

Anexo 2:

Guía de configuración para cualquier  
avión

En este anexo se describiremos paso por paso dos métodos para definir un modelo no lineal de una aeronave cualquiera.

### **1º Método**

El primer método consiste en definir específicamente los parámetros aerodinámicos, de propulsión e inercia del avión. Esto se realiza sencillamente editando el archivo el archivo *config\_template.m*.

*Pasos:*

- i. Abrir el archivo *config\_template.m*, que se encuentra en el directorio “*samples*” dentro de la carpeta *AeroSim*.

```
>> open config_template
```

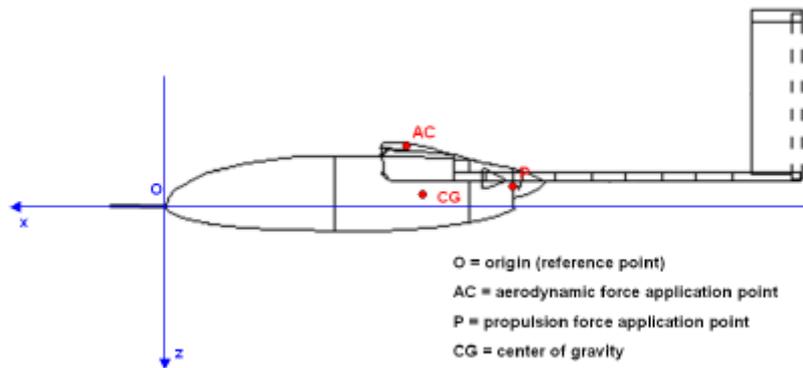
- ii. A partir de la línea de comandos nº 18 se puede comenzar a editar el archivo, siendo el primer elemento a definir el nombre del archivo “.mat” que estamos editando. Sustituimos el nombre actual ‘*template\_cfg*’ por otro. Ejemplo:

```
cfgmatfile = ‘Airbuscfg’;
```

- iii. Comprobar convenios. En este apartado debemos comprobar los convenios y puntos de referencia necesarios para configurar el script del avión. La localización de estos puntos de referencia tendrá que ser especificada con respecto a el eje de referencia del avión, que puede ser ubicado de forma arbitraria pero manteniendo la orientación de la figura.

Los puntos de referencia serán:

- El centro de gravedad con los tanques de combustibles vacíos.
- El centro de gravedad con los tanques de combustibles llenos.
- El punto de aplicación de las fuerzas aerodinámicas.
- El punto de aplicación de las fuerzas de propulsión.



iv. Establecer parámetros de Aerodinámica.

- Punto de aplicación de las fuerzas aerodinámicas (*Aerodynamic force application point*):

Especifica la localización del punto de aplicación de las fuerzas aerodinámicas, respecto al origen del sistema de ejes referido al avión. Este se indica mediante un vector fila (1x3) con las coordenadas x,y,z del punto. Todos los coeficientes aerodinámicos estarán referidos a este punto.

- Parámetros Aerodinámicos límite (*Aerodynamic parameters bounds*):

Los límites del modelo de la aeronave serán impuestos sobre la velocidad, ángulo de deslizamiento, y ángulo de ataque, dado por un vector 1x2 con los valores máximos y mínimos. El propósito de estos límites es mantener las salidas del modelo aerodinámico dentro de la región lineal.

- Parámetros de referencia aerodinámicos (*Aerodynamic reference parameters*):

Son los parámetros de referencia para los cuales los coeficientes aerodinámicos son normalizados. Esto incluye la cuerda de referencia del ala, la envergadura del ala, y el área de referencia del ala.

- Términos del coeficiente de sustentación:

En este apartado editamos cada uno de los coeficientes para el cálculo del coeficiente de sustentación que viene dado por la siguiente expresión:

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta f} \delta_f + C_L^{\delta e} \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_L^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_L^q q) + C_L^M M$$

- Términos del coeficiente de arrastre.

