



CAPÍTULO 3

DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA



CAPÍTULO 3

DESCRIPCIÓN DEL PROGRAMA

3.1 Introducción

En primer lugar se va hacer una breve descripción esquemática de las funciones que se han creado o modificado para la ejecución de los resultados. En el ANEXO I y el ANEXO II se entrará más en detalle y se describirán aquellas variables y funciones que se han definido dentro de las funciones principales.

En el archivo principal “aircraft” donde se definen las variables, se ejecutan también las funciones principales, sombreadas en verde, de las que se obtienen los resultados de Datcom y Tornado y los resultados definitivos.

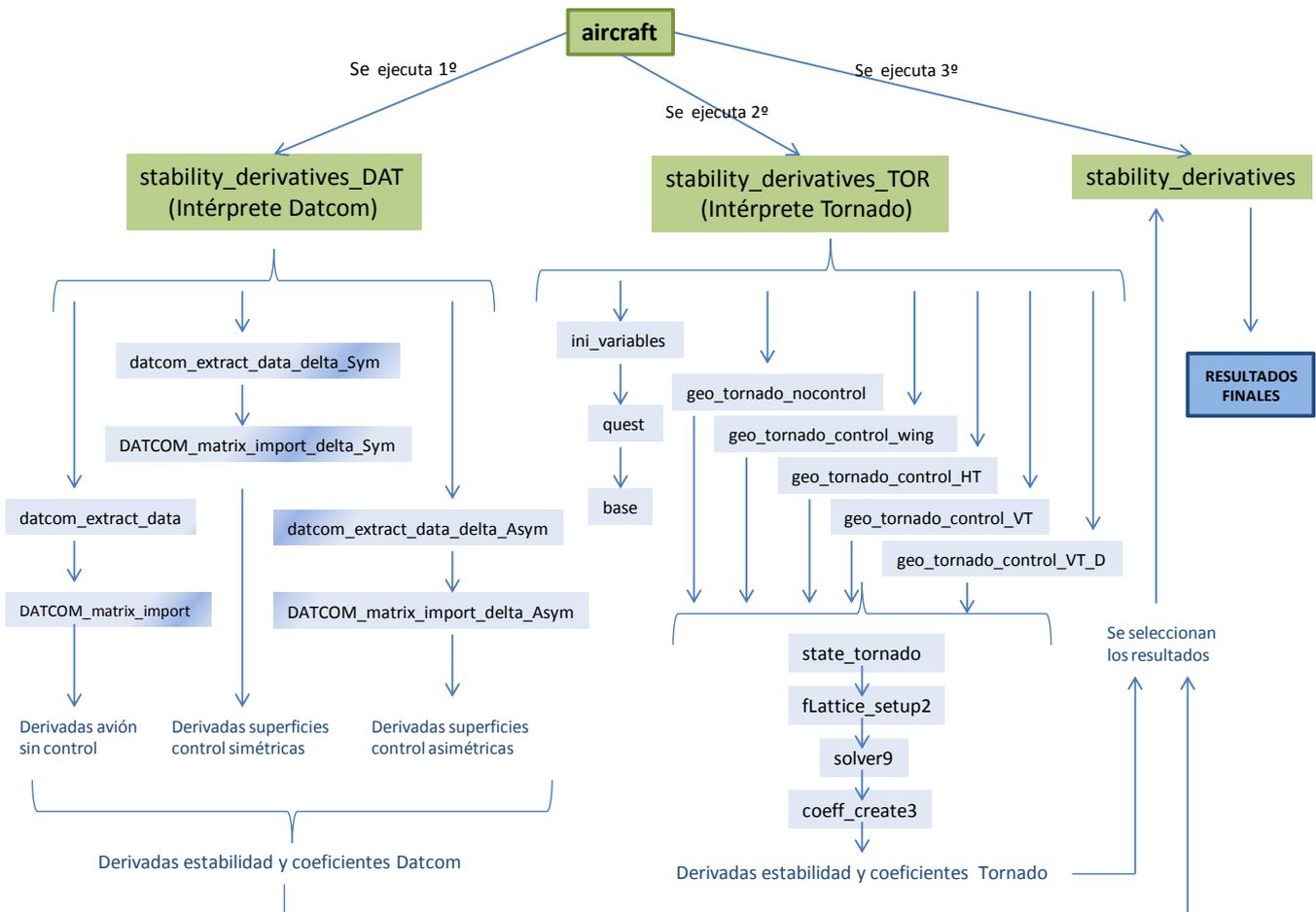


Figura 3.1 Esquema básico de funcionamiento del programa generado.

En el siguiente esquema se puede observar cómo se estructura el intérprete de Tornado y qué funciones son llamadas y ejecutadas por aquellos archivos y funciones descritas anteriormente.

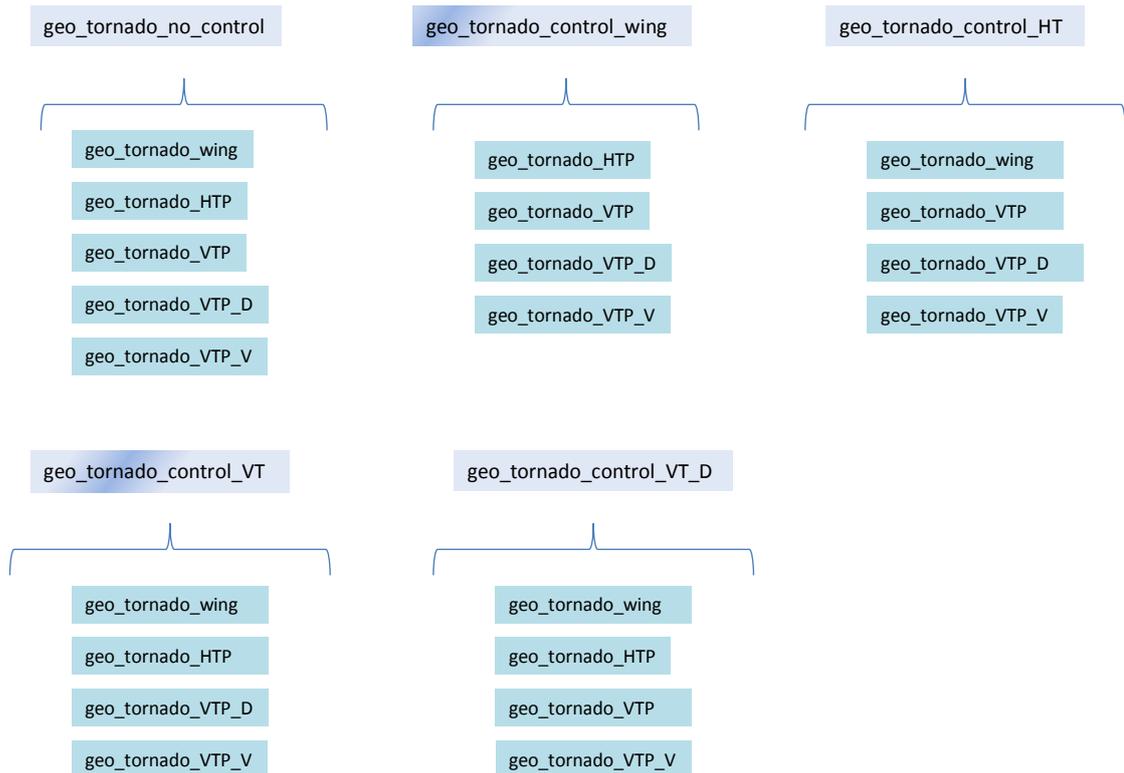


Figura 3.2 Esquema de la estructuración de las funciones principales del intérprete de Tornado.



