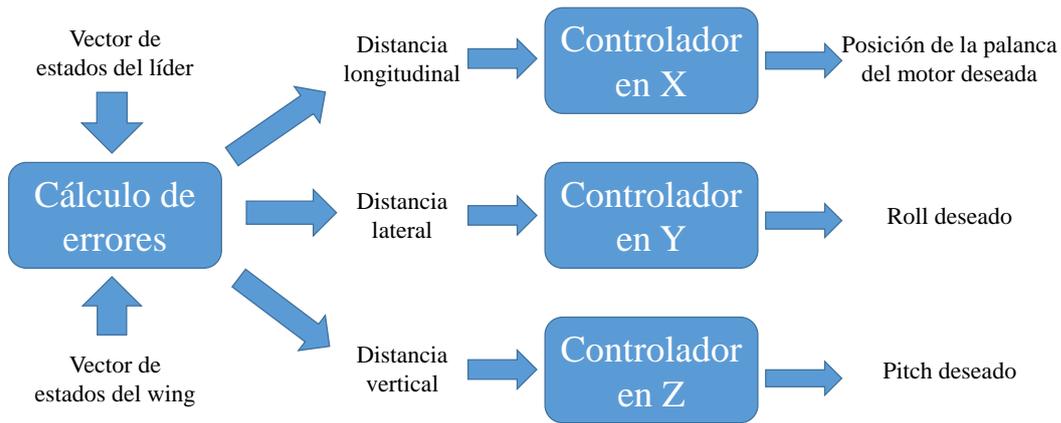


Figura 4.7 Arquitectura detallada de control de vuelo en formación.

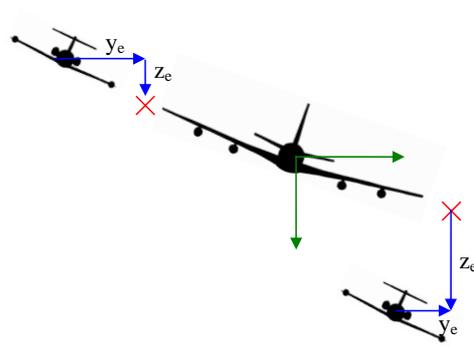


Figura 4.8 Errores en el sistema ejes cuerpo.

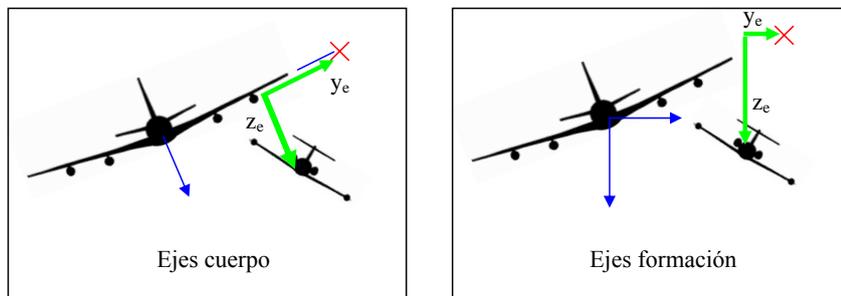


Figura 4.9 Errores en el sistema ejes cuerpo y ejes formación.

bloque *Nuevo rumbo1*, puesto que no tiene que realizar un vuelo por waypoints sino seguir al líder, el bloque del controlador de alto nivel es más complejo y el bloque de Flight Gear es diferente.

4.1 Controlador de alto nivel

El bloque del controlador de alto nivel (figura 4.11) tiene como entradas el ángulo de balance, la posición, la velocidad absoluta y la velocidad en los tres ejes del líder y también la posición y velocidad del wing. Como salida, se obtiene el roll, pitch y la velocidad deseada por el wing para alcanzar los requisitos de posición exigidos.

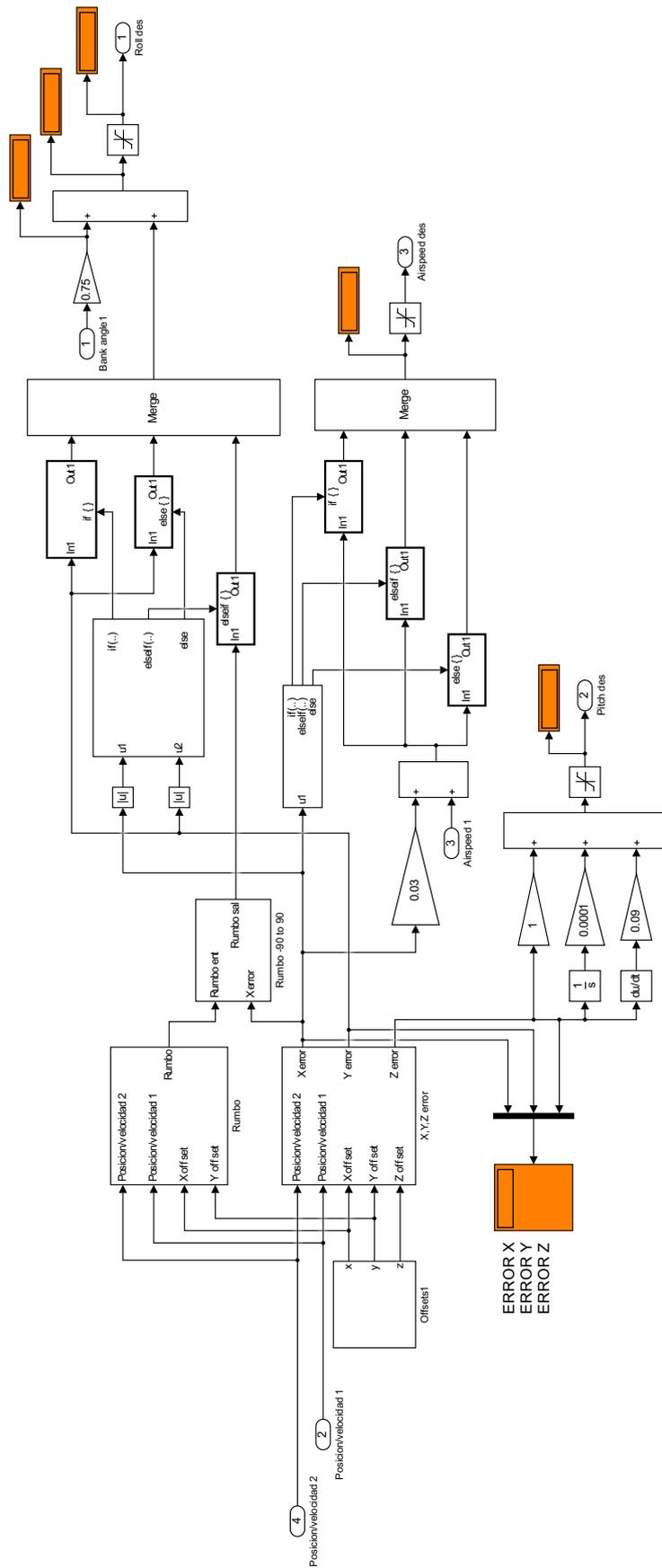


Figura 4.10 Interior del controlador de alto nivel.

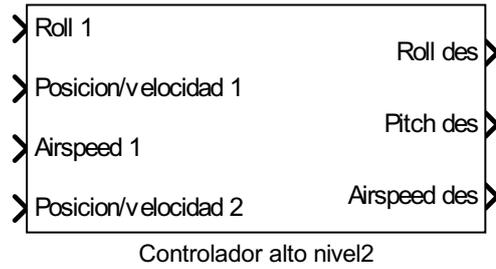


Figura 4.11 Bloque controlador de alto nivel.

Se va a proceder a explicar todos los bloques de la figura 4.10:

- **Bloque Rumbo:** este bloque devuelve el error en el rumbo del *wing* con respecto al *líder*.
- **Offsets1:** este bloque expulsa las componentes *x,y* y *z* que debe tener el *wing* con respecto al *líder* en los ejes formación (sección 2.1.4).
- **X,Y,Z error:** devuelve el error que tiene en cada instante de tiempo el *wing* con respecto a la posición deseada respecto al *líder*.
- **Rumbo -90 to 90:** toma el valor del error en rumbo y lo modifica a un valor entre -90° y 90°.

Llegados a este punto, el controlador ya tiene calculadas todas las entradas que va a necesitar para ejecutar su función. Se va a proceder a explicar cada controlador por separado:

- **Controlador vertical** (parte inferior): consta de un PID con una saturación a la salida (tabla 4.1).

Tabla 4.1 Ganancias del PID del controlador de alto nivel.

	Proporcional	Integral	Derivativo
Controlador vertical	1	0.0001	0.09

- **Controlador longitudinal** (parte intermedia): corresponde a la figura 4.12. Tiene

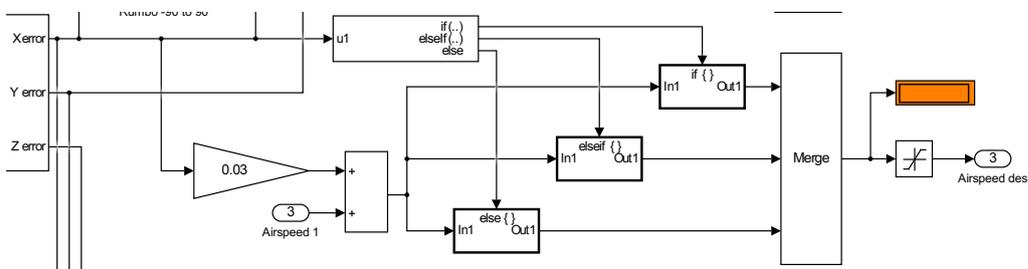


Figura 4.12 Controlador longitudinal del controlador de alto nivel.

como entradas el error en *x*, al que se le aplica un proporcional de valor 0.03 antes de entrar al controlador. Después, se le suma el valor de la velocidad del *líder*. Para

afinar el controlador, se ha decidido repartir un PID en tres, dependiendo del error en el eje x entre las dos aeronaves, con un bloque *if*, el cual cambia de un PID a otro según las condiciones de la tabla 4.2.

Tabla 4.2 Condiciones del controlador longitudinal.

	PID 1	PID 2	PID 3
Error en x	$0.5 \geq x \geq -0.1$	$-0.1 \geq x \geq -20$	Resto \mathbb{Z}

Los tres PID en la figura 4.12 vienen según la tabla 4.3.

Tabla 4.3 Ganancias de los PID del controlador longitudinal.

	Situación	Proporcional	Integral	Derivativo
PID 1	Parte superior	1.0005	0	0
PID 2	Parte intermedia	0.97	0	0
PID 3	Parte inferior	1.001	0.00008	0

- **Controlador lateral** (parte superior): corresponde a la figura 4.13. Tiene como

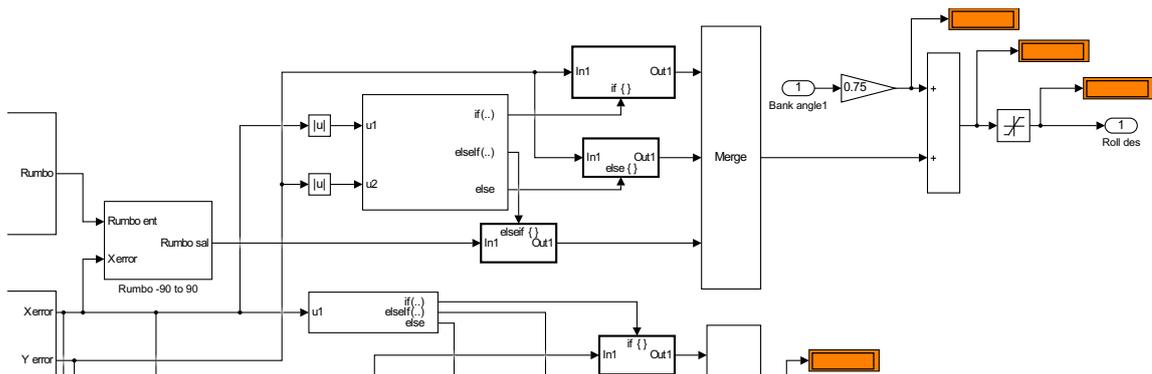


Figura 4.13 Controlador lateral del controlador de alto nivel.

entradas el error en x, y y el error en rumbo. Consta de un bloque *if* que, al igual que el controlador longitudinal, separa este controlador en tres partes según la tabla 4.4.

Tabla 4.4 Condiciones del controlador lateral.

	PID 1	PID 2	PID 3
Errores	$x \leq 3.5$ y $y \leq 3$	Resto de combinaciones	$x \geq 40$ ó $y \geq 100$

El controlador más difícil de ajustar es este, por lo que se optó por dividirlo en tres partes, coincidiendo cada una de ellas con la parte de seguimiento, acercamiento y precisión de una aeronave:

- **Seguimiento:** coincide con el PID 3 y tiene como entrada el error en rumbo,

porque al estar la aeronave *wing* tan lejana al *líder*, no hay peligro de colisión y el controlador no debe ser tan preciso.

- **Acercamiento** (PID 2): esta maniobra es más precisa que la de seguimiento, pero no tan precisa como la de precisión, por lo que el controlador ya no puede tener como entrada el error en rumbo, sino que tiene el error lateral, aunque este controlador no está tan refinado como el último.
- **Precisión** (PID 1): es la última maniobra del *wing*, y debe ser muy precisa, porque las dos aeronaves están muy próximas y no puede existir riesgo de colisión, por lo que la entrada de este PID es el error lateral y el controlador está muy refinado, permitiendo una gran seguridad del *wing* aún en distancias cortas.

Las ganancias de cada uno de los PID son están en la tabla 4.5.

Tabla 4.5 Ganancias de los PID del controlador lateral.

	Situación	Proporcional	Integral	Derivativo
PID 1	Parte superior	$3\frac{\pi}{180}$	0.004	0.3
PID 2	Parte inferior	$0.5\frac{\pi}{180}$	$0.001\frac{\pi}{180}$	$2\frac{\pi}{180}$
PID 3	Parte intermedia	$2\frac{\pi}{180}$	$0.0035\frac{\pi}{180}$	$5\frac{\pi}{180}$

Realimentamos la salida de este controlador con el ángulo de alabeo del *líder* (multiplicado por un P de ganancia 0.75) para mejorar la respuesta a los virajes.

4.2 Simulación en Flight Gear

En este apartado no se va a explicar desde cero la puesta en marcha de Flight Gear, sino que se da por visto y entendido la sección 3.5.

En el bloque de Flight Gear (figura 4.14), se ve que la única modificación es duplicar lo que ya estaba para la segunda aeronave, teniendo cuidado con el número que se le pone al *Destination port* de esta segunda aeronave. Lo demás es idéntico al modelado de una aeronave, exceptuando que el código que hay que ponerle al .bat (código 3.3) que en este caso sería:

Código 4.1 Código .bat para la primera aeronave.

```
C:
cd C:\Program Files\FlightGear

SET FG_ROOT=C:\Program Files\FlightGear\data
.\bin\win64\fgfs --aircraft=c172p --fdm=network,localhost
,5501,5502,5503 --multiplay=in,25,localhost,5701 --multiplay=
out,25,localhost,5702 --disable-sound --timeofday=morning --
disable-clouds
```

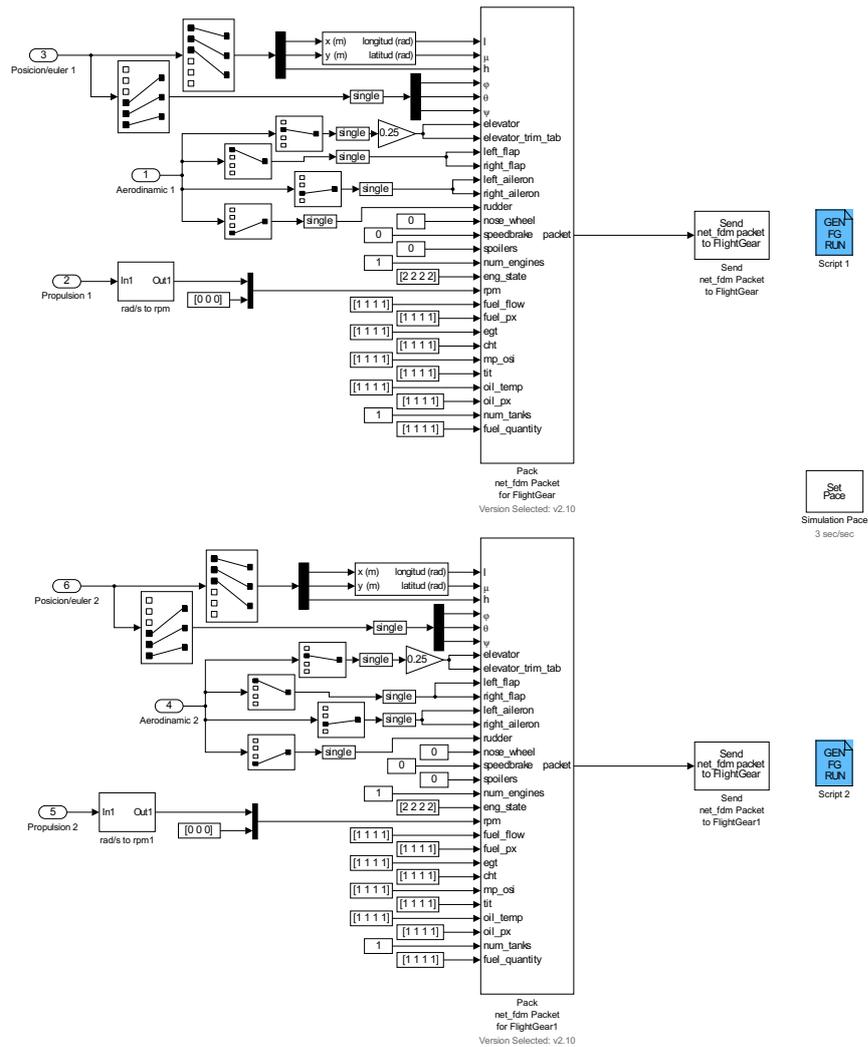


Figura 4.14 Interior del bloque de Flight Gear.