En este apartado editamos los coeficientes para el cálculo del coeficiente de arrastre, que viene dado por la siguiente expresión:

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta f} \delta_f + C_D^{\delta e} \delta_e + C_D^{\delta a} \delta_a + C_D^{\delta r} \delta_r + C_D^M M$$

- Términos del coeficiente de la fuerza lateral.

En este apartado editamos los coeficientes para el cálculo del coeficiente de la fuerza lateral, que viene dada por la siguiente expresión:

$$C_Y = C_Y^\beta \beta + C_Y^{\delta a} \delta_a + C_Y^{\delta r} \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_Y^p p + C_Y^r r)$$

- Términos del coeficiente para el cabeceo.

En este apartado editamos los coeficientes para el cálculo del coeficiente de cabeceo, que viene dado por la siguiente expresión:

$$c_m = c_{m0} + c_m^\alpha \alpha + c_m^{\delta f} \delta_f + c_m^{\delta e} \delta_e + \frac{c}{2V_a} (c_m^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + c_m^q q) + c_m^M M$$

- Términos del coeficiente para el alabeo.

En este apartado editamos los coeficientes para el cálculo del coeficiente de alabeo, que viene dado por la siguiente expresión:

$$c_l = c_l^\beta \beta + c_l^{\delta a} \delta_a + c_l^{\delta r} \delta_r + \frac{b}{2V_a} (c_l^p p + c_l^r r)$$

- Términos del coeficiente para la guiñada.

En este apartado editamos los coeficientes para el cálculo del coeficiente de guiñada, que viene dado por la siguiente expresión:

$$c_n = c_n^\beta \beta + c_n^{\delta a} \delta_a + c_n^{\delta r} \delta_r + \frac{b}{2V_a} (c_n^p p + c_n^r r)$$

- v. Establecer parámetros de la hélice:

En este apartado configuraremos la geometría y la aerodinámica de la hélice.

- Localización del centro de la hélice. Es el punto de aplicación de las fuerzas de propulsión y momento, dados con respecto al origen del sistema de referencia de los ejes del avión. La localización es expresada con un vector fila 1x3 según las coordenadas x,y,z.
- Proporción de avance. Esta variable especifica el vector de la proporción de avance. Los coeficientes de la hélice CP y CT, que definiremos a continuación deben ser funciones de la proporción de avance.
- Coeficiente de empuje. Es el vector del coeficiente de empuje para la proporción de avance mencionada arriba.
- Coeficiente de potencia. Es el vector del coeficiente de potencia para la proporción de avance mencionada arriba.
- Radio de la hélice. El radio de la hélice es usado por el modelo de la propulsión para calcular la fuerza y el par a partir de los coeficientes normalizados. Estas cargas se calculan según las fórmulas:

$$F_p = \frac{4}{\pi^2} \rho R^4 \Omega^2 C_T$$

$$M_p = \frac{4}{\pi^3} \rho R^5 \Omega^2 C_P$$

- Inercia de la hélice. El momento de inercia de la hélice es usado por la ecuación de propulsión (dinámica) para resolver la velocidad de rotación instantánea.
- vi. Establecer parámetros del motor.

Aquí se especifican las características del motor. Todos los datos están dados a nivel del mar. El modelo del motor corregirá los valores de acuerdo a con los efectos de la altitud. Para un avión general de aspiración normal se tienen en cuenta los siguientes parámetros:

- RPM. El vector con las velocidades del motor en revoluciones por minuto. Todos los parámetros del motor se especifican en tablas 2D (en función de las revoluciones del motor y de la presión del colector a la entrada).
- MAP. Es el vector con las presiones del colector en Kilo-pascales.
- Flujo de combustible. El flujo de combustible a nivel del mar en función de las RPM y MAP. El número de filas en la matriz debe coincidir con la dimensión del vector de las RPM, y el número de columnas debe coincidir con la dimensión del vector MAP.
- Potencia. La potencia del motor a nivel del mar, en función de las RPM y MAP. El número de filas en la matriz debe coincidir con la dimensión del vector de las RPM, y el número de columnas debe coincidir con la dimensión del vector MAP.
- Condiciones atmosféricas a nivel del mar. Incluye la presión en Pascales y la temperatura en grados Kelvin, para los cuales los datos del motor mencionados arriba están referidos.