3.2 Archivo principal

En este apartado se va a hacer una descripción detallada de las variables que el usuario deberá definir en el archivo principal, para obtener el modelo aerodinámico del avión. Se ha dado el nombre “aircraft” al archivo principal como ejemplo. El nombre del archivo principal es irrelevante, el usuario lo podría llamar como quisiera.

❖ aircraft

Éste es el archivo principal donde el usuario define los parámetros geométricos del avión, las condiciones de vuelo y las superficies con las que se quiere hacer el análisis. Las variables de entrada del archivo principal están ordenadas en una estructura. Esto va a permitir a ciertas funciones que se van a usar, a identificar algunas de las características del avión y a tomar ciertas decisiones antes de ejecutar el programa. Todo esto será explicado con más detalle en la descripción de las sucesivas funciones.

En este mismo archivo se hacen algunas aclaraciones al usuario sobre las variables y parámetros que tiene que definir. Se debe tener en cuenta además, las siguientes unidades con las que se trabaja.

Magnitud	Unidad
Peso	Kilogramos
Longitud	Metros
Superficie	m ²
Ángulos	Grados

Tabla 3.1 Unidades usadas en el programa.

En el archivo principal se pueden diferenciar cinco estructuras fundamentalmente, que llevan asociadas las siguientes variables:

- Aircraft: Estructura asociada a las variables que definen la geometría del avión. Esta estructura se compone de otras subestructuras que se comentarán a continuación.
- Flight_cond: Estructura asociada a las variables que definen las condiciones de vuelo.



- Name_surf: Estructura asociada a las superficies con las que se va a hacer el análisis.
 - Ang_ataq: Con estructura se fija el ángulo de ataque con el que se va a hacer el barrido de las deflexiones de flaps, alerones, timones de profundidad y timón de dirección en el análisis con Tornado.
 - Name_control: Con esta estructura se decide las superficies de control con las que se va a hacer el análisis.
- Descripción de la estructura “Flight_cond”

Las siguientes variables que se van a describir, son variables de condición de vuelo que el usuario tendrá que definir para cada avión antes de analizar para obtener los resultados.

Flight_cond.	
Variable	Descripción
mach	Mach de vuelo del avión.
alt	Altitud de vuelo
weight	Peso de avión
aircraft_alpha	Vector de ángulos de ataque con los que se van a obtener los resultados.

Tabla 3.2 Variables de condición de vuelo.

- Descripción de la estructura “Aircraft”

Variables de referencia

Las siguientes variables definen la referencia tanto de longitud como de superficie con las que se van a calcular las derivadas de estabilidad y los coeficientes de fuerzas y momentos.



Aircraft.ref.	
Variable	Descripción
S	Variable de referencia de superficie.
c	Variable de referencia de la longitud de la cuerda.
b	Variable de referencia de la longitud de la envergadura.

Tabla 3.3 Variables de referencia.

Variables de configuración general del avión

Aircraft.conf.	
Variable	Descripción
x_cg	Coordenada x del centro de gravedad.
z_cg	Coordenada z del centro de gravedad.
x_w	Coordenada x del borde de ataque de la cuerda en la raíz del ala.
z_w	Coordenada z del borde de ataque de la cuerda en la raíz del ala.
i_w	Incidencia del ala. Se introduce en grados.
x_h	Coordenada x del borde de ataque de la cuerda en la raíz del estabilizador horizontal.
z_h	Coordenada z del borde de ataque de la cuerda en la raíz del estabilizador horizontal.
i_h	Incidencia del estabilizador horizontal. Se introduce en grados.
x_v	Coordenada x del borde de ataque de la cuerda en la raíz del estabilizador vertical.
z_v	Coordenada z del borde de ataque de la cuerda en la raíz del estabilizador vertical.
x_a	Coordenada x del borde de ataque de la cuerda en la raíz de la aleta ventral.
z_a	Coordenada z del borde de ataque de la cuerda en la raíz de la aleta ventral.

Tabla 3.4 Variables de configuración.



Descripción del fuselaje

Aircraft.body.	
Variable	Descripción
x	Vector de coordenadas "x" de las distintas secciones de fuselaje introducidas.
z_u	Vector de coordenadas "z" de la parte superior del fuselaje de cada sección.
z_l	Vector de coordenadas "z" de la parte inferior del fuselaje de cada sección.
radio	Radio de cada sección del fuselaje.

Tabla 3.5 Variables de configuración del fuselaje.

Descripción del ala

Aircraft.wing.	
Variable	Descripción
c_tip	Cuerda en la punta del ala
c_root	Cuerda en la raíz del ala
c_bp	Cuerda en el quiebro del ala
half_span	Semienvergadura del ala desde el plano de simetría del avión (xz).
half_span_e	Semienvergadura del ala desde el encastre con el fuselaje.
half_span_out	Semienvergadura de la partición exterior del ala.
twist	Torsión del ala.
dihedral_in	Ángulo de diedro de la partición interior del ala.
dihedral_out	Ángulo de diedro de la partición exterior del ala.
sweep_le_in	Flecha de la partición interior del ala.
sweep_le_out	Flecha de la partición exterior del ala.
ref_line	Línea de referencia como fracción de la cuerda respecto a la que se mide el ángulo de flecha.
PROFILE_TOR_root	Perfil en la raíz del ala para Tornado.
PROFILE_TOR_bp	Perfil en el quiebro del ala para Tornado.



PROFILE_TOR_tip	Perfil en la punta del ala para Tornado.
PROFILE_DAT	Perfil del ala para Datcom.

