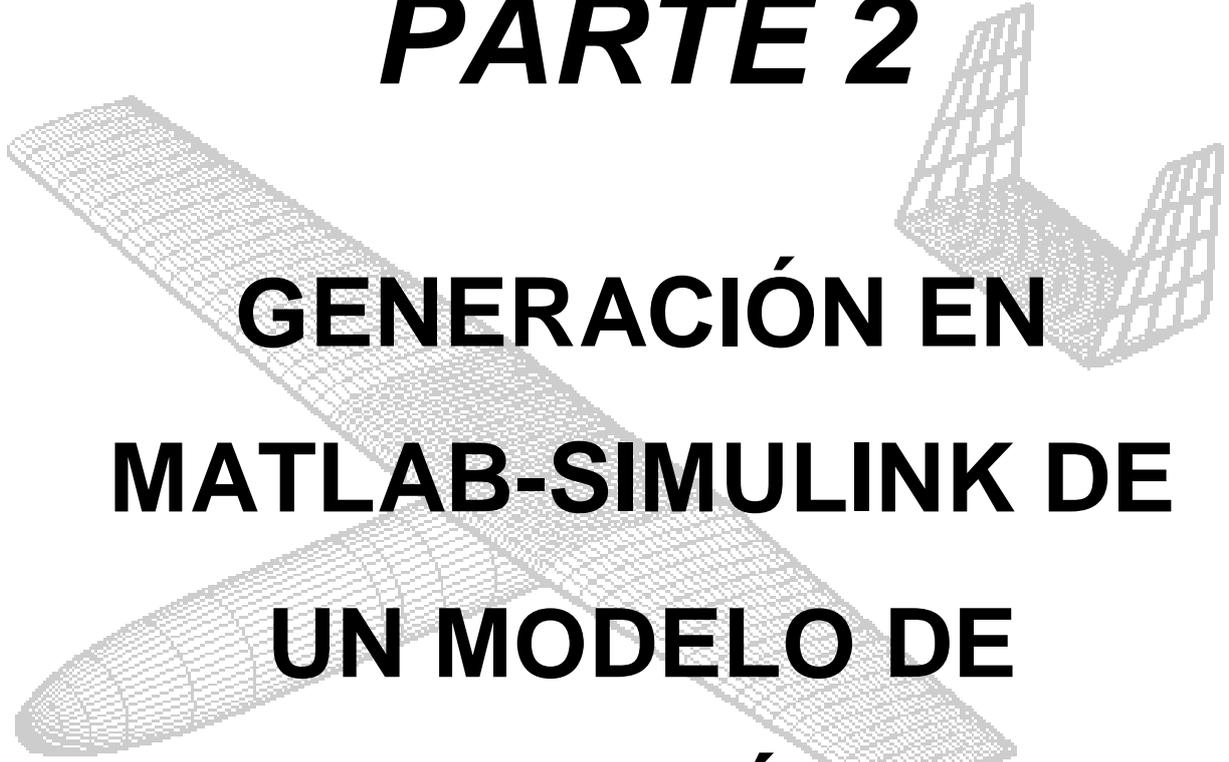




PARTE 2



GENERACIÓN EN MATLAB-SIMULINK DE UN MODELO DE SIMULACIÓN DE AVIONES



CAPÍTULO 4

ESTRUCTURA DEL

MODELO DE

SIMULACIÓN



CAPÍTULO 4

ESTRUCTURA DEL MODELO DE SIMULACIÓN

En esta segunda parte, se va a hacer una comparativa de los parámetros del modo de oscilación longitudinal Fugoide obtenidos de forma analítica con el modelo aerodinámico, con los obtenidos de un modelo de simulación. Para ello se va a tomar como ejemplo el UAV Céfiro. En primer lugar se hará el trimado del avión para unas condiciones de vuelo determinadas y posteriormente se obtendrán el periodo, la frecuencia natural y el amortiguamiento del modo Fugoide tanto analíticamente como a través de la simulación.

El modelo de simulación del Céfiro utilizado, es un modelo no lineal, mientras que los cálculos analíticos se hacen a partir de un modelo aerodinámico linealizado. Por tanto, la comparativa de los resultados será válida únicamente para pequeñas oscilaciones de las variables en torno a un punto de equilibrio.