- Inercia del eje del motor. El momento de inercia de las partes rotativas del motor. Esto es añadido a la inercia de la hélice y se usa en la ecuación de movimiento de la propulsión para calcular la velocidad de giro del motor actual. Generalmente, la inercia del eje del motor es significativamente más pequeña que la de la hélice, y puede ser ignorada sin mayores consecuencias sobre la dinámica del avión.

vii. Establecer parámetros de inercia.

En este apartado se especifican los siguientes parámetros: masa, localización del centro de gravedad, y momentos de inercia.

- Empty aircraft mass: La masa del avión sin combustible.
- Gross aircraft mass: Es la masa del avión con el tanque lleno.
- CG empty: La posición del centro de gravedad del avión sin combustible. Como un vector 1x3 según las coordenadas x,y,z respecto al origen.
- CG gross: La posición del centro de gravedad del avión con el tanque de combustible lleno.
- Empty moments of inertia: Los momentos de inercia del avión sin combustible. Se introducen como un vector 1x4 [ $J_x, J_y, J_z, J_{xz}$ ]. Esto es debido a que para la mayoría de los aviones las componentes  $J_{xy}$  y  $J_{yz}$ , a causa de la simetría sobre el plano x-z.
- Gross moments of inertia: Los momentos de inercia del avión con el tanque de combustible lleno. Se expresa del mismo modo que el anterior, con un vector 1x4 [ $J_x, J_y, J_z, J_{xz}$ ].

viii. Otros parámetros

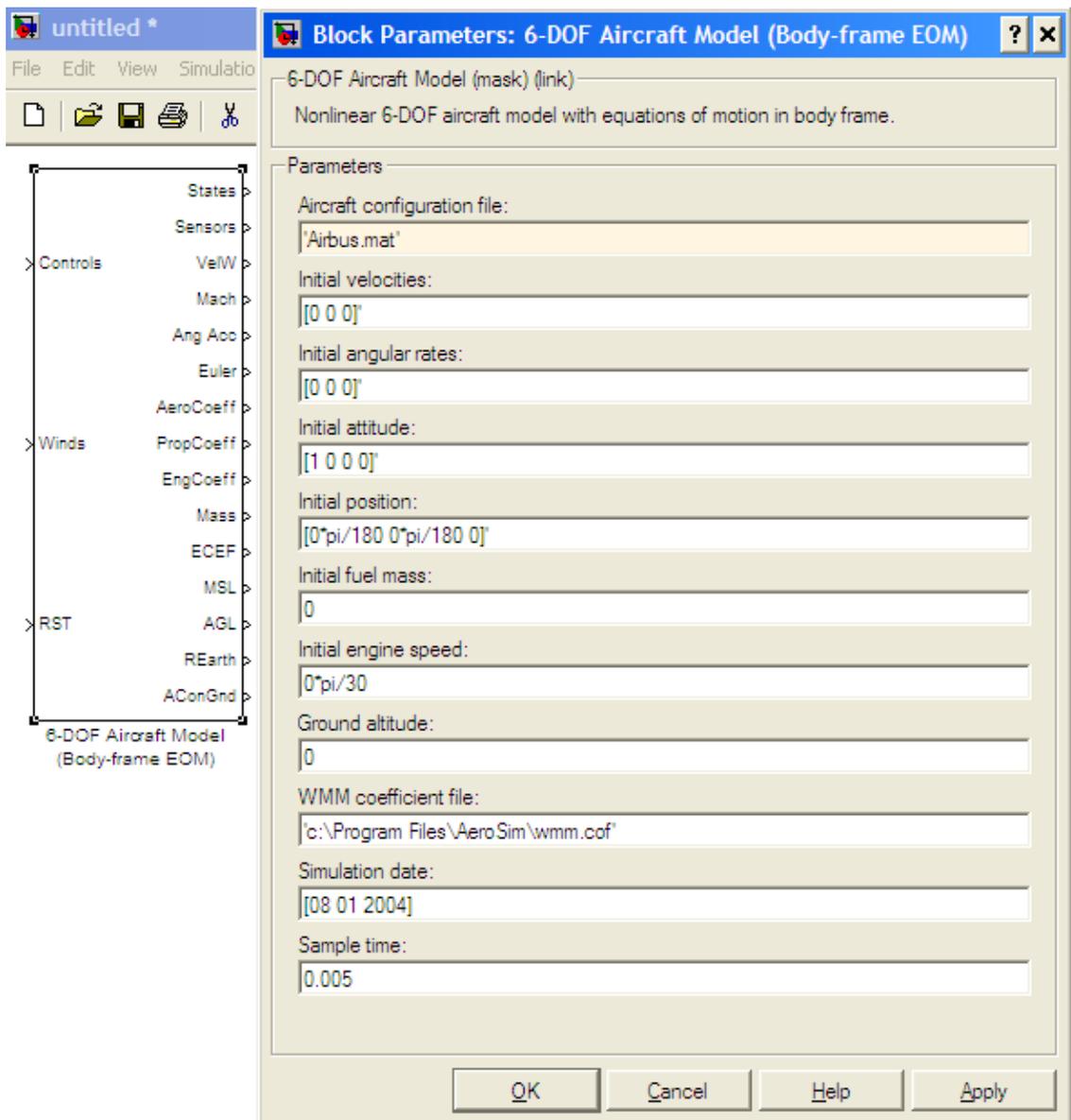
En este apartado podemos configurar otro importante parámetro, que es la fecha de simulación para el modelo del campo magnético global. El modelo calculará el campo magnético según la posición del avión.