Tabla 3.6 Variables de configuración del ala.Descripción del estabilizador horizontal

Aircraft.HT.	
Variable	Descripción
c_tip	Cuerda en la punta del estabilizador horizontal
c_root	Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal
c_bp	Cuerda en el quiebro del estabilizador horizontal
half_span	Semienvergadura del estabilizador horizontal desde el plano de simetría del avión (xz).
half_span_e	Semienvergadura del estabilizador horizontal desde el encastre con el fuselaje.
half_span_out	Semienvergadura de la partición exterior del estabilizador horizontal.
twist	Torsión del estabilizador horizontal.
dihedral_in	Ángulo de diedro de la partición interior del estabilizador horizontal.
dihedral_out	Ángulo de diedro de la partición exterior del estabilizador horizontal.
sweep_le_in	Flecha de la partición interior del estabilizador horizontal.
sweep_le_out	Flecha de la partición exterior del estabilizador horizontal.
ref_line	Línea de referencia como fracción de la cuerda respecto a la que se mide el ángulo de flecha.
PROFILE_TOR_root	Perfil en la raíz del estabilizador horizontal para Tornado.
PROFILE_TOR_bp	Perfil en el quiebro del estabilizador horizontal para Tornado.
PROFILE_TOR_tip	Perfil en la punta del estabilizador horizontal para Tornado.
PROFILE_DAT	Perfil del estabilizador horizontal para Datcom.

Tabla 3.7 Variables de configuración del estabilizador horizontal.

Descripción del estabilizador vertical

Aircraft.VT.	
Variable	Descripción
c_tip	Cuerda en la punta del estabilizador vertical
c_root	Cuerda en la raíz del estabilizador vertical
c_bp	Cuerda en el quiebro del estabilizador vertical
half_span	Envergadura del estabilizador vertical desde el plano de simetría del avión (xz).
half_span_e	Envergadura del estabilizador vertical desde el encastre con el fuselaje.
half_span_out	Envergadura de la partición exterior del estabilizador vertical.
twist	Torsión del estabilizador vertical.
sweep_le_in	Flecha de la partición interior del estabilizador vertical.
sweep_le_out	Flecha de la partición exterior del estabilizador vertical.
VERTUP	Valor 1 si el estabilizador vertical se encuentra por encima del plano de referencia o valor 0 si se encuentra por debajo.
PROFILE_TOR_root	Perfil en la raíz del estabilizador vertical para Tornado.
PROFILE_TOR_bp	Perfil en el quiebro del estabilizador vertical para Tornado.
PROFILE_TOR_tip	Perfil en la punta del estabilizador vertical para Tornado.
PROFILE_DAT	Perfil del estabilizador vertical para Datcom.

Tabla 3.8 Variables de configuración del estabilizador vertical.Descripción del estabilizador vertical doble

Aircraft.VT_D.	
Variable	Descripción
c_tip	Cuerda en la punta del estabilizador vertical doble
c_root	Cuerda en la raíz del estabilizador vertical doble
c_bp	Cuerda en el quiebro del estabilizador vertical doble
half_span	Envergadura del estabilizador vertical doble desde el plano de simetría del avión (xz).
half_span_e	Envergadura del estabilizador vertical doble desde el encastre



	con el fuselaje.
half_span_out	Envergadura de la partición exterior del estabilizador vertical doble.
twist	Torsión del estabilizador vertical doble.
dihedral_in	Ángulo de diedro de la partición interior del estabilizador vertical doble.
dihedral_out	Ángulo de diedro de la partición exterior del estabilizador vertical doble.
sweep_le_in	Flecha de la partición interior del estabilizador vertical doble.
sweep_le_out	Flecha de la partición exterior del estabilizador vertical doble.
div	Separación lateral de los estabilizadores verticales.
PROFILE_TOR_root	Perfil en la raíz del estabilizador vertical doble para Tornado.
PROFILE_TOR_bp	Perfil en el quiebro del estabilizador vertical doble para Tornado.
PROFILE_TOR_tip	Perfil en la punta del estabilizador vertical doble para Tornado.

Tabla 3.9 Variables de configuración del estabilizador vertical doble.

Descripción de la aleta ventral

Aircraft.VT_V.	
Variable	Descripción
c_tip	Cuerda en la punta de la aleta ventral.
c_root	Cuerda en la raíz de la aleta ventral.
c_bp	Cuerda en el quiebro de la aleta ventral.
half_span	Envergadura de la aleta ventral desde el plano de simetría del avión (xz).
half_span_e	Envergadura de la aleta ventral desde el encastre con el fuselaje.
half_span_out	Envergadura de la partición exterior del de la aleta ventral.
twist	Torsión de la aleta ventral.
dihedral_in	Ángulo de diedro de la partición interior de la aleta ventral.
dihedral_out	Ángulo de diedro de la partición exterior de la aleta ventral.
sweep_le_in	Flecha de la partición interior de la aleta ventral.
sweep_le_out	Flecha de la partición exterior de la aleta ventral.
dis	Separación lateral de la aleta ventral del plano de simetría del



	avión (xz).
VERTUP	Valor 1 si el estabilizador vertical se encuentra por encima del plano de referencia o valor 0 si se encuentra por debajo.
PROFILE_TOR_root	Perfil en la raíz de la aleta ventral para Tornado.
PROFILE_TOR_bp	Perfil en el quiebro de la aleta ventral para Tornado.
PROFILE_TOR_tip	Perfil en la punta de la aleta ventral para Tornado.

Tabla 3.10 Variables de configuración de la aleta ventral.

Descripción de los flaps

Aircraft.FLAP.	
Variable	Descripción
type	Tipo de flap.
c_inboard	Cuerda interior del flap.
c_outboard	Cuerda exterior del flap.
b_inboard	Posición del extremo interior del flap medido desde el plano de simetría del avión (xz).
b_outboard	Posición del extremo exterior del flap medido desde el plano de simetría del avión (xz).
total_chordin	Longitud total de la cuerda en la posición interna del flap.
total_chordout	Longitud total de la cuerda en la posición externa del flap.
delta	Ángulos de deflexión del flap con los que se va a hacer el análisis.

Tabla 3.11 Variables de configuración de los flaps.

Descripción de los alerones

Aircraft.AILERON.	
Variable	Descripción
type	Tipo de alerón.
c_inboard	Cuerda interior del alerón.
c_outboard	Cuerda exterior del alerón.
b_inboard	Posición del extremo interior del alerón medido desde el plano de simetría del avión (xz).



b_outboard	Posición del extremo exterior del alerón medido desde el plano de simetría del avión (xz).
delta	Ángulos de deflexión del alerón con los que se va a hacer el análisis.

Tabla 3.12 Variables de configuración de los alerones.

Descripción del timón de profundidad

Aircraft.ELEVATOR.	
Variable	Descripción
type	Tipo de timón de profundidad.
c_inboard	Cuerda interior del timón de profundidad.
c_outboard	Cuerda exterior del timón de profundidad.
b_inboard	Posición del extremo interior del timón de profundidad medido desde el plano de simetría del avión (xz).
b_outboard	Posición del extremo exterior del timón de profundidad medido desde el plano de simetría del avión (xz).
total_chordin	Longitud total de la cuerda en la posición interna del timón de profundidad.
total_chordout	Longitud total de la cuerda en la posición externa del timón de profundidad.
delta	Ángulos de deflexión del timón de profundidad con los que se va a hacer el análisis.

Tabla 3.13 Variables de configuración del timón de profundidad.