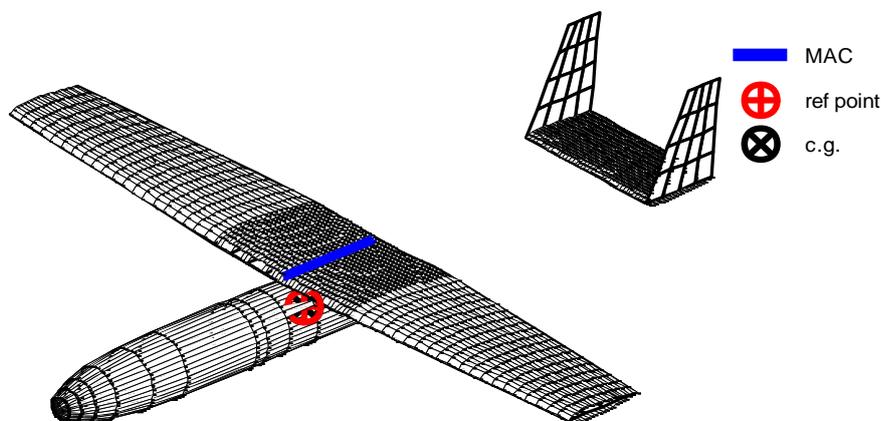


Figura 4.1 Modelo aerodinámico del Céfiro.

Modelo para el análisis con el programa

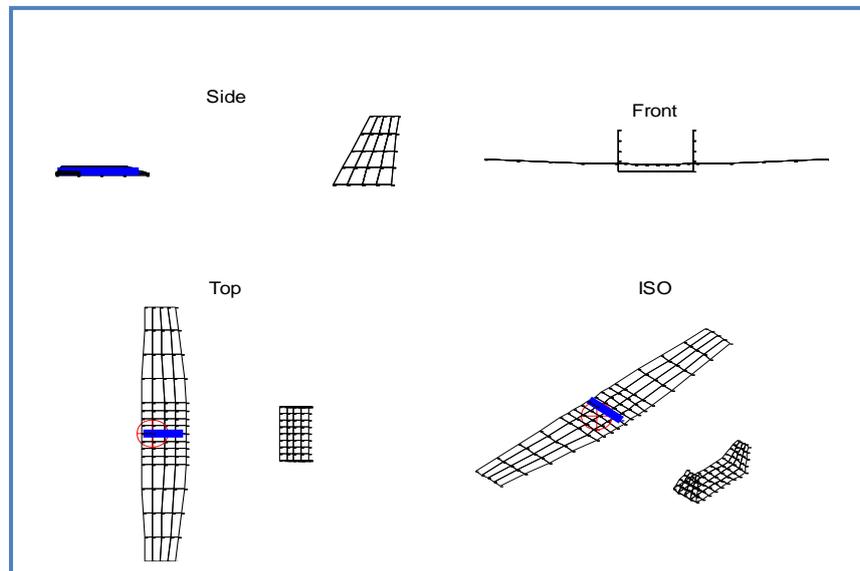


Figura 4.2 Perspectivas de la posición del cdg y de la MAC del Céfiro.

Para obtener los resultados con el modelo de simulación, se deben definir antes algunos coeficientes de fuerzas y momentos y algunas derivadas de estabilidad tanto del avión como de sus superficies de control. En la “PARTE 1”, se obtienen en una estructura de salida, los coeficientes de fuerzas y momentos y las derivadas de estabilidad del modelo aerodinámico de un avión. Lo que se ha hecho en esta segunda parte, es crear una función denominada “*simulation*” que compatibiliza la salida de los coeficientes y derivadas del modelo aerodinámico con las entradas de coeficientes y derivadas del modelo de simulación. Estas entradas, que también son guardadas en una estructura, son las que utiliza el modelo de simulación en su ejecución.

A continuación se muestran algunos ejemplos de la compatibilización de la estructura del modelo de simulación, con la estructura del modelo aerodinámico en la función “*simulation*”.

`CX_alpha.rows = output.angles_attack.angles'*(pi/180):` Vector de ángulos de ataque.

`CX_alpha.values = -output.CD.total:` Vector de coeficiente de fuerza en el eje de estabilidad “x”



`CZ_alpha.rows = output.angles_attack.angles'*(pi/180):` Vector de ángulos de ataque.

`CZ_alpha.values = -output.CL.total:` Vector de coeficiente de fuerza en el eje de estabilidad “z”

`CX_delta_f.cols = output.angles_flap.angles'*(pi/180):` Vector de ángulos de deflexión del flap.

`CX_delta_f.rows = output.angles_attack.angles'*(pi/180):` Vector de ángulos de ataque.

`CX_delta_f.values = -output.flap.D_CDI:` Matriz de incremento del coeficiente de fuerza en el eje de estabilidad “x” en función del ángulo de ataque y de la deflexión del flap.

