

Trabajo de Final de Grado:

Implementación de un sistema de simulación Hardware-In-the-Loop (HIL) para la realización de tests no destructivos de una aeronave no tripulada dentro del proyecto HERMES-UPV

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Víctor Ribera Esplugues, vicries@etsid.upv.es

Tutores: Sergio García-Nieto Rodríguez, sgnieto@isa.upv.es
Xavier Blasco Ferragud, xblasco@isa.upv.es



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



En este archivo hay 4 documentos relativos al Trabajo de Final de Grado:

Memoria

Anexo: Registro de Programación

Pliego de Condiciones

Presupuesto

Trabajo de Final de Grado:

**Implementación de un
sistema de simulación
Hardware-In-the-Loop (HIL)
para la realización de tests
no destructivos de una
aeronave no tripulada
dentro del proyecto HERMES-UPV**

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Víctor Ribera Esplugues, vicries@etsid.upv.es

Tutores: Sergio García-Nieto Rodríguez, sgnieto@isa.upv.es
Xavier Blasco Ferragud, xblasco@isa.upv.es

Memoria del trabajo



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



Índice de figuras

1.	Parámetros geométricos principales del ala	4
2.	Northrop YB-35. Ejemplo de ala volante. De Wikipedia	4
3.	Ejemplo de hidróptero. De la página web de Motor Boat & Yatching	5
4.	Imagen de una pantalla del xfr5	6
5.	Fuerzas aerodinámicas	6
6.	Ayuda visual sobre estabilidad	8
7.	Localización de polos ejemplo	10
8.	Respuesta ante un escalón de cada polo	10
9.	Estructura de un PID	12
10.	Maqueta a tamaño real del HERMES	18
11.	Diseño CAD del HERMES	19
12.	Regresión de datos del fabricante del empuje según la palanca	22
13.	Definición gráfica de los Ángulos Aerodinámicos	25
14.	Placa en honor a Hamilton con las propiedades de los cuaterniones. (Sacada de TripAdvisor)	26
15.	Estructura General de Hardware-In-the-Loop	28
16.	Entradas y Salidas del modelo general	29
17.	Conjunto de Subsistemas del Modelo no Lineal	30
18.	Subsistema de fuerzas y momentos de empuje	31
19.	Subsistema de fuerzas y momentos aerodinámicos	31
20.	Subsistema de fuerzas gravitaciones	32
21.	Subsistema de modelo atmosférico	32
22.	Subsistema de Fuerzas y momentos debidos al suelo	33
23.	Subsistema de conversión de los ejes del viento local	33
24.	Subsistema de cómputo de las ecuaciones dinámicas	34
25.	Subsistema de cálculo de ángulos de Euler mediante cuaterniones	34
26.	Subsistema de obtención de coordenadas locales (NED)	35
27.	Subsistema de cálculo de coordenadas globales (LLA)	35
28.	Subsistema de obtención de los valores de la IMU	35
29.	Visualización de misión en QGroundControl	38
30.	Esquema de conexión con FlightGear	39
31.	Visualización del modelo en AC3D	40
32.	Visualización del CAD en FlightGear	41
33.	Visualización de la portada de carga de FlightGear	42
34.	Trayectoria del UAV por los WayPoints especificados	43
35.	Descenso reduciendo la velocidad	44
36.	Ascenso Helicoidal	44
37.	Giro cerrado	44
38.	Vuelo Nivelado	45

Índice de tablas

1.	Coeficientes aerodinámicos de las variables de estado	20
2.	Coeficientes aerodinámicos de las variables de control	20
3.	Lista de Waypoints	43

1. Introducción

Desde los inicios de la humanidad, siempre se ha tenido interés en explorar los cielos ya sea estando en ellos personalmente, o con máquinas o ingenios que se mantengan en el aire, y se puedan mover a través de este.

Desde la primera Guerra Mundial, la evolución de las Aeronaves No Tripuladas (Unmanned Air Vehicle, UAV) se disparó. Estos son muy útiles dado que permiten misiones que pueden entrañar peligro hacia los tripulantes si los hubiera, como misiones de reconocimiento, el uso como blancos; o imposibilidad, como misiones de tiempo muy prolongado, con maniobras intrincadas o por zonas de paso estrechas.

De hecho, la posibilidad de diseñar el UAV específicamente para una misión en concreto, sin la necesidad de las limitaciones de tener que llevar al tripulante y los medios necesarios para hacerlo habitable; la variedad de UAV posibles es abrumadora.

Hoy en día, hay multitud de configuraciones de UAV distintas. Entre ellos aparecen cuatro tipos distintos básicos, similares a las Aeronaves Tripuladas:

- **Ala Fija.** El elemento sustentador no se mueve con respecto al fuselaje, excepto posibles movimientos de distintos elementos como los elementos hiper-sustentadores.
- **Ala Flexible.** Similar a el ala fija, pero con el tiempo su forma, según las tensiones en ellas, puede variar con el tiempo. Un ejemplo sería un ala delta.
- **Ala Rotatoria.** El elemento sustentador se mueve con respecto al fuselaje. No necesariamente debe ser lo que genere la tracción.
- **Auto-Flotantes.** Se sostienen en el aire por auto-flotabilidad, porque su densidad es menor que la del aire.

En el caso del trabajo, con la plataforma del proyecto HERMES UPV, el UAV es del tipo Ala Fija. Se explicará más en profundidad en el apartado 4.

Dentro de la vaina de los UAV, este trabajo se especializará en el control de estos. Este trabajo esta altamente relacionado con otros 3 TFG más, cada uno profundizando en una parte concreta del proceso del diseño del control de un aeronave.

- **El Modelado Dinámico No Lineal** de la aeronave, realizado por Álvaro Goterris Fuster (algofus@etsid.upv.es): A partir de las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de una aeronave y los modelos y software que permiten suponer el comportamiento aerodinámico de esta.
- Diseño del **sistema de Control y Navegación**, realizado por Daniel Vilarriño (daviarvi@etsid.upv.es): A partir del modelo ya obtenido, se linealiza, obteniendo las relaciones entre los controles y los distintos valores que se quieran controlar, como la dirección y la orientación de la aeronave. Tras esto, se obtendría las acciones de control mediante PID para que el resultado siga una determinado valor deseado.
- Simulación **Hardware-In-the-Loop**, que es este mismo trabajo.

- **Implementación y validación** del sistema de Control, realizado por Laura Smith Ballester (lausmiba@etsid.upv.es): Una vez diseñado el sistema de control implementarlo en un microprocesador que lea de los sensores la disposición de la aeronave y mande según el diseño realizado, las acciones de control necesarias para que siga la referencia deseada.

Concretamente este trabajo, consta en el desarrollo de un sistema Hardware-In-the-Loop, para la realización de test no destructivos de todo tipo sobre el sistema. Este muestra con el modelo realizado por el trabajo de Álvaro, el comportamiento de la aeronave y a través de waypoints introducidos mediante otro programa, observar hasta que punto el diseño de control es bastante ajustado. Todo este sistema permitirá probar y validar todo lo que pueda ir embarcado en el UAV, es decir, suplantar, desde el punto de vista de las señales recibidas y enviadas, a la propia aeronave. Así, estas plataformas permiten poder instalar e instaurar componentes en el UAV real, con veracidad de su correcto comportamiento, al haberse podido validar con comodidad y seguridad en el HIL.

1.1. Objetivo

A partir de lo ya expuesto se pueden extraer los siguientes objetivos.

- Generar un sistema para realizar simulaciones específicas para la plataforma del HERMES.
- Validar el control realizado respecto el modelo, para cuando el UAV esté construido, la fiabilidad del funcionamiento de este sea alta.
- Poder prever ciertas limitaciones de maniobras por la dinámica de la aeronave y los comportamientos respecto ciertos controles realizados.

2. Información básica necesaria

En este apartado se introducirá información básica necesaria para comprender el trabajo en su totalidad. No es necesario leerla si se tienen conocimientos básicos sobre control y Aeronaves de ala fija convencionales (aviones).

2.1. Aeronaves de ala fija

Como se ha expuesto anteriormente, este grupo de aeronaves contiene aquellas en las que el elemento sustentador esta fijo respecto al cuerpo de la aeronave y no tiene ningún movimiento relativo respecto a este. Un ejemplo de ello son los aviones, como los civiles que transportan pasajeros a lo largo y ancho del mundo.

Estas aeronaves cuentan principalmente de cuatro partes diferenciadas.

- **Las alas.** Elemento sustentador principal, se extiende a lo ancho de la aeronave. Suelen almacenar el combustible, cuando los motores son de combustión o turbinas.
- **El fuselaje.** Se extiende a lo largo del avión, contiene la carga de pago (lo que se quiere montar en el avión y traerá beneficios de su uso), ya sean pasajeros, cargamento o cámaras de reconocimiento, entre otros; y los sistemas embarcados que permiten el control de la aeronave. También suele incluir el tren de aterrizaje (las ruedas y brazos mecánicos que las sacan o esconden dentro del fuselaje).
- **La cola.** Suele estar compuesta por dos superficies sustentadoras una horizontal que se extiende a ambos lados del eje del avión y otra vertical. Sin embargo hay multitud de configuraciones distintas. Tiene función de estabilización y direccionamiento.
- **Los motores.** Estos pueden ser de combustión interna o turboreactores. La posición de ellos depende de la misión o del propio diseño del avión. Suelen estar en el morro, en las alas o en la parte trasera del fuselaje. Se encarga de mantener una fuerza horizontal que venza la resistencia al avance que genera el aire al desviarse por el paso de la aeronave a cierta velocidad.

Uno de los elementos mas importantes es precisamente el ala, pues es la que genera la fuerza necesaria para mantener el avión en el aire y muchos parámetros van referenciados a la geometría de esta. Los mas importantes de estos son la envergadura, la distancia lateral entre los extremos de las alas; la cuerda media aerodinámica que es la distancia entre el borde de ataque (punto más delantero) y el borde de fuga (punto más trasero) de un perfil que simula el comportamiento aerodinámico de todo el ala; y la superficie alar, que es la superficie en planta del ala, contando la que estaría internamente en el fuselaje.

Si bien es normal que estén todas las partes anteriormente nombradas algunas de ellas no son estrictamente necesarias, por lo que puede haber aeronaves de ala fija que no tengan fuselaje y cola, por ejemplo. Este tipo de aeronave se llaman alas volantes e incluyen las funciones del fuselaje o la cola en el ala y/o los motores. También se pueden encontrar aeronaves con varios fuselajes. Hay ejemplos muy variados de configuraciones de aeronaves de ala fija.

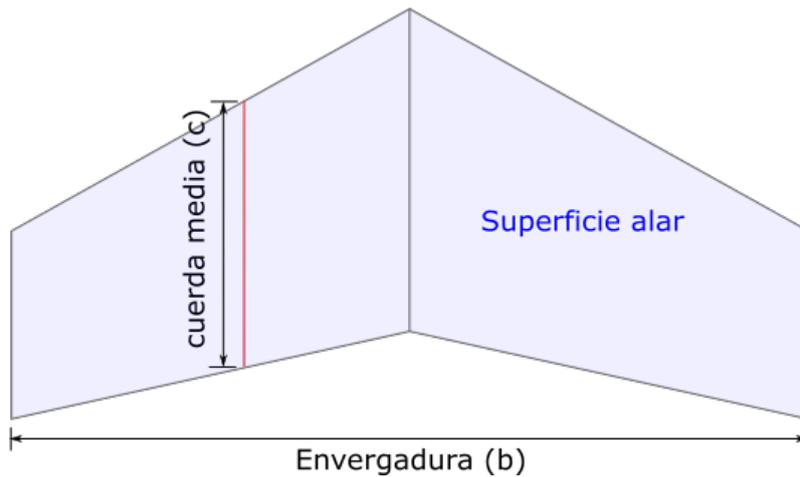


Figura 1: Parámetros geométricos principales del ala



Figura 2: Northrop YB-35. Ejemplo de ala volante. De Wikipedia

2.1.1. Fuerzas y momentos aerodinámicos

Las fuerzas y momentos aerodinámicos surgen por la interacción del flujo del aire a través de un cuerpo, no necesariamente uno de forma aerodinámica, sino cualquier cuerpo percibe estas fuerzas en contacto con el aire. El aire al encontrarse con un cuerpo tiene que desviarse de su dirección, acelerándose o frenándose según la forma del cuerpo y la propia velocidad del aire respecto a este. Sin embargo, en el caso de cuerpos con geometrías aerodinámicas esta interacción es calculable, analítica o numéricamente, de forma más fácil que un cuerpo cualquiera, con cavidades, rugosidades o cambios grandes de sección o pendiente.

Estas aceleraciones y deceleraciones generan una distribución de presiones no uniforme alrededor del cuerpo. En las zonas en las que el aire viaja más rápidamente la presión disminuye, mientras que en las que viaja más lentamente la presión aumenta. Estas diferencias de presiones son las que generan unas fuerzas y unos momentos sobre el cuerpo que se encuentra en el seno del aire.

Estas fuerzas y momentos también ocurren con otros fluidos que no sean el ai-

re, como el agua. Existen vehículos marinos que reducen la resistencia respecto al agua utilizando unos dispositivos similares a pequeñas alas de avión para elevarlos respecto la superficie del mar, como el de la figura 3.



Figura 3: Ejemplo de hidróptero. De la página web de Motor Boat & Yatching

Las fuerzas aerodinámicas se modelizan mediante el producto de la fuerza relativa que generaría una presión constante dada por el aire a una velocidad concreta sobre una superficie característica, en el caso de aeronaves de ala fija, la superficie alar; multiplicadas por un coeficiente de ponderación. Los momentos añaden la multiplicación por una distancia característica, que en los aviones es la cuerda alar media aerodinámica o la envergadura.

$$\begin{aligned} F_A &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_i \\ M_A &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w l C_i \end{aligned} \quad (1)$$

La presión dada por la velocidad se llama presión dinámica y corresponde a los términos $\frac{1}{2} \rho V^2$ de la ecuación 1, donde ρ es la densidad del aire y V la velocidad del aire respecto el cuerpo.

Los métodos de cálculo de los coeficientes aerodinámicos es muy complejo y depende de cada caso. La forma habitual de obtener una aproximación a estos es el uso de modelos estadísticos que recogen el valor de cada uno de los coeficientes según ciertos parámetros geométricos del avión. Estos modelos se obtienen analizando los valores obtenidos experimentalmente o empíricamente a partir de muchos experimentos o aviones reales. Estos modelos se encuentran recogidos en DATCOM. Sin embargo también hay software especializado en el cálculo de dichos coeficientes una vez introducida la geometría del cuerpo.

En este conjunto de trabajos los coeficientes que se usarán han sido calculados por este último método, mediante el software xflr5. El proceso de cálculo está mejor explicado en el Trabajo de Final de Grado de Álvaro Goterris Fuster, en el cual obtiene el modelo no lineal del UAV.

Dentro de las fuerzas aerodinámicas, las más comunes son la sustentación y la resistencia que son las proyecciones de la fuerza resultante en la dirección del viento y en la dirección perpendicular a este, respectivamente. Si el cuerpo es un perfil

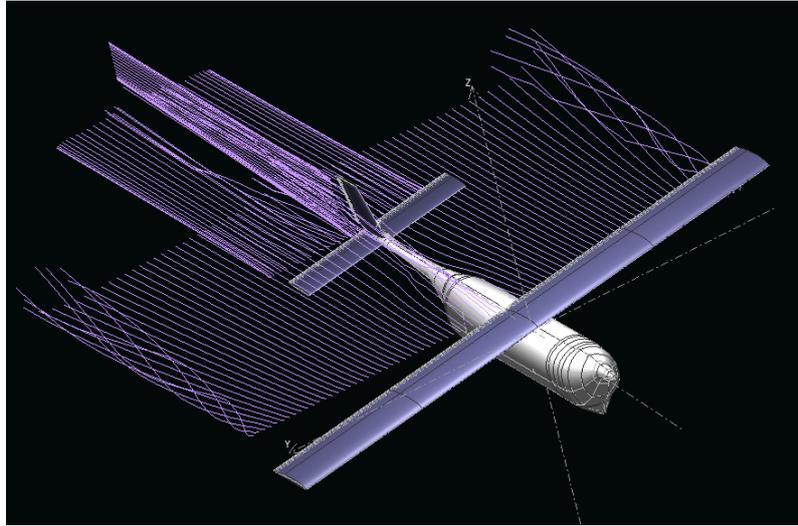


Figura 4: Imagen de una pantalla del xflr5

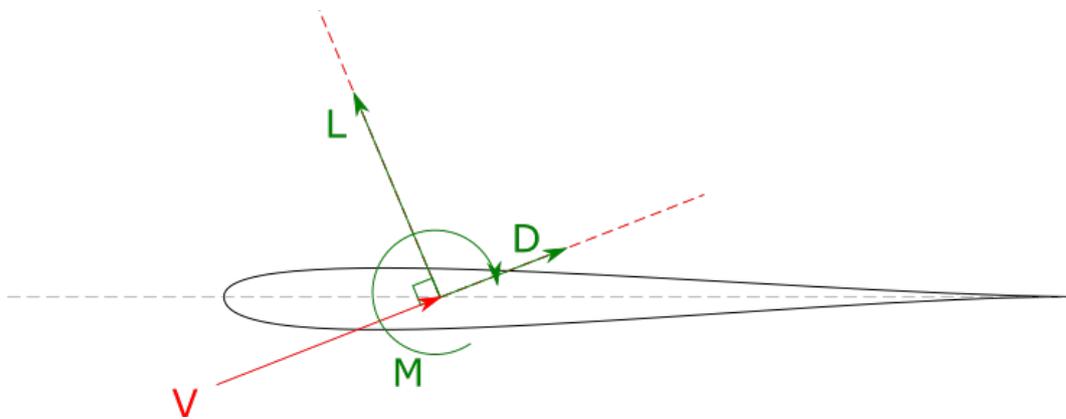


Figura 5: Fuerzas aerodinámicas

aerodinámico, la sustentación será mayor que la resistencia en las condiciones de diseño. Estas dos fuerzas son altamente dependientes del ángulo de ataque, que es el ángulo que forma la dirección de incidencia del viento respecto la cuerda del perfil. En un perfil también se genera un momento de cabeceo debido a que el punto donde se genera la fuerza resultante no es el centro de gravedad, sino que tiene un cierto desplazamiento.

También existen fuerzas y momentos a parte de estos, que se dan cuando aparecen asimetrías en el flujo del aire respecto al eje de simetría de la aeronave. Estas pueden ser porque bien el aire tenga una componente en la dirección lateral o que la propia aeronave modifique su simetría mediante deflexiones de ciertos elementos en sus superficies.

2.1.2. Controles

Los controles de una aeronave son aquellos elementos sobre los cuales el piloto, ya sea una persona o un ordenador de a bordo, puede actuar para modificar el comportamiento de la aeronave, modificando su dirección, altitud, o velocidad.

- **La palanca** (de gases). Es un valor que relaciona, porcentualmente, el empuje máximo que pueden dar los motores en las condiciones de vuelo, con el que

están dando en el momento. Se utiliza generalmente para actuar sobre la altitud y la velocidad de vuelo.

- **El elevador.** Se encuentra generalmente en la cola, formando parte del estabilizador horizontal. Puede ser todo este o una parte que se deflecte en la parte trasera de este. Se utiliza para dar momento de cabeceo provocando un giro respecto del eje lateral, modificando así entre otras cosas el ángulo de ataque y modificando la sustentación para variar la altitud.
- **Los alerones.** Suelen encontrarse en las zonas del ala más alejadas del eje central del fuselaje en la parte trasera del perfil. Se deflecan antisimétricamente, cuando uno se levanta el otro de baja, dando un momento de alabeo, que hace girar el avión respecto el eje longitudinal. Sirven para inclinar el avión respecto el eje longitudinal haciendo que parte de la sustentación tenga una componente horizontal facilitando los giros en el plano horizontal.
- **El timón.** Su posición habitual es la parte trasera del estabilizador vertical. Se defleca para aumentar la sustentación de este elemento de la cola generando un momento de guiñada, que hace girar la aeronave respecto del eje vertical controlando así el direccionamiento en el plano horizontal.

2.2. Control

El control es la disciplina encargada de, mediante el estudio del comportamiento de un mecanismo, y la configuración de este en cierto momento, generar unas actuaciones sobre este para garantizar una estabilidad en el sistema y un seguimiento de la referencia con unas ciertas características dinámicas.

2.2.1. Estabilidad

Un sistema es estable cuando para cierta acción generada sobre este de magnitud finita, la variación en los parámetros del sistema es también finita.

Existen dos tipos de estabilidad, la estabilidad estática y la dinámica.

La estabilidad estática es fácilmente observable mediante una canica y un cuenco, como en la figura 6. Es la capacidad de un sistema de, tras una perturbación en su estado, volver al estado de en el que se encontraba inicialmente.

Respecto a esto existen tres posibilidades:

- **Estable estáticamente.** Tras la perturbación, el sistema tiende a volver a la situación inicial. En la figura 6 correspondería a la primera imagen.
- **Inestable estáticamente.** Tras la perturbación, el sistema tiende a alejarse de la situación inicial indefinidamente. En la figura 6 correspondería a la segunda imagen.
- **Estabilidad estática Neutra.** Tras la perturbación el sistema evoluciona hasta encontrar una nueva posición de equilibrio. En la figura 6 correspondería a la última imagen.

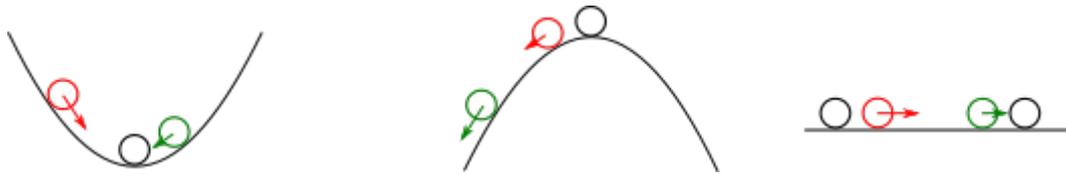


Figura 6: Ayuda visual sobre estabilidad

Por otra parte, la estabilidad dinámica hace referencia al comportamiento del cuerpo en torno el punto de equilibrio respecto el tiempo. Se supondrá que, para el caso, el sistema es estable estáticamente o tiene estabilidad estática neutra, puesto que si es inestable el comportamiento sería alejarse indefinidamente de este como ya se ha expuesto.

En este caso también aparecen tres posibilidades análogas a las anteriores.

- **Estable dinámicamente.** Tras la perturbación el sistema evoluciona hasta detenerse en la posición de equilibrio, ya sea oscilando entorno a este punto o avanzando directamente hasta este. Sería el caso de un péndulo, o de la canica y bol del ejemplo anterior, con rozamiento.
- **Inestable dinámicamente.** Tras la perturbación el sistema evoluciona oscilando entorno al punto de equilibrio pero a cada ciclo la amplitud de esta aumenta. Es lo que se da por ejemplo en una resonancia.
- **Estabilidad dinámica neutra.** Tras la perturbación el sistema oscila entorno al punto de equilibrio sin que la amplitud de la oscilación varíe con el tiempo siempre yendo y viniendo entre los mismos extremos. Esto ocurriría en un péndulo, o la canica y el bol, si no hubiese rozamiento ninguno.

Como se puede ver, que un sistema sea estable estáticamente no asegura la estabilidad de este, pues puede ser inestable dinámicamente, sin embargo si que es inherentemente necesario que tienda a una posición de equilibrio para que la estabilidad se pueda dar.

La estabilidad dinámica neutra tampoco se considerará estable, dado que, para una acción finita, no resuelve en una respuesta finita, sino en una respuesta media finita, pero oscilante.

2.2.2. Funciones de transferencia y Polos del sistema

Cualquier sistema dinámico funcionando respecto a un punto de equilibrio se puede definir matemáticamente mediante unas ecuaciones diferenciales, es decir unas ecuaciones con derivadas, generalmente temporales, que muestra su comportamiento respecto a ciertas acciones sobre dicho sistema.

Para variaciones pequeñas y un entorno de trabajo cercano al punto de equilibrio, estas ecuaciones se pueden linealizar. Esto significa modificar las ecuaciones de modo que, las variaciones estáticas de los parámetros que se obtienen, son directamente proporcionales a las variaciones que se realizan sobre las acciones.

Si las variaciones se encuentran muy lejanas al punto de equilibrio a partir del cual se han linealizado las ecuaciones pueden aparecer efectos que no son proporcionales a las acciones realizadas. Cuando estos efectos ocurren se les llama no linealidades. Es importante no alejarse mucho de los puntos de equilibrio pues no se está

diseñando inicialmente fuera de la linealidad.

Una vez linealizadas las ecuaciones estas se pueden transformar al entorno de Laplace, aplicando la denominada Transformada de Laplace, que es una operación matemática que permite transformar, entre otras cosas, ecuaciones diferenciales lineales en operaciones entre polinomios.

Estos polinomios relacionan el comportamiento entre las distintas variables. Una función de transferencia es, precisamente, una relación entre dos variables concretas de modo que, al introducir una variación en una, muestra la evolución de la otra. Son usualmente una división de polinomios, aunque puede presentar algún retardo (tiempo entre que se ejecuta la acción y la variable de estudio reacciona a esta) que tienen forma de exponencial. El polinomio del numerador siempre debe ser del mismo grado o inferior que el del denominador; sino, no representaría un sistema real.

Así, una función de transferencia tiene por forma general, la de la ecuación 2, donde $Q(s)$ es la función de transferencia, u es la acción de control, y es la variable a controlar, $f(s)$ y $g(s)$ son polinomios y T_r es el tiempo de retardo.

$$Q(s) = \frac{\Delta y}{\Delta u} = \frac{f(s)}{g(s)} \cdot e^{-T_r s} \quad (2)$$

Los polos del sistema son las soluciones a la ecuación $g(s) = 0$. Estos polos son los que definen el comportamiento general del sistema. Estos son generalmente números complejos. Si estos polos tienen parte imaginaria, entonces serán un par de polos conjugados, mientras que si no la tienen, no necesariamente debe formar parte de un par de polos.