Descripción del timón de dirección

Aircraft.RUDDER.	
Variable	Descripción
c_inboard	Cuerda interior del timón de dirección.
c_outboard	Cuerda exterior del timón de dirección.
b_inboard	Posición del extremo interior del timón de dirección medido desde el plano de simetría del avión (xz).



b_outboard	Posición del extremo exterior del timón de dirección medido desde el plano de simetría del avión (xz).
delta	Ángulos de deflexión del timón de dirección con los que se va a hacer el análisis.

Tabla 3.14 Variables de configuración del timón de dirección.

Descripción de los parámetros del motor turboreactor

Aircraft.ENGINE.	
Variable	Descripción
num_engine	Número de motores.
ang_incid	Ángulo de incidencia de la línea de empuje del motor.
ang_depature	Ángulo de salida del motor.
thrust_coef	Coeficiente de empuje. $2T/(PV^2 \cdot S_{ref})$.
x_input	Posición axial de la entrada del motor.
y_input	Posición lateral de la entrada del motor.
z_input	Posición vertical de la entrada del motor.
x_output	Posición axial de la salida del motor.
output_radio	Radio de salida del motor.
input_area	Área de entrada del motor.
V_output	Velocidad de salida del motor.
Ta_output	Temperatura estática de salida del motor.
Ta_amb_t	Temperatura ambiente de la troposfera.
Pr_amb_t	Presión estática ambiente de la troposfera.
P0_output_t	Presión de remanso de salida del motor en la troposfera.
Ta_amb_e	Temperatura ambiente de la estratosfera.
Pr_amb_e	Presión estática ambiente de la estratosfera.
P0_output_e	Presión de remanso de salida del motor en la estratosfera.

Tabla 3.15 Variables de configuración del motor turboreactor.

Descripción de los parámetros del motor hélice

Aircraft.PROPELLER.	
Variable	Descripción
num_engine	Número de motores.
ang_incid	Ángulo de incidencia de la línea de empuje del motor.
thrust_coef	Coeficiente de empuje. $2T/(PV^2 \cdot S_{ref})$.
x_input	Posición axial de la entrada del motor.
y_input	Posición lateral de la entrada del motor.
z_input	Posición vertical de la entrada del motor.
blade_width_03	Anchura de la pala a una distancia 0.3 del radio.
blade_width_06	Anchura de la pala a una distancia 0.6 del radio.
blade_width_09	Anchura de la pala a una distancia 0.9 del radio.
num_blade	Número de palas del motor
blade_ang_075	Ángulo de incidencia de la pala a 0.75 de la longitud de la pala.
crot_prop	'TRUE' si el giro proporciona empuje en la pala y 'FALSE' si el giro proporciona tracción en la pala.

Tabla 3.16 Variables de configuración del motor hélice.

- Descripción de la estructura "Name_surf"

Variables de las superficies con las que se va a analizar

Estas variables se deben definir con cuidado para la correcta ejecución del programa. Se deben comentar en primer lugar, aquellas variables asociadas a superficies que no van a aparecer en el análisis, excepto la variable Name_surf.wing correspondiente al ala principal, dado que para ejecutar el programa se debe tener al menos una superficie. También se tiene que elegir entre la variable Name_surf.VT en caso de tener un estabilizador vertical o Name_surf.VT_D en caso de tener estabilizador vertical doble. La variable Name_surf.VT_V para la aleta ventral, al igual que ocurre con el estabilizador vertical doble, se usa únicamente en el análisis con Tornado. Finalmente, de entre las variables que quedan, se deben enumerar por orden.



Name_surf.	
Variable	Descripción
wing	Indica que se tiene ala principal en el análisis.
HT	Indica que se tiene estabilizador horizontal en el análisis.
VT	Indica que se tiene estabilizador vertical en el análisis.
VT_D	Indica que se tiene estabilizador vertical doble en el análisis.
VT_V	Indica que se tiene aleta ventral en el análisis.

Tabla 3.17 Variables que indican superficies a analizar.

Ejemplo 1: Avión con ala principal, estabilizador horizontal y estabilizador vertical. Caso del Boeing 747.

```
Name_surf.wing = 1
Name_surf.HT = 2
Name_surf.VT = 3
% Name_surf.VT_D =
% Name_surf.VT_V =
```

Ejemplo 2: Avión con ala principal, estabilizador horizontal y estabilizador vertical doble. Caso del Céfiro.

```
Name_surf.wing = 1
% Name_surf.HT = 2
% Name_surf.VT =
Name_surf.VT_D = 3
%Name_surf.VT_V =
```

Ejemplo 3: Avión con ala principal, estabilizador horizontal, estabilizador vertical y aleta ventral.

```
Name_surf.wing = 1
Name_surf.HT = 2
Name_surf.VT = 3
% Name_surf.VT_D =
Name_surf.VT_V = 4
```



Ejemplo 4: Avión con ala principal, estabilizador horizontal, estabilizador vertical doble y aleta ventral.

```
Name_surf.wing = 1
Name_surf.HT = 2
% Name_surf.VT =
Name_surf.VT_D = 3
Name_surf.VT_V = 4
```

➤ Descripción de la estructura “Name_body”

Name_body.	
Variable	Descripción
body	Valor 1 si el análisis en Datcom se hace con fuselaje y valor 0 si se hace sin fuselaje.

Tabla 3.18 Variable de decisión para fuselaje.

Hay que tener en cuenta que si se desea que Datcom obtenga las derivadas de estabilidad total del avión, se debe incluir el fuselaje.

➤ Descripción de la estructura “Name_control”

Variables para análisis de la superficie de control

Estas variables determinan con qué superficies de control se va a hacer el análisis de las deflexiones.

Name_control.	
Variable	Descripción
flap	Se da el valor 1 si se quiere hacer el análisis de las deflexiones de los flaps y el valor 0 en caso contrario.
aileron	Se da el valor 1 si se quiere hacer el análisis de las deflexiones de los alerones y el valor 0 en caso contrario.
elevator	Se da el valor 1 si se quiere hacer el análisis de las deflexiones del timón de profundidad y el valor 0 en caso contrario.
rudder	Se da el valor 1 si se quiere hacer el análisis de las deflexiones del timón de dirección y el valor 0 en caso contrario.

Tabla 3.19 Variables de decisión para superficies sustentadoras.



- Descripción de la estructura “Ang_ataq”

Variables para deflexión de superficies de control en Tornado

Estas variables determinan con qué ángulo de ataque se van a analizar las deflexiones de las superficies de control.

Ang_ataq.	
Variable	Descripción
flap	Ángulo de ataque con el que se analiza el barrido de las deflexiones de los flaps.
aileron	Ángulo de ataque con el que se analiza el barrido de las deflexiones de los alerones.
elevator	Ángulo de ataque con el que se analiza el barrido de las deflexiones del timón de profundidad.
rudder	Ángulo de ataque con el que se analiza el barrido de las deflexiones del timón de dirección.

Tabla 3.20 Variables de de ángulo de ataque para deflexiones de superficies de control.