Para el cálculo de los coeficientes de fuerzas y momentos para el modelo de simulación, se usan las siguientes ecuaciones.

$$C_{X_S} = C_{X_\alpha}(\alpha) + C_{X_{\delta_e}}(\alpha, \delta_e) + C_{X_{\delta_f}}(\alpha, \delta_f)$$

$$C_{Z_S} = C_{Z_\alpha}(\alpha) + C_{Z_{\dot{\alpha}}}(\alpha) \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2u_S} + C_{Z_q}(\alpha) \frac{q \bar{c}}{2u_S} + C_{Z_{\delta_e}}(\delta_e) + C_{Z_{\delta_f}}(\delta_f)$$

$$C_{Y_S} = C_{Y_\beta}(\alpha) \beta + C_{Y_p}(\alpha) \frac{pb}{2u_S} + C_{Y_r}(\alpha) \frac{rb}{2u_S} + C_{Y_{\delta_r}}(\delta_r)$$

$$C_{l_S} = C_{l_\beta}(\alpha) \beta + C_{l_p}(\alpha) \frac{pb}{2u_S} + C_{l_r}(\alpha) \frac{rb}{2u_S} + C_{l_{\delta_r}}(\delta_r) + C_{l_{\delta_a}}(\delta_a)$$

$$C_{m_S} = C_{m_\alpha}(\alpha) + C_{m_{\dot{\alpha}}}(\alpha) \frac{\dot{\alpha} \bar{c}}{2u_S} + C_{m_q}(\alpha) \frac{q \bar{c}}{2u_S} + C_{m_{\delta_e}}(\delta_e) + C_{m_{\delta_f}}(\delta_f)$$

$$C_{n_S} = C_{n_\beta}(\alpha) \beta + C_{n_p}(\alpha) \frac{pb}{2u_S} + C_{n_r}(\alpha) \frac{rb}{2u_S} + C_{n_{\delta_r}}(\delta_r) + C_{l_{\delta_a}}(\alpha, \delta_a)$$

Se debe tener cuidado a la hora de interpretar algunos términos de de las ecuaciones anteriores. Los términos $C_{X_\alpha}(\alpha)$, $C_{Z_\alpha}(\alpha)$ y $C_{m_\alpha}(\alpha)$, no son derivadas de estabilidad, sino incrementos de los coeficientes de de fuerza C_X , C_Z y el coeficiente de momento C_m , debido al ángulo de ataque con el que vuela el avión.

La estructura de derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos definidos en la función “*simulation*”, es usada en el modelo de simulación. Entrando de manera sucesiva, tal y como se muestra en el siguiente diagrama de bloques, se pueden

observar algunos ejemplos de los bloques donde entran los coeficientes y derivadas para el modelo de simulación obtenido de “simulation”.