Código 4.2 Código .bat para la segunda aeronave.

```
C:
cd C:\Program Files\FlightGear

SET FG_ROOT=C:\Program Files\FlightGear\data
.\bin\win64\fgfs --aircraft=c172p --fdm=network,localhost
,5507,5508,5509 --multiplay=in,25,localhost,5702 --multiplay=
out,25,localhost,5701 --disable-sound --timeofday=morning --
disable-clouds
```

El número *Destination port* de la primera aeronave es 5502 y 5508 el de la segunda aeronave (en este trabajo). Se debe comprobar que estos números, coinciden con el *Destination port* que hay en los bloques *send* de cada una de las dos aeronaves.

Se ejecuta Flight Gear con el mismo comando que se explicó anteriormente (código 3.1) y una vez que se ejecute el modelo de SIMULINK®, las ventanas de Flight Gear se activarán automáticamente.

4.2.1 Jitter

Al ejecutar Flight Gear con dos aeronaves, en las ventanas del programa aparecerá un fenómeno denominado *jitter*, el cual no es más que el *lag* excesivo por parte de la aeronave no controlada en la ventana del programa. Traduciendo, como cada pantalla sigue a una aeronave, la otra aeronave se transfiere a través de los puertos del ordenador, y es esta transferencia que va más lenta de la velocidad de simulación de Flight Gear, lo que provoca un *ruido* en la segunda aeronave (sobre todo en distancias cercanas), que hace imposible concretar exactamente los errores entre ambas aeronaves visualmente.

Para resolver este fenómeno existe una solución que no elimina, pero si reduce notablemente el *jitter*. Esta solución se encuentra en la página web <http://wiki.flightgear.org/Mp-patch>.

4.3 Respuestas del controlador

Se va a estudiar las respuestas del controlador en distintas situaciones para ver el comportamiento del mismo.

4.3.1 Vuelo rectilíneo

En este vuelo, el *wing* vuela 7 m. por detrás del *líder*, sin ningún offset lateral ni vertical. Se obtienen los datos de la tabla 4.6 y las gráficas 4.15, 4.16 y 4.17.

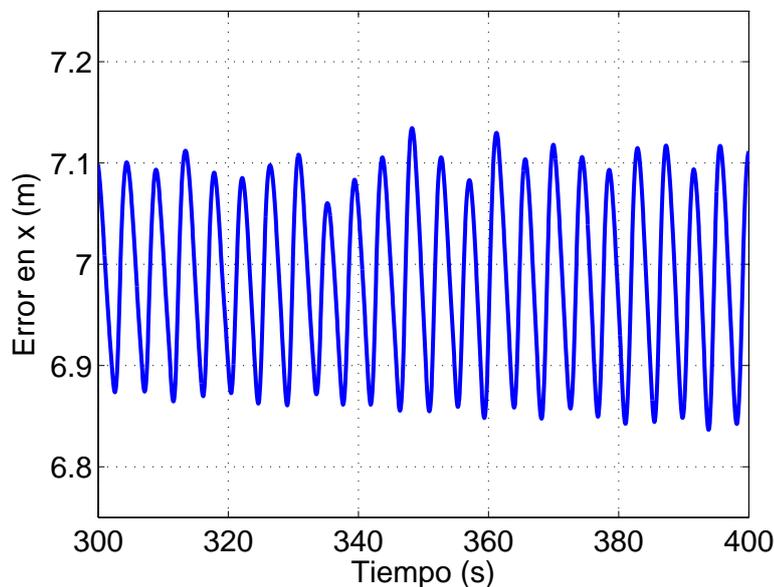


Figura 4.15 Error en x en vuelo rectilíneo.

Se observa como los errores son mínimos en los tres ejes y válidos para el vuelo en formación.

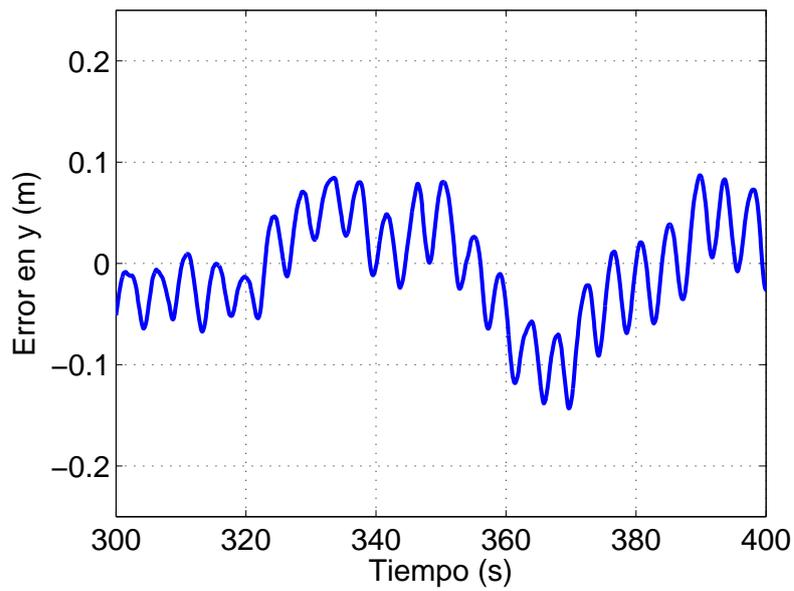


Figura 4.16 Error en y en vuelo rectilíneo.

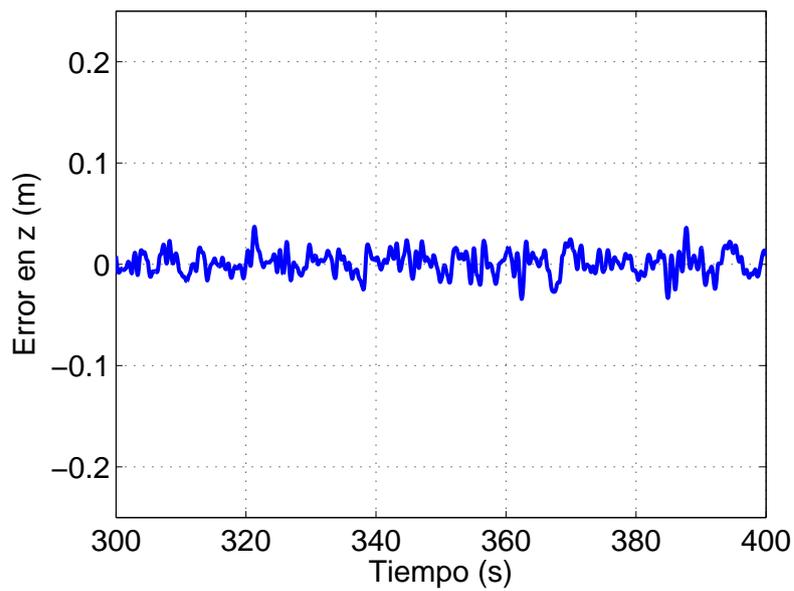


Figura 4.17 Error en z en vuelo rectilíneo.

Tabla 4.6 Errores máximos en los tres ejes en el movimiento rectilíneo.

	Error máximo (m)
Error en x	0.15
Error en y	0.1
Error en z	0.05

4.3.2 Cambio de altitud del líder

En esta situación, el *wing*, también vuela 7 m. por detrás del *líder* y sin ningún offset ni lateral ni vertical. El líder asciende 25 m. y una vez estabilizado a esa altitud, desciende otra vez a 1.000 m. Y las respuestas son la tabla 4.7, y las gráficas 4.18, 4.19 y 4.20.

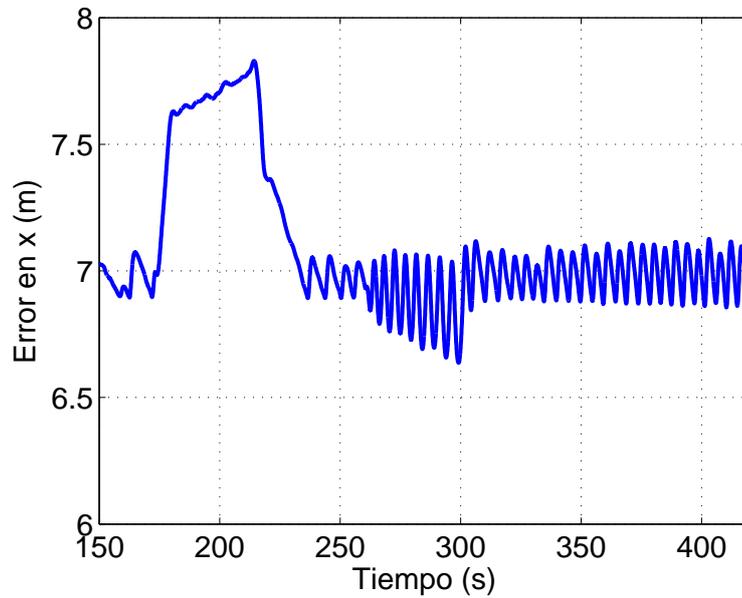


Figura 4.18 Error en x en cambio de altitud del *líder*.

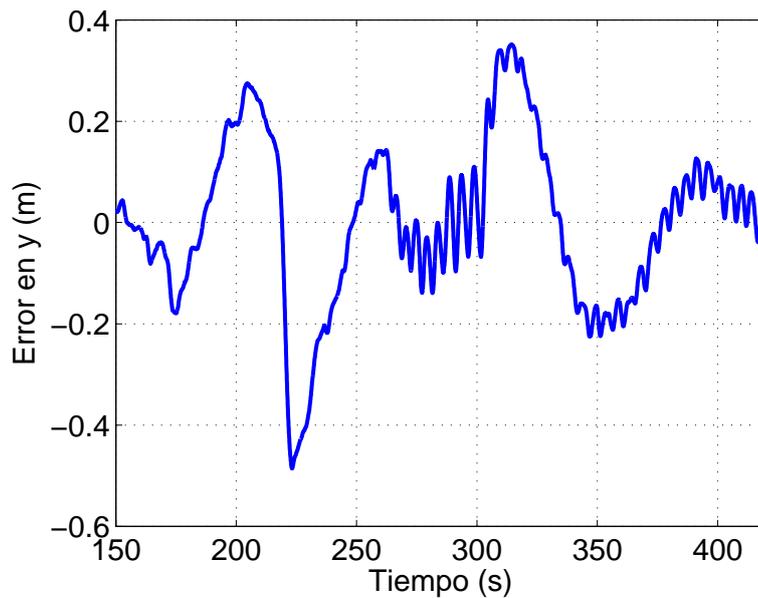


Figura 4.19 Error en y en cambio de altitud del *líder*.

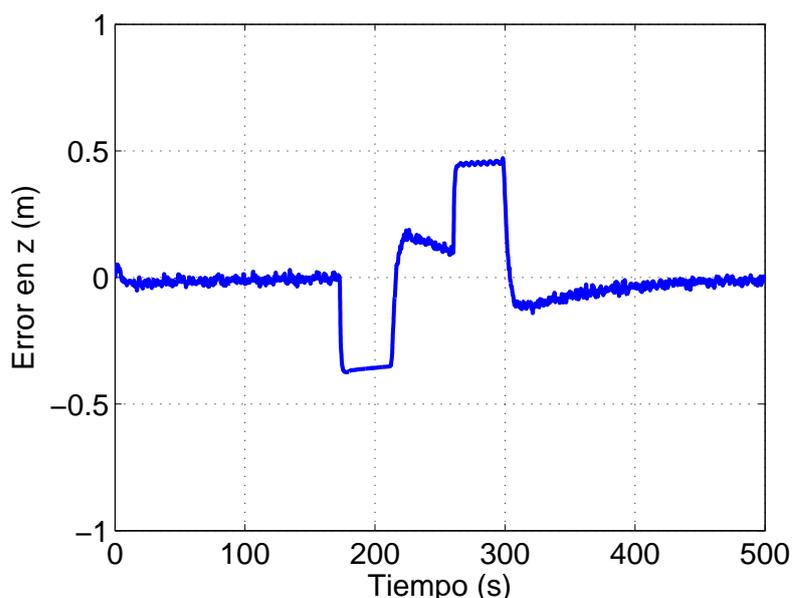


Figura 4.20 Error en z en cambio de altitud del *líder*.

Tabla 4.7 Errores máximos en los tres ejes en el cambio de altitud del *líder*.

Error máximo (m)	Ascenso	Descenso
Error en x	0.75	0.35
Error en y	0.5	0.35
Error en z	0.4	0.5

Se observa como los errores máximos están dentro de los permitidos en esta maniobra del *líder*. También se ve que los tres ejes son estables y vuelven a errores parecidos a los de la situación del vuelo rectilíneo (sección 4.3.1) en poco tiempo. Dado que el *wing* está volando detrás del *líder*, hay que tener cuidado en que no se acerque a éste en exceso en cualquier maniobra, por lo que de la gráfica 4.20, se observa como el máximo error se da cuando el *wing* está más lejos del *líder* y cuando se está acercando (en el descenso), el error es bastante inferior.

4.3.3 Giro

En esta maniobra, el *líder* realiza un cambio de rumbo de 90° (figura 4.21). El *wing* mantiene las mismas condiciones que en las secciones 4.3.1 y 4.3.2. Los resultados de esta sección son la tabla 4.8 y las gráficas 4.22, 4.23 y 4.24.

Se observa que ésta es la situación más comprometida de las tres en el vuelo en formación, por el riesgo de colisionar con las otras aeronaves del vuelo en formación. En la tabla 4.8, se aprecia como el error en el eje y es muy superior al resto de los ejes, aunque no llega al metro, con lo que es permisible dentro de una formación en vuelo, además, rápidamente (10 segundos) amortigua el error y lo reduce a la mitad. Por último, se observa que el error

se vuelve similar al de la sección 4.3.1 (vuelo rectilíneo) antes de que el giro termine.

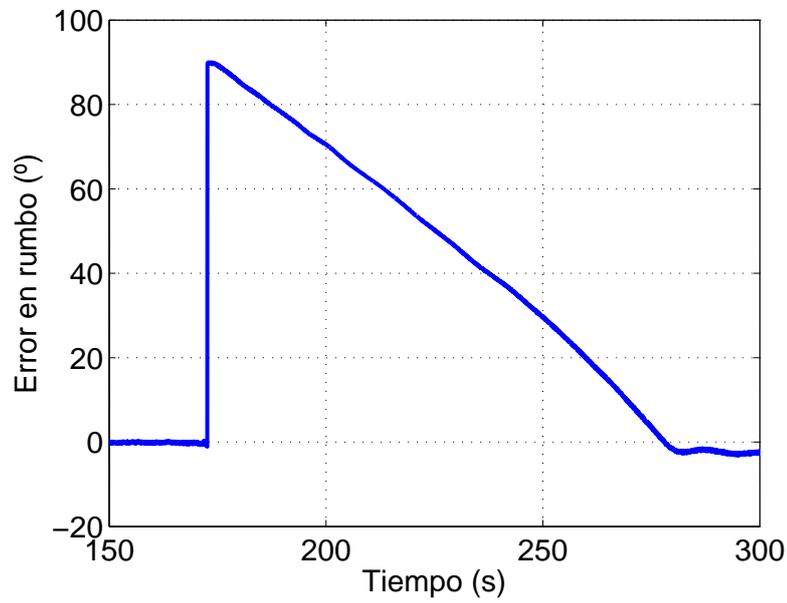


Figura 4.21 Error en el rumbo del líder.