Se dice que un polo define el comportamiento general del sistema porque según los valores de su parte real y su parte imaginaria podremos obtener datos relativos a la estabilidad del sistema, el tiempo que tarda en estabilizarse, o si oscila y con que amplitud.

- **La estabilidad.** Viene dada por la parte real de los polos, si esta es negativa el modo de comportamiento relativo a ese polo es estable (tanto estática como dinámicamente). Basta con que haya un polo con parte real positiva o nula para que el sistema no sea estable.
- **El tiempo se establecimiento.** Es el tiempo que tarda un sistema en estabilizarse, o, más formalmente, en llegar al rango de 2% de diferencia respecto al valor de equilibrio y no vuelve a salir de este. Este tiempo es menor cuanto más negativa sea la parte real del polo.
- **Comportamiento oscilatorio.** Aparece cuando hay, al menos, un par de polos complejos conjugados.
- **Amplitud de oscilación.** La amplitud máxima de oscilación viene dada por el ángulo que forman las rectas que unen el origen con los polos conjugados respecto del eje real. Cuanto mayor sea este ángulo mayor será la sobreoscilación.

Así, el comportamiento de un sistema estable será subamortiguado cuando presente oscilaciones en torno al punto de equilibrio, es decir cuando tenga, al menos, un par de polos complejos conjugados. Mientras que un sistema estable será sobreamortiguado cuando todos los polos de este sean reales, lo que significa que la respuesta

no oscila respecto a un punto de equilibrio, sino que se acerca asintóticamente a este.

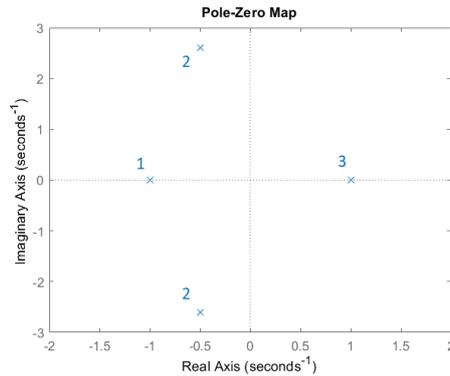


Figura 7: Localización de polos ejemplo

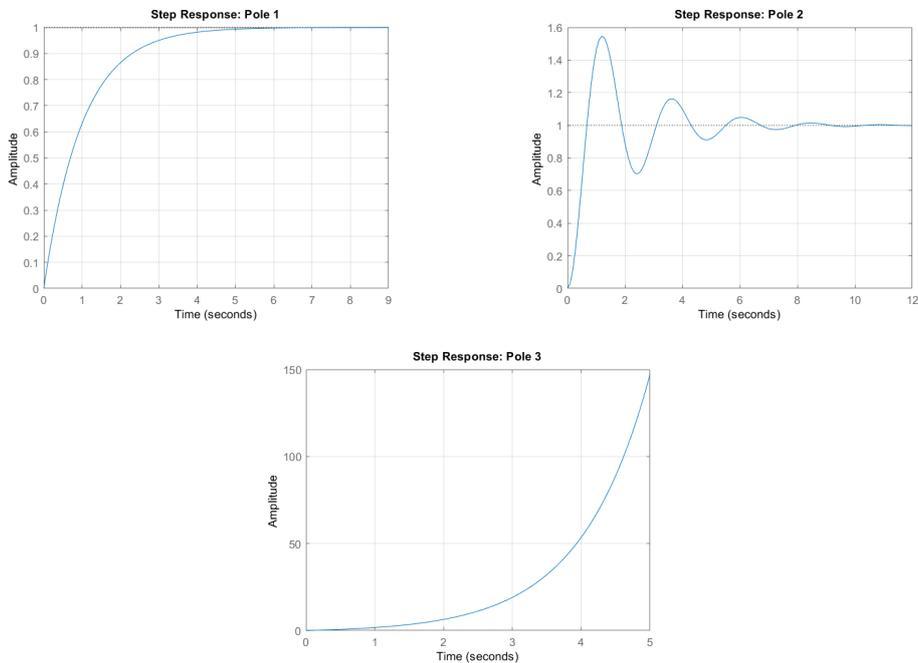


Figura 8: Respuesta ante un escalón de cada polo

En las figuras 7 y 8 se pueden ver la representación de los polos en el plano complejo, y la respuesta del sistema con los polos 1, 2 y 3, respectivamente. Como se puede ver, la respuesta del polo con parte real positiva es inestable.

Los ceros son los resultados de la ecuación $f(s) = 0$. El efecto de estos es menos visible directamente. Pueden generar sobreoscilaciones no deseadas o efectos de fase no mínima en los que el sistema empieza comportándose en el sentido contrario al que debería. Es decir, modifican ligeramente la fase transitoria.

2.2.3. Controladores (PID)

El comportamiento de un sistema se suele representar mediante diagramas de Bloques. Esto es una representación gráfica que muestra las relaciones causales entre

las señales del sistema.

La estructura del sistema de control pueden ser en bucle abierto o en bucle cerrado. Una estructura de control en bucle abierto genera unas acciones sobre el sistema sin tener en cuenta el estado de este, es decir, no realimenta el estado y lo compara con lo que se quiere conseguir. Mientras tanto, la estructura en bucle cerrado es todo lo contrario, utiliza la diferencia entre el estado del sistema y el punto de referencia deseado para generar la acción de control.

Si bien puede parecer que un sistema puede ser más estable si se encuentra en bucle cerrado, esto no tiene porque ser así. La aparición de retardos u otros efectos puede hacer que el efecto sea todo el contrario, si no se añade ninguna función de transferencia que modifique ligeramente la acción de control.

Estas funciones de transferencia se llaman controladores y pueden ser de muchos tipos, desde una simple ganancia, multiplicación por una constante, hasta la inclusión de acciones integrales que acumulen el error hasta el momento o derivativas que prevean la evolución de este.

De la unión de estas tres cosas aparecen los PID, Proporcional, Integral y Derivada. Cada acción tiene una función distinta dentro del controlador.

- El **integrador** acumula el error con el tiempo y pondera la acción en relación a esto. Esto permite que la variable a controlar siga fervientemente la referencia, el valor que se quiere para ella, y no aparezca un error constante con el tiempo. Es muy importante cuando se quiere rechazar las perturbaciones, pues hace que vuelva al valor deseado cuando estas aparecen.
- El **derivador** estima la evolución próxima que va a seguir la variable. Esto permite actuar sobre esta teniendo en cuenta como se comportará en un futuro, lo que permite modificar acordemente la evolución temporal pudiendo evitar sobreoscilaciones.
- El **factor proporcional** ayuda a modificar los polos del sistema junto con las otras dos, pudiendo introducirlos en una cierta zona de especificaciones, consiguiendo el tiempo de establecimiento y la sobreoscilación dentro de unos límites deseados.

Así, la estructura básica de un PID queda de la siguiente forma, donde P , I y D son constantes relativas a cada una de las acciones del PID.

$$PID(s) = P \left(1 + I \frac{1}{s} + D s \right) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (3)$$

Existen otros tipos de controladores, de rangos muy variados, en los que se modifica la lectura de datos o la referencia, aunque todos se basan en esencia en este efecto de acciones integrales y derivativas.

Todo lo introducido sobre control en este apartado se refiere a control clásico, pensado generalmente para sistemas SISO, Single Input Single Output (una entrada, una salida). Para sistemas más complejos en los que se deban controlar varias salidas mediante varias entradas, sistemas MIMO (Multiple Input Multiple Output), existen otros métodos de control que no se van a exponer puesto que en el trabajo no se usan. Cuando el número de salidas y entradas es el mismo se pueden convertir en

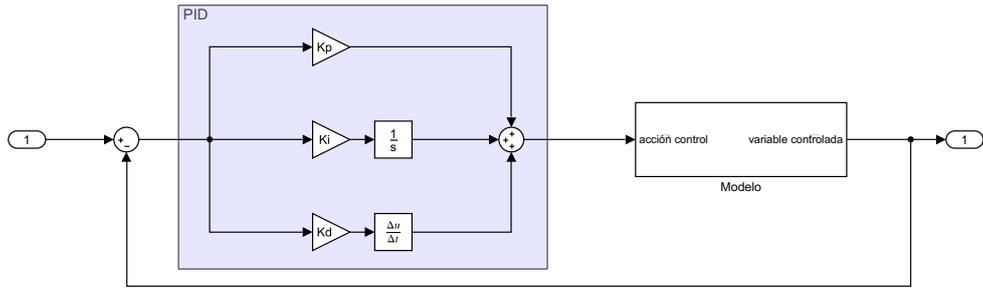


Figura 9: Estructura de un PID

tantos SISO como salidas y entradas haya. Si se quiere más información al respecto, hay multitud de fuentes en las que consultar. Se ha añadido alguna en la bibliografía.

3. Estado del arte: UAV

Antes de introducirse mas en el meollo del trabajo, puede ser interesante, entender correctamente que es un UAV, que diferencias tiene respecto otros vehículos aéreos, y un poco la historia que ha hecho que estos sean como son ahora.

3.1. Definición

La definición de UAV (*Unmanned aerial vehicle*) es la de cualquier vehículo aéreo que no necesita transportar en su interior a un humano para su funcionamiento, siendo controlable mediante un control remoto, o de forma autónoma. La diferencia principal entre estos y los misiles es que los UAV son recuperables, mientras que los misiles no. Como vehículo aéreo que es, las fuerzas que gobiernan su dinámica son las aerodinámicas, expuestas en el apartado 2.1.1. Estas fuerzas son las que permiten que el UAV pueda realizar un vuelo controlado, nivelado y sostenido.

Dentro de los propios UAV existen distintos tipos de clasificaciones, ya sea por el peso, las dimensiones, el tipo de carga de pago o la misión de este. Cada entorno legislativo tiene sus propias divisiones y normativa para dicha clasificación. Entre ellos, la EASA (*European Union Aviation Safety Agency*), que es la agencia legislativa del territorio Europeo, recoge tres categorías principales según el riesgo que suponen. Estas son *Open Category*, *Specific Category* y *Certified Category*, las cuales implican cada una un nivel de riesgo superior a la anterior.

Otros terminos relacionados con los UAV pueden ser las palabras *drone*, o dron, que es como son llamados comúnmente por el público; o UAS (*Unmanned Aircraft System*) que es utilizado para dar importancia también a los elementos y instrumentación interna de la aeronave, como la estación en tierra, los sistemas de comunicación o instrumentos necesarios para la recogida de estos, entre otros. Existe una sigla específica en español para referirse a estos vehículos. Esta es VANT, Vehículo Aéreo No Tripulado. Sin embargo, se seguirá usando UAV en el resto del trabajo, dado que es mucho más usada en el mundo de los vehículos aéreos.

Finalmente, cabe diferenciar los UAV que pueden ser controlados a distancia, mediante un control remoto y radiofrecuencia, de los que siguen de forma autónoma una ruta o misión especificada anteriormente. Estos primeros son llamados habitualmente RPV (*Remotely Piloted Vehicles*), sin embargo, estos no incluyen unicamente UAV, sino también pequeños coches o barcos.

Otras clasificaciones comunes dependen de la forma de propulsarse y sustentarse, de la disposición de los propulsores, el numero de estos, etc.

3.1.1. Antecedentes de los UAV

Desde los inicios de la humanidad, se han creado sistemas pensados para desplazarse por el aire en una dirección concreta, con cierto control, o incluso pudiendo levantar carga en ellos. Estos son los proyectiles, las cometas, los globos y los cohetes impulsados por polvora.

Si bien difieren mucho de la definición de UAV, algunos de estos empezaron a determinar las características que luego se pueden ver en UAV más modernos.

- Los **proyectiles** determinaron la importancia del empuje y el peso al intentar llegar a largas distancias, así como la sección que el aire veía a su paso. Por ejemplo, las flechas tenían una sección pequeña que reducía la fricción que realizaba el aire sobre estas, sumando su bajo peso resultaba en largas distancias aun usando lanzaderas con relativo poco empuje.
- Las **cometas** pueden volar gracias a la sustentación que realiza el viento al moverse entorno a estas. Su fácil construcción pudo hacer que se pudiesen crear mediante prueba y error, aun sin conocimientos en aerodinámica. También eran controlables mediante los hilos que se podían unir a estas por varias partes, permitiendo la realización de acrobacias en el aire, que incluso fueron usadas para mandar mensajes a largas distancias.
- Los **globos** se iniciaron en china mediante las lanternas chinas, unas estructuras de papel con una vela en su interior que calentaban el aire aportando flotabilidad al reducir su densidad. Por ende estas sí estaban auto propulsadas, pero a merced del viento. Tras esto, globos de mayor tamaño fueron construidos pudiendo transportar carga pesada, como humanos o carga militar.
- La **pólvora** nació también en China donde la utilizaban tanto con fines recreativos, como fuegos artificiales, como militares, creando cohetes que se propulsaban hacia el objetivo para impactar contra este con una explosión final. Tras esto, llegó a Europa y se sofisticó dando lugar a las armas de fuego que hoy en día siguen utilizándose.

Una vez llegado el siglo XV la evolución de la Física y los estudios científicos empezaron a generar conjeturas sobre el vuelo atmosférico a través de la observación de las aves. Así se remarcó la importancia de la velocidad, la densidad y la superficie al buscar que el aire realizase una fuerza sustentadora sobre el cuerpo y lo mantuviese elevado.

Algunos de los ingenios más conocidos de estos son los Ornitópteros de Leonardo Da Vinci (1452-1519) el cual, basándose en las aves y las semillas que sustentan transportándose en el aire con vuelo helicoidal, contienen elementos que aportan energía capaz de generar movimiento al aparato en cuestión.

También son conocidos unos pequeños sistemas parecidos a cometas con superficies estabilizadoras y una goma que se enrollaba y se conectaba a una pequeña hélice. Esta goma se desenroscaba dando energía a la hélice y propulsando por un tiempo el sistema.

Tras esto, queda patente la necesidad de una sustentación que venza el peso de la aeronave y un empuje que venza la resistencia de avance. Pero no se había encontrado una solución al control estable hasta que los hermanos Wright añadieron estabilizadores verticales y horizontales en su diseño.

Las revoluciones científicas de principios del s.XX realizaron el empujón que necesitaba la aviación no tripulada. Los más relevantes en este aspecto fueron la realización de los primeros aeroplanos controlables mediante tensores unidos a las

superficies deflectables; la contribución de Tesla en la telecomunicación; y el desarrollo del giróscopo mecánico dentro de la navegación aérea. Estos últimos facilitaban la estabilización tanto longitudinal como lateral del avión.

3.1.2. Evolución de los UAV

Durante la **Primera Guerra Mundial** (1914-1918), gracias a los avances, tanto en la estructura del fuselaje como de las superficies de control y de la planta propulsora; se llega a elaborar la primera aeronave no tripulada propiamente dicha. *Sperry Aerial Torpedo* (1917) era un biplano que se dirigía hacia el blanco mediante señales de radio. Podía volar hasta una distancia de 50 millas (~ 80 km) y llevar una carga explosiva de 300 libras (~ 135 kg). Nunca llegó a usarse en combate real, sin embargo permitió la creación de la segunda como una evolución de esta. La *Kettering Bug* era una bomba con alas, es decir, el propio fuselaje era el explosivo. Estaba pensada para despegar junto a un vehículo con ruedas.

Si bien eran aeronaves controladas a distancia y autónomas, estas no eran recuperables, o no estaban pensadas como tal; por lo que no se podrían considerar estrictamente como UAV, sino que la palabra misil se ajustaría más a sus características principales. Sin embargo, como se puede ver en la Figura ?? la forma se asemeja más a la de un avión que a la de un misil.

Posteriormente, en el **Periodo de Entre-guerras**, se empezaron a diseñar cañones antiaéreos, dado que se reconoció la importancia militar de las aeronaves. Estos cañones necesitaban un blanco no tripulado para los ensayos, por lo que se crearon UAV diana. La Marina Real Británica usaba el *Queen Bee* en el 1935. Este estaba fabricado principalmente de madera y se controlaba por radio, uno de ellos incluso sobrevivió a 40 misiones de entrenamiento antiaéreo.

Llegada la **Segunda Guerra Mundial** (1939-1945), con la necesidad de ir más rápido y más alto, la aviación tiene una nueva revolución. Esto, a su vez, significó nuevos diseños en UAV, como el *RP-71*, de la compañía *Radioplane Company* que fue uno de los primeros vehículos no tripulados de vigilancia, aunque también se empleaba como diana. Estos aviones-cámara tenían las ordenes de navegación programadas antes del vuelo por lo que eran muy sensibles a las condiciones externas.

Una vez llegada la **Guerra Fría** (1945-1985) entre las potencias capitalistas y las comunistas, se impulsó considerablemente el avance tecnológico y científico de los campos aeronáutico y espacial.

- En la primera **Década de Post-Guerra** (1945-1955) se desarrolló la navegación de Largo Alcance, el mapeo por radas y la navegación inercial. Estas cosas resultaron en los primeros vuelos precisos de UAV. El *Radioplane Q-1* (RQ-1) y versiones posteriores muestran este efecto.
- Durante la **Guerra de Vietnam**, aparecieron drones de reconocimiento y vigilancia de terreno no detectables por radar. Un ejemplo de estos es el *Ryan Model 147 Lightning Bug*. Debían irse modificando conforme se iban mejorando los radares terrestres al ser imperante el hecho de ser indetectables para su correcto funcionamiento. También se usaban a veces como señuelo.
- La **Crisis de los Misiles de Cuba** (1962) obligó, en cierta manera a usar UAV como rechazo de misiles guiados. Variaciones del modelo *Ryan Model*

147-A Fire Fly aparecieron tanto para misiones a gran altura (*147-B*) y a baja altura (*147-J*). Por esta época apareció también el primer helicóptero no tripulado, el ***QH-50 DASH***, que era un UAV antisubmarinos.

- A partir de la mitad de la guerra de Vietnam, la probabilidad de éxito de los UAV era cercana al 90%. Pero sus bajos rangos y autonomías en comparación con aeronaves tripuladas no les permitían ser protagonistas en la gran mayoría de casos. Por este motivo estos dos fueron los objetivos principales en los avances tecnológicos en este campo. Este problema se atacó mediante la reducción de peso y el aumento de la potencia específica del motor. Se aligeraron los dispositivos de navegación inerciales y por satélite, y los ordenadores de abordaje.

Por el año 1978, la industria israelí *Israel Aircraft Industries (IAI)* desarrolló una plataforma de vigilancia pequeña ligera y rápida, fabricada con fibra de vidrio y capaz de tomar imágenes de 360°. Esta era el ***IAI Scout***. Los estadounidenses se interesaron por el proyecto y incorporaron sus avances tecnológicos. Así nació el ***AAI RQ-2 Pioneer*** el año 1986 siendo el primer UAV en estar impulsado por motores cohete y se sigue utilizando militarmente hoy en día.

Ya llegados los 90, la mayoría de ejércitos con alta tecnología desarrollaron UAV para operaciones de vigilancia y evasión de conflictos armados, por su gran versatilidad en estos campos.

Sin embargo, también afloraron en estos momentos multitud de vehículos no tripulados con fines no bélicos. Se desarrollaron varios de ellos destinados a operaciones de vuelos largos usando el mínimo de combustible posible por parte de empresas como *AeroVironment Inc.* dentro del programa *Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST)* de la NASA. Se fabricaron cuatro plataformas solares de propulsión con pila de combustible: ***NASA Pathfinder***, ***NASA Pathfinder Plus***, ***NASA Centurion*** y ***Helios Prototype***.

Si bien, la evolución de los UAV ha estado claramente marcada por la industria militar, hoy en día hay un gran interés de llevarlos hacia la sociedad civil. Existen multitud de UAV para todo tipo de misiones, desde recreativos, hasta aplicaciones en agricultura, extinción de incendios o entrega de paquetes.

4. Plataforma

En esta sección se expondrá el objeto de estudio sobre el cual se realizará el trabajo, es decir, el UAV realizado dentro del proyecto HERMES UPV.

4.1. Proyecto HERMES UPV

HERMES UPV nació de la iniciativa de un grupo de alumnos para crear un UAV de entrega de paquetes para situaciones humanitarias, originalmente para participar en un concurso que se realiza anualmente en Gran Bretaña.

Dicho proyecto está incluido dentro de Generación Espontánea, una sección dentro de la Universitat Politècnica de València (UPV), que financia a los grupos de alumnos emprendedores que quieran iniciar sus propios proyectos dentro del amparo de la universidad.

Por otra parte, HERMES UPV tiene colaboraciones con otros departamentos importantes dentro de la universidad, como puede ser el Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática (DISA), o el Centro de Motores Térmicos (CMT). Ambos departamentos son de gran interés para el proyecto. El primero aporta conocimientos en el campo de los sistemas embarcados del UAV, y es el que coordina estos Trabajos de Final de Grado, mientras que el segundo ayuda con consultas sobre aerodinámica y diseño externo del UAV. Además, tanto estos como otras empresas externas colaboran también de forma monetaria.

El nombre del proyecto viene por el hecho de que está destinado a diseñar UAV de entrega de paquetes humanitarios, haciendo referencia al dios griego Hermes, que era el mensajero de los dioses según la mitología.

4.2. UAV HERMES

No obstante, el primer diseño realizado no está destinado principalmente a la entrega de paquetes, aunque permitiría hacer pruebas en este aspecto. Este diseño inicial, nace por encargo del DISA, como un banco de pruebas para extender la autonomía del UAV mediante el uso de pilas de hidrógeno, dado que este es uno de los campos de estudio principales que tienen en la actualidad. Por lo tanto muchos aspectos de su diseño deben ajustarse a las limitaciones que esto genera.

Los materiales de los cuales está hecho son Poliestireno Expandido, Fibra de Carbono, Madera de balsa y HIPS (High Impact PolyStyrene), un plástico de alta resistencia que se puede imprimir mediante impresoras 3D.

4.2.1. Características de Diseño

La característica más destacable es que su diseño es modular. Esto quiere decir que cualquier parte de este es fácilmente desmontable y reemplazable por lo que permite que se pueda modificar su fuselaje según la misión que deba realizar. Así, se pueden mantener la cola y las alas sin variaciones, manteniendo en gran medida las constantes aerodinámicas que estas aportan.



Figura 10: Maqueta a tamaño real del HERMES

Además el fuselaje se puede abrir por los lados, pudiendo acceder fácilmente a su interior, posibilitando enormemente la reparación, reposición o intercambio de los elementos que este contenga. De este modo, se puede tener el UAV saliendo rápidamente tras la descarga de un paquete con uno nuevo a repartir. También favorece la conexión de los cables de electrónica a los respectivos puertos a los que son necesarios que vayan. Dichas esclusas laterales se pueden cerrar enganchándola en la parte inferior de la estructura del fuselaje.

Siguiendo en la misma línea, hay otras zonas que se pueden abrir fácilmente para permitir el acceso a componentes o uniones de interés. El morro, por ejemplo se puede abrir por un lateral para acceder a la cámara que hay instalada en este. La unión de las alas, sobre el fuselaje, también. Ahí se encuentran las antenas de que se ocupan de la telecomunicación y los elementos que mantienen unidos el ala y el fuselaje.

Por otra parte, la parte superior del fuselaje consta de unos canales por los que pasa el cableado de un extremo a otro del UAV, pudiendo conectar los distintos elementos del UAV sin que el cableado moleste en el espacio en el que se encontrarán los propios paquetes y otras cargas de pago.

En el fuselaje se pueden observar 5 partes diferenciadas:

- **El morro.** Contiene la cámara, el motor, la batería para el motor y el controlador de éste. Este último se encuentra en el exterior unido sólidamente con un aislante entre el controlador y la piel del fuselaje, esto es porque se calienta considerablemente y es necesario que se refrigere.
- **La primera sección.** Contiene el mecanismo que extiende y repliega el tren de aterrizaje, además de baterías para dar energía al resto de sistemas.
- **La zona de la electrónica.** Se encuentra entre las dos esclusas. Contiene una bandeja a mitad altura donde se colocan la gran mayoría de dispositivos electrónicos que contiene el UAV. Por la parte de debajo de la bandeja pasan los conductores del depósito de hidrógeno y la pila.
- **Las dos esclusas.** Son las secciones más largas. Contienen una esclusa en la parte inferior hecha con madera de balsa por facilidad al hacer el agujero y

poder paralelar la fabricación. En estas van las cargas de pago. En el caso del uso con pila las esclusas se sellan y contienen en su interior la pila y el depósito de hidrógeno. Son exactamente iguales una a la otra

- **La cola.** Esta hecha maciza de poliestireno expandido, dado que su única finalidad es aerodinámica. El dispositivo GPS está colocado encima suyo dado que debe estar alejado de los mecanismos electrónicos para evitar el ruido.

Por seguridad, el ala está unida por delante y por detrás de la cuaderna que separa la primera esclusa y la zona de la electrónica. Así, la resistencia se reparte mejor alrededor de la cuaderna. En el caso del tren de aterrizaje trasero se debería hacer lo mismo, pero la posición del centro de gravedad no lo permite, puesto que si se adelanta más podría adelantarse a este y la aeronave en suelo podría volcar.

El centro de gravedad está cercano a esa zona, ligeramente delante de la cuaderna. Este es el motivo por el que la pila también se añade en ese lugar, puesto que de ese modo no se modifica mucho su posición al incluirla.