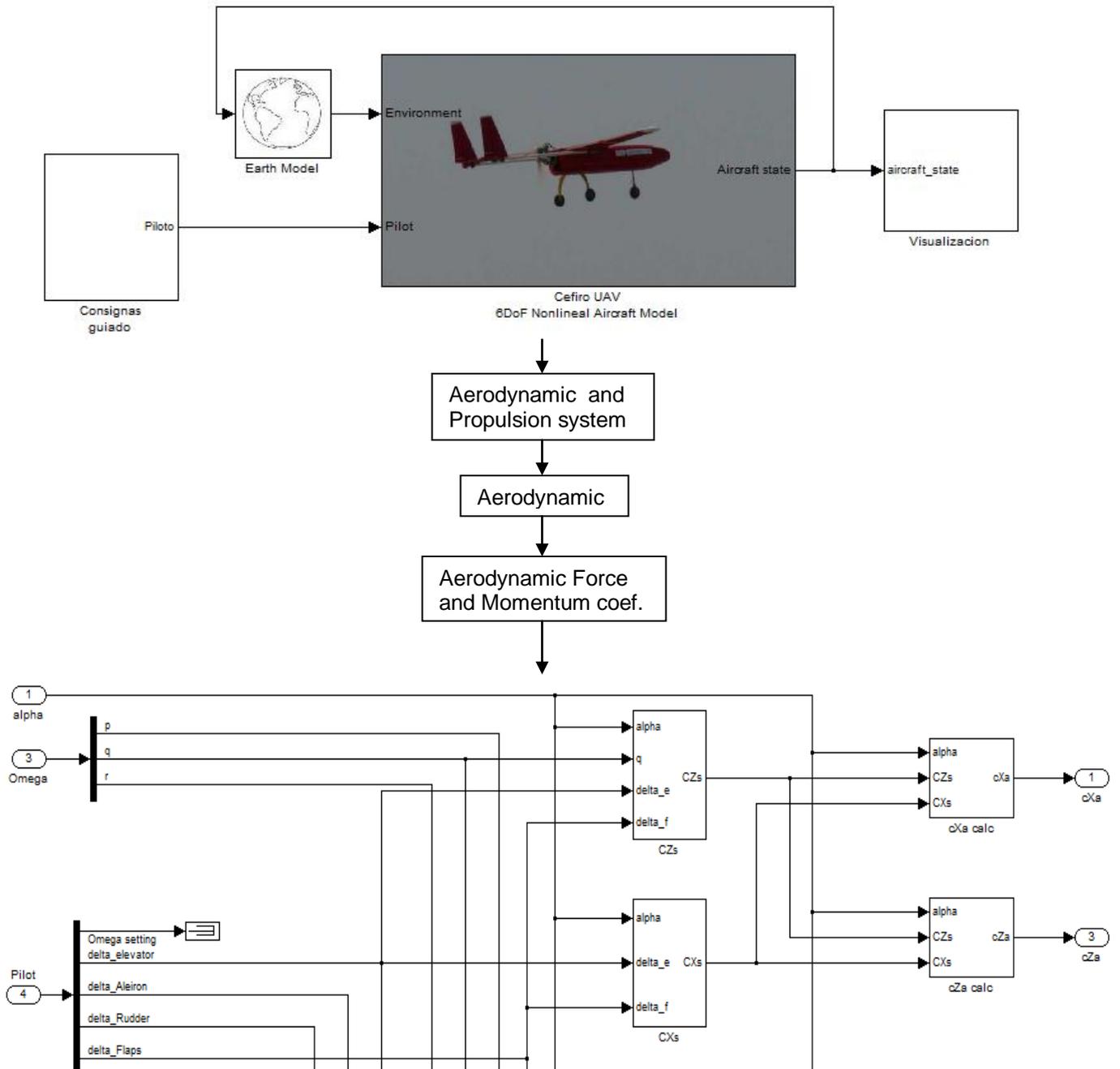


Figura 4.3 Esquema reducido del modelo de simulación.

Dentro de cada bloque de coeficiente de fuerza y momento, se introducen aquellos parámetros y derivadas de estabilidad relacionadas con el coeficiente correspondiente. En la siguiente figura se muestra un ejemplo de cómo se implementan las ecuaciones de coeficientes de fuerzas y momentos del modelo de simulación descritas anteriormente.

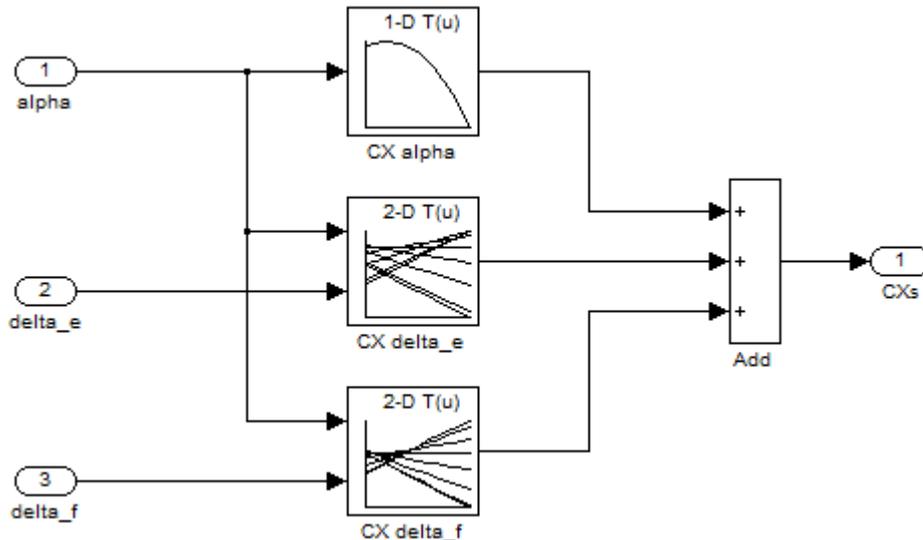


Figura 4.4 Esquema ejemplo del bloque de parámetros aerodinámicos.

Para comprobar si el modelo está bien programado, se van a hacer una serie de pruebas con el modelo de simulación. La primera prueba consiste en calcular las condiciones de trimado, y simular el movimiento del avión partiendo de las condiciones iniciales correspondientes a la de trimado. El resultado debería ser que el avión se tendría que alejar muy poco del punto de partida.

La segunda prueba consistirá en calcular cuáles son las características del modo fugoide, y usar el modelo de simulación de simulink para excitarlo y medir las oscilaciones. A partir de los resultados de la simulación, se van a obtener los parámetros del modo de oscilación Fugoide, que se compararán con los resultados obtenidos de forma analítica. Se obtendrán una serie de gráficas que mostrarán la evolución de algunas variables del modelo de simulación.

En el modelo de simulación, se introducirán unas condiciones iniciales de trimado en velocidad, ángulo de ataque, deflexión de superficies de control, velocidades angulares del avión y rpm del motor con las que se hará la simulación y que se describirán en el siguiente capítulo.