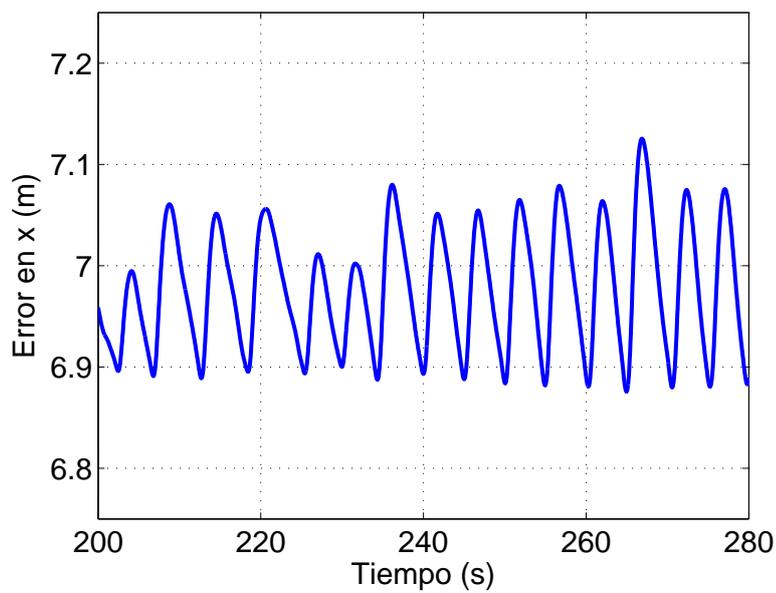


Figura 4.22 Error en x en giro del líder.

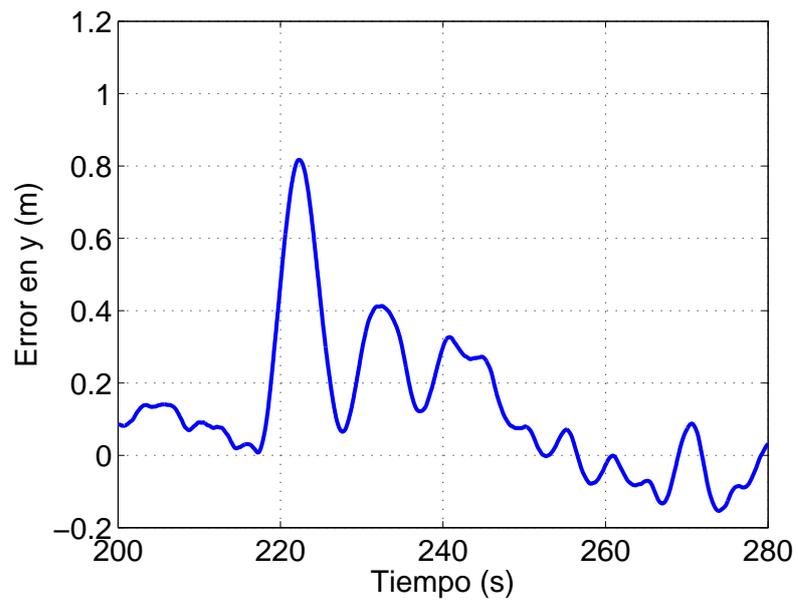


Figura 4.23 Error en y en giro del líder.

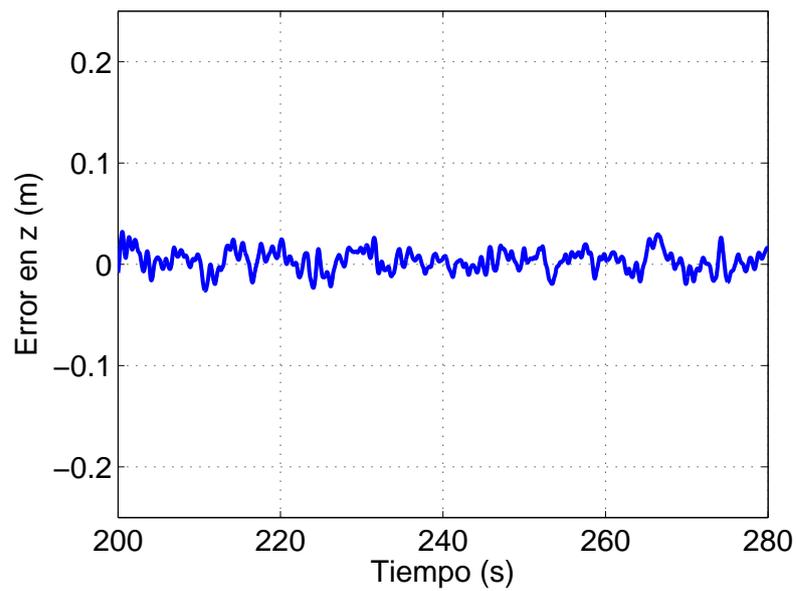


Figura 4.24 Error en z en giro del líder.

Tabla 4.8 Errores máximos en los tres ejes en giro del líder.

	Error máximo (m)
Error en x	0.1
Error en y	0.8
Error en z	0.05

4.4 Cambios de posición del *wing*

En el vuelo en formación, el *wing* puede cambiar en cualquier momento de posición respecto del *líder* y en esta parte del trabajo, vamos a ver como responde ante todo tipo de cambios en la posición¹ de la formación en vuelo y como se realizan dichos cambios mediante el joystick.

4.4.1 Control de la posición del *wing* mediante el joystick

Para poder tener el control de la posición del *wing* respecto del *líder*, es necesario tener conectado un joystick a la simulación. Si no se tuviera ningún joystick conectado, la simulación tomaría como posición del *wing* respecto al *líder* la posición que estuviera puesta en la primera fila de la interfaz gráfica (sección 5.3) y no habría ninguna posibilidad de cambiar la posición durante la simulación. En el caso de que hubiera un mando conectado, para cambiar la posición del *wing* a cualquiera de las posiciones introducidas en la interfaz gráfica (sección 5.3), bastaría con pulsar en la simulación cualquier botón del joystick, siendo la equivalencia de los botones del joystick (los botones del joystick vienen definidos en el apéndice B.1) con las filas de la interfaz gráfica la que se encuentra en la tabla 4.9.

Tabla 4.9 Relación de los botones del joystick con las filas de la interfaz gráfica.

Fila de la interfaz gráfica	Botón del joystick
1	A
2	B
3	X
4	Y

Para el estudio de la respuesta del *wing* respecto del *líder* ante cambios de posición, se ha decidido realizar la simulación en vuelo rectilíneo del *líder* y con un giro del mismo.

4.4.2 Vuelo rectilíneo

En esta fase de vuelo, el *líder* está volando a 23 m/s a 1.000 m. de altura.

Eje x

Para ver la respuesta en este eje, el *wing* pasa de 4 m. a 7 m. aplicado en el segundo 300 de la simulación.

De las figuras 4.25, 4.26 y 4.27, se aprecia como el error en el eje y y en el eje z se mantiene estable durante la maniobra, y en el eje x se observa que tarda poco en realizar la maniobra (unos 10 segundos), y que el error máximo que se comete no llega a 0.5 m. por lo que se puede decir que el controlador funciona para este tipo de maniobra.

Eje y

Para comprobar este eje, el *wing* pasa de 0 m. a 4 m. y una vez alcanzado esta nueva posición, vuelve a la anterior. En el segundo 200 de la simulación se produce el primer cambio de posición y en el segundo 20 el segundo cambio de posición.

¹ En este apartado, siempre se hablará de posición relativa del *wing*, respecto del *líder*.

De las figuras 4.28, 4.29 y 4.30, se aprecia que en el eje z el error apenas llega a 0.1 m. y en el eje x , tampoco sobrepasa 1 m. en el error durante toda la maniobra. En el eje y , el error es mayor que en los otros dos ejes, pero tampoco supera el metro, por lo que el controlador también funciona ante estos tipos de maniobras.

Eje z

El *wing* pasa de 0 m. a 2 m. en el eje z , y una vez alcanzado el nuevo punto, vuelve al anterior. Esta maniobra se produce en los segundos 200 y 220 de la simulación.

De las figuras 4.31, 4.32 y 4.33, se deduce que este controlador es el peor de los tres, porque tanto en el eje x como en el eje y , el error llega al metro, y en el caso del eje x , el error lo supera llegando a 1.5 m. por lo que se tendría que tener especial cuidado en esta maniobra para no colisionar con el *líder*. En el eje z , los errores son menores pero con el inconveniente que el cambio de posición es demasiado rápido. En este caso, el controlador se puede mejorar, y probablemente, ralentizando el movimiento de cambio de posición en el eje vertical, se reduzcan los errores de posición en los otros ejes.

Imágenes de los tres ejes

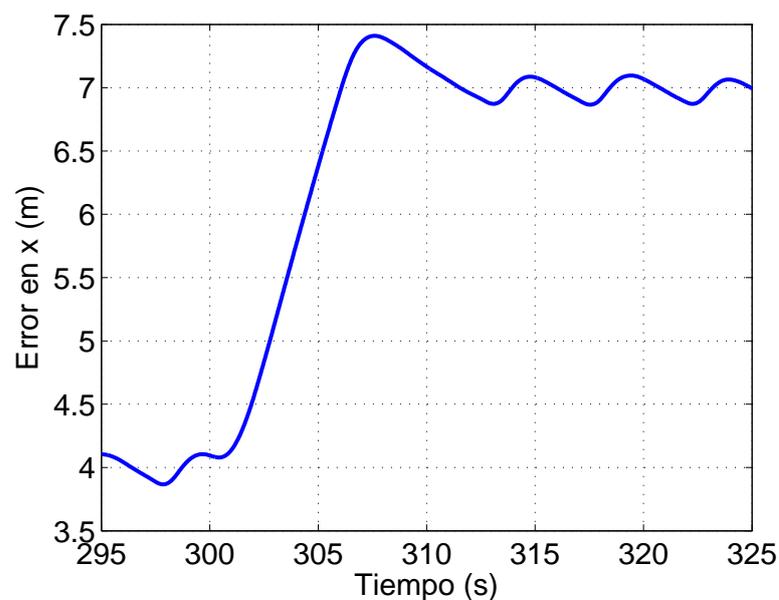


Figura 4.25 Error en x en cambio de posición del eje x .

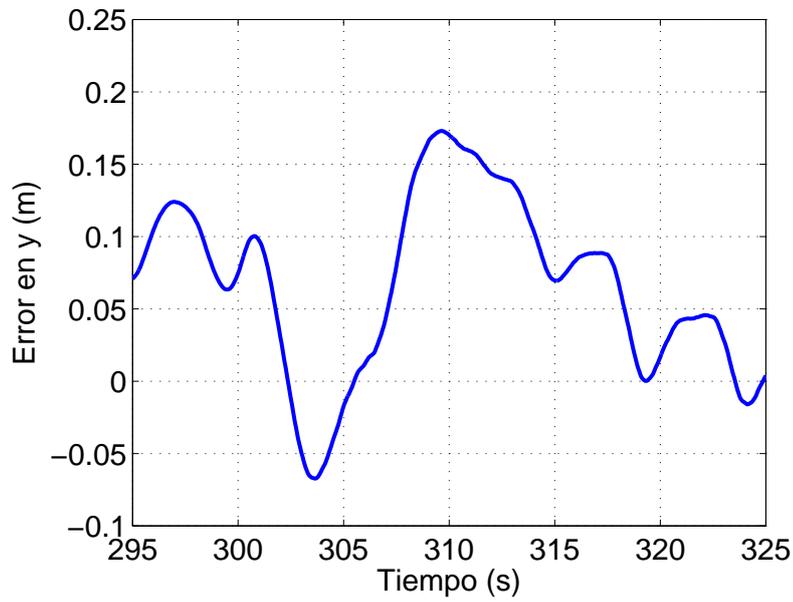


Figura 4.26 Error en y en cambio de posición del eje x.

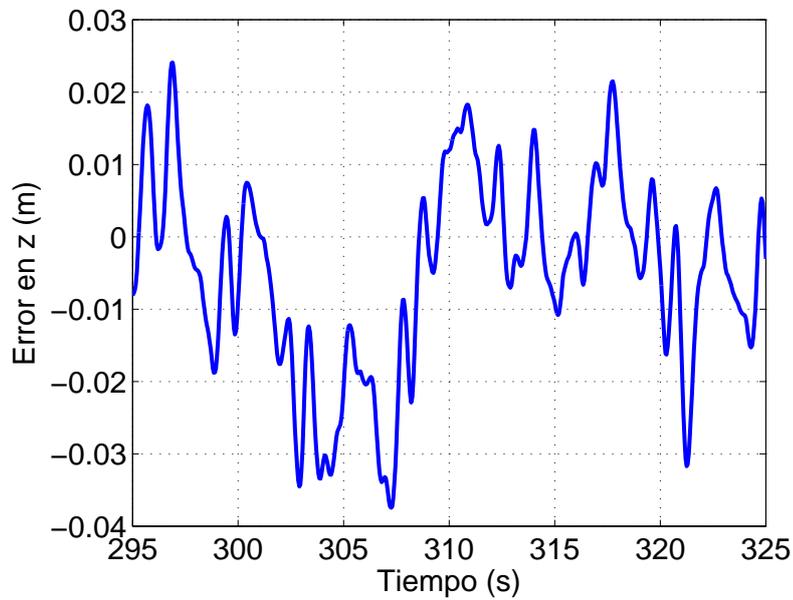


Figura 4.27 Error en z en cambio de posición del eje x.

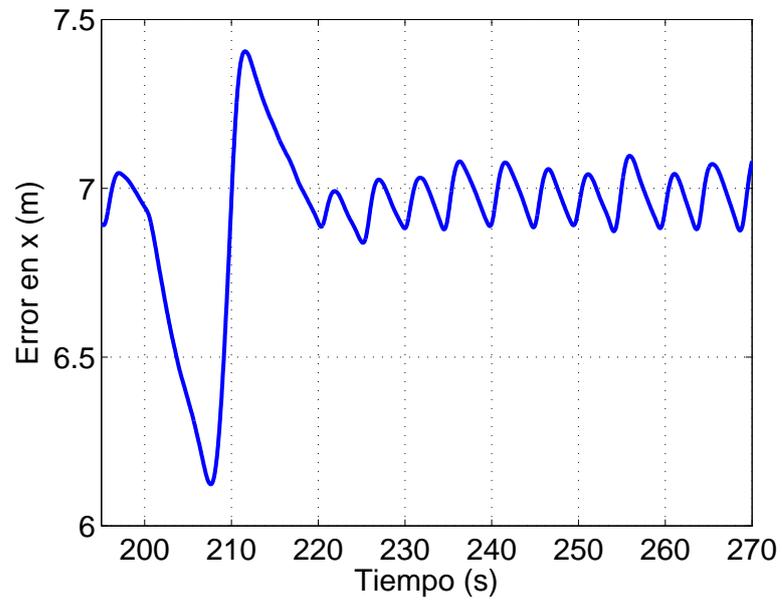


Figura 4.28 Error en x en cambio de posición del eje y.

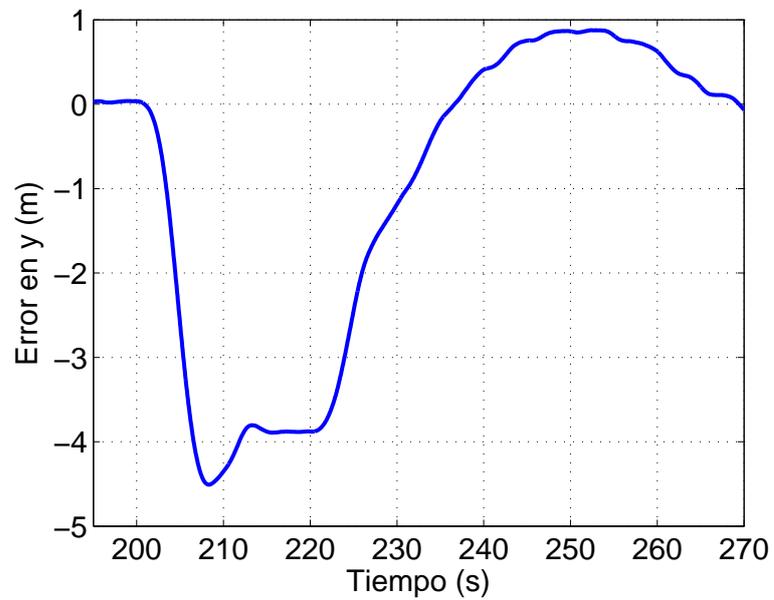


Figura 4.29 Error en y en cambio de posición del eje y.