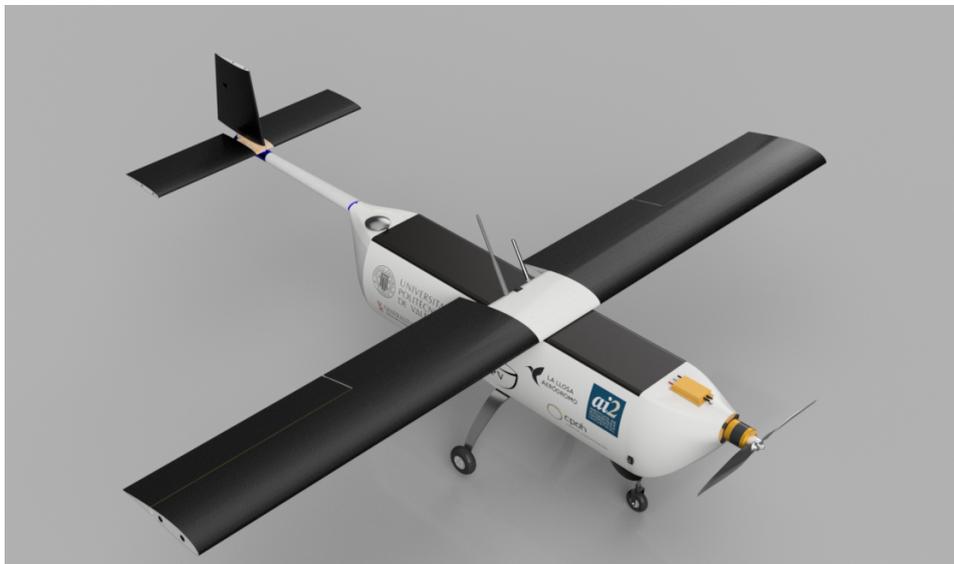


Figura 11: Diseño CAD del HERMES

4.2.2. Características Aerodinámicas

En lo respectivo a sus propiedades y características aerodinámicas, su definición está mucho mejor explicada en el TFG de Álvaro Goterris. En este se exponen varios procesos de obtención de estas y las definitivas que se toman para la realización del modelo.

Las características aerodinámicas de un aeronave de ala fija se definen mediante coeficientes aerodinámicos. Estos coeficientes relacionan una fuerza o momento aerodinámico respecto a una variable de comportamiento de la aeronave, como ángulos de incidencia del viento, velocidades de giro o deflexiones de los controles.

En las tablas 1 y 2, así como en la ecuación 4, se muestran todos los coeficientes relevantes, y los que se van a usar en el trabajo en sí. Los valores que tienen un guión es porque se van a obviar a favor de la composición de estos mediante los coeficientes de sustentación (C_L) y resistencia (C_D). Todos estos coeficientes son adimensionales.

$$C_D = 0,039 + 0,0907\alpha + 1,4201\alpha^2 \quad (4)$$

Variable	1	α	β	$\dot{\alpha}$	$\dot{\beta}$	V	p	q	r
C_L	0,3310	4.8406	0	2.2396	0	0	0	10.1570	0
C_X	0	-	0	-	0	0	0	-	0
C_Y	0	0	-0.1437	0	0	0	0.0398	0	0.1738
C_Z	0	-	0	-	0	0	0	-	0
C_l	0	0	-0.0207	0	0	0	-0.5269	0	0.2224
C_M	0,2662	-1.7800	0	-9.4711	0	0	0	-24.8790	0
C_N	0	0	0.0756	0	0	0	-0.1466	0	-0.0894

Tabla 1: Coeficientes aerodinámicos de las variables de estado

Variable	δ_A	δ_E	δ_F	δ_R
C_X	0	-0.0217	-0.0902	0
C_Y	-0.0155	0	0	0.1201
C_Z	0	-0.0217	-0.0902	0
C_l	0.4548	0	0	-0.0024
C_M	0	-2.2135	0.7256	0
C_N	0.0082	0	0	-0.0673

Tabla 2: Coeficientes aerodinámicos de las variables de control

Los términos relativos a δ_F hacen referencia a los flaps, estos son dispositivos hipersustentadores que se utilizan generalmente en despegues y aterrizajes para aumentar la sustentación que aportan las alas y así poder volar a menor velocidad.

5. Modelo No Lineal

El modelo de un sistema busca representar el comportamiento de este frente a las posibles entradas que se le puedan hacer a este. Un modelo será usualmente aproximado, y no podrá afinar exactamente el comportamiento del sistema en todos los casos, debido a la dificultad que puede representar tener en cuenta todos los posibles efectos que pueda haber sobre este con ecuaciones matemáticas simples. Así, para obtener el modelo se suele partir de ciertos supuestos o hipótesis, que ayudan a elaborar el modelo y poder eliminar términos de este que generalmente tendrán poca influencia.

Respecto al comportamiento de una aeronave de ala fija, el modelo usado habitualmente es el de las denominadas ecuaciones de Bryan o las 12 ecuaciones de la dinámica y cinemática de una aeronave.

Las hipótesis que sigue este modelo son las siguientes:

1. **Cuerpo Rígido.** Se supone que la distancia entre todas las partículas del cuerpo es fija. Se supone para definir traslación y rotación a través del CDG, y inercias constantes.
2. **Origen de ejes en el Centro de Masas.** Permite la independencia de las ecuaciones de rotación de las traslaciones, aunque no a la inversa. Además, la gravedad no genera momentos
3. **Giro de la tierra despreciable.** Para velocidades normales, o bajas, no es muy importante, y facilita la comprensión de las ecuaciones. Se puede añadir posteriormente si hubiera necesidad, aunque no es el caso en este estudio.
4. **Atmósfera en calma.** No se tendrá en cuenta movimientos de la atmósfera respecto a la tierra (viento nulo).
5. **Atmósfera sin turbulencia.** No se considerará la aparición de ráfagas o ruido aleatorio en los parámetros del aire.
6. **Plano XZ de simetría.** Las inercias parciales I_{yx} y I_{yz} se consideran nulas. Esto facilita enormemente las ecuaciones y desacopla las longitudinales y las transversales.
7. **Inercias rotativas ignoradas.** No se tiene en cuenta la aportación inercial de elementos rotativos como hélices o rotores. Si hiciese falta se podrían añadir a las respectivas inercias.
8. **Masa constante.** Las variaciones de masa y los efectos de esta se obvian en las ecuaciones.

Generalmente en un avión de ala fija las hipótesis de que la masa no cambia y que no hay movimiento relativo entre las partículas del sistema no son ciertas pero si se pueden considerar como tal para periodos de vuelo corto, dado que el consumo de combustible no suele ser muy alto, y los efectos dinámicos de cambio de masa se pueden seguir despreciando, al igual que los cambios de inercia por el movimiento del combustible entorno al avión. Sin embargo, en este caso aún es más exacto, dado que el UAV de estudio no utiliza combustible, sino un motor eléctrico y baterías. En

el caso de la pila de hidrógeno sería otro caso, pero no se va a abordar en este TFG.

Remarcar que todas las aeronaves de ala fija tienen elementos de control que se deflexan y por tanto varía la posición relativa de estos afectando, tanto a la inercia como la posición del centro de gravedad. Sin embargo, dichas variaciones son tan pequeñas que se pueden considerar despreciables.

Por otro lado, las hipótesis de atmósfera en calma y sin turbulencias se podrán eliminar más tarde en la generación del modelo añadiendo ciertas operaciones auxiliares que las incluyan.

Una vez expuestas las hipótesis para la obtención del modelo que rige el comportamiento dinámico y cinemático del avión se puede pasar a exponer el modelo aerodinámico y de las fuerzas de empuje.

Según lo que se ha explicado anteriormente, en la sección 2.1.1 las fuerzas y momentos aerodinámicos se caracterizan mediante un coeficiente aerodinámico que pondera una fuerza de referencia. El modelo aerodinámico define precisamente esos coeficientes. Se usará un modelo lineal de estos en el que cada coeficiente depende linealmente de los parámetros que gobiernan esa fuerza. Los valores que multiplican a cada parámetro están expuestos en la tabla 1 de la sección 4.2.2.

Dentro de los coeficientes aerodinámicos hay uno un tanto especial, para el cual un modelo lineal no es suficiente. Este es el coeficiente de resistencia. Que para estar bien caracterizado debe tener componentes cuadráticas o de mayor orden.

Por otro lado el modelo de empuje se ha obtenido mediante una regresión cuadrática del empuje que genera respecto al parámetro de control de este a partir de valores aportados por el fabricante del motor, y obligando que cuando no se quiera empuje el parámetro de control sea también nulo. Esta regresión se puede observar en la figura 12.

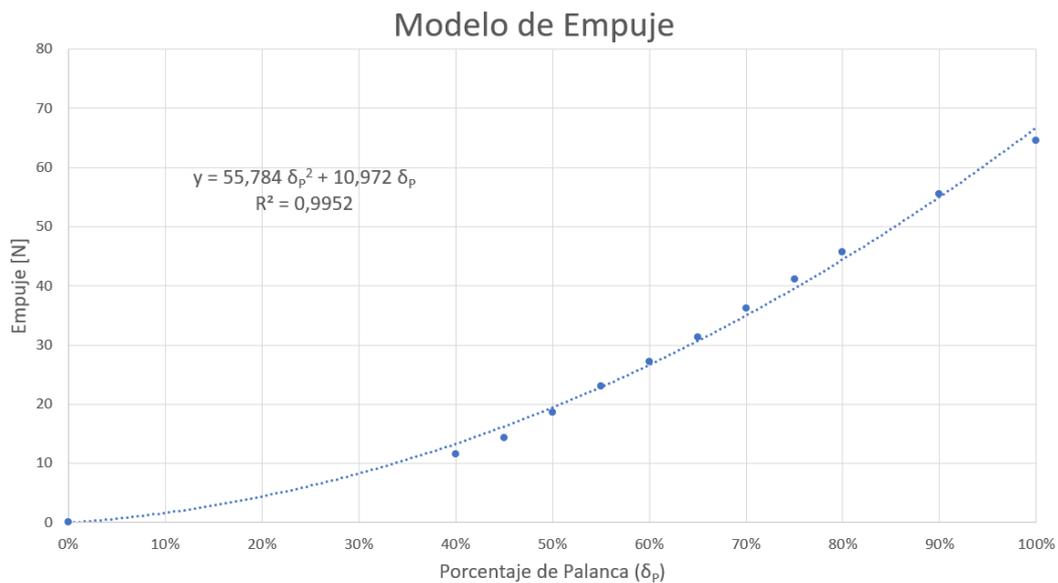


Figura 12: Regresión de datos del fabricante del empuje según la palanca

5.1. Ecuaciones

5.1.1. Ecuaciones de Bryan

El conjunto actualizado de las ecuaciones de Bryan que gobiernan la evolución dinámica y cinemática del cuerpo es el siguiente.

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= \frac{1}{m} (X_T + X_A - m g \sin \theta) - q w + r v \\
 \dot{v} &= \frac{1}{m} (Y_T + Y_A + m g \cos \theta \sin \phi) - r u + p w \\
 \dot{w} &= \frac{1}{m} (Z_T + Z_A - m g \cos \theta \cos \phi) - p v + q u \\
 \dot{p} &= \frac{I_{zz}}{A} L + \frac{I_{xz}}{A} N + \left(\frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{A} \right) p q + \left(\frac{I_{zz}(I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2}{A} \right) r q \\
 \dot{q} &= \frac{M}{I_{yy}} + \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} p r + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) \\
 \dot{r} &= \frac{I_{xx}}{A} N + \frac{I_{xz}}{A} L + \left(\frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2}{A} \right) p q + \left(\frac{I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})}{A} \right) r q \\
 \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \\
 \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\
 \dot{\phi} &= p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \\
 \dot{x} &= u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \phi \sin \psi) + w (\sin \theta \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\
 \dot{y} &= u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \phi \cos \psi) + w (\sin \theta \cos \phi \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\
 \dot{z} &= -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned} \tag{5}$$

donde $A = (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)$

Dentro de estas ecuaciones se observan los siguientes símbolos:

- $\{u, v, w\}$ Son las velocidades lineales en las direcciones de los ejes x, y, z; respectivamente, en ejes cuerpo.
- $\{p, q, r\}$ Son las velocidades angulares respecto los ejes x, y, z; respectivamente, en ejes cuerpo.
- $\{\phi, \theta, \psi\}$ Son los ángulos de Euler que definen la orientación del cuerpo. Estos se miden a partir de los ejes cuerpo x, y, z, respectivamente. El proceso de conversión es ZYX, es decir, primero se aplica el giro respecto el eje z, luego respecto el eje y y luego respecto el x. De este modo queda perfectamente definida la orientación.
- $\{X_A, Y_A, Z_A\}$ Son las fuerzas aerodinámicas proyectadas en los ejes cuerpo x, y, z.
- $\{X_T, Y_T, Z_T\}$ Son las fuerzas aerodinámicas proyectadas en los ejes cuerpo x, y, z.
- $\{L, M, N\}$ Son los momentos aerodinámicos respecto los ejes cuerpo, x, y, z, respectivamente.

- $\{m\}$ Es la masa del cuerpo, se considera constante.
- $\{g\}$ Es la aceleración de la gravedad.
- $\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}\}$ Son los componentes no nulos del tensor de Momentos de Inercia.
- $\{x, y, z\}$ Representan la posición en el eje inercial NED, donde la x apunta al norte, la y al este y la z hacia abajo.
- $\{\dot{\cdot}\}$ El punto sobre cualquier variable representa la derivada temporal sobre dicha variable.

5.1.2. Modelo de Fuerzas y Momentos Aerodinámicos

Como se ha expuesto anteriormente, en la sección 2.1.1, el modelo de las fuerzas y momentos aerodinámicos quedaría, para cada fuerza, de la siguiente manera.

$$\begin{aligned}
X_A &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_X \\
Y_A &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_Y \\
Z_A &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_Z \\
L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w b C_l \\
M &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w c C_M \\
N &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_w b C_N
\end{aligned} \tag{6}$$

A su vez, los coeficientes C_X , C_Y , y C_Z son combinación de otros coeficientes, como son el de la fuerza de sustentación (C_L), el de resistencia (C_D), y el de la fuerza de guiñada (C_y). Estos se combinan usando los ángulos aerodinámicos, (α y β) de la siguiente manera:

$$\begin{pmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} & -\cos \alpha \tan \beta & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} & -\sin \alpha \tan \beta & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -C_D \\ C_Y \\ -C_L \end{pmatrix} \tag{7}$$

Finalmente, cada coeficiente aerodinámico elemental se expresa como se muestra en la ecuación 8

$$\begin{aligned}
C_L &= C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta E}} \delta E + \frac{c C_{L_q}}{2V} q + \frac{c C_{L_{\dot{\alpha}}}}{2V} \dot{\alpha} \\
C_M &= C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta E}} \delta E + \frac{c C_{M_q}}{2V} q + \frac{c C_{M_{\dot{\alpha}}}}{2V} \dot{\alpha} \\
C_D &= C_{D_0} + C_{D_1} \alpha + C_{D_2} \alpha^2 \\
C_y &= C_{y_0} + C_{y_\beta} \beta + C_{y_{\delta A}} \delta A + C_{y_{\delta R}} \delta R + \frac{b C_{y_p}}{2V} p + \frac{b C_{y_r}}{2V} r + \frac{b C_{y_{\dot{\beta}}}}{2V} \dot{\beta} \\
C_l &= C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta A}} \delta A + C_{l_{\delta R}} \delta R + \frac{b C_{l_p}}{2V} p + \frac{b C_{l_r}}{2V} r + \frac{b C_{l_{\dot{\beta}}}}{2V} \dot{\beta} \\
C_N &= C_{N_0} + C_{N_\beta} \beta + C_{N_{\delta A}} \delta A + C_{N_{\delta R}} \delta R + \frac{b C_{N_p}}{2V} p + \frac{b C_{N_r}}{2V} r + \frac{b C_{N_{\dot{\beta}}}}{2V} \dot{\beta}
\end{aligned} \tag{8}$$

5.1.3. Ángulos aerodinámicos

Los ángulos aerodinámicos (α y β) son dos ángulos que determinan la incidencia del viento respecto a los ejes del cuerpo.

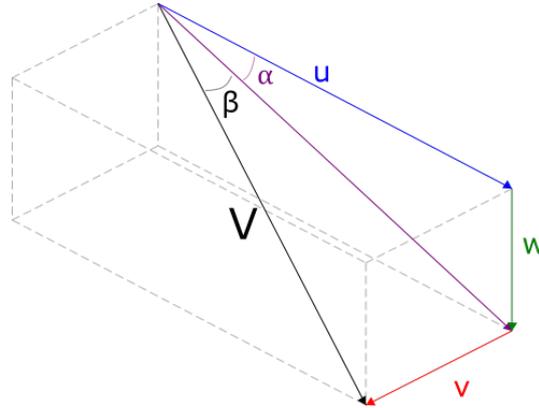


Figura 13: Definición gráfica de los Ángulos Aerodinámicos

Estos son muy importantes pues suelen ser los que mayor influencia tienen en el comportamiento de las fuerzas y momentos aerodinámicos.

Se pueden obtener fácilmente a partir de las velocidades lineales $\{u, v, w\}$, pues estas son relativas al aire que las rodea proyectadas en los ejes cuerpo. Es decir, el conjunto de las tres contiene el módulo y la dirección del viento respecto la aeronave.

Asimismo, como se puede ver en la imagen 13, en la definición de α intervienen las proyecciones de la velocidad en el plano XZ, es decir, u y w ; mientras que en la definición de β , la proyección de la velocidad restante, v , y la velocidad en sí conjunto de las tres proyecciones, V .

Con todo esto, los ángulos quedarían definidos según se muestra en la ecuación 9. El motivo de esto es la propia definición de los ángulos aerodinámicos

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (9)$$

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V} = \arcsin \left(\frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \right)$$

5.1.4. Cuaterniones

Como se puede ver en las ecuaciones de las derivadas de los ángulos de Euler, dentro de las ecuaciones de Bryan (grupo de ecuaciones 5), en dos términos aparece una indeterminación cuando θ , el ángulo de cabeceo, equivale a $\pm 90^\circ$ ($\frac{\pi}{4} rad$) puesto que $\cos \theta = 0$, y este aparece en el denominador, así como que la $\tan \theta = \pm \infty$. Esta indeterminación es un problema inherente a los ángulos de Euler, y se conoce como Gimbal Lock. Debido a esto surgieron otras formas de definir la orientación de un cuerpo en el espacio, como son los Cosenos Directores o los Cuaterniones.

Estos últimos fueron definidos por William Rowan Hamilton, el cual tiene una placa en honor a su descubrimiento en el puente de Brougham, Dublín, pues grabó la propiedad fundamental de estos en la pared de dicho puente cuando le vino a la mente en un paseo junto a su esposa.

$$i^2 = j^2 = k^2 = i j k = -1 \quad (10)$$



Figura 14: Placa en honor a Hamilton con las propiedades de los cuaterniones. (Sacada de TripAdvisor)

Como se puede ver, consiste en la extensión de los números complejos a dimensiones mayores al plano. Es no conmutativo, es decir, $ab \neq ba$, al contrario que otros sistemas algebraicos como los de números reales o complejos. Sin embargo, al igual que los números complejos pueden ser muy útiles para rotar y escalar cuerpos en dos dimensiones, los cuaterniones lo son para cuerpos en tres dimensiones.

Las principales ventajas en este campo de las rotaciones espaciales frente a los ángulos de Euler son que no aparece el efecto del Gymbal Lock mencionado anteriormente y que son mas compactos y rápidos que el uso de matrices de rotación. Por ello son utilizados en muchos campos de la física y de la representación gráfica en ordenadores.

La forma general de un cuaternion es la mostrada en la Ecuación 11 donde las propiedades de sus componentes ya se han mencionado anteriormente en la Ecuación 10.

$$q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k \quad (11)$$

Además, como, en este caso, no se busca que los cuaterniones escalen, sino que solo roten, se obliga a que el módulo de este sea la unidad. Es decir, que $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$.

Además, dado que los ángulos de euler son más intuitivos a la hora de hacerse una imagen mental del objeto, existe una relación entre estos que facilita la comprensión del efecto del cuaternion.

Así, los distintos valores de los cuaterniones se pueden obtener a partir de los ángulos de Euler (para el orden de giros ZYX) como se muestra en la ecuación 12 y viceversa en la ecuación 13

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\phi}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\phi}{2} \\ q_1 &= \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\phi}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\phi}{2} \\ q_2 &= \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\phi}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\phi}{2} \\ q_3 &= \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\phi}{2} - \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\phi}{2} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned}
\phi &= \arctan \left[\frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{1 - 2q_1^2 - 2q_2^2} \right] \\
\theta &= \arcsin [2(q_0q_2 - q_1q_3)] \\
\psi &= \arctan \left[\frac{2(q_0q_3 + q_1q_2)}{1 - 2q_2^2 - 2q_3^2} \right]
\end{aligned} \tag{13}$$

A su vez, las ecuaciones de las derivadas de ángulos de Euler quedarían como se puede ver en la ecuación 14, al usar cuaterniones en lugar de ángulos de Euler.

$$\begin{Bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ -q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ -q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \tag{14}$$

Con todo esto, se consigue evitar la aparición de la singularidad pero pudiendo usar las otras ecuaciones sin problema y los ángulos de Euler para visualizar el cuerpo fácilmente.

6. Hardware In the Loop

Como ya se ha mencionado en la introducción (sección 1), el objetivo de este trabajo es generar un sistema de simulaciones Hardware-In-the-Loop (HIL). Todo lo expuesto anteriormente tiene como finalidad implementarse en este sistema de simulaciones.

La finalidad principal del HIL es la realización de ensayos no destructivos en la plataforma. Así, se podrá entrenar al piloto, comprobar el funcionamiento del sistema de navegación o de control; o ver las limitaciones del propio sistema, que maniobras puede realizar y cuales no. Esto es, el HIL permite controlar el modelo del UAV como si fuese el UAV real.

Para esto es necesario un cierto grupo de Software y Hardware que trabaje en conjunto con esta finalidad. Estos son principalmente, el PXI, que tiene interno el software del modelo y los hardware de lectura y escritura de datos implementados con el software Veristand; el software QGroundControl, que permite el diseño de misiones y la conexión de Controles remotos; la placa con el procesador BeagleBone Blue, que tendrá implementado internamente el sistema de Navegación y los controles; y el simulador de vuelo FlightGear, que mostrará en todo momento la posición del UAV HERMES-UPV.

En esta sección del TFG se expondrá cada una de estas partes y los procesos realizados para la configuración de los más importantes en lo relativo al Hardware-In-the-Loop, que son el PXI y el FlightGear, dado que los otros dos son relativos al TFG realizado por Laura de implementación de los controladores y sistema de navegación en el microcontrolador que lleva embarcada la nave. La información que aporta el QGroundControl y el microprocesador BeagleBone Blue puede ser modificable en el tiempo fácilmente según las especificaciones de control y navegación, mientras que el modelo interno del PXI y la configuración del Flight Gear dependen únicamente del diseño del UAV en sí.

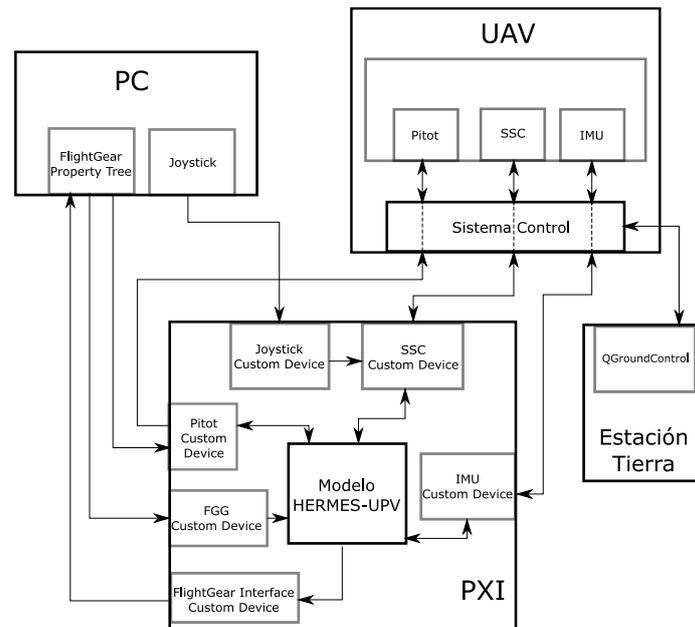


Figura 15: Estructura General de Hardware-In-the-Loop

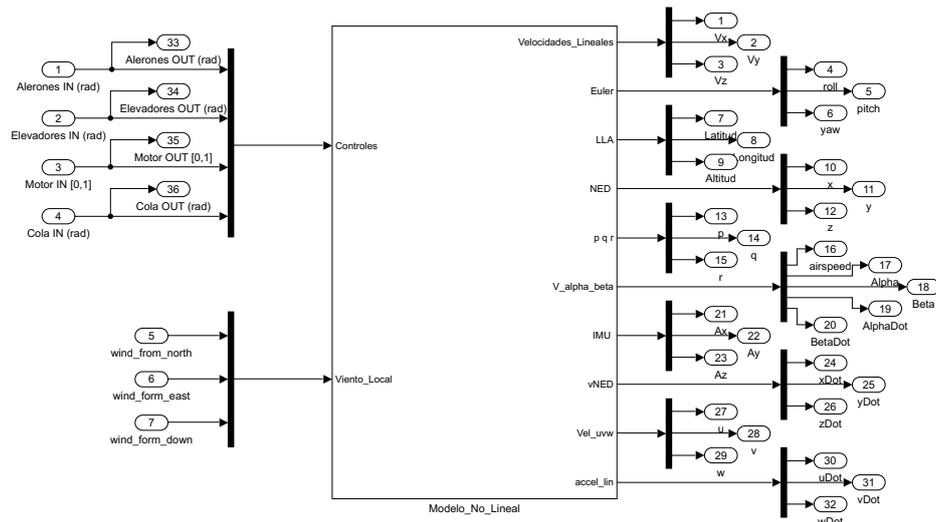


Figura 16: Entradas y Salidas del modelo general

6.1. Simulink

Una vez claro el funcionamiento del modelo no lineal se procede a su aplicación en el software de programación gráfica de *Simulink*, perteneciente a la compañía MATHWorks y incluido dentro del software MATLAB[®].

Este software es ampliamente utilizado en programación de control, por lo intuitivo que es y el gran número de opciones de programación que este presenta para este ámbito. Por ejemplo, tiene bloques especializados en control PID, Filtros de Kalman (un sistema que disminuye el error de medida), o en la especificación de funciones de transferencia.

