CAPÍTULO1

INTRODUCCIÓN Y PLANTEAMIENTO DEL PROYECTO

CAPÍTULO 1

INTRODUCCIÓN Y PLANTEAMIENTO DEL PROYECTO

Una parte fundamental en el diseño de una aeronave es la estimación y el cálculo de su estabilidad y maniobrabilidad. Muchos son los parámetros geométricos y de condición de vuelo que influyen en la estabilidad, por tanto, una buena estimación preliminar de las derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos en función de dichos parámetros, es fundamental en el diseño de la aeronave. Una mala estimación de la estabilidad del avión, podría provocar cambios importantes en su estructura y su configuración inicial, de ahí la importancia de una buena definición del modelo aerodinámico en un diseño preliminar.

En los sistemas de ecuaciones de la dinámica longitudinal y lateral-direccional linealizadas de un avión, se muestran las derivadas de estabilidad adimensionalizadas. Existen varios programas, que se describirán en capítulos sucesivos, que obtienen derivadas de estabilidad y otros parámetros aerodinámicos. En primer lugar, se va a hacer una pequeña descripción de cómo se obtienen las ecuaciones linealizadas de la dinámica del avión, para entender mejor que es lo que se pretende obtener y analizar en con este proyecto.

Partiendo del teorema de la cantidad de movimiento y del teorema del momento cinético en el centro de gravedad, se obtienen las ecuaciones de fuerzas y momentos generales del avión en ejes cuerpo.

$$\left.\begin{array}{c} X = mgsen\theta + m(\dot{u}_c - rv_c + qw_c) \\ Y = -mgsen\theta sen\phi + m(\dot{v}_c - ru_c + pw_c) \\ Z = -mgcos\theta sen\phi + m(\dot{w}_c - qu_c + pv_c) \end{array}\right\} Ecuaciones\ de\ fuerzas$$

$$\left.\begin{array}{c} L = I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + (I_z - I_y)qr - I_{xz}pq \\ M = I_y\dot{q} + (I_x - I_y)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N = -I_{xz}\dot{p} + I_z\dot{r} + (I_z - I_x)pq + I_{xz}qr \end{array}\right\} Ecuaciones\ de\ momentos$$

Como se verá en la segunda parte del proyecto, estas son las ecuaciones generales usadas en el modelo de simulación.

Linealizando las fuerzas aerodinámicas (X,Y,Z) y momentos aerodinámicos (L,M,N) en torno al punto de equilibrio, adimensionalizando y operando convenientemente, se obtienen las ecuaciones linealizadas adimensionales de la dinámica longitudinal y lateral-direccional del avión.

$$\Delta X = X_u u + X_w w$$
$$\Delta Y = Y_v v + Y_p p + Y_r r + Y_{\delta_r}\delta_r$$
$$\Delta Z = Z_u u + Z_w W + Y_{\dot{w}}\dot{w} + Y_q q + Z_{\delta_e}\delta_e$$
$$\Delta L = L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta_a}\delta_a + L_{\dot{\delta}_a}\dot{\delta}_a$$
$$\Delta M = M_u u + M_w w + M_{\dot{w}}\dot{w} + M_{\delta_e}\delta_e + M_{\dot{\delta}_e}\dot{\delta}_e$$
$$\Delta N = N_v v + N_p p + N_r r + M_{\delta_a}\delta_a + M_{\delta_r}\delta_r + M_{\dot{\delta}_r}\dot{\delta}_r$$

Los coeficientes de fuerzas y momentos que a continuación se describen, hacen referencia a variaciones de dichos coeficientes en torno al punto de equilibrio.

Adimensionalización de parámetros y coeficientes longitudinales

$$C_X = \frac{X}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \qquad C_z = \frac{Z}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \qquad C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho S \bar{c} V^2} \qquad \mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}}$$

$$\hat{t} = \frac{2u_s}{\bar{c}}t \qquad \hat{u} = \frac{u}{u_s} \qquad \hat{w} = \frac{w}{u_s} = \alpha \qquad \hat{q} = \frac{q\bar{c}}{2u_s} \qquad \hat{I}_y = \frac{I_y}{\rho S\left(\frac{\bar{c}}{2}\right)^3}$$