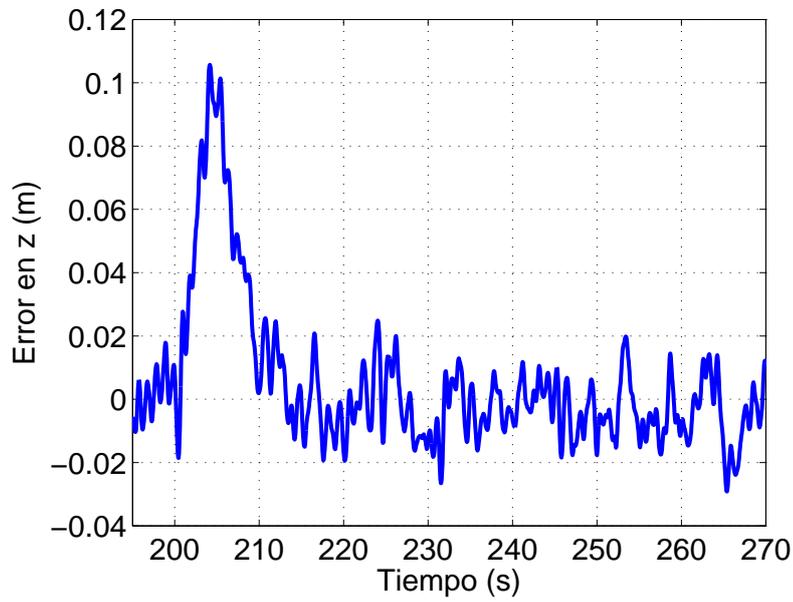


Figura 4.30 Error en z en cambio de posición del eje y.

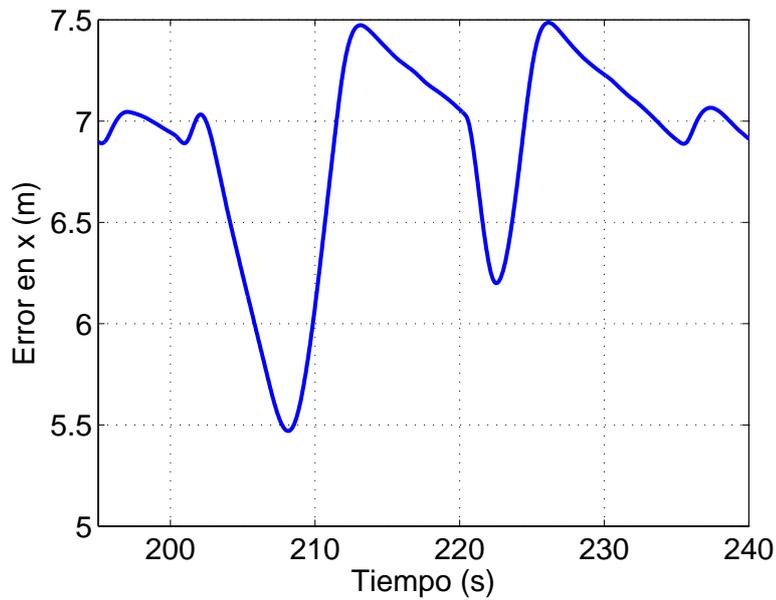


Figura 4.31 Error en x en cambio de posición del eje z.

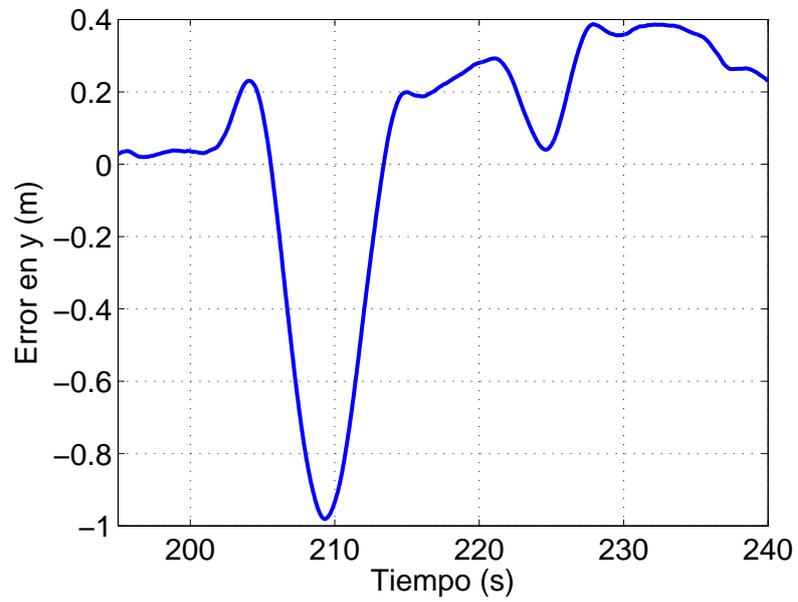


Figura 4.32 Error en y en cambio de posición del eje z.

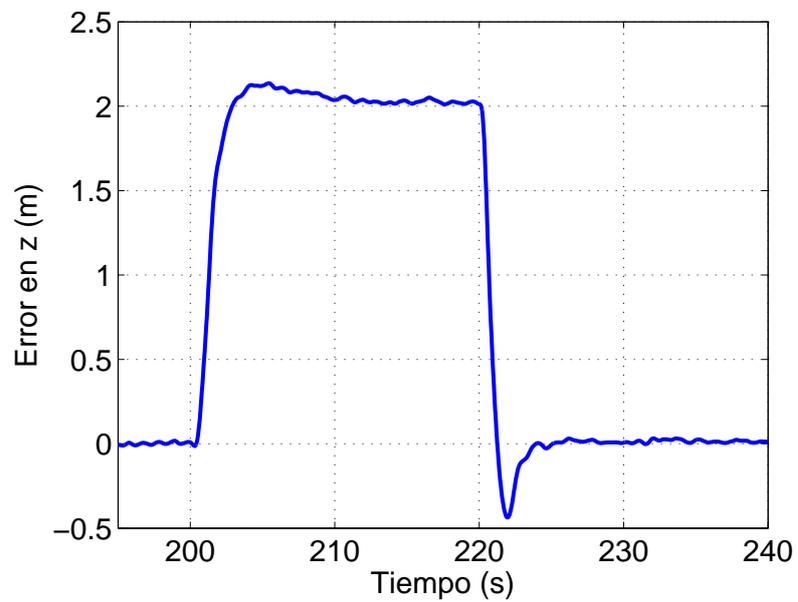


Figura 4.33 Error en z en cambio de posición del eje z.

Cambio en el eje x y en el eje y

El *wing* pasa de 7 m. a 4 m. en el eje x y a la misma vez, cambia de 0 m. a 3 m. en el eje y . Una vez alcanzado el nuevo punto, vuelve al anterior. Esta maniobra se produce en los segundos 200 y 300 de la simulación.

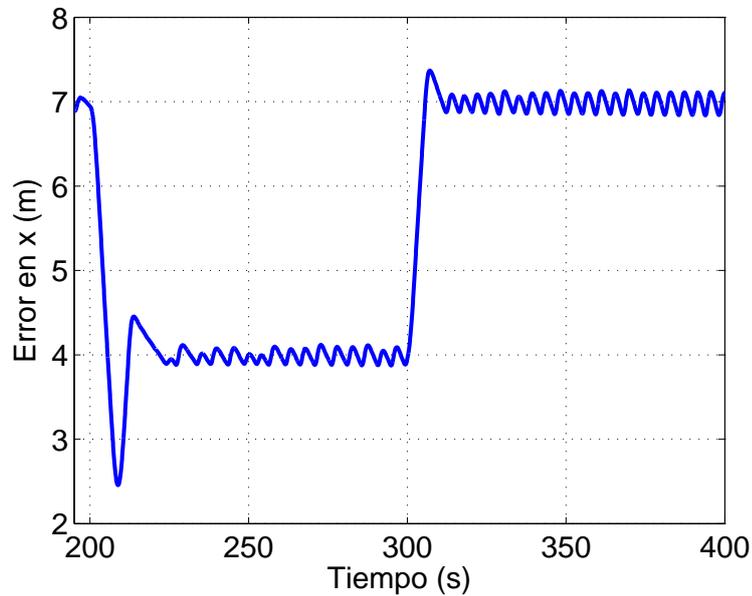


Figura 4.34 Error en x en cambio de posición del eje x e y .

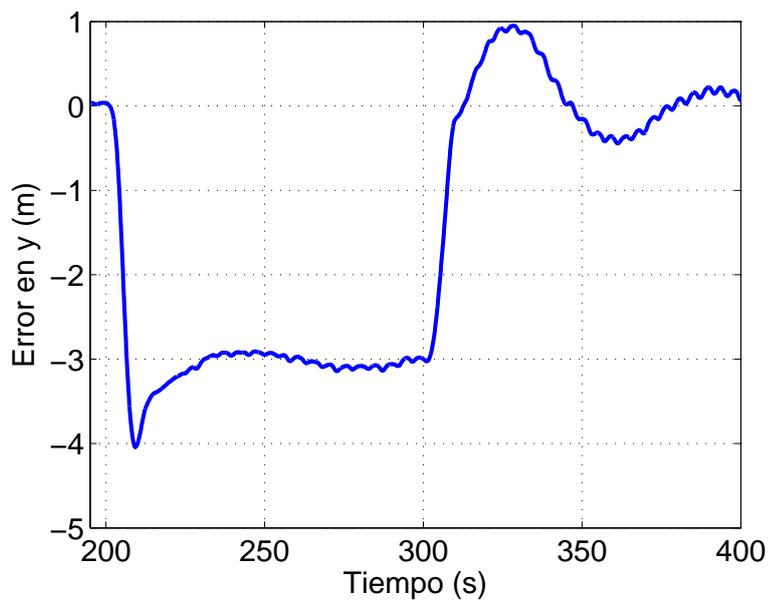


Figura 4.35 Error en y en cambio de posición del eje x e y .

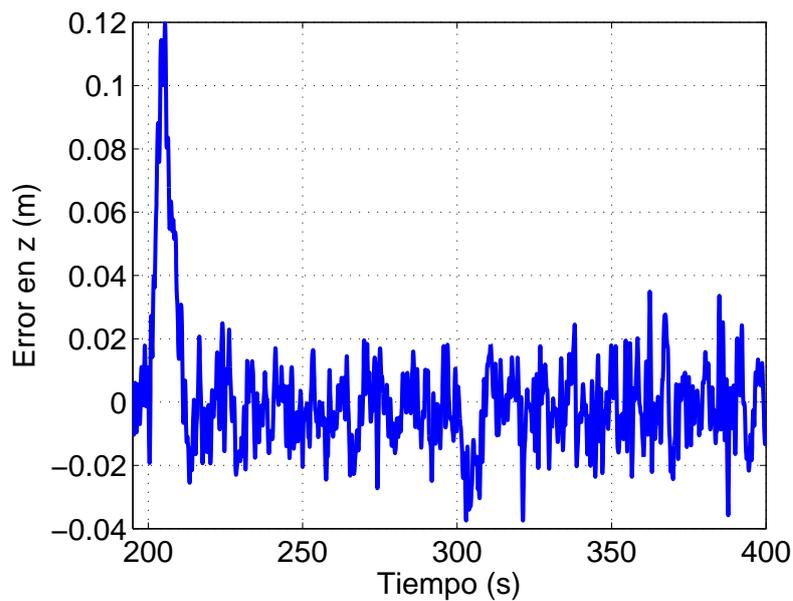


Figura 4.36 Error en z en cambio de posición del eje x e y.

En las gráficas 4.34, 4.35 y 4.36, se puede ver que el eje z apenas supera 0.1 m. de error durante toda la maniobra, el eje y no supera el metro, sin embargo, el eje x llega a 1.5 m. de error, aunque al estar 3 m. lateralmente, no hay riesgo de colisión con el *líder*.

4.4.3 Cambio de rumbo del líder

En esta otra fase de vuelo, el *wing* va a cambiar de posición respecto al *líder*, mientras éste está realizando un cambio de rumbo (que corresponde a la figura 4.37), en el cual se ve como el giro comienza en el segundo 85 aproximadamente, por lo que el cambio de posición del *wing* comenzará en el segundo 100 de la simulación, permitiendo así que se haya estabilizado el movimiento de ambas aeronaves.

Eje x

El *wing* realiza una aproximación de 7 m. a 4 m.

De las figuras 4.38, 4.39 y 4.40 se aprecia como el error en x disminuye suavemente hasta que el *wing* se coloca a 4 m. del *líder*. Es importante que en esta maniobra, el *wing* sea suave para que no exista el riesgo de colisión entre ambas aeronaves. En el eje y, el error máximo es de 0.7 lo cual es admisible para la formación en vuelo y, por último, el error en z no varía apenas. De estas conclusiones se deduce que el controlador funciona ante giros del *líder* y cambios de posición en el eje x del *wing*.

Eje y

En este eje, la respuesta varía bastante dependiendo de la dirección de giro del *líder* y de la posición del *wing*, por lo que se va a simular dos situaciones distintas. Hay que conocer que el *líder* gira hacia la derecha según la figura de rumbo 4.37 (el ángulo de balanceo es constante durante todo el viraje). Pues para esta situación, el *wing* puede colocarse a la izquierda del *líder* o a su derecha, dando como resultado respuestas ligeramente distintas. La posición nueva del *wing* para ambas situaciones tiene como módulo 4 m.

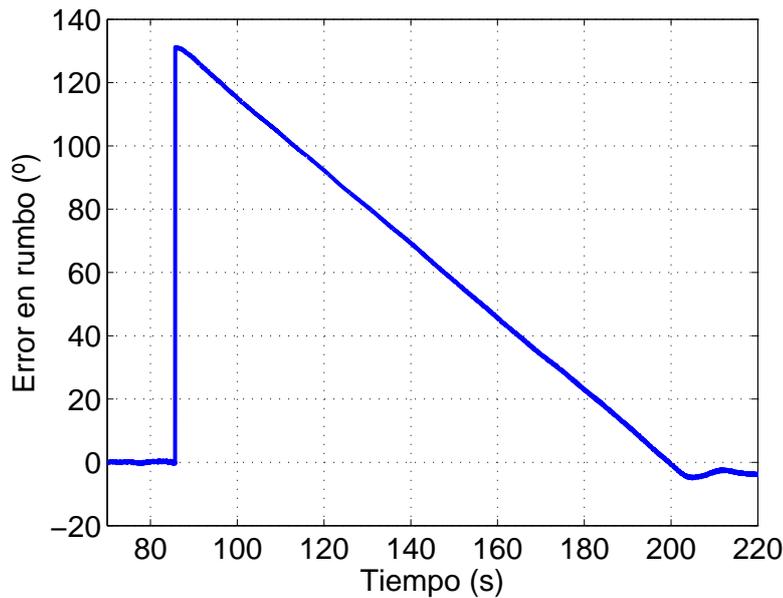


Figura 4.37 Cambio de rumbo del *líder* para ver la respuesta de cambio de posición.

A continuación, se van a detallar los resultados de estas dos simulaciones, cuyas figuras son 4.41, 4.42 y 4.43 para el primer caso y 4.44, 4.45 y 4.46 para el segundo caso.

- Primer caso, posición del *wing* a derechas: en este caso se aprecia como en los tres ejes, los errores son mínimos y en el eje y se ve como la transición a la nueva posición es suave.
- Segundo caso, posición del *wing* a izquierdas: en este otro caso, se ve como en el eje y y z no hay problema y es similar al primer caso. Sin embargo, en el eje x no es capaz de reducir el error que tiene, esto puede ocurrir por el hecho de que el *wing*, al ir por el exterior del viraje, tiene que recorrer más distancia y al controlador le cueste más reducir el error. Pero al ser el error máximo de 0.65 m. y negativo, es decir, más lejos del *líder* de lo que debería, no es preocupante y es admisible para vuelos en formación.

Eje z

En este caso, el *wing* va a ascender 2 m. respecto al *líder*.