Entre otras cosas, *Simulink* contiene módulos de operaciones con cuaterniones así como conversiones con los ángulos de Euler, lo que facilita enormemente su aplicación. También tiene un módulo para programar internamente de forma escrita, no gráfica y que será ampliamente utilizado en este trabajo para reducir el número de bloques para cálculos grandes o con muchas variables. Este módulo es el llamado “MATLAB function”.

Esta es una de las partes más importantes y más extensas de todo el trabajo. El modelo no lineal implementado en Simulink debe funcionar de la forma más fiel a la realidad posible, aportando la información necesaria para el resto de la plataforma HIL, y obteniendo de esta los valores necesarios para simular el comportamiento del cuerpo. Por este motivo, la obtención de un buen modelo dinámico del cuerpo es tan importante como tener el resto de componentes del Hardware-In-the-Loop.

6.1.1. Modelo general en Simulink

La estructura general del modelo no lineal se muestra en la figura 16.

Se observa que lo único que le entra al modelo son los controles y el estado del viento atmosférico, estos para un caso real serían conocidos dado que uno correspondería a la salida de los controladores que llevaría el sistema incluido, y el otro se obtendría de las señales de los sensores de velocidad.

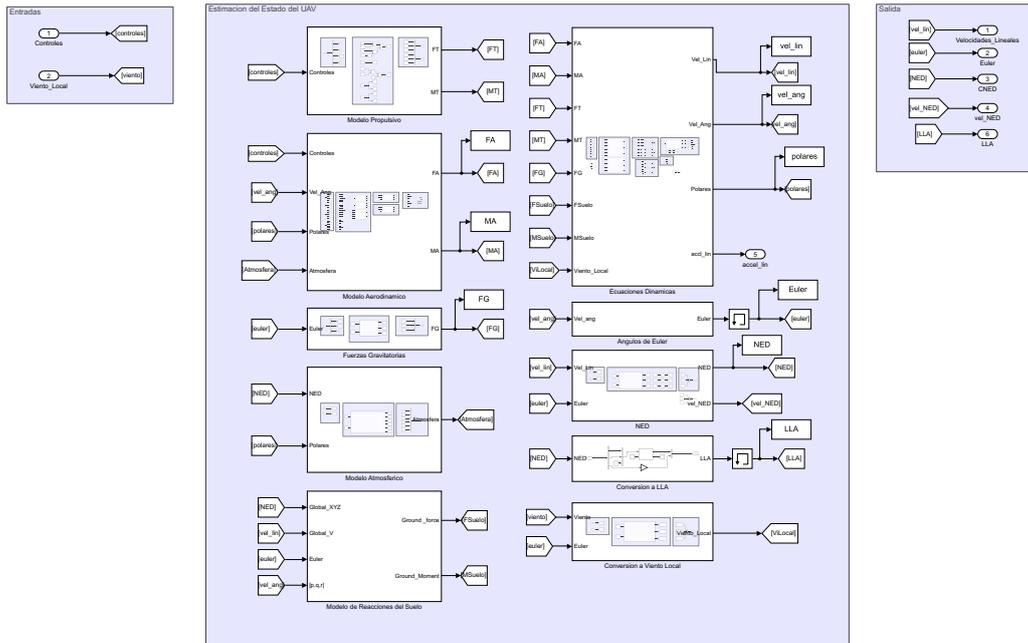


Figura 17: Conjunto de Subsistemas del Modelo no Lineal

Por otro lado, las salidas del modelo son a su vez valores que se obtendrían de los sensores en un caso real. Se obtienen de este las salidas del acelerómetro, las velocidades lineales y angulares, la posición en el espacio y la dirección en forma de ángulos de Euler, la velocidad respecto el viento y los ángulos aerodinámicos, y las velocidades respecto el sistema de coordenadas fijo en el espacio.

En la figura 17 se observan todos los subsistemas que se han creado para el correcto funcionamiento del modelo no lineal y la búsqueda de una mayor fidelidad a la realidad de cara al diseño de controladores y su verificación posterior.

La primera columna de subsistemas contiene el preprocesado de datos, para obtener las fuerzas, momentos y condiciones de la atmósfera. Estos datos de pasan posteriormente la segunda columna donde se aplican las ecuaciones de Bryan expuestas anteriormente y se obtiene el comportamiento cinemático del sistema así como su posición en cada instante de tiempo tanto en coordenadas locales (*North East Down*, NED), como globales (Latitud Longitud y Altitud, LLA).

6.1.2. Fuerzas y Momentos de Empuje

El primer subsistema de la primera columna corresponde con el que calcula las fuerzas y momentos generados por el motor según la palanca que se le añade.

Muchas veces los motores se intenta que estén alineados con el centro de gravedad de modo que no generen momentos adicionales, sin embargo este no es el caso y su línea de acción se encuentra a 4.8 cm de distancia en el eje Z, generando un momento de Cabeceo asociado.

Para obtener la fuerza en sí se ha utilizado la regresión expuesta anteriormente,

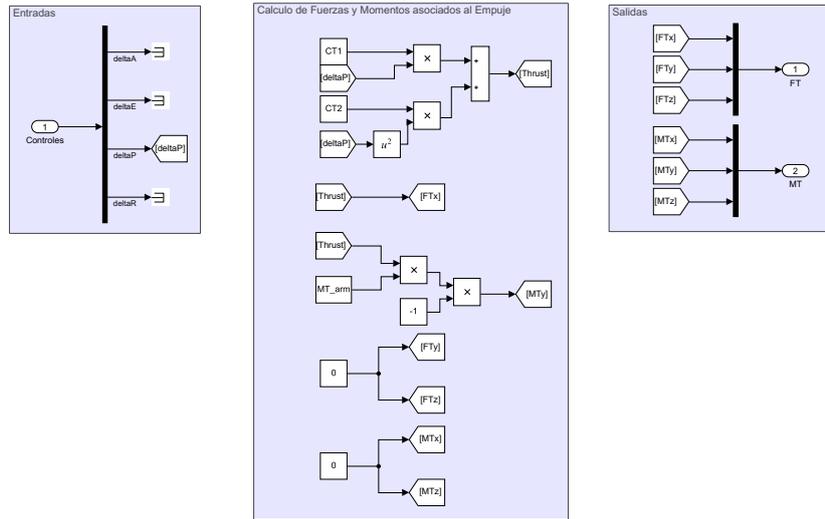


Figura 18: Subsistema de fuerzas y momentos de empuje

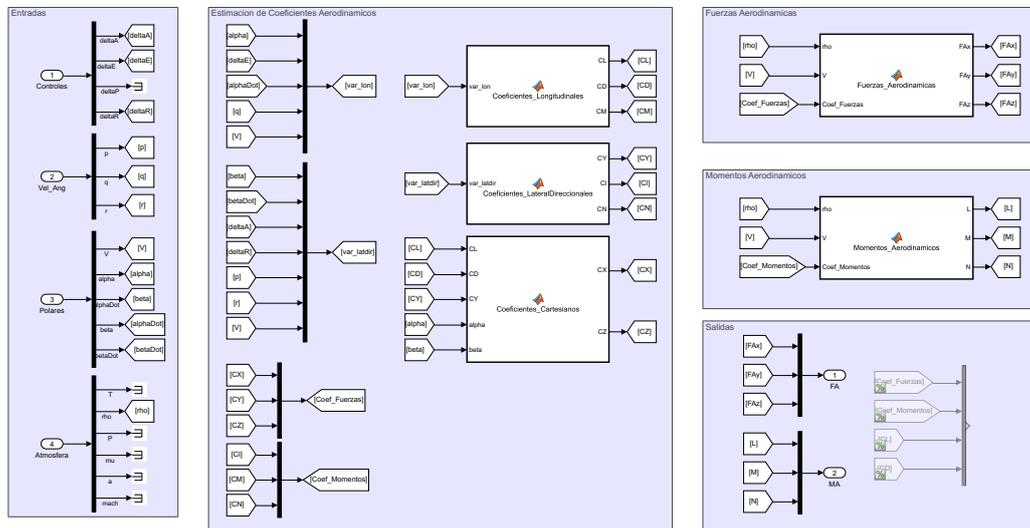


Figura 19: Subsistema de fuerzas y momentos aerodinamicos

justo antes del apartado 5.1, con la figura 12. y que tiene por ecuación:

$$F_T = 10,972\delta_P + 55,784\delta_P^2 \quad (15)$$

La fuerza está solo en dirección X y el momento que genera es únicamente el de cabeceo.

6.1.3. Fuerzas y Momentos Aerodinámicos

Este subsistema sigue en la lista al de empuje y calcula las fuerzas y momentos aerodinámicos a partir de las ecuaciones expuestas anteriormente en el apartado 5.1.2.

6.1.4. Fuerzas Gravitatorias

Este subsistema obtiene la fuerza de la gravedad proyectada en los ejes. Como esta fuerza se aplica directamente sobre el centro de gravedad no genera momentos.

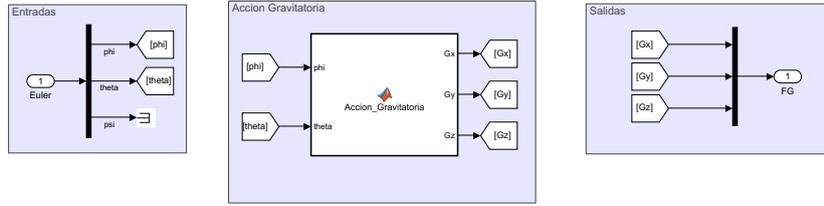


Figura 20: Subsistema de fuerzas gravitacionales

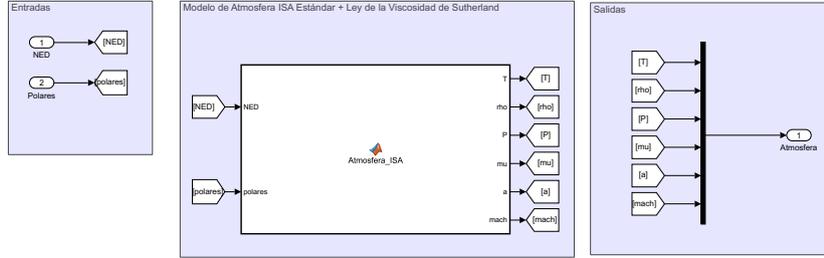


Figura 21: Subsistema de modelo atmosférico

6.1.5. Modelo Atmosférico

Este subsistema obtiene las características del aire según la altitud en la que se encuentre el UAV. Utiliza el modelo de atmósfera ISA (*international Standard Atmosphere*), cuyas ecuaciones principales son las que se muestran en la ecuación 16 en el caso de que se encuentre a una altitud $z \leq 11000 \text{ m}$. Como el UAV no está pensado para que suba más es perfectamente asumible esta suposición

$$\begin{aligned}
 \theta(z) &= \frac{T(z)}{T_0} = (1 - 22,57 \cdot 10^{-6} z) \\
 \delta(z) &= \frac{p(z)}{p_0} = (1 - 22,57 \cdot 10^{-6} z)^{5,256} \\
 \sigma(z) &= \frac{\rho(z)}{\rho_0} = (1 - 22,57 \cdot 10^{-6} z)^{4,256}
 \end{aligned} \tag{16}$$

También se calcula el número de Mach que es una variable adimensional que cuantifica la importancia de los efectos compresibles del aire, sin embargo no se usa en ningún momento del modelo dado que es tan pequeño que no llega a tener relevancia en este caso. Tampoco se usa la viscosidad ni la velocidad del sonido.

6.1.6. Fuerzas y momentos debidos al suelo

Este apartado calcula las interacciones que tiene el cuerpo al entrar en contacto con el suelo.

Así, el primer bloque calcularía las fuerzas normales que se generarían sobre el tren de aterrizaje principal y de morro que evitan que estos atraviesen el suelo, al entrar en contacto con este, es decir, que el modelo tenga presente la existencia de un suelo, aunque imaginario.

Sin embargo, estas fuerzas normales no son las únicas que existen al llegar al contacto con el suelo, sino que aparecen fuerzas de fricción con este, y debidas al deslizamiento. Estas son las calculadas en el segundo bloque, y se puede observar

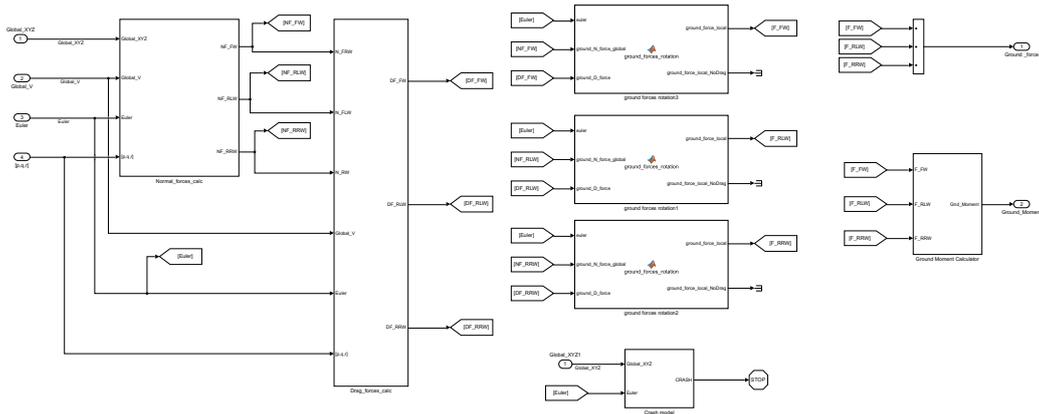


Figura 22: Subsistema de Fuerzas y momentos debidos al suelo

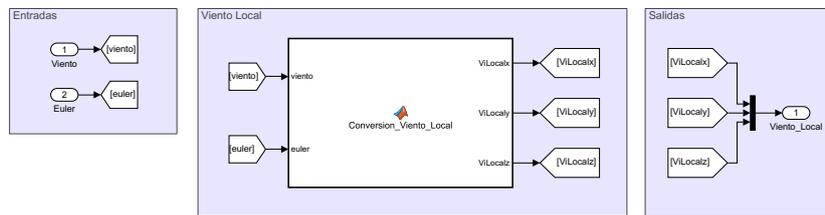


Figura 23: Subsistema de conversión de los ejes del viento local

que, entre otras cosas, dependen de la fuerza normal.

Posteriormente aparece un bloque que transforma las fuerzas anteriormente calculadas a los ejes cuerpo del UAV, en los cuales están el resto de fuerzas, para así poder computarlas correctamente.

Debajo de este está el bloque de colisión. Se considera que el cuerpo ha colisionado contra el suelo si cualquier parte de este (aunque realmente solo toma en cuenta los valores mas extremos del UAV, pues son los mas probables de colisionar) toca el suelo. Si esto ocurre, inmediatamente se aplica una señal de detención de la simulación pues la aeronave ya no se podría considerar operativa en un caso real.

Finalmente, el último bloque de todos, el más a la derecha, calcula los momentos producidos al no aplicarse las fuerzas en el centro de gravedad, sino en los trenes de aterrizaje, los cuales están desplazados respecto a este.

6.1.7. Conversión de los Ejes del Viento

Como se ha expuesto antes, en el apartado 6.1.1, se obtiene información del viento local que hay donde se encuentra el UAV. Esta información entra al modelo como la unión del viento que llega desde el Norte, desde el Este y desde Abajo, es decir, se encuentra en el sistema de referencia (NED). Por ello, es importante trasladar estas proyecciones al sistema de referencia fijo al cuerpo. A partir de los ángulos de Euler, y la matriz de rotación que estos definen se realiza dicha transformación.

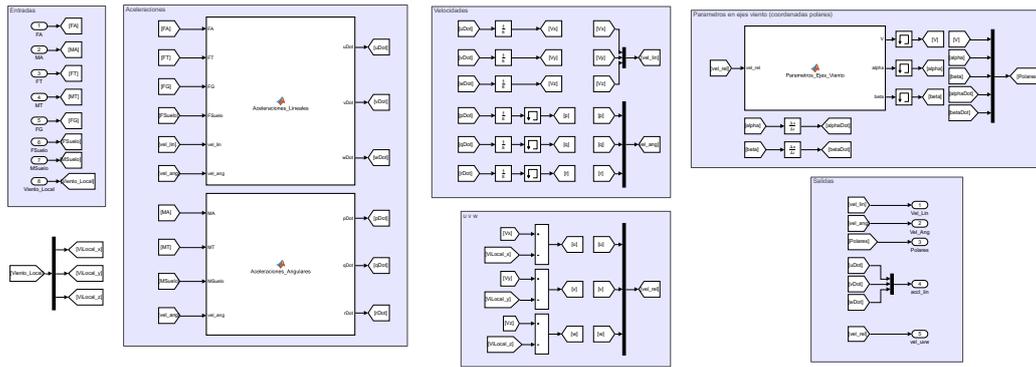


Figura 24: Subsistema de cómputo de las ecuaciones dinámicas

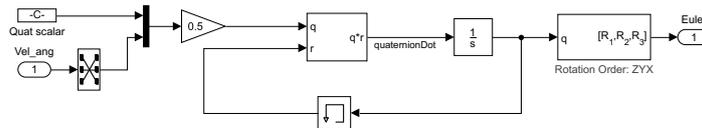


Figura 25: Subsistema de cálculo de ángulos de Euler mediante cuaterniones

6.1.8. Ecuaciones Dinámicas

En este subsistema, que encabeza la segunda columna, se computan las seis primeras ecuaciones de Bryan (grupo de ecuaciones 5), las llamadas ecuaciones dinámicas, pues son las que tienen en cuenta las Fuerzas, Momentos, y aceleraciones, tanto lineales como angulares.

Dentro de este sistema se obtiene además las características del viento entorno al UAV, añadiendo la corrección pertinente a eliminar las hipótesis de atmósfera en calma sin turbulencia.

Con los nuevos parámetros de viento se obtiene la velocidad total respecto al viento y los ángulos aerodinámicos así como sus derivadas, que se usarán en la próxima iteración de cálculos para obtener las nuevas fuerzas y momentos aerodinámicos.

6.1.9. Ángulos de Euler

Este bloque correspondería a las siguientes tres ecuaciones de las ecuaciones de Bryan, las correspondientes a la dirección del cuerpo, sin embargo, en este caso como se ha explicado en la sección 5.1.4, se usarán las ecuaciones relativas a los cuaterniones (ecuaciones 12, 13 y 14).

Sin embargo, existen bloques concretos de Simulink que realizan justamente estas relaciones y cálculos, por lo que no se han tenido que aplicar manualmente, mediante MATLAB Functions.

6.1.10. Coordenadas locales (NED)

Terminando con las ecuaciones de Bryan, estas refieren a las tres últimas del grupo de ecuaciones 5, expuesto anteriormente. Son las ecuaciones cinemáticas y permiten calcular la posición respecto al tiempo que sigue el UAV desde un cierto

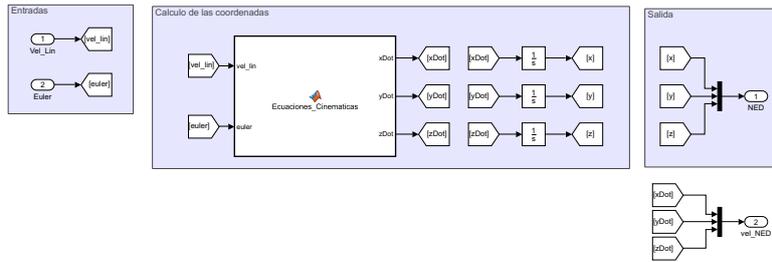


Figura 26: Subsistema de obtención de coordenadas locales (NED)

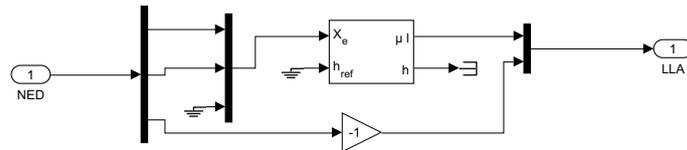


Figura 27: Subsistema de cálculo de coordenadas globales (LLA)

origen local según las coordenadas NED. De este bloque se obtienen también las velocidades en cada dirección local, pues pueden ser utilizadas por el sistema de Navegación para afinar la navegación por la ruta marcada.

6.1.11. Coordenadas globales (LLA)

Estas se obtienen a partir de las coordenadas locales obtenidas en el subsistema anterior, junto con la información de la latitud y longitud del origen local a partir del cual dichas coordenadas locales están definidas. Además como la dirección vertical esta definida positiva hacia abajo, hay que cambiarle el signo para que se convierta en una altitud real.

También existe un bloque de Simulink que realiza este mismo cálculo especificando el modelo de la tierra que se va a usar en el cálculo.

Esta sería la señal que se obtendría del sensor GPS embarcado en el UAV.

6.1.12. Unidad de Medida Inercial (IMU)

Finalmente, en este apartado se calcula las medidas del acelerómetro que se obtendrían de la unidad de medida inercial instalada en el cuerpo. Esta solo tiene en cuenta las fuerzas de empuje y aerodinámicas.

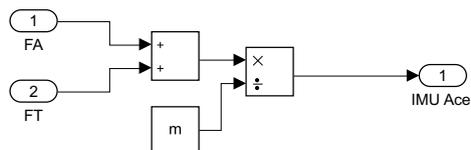


Figura 28: Subsistema de obtención de los valores de la IMU

6.2. PXI

El PXI es un hardware de la compañía National InstrumentsTM. Este hardware es similar a un ordenador de torre en apariencia, contiene un chasis, que proporciona la potencia y enfriamiento necesaria para el funcionamiento, y un bus que conecta los distintos instrumentos modulares o módulos de E/S (Entrada/Salida) entre sí. Estos módulos se pueden adquirir de forma independiente al propio chasis, dependiendo de la finalidad para la que se vaya a utilizar este hardware.

Así el PXI constituye la pieza principal del hardware de la plataforma HIL. En este se procesa el modelo no lineal, se recogen y envían los datos de los controladores, procesadores, sensores y software externos como el QGroundControl o el FlightGear.

Al pertenecer a la compañía National InstrumentsTM, el software que utiliza no es *Simulink*, sino los propios software desarrollados por ellos, que son LabVIEW y Veristand. Estos están pensados para simular o modelar el funcionamiento de ciertos elementos de hardware, mediante programación gráfica. Así tiene bloques que simulan el comportamiento de elementos concretos, o si no existen se pueden realizar subsistemas que funcionen como el propio hardware que se quiere simular.

LabVIEW es el lenguaje de programación gráfica principal de NI. Al ser programación gráfica, el método de programación es bastante similar a Simulink, aunque con ciertos códigos de colores para diferenciar el tipo de información que corre por cada una de las conexiones. Este, al igual que el Simulink permite operaciones de todo tipo, y bloques de programación en código escrito.

Veristand, por otra parte está más destinado a las aplicaciones de prueba en tiempo real. Este software permite configurar canales de E/S, registros de datos, estímulos y comunicación con hardware de NI. Además permite importar modelos de simulaciones en otros lenguajes, como *Simulink*, compilándolos en este. pudiéndose así transferir el modelo realizado anteriormente a este lenguaje de forma sencilla.

6.2.1. Veristand

Como se acaba de exponer, este software tiene aplicaciones muy útiles para el propósito del Hardware-In-the-Loop, pues está pensado, entre otras cosas, para la realización de pruebas y test dentro de hardware propio de NI, como es el PXI. Este permite también monitorear los datos y estados internos del modelo y realizar pruebas automáticas mediante la grabación de macros o TestStand, entre otros.

Así, mediante este software se compilará el modelo no lineal realizado en *Simulink*, para su posterior inserción en el PXI.

Para ello, primeramente es necesario seleccionar el compilador de Veristand (NI-VeriStand.tlc) entrando en el los parámetros de configuración de las simulaciones. Tras esto, se puede proceder a la compilación del modelo en *Simulink* a Veristand. La propia compilación generará todos los archivos necesarios para su aplicación dentro del PXI, en una carpeta en el mismo directorio que el archivo de *Simulink* compilado.

Cabe destacar, que la aparición de elementos alfanuméricos fuera de ASCII, como

acentos o la letra “ñ” puede corromper la compilación, así como espacios entre palabras en el directorio del archivo, o de subsistemas de este. También dan problemas ciertos bloques de *Simulink* no soportados por el compilador, como los integradores para los que el valor inicial de la variable viene dada por un valor externo al bloque. Si se usan bloques como los mostrados en el modelo en *Simulink* expuesto en el apartado 6.1 la compilación no debería realizarse con dificultades.

Una vez compilado el modelo, no se puede acceder a variables dentro de subsistemas para su monitorización, a no se que se hayan especificado como monitorizables anteriormente en el archivo *Simulink*. Sin embargo, és más cómodo y rápido a la larga si todas las variables de interés en su monitorización se extraen hasta el sistema superior desde los subsistemas, y se configuran como salidas.

Con el modelo no lineal representará el comportamiento de la aeronave en sí, sin embargo, para los módulos E/S, será necesario la creación o configuración de otros programas en LabVIEW, llamados Custom Devices. Estos son los que simulan el funcionamiento de los distintos hardware que se relacionan con el modelo y con el exterior y que simulan el hardware real que iría embarcado en la aeronave.

Estos Custom Devices, sin embargo se han sido tomado prestados de otro trabajo previo en otra plataforma, pues no dependen de la aeronave en sí, sino del hardware que vayan simular y el funcionamiento de este.

6.3. BeagleBone Blue

Este es el microprocesador embarcado en el UAV. BeagleBone es la compañía que los distribuye y este concretamente es la versión Blue. Dentro de esta se le pueden incluir dos tipos de Software enfocados al control de UAV. Estos son el PX4 y el ArduPilot. Sin embargo, dado que la versión de PX4 es considerablemente nueva, la documentación de esta carece de la información suficiente para instalarlo y se ha tenido que optar por el ArduPilot.

ArduPilot es un software libre hecho y desarrollado por aficionados, por lo que la documentación es muy difusa y puede ser en algunos casos difícil de obtener o consultar, sin embargo, esta sí que estaba disponible. El proceso de instalación y configuración se encuentra explicado con mayor profundidad en el TFG de Laura.