En el archivo principal se debe definir también una variable que permita que el programa pregunte si se quiere cambiar la configuración por defecto de Tornado, en cuanto a paneles y a tipo de mallado.

- `change_conf_tor`: Valor 0 si no se quiere cambiar la configuración y 1 si se desea cambiar la configuración por defecto.

Todos los parámetros geométricos del avión descritos anteriormente, se definen con respecto al siguiente sistema de referencia ligado al avión.

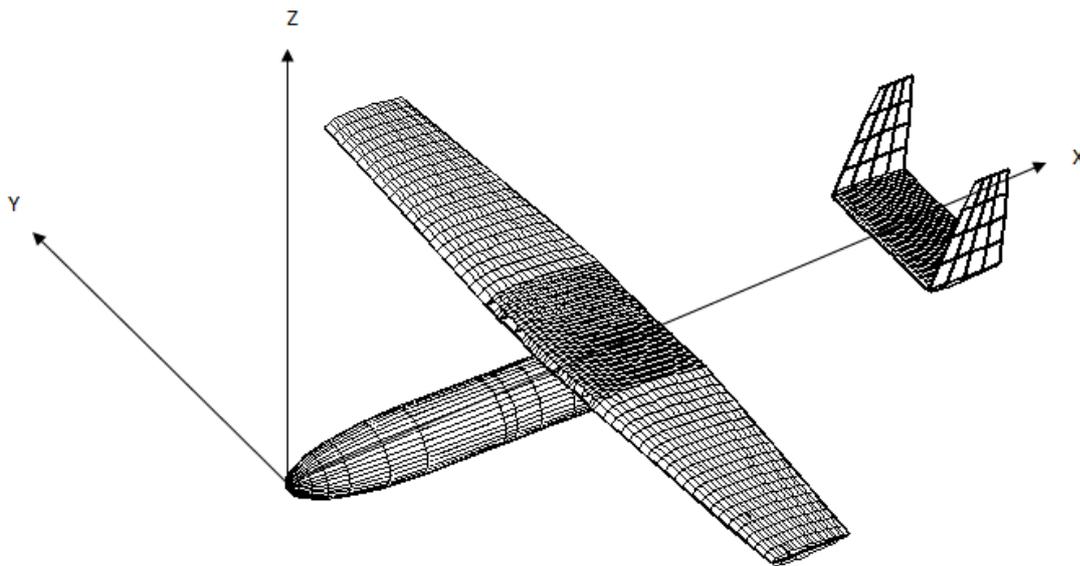


Figura 3.3 Ejes de referencia geométricos para el software de integración.

A continuación, se muestra un ejemplo de las líneas de código del archivo principal para el caso del Céfiro. Se va a hacer una descripción de cómo debe el usuario manejar el archivo principal para el correcto funcionamiento del software implementado.



```
%-----  
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% AIRCRAFT CONFIGURATION FILE %%%%%%%%%  
%-----  
clear all  
close all  
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% AVIÓN CÉFIRO %%%%%%%%%  
  
% SUPERFICIE CON LAS QUE SE VA A ANALIZAR  
Name_surf.wing = 1;  
Name_surf.HT = 2;  
%Name_surf.VT = 3;  
Name_surf.VT_D = 3;  
%Name_surf.VT_V = 4;  
  
% SUPERFICIES DE CONTROL CON LAS QUE SE VA A ANALIZAR  
Name_control.flap = 0;  
Name_control.aileron = 0;  
Name_control.elevator = 0;  
Name_control.rudder = 0;  
  
% ANÁLISIS CON O SIN FUSELAJE  
Name_body.body = 1;  
  
% ANÁLISIS CON O SIN MOTORES  
Name_engine.engine = 1;  
  
% CONDICIONES DE VUELO  
Flight_cond.mach = 0.0561; % Mach de vuelo  
Flight_cond.alt = 0.0; % Altitud [m]  
Flight_cond.weight = 22.29; % Masa del avión en KG  
Flight_cond.aircraft_alpha = [-2.0 0.0 2.0 3.0]; % Ángulos de ataque  
  
% VARIABLES DE REFERENCIA  
Aircraft.ref.S = 1.2; % Variable de referencia de superficie  
Aircraft.ref.c = 0.4093; % Variable de referencia de la cuerda  
Aircraft.ref.b = 2.932; % Variable de referencia de la envergadura  
  
% CONFIGURACIÓN GENERAL DEL AVIÓN  
Aircraft.conf.x_cg = 1.1488; % Coordenada x del centro de gravedad  
Aircraft.conf.z_cg = 0.0; % Coordenada z del centro de gravedad  
  
Aircraft.conf.x_w = 1.04;  
Aircraft.conf.z_w = 0.14;  
Aircraft.conf.i_w = 0.0; % Incidencia del ala (grados)  
  
Aircraft.conf.x_h = 2.434;  
Aircraft.conf.z_h = 0.08;  
Aircraft.conf.i_h = 0; % Incidencia del estabilizador horizontal  
  
Aircraft.conf.x_v = 2.434;  
Aircraft.conf.z_v = 0.08;  
  
Aircraft.conf.x_a = 0.0;  
Aircraft.conf.z_a = 0.0;
```

Figura 3.4 Líneas de código del archivo principal.



```
% DESCRIPCIÓN DEL FUSELAJE
Aircraft.body.x      = [0.0 0.03 0.07 0.12 0.2 0.35 0.5 0.82 0.87 0.97 1.1
                        1.34 1.45 1.523];

Aircraft.body.z_u    = [0.0 0.0444 0.0625 0.08367 0.1027 0.1222 0.1282
                        0.1282 0.1263 0.1264 0.1247 0.1247 0.1245 0.0985];

Aircraft.body.z_l    = -[0.0 0.0444 0.0625 0.08367 0.1027 0.1222 0.1282
                        0.1282 0.1268 0.1267 0.1268 0.1263 0.1245 0.115];

Aircraft.body.radio  = [0.0 0.0444 0.0625 0.08367 0.1027 0.1222 0.1282
                        0.1282 0.1266 0.1265 0.1266 0.1266 0.1171 0.0097];

% DESCRIPCIÓN DEL ALA
Aircraft.wing.c_tip   = 0.313; % Cuerda en la punta del ala
Aircraft.wing.c_root  = 0.459; % Cuerda en la raíz del ala
Aircraft.wing.c_bp    = 0.459; % Cuerda en el quiebro del ala
Aircraft.wing.half_span = 1.466; % Semienvergadura del ala
Aircraft.wing.half_span_e = 1.341;
Aircraft.wing.half_span_out = 1.114;
Aircraft.wing.twist   = 0.0;
Aircraft.wing.dihedral_in = 2.0;
Aircraft.wing.dihedral_out = 2.0;
Aircraft.wing.sweep_le_in = 0.0;
Aircraft.wing.sweep_le_out = 0.0;
Aircraft.wing.ref_line  = 0.25;
% Perfiles Tornado
Aircraft.wing.PROFILE_TOR_root   = '2415';
Aircraft.wing.PROFILE_TOR_bp     = '2415';
Aircraft.wing.PROFILE_TOR_tip    = '2415';
% Perfil Datcom
Aircraft.wing.PROFILE_DAT        = '2415';

% DESCRIPCIÓN DE LOS FLAPS
Aircraft.FLAP.type               = 1.0;
Aircraft.FLAP.c_inboard          = 0.166;
Aircraft.FLAP.c_outboard         = 0.114;
Aircraft.FLAP.b_inboard          = 0.268;
Aircraft.FLAP.b_outboard         = 0.764;
Aircraft.FLAP.total_chordin      = [0.46 0.46 0.47 0.47 0.48 0.48 0.48];
Aircraft.FLAP.total_chordout     = [0.46 0.46 0.47 0.47 0.48 0.48 0.48];
Aircraft.FLAP.delta              = [0.0 5.0 10.0 20.0];
```