En las figuras 4.47, 4.48 y 4.49 se aprecia como el error en z es suave y muy pequeño. En el eje y , el error es similar al que sucede en el cambio de altitud del *líder* (figura 4.19) y no supera 0.7 m. Por último, el error en x llega a 1 m. lo cual no sería preocupante, porque el error es negativo, es decir, se está alejando del *líder*.

Imágenes de los tres ejes

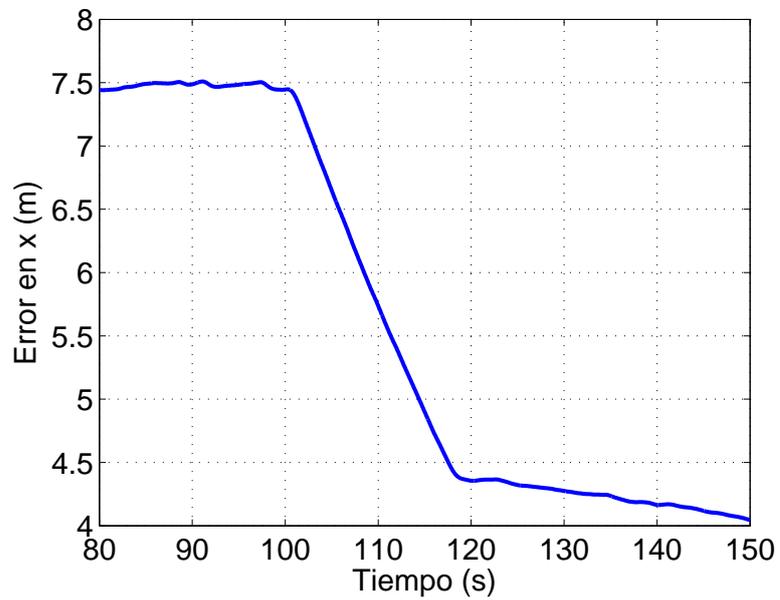


Figura 4.38 Error en x en cambio de posición del eje x.

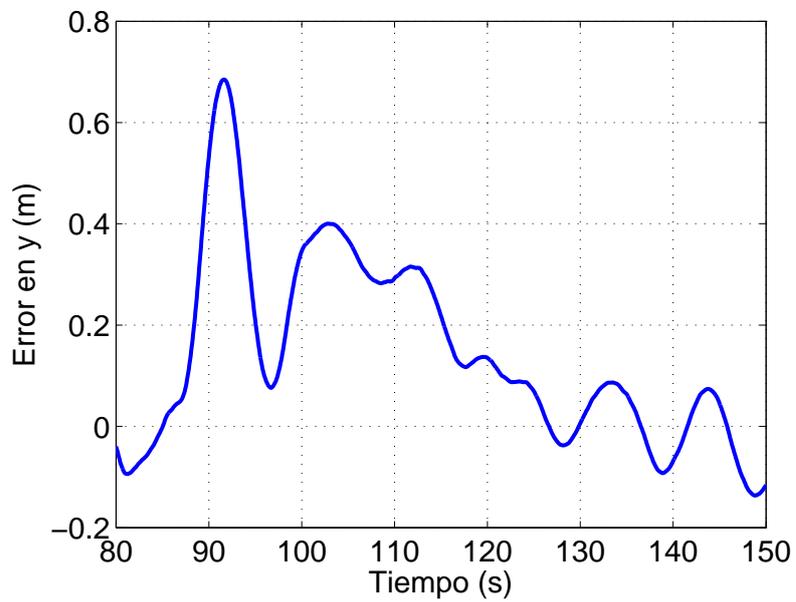


Figura 4.39 Error en y en cambio de posición del eje x.

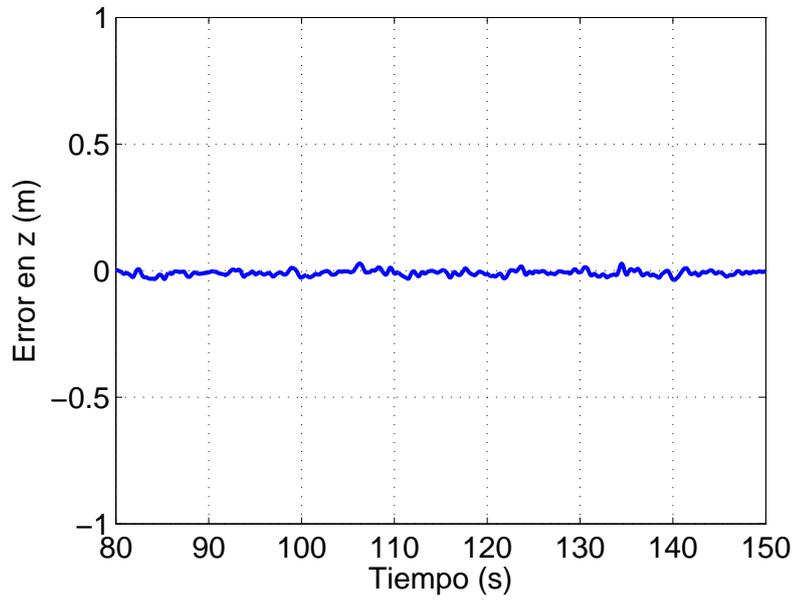


Figura 4.40 Error en z en cambio de posición del eje x.

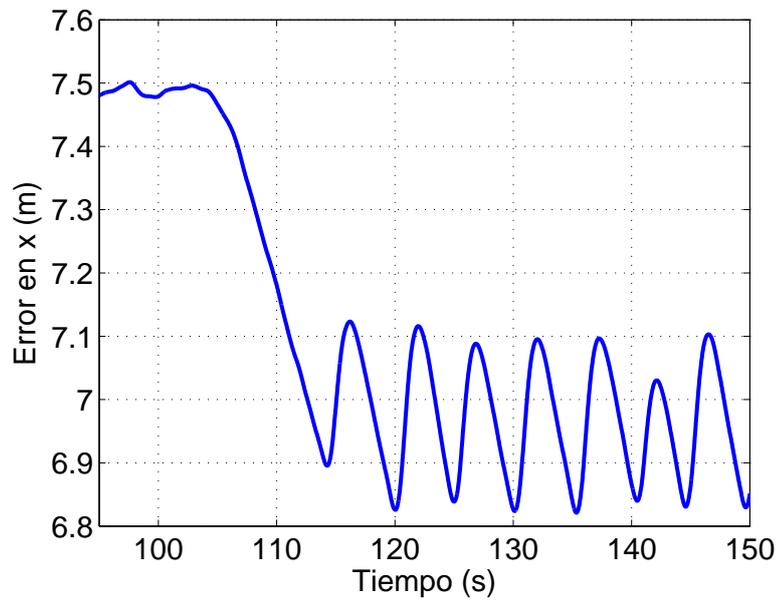


Figura 4.41 Error en x en cambio de posición del eje y a derechas.

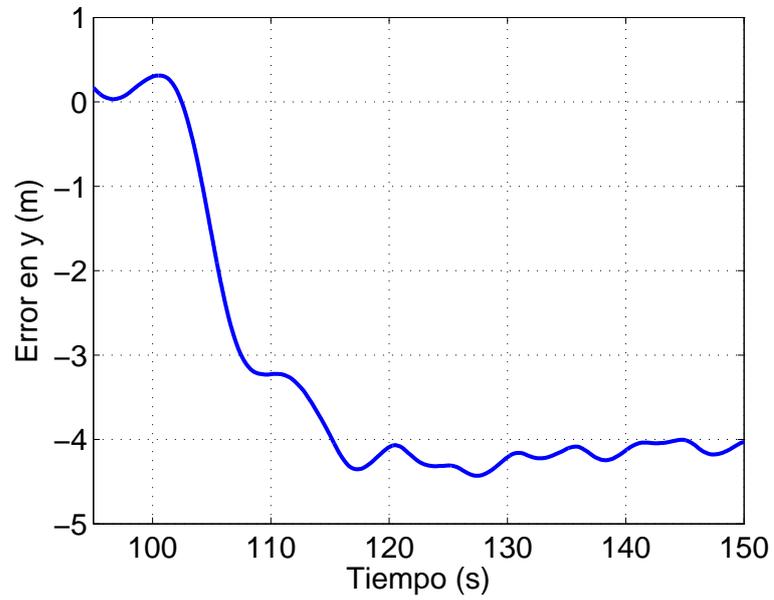


Figura 4.42 Error en y en cambio de posición del eje y a derechas.

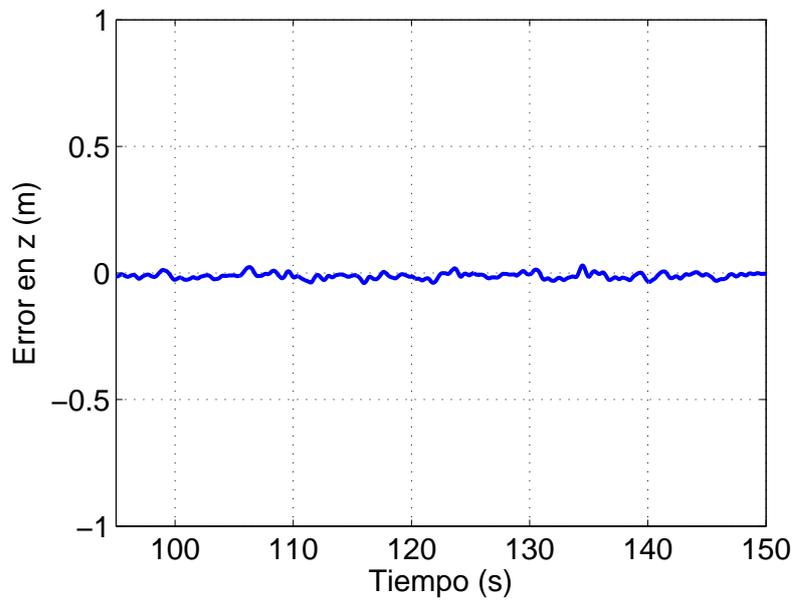


Figura 4.43 Error en z en cambio de posición del eje y a derechas.

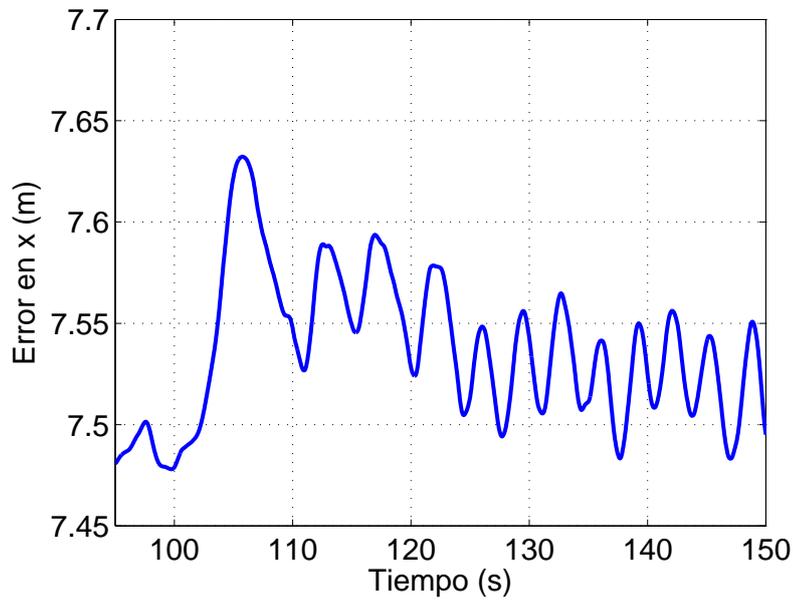


Figura 4.44 Error en x en cambio de posición del eje y a izquierdas.

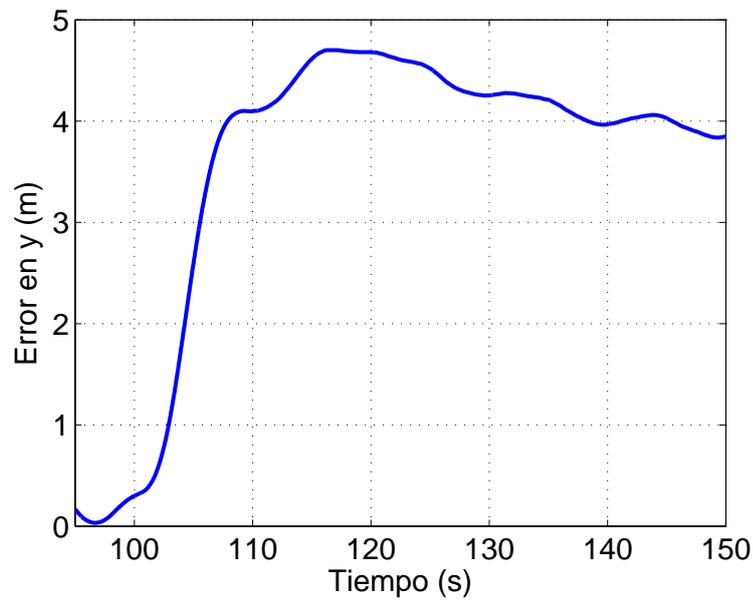


Figura 4.45 Error en y en cambio de posición del eje y a izquierdas.

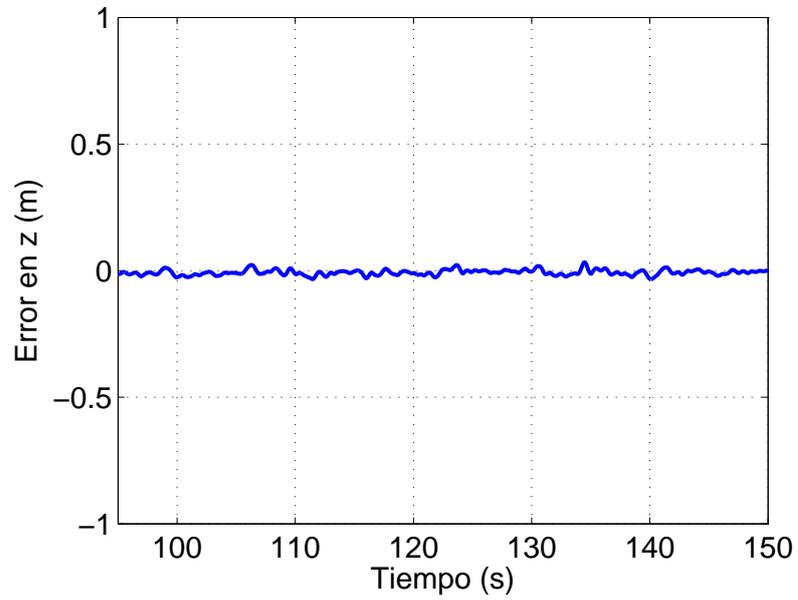


Figura 4.46 Error en z en cambio de posición del eje y a izquierdas.

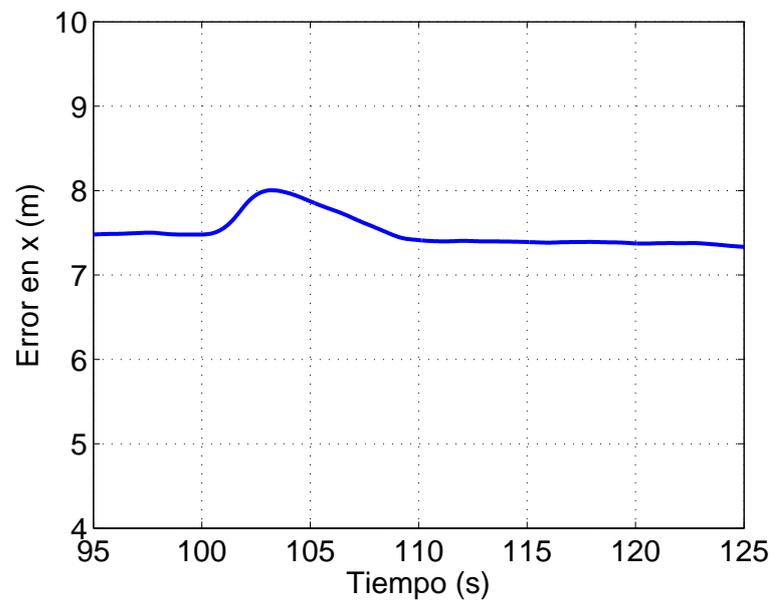


Figura 4.47 Error en x en cambio de posición del eje z.