6.4. QGroundControl

QGroundControl es un software libre de diseño de misiones y control destinado a UAV. En este se pueden configurar todo tipo de procesadores previamente a estar instalados sobre el UAV. Este puede configurar tanto la unidad inercial, como la recepción de un control remoto o los propios controladores internos, mediante un proceso de optimización.

Este es un software muy destinado a la creación de misiones en forma de Waypoints, que dan información al sistema de navegación relativa a la posición, altitud y velocidad a la que se quiere llegar en todo momento. Funciona como el software de la estación en tierra. También incluye procedimientos en caso de pérdida de conexión y varios grados de controlabilidad por parte del piloto.

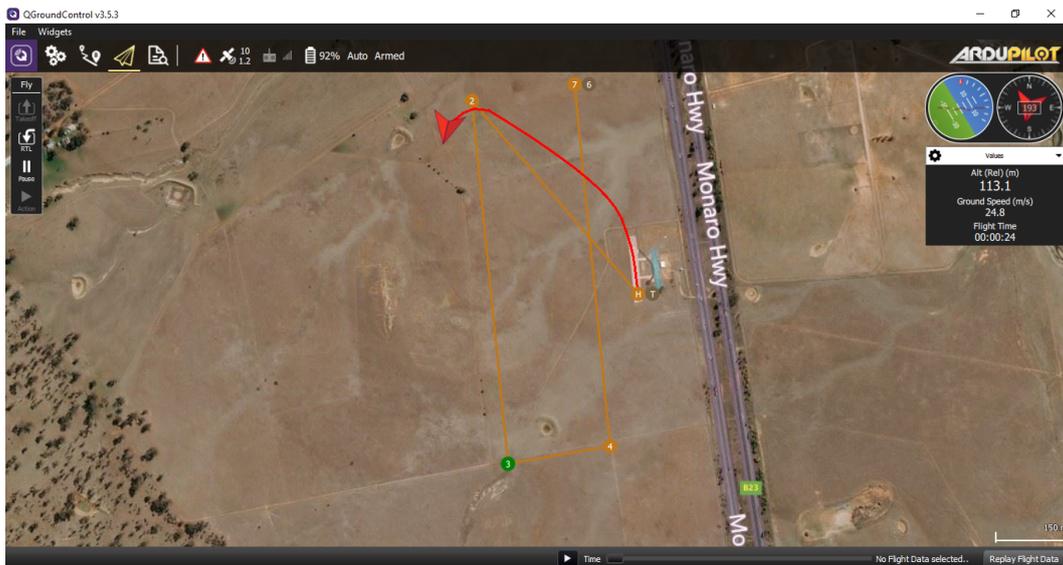


Figura 29: Visualización de misión en QGroundControl

6.5. Simulador de Vuelo

Para poder observar la evolución del cuerpo con el tiempo, para detectar posibles irregularidades, sobrepaso de posiciones límite, discrepancias en el modelo o desventura al realizar ciertas maniobras especificadas por la estación de tierra; es muy útil y cómodo el uso de un simulador de vuelo. Éste es capaz de mostrar en todo momento la posición y orientación del aeronave, tanto si tiene una misión programada o está siendo controlado mediante un control remoto.

En lo respectivo a simuladores de vuelo habituales se pueden encontrar dos altamente relevantes: el XPlane y el FlightGear.

El primero de estos dos es software privado, y tiene una desarrolladora detrás que lo actualiza, lo cual se traduce en que gráficamente es mucho más vistoso, y la variedad de aviones y aeronaves que se pueden pilotar es abrumadora, sin embargo la ligera carencia de fidelidad científica y el hecho de que sea de pago son puntos en su contra.

Por otro lado, FlightGear se trata de software libre, y muchos de sus modelos están realizados por gente sin mayores pretensiones y sin ánimo de lucro. FlightGear nació como una alternativa más fiel a la realidad que XPlane, para su uso científico, educativo y, por supuesto, recreativo. Este software carece de un apartado gráfico tan potente como el XPlane, sino que cuenta con modelos más simplificados, pero gana en rigor científico por lo que es utilizado ampliamente por grupos de investigadores y escuelas. Por estos motivos, en el caso que nos incumbe, el software utilizado será el FlightGear.

6.5.1. FlightGear

Lo primero a realizar en lo relativo a la conexión del modelo (fuera del PXI), para las primeras simulaciones, es la conexión entre el modelo en *Simulink* y el propio simulador de vuelo. Como todos los cálculos relativos a la posición del UAV y la orientación de este son realizados por el propio modelo, únicamente será necesario

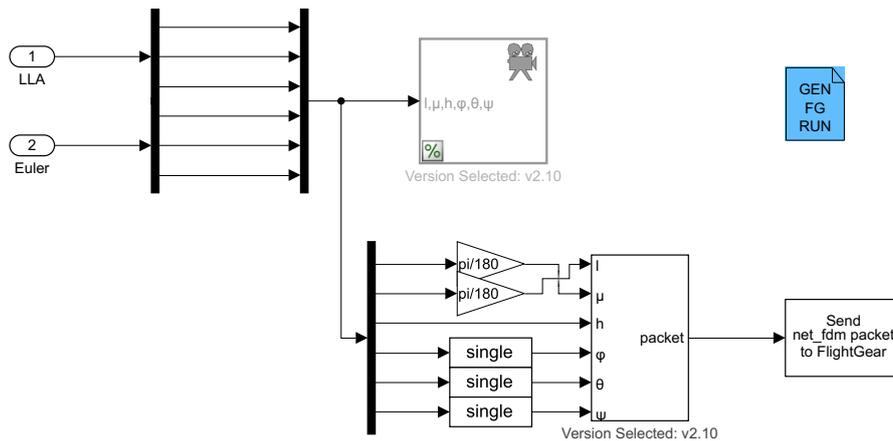


Figura 30: Esquema de conexión con FlightGear

dotar a FlightGear de esta información. Para ello se pueden utilizar varios bloques de *Simulink*, que son los mostrados en la figura 30. Sin embargo, esta conexión con *Simulink* sirve únicamente antes de compilar el sistema a Veristand, pues en el PXI uno de los Custom Devices se encargará precisamente de esta conexión de datos.

El primer paso es ejecutar el archivo runfg.bat generado por el bloque de *Simulink* azul que aparece en la imagen. Así, se enviará la información pertinente al simulador una vez se inicien los cálculos y mostrará en todo momento la posición y orientación en la que se encuentra el cuerpo. Esto permitirá obtener información útil del comportamiento del UAV durante la trayectoria que calcule el modelo. De este modo se puede observar los posibles errores del modelo, si el sistema de navegación realiza su labor correctamente, entre otras cosas.

Para realizar estas simulaciones es necesario el uso de un modelo de una aeronave que muestre el comportamiento del cuerpo en el aire. FlightGear contiene un amplio rango de modelos de aeronaves que se descargan al descargar e instalar el propio Software. Estas se pueden usar a falta de un modelo del UAV en cuestión hasta que este modelo esté realizado y operativo.

Al ser software libre, generar modelos nuevos es relativamente sencillo y no se necesitan permisos adicionales de parte de los desarrolladores principales del software. Cualquiera puede, entonces generar sus propios modelos y utilizarlos.

El método más sencillo de hacer esto es modificando algún modelo ya existente, sobretodo sus parámetros más importantes. Se recomienda realizar una copia de seguridad del modelo que se va a modificar para poder recuperar rápidamente los archivos que se puedan perder en la modificación, no solo desde el punto de vista de volver a utilizar el modelo entero, sino también si se quiere recuperar algún archivo concreto que se haya podido sobrescribir por error. Tras hacer la copia de seguridad, se le cambia el nombre para que el ejecutor no encuentre los archivos internos (también se puede modificar la ubicación), y se empieza a modificar la otra carpeta. Únicamente es imperante cambiar dos archivos concretos si el simulador no se va a utilizar para controlar directamente el UAV. Estos dos archivos son los de visualización, se buscará que el modelo que se muestre en pantalla sea lo más parecido posible al que se va a controlar.

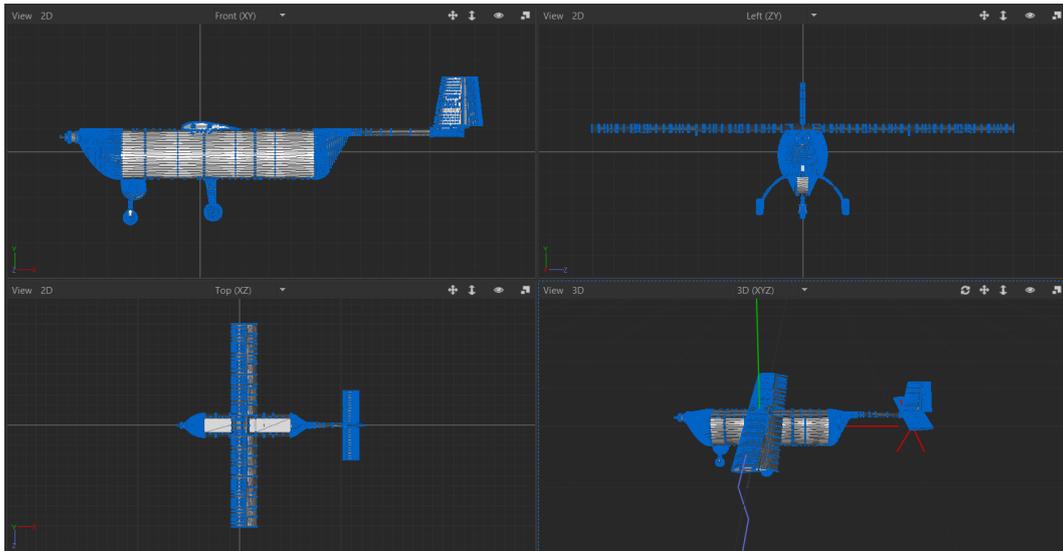


Figura 31: Visualización del modelo en AC3D

El primero de estos archivos es el de la visualización durante la simulación del cuerpo, se trata de un archivo de CAD, de extensión .ac, realizado a partir del software de diseño CAD, AC3D. Este programa es de suscripción, pero tiene periodo de prueba, que puede ser útil si se busca realizar un trabajo pequeño y concreto, que lleve poco tiempo. En este programa de diseño se puede realizar un modelo desde cero, o exportarlo de otro programa si ya se tiene el modelo. En este caso, el modelo ya se tenía en posesión, dado que se había realizado utilizando Fusion 360, un software de diseño 3D dentro de la compañía Autodesk, desarrolladora de otros programas de diseño en ordenador como Autocad. Este también tiene suscripción.

Para exportarlo de un programa a otro se debe realizar en el formato STL, uno de los que puede exportar desde Fusion 360. Desde el AC3D se abre el archivo .stl, y se modifica si fuese necesario, como rotarlo para que coincida con los ejes que utiliza FlightGear, o escalarlo, si las unidades no son las correctas. Si en el proceso de exportación de Fusion 360 a AC3D se observa que alguna parte del cuerpo se ha separado o ha cambiado sus características geométricas, se recomienda exportar el cuerpo a un formato STEP, importarlo dentro de Fusion 360, y ese nuevo modelo exportarlo a formato STL.

Cabe tener en cuenta que la posición del cuerpo respecto al origen de coordenadas del archivo .ac será también incluida en la imagen dentro de FlightGear, por lo que se recomienda que el centro de gravedad del cuerpo se encuentre lo más cerca posible del origen interno del modelo. De este modo, los giros mostrados por FlightGear serán mas realistas, dado que estos se realizan a partir del centro de coordenadas del CAD, y no del centro de gravedad del cuerpo, como sería en la realidad.

La localización del archivo de modelo en 3D se encuentra dentro de la carpeta principal de FlightGear especificada durante la instalación (generalmente C:\Program Files\FlightGear) en el directorio \data\Aircraft\((AeronaveModificada)\Models.

Una vez se tiene el modelo durante el vuelo, la única otra imagen relativa al cuerpo es la de la pantalla de carga. Esta se conoce como Splash y es de formato

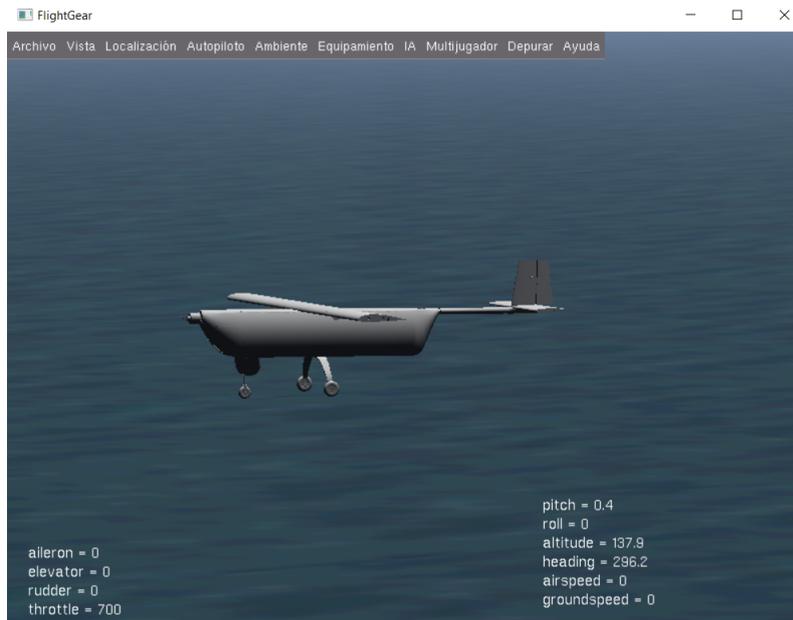


Figura 32: Visualización del CAD en FlightGear

.rgb, que es un formato de imagen de poca compresión que contiene información de la cantidad de cada color en cada píxel; o .png, otro formato de imagen, más conocido que el anterior, y que permite compresiones de baja pérdida así como píxeles transparentes. Existe software gratuito que permite transformar una imagen a formato RGB y a PNG, este segundo es más habitual.

Estas imágenes necesitan, estrictamente, tener unas dimensiones de números que sean potencias de 2, es decir, 8x8, 64x32, 256x512, 16x1024, por ejemplo. Al convertir una imagen a .rgb, el compilador puede modificar el tamaño de la imagen, haciéndola, uno o varios píxeles mayor o menor y incapacitándola como imagen válida. Sin embargo, el archivo .png tiene software de exportación más fiable y la imagen sí mantiene su tamaño al ser exportada, la mayoría de veces. Este segundo formato es más cómodo de utilizar y modificar, sin embargo la extensión más habitual por parte de FlightGear es .rgb, por lo que, si no se quiere modificar el código interno del FlightGear, relativo a la aeronave que está siendo modificada; deberá utilizarse este. Si no hay problemas para modificar el código interno es recomendable utilizar el Formato PNG.

La localización del archivo de la portada se encuentra en la carpeta principal de FlightGear en la carpeta superior a la especificada anteriormente: \data\Aircraft\ (AeronaveModificada). Suele tener la extensión -splash.rgb, y, si no tiene un directorio específico para imágenes de portada, suele ser el único archivo de imagen que aparece en el directorio especificado.

Con todo esto, la aeronave estaría lo suficientemente caracterizada para nuestro propósito, el uso en el Hardware-In-the-Loop como un visor. Para acceder a esta aeronave, habría que utilizar el nombre de la aeronave que se ha modificado. Si se quisiera utilizar el nombre de la aeronave después de modificar la carpeta se debería cambiar el nombre del archivo de extensión -set.xml (es posible que internamente también se haya de modificar algo, como el directorio de la carpeta) y de la carpeta en la que se encuentra. Y si no se quiere dejar rastro de la aeronave previa, habría

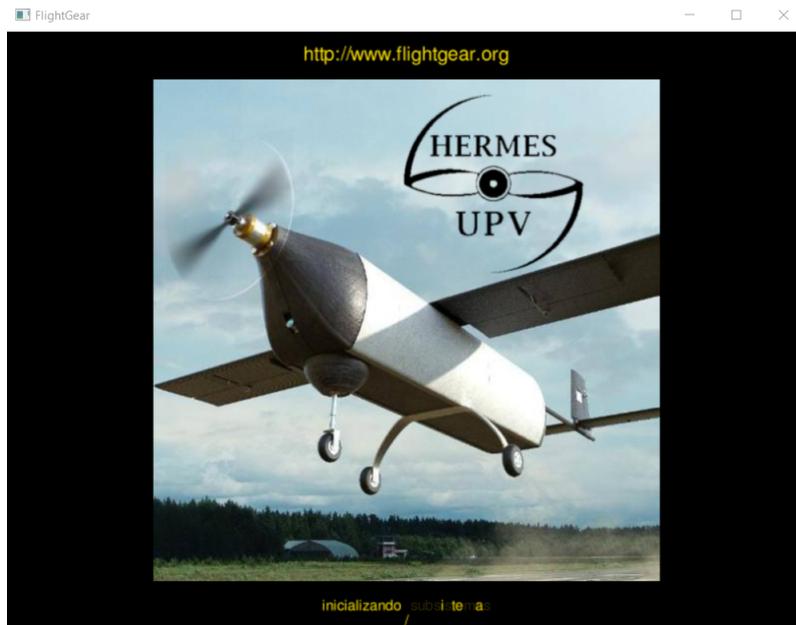


Figura 33: Visualización de la portada de carga de FlightGear

que, además de modificar el nombre de los archivos y carpetas, actualizar, con los nombres nuevos, el contenido de los archivos de programación de la aeronave. Si finalmente se quiere controlar de forma independiente, habría que tomar el código de las derivadas y constantes aerodinámicas, y introducir las propias.

7. Resultados del trabajo

7.1. Resultados en FlightGear

Las imágenes que se mostrarán pertenecen a una conexión entre FlightGear y *Simulink*. Estas imágenes corresponden a la simulación del recorrido una ruta especificada mediante Waypoints, concretamente la lista que aparece en la tabla 3. La trayectoria general que realizaría el cuerpo se puede ver en la figura 34

Nº WP	Latitud (°)	Longitud (°)	Altitud (m)	Velocidad (m/s)
1	0	0	150	25
2	0.01	0.01	160	30
3	0.015	0.02	120	25
4	0.015	0.02	170	25
5	0.015	0	150	25
6	0	0	150	25

Tabla 3: Lista de Waypoints

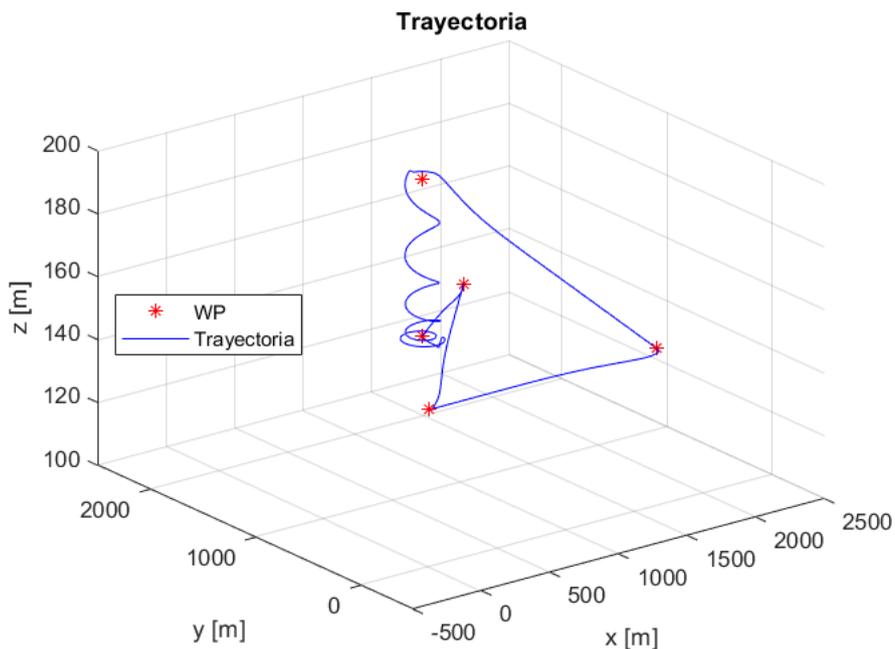


Figura 34: Trayectoria del UAV por los WayPoints especificados

Se puede observar que en esta trayectoria, que se ha utilizado para probar tanto el diseño de control como el sistema de navegación hay etapas de ascenso a puntos directamente superiores al anterior, giros bruscos y una etapa de frenado en descenso. Estas son situaciones que pueden implicar dificultades sobre el avión.

A continuación, dado que en una memoria no se pueden mostrar vídeos, se adjuntarán algunas imágenes del FlightGear en distintas etapas del recorrido.

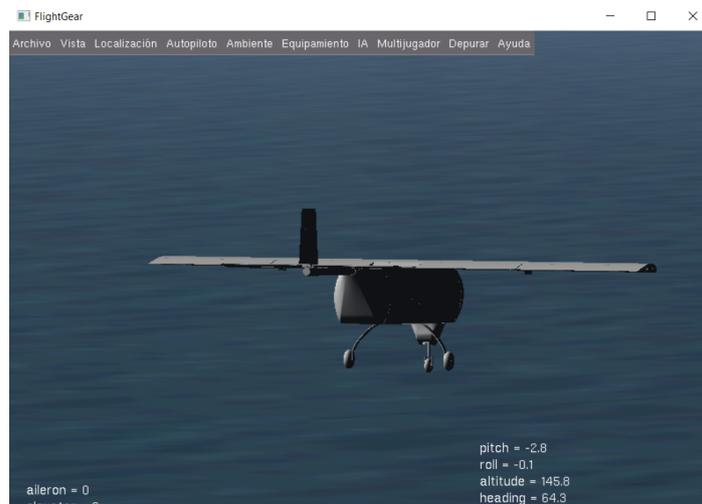


Figura 35: Descenso reduciendo la velocidad

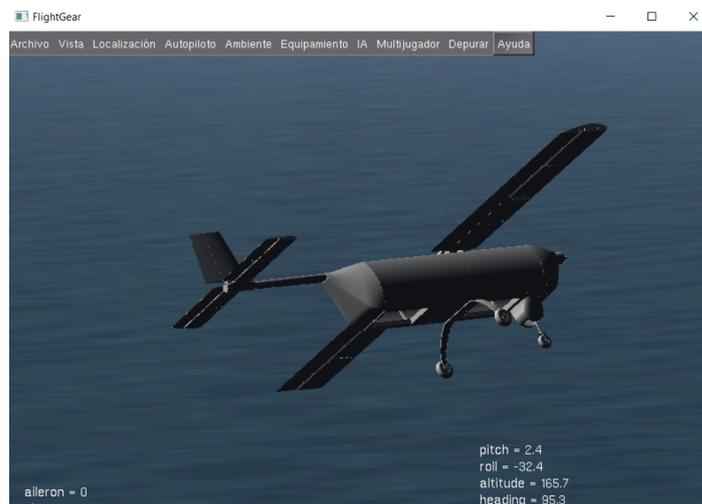


Figura 36: Ascenso Helicoidal

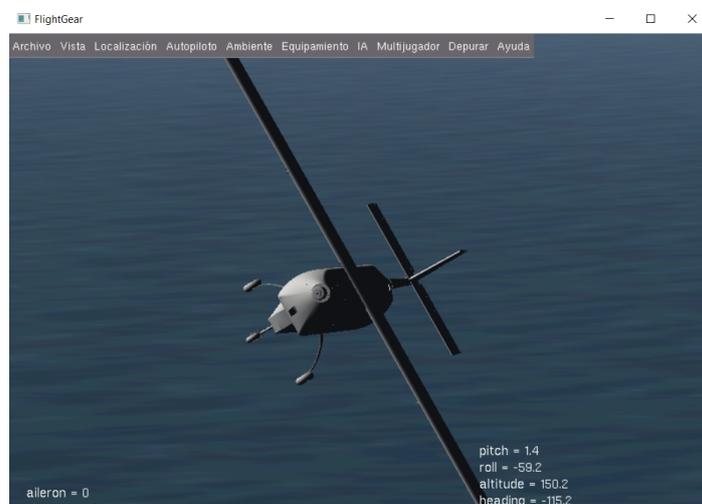


Figura 37: Giro cerrado

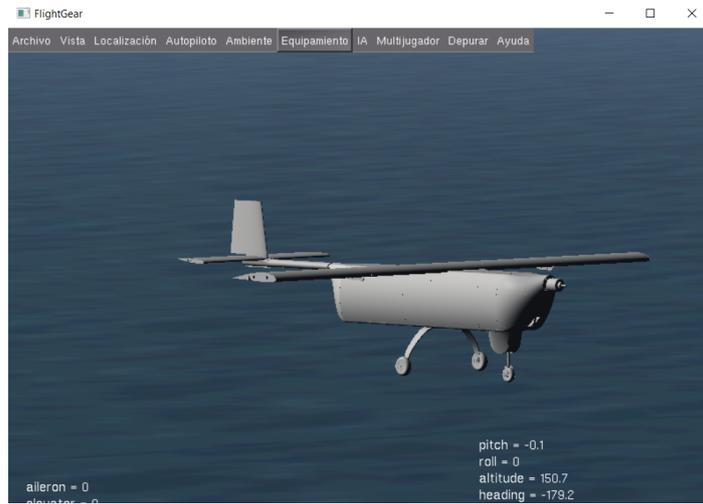


Figura 38: Vuelo Nivelado

8. Conclusiones

En este trabajo se ha expuesto el proceso de diseño de control y de un sistema de simulaciones Hardware-In-the-Loop destinado a la realización de ensayos no destructivos que no conlleven un riesgo a la aeronave real. Se han expuesto las distintas partes que conforman este sistema y las relaciones entre ellas, así como qué aporta cada una al conjunto entero.

También se espera que ha intentado hacer de tal modo que fuese comprensible por cualquiera que pueda leerlo, buscando la comprensión total, no solo del jurado, sino de cualquier persona que pueda no tener conocimientos específicos sobre el tema concreto que se aborda.