Figura 3.5 Líneas de código del archivo principal.



Detrás de las variables que definen la geometría del ala, se define en el archivo principal, los campos de las variables que definen el resto de superficies aerodinámicas, estabilizador horizontal, estabilizador vertical y aleta ventral. De la misma manera, detrás de las variables que definen los flaps, se define en el archivo principal, los campos del resto de superficies de control, alerones, timón de profundidad y timón de dirección.



Tras la definición de las superficies aerodinámicas y de las superficies de control, se definen los siguientes campos.

```
% DESCRIPCIÓN DE LOS MOTORES
Aircraft.PROPELLER.num_engine      =      1; % Número de motores (1 ó 2)
Aircraft.PROPELLER.ang_incid       =      0.0; % Ángulo de incidencia de
Aircraft.PROPELLER.thrust_coef     =      1.0; % Coeficiente de empuje
Aircraft.PROPELLER.x_input         =      1.525;
Aircraft.PROPELLER.y_input         =      0.0;
Aircraft.PROPELLER.z_input         =      0.0;
Aircraft.PROPELLER.radio           =      0.12;
Aircraft.PROPELLER.blade_width_03  =      0.015;
Aircraft.PROPELLER.blade_width_06  =      0.02;
Aircraft.PROPELLER.blade_width_09  =      0.015;
Aircraft.PROPELLER.num_blade       =      2.0; % Número de palas
Aircraft.PROPELLER.blade_ang075    =      8.0;
Aircraft.PROPELLER.crot_prop        =      1.0;

% PARA DEFLEXIÓN DE SUPERFICIES EN TORNADO
Ang_ataq.flap      = 0.0;
Ang_ataq.aileron   = 0.0;
Ang_ataq.elevator  = 0.0;
Ang_ataq.rudder    = 0.0;

change_conf_tor = 1;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%----- ANÁLISIS CON DATCOM Y TORNADO-----%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% CÁLCULO CON DATCOM %%%%%%%%%
cd Datcom
outputDAT=stability_derivatives_DAT(Aircraft,Flight_cond,Name_surf,Name_c
ontrol,Name_body,Name_engine);
cd ..

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% CÁLCULO CON TORNADO %%%%%%%%%
cd Tornado
[outputTOR,geo_no_control]=stability_derivatives_TOR(Aircraft,Flight_cond
,Name_surf,Name_control,Name_body,Ang_ataq,change_conf_tor);
cd ..

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% SALIDAS DEFINITIVAS %%%%%%%%%
cd Results
[output]=stability_derivatives(outputTOR,outputDAT,Flight_cond,Name_surf,
Name_control,Aircraft);
cd ..

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% ESTRUCTURA PARA SIMULACIÓN %%%%%%%%%
cd Simulation_structure
simulation(output)
cd ..
```

Figura 3.6 Líneas de código del archivo principal.

En el archivo principal, el usuario debe definir todos los campos relativos a las superficies aerodinámicas y a las superficies de control. Si posteriormente decide hacer el análisis omitiendo alguna superficie aerodinámica o el análisis con alguna superficie de control, debe hacerlo a través de los campos que controlan estos aspectos.

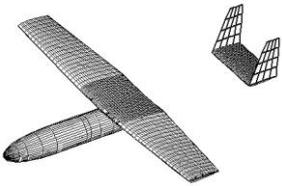
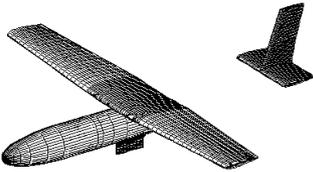
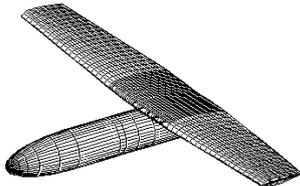
Como se comentó anteriormente, la estructura “Name_surf” es la que controla las superficies aerodinámicas que van a aparecer en el análisis.

```
Name_surf.wing = 1;  
Name_surf.HT = 2;  
%Name_surf.VT = 3;  
Name_surf.VT_D = 3;  
%Name_surf.VT_V = 4;
```

En esta estructura se comentan las superficies aerodinámicas que no van a aparecer en el análisis y se enumeran por orden aquellas que sí aparecen, teniendo en cuenta las siguientes consideraciones.

1. La superficie correspondiente al ala principal debe aparecer siempre. En caso de que se quiera hacer el análisis de una sola superficie aerodinámica, sus parámetros geométricos se deben definir con los parámetros del ala principal.
2. Se debe analizar con estabilizador vertical o con estabilizador vertical doble, pero nunca con ambos a la vez.

Ejemplos

<pre>Name_surf.wing = 1; Name_surf.HT = 2; %Name_surf.VT = ; Name_surf.VT_D = 3; %Name_surf.VT_V = ;</pre> 	<pre>Name_surf.wing = 1; Name_surf.HT = 2; Name_surf.VT = 3; %Name_surf.VT_D = ; Name_surf.VT_V = 4;</pre> 
<pre>Name_surf.wing = 1; Name_surf.HT = 2; %Name_surf.VT = ; %Name_surf.VT_D = ; %Name_surf.VT_V = ;</pre> 	<pre>Name_surf.wing = 1; Name_surf.HT = 2; %Name_surf.VT = ; Name_surf.VT_D = 3; %Name_surf.VT_V = ;</pre> 

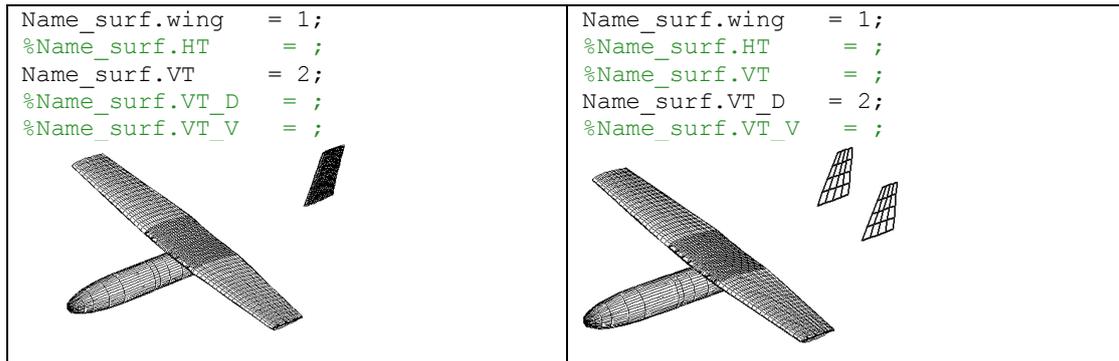


Figura 3.7 Ejemplos de geometría del programa.