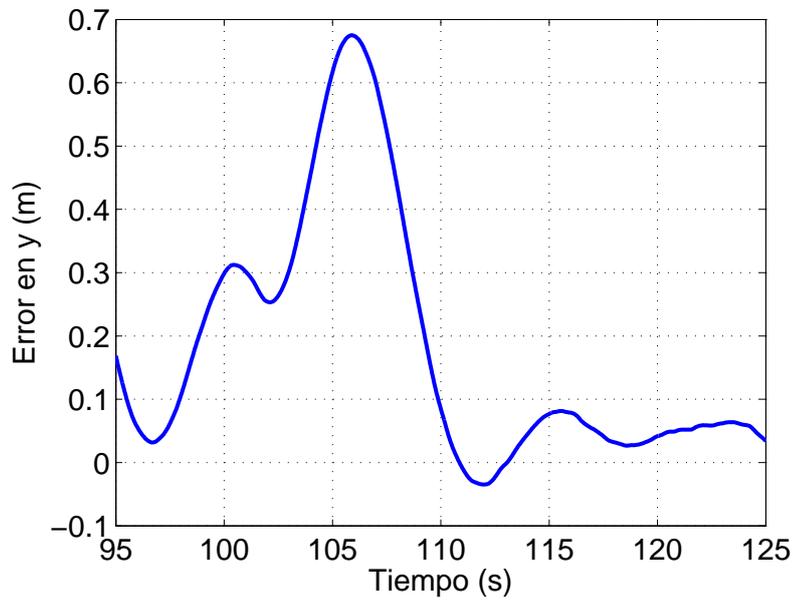


Figura 4.48 Error en y en cambio de posición del eje x.

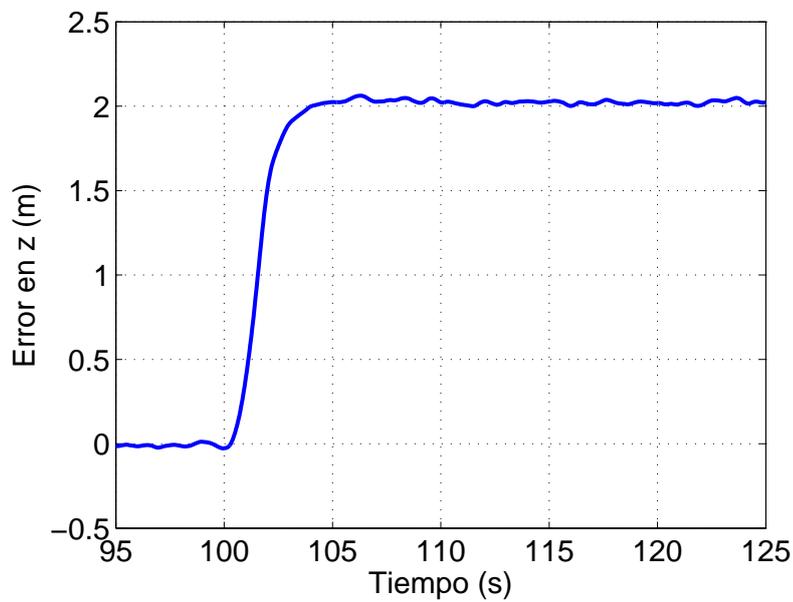


Figura 4.49 Error en z en cambio de posición del eje x.

4.5 Perturbaciones

Como perturbación, se ha modelado una ráfaga de viento en un tiempo concreto de la simulación del vuelo rectilíneo uniforme en cada uno de los tres ejes de vuelo, y se va a estudiar la respuesta del *wing* respecto del *líder*. La ráfaga de viento se aplica por igual a las dos aeronaves, porque se ha supuesto que al volar tan próximas, la magnitud de la ráfaga es la misma. Siempre tiene de magnitud 2 m/s y se ha modelado la ráfaga en el segundo 200 de la simulación con una duración de 5 s.

Tabla 4.10 Relación entre las figuras y tablas de las perturbaciones con cada eje.

	Figuras	Tablas
Eje <i>x</i>	4.50,4.51 y 4.52	4.11
Eje <i>y</i>	4.53,4.54 y 4.55	4.12
Eje <i>z</i>	4.56,4.57 y 4.58	4.13

De la tabla 4.10, se obtiene la relación entre cada eje y cada figura y tabla. En las figuras, se ve que las perturbaciones influyen bastante en la respuesta del *wing*. En una formación, una aeronave tiene a ambos lados más aeronaves con las que debe evitar la colisión, por lo que el error más importante es el error en *y*, y es el error que se debe minimizar. En las tablas 4.13, 4.12 y 4.13, vemos como el error en *y* no supera 0.8 m por lo que es admisible en el vuelo en formación. En la perturbación del eje *z*, se ve como en la gráfica 4.56, perteneciente al error en *x*, el error llega a 1 m. pudiendo provocar la colisión del *wing* con el *líder*, por lo que se recomienda poner especial atención en los controladores para mejorar la respuesta del *wing* ante ráfagas de este tipo.

4.5.1 Imágenes y tablas de los tres ejes

Tabla 4.11 Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje *x*.

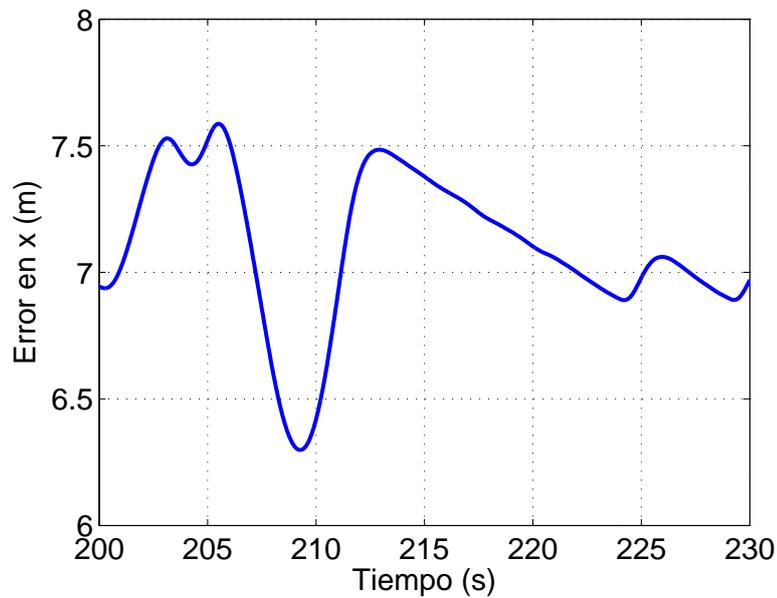
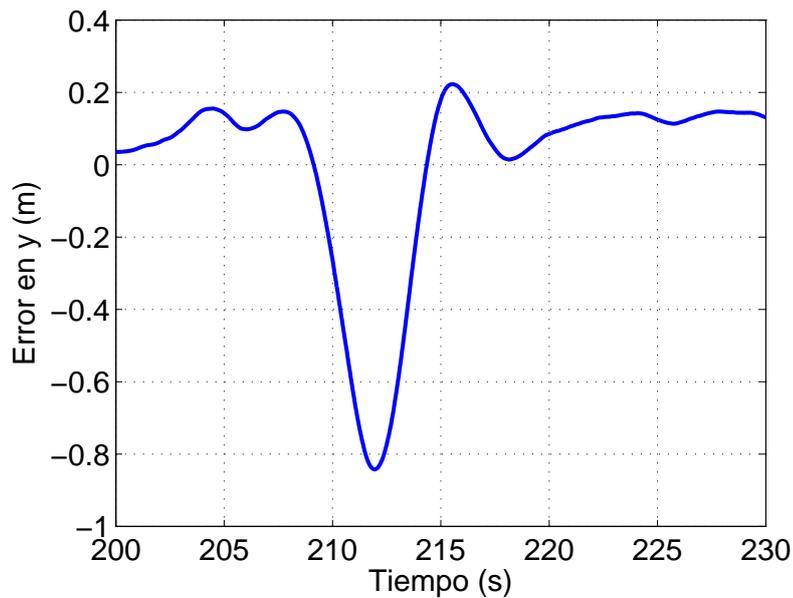
	Error máximo (m)
Error en <i>x</i>	0.6
Error en <i>y</i>	0.8
Error en <i>z</i>	1.1

Tabla 4.12 Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje *y*.

	Error máximo (m)
Error en <i>x</i>	0.1
Error en <i>y</i>	0.75
Error en <i>z</i>	0.025

Tabla 4.13 Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje z.

	Error máximo (m)
Error en x	1
Error en y	0.8
Error en z	0.1

**Figura 4.50** Error en x en perturbaciones del eje x.**Figura 4.51** Error en y en perturbaciones del eje x.

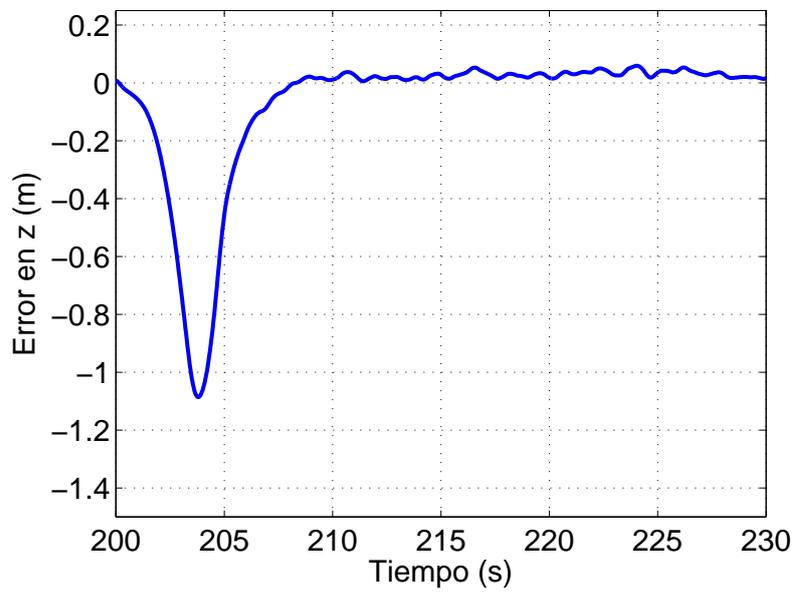


Figura 4.52 Error en z en perturbaciones del eje x.

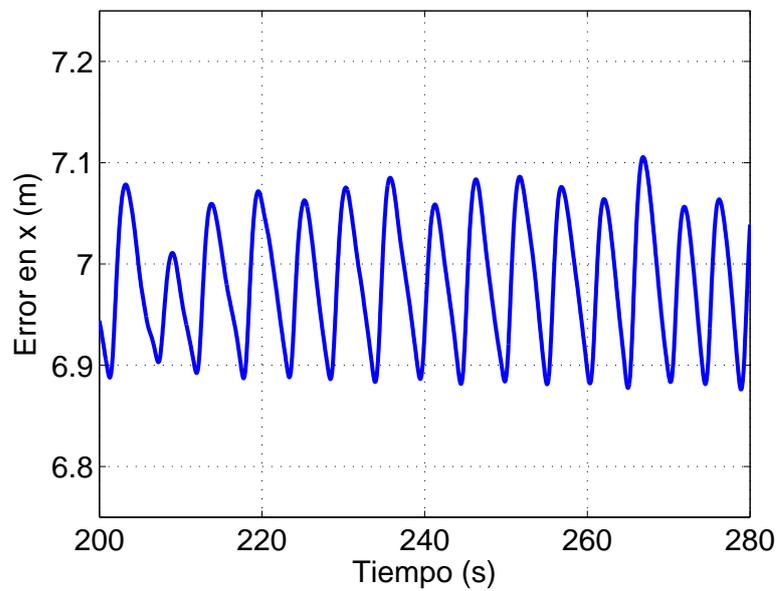


Figura 4.53 Error en x en perturbaciones del eje y.

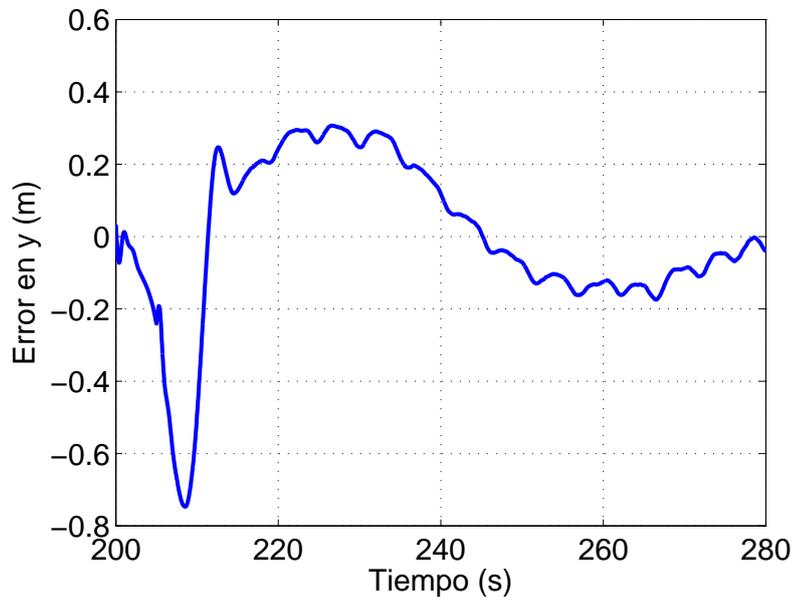


Figura 4.54 Error en y en perturbaciones del eje y.

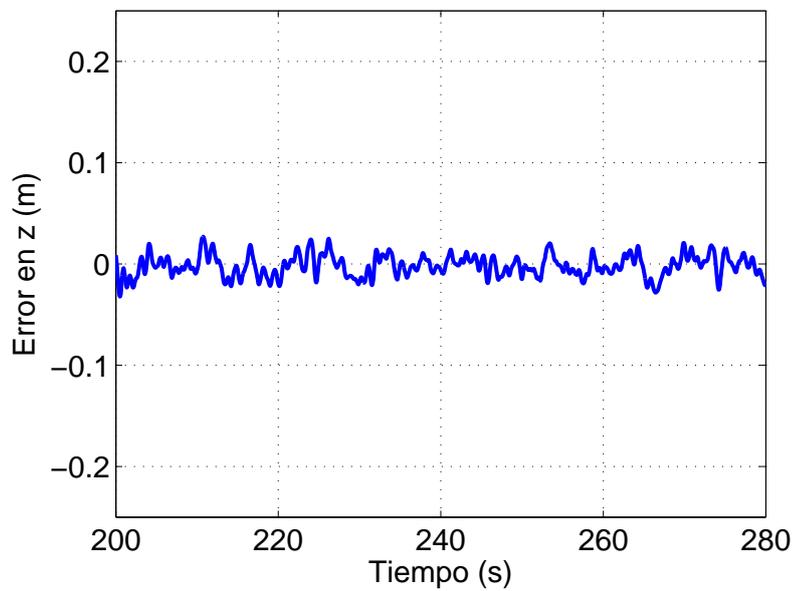


Figura 4.55 Error en z en perturbaciones del eje y.

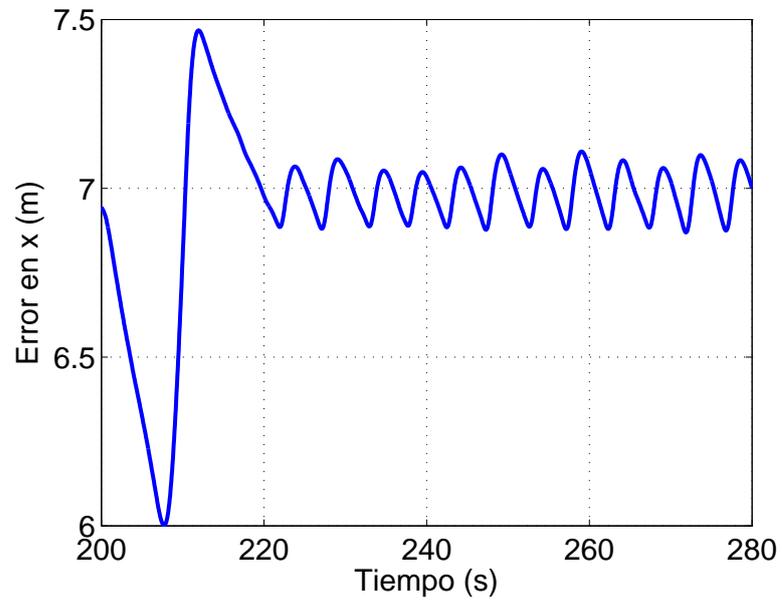


Figura 4.56 Error en x en perturbaciones del eje z.