Se espera por otra parte dar a conocer el proyecto HERMES-UPV a quien pueda interesar, dado que es un proyecto realizado por alumnos que se encuentra en sus primeras etapas, y puede haber pasado desapercibido.

Por la parte personal, este trabajo, si bien no ha dejado de ser individual, implicaba inherentemente la interacción con los otros componentes del equipo de control del HERMES-UPV, ya fuese por la adquisición de datos aerodinámicos para asegurar la fidelidad en el software interno del HIL, como la prueba de los sistemas de control mediante el modelo no lineal generado. Esto, contrariamente a lo que suele ocurrir con otros TFG, ha requerido ligeramente la necesidad de trabajo en equipo entre los integrantes de dicho equipo de control, los cuatro autores de este grupo de TFG expuesto en la Introducción (sección 1). Este trabajo concretamente, ha estado también muy acompañado de la detección de errores realizados (los cuales no han sido pocos), pues eran una de las finalidades de las simulaciones. Los resultados mostrados son una vez corregidos todos esos errores cometidos y descubiertos, por lo que ese punto de vista del trabajo pasa un tanto diluido en esta memoria.

Además, uno de los mayores beneficios que tiene trabajar en control, es la resolución de problemas, pues aporta una visión creativa, así como un amplio rango de problemas que se suceden unos a otros. Por ejemplo, el diseño de una ley de navegación eficiente que lleve lo más exacto posible a los puntos deseados marcados por la misión, incluso si esos puntos se encuentran en localizaciones precarias, como uno justo encima de otro, sin un camino intermedio entre estos. Cosas como esta requieren comprensión de lo que se está haciendo, de modo que se pueda desentrañar su funcionamiento y adaptarlo al problema concreto sin obviar los problemas anteriores.

Finalmente, cabe decir que el camino de la realización de un trabajo de este calibre puede convertirse en ciertos momentos en una tarea de apariencia titánica, pero que a fin de cuentas, si uno ha llegado hasta este punto de su formación profesional debería poder enfrentar, con ayuda de los tutores y compañeros, claro. Por este motivo si bien puede llegar a ser estresante, cuando todo da sus frutos es también una experiencia gratificante e incluso eufórica.

9. Trabajo Futuro

Se deja como trabajo futuro relacionado con este trabajo:

1. La unión completa del controlador con el Hardware-In-the-Loop
2. Uso de las herramientas para el desarrollo de nuevos sistemas de control para el proyecto HERMES-UPV.
3. Mejora de la imagen interna de las simulaciones de FlightGear, dado que es una imagen plana sin estampados ni detalles.
4. Mejorar los modelos y controles propuestos con los datos experimentales que se extraigan de futuros vuelos reales.
5. Optimizar los controladores para el concurso.

10. Agradecimientos

Llegados a este punto me gustaría agradecer a todos aquellos que me han apoyado, ayudado y tranquilizado durante el proceso de la realización de este Trabajo de Fin de Grado. Primeramente, a mis tutores Sergio García-Nieto y Xavier Blasco por habernos permitido hacer este trabajo bajo su tutela, por toda la ayuda, guía, documentación y respaldo recibido por ellos, y por la paciencia que han tenido que tener.

Posteriormente, mis compañeros de Trabajo, porque, si bien cada uno se especializaba en una parte en concreto, la colaboración entre estas partes ha sido muy agradable, amena y reconfortante. Y también hemos tenido que tener nuestra dosis de paciencia, unos con otros.

También, a todos aquellos compañeros de la universidad, no solo de este curso o de esta carrera, sino de otras actividades como la banda sinfónica o deportes, que me han tranquilizado en momentos de estrés y tensión, aún sin saberlo.

Y finalmente, pero no menos importante, a mis amigos de toda la vida, a mis padres y familia y a mi pareja. Ellos no se han separado de mi en los momentos difíciles y me han felicitado en los alegres, y por ello les debo muchísimo.

11. Bibliografía

Imágenes

Northrop YB-35. Wikipedia:Northrop YB-35 [Internet]. [Consultado 10 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2YJLiJ0>

Hidróptero. Motor Boat & Yatching. Gear: Foiling technology: everything you need to know about hydrofoils. [Consultado 9 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2XC570b>

Placa Cuaterniones. Tripadvisor. Dublín: Qué Hacer: Broom Bridge. [Consultado 10 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2xIyE92>

Información interna

Control PID. Fernando Morilla García. El controlador PID [Internet] [Consultado 1 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2EY0Jcy>

Ecuaciones de Bryan. Danián Rivas Rivas y Francisco Gavilán Jiménez. Mecánica del Vuelo: Ecuaciones Generales de la Dinámica del Avión: [Internet]. [Consultado 10 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2XXiqrc>

Cuaterniones. Rafael Vázquez Valenzuela. Vehículos Espaciales y Misiles: Tema 3: Cinemática y Dinámica de la Actitud: Parte I: Cinemática [Internet]. [Consultado 10 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2XEBR8X>

PXI: National Instruments. Home: Productos: Sistemas PXI. [Consultado 10 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2JA0n1b>

LabVIEW: National Instruments. Home: Productos: ¿Qué es VeriStand? [Internet]. [Consultado 12 Junio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2LJyRRv>

Veristand: National Instruments. Home: Productos: Adquisición de Datos y Control: Software de Aplicación para Adquisición de Datos y Control:¿Qué es VeriStand? [Internet]. [Consultado 27 Junio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/32grPte>

Modelo FlightGear. FlightGear Wiki: Howto: Make an Aircraft [Internet]. [Consultado 20 Junio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2xGXbLK>

Imagen de pantalla de carga FlightGear. FlightGear Wiki: Splash Screens [Internet]. [Consultado 3 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2XFtnc0>

Información extra

Control Moderno. Daniel Rodríguez Ramírez y Carlos Bordóns Alba. Apuntes de ingeniería de control: Análisis y control de sistemas en espacio de estado, identificación de sistemas, control adaptativo, control predictivo [Internet]. [Consultado 3 Julio 2019]. Disponible en: <https://bit.ly/2J6Z9Mw>

Obtención de Constantes aerodinámicas HERMES-UPV. Álvaro Gotteris Fuster. Desarrollo del Modelo Dinámico No Lineal de una aeronave no tripulada para el proyecto HERMES-UPV.

Diseño de Control HERMES-UPV. Daniel Villalibre Vilariño. Diseño del sistema de control y navegación para una aeronave no tripulada dentro del proyecto HERMES-UPV.

Implementación del sistema de control HERMES-UPV. Laura Smith Ballester. Implementación y Validación del sistema de control y navegación para una aeronave no tripulada dentro del proyecto HERMES-UPV.

Trabajo de Final de Grado:

**Implementación de un
sistema de simulación
Hardware-In-the-Loop (HIL)
para la realización de tests
no destructivos de una
aeronave no tripulada
dentro del proyecto HERMES-UPV**

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Víctor Ribera Esplugues, vicries@etsid.upv.es

Tutores: Sergio García-Nieto Rodríguez, sgnieto@isa.upv.es
Xavier Blasco Ferragud, xblasco@isa.upv.es

Anexo: Registro de Programación



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



Índice

1. Modelado en Simulink	1
1.1. Constantes del Workspace	3
1.2. Modelo Propulsivo	4
1.3. Modelo Aerodinámico	5
1.3.1. Coeficientes_Longitudinales	6
1.3.2. Coeficientes_LateralDireccionales	6
1.3.3. Coeficientes_Cartesianos	7
1.3.4. Fuerzas_Aerodinámicas	7
1.3.5. Momentos_Aerodinámicos	7
1.4. Fuerzas Gravitatorias	8
1.4.1. Acción_Gravitatoria	8
1.5. Modelo Atmosférico	9
1.5.1. Atmosfera_ISA	9
1.6. Modelo de Reacciones del Suelo	10
1.6.1. body2global	15
1.6.2. ground_forces_rotation	16
1.7. Conversión Viento Local	17
1.7.1. Converion_Viento_Local	17
1.8. Ecuaciones Dinámicas	18
1.8.1. Aceleraciones_Lineales	18
1.8.2. Aceleraciones_Angulares	19
1.8.3. Parametros_Ejes_Viento	19
1.9. Ángulos de Euler	20
1.10. Ecuaciones cinemáticas (NED)	20
1.10.1. Ecuaciones_Cinematicas	20
1.11. Coordenadas Globales (LLA)	21
1.12. Unidad de Medida Inercial (IMU)	21

Índice de figuras

1.	Entradas y Salidas del modelo general	1
2.	Conjunto de Subsistemas del Modelo No Lineal	2
3.	Subsistema de fuerzas y momentos de empuje	4
4.	Subsistema de fuerzas y momentos aerodinámicos	5
5.	Matlab Function: Coeficientes_Longitudinales	6
6.	Matlab Function: Coeficientes_LateralDireccionales	6
7.	Matlab Function: Coeficientes_Cartesianos	7
8.	Matlab Function: Fuerzas_Aerodinámicas	7
9.	Matlab Function: Fuerzas_Aerodinámicas	7
10.	Subsistema de fuerzas gravitatorias	8
11.	Matlab Function: Acción_Gravitatoria	8
12.	Subsistema de modelo atmosférico	9
13.	Matlab Function: Atmosfera_ISA	9
14.	Subsistema de fuerzas y momentos por reacciones con suelo	10
15.	Módulo de cálculo de fuerzas normales en cada rueda	11
16.	Sistema de cálculo de la fuerza normal de una rueda	12
17.	Subsistema de cálculo de la velocidad de una rueda respecto el suelo	13
18.	Módulo de cálculo de fuerzas de resistencia en cada rueda	13
19.	Sistema de cálculo de la fuerza de resistencia de una rueda	14
20.	Módulo de detección de choque	15
21.	Módulo de cálculo de Momentos por suelo	15
22.	Matlab Function: body2global	15
23.	Matlab Function: ground_forces_rotation	16
24.	Subsistema de conversión de los ejes viento	17
25.	Matlab Function: Conversion_Viento_Local	17
26.	Subsistema de computo de Ecuaciones Dinámicas	18
27.	Matlab Function: Aceleraciones_Lineales	18
28.	Matlab Function: Aceleraciones_Angulares	19
29.	Matlab Function: Parametros_Ejes_Viento	19
30.	Subsistema de obtención de Ángulos de Euler mediante Cuaterniones	20
31.	Subsistema de cálculo de coordenadas locales (NED)	20
32.	Matlab Function: Ecuaciones_Cinematicas	20
33.	Subsistema de conversión a coordenadas globales (LLA)	21
34.	Subsistema de respuesta de la Unidad de Medida Inercial	21

Índice de tablas

1.	Lista de constantes usadas en el modelo no lineal	3
----	---	---

1. Modelado en Simulink

En este anexo se mostrará con profundidad la programación en *Simulink* del modelo no lineal realizado en este trabajo.

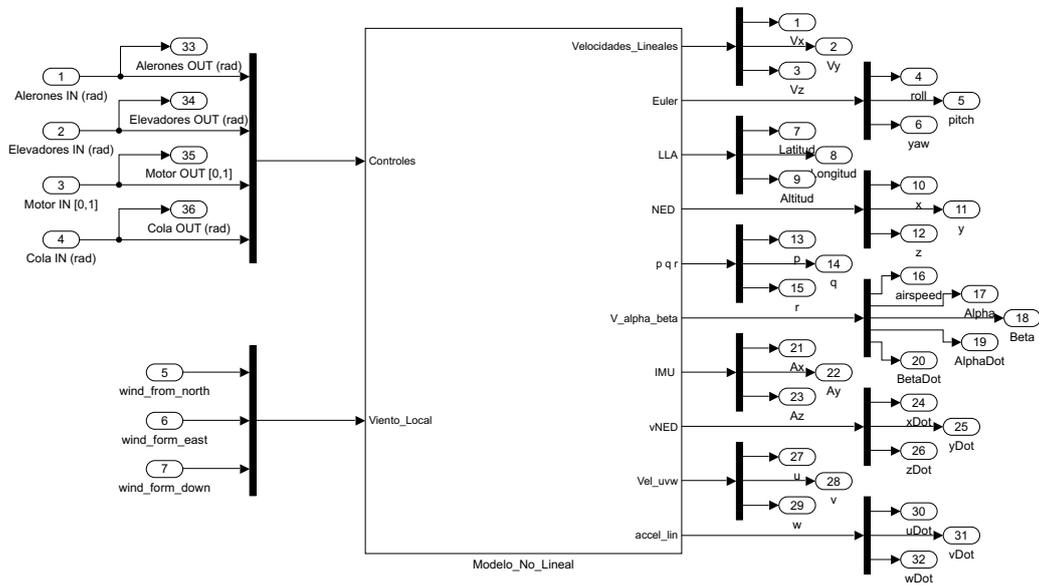


Figura 1: Entradas y Salidas del modelo general

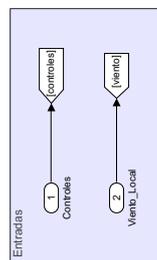
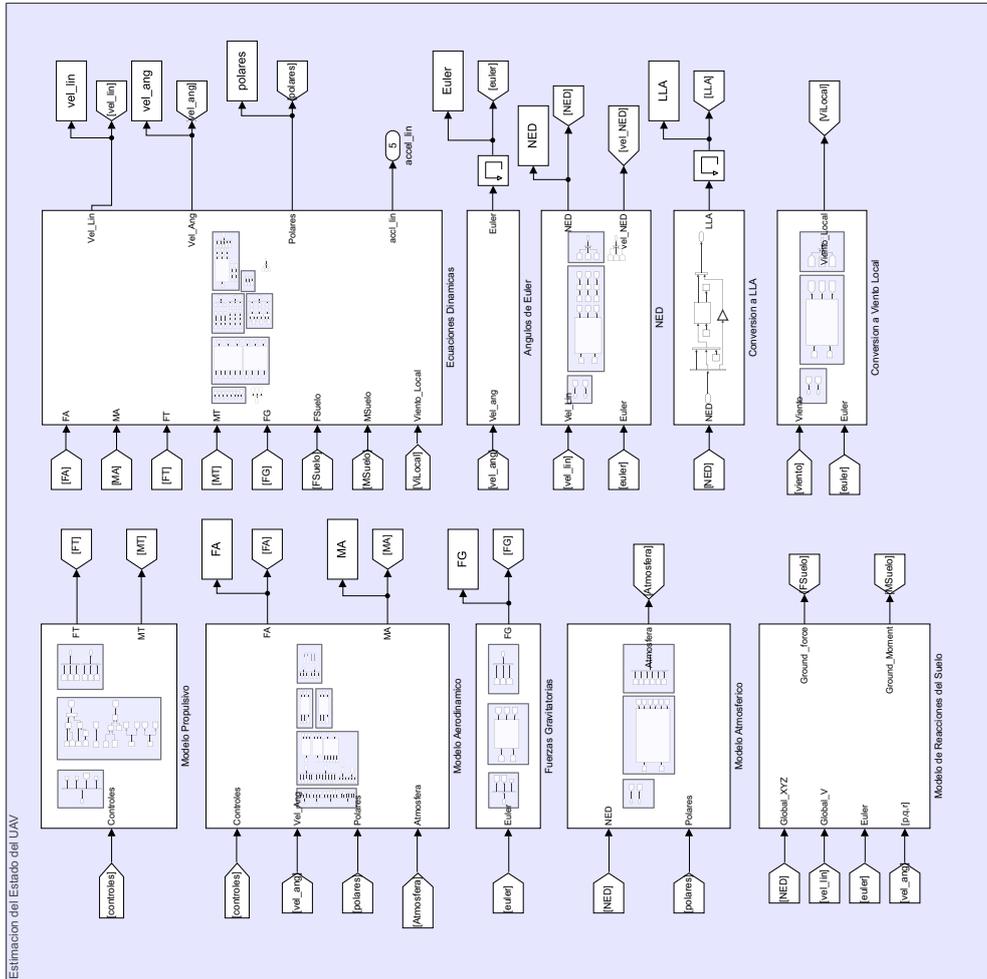
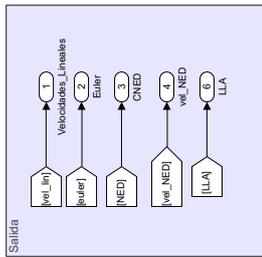


Figura 2: Conjunto de Subsistemas del Modelo No Lineal

1.1. Constantes del Workspace

Todas las constantes aerodinámicas, geométricas y másicas se muestran en la tabla 1. Estas junto con la aceleración de la gravedad se deben añadir en las Matlab Function en las que sean requeridas, por tanto, al ser redundante, no se mostrarán en la programación. Todas las unidades están en Sistema Internacional (S.I.). Existen otras constantes, que no dependen del cuerpo en sí sino que definen la situación inicial durante la simulación. Estas últimas se deben definir también, pero no se mostrará cuales se han usado pues varían de simulación a simulación.

CD0	0.0390	CYbeta	-0.1437
CD1	0.0907	CYbetaDot	0
CD2	1.4201	CYdeltaA	-0.0155
CL0	0.3310	CYdeltaR	0.1201
CLalpha	4.8406	CYp	0.0398
CLalphaDot	2.2396	CYr	0.1738
CLdeltaE	0.5551	Clbeta	-0.0207
CLq	10.1570	ClbetaDot	0
CM0	0.2662	CldeltaA	0.4548
CMalpha	-1.7800	CldeltaR	-0.0024
CMalphaDot	-9.4711	Clp	-0.5269
CMdeltaE	-2.2135	Clr	0.2224
CMq	-24.879	Ixx	0.6087
CT1	10.9720	Iyy	1.2940
CT2	55.7840	Izz	1.7180
CNbeta	0.0756	Ixz	0.0933
CNbetaDot	0	MT_arm	0.0480
CNdeltaA	0.0082	Sw	0.5
CNdeltaR	-0.0673	bw	2
CNp	-0.1466	cw	0.25
CNr	-0.0894	m	7.4430

Tabla 1: Lista de constantes usadas en el modelo no lineal

1.2. Modelo Propulsivo

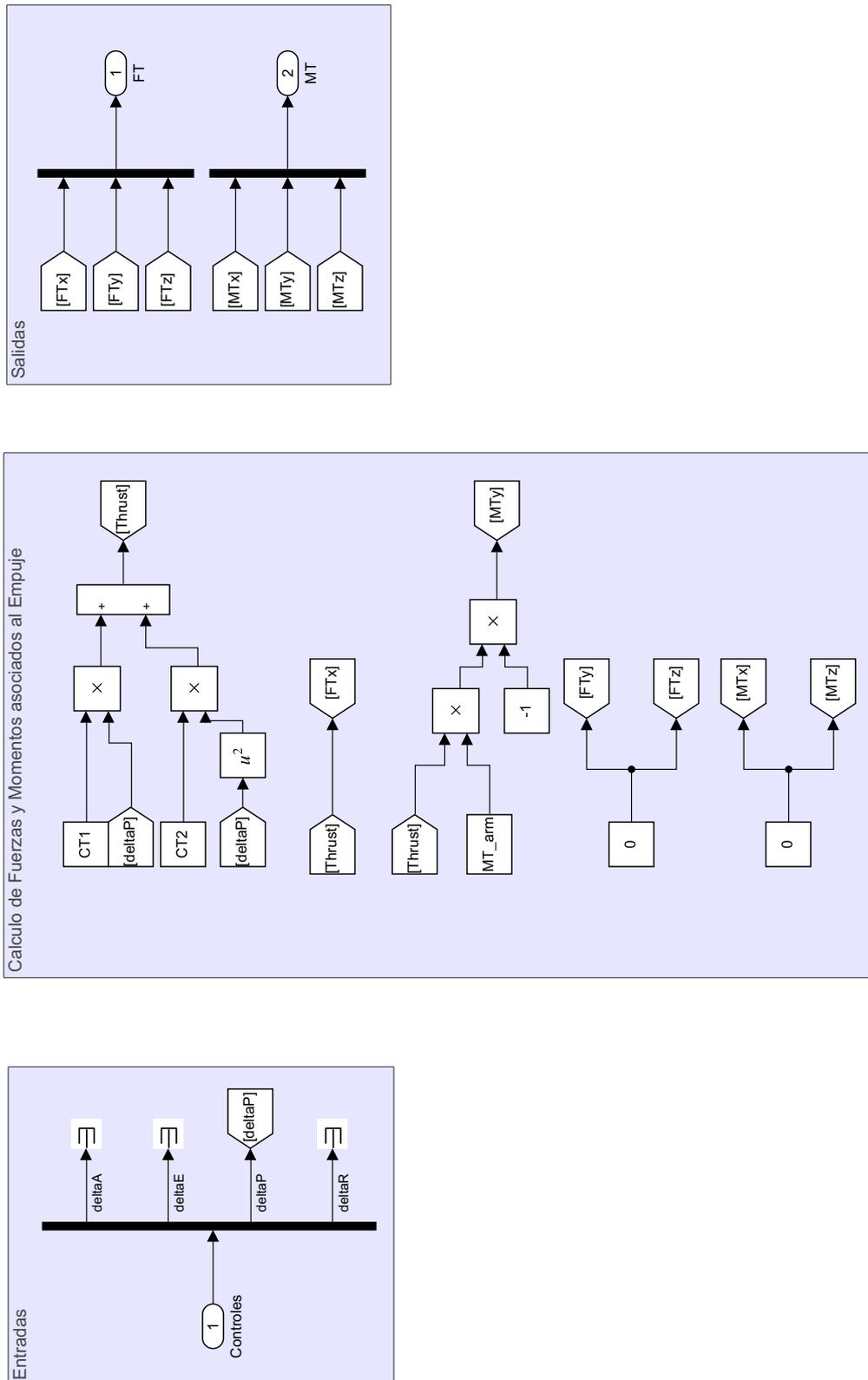


Figura 3: Subsistema de fuerzas y momentos de empuje

1.3. Modelo Aerodinámico

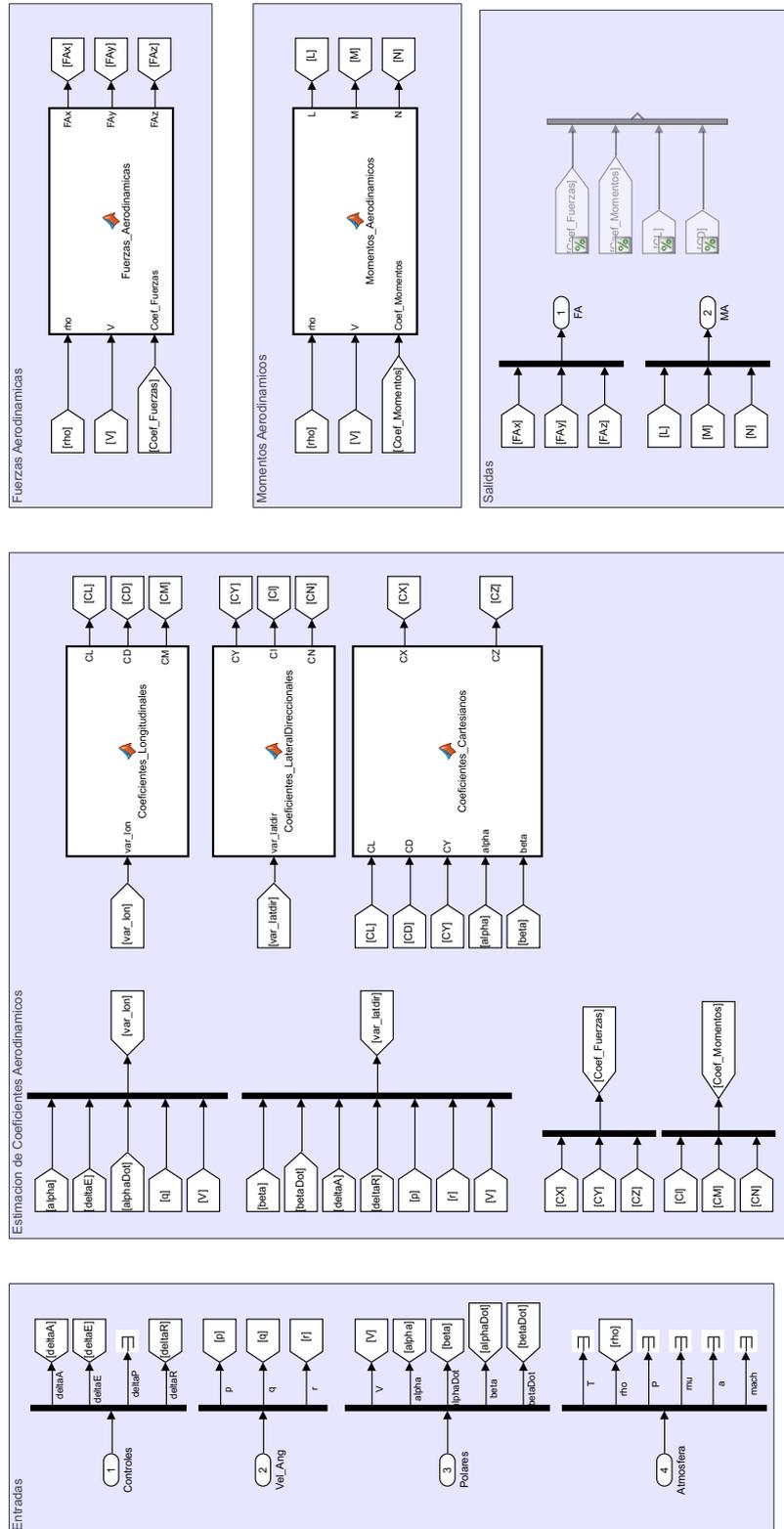


Figura 4: Subsistema de fuerzas y momentos aerodinámicos

1.3.1. Coeficientes Longitudinales

```
function [CL, CD, CM] = Coeficientes_Longitudinales(var_lon)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
alpha = var_lon(1);
deltaE = var_lon(2);
alphaDot = var_lon(3);
q = var_lon(4);
V = var_lon(5);

% -----
%% Estimación de los coeficientes
CL = CL0 + CLalpha*alpha + CLdeltaE*deltaE + CLalphaDot*(cw/(2*V))*alphaDot + CLq*(cw/(2*V))*q;
CD = CD0 + CD1 * alpha + CD2 * alpha^2;
CM = CM0 + CMalpha*alpha + CMdeltaE*deltaE + CMalphaDot*(cw/(2*V))*alphaDot + CMq*(cw/(2*V))*q;

end
```