Adimensionalización de parámetros y coeficientes laterales-direccionales

$$C_Y = \frac{Y}{\frac{1}{2}\rho S V^2} \qquad C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho S b V^2} \qquad C_n = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho S b V^2} \qquad \mu = \frac{2m}{\rho S b}$$

$$\hat{t} = \frac{2u_s}{b}t \qquad \hat{v} = \frac{v}{u_s} \qquad \hat{r} = \frac{rb}{2u_s} \qquad \hat{p} = \frac{pb}{2u_s} \qquad \hat{I}_x = \frac{I_x}{\rho S\left(\frac{b}{2}\right)^3}$$

$$\hat{I}_z = \frac{I_z}{\rho S\left(\frac{b}{2}\right)^3} \qquad \hat{I}_{xz} = \frac{I_{xz}}{\rho S\left(\frac{b}{2}\right)^3}$$

Operando convenientemente, se obtienen las ecuaciones linealizadas longitudinales y laterales-direccionales del modelo aerodinámico del avión. Para más información consultar referencia [4] y referencia [5].

Ecuaciones de la dinámica longitudinal linealizadas de un avión con control.

$$\begin{bmatrix} 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -C_{m\hat{\alpha}} & \hat{I}_y \\ 0 & 0 & (2\mu - C_{Z\hat{\alpha}}) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\dot{u}} \\ \hat{\dot{\theta}} \\ \hat{\dot{\alpha}} \\ \hat{\dot{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2C_{Xs} + C_{X\hat{u}} & C_{Zs} & C_{X\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ C_{m\hat{u}} & 0 & C_{m\alpha} & C_{m\hat{q}} \\ (2C_{Zs} + C_{Z\hat{u}}) & -C_{Xs} & C_{Z\alpha} & (2\mu + C_{Z\hat{q}}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{u} \\ \theta \\ \alpha \\ \hat{q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_{Z_{\delta e}} & 0 \\ C_{m_{\delta e}} & C_{m_{\dot{\delta} e}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\delta}_e \\ \hat{\dot{\delta}}_e \end{bmatrix}$$

Ecuaciones de la dinámica lateral-direccional linealizadas de un avión con control.

$$\begin{bmatrix} 2\mu & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{I}_x & -\hat{I}_{xz} & 0 & 0 \\ 0 & -\hat{I}_{xz} & \hat{I}_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\dot{\beta}} \\ \hat{\dot{p}} \\ \hat{\dot{r}} \\ \hat{\dot{\phi}} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{Y_\beta} & C_{Y_{\hat{p}}} & (C_{Y_{\hat{r}}} - 2\mu) & -C_{Z_S} & 0 \\ C_{l_\beta} & C_{l_{\hat{p}}} & C_{l_{\hat{r}}} & 0 & 0 \\ C_{n_\beta} & C_{n_{\hat{p}}} & C_{n_{\hat{r}}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & tg\theta_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & sec\theta_s & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_{Y_{\delta r}} & 0 \\ C_{l_{\delta a}} & C_{l_{\dot{\delta}\hat{a}}} & C_{l_{\delta r}} & 0 \\ C_{n_{\delta a}} & 0 & C_{n_{\delta r}} & C_{n_{\dot{\delta}\hat{r}}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\delta}_a \\ \hat{\dot{\delta}}_a \\ \hat{\delta}_r \\ \hat{\dot{\delta}}_r \end{bmatrix}$$

Varios son los métodos y programas usados para calcular derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos como son por ejemplo Tornado y Datcom.

Tornado es un programa de cálculo de derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos implementados en Matlab, que usa un método numérico denominado “vortex lattice”. Este método está basado en la teoría de flujo potencial donde los efectos de viscosidad y disipación son obviados. Este método se basa en las siguientes suposiciones a la hora de realizar los cálculos:

- Flujo potencial ($\vec{v} = \nabla\phi$) e incompresible.
- Superficies sustentadoras de pequeño espesor.
- La influencia del espesor en las fuerzas aerodinámicas son ignoradas.
- Pequeños ángulos de ataque y de resbalamiento.

Existen varios programas que implementan el método “vortex lattice” como por ejemplo el AVL (ver referencia [2]). El motivo por el que se ha elegido Tornado para la obtención de resultados con este método, es por ser un programa de código abierto que además está implementado en Matlab.

Por otra parte, Datcom es otro programa de estimación de derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos. Este programa tiene su origen en la USAF y surgió como un compendio de métodos semiempíricos para estimar parámetros aerodinámicos de una aeronave. Más tarde, estos métodos serían digitalizados y escritos en lenguaje Fortran, surgiendo así el programa “The USAF stability and control Digital Datcom”.