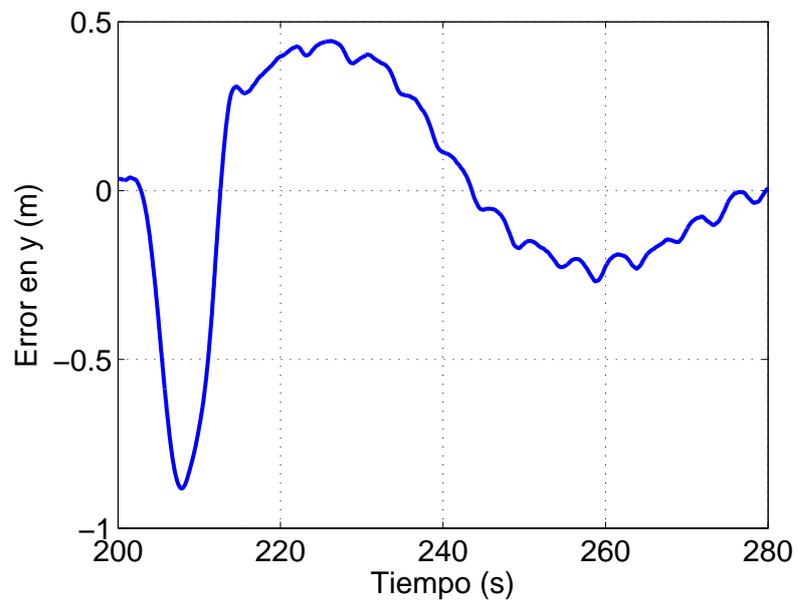


Figura 4.57 Error en y en perturbaciones del eje z.

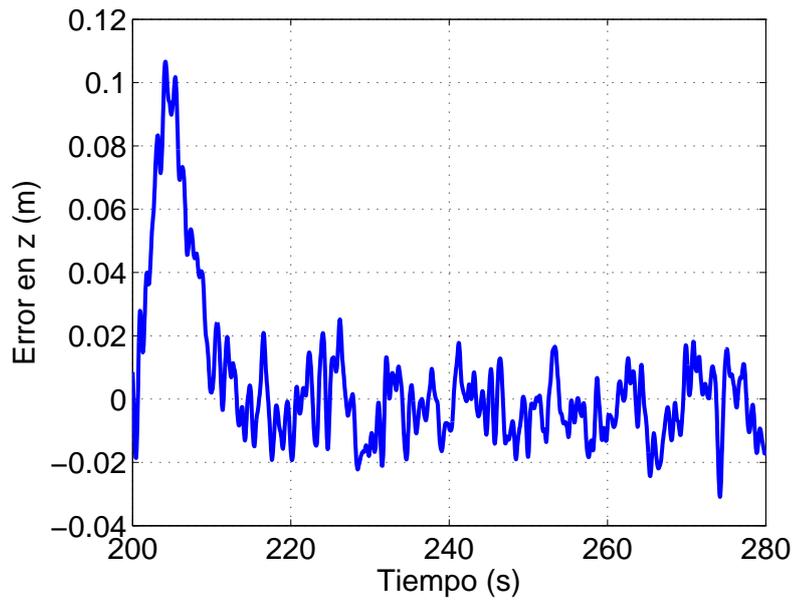


Figura 4.58 Error en z en perturbaciones del eje z.

5 Interfaz gráfica

Para facilitar la modificación de los distintos parámetros de los modelos SIMULINK[®], se ha decidido crear una interfaz gráfica que permita dicha modificación de una forma muy simple.

Se ha decidido dividir la interfaz en varias interfaces, que son:

- Principal.
- Definir waypoints.
- Vuelo en formación.
- Condiciones iniciales.
- Parámetros.

Se va a proceder a explicar cada una de ellas.

5.1 Principal

Es la interfaz principal del programa (figura 5.1) y desde ella se abren las demás interfaces y se abren los modelos SIMULINK[®]. Se puede seleccionar una o dos aeronaves y en la casilla Flight Gear y radiocontrol, permite abrir el modelo utilizando esas características. Si no se va a abrir Flight Gear no merece la pena abrir el modelo con Flight Gear porque ralentiza mucho la simulación. El botón *Definir waypoints* y *Vuelo en formación* abren las interfaces de Waypoints y la de Vuelo en formación.

En la pestaña Menú, se puede:

- Parámetros: abre la interfaz parámetros.
- Condiciones iniciales: abre la interfaz de las condiciones iniciales.
- Salir: permite salir del programa (figura 5.2). Antes de salir verifica que se quiere salir del programa para asegurar que no se le ha dado erróneamente al botón:

La pestaña Flight Gear permite seleccionar *líder* o *wing*, abriendo Flight Gear para cada uno de los casos. Si solo se quisiera volar con una aeronave, el botón *líder* sería la aeronave de Flight Gear que conectaría con el modelo SIMULINK[®].

5.2 Definir waypoints

Esta interfaz (figura 5.3) es la utilizada para definir los waypoints del *líder*. Contiene una

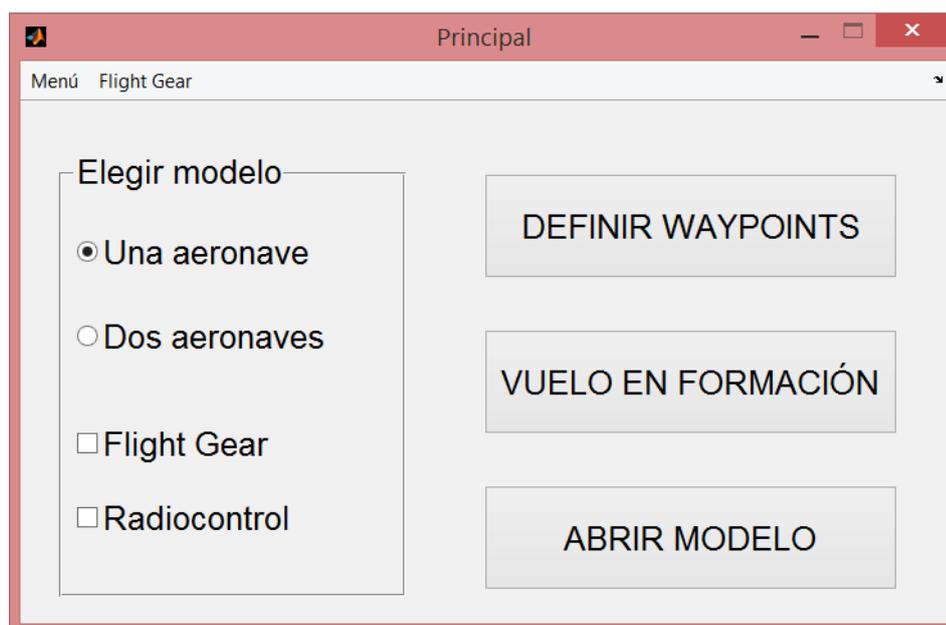


Figura 5.1 Interfaz principal del trabajo.

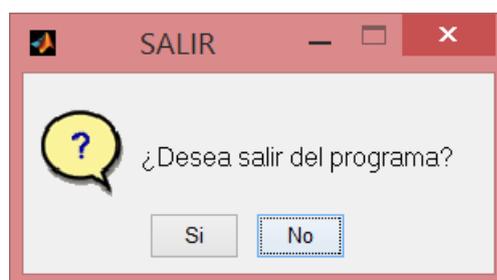


Figura 5.2 Verificación al salir.

tabla en la cual se pueden definir los waypoints con la coordenada x , y y z (columnas de la tabla). También hay un valor fuera de la tabla (parte superior derecha) que permite modificar cuál es el valor en metros en el cual se cambia al siguiente waypoint. En la parte derecha hay unos botones:

- Añadir waypoint: añade una fila a la tabla.
- Borrar waypoint: pregunta cuál es el waypoint a eliminar y lo borra de la tabla. Si quedan dos waypoints, no permite borrar ninguno (figura 5.4) porque es el mínimo de waypoints necesarios para la navegación del *líder*. Si se intenta borrar un waypoint que no existe, salta un error (figura 5.5) comunicando que ese waypoint no existe.
- Waypoints aleatorios: primero pregunta cuantos waypoints se quieren añadir, seguidamente, pregunta que valor (en metros) debe sobrepasar como máximo en altura los 1.000 m. Se tomará este valor también como el mínimo por debajo de los 1.000 m. Esta opción colocará los waypoint a un mínimo de 3 Km. del waypoint anterior y a un máximo de 25 Km. del punto [0,0].
- Reset: carga los waypoints y el valor del cambio al siguiente waypoint guardados. Se pierde toda la información modificada. Requiere confirmación.
- Guardar: guarda los waypoints y el valor del cambio al siguiente waypoint guardados. Requiere confirmación.

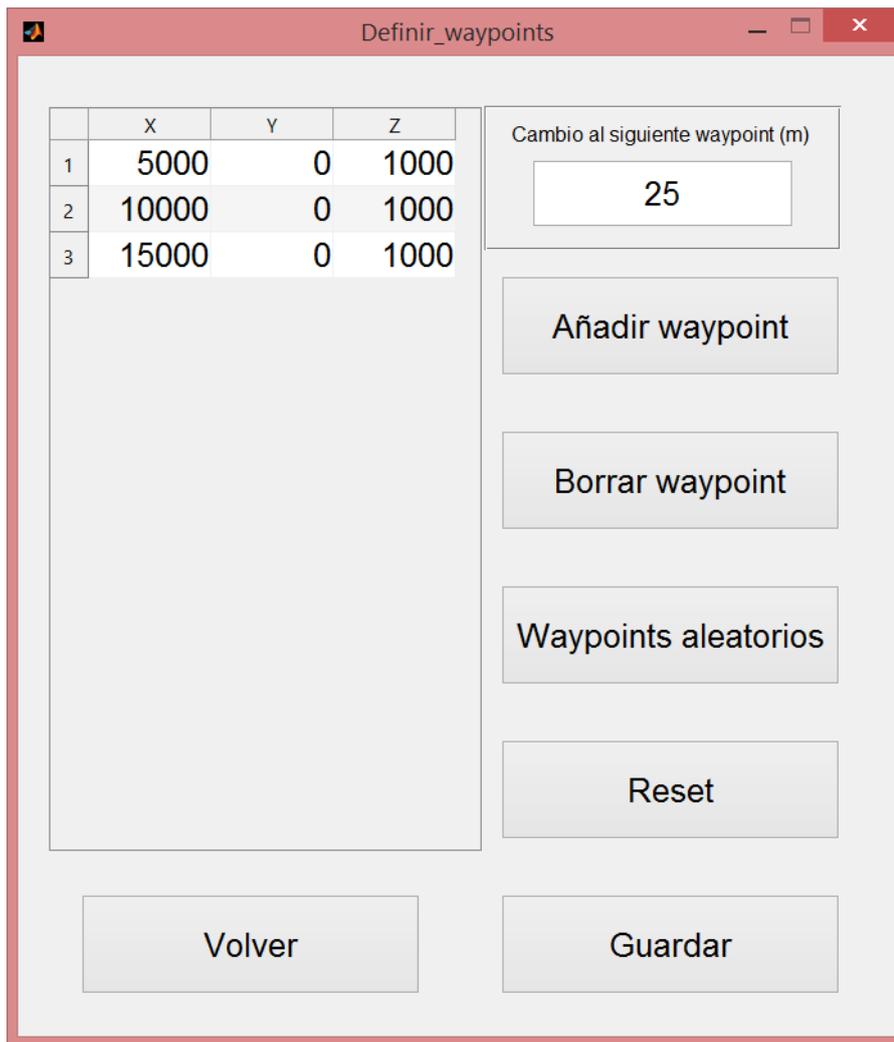


Figura 5.3 Interfaz de definición de waypoints.

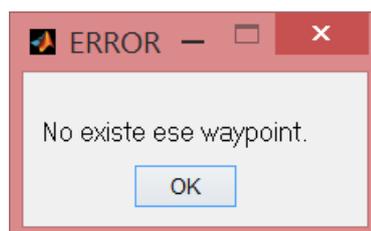


Figura 5.4 Error por el número de waypoints.

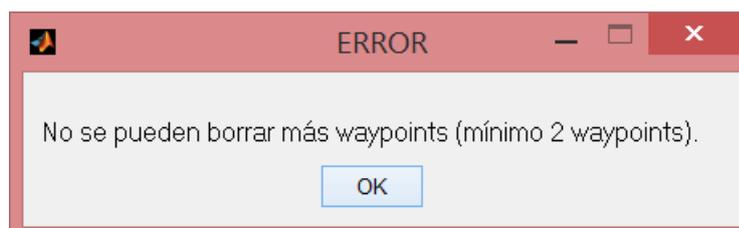


Figura 5.5 Error por waypoint inexistente.

- Volver: permite volver a la interfaz anterior. Requiere confirmación.

5.3 Vuelo en formación

Este modo sólo funcionará cuando se simulen dos aviones con radiocontrol, puesto que para pasar de una formación a otra, se requiere el uso del mando. La interfaz (figura 5.6) consta de una tabla, en la cual se pueden introducir hasta cuatro formaciones diferentes,

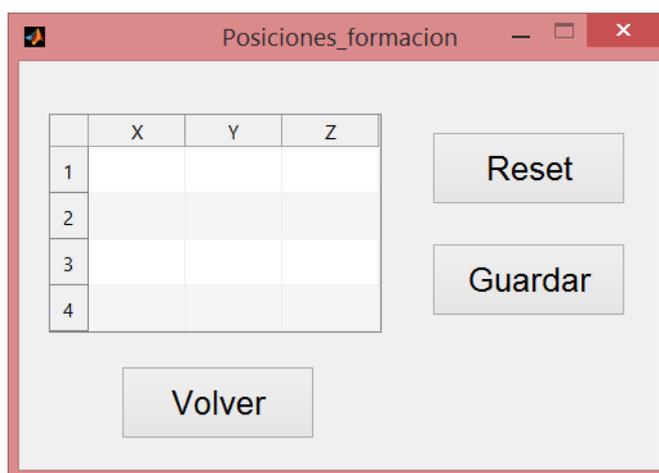


Figura 5.6 Interfaz del vuelo en formación.

cada una de ellas correspondiente a un botón distinto del mando¹. Esta interfaz contiene tres botones, que coinciden exactamente con los tres botones (del mismo nombre) de la interfaz *Definir waypoints* (sección 5.2).

La posición del *wing* respecto del *líder* en cada momento dependerá de los valores introducidos en esta tabla. A continuación, se va a explicar para cada eje cual es el sentido positivo y negativo del mismo.

- Eje x: línea que une el centro de masas del *líder*, con el morro del avión. Se considera positivo a la parte posterior del *líder*.
- Eje y: sentido positivo se considera a derechas del *líder* y sentido negativo a izquierdas.
- Eje z: el sentido positivo corresponde con la línea que une el centro de masas del *líder* con el centro de La Tierra.

5.4 Condiciones iniciales

Esta interfaz (figura 5.7), está dedicada a las condiciones iniciales de las dos aeronaves (en el caso de que solo se simule una aeronave las condiciones iniciales que se tomarían son las del *líder*). Se introducen la posición y la velocidad (ambas en los tres ejes), y la actitud inicial del avión. El bloque general (sección 3.1) requiere como condición inicial

¹ La formación 1,2,3 y 4 corresponden con los botones del mando A,B,X e Y respectivamente.

	Líder	Wing
X inicial (m)		
Y inicial (m)		
Z inicial (m)		
Velocidad X (m/s)		
Velocidad Y (m/s)		
Velocidad Z (m/s)		
Ángulo de cabeceo (°)		
Ángulo de alabeo (°)		
Ángulo de guiñada (°)		

Reset

Guardar

Volver

Figura 5.7 Interfaz de las condiciones iniciales.

los cuaterniones de la aeronave, por lo que esta interfaz cambia los ángulos de euler por los cuaterniones de la aeronave, a través de las siguientes ecuaciones:

$$e_0 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)$$

$$e_x = \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)$$

$$e_y = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)$$

$$e_z = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right)$$

en donde ϕ es el ángulo de cabeceo, θ es el ángulo de alabeo y ψ es el ángulo de guiñada.

Contiene también tres botones, que coinciden exactamente con los tres botones (del mismo nombre) de la interfaz *Definir waypoints* (sección 5.2).

5.5 Parámetros

Esta interfaz (figura 5.8), se utiliza para introducir el tiempo de simulación del modelo SIMULINK® y la velocidad de vuelo deseada del *líder*. Contiene tres botones, que coinciden exactamente con los tres botones (del mismo nombre) de la interfaz *Definir waypoints* (sección 5.2).