Figura 5: Matlab Function: Coeficientes_Longitudinales

1.3.2. Coeficientes LateralDireccionales

```
function [CY, Cl, CN] = Coeficientes_LateralDireccionales(var_latdir)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
beta = var_latdir(1);
betaDot = var_latdir(2);
deltaA = var_latdir(3);
deltaR = var_latdir(4);
p = var_latdir(5);
r = var_latdir(6);
V = var_latdir(7);

% -----
%% Estimación de los coeficientes
CY = CYbeta*beta + CYbetaDot*(bw/(2*V))*betaDot + CYdeltaA*deltaA + CYdeltaR*deltaR...
+ CYp*(bw/(2*V))*p + CYr*(bw/(2*V))*r;
Cl = Clbeta*beta + ClbetaDot*(bw/(2*V))*betaDot + CldeltaA*deltaA + CldeltaR*deltaR...
+ Clp*(bw/(2*V))*p + Clr*(bw/(2*V))*r;
CN = CNbeta*beta + CNbetaDot*(bw/(2*V))*betaDot + CNdeltaA*deltaA + CNdeltaR*deltaR...
+ CNp*(bw/(2*V))*p + CNr*(bw/(2*V))*r;

end
```

Figura 6: Matlab Function: Coeficientes_LateralDireccionales

1.3.3. Coeficientes_Cartesianos

```
function [CX, CZ] = Coeficientes_Cartesianos(CL, CD, CY, alpha, beta)
% -----
%% Estimación de los coeficientes
CX = (cos(alpha)/cos(beta)) * (-CD) - (cos(alpha)*tan(beta)) * CY - sin(alpha) * (-CL);
CZ = (sin(alpha)/cos(beta)) * (-CD) - (sin(alpha)*tan(beta)) * CY + cos(alpha) * (-CL);
end
```

Figura 7: Matlab Function: Coeficientes_Cartesianos

1.3.4. Fuerzas_Aerodinámicas

```
function [FAx, FAy, FAz] = Fuerzas_Aerodinamicas(rho, V, Coef_Fuerzas)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
CX = Coef_Fuerzas(1);
CY = Coef_Fuerzas(2);
CZ = Coef_Fuerzas(3);

% -----
%% Estimación de las fuerzas aerodinámicas
FAx = (1/2) * rho * Sw * V^2 * CX;
FAy = (1/2) * rho * Sw * V^2 * CY;
FAz = (1/2) * rho * Sw * V^2 * CZ;
end
```

Figura 8: Matlab Function: Fuerzas_Aerodinámicas

1.3.5. Momentos_Aerodinámicos

```
function [L, M, N] = Momentos_Aerodinamicos(rho, V, Coef_Momentos)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
Cl = Coef_Momentos(1);
CM = Coef_Momentos(2);
CN = Coef_Momentos(3);

% -----
%% Estimación de las fuerzas aerodinámicas
L = (1/2) * rho * Sw * bw * V^2 * Cl;
M = (1/2) * rho * Sw * cw * V^2 * CM;
N = (1/2) * rho * Sw * bw * V^2 * CN;
end
```

Figura 9: Matlab Function: Fuerzas_Aerodinámicas

1.4. Fuerzas Gravitatorias

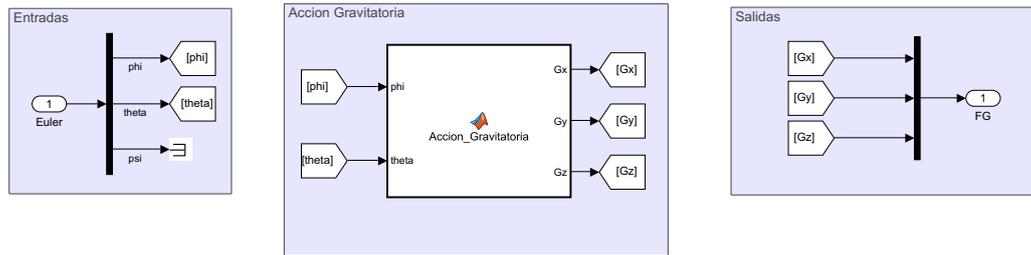


Figura 10: Subsistema de fuerzas gravitatorias

1.4.1. Acción_Gravitatoria

```
function [Gx, Gy, Gz] = Accion_Gravitatoria(phi, theta)
%% Datos
% [...]

%% Estimación de las fuerzas gravitatorias

Gx = - m * g * sin(theta);
Gy =  m * g * cos(theta) * sin(phi);
Gz =  m * g * cos(theta) * cos(phi);

end
```

Figura 11: Matlab Function: Acción_Gravitatoria

1.5. Modelo Atmosférico

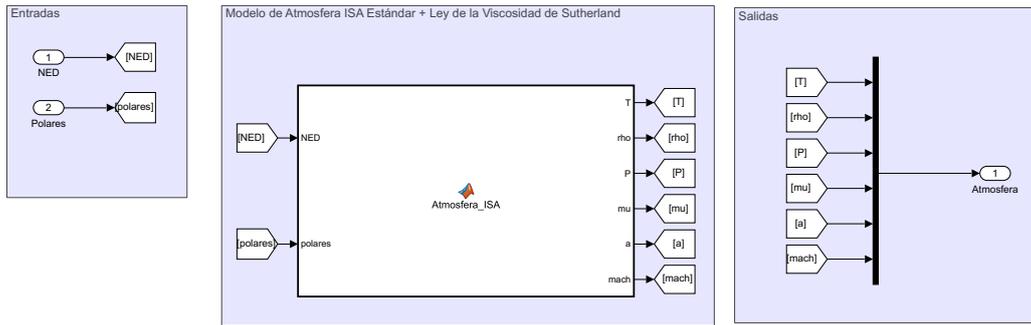


Figura 12: Subsistema de modelo atmosférico

1.5.1. Atmosfera_ISA

```
function [T, rho, P, mu, a, mach] = Atmosfera_ISA(NED, polares)
% -----
%% Asignación de datos
z = -NED(3);
V = polares(1);
% -----
%% Estimación de las condiciones atmosféricas
T = 288.15*(1-22.57*10^(-6)*z);
rho = 1.225*(1-22.57*10^(-6)*z)^4.256;
P = 101325*(1-22.57*10^(-6)*z)^5.256;
a = sqrt(1.4*287*T);
mach = V/a;
mu = 18.27*((291.15+120)/(T+120))*(T/291.15)^(3/2);
end
```

Figura 13: Matlab Function: Atmosfera_ISA

1.6. Modelo de Reacciones del Suelo

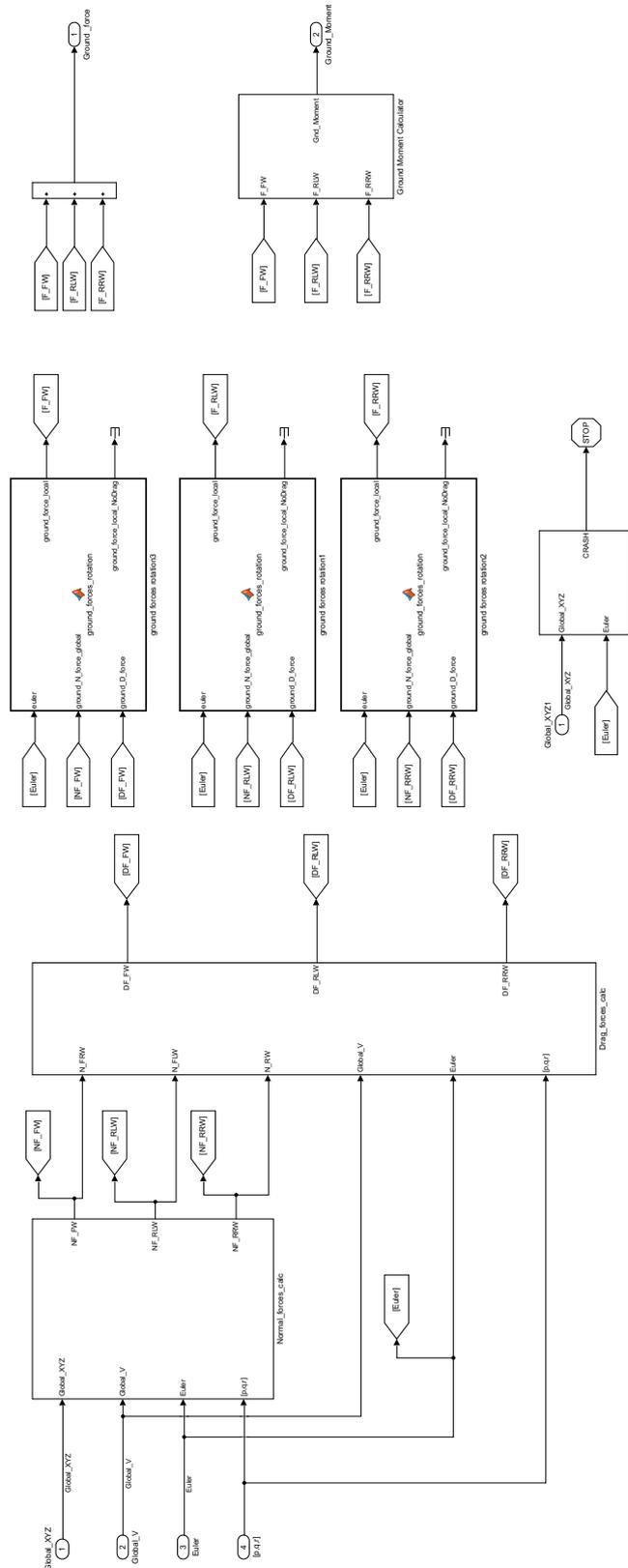


Figura 14: Subsistema de fuerzas y momentos por reacciones con suelo

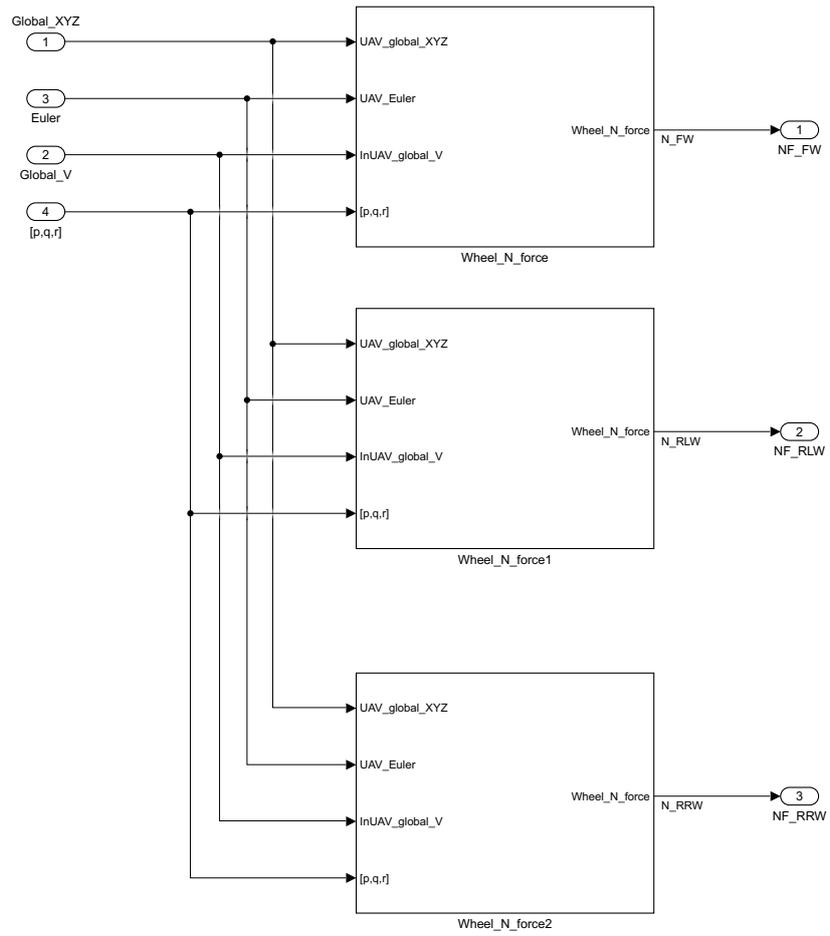


Figura 15: Módulo de cálculo de fuerzas normales en cada rueda

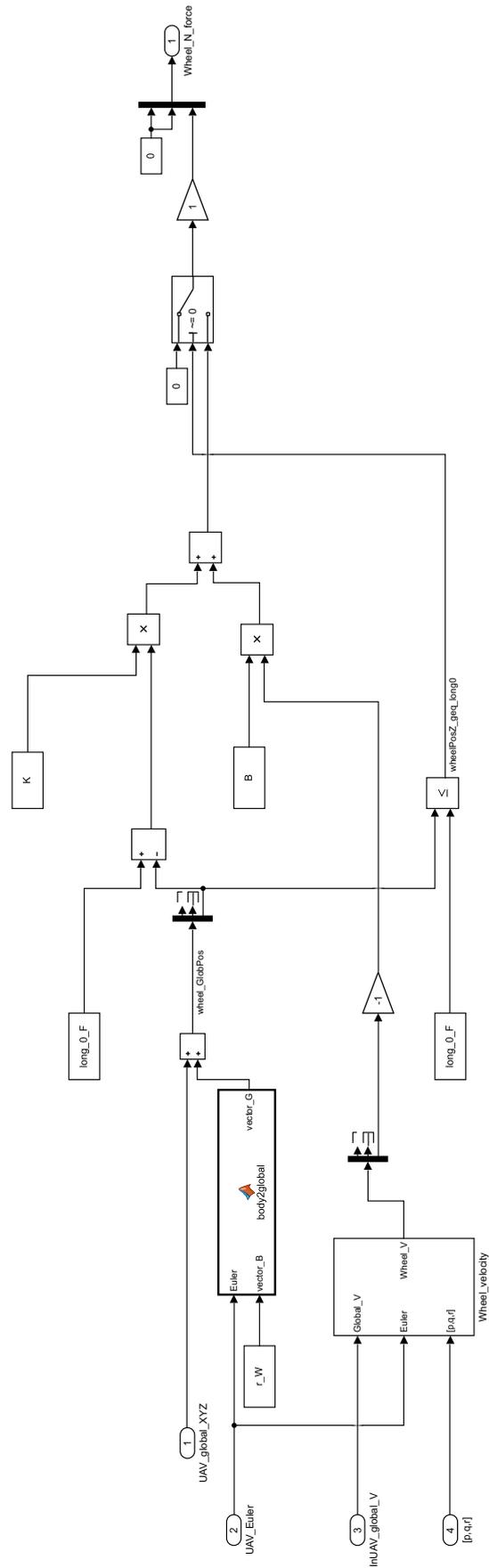


Figura 16: Sistema de cálculo de la fuerza normal de una rueda

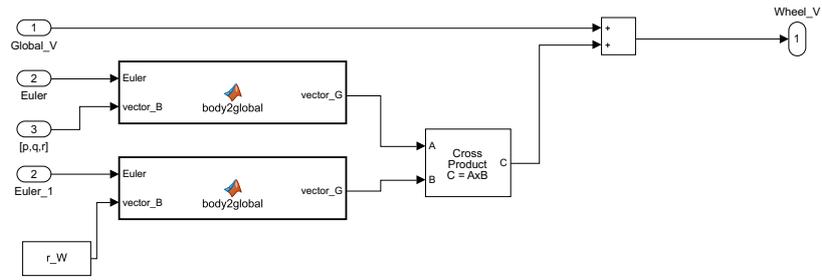


Figura 17: Subsistema de cálculo de la velocidad de una rueda respecto el suelo

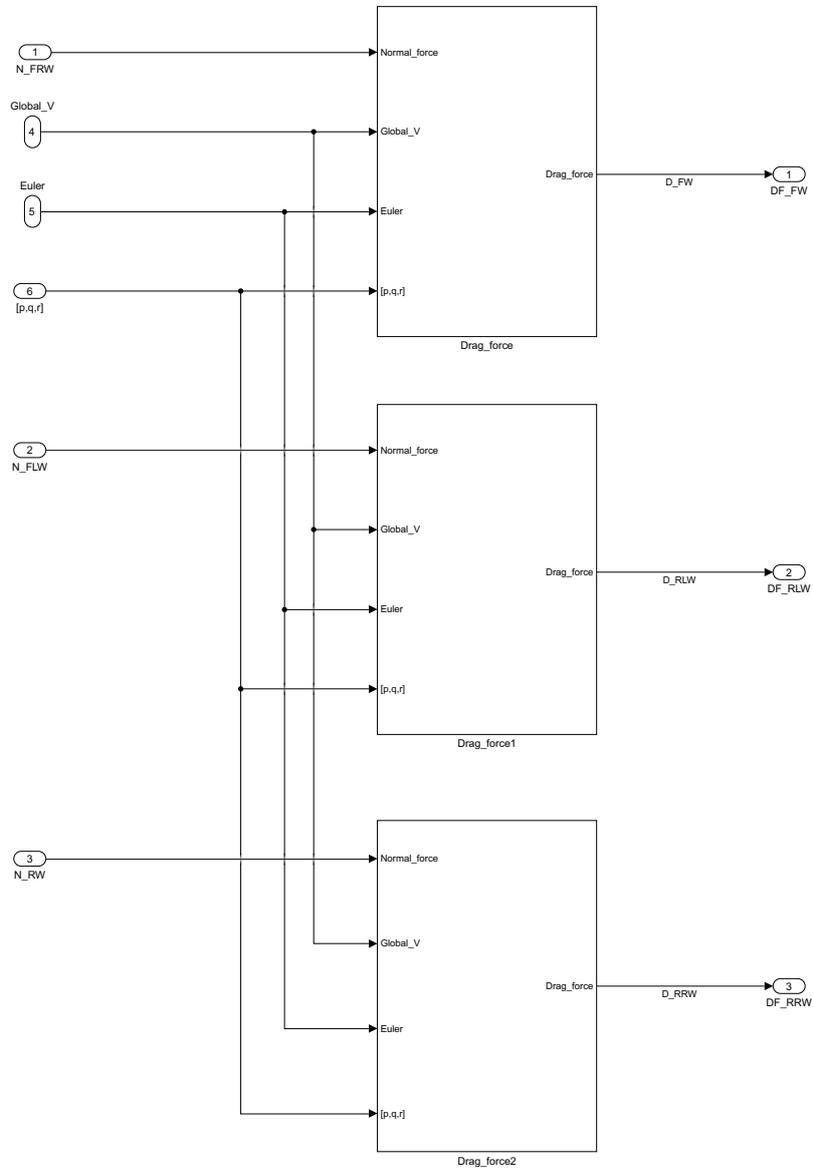


Figura 18: Módulo de cálculo de fuerzas de resistencia en cada rueda

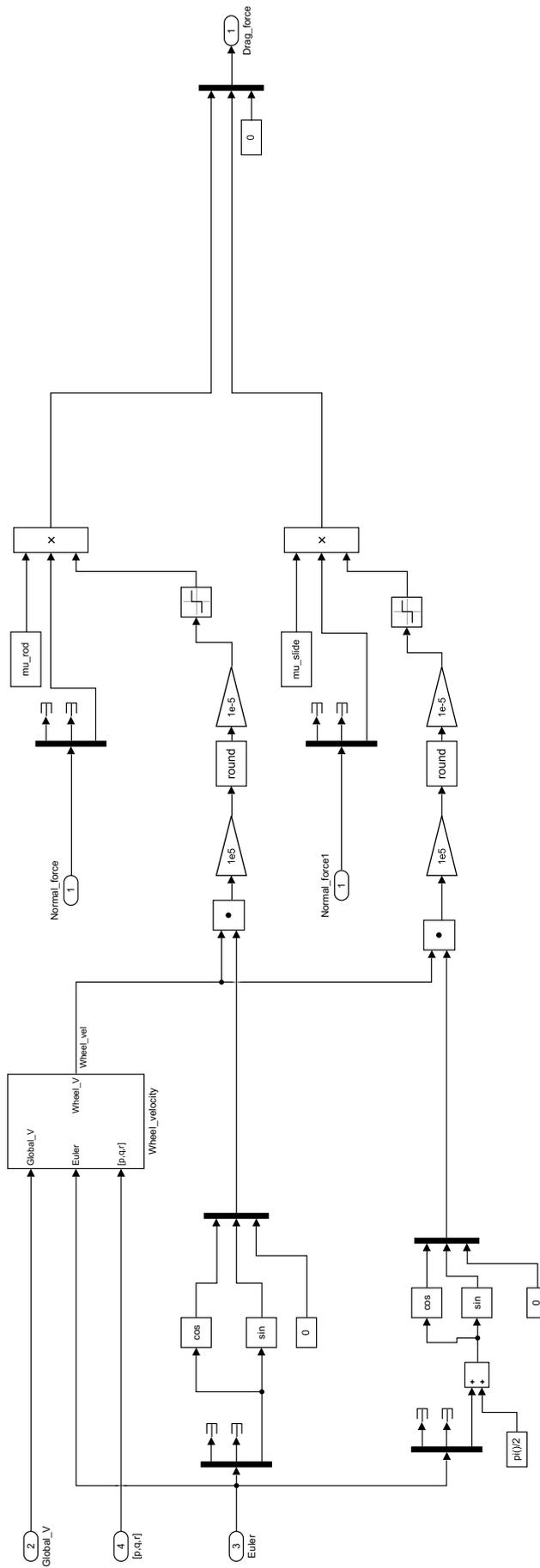


Figura 19: Sistema de cálculo de la fuerza de resistencia de una rueda

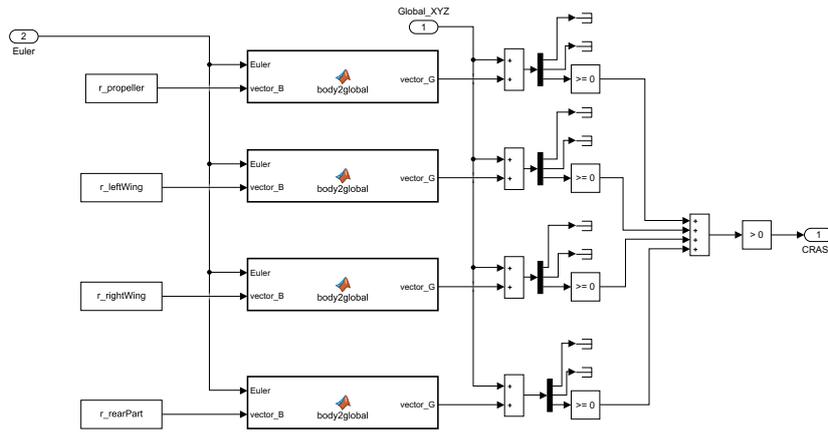


Figura 20: Módulo de detección de choque

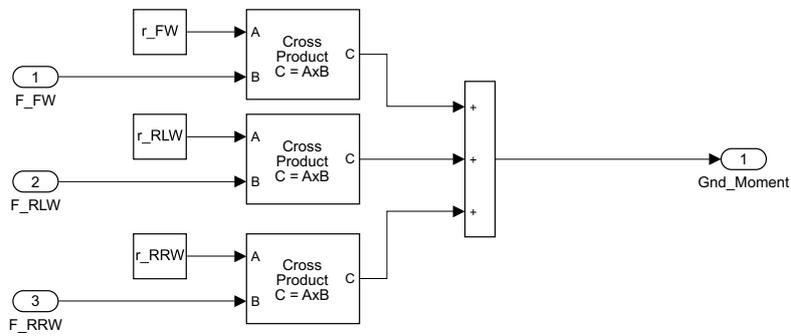


Figura 21: Módulo de cálculo de Momentos por suelo

1.6.1. body2global

```

function vector_G=body2global(Euler,vector_B)
%vector_G=body2global(Euler,vector_B)--> Toma el vector vector_B expresado en
%ejes locales y devuelve el vector vector_G (columna) que denota al vector original
%expresado en ejes globales. Euler es un vector de 3 componentes que expresa
%la rotación sufrida por el sistema de referencia global para ser alineado
%con el sistema de referencia local.

vector_B=cvec(vector_B);
roll=Euler(1);
pitch=Euler(2);
yaw=Euler(3);

%%Calculamos matriz de rotación
C1=[[1 0 0];[0 cos(roll) sin(roll)];[0 -sin(roll) cos(roll)]];
C2=[[cos(pitch) 0 -sin(pitch)];[0 1 0];[sin(pitch) 0 cos(pitch)]];
C3=[[cos(yaw) sin(yaw) 0];[-sin(yaw) cos(yaw) 0];[0 0 1]];

C=C3*C2*C1;

vector_G=C*vector_B;
end

```

Figura 22: Matlab Function: body2global

1.6.2. ground_forces_rotation

```
function [ground_force_local,ground_force_local_NoDrag] = ...
ground_forces_rotation(euler ,ground_N_force_global, ground_D_force)

% Wx=W_vector(1);
% Wy=W_vector(2);
% Wz=W_vector(3);

roll=euler(1);
pitch=euler(2);
yaw=euler(3);

N1=ground_N_force_global(1);
N2=ground_N_force_global(2);
N3=ground_N_force_global(3);
N=[N1;N2;N3];

D1=ground_D_force(1);
D2=ground_D_force(2);
D3=ground_D_force(3);
D=[D1;D2;D3];

Cx=[[1 0 0];[0 cos(roll) sin(roll)];[0 -sin(roll) cos(roll)]];
Cy=[[cos(pitch) 0 -sin(pitch)];[0 1 0];[sin(pitch) 0 cos(pitch)]];
Cz=[[cos(yaw) sin(yaw) 0];[-sin(yaw) cos(yaw) 0];[0 0 1]];

ground_force_local=(Cx*Cy*Cz)*N + (Cx*Cy)*D;
ground_force_local_NoDrag=(Cx*Cy*Cz)*N;

end
```