La variable “Name_body.body” es la que controla si el análisis se va a hacer teniendo en cuenta o no el fuselaje. El usuario debe dar el valor uno en caso de que se vaya a ejecutar el modelo con fuselaje y cero en caso contrario.

Ejemplo

```
Name_body.body = 1
```

En este caso el usuario decide analizar con fuselaje. Es importante tener en cuenta que si se quiere que Datcom obtenga los resultados del avión completo, se debe tener en cuenta el fuselaje en el análisis.

Con la variable “Name_engine.engine”, se decide si se quiere ejecutar el modelo teniendo en cuenta la influencia de los motores en algunos parámetros como el coeficiente de resistencia (CD) o el coeficiente de sustentación (CL). Esta variable toma el valor uno en caso de que se quiera obtener la influencia, y el valor cero en caso contrario.

La estructura “Name_control” es la que decide con qué superficies de control se va a analizar el modelo. El usuario debe dar el valor uno a aquellas superficies de control con las que se quiere analizar y obtener sus parámetros, y cero en caso contrario.

Ejemplo

```
Name_control.flap = 1;
Name_control.aileron = 0;
Name_control.elevator = 1;
Name_control.rudder = 0;
```



En este ejemplo, el usuario además de obtener las derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos del modelo aerodinámico, decide obtener las derivadas correspondientes a las superficies de los flaps y timón de profundidad.

Con la estructura “Ang_ataq”, el usuario tiene que fijar el ángulo de ataque con el que se va a hacer el barrido de las deflexiones de cada una de las superficies de control en Tornado.

Ejemplo

```
Ang_ataq.flap      = 0.0;  
Ang_ataq.aileron  = 5.0;  
Ang_ataq.elevator = 0.0;  
Ang_ataq.rudder   = 0.0;
```

En este caso, el usuario fija en 0 grados el ángulo de ataque para hacer el barrido de las deflexiones de los flaps, timón de profundidad y timón de dirección y fija en 5 grados el ángulo de ataque para hacer el barrido de las deflexiones de los alerones.

Por último, la variable “change_conf_tor” permite al usuario, una vez que ha ejecutado el archivo principal, cambiar la configuración sobre el tipo de análisis y de mallado que se va a usar en el análisis con Tornado. Esta variable debe tomar el valor uno si el usuario quiere cambiar la configuración predeterminada del tipo de mallado y del número de paneles de cada partición y cero en caso contrario.



Una vez definidas todas las variables anteriores del modelo y haber ejecutado el archivo principal para el análisis, si la variable “change_conf_tor” toma el valor uno, el programa sacará en la ventana de comandos una serie de mensajes, que permitirán al usuario definir algunos de los parámetros para la configuración de Tornado. En concreto, el número de paneles para cada partición de cada superficie y el tipo de mallado de cada superficie con el que se va a hacer el análisis.

El primer mensaje hace referencia a si se quiere cambiar el número de paneles de cada partición por defecto.

```
By default in all wings
    4 panels in root direction
    4 panels in span direction

[1]. Redefine number of panels
[0]. Not to redefine number of panels

Please enter choice from above:
```

Si el usuario elige redefinir el número de paneles, aparece el siguiente mensaje.

```
Base Menu
[1]. Panels configuration
[2]. Mesh type for analisis

Please enter choice from above:
```

En este caso el usuario debe elegir la opción [1] que le permitirá definir el número de paneles tanto en la dirección de la cuerda como en la dirección de la envergadura.



Ejemplos

```
.....  
Data Wing nº:1  
.....  
WING nº:1    PARTITION nº:1  
Number of panels chord wise: 5  
  
WING nº:1    PARTITION nº:1  
Number of panels semi-span wise: 9  
  
WING nº:1    PARTITION nº:2  
Number of panels chord wise: The same of the  
first partition  
  
WING nº:1    PARTITION nº:2  
Number of panels semi-span wise: 9  
  
.....  
Data Wing nº:2  
.....  
WING nº:2    PARTITION nº:1  
Number of panels chord wise: 4  
  
WING nº:2    PARTITION nº:1  
Number of panels semi-span wise: 7
```

Si el usuario elige la opción [2], el programa entenderá que no quiere cambiar la configuración por defecto de los paneles y aparecerán los mensajes relativos a la definición del tipo de mallado.



El segundo mensaje hace referencia a si se quiere cambiar el tipo de mallado por defecto de cada superficie.

```
By default in all wings
mesh type = 1

[1]. Change mesh type
[0]. Not to change mesh type

Please enter choice from above:
```

Si el usuario elige redefinir el tipo de mallado, aparece el siguiente mensaje.

```
Base Menu
[1]. Panels configuration
[2]. Mesh type for analisis

Please enter choice from above:
```

En este caso el usuario debe elegir la opción [1] que le permitirá definir el número de paneles tanto en la dirección de la cuerda como en la dirección de la envergadura.



Ejemplos

```
Mesh type
[1] Linear
[2] Spanwise half-cosine
[3] Spanwise half-cosine, chordwise cosine
[5] Spanwise cosine
[6] Chordwise cosine
[7] 3:rd order centerpacking. (Not for wings)
```

```
.....
Data Wing nº:1
.....
WING nº:1
Mesh type: 3

.....
Data Wing nº:2
.....
WING nº:2
Mesh type: 1

.....
Data Wing nº:3
.....
WING nº:3
Mesh type: 2

.....
Data Wing nº:4
.....
WING nº:4
Mesh type: 2
```



Si el usuario elige la opción [1], el programa entenderá que no quiere cambiar la configuración por defecto del tipo de mallado y aparecerán los mensajes relativos a la definición del número de paneles.

A continuación se hace una descripción de las funciones y archivos que se van a ejecutar una vez el usuario ha definido las variables en el archivo principal. Hay que tener en cuenta que el usuario únicamente trabaja en el archivo principal y en algunos casos, como se verá más adelante, en la función “stability_derivatives”, pero en ningún caso en las funciones y archivos que a continuación se describen.



3.3 Intérprete de Datcom

❖ **stability_derivatives_DAT**

Esta función es la Intérprete de Datcom. En ella se escribe la cadena de caracteres con las variables definidas para el archivo (.dcm). Estas variables, que se han definido en el archivo principal, se traducen como cadena de caracteres a través del comando “str”, para posteriormente se abierten en un archivo (.dcm) a través del comando “fopen”.