xix. Finalmente salvamos el archivo con otro nombre. Ejemplo:

Airbus\_template.m

Y ejecutando este archivo en Matlab creamos en el “workspace” todos los parámetros del nuevo avión.

Además ahora ya podemos usar el modelo en cualquiera de los bloques Simulink para los modelos completos de aeronaves no lineales, introduciendo dentro del bloque de parámetros en la casilla “*Aircraft configuration file*” el nombre que editamos en la fila 18 entre apostrofes y con la extensión “.mat”. Ejemplo:



## 2º Método

Este segundo método es más directo que el anterior, pero menor flexibilidad, debido a que en este segundo método importamos directamente los modelos de aviones programados en **FlightGear**.<sup>1</sup>

FlightGear, como se explicará más adelante, es un software de simulación cooperativo, multiplataforma y de código abierto. FlightGear utiliza un código específico para describir la dinámica de vuelo llamado **JSBSim** <sup>2</sup>

La gran ventaja del código JSBSim consiste en que permite al desarrollador de la dinámica de vuelo importar los modelos como archivos XML

La librería Aerosim usa un *parser* para cargar en Matlab estos archivos xml.

Los pasos son muy sencillos y se describen a continuación:

Empleamos uno de los bloques dentro de la librería. Este es uno de los bloques dentro de la librería Aerosim, sección *FlightGear-Compatible, complete Aircraft*.

- i. Dentro de la librería *Aerosim*, sección *FlightGear-Compatible, complete Aircraft*. Elegimos uno de los modelos de avión.
- ii. En el bloque de parámetros del avión introducimos el nombre del archivo xml en el cuadro *Aircraft name* entre apostrofes.
- iii. En el bloque de parámetros del avión introducimos en la casilla *FlightGear path* la dirección hasta los archivos xml, que se encontraran dentro de la carpeta *Aircraft*, en el directorio de FlightGear. Atención: No incluir en el path la carpeta *Aircraft*, incluir hasta el directorio inmediatamente superior.

Con estos pasos se completa la configuración para el empleo de los modelos de FlightGear en Matlab.

---

<sup>1</sup> Para más información <http://www.flightgear.org>.

<sup>2</sup> Para más información <http://jsbsim.sorceforged.net>