Figura 23: Matlab Function: ground_forces_rotation

1.7. Conversión Viento Local

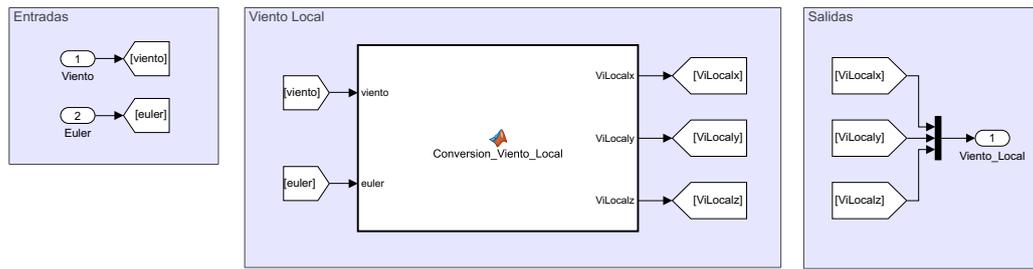


Figura 24: Subsistema de conversión de los ejes viento

1.7.1. Converion_Viento_Local

```
function [ViLocalx, ViLocaly, ViLocalz] = Conversion_Viento_Local(viento, euler)
% -----
%% Asignación de variables

vix = viento(1);
viy = viento(2);
viz = viento(3);

phi  = euler(1);
theta = euler(2);
psi  = euler(3);

% -----
%% Cálculo del viento local

ViLocalx = vix*cos(theta)*cos(psi) + viy*cos(theta)*sin(psi) - viz*sin(theta);

ViLocaly = vix*(cos(psi)*sin(theta)*sin(phi)-cos(phi)*sin(psi)) + ...
viy*(cos(phi)*cos(psi)+sin(theta)*sin(phi)*sin(psi)) + viz*cos(theta)*sin(phi);

ViLocalz = vix*(sin(phi)*sin(psi)+cos(phi)*cos(psi)*sin(theta)) + ...
viy*(cos(phi)*sin(theta)*sin(psi)-cos(psi)*sin(phi)) + viz*cos(theta)*cos(phi);

end
```

Figura 25: Matlab Function: Conversion_Viento_Local

1.8. Ecuaciones Dinámicas

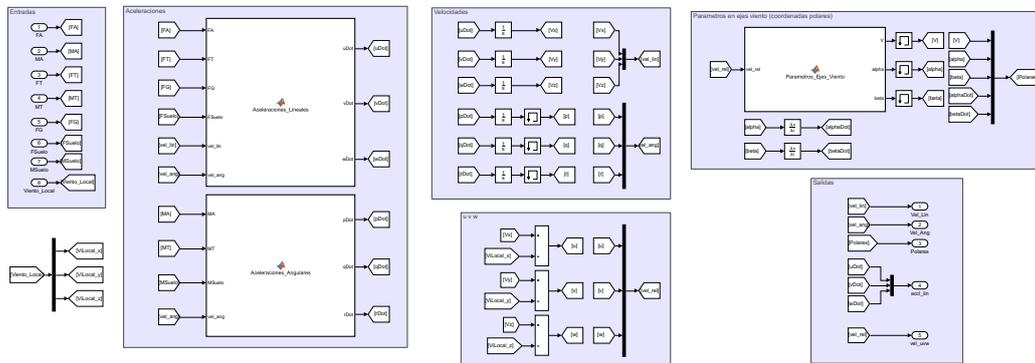


Figura 26: Subsistema de computo de Ecuaciones Dinámicas

1.8.1. Aceleraciones Lineales

```

function [uDot, vDot, wDot] = Aceleraciones_Lineales(FA, FT, FG, FSuelo, vel_lin, vel_ang)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
FAx = FA(1);
FAy = FA(2);
FAz = FA(3);

FTx = FT(1);
FTy = FT(2);
FTz = FT(3);

FGx = FG(1);
FGy = FG(2);
FGz = FG(3);

FSx = FSuelo(1);
FSy = FSuelo(2);
FSz = FSuelo(3);

u = vel_lin(1);
v = vel_lin(2);
w = vel_lin(3);

p = vel_ang(1);
q = vel_ang(2);
r = vel_ang(3);
% -----
%% Cálculo de las aceleraciones
uDot = ((FAx+FTx+FSx+FGx)+m*(r*v-q*w))/m;
vDot = ((FAy+FTy+FSy+FGy)+m*(p*w-r*u))/m;
wDot = ((FAz+FTz+FSz+FGz)+m*(q*u-p*v))/m;
end

```

Figura 27: Matlab Function: Aceleraciones Lineales

1.8.2. Aceleraciones_Angulares

```
function [pDot, qDot, rDot] = Aceleraciones_Angulares(MA, MT, MSuelo, vel_ang)
%% Datos
% [...]

%% Asignación de variables
L = MA(1);
M = MA(2);
N = MA(3);

MTx = MT(1);
MTy = MT(2);
MTz = MT(3);

MSx = MSuelo(1);
MSy = MSuelo(2);
MSz = MSuelo(3);

p = vel_ang(1);
q = vel_ang(2);
r = vel_ang(3);
% -----

%% Cálculo de las aceleraciones angulares
Mx = L + MTx + MSx;
My = M + MTy + MSy;
Mz = N + MTz + MSz;

A = Ixx*Izz - Ixz^2;

pDot = (Izz*Mx + Ixz*Mz + Ixz*(Ixx-Iyy+Izz)*p*q + (Izz*(Iyy-Izz)-Ixz^2)*r*q)/A;
qDot = (My + (Izz-Ixx)*p*r + Ixz*(r^2-p^2))/Iyy;
rDot = (Ixx*Mz + Ixz*Mx + ((Ixx-Iyy)*Ixx+Ixz^2)*p*q + Ixz*(Iyy-Ixx-Izz)*r*q)/A;
end
```

Figura 28: Matlab Function: Aceleraciones_Angulares

1.8.3. Parametros_Ejes_Viento

```
function [V, alpha, beta] = Parametros_Ejes_Viento(vel_rel)
% -----
%% Asignación de variables

u = vel_rel(1);
v = vel_rel(2);
w = vel_rel(3);

% -----

%% Cálculo de los parámetros en ejes viento

V = sqrt(u^2+v^2+w^2);
alpha = atan2(w,u);
beta = asin(v/V);

end
```

Figura 29: Matlab Function: Parametros_Ejes_Viento

1.9. Ángulos de Euler

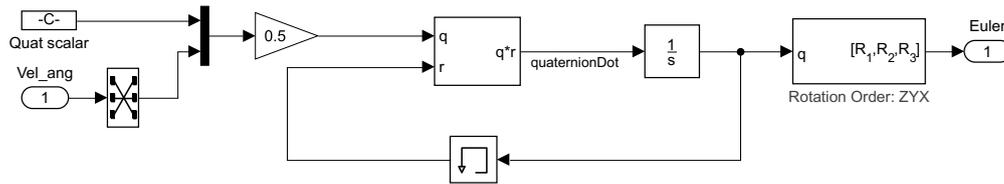


Figura 30: Subsistema de obtención de Ángulos de Euler mediante Cuaterniones

1.10. Ecuaciones cinemáticas (NED)

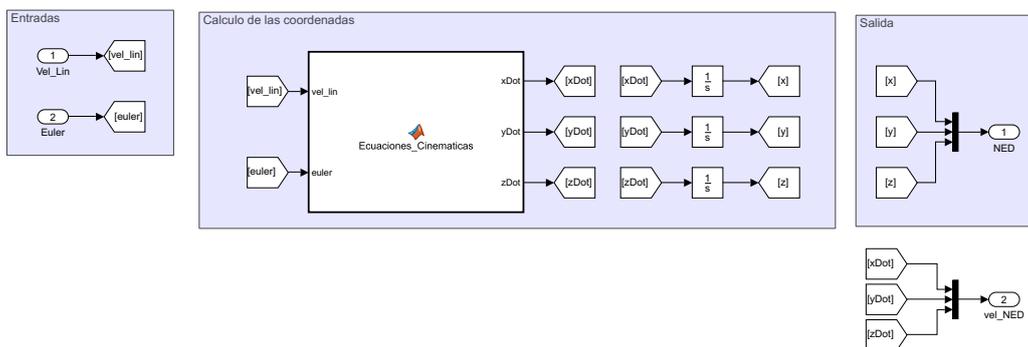


Figura 31: Subsistema de cálculo de coordenadas locales (NED)

1.10.1. Ecuaciones_Cinematicas

```
function [xDot, yDot, zDot] = Ecuaciones_Cinematicas(vel_lin, euler)
% -----
%% Asignación de variables

u = vel_lin(1);
v = vel_lin(2);
w = vel_lin(3);

phi = euler(1);
theta = euler(2);
psi = euler(3);

% -----
%% Aceleraciones

xDot = u*cos(psi)*cos(theta) + v*(cos(psi)*sin(theta)*sin(phi)-cos(phi)*sin(psi)) ...
+ w*(sin(theta)*cos(phi)*cos(psi)+sin(phi)*sin(psi));

yDot = u*cos(theta)*sin(psi) + v*(cos(phi)*cos(psi)+sin(theta)*sin(phi)*sin(psi)) ...
+ w*(-cos(psi)*sin(phi)+cos(phi)*sin(theta)*sin(psi));

zDot = -u*sin(theta) + v*cos(theta)*sin(phi) + w*cos(theta)*cos(phi);
end
```

Figura 32: Matlab Function: Ecuaciones_Cinematicas

1.11. Coordenadas Globales (LLA)

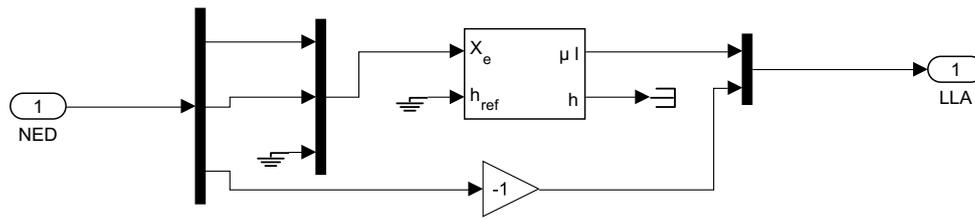


Figura 33: Subsistema de conversión a coordenadas globales (LLA)

1.12. Unidad de Medida Inercial (IMU)

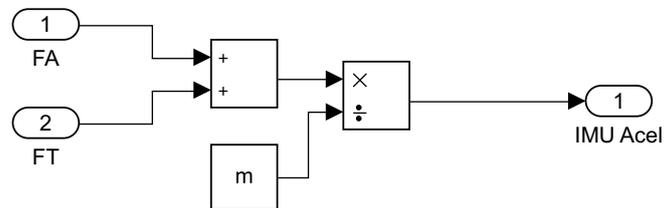


Figura 34: Subsistema de respuesta de la Unidad de Medida Inercial

Trabajo de Final de Grado:

**Implementación de un
sistema de simulación
Hardware-In-the-Loop (HIL)
para la realización de tests
no destructivos de una
aeronave no tripulada
dentro del proyecto HERMES-UPV**

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Víctor Ribera Esplugues, vicries@etsid.upv.es

Tutores: Sergio García-Nieto Rodríguez, sgnieto@isa.upv.es
Xavier Blasco Ferragud, xblasco@isa.upv.es

Pliego de Condiciones



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



Índice

1. Descripción del Proyecto	1
1.1. Unidades de proyecto	1
1.1.1. Desarrollo del Modelo no Lineal	1
1.1.2. Aeronave en FlightGear	1
1.1.3. Validación del modelo	1
1.1.4. Compilación y instalación del PXI	2
1.1.5. Curso de uso	2
2. Condiciones Generales	3
2.1. Documentación del proyecto	3
2.2. Condiciones Generales Facultativas	3
2.2.1. Funciones del Cliente	3
2.2.2. Funciones del ingeniero	3
2.3. Condiciones de la Ejecución del Proyecto	4
2.3.1. Ampliaciones y Prórrogas	4
2.3.2. Recepción del Proyecto	4
2.4. Condiciones Económicas	4
2.4.1. Depósito inicial	4
2.4.2. Depósito en entrega	4
2.4.3. Devolución	4
3. Condiciones Particulares	6
3.1. Certificación de PXI	6
3.2. Diseño de test de Validación	6

1. Descripción del Proyecto

En el presente documento se resumen las especificaciones para la ejecución del proyecto.

1.1. Unidades de proyecto

Las partes que incluye el proyecto a realizar son:

1. Desarrollo de Modelo No Lineal en MATLAB & *Simulink*.
2. Generación de una aeronave de las características del cliente en FlightGear
3. Validación del modelo no lineal mediante simulaciones en FlightGear.
4. Compilación del modelo no lineal para su instalación en el PXI junto con los periféricos.

1.1.1. Desarrollo del Modelo no Lineal

Se generará un modelo no lineal en el lenguaje de programación de MATLAB & *Simulink* que simule internamente el comportamiento de una aeronave de las características del cliente.

Para ello se utilizará la información geométrica y aerodinámica que aportará el cliente, así como las especificaciones del motor y las condiciones en las que trabajará generalmente el UAV.

Junto con el proyecto se adjuntará un anexo de programación, que podrá ser utilizado por el cliente o ingenieros propios de este para realizar cambios menores, como variaciones en los valores geométricos o aerodinámicos.

Si se quieren realizar cambios mayores, en la estructura de la programación, no se asegura que el modelo siga funcionando correctamente. Para esos cambios se recomienda volver a contratar con este fin.

1.1.2. Aeronave en FlightGear

Se entregará un modelo de aeronave dentro de FlightGear y el Hardware-In-the-Loop conectado de forma que abra dicho modelo. El modelo se entregará de forma digital, no dentro de un PC ya conectado al PXI. Si se quiere una conexión ya realizada se debería modificar este Pliego de Condiciones y el Presupuesto.

1.1.3. Validación del modelo

Se adjuntará la información de la validación, tanto condiciones del test, como resultados de este.

1.1.4. Compilación y instalación del PXI

Al cliente se le será entregado un PXI funcional para su uso como plataforma Hardware-In-the-Loop de modo que reproduzca el comportamiento de la aeronave real del cliente. Este no irá acompañado del PC de visualización, controlador ni estación de tierra. Estos deben ser aportados por el propio cliente, o pedirse mediante otro proyecto.

1.1.5. Curso de uso

Se ofrece un curso de uso de la plataforma de Hardware-In-the-Loop desarrollada, para los empleados del cliente. Este curso duraría 10 horas, y no está incluido en el precio del proyecto.

2. Condiciones Generales

Lo escrito en este apartado busca delimitar la ejecución del proyecto, delimitando las funciones que corresponden al cliente y al ingeniero, así como las relaciones entre estos. Se recogen aspectos legales, y condiciones de ejecución.

2.1. Documentación del proyecto

El contrato realizado entre cliente y ingeniero contiene los siguientes documentos:

- Condiciones contractuales.
- Pliego de condiciones técnicas particulares.
- Pliego de condiciones general.
- Memoria del proyecto.
- Anexo de programación.
- Presupuesto.

2.2. Condiciones Generales Facultativas

En esta sección se describen las relaciones entre el cliente y el ingeniero desarrollador.

2.2.1. Funciones del Cliente

Para la correcta realización del proyecto, el cliente debe aportar la siguiente información.

- Información geométrica del aeronave. El cliente debe aportar los planos del aeronave, o en su defecto toda información geométrica que pueda requerir el ingeniero.
- Información aerodinámica. El ingeniero debe disponer de los modelos aerodinámicos de la aeronave utilizados por el cliente, obtenidos mediante los procedimientos que el cliente desee. Para una mayor fidelidad con la realidad se recomienda que estos modelos hayan sido obtenidos mediante ensayos en túnel de viento.

Además, una vez entregado el proyecto, el cliente tendrá pleno derecho a realizar cambios menores, en constantes internas del modelo, así como en recibir cursos de uso de la plataforma.

2.2.2. Funciones del ingeniero

El ingeniero se debe comprometer a la realización de todos los apartados descritos en la descripción del proyecto. Además, no garantiza el correcto funcionamiento de la plataforma si alguna de las funciones del cliente no se ha cumplido correctamente.

2.3. Condiciones de la Ejecución del Proyecto

Se especificará un tiempo de ejecución entre cliente y ingeniero que figurará en el pliego de condiciones particulares. Los desarrollos deberán realizarse en los plazos que ahí se marcan y se deberá dar cuenta por escrito si el cliente lo solicita.

2.3.1. Ampliaciones y Prórrogas

En el caso de causas imprevistas o fuerza mayor, el proyecto podrá ser ampliado o prorrogado, durante más o menos tiempo dependiendo de la gravedad del imprevisto. Esto deberá consensuarse entre ingeniero y cliente en el momento de la aparición de dicho imprevisto.

2.3.2. Recepción del Proyecto

En proyecto será entregado íntegramente en una sola vez. Este incluirá toda la documentación del proyecto, y los conjuntos que conformen el proyecto en sí, el PXI, el modelo de la aeronave en FlightGear, los resultados de la validación del modelo y el software fuente.

Si el cliente no estuviese conforme con la validación del modelo por motivos justificados, este podrá pedir hasta tres test de validación más. Si con esos tres ensayos adicionales no consiguiese validar correctamente el modelo, deberá realizar nuevamente el modelo no lineal y proceder a su validación y compilación

2.4. Condiciones Económicas

En este apartado se regulan las relaciones económicas entre cliente y ingeniero.

2.4.1. Depósito inicial

El depósito inicial es el porcentaje del valor del proyecto que será aportado por el cliente en el instante de la firma del contrato, como garantía de dicha firma.

Este depósito será del 15 % del total del proyecto y el cliente tendrá derecho a recuperarlo si el proyecto no llegase a realizarse o terminarse.

2.4.2. Depósito en entrega

Una vez terminado el proyecto el cliente debería pagar un 50 % adicional previamente a la entrega del proyecto. Si la validación del modelo fuese del agrado del cliente, debería entregar el 35 % restante.

En el caso de que la validación del modelo no fuese acorde, el 35 % restante se entregaría tras los nuevos ensayos de validación.

2.4.3. Devolución

- En el caso de un producto defectuoso, se podrá pedir una reposición o reparación sin coste adicional, pero no una devolución del dinero.
- En el caso de decisión de revocación del trabajo por parte del cliente, este no podrá recuperar el dinero que ya haya depositado, y deberá pagar una

indemnización que contemplará el trabajo hecho hasta el momento por parte del ingeniero.

- En el caso de la no realización del proyecto, o la no terminación en los plazos ampliados, o prorrogados justificados, el cliente tendrá pleno derecho a recuperar todo el dinero depositado en el proyecto hasta el momento.

3. Condiciones Particulares

Este apartado expondrá las características de los controles de calidad, certificación de los instrumentos y los test de validación que se realizarán.

3.1. Certificación de PXI

El Hardware PXI de la empresa National Instruments en el cual será instalado el modelo no lineal compilado irá acompañado de la certificación de compra y originalidad de este.

3.2. Diseño de test de Validación

El test de validación será tal que muestre el comportamiento de la aeronave tanto en situaciones de crucero, y vuelo nivelado, como situaciones de mayor riesgo para la aeronave, como son ascensos, descensos en frenado o giros cerrados. Buscando que El comportamiento de la aeronave en estos casos siga dentro del campo de la aerodinámica lineal, o de las condiciones incluidas en el modelo aerodinámico aportado por el cliente.

También se buscará que no haya ninguna errata en el propio modelo no lineal, ya sea interno o en el orden de lectura o escritura de datos.

Para estas simulaciones, y su mejor visualización se usa el programa FlightGear.

Trabajo de Final de Grado:

Implementación de un sistema de simulación Hardware-In-the-Loop (HIL) para la realización de tests no destructivos de una aeronave no tripulada dentro del proyecto HERMES-UPV

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Víctor Ribera Esplugues, vicries@etsid.upv.es

Tutores: Sergio García-Nieto Rodríguez, sgnieto@isa.upv.es
Xavier Blasco Ferragud, xblasco@isa.upv.es

Presupuesto



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



Índice

1. Introducción	1
2. Presupuestos Parciales	1
2.1. Mano de obra	1
2.2. Adquisición y Amortización de Equipos	2
2.3. Gastos Generales e IVA	3
3. Presupuesto Global	3

Índice de tablas

1.	Resumen Costes Asociados a Mano de Obra	1
2.	Costes de amortización al mes de los equipos utilizados	2
3.	Coste de amortización	2
4.	Costes de adquisición de equipos	2
5.	Costes con IVA	3
6.	Coste general	3
7.	Presupuesto General	3

1. Introducción

La realización de este Trabajo de Final de Grado tiene unos costes asociados. Este presupuesto desglosa y desarrolla estos costes, primeramente parcialmente en relación a cada proceso y material, y por otra el global de todo el trabajo.

Se debe tener en cuenta en todo momento el precio de amortización de licencias y equipo, los recursos humanos y los materiales necesarios para la realización del trabajo. Se debe tener en cuenta la posible participación de terceros, ya sea en la figura de consultores o colaboradores.

Una vez obtenidos los costes parciales, la unión de estos configura el presupuesto global del proyecto. Sin embargo, a este se le deben añadir un 15 % debido a gastos generales, un 6 % por beneficio industrial y el 21 % del IVA asociado.

2. Presupuestos Parciales

La mano de obra comprende el coste de dos ingenieros supervisores que son los tutores de este proyecto. Estos conllevan un coste de trabajo de 24€/h cada uno. El ingeniero junior, autor del trabajo, realizó reuniones durante una media de tiempo de 2 horas a la semana durante 4 meses con cada uno de los ingenieros superiores. El ingeniero junior tiene un salario asociado de 18 €/h con un régimen de trabajo de 4h.

Por otro lado, hay que tener en cuenta el equipo empleado por el autor del proyecto, tanto para la generación del modelo como su validación, compilación, instalación y simulación.

2.1. Mano de obra

En las reuniones en las que se trató el trabajo, participaron ambos tutores, de forma bastante equitativa. Pero no tendremos en cuenta sólo los recursos humanos, si no también las licencias de programas informáticos que se hayan utilizado. El desarrollo y validación del modelo no lineal desarrollado en *Simulink*, ocupan aproximadamente un 75 % del tiempo invertido del ingeniero junior. El coste se detalla en Tabla 1.

No se tendrá en cuenta, en esta parte, la licencia de los programas utilizados en este trabajo. Esta se abordará en la sección posterior, relativa al coste de amortización.

Tabla 1: Resumen Costes Asociados a Mano de Obra

Categoría	€/h	horas/semana	Horas Total	Coste Total (€)
Ingeniero Supervisor +1	24.00	2.00	27.43	658.32 658.32
Ingeniero Junior	18.00	20.00	342.86	6171.48
Subtotal				7488.12

2.2. Adquisición y Amortización de Equipos

Los costes de amortización al mes de los equipos utilizados en el desarrollo y en la validación se pueden observar en la Tabla 2. En esta se muestran las herramientas informáticas utilizadas, así como el coste de amortización de cada uno de estos. Además, se incluyen otros programas que se han utilizado para la realización del trabajo.

Tabla 2: Costes de amortización al mes de los equipos utilizados

Concepto	Importe €/mes
Ordenador	15.62
Office 365	10.50
Matlab	66.67
Simulink	125.00
AC3D	12.42
Fusion	41.85
LabVIEW	33.25
VeriStand	54.08
Subtotal	359.39

A continuación, se detalla el coste mismo de amortización para la duración del trabajo en la Tabla 3.

Tabla 3: Coste de amortización

Descripción	
Coste/mes	359.39 €/mes
Tiempo de amortización	4.00 (mes)
Subtotal (€)	1437.56 €

Finalmente, habría que añadir el precio de los elementos que se entregan al solicitante de forma íntegra, y que por tanto, no tienen un coste de amortización en el tiempo, sino que equivalen a un coste fijo. Estos se pueden ver en la tabla 4.

Tabla 4: Costes de adquisición de equipos

Concepto	Importe
NI PXIe-8840 (Controlador)	5912.00
NI PXIe-6361 (Módulo)	1978.00
NI PXI-8430 (Módulo)	793.00
NI PXIe-6738 (Módulo)	2050.00
NI PXIe-1071 (Chasis)	1025.00
Radio Control	642.99
Subtotal	12400.99

2.3. Gastos Generales e IVA

A todos los costes parciales hay que añadirles los costes generales (electricidad, secretaria, etc.) que no se ven reflejados. Estos se modelizan mediante un porcentaje (15 %) de la suma de los costes parciales.

También habrá que tener en cuenta el I.V.A. (Impuesto sobre el Valor Añadido) en cada uno de los costes parciales, excepto en el de amortización y adquisición de equipos, pues ya lo tienen incluido. Estos presupuestos se recogen en la Tabla 5 y en la Tabla 6.

Tabla 5: Costes con IVA

Descripción	Coste Parcial (€)	I.V.A 21 % (€)	Coste Parcial I.V.A 21 % (€)
Mano de Obra	7488.12	1572.51	9060.63
Adquisición Equipos	12400.99	0.00	12400.99
Amortización Equipos	1437.56	0.00	1437.56
Subtotal	21326.67	1572.51	22899.18

Tabla 6: Coste general

Descripción	Parcial + I.V.A (€)	Generales (€)	Coste Total (€)
Parcial + I.V.A	22899.18	3434.88	26334.06

3. Presupuesto Global

Con el fin de calcular el presupuesto global, cabe tener en cuenta el beneficio industrial buscado por la empresa al realizar el proyecto. Como se indicaba en el apartado de introducción, el beneficio industrial se ha fijado en el 6 % respecto del coste general que le suponga a la empresa.

Tabla 7: Presupuesto General

Descripción	Parcial + I.V.A (€)	Beneficios (€)	Inversión Total (€)
Parcial + I.V.A	26334.06	1580.04	27914.10

Así, el presupuesto final de este Trabajo Fin de Grado: asciende a la cantidad de:

27914.10 €(EUROS)

Veintisiete mil novecientos catorce euros con diez céntimos