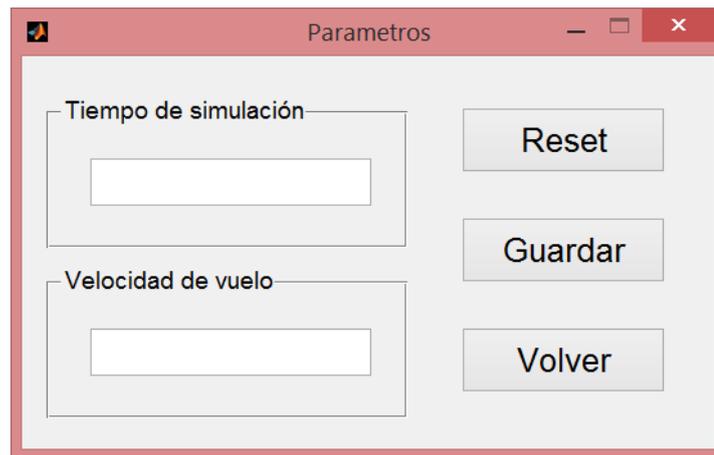


Figura 5.8 Interfaz de los parámetros.

6 Conclusiones y trabajo futuro

Este trabajo ha recorrido el camino desde la definición del modelo de una aeronave hasta la simulación completa de vuelos en formación con diversas maniobras implicadas, incluyendo cambios de posición de los aviones.

Para la realización de esta tarea, se definió un modelo para la aeronave que sirve para los dos elementos de la formación: *líder* y *wing*. Se definió más tarde un autopiloto para el *líder*, capaz de realizar maniobras apropiadas para vuelos en formación.

Posteriormente se diseñó un simulador de formación basado en el seguimiento del movimiento relativo de los aviones individuales con el fin de producir las señales disponibles para el controlador del *wing* durante el vuelo. Además, estas señales fueron condicionadas con perturbaciones de ruido.

Una vez construido el simulador, fue necesario el desarrollo con la teoría de control automático, basado en un movimiento del *wing* a un punto con posición relativa al *líder* y siguiendo también su actitud de vuelo. Un vector de error de posición fue presentado al controlador en ejes formación.

Se utilizaron en los tres ejes del controlador elementos con control PID para minimizar el error de posición y se incluyeron parámetros como el ángulo de alabeo y roll rate, con el fin de ajustar también la actitud de vuelo del *líder*.

Para realizar la simulación se guió el movimiento del *líder* mediante waypoints, y se analizó el seguimiento del *wing* para verificar el rendimiento del controlador. Tanto en vuelo rectilíneo y horizontal como realizando maniobras de cambio de altitud los resultados obtenidos fueron satisfactorios. El rendimiento en maniobras de giro fue también apropiado aunque se presentaba una sobre-elongación, siempre inferior al metro, y con buen amortiguamiento.

Las respuestas a cambios de posición del *wing* se analizaron en vuelo rectilíneo y horizontal, así como en maniobras de giro, y todo ello en los tres ejes. Los resultados fueron en general satisfactorios, salvo en el caso de vuelo rectilíneo en el eje Z, donde el movimiento longitudinal da errores de 1,50 metros. Esta respuesta se atribuyó a un cambio de posición en el eje vertical demasiado rápido, y posteriormente se incluyen recomendaciones para solventarlo.

En cuanto a perturbaciones, se modeló una ráfaga de viento en cada eje del vuelo, que afectaba a las dos aeronaves. Los resultados mostraron que, aunque esta perturbación tiene bastante influencia en la respuesta del *wing*, los resultados fueron aceptables, con un error máximo para el movimiento longitudinal de 1 metro, para el caso de ráfaga en el eje Z.

Una vez desarrollado el simulador completo, son aplicables para futuros estudios algunas consecuencias de los resultados obtenidos y del camino recorrido en este trabajo. Cuatro recomendaciones aplicables al control se proponen para futuros trabajos:

1. Para realizar el cambio de posición del wing, el controlador "ve" la distancia a la nueva posición (offset) como error, lo que origina un gran cambio en la posición deseada debido al cambio instantáneo en el error de posición. El control derivativo responde con un pico indeseable de los controles de vuelo, y el integral va añadiendo error continuamente hasta completar el cambio de posición. Todo ello da lugar a una gran sobre-elongación, sobre todo en el eje longitudinal.

Se propone como mejora combinar la posición inicial con la final de modo que vaya apareciendo una posición deseada intermedia que va siguiendo la línea recta que une ambas posiciones y va aproximándose a la posición final con intervalo de tiempo prefijado. De este modo, la sobre-elongación desaparece y el movimiento del wing resultaría mucho más estable en todo momento durante el cambio de posición. Aplicado en la tesis [5].

2. Se podría mejorar el seguimiento de la actitud de vuelo del *líder* por realimentación del roll rate del *líder* al controlador de alto nivel del wing.
3. Si se considera la recomendación anterior, podría mejorarse el control desconectando en algún momento los integradores. Cuando el *líder* gira, la realimentación al *wing* del roll rate hace que éste gire aunque la posición deseada esté fuera de la maniobra de giro del wing. En consecuencia, el integrador tiene en cuenta el falso error fuera del giro, y ello ocasiona una sobre-elongación cuando el wing vuelve a su posición después del giro. Sería necesario que el integrador mantenga su valor cada vez que el *líder* alcance un valor prefijado del roll rate.
4. Con el fin de atenuar las frecuencias que ocasionan ruido, la utilización de filtros, convenientemente diseñados, podría servir para limpiar las señales de entrada al controlador.

Otra posible mejora del trabajo, al margen del modelo SIMULINK[®], es el estudio detallado del fenómeno *jitter* que aparece en las simulaciones visuales en Flight Gear, incluyendo la posibilidad de cambiar de simulador de vuelo a otro en el que el citado fenómeno no aparezca.

Apéndice A

Mugin UAV

Para el estudio de este trabajo se ha utilizado el MUGIN UAV, de la empresa *FPV flying*:



Figura A.1 Mugin UAV.

Las características generales del avión son:

- Longitud: 2.45 m.
- Envergadura: 3 m.
- Altura: 0.60 m.
- Superficie alar: 0.9 m².
- MTOW: 25 Kg.
- Motorización: Motor bicilíndrico 5.6 HP/7600 RPM.

Prestaciones del UAV:

- Velocidad máxima: 90 mph (140 km/h).
- Alcance = 1.875 miles (3.000 km).
- Velocidad mínima: 25 mph (40 Km/h).
- Carga alar: 5 lb/ft² (23 Kg/m²).
- Techo: 15.000 ft (4.500 m).
- Ratio potencia/peso: 0.06 hp/lb (98 W/Kg).

Apéndice B

Joystick

En este trabajo se ha utilizado el mando *Thrustmaster GP XID* (figura B.1) como control alternativo del UAV líder.



Figura B.1 Mando Thrustmaster GP XID.

B.1 Controles

Se va a explicar los controles del mando utilizados en la simulación.

- (1) Con este stick se mueven los elevadores de la aeronave, es decir, si se mueve el stick izquierdo del mando hacia atrás, se defleca el elevador hacia abajo, provocando un momento de picado que hará descender la aeronave y viceversa moviendo el stick hacia la posición contraria.
- (2) Con el otro stick (el de la parte derecha del mando), se consigue mover los alerones consiguiendo un momento de balance que hará inclinar la aeronave hacia el lado al que giremos el stick.

- (3) Con los cuatro botones del mando (A,B,X,Y), se consigue cambiar la posición del UAV wing con respecto al UAV líder.
- (4) Este es el botón "Switch" del mando, consiguiendo cambiar de control autónomo a radio control y viceversa.
- (5) Controla la palanca de gases del UAV líder. Si se aprieta el gatillo derecho la palanca de gases tendrá valor igual a 1, mientras que si se aprieta el gatillo izquierdo, la palanca de gases tendrá valor igual a 0. Si no se aprieta ningún gatillo, la palanca de gases tendrá como valor 0.5.



Figura B.2 Controles del mando.



Figura B.3 Controles del mando.

Índice de Figuras

1.1.	Romanos en formación	1
1.2.	Formación en vuelo del avión <i>Stearman</i>	2
1.3.	Formación en pescadilla	2
1.4.	Formación en línea	3
1.5.	Formación en cuadro	4
1.6.	Formación en rombo	4
1.7.	Formación en ala	5
1.8.	Formación cuatro dedos	5
1.9.	Formación en V	6
1.10.	Formación en caja de combate	7
1.11.	UAVs en formación	8
1.12.	Reabastecimiento en vuelo de UAVs	9
1.13.	Simulación en Flight Gear	11
2.1.	Sistema inercial topocéntrico	14
2.2.	Sistemas de ejes horizontal local	15
2.3.	Sistemas de ejes cuerpo	15
2.4.	Ángulos de euler	16
2.5.	Sistema de ejes formación	16
3.1.	Modelo Simulink de un UAV	18
3.2.	Modelo Simulink de un UAV (Parte 1)	19
3.3.	Modelo Simulink de un UAV (Parte 2)	20
3.4.	Bloque general del modelo Simulink	21
3.5.	Interior del bloque general	22
3.6.	Interior del bloque aceleraciones totales	23
3.7.	Interior del bloque de aerodinámica	23
3.8.	Interior del bloque de propulsión	24
3.9.	Interior del bloque de inercias	25
3.10.	Interior del bloque de momentos totales	26
3.11.	Interior del bloque ecuaciones del movimiento	27
3.12.	Interior del bloque atmósfera	28
3.13.	Interior del bloque Tierra	29
3.14.	Ruido en este trabajo	30

3.15.	Interior del bloque ruido	31
3.16.	Ruido real	32
3.17.	Bloques de la selección de rumbo y el controlador	33
3.18.	Interior del bloque nuevo rumbo	33
3.19.	Interior del bloque rumbo y vertical	34
3.20.	Controlador de alto nivel	34
3.21.	Controlador de bajo nivel	35
3.22.	Bloques del control por joystick y autónomo	37
3.23.	Interior del bloque joystick	38
3.24.	Controlador del joystick	38
3.25.	Bloque Flight Gear	39
3.26.	Respuesta en altura del modelo	41
3.27.	Respuesta a una trayectoria del modelo	41
3.28.	Respuesta en velocidad del modelo a 1000 m	42
3.29.	Respuesta en velocidad del modelo a 200 m	43
4.1.	Arquitectura de control de vuelo en formación	45
4.2.	Modelo Simulink de dos UAVs	46
4.3.	Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 1)	47
4.4.	Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 2)	48
4.5.	Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 3)	49
4.6.	Modelo Simulink de dos UAVs (Parte 4)	50
4.7.	Arquitectura detallada de control de vuelo en formación	51
4.8.	Errores en el sistema ejes cuerpo	51
4.9.	Errores en el sistema ejes cuerpo y ejes formación	51
4.10.	Interior del controlador de alto nivel	52
4.11.	Bloque controlador de alto nivel	53
4.12.	Controlador longitudinal del controlador de alto nivel	53
4.13.	Controlador lateral del controlador de alto nivel	54
4.14.	Interior del bloque de Flight Gear	56
4.15.	Error en x en vuelo rectilíneo	57
4.16.	Error en y en vuelo rectilíneo	58
4.17.	Error en z en vuelo rectilíneo	58
4.18.	Error en x en cambio de altitud del líder	59
4.19.	Error en y en cambio de altitud del líder	59
4.20.	Error en z en cambio de altitud del líder	60
4.21.	Error en el rumbo del líder	61
4.22.	Error en x en giro del líder	61
4.23.	Error en y en giro del líder	62
4.24.	Error en z en giro del líder	62
4.25.	Error en x en cambio de posición del eje x	64
4.26.	Error en y en cambio de posición del eje x	65
4.27.	Error en z en cambio de posición del eje x	65
4.28.	Error en x en cambio de posición del eje y	66
4.29.	Error en y en cambio de posición del eje y	66
4.30.	Error en z en cambio de posición del eje y	67
4.31.	Error en x en cambio de posición del eje z	67

4.32.	Error en y en cambio de posición del eje z	68
4.33.	Error en z en cambio de posición del eje z	68
4.34.	Error en x en cambio de posición del eje x e y	69
4.35.	Error en y en cambio de posición del eje x e y	69
4.36.	Error en z en cambio de posición del eje x e y	70
4.37.	Cambio de rumbo del <i>líder</i> para ver la respuesta de cambio de posición	71
4.38.	Error en x en cambio de posición del eje x	72
4.39.	Error en y en cambio de posición del eje x	72
4.40.	Error en z en cambio de posición del eje x	73
4.41.	Error en x en cambio de posición del eje y a derechas	73
4.42.	Error en y en cambio de posición del eje y a derechas	74
4.43.	Error en z en cambio de posición del eje y a derechas	74
4.44.	Error en x en cambio de posición del eje y a izquierdas	75
4.45.	Error en y en cambio de posición del eje y a izquierdas	75
4.46.	Error en z en cambio de posición del eje y a izquierdas	76
4.47.	Error en x en cambio de posición del eje z	76
4.48.	Error en y en cambio de posición del eje x	77
4.49.	Error en z en cambio de posición del eje x	77
4.50.	Error en x en perturbaciones del eje x	79
4.51.	Error en y en perturbaciones del eje x	79
4.52.	Error en z en perturbaciones del eje x	80
4.53.	Error en x en perturbaciones del eje y	80
4.54.	Error en y en perturbaciones del eje y	81
4.55.	Error en z en perturbaciones del eje y	81
4.56.	Error en x en perturbaciones del eje z	82
4.57.	Error en y en perturbaciones del eje z	82
4.58.	Error en z en perturbaciones del eje z	83
5.1.	Interfaz principal del trabajo	86
5.2.	Verificación al salir	86
5.3.	Interfaz de definición de waypoints	87
5.4.	Error por el número de waypoints	87
5.5.	Error por waypoint inexistente	87
5.6.	Interfaz del vuelo en formación	88
5.7.	Interfaz de las condiciones iniciales	89
5.8.	Interfaz de los parámetros	90
A.1.	Mugin UAV	93
B.1.	Mando Thrustmaster GP XID	95
B.2.	Controles del mando	96
B.3.	Controles del mando	96

Índice de Tablas

3.1.	Ganancias del controlador de alto nivel	35
3.2.	Ganancias del controlador en altura	36
3.3.	Ganancias de los controladores laterales	36
3.4.	Ganancias del controlador en velocidad	36
4.1.	Ganancias del PID del controlador de alto nivel	53
4.2.	Condiciones del controlador longitudinal	54
4.3.	Ganancias de los PID del controlador longitudinal	54
4.4.	Condiciones del controlador lateral	54
4.5.	Ganancias de los PID del controlador lateral	55
4.6.	Errores máximos en los tres ejes en el movimiento rectilíneo	58
4.7.	Errores máximos en los tres ejes en el cambio de altitud del <i>líder</i>	60
4.8.	Errores máximos en los tres ejes en giro del <i>líder</i>	62
4.9.	Relación de los botones del joystick con las filas de la interfaz gráfica	63
4.10.	Relación entre las figuras y tablas de las perturbaciones con cada eje	78
4.11.	Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje x	78
4.12.	Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje y	78
4.13.	Errores máximos en los tres ejes en las perturbaciones del eje z	79

Índice de Códigos

3.1.	Iniciar Flight Gear desde MATLAB®	39
3.2.	Mostrar los aviones instalados en Flight Gear	40
3.3.	Código .bat para una sola aeronave en Flight Gear	40
4.1.	Código .bat para la primera aeronave	55
4.2.	Código .bat para la segunda aeronave	56

Bibliografía

- [1] Flight Gear, *Takeoff: How to start the program*, <http://www.flightgear.org/Docs/getstart/getstartch3.html>.
- [2] Yu Gu, Giampiero Campa, Brad Seanor, Srikanth Gururajan, and Marcello R. Napolitano, *Aerial Vehicles; Capítulo 12, Autonomous Formation Flight - Design and Experiments*, West Virginia University, Virginia, Enero 2009.
- [3] IEEE Robotics & Automation magazine, *Robots Take Flight*, <http://www.ieee-ras.org/ram>, Septiembre 2012.
- [4] Damián Rivas Rivas, *Mecánica de vuelo*, Universidad de Sevilla, Sevilla, Septiembre 2013.
- [5] Steven M. Ross, *Formation Flight Control for Aerial Refueling*, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, 2006.
- [6] Peter Joseph Seiler, *Coordinated Control of Unmanned Aerial Vehicles*, University of California, Berkeley, 2001.
- [7] Jesús Martín Sánchez, *Autopiloto para Reabastecimiento en Vuelo de UAVs*.