Tanto Datcom como Tornado son programas de cálculo de parámetros aerodinámicos que necesitan la definición de parámetros geométricos de la aeronave y de condiciones de vuelo para su ejecución. Una manera de mejorar los resultados de las estimaciones, sería hacer un programa que sea capaz de integrar otros dos programas de estimación como son Tornado y Datcom, obteniendo los mejores resultados de cada uno de ellos. El problema se encuentra en que la definición de las variables de entrada de geometría y condiciones de vuelo en Datcom y Tornado es distinta. De la misma manera, la estructura de los resultados de salida de ambos programas también es distinta.

La idea principal de este proyecto, es la creación de un software que sea capaz de integrar los programas Tornado y Datcom, para obtener los mejores resultados de cada uno de ellos en lo que se refiere a la obtención de parámetros aerodinámicos. Esta integración, permitirá la definición de las variables geométricas del avión y de condiciones de vuelo en un archivo principal que servirá de entrada a ambos programas, tanto a Datcom como a Tornado. Este programa obtendrá también los resultados de salida finales en una única estructura.

Tanto un método como otro tienen ventajas y carencias en la estimación de ciertas derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos que se irán comentando. Uno de los motivos fundamentales de la obtención de los parámetros aerodinámicos bien de Datcom o bien de Tornado, es la posibilidad que dan tanto un programa como otro en cuanto a la geometría del avión. Por ejemplo, Tornado no permite análisis con fuselaje y Datcom no permite la definición de estabilizador vertical doble. En los sucesivos capítulos

de esta memoria se hará una descripción más detallada de Datcom y Tornado así como de la filosofía de integración del software que se ha implementado.

En los siguientes esquemas se puede observar la idea principal del proyecto de forma esquemática.

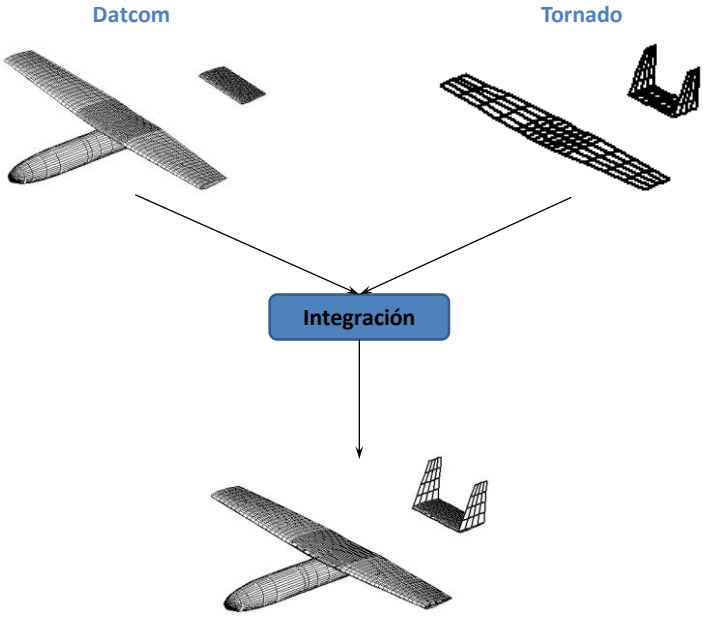

Figura 1.1 Esquema de integración geométrica.

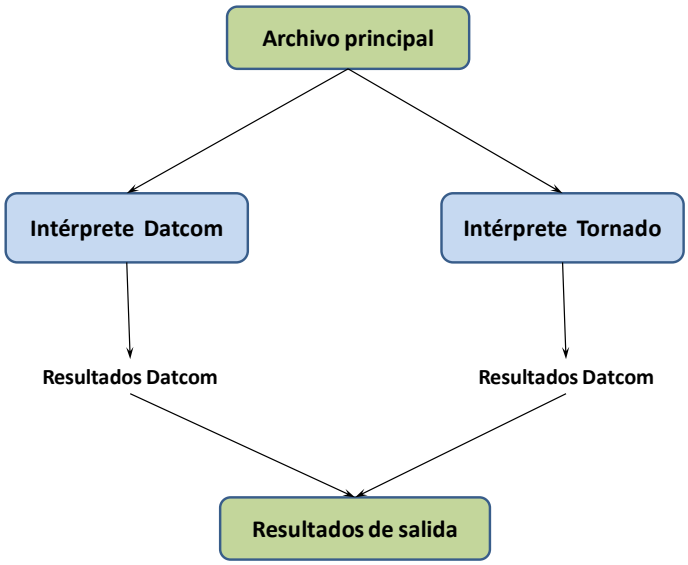

Figura 1.2 Esquema de integración funcional.