Una vez definido el archivo de entrada, se ejecuta Datcom para obtener el archivo de salida (.out), del cual se lee los resultados y se almacenan en una estructura de salida denominada “outputDAT”. La lectura y almacenamiento de los datos se hace a través de unas funciones auxiliares cuyas variables de entrada y datos de salida se describen con más detalle en el ANEXO I.

Al igual que se hizo en el apartado de las descripción de Datcom, en la siguiente figura se muestra un ejemplo del archivo de entrada (.dcm). En él se definen las variables de entrada del modelo para el caso del Céfiro sin superficies de control.



```
DIM M
DAMP
DERIV RAD
PART
BUILD
$FLTCON NMACH=1.0, MACH=0.056100,
        NALPHA=4.000000,
        ALSCHD(1) = -2.000000, 0.000000, 2.000000, 3.000000,
        NALT=1.0, ALT(1)= 0.000000,
        WT = 218.664900, TR=1.0, LOOP=1.0
        STMACH=0.99, TSMACH=1.01$

$OPTINS SREF=1.200000,
        CBARR = 0.409300,
        BLREF = 2.932000$

$SYNTHS XCG=1.148800, ZCG=0.000000,
        XW=1.040000, ZW=0.140000, ALIW=0.000000,
        XH=2.434000, ZH=0.080000, ALIH=0.000000,

$BODY NX=14.000000,
        X(1) = 0.000000, 0.030000, 0.070000, 0.120000,0.200000, 0.350000, 0.500000, 0.820000,
        0.870000, 0.970000, 1.100000, 1.340000,1.450000, 1.523000,
        R(1) = 0.000000, 0.044400, 0.062500, 0.083670, 0.102700, 0.122200, 0.128200, 0.128200,
        0.126600, 0.126500, 0.126600, 0.126600, 0.117100, 0.009700,
        ZU(1) = 0.000000, 0.044400, 0.062500, 0.083670,0.102700, 0.122200, 0.128200, 0.128200,
        0.126300, 0.126400, 0.124700, 0.124700, 0.124500, 0.098500,
        ZL(1) = -0.000000, -0.044400, -0.062500, -0.083670, -0.102700, -0.122200,
        0.128200,0.128200, -0.126800, -0.126700, -0.126800, -0.126300, -0.124500, -0.115000$

$WGPLNF CHRDT=0.313000, CHRDBP=0.459000,
        CHRDR=0.459000, SSPN=1.466000, SSPNOP=1.114000, SSPNE=1.341000,
        SAVSI=0.000000, SAVSO=0.000000, DHDADI=2.000000, DHDADO=2.000000,
        CHSTAT=0.250000, TWISTA=0.000000, TYPE=1.0$

NACA W 4 2415

$PROPWR NENGSP=1.000000, AIETLP=0.000000,
        PHALOC=1.525000, YP=0.000000, PHVLOC=0.000000,
        PRPRAD=0.120000, BWAPR3=0.015000, BWAPR6=0.020000,
        BWAPR9=0.015000, NOPBPE=2.000000, BAPR75=8.000000,
        CROT=.TRUE.$

$HTPLNF CHRDT=0.293000, CHRDR=0.293000,
        SSPN=0.315000,
        SSPNE=0.315000, SAVSI=0.000000,
        CHSTAT=0.250000, TWISTA=0.000000, DHDADI=0.000000,
        TYPE=1.0$

NACA H 4 0012

CASEID TOTAL AIRCRAFT
```

Figura 3.8 Ejemplo de archivo de entrada (.dcm) para Datcom.

Para el análisis del modelo con las superficies de control, en Datcom se debe definir un archivo de entrada (.dcm) distinto para cada superficie de control y otro para el análisis del modelo sin superficies de control.



Las variables de lectura y almacenamiento de datos del intérprete de Datcom, obtienen los resultados del archivo de salida (.out) y los almacenan en una estructura denominada “outputDAT”, que se describirá más adelante. En la siguiente figura se muestra un ejemplo de las derivadas de estabilidad, coeficientes de fuerzas y momentos del avión completo y los parámetros de “downwash” en un archivo de salida (.out) para el caso del Céfiro.

AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM											
CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP											
WING-BODY-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION											
TOTAL AIRCRAFT											
FLIGHT CONDITIONS						REFERENCE DIMENSIONS					
MACH NUMBER	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS NUMBER	REF. AREA	REFERENCE LENGTH	MOMENT	REF. CENTER		
.056	.00	19.09	1.0133E+05	288.150	1.3009E+06	1.200	.409	2.932	1.149	.000	
-----DERIVATIVE (PER RADIAN)-----											
ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP	CLA	CMA	CYB	CNB	CLB
-2.0	.021	-.027	.0050	-.028	.020	-.177	4.667E+00	-5.480E-01	-1.678E-01	-2.721E-02	-5.191E-02
.0	.022	.139	-.0165	.139	.022	-.118	4.906E+00	-6.813E-01			-5.884E-02
2.0	.026	.315	-.0426	.316	.015	-.135	5.137E+00	-7.839E-01			-6.609E-02
3.0	.029	.406	-.0566	.407	.007	-.139	5.239E+00	-8.211E-01			-6.983E-02

			ALPHA	Q/QINF	EPSLON	D(EPSLON)/D(ALPHA)					
			-2.0	.950	-.071	.435					
			.0	1.000	.798	.439					
			2.0	1.000	1.685	.446					
			3.0	1.000	2.132	.447					

AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM											
DYNAMIC DERIVATIVES											
WING-BODY-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION											
TOTAL AIRCRAFT											
FLIGHT CONDITIONS						REFERENCE DIMENSIONS					
MACH NUMBER	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS NUMBER	REF. AREA	REFERENCE LENGTH	MOMENT	REF. CENTER		
.056	.00	19.09	1.0133E+05	288.150	1.3009E+06	1.200	.409	2.932	1.149	.000	
DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN)											
-----PITCHING-----			-----ACCELERATION-----			-----ROLLING-----			-----YAWING-----		
ALPHA	CLQ	CMQ	CLAD	CMAD	CLP	CYP	CNP	CNR	CLR		
-2.00	4.989E+00	-9.236E+00	1.132E+00	-3.783E+00	-4.281E-01	-4.425E-02	9.387E-04	-3.446E-03	NDM		
.00			1.203E+00	-4.020E+00	-4.515E-01	-5.093E-02	-1.066E-02	-3.702E-03	NDM		
2.00			1.222E+00	-4.083E+00	-4.735E-01	-5.794E-02	-2.265E-02	-4.630E-03	NDM		
3.00			1.225E+00	-4.094E+00	-4.838E-01	-6.155E-02	-2.882E-02	-5.374E-03	NDM		

Figura 3.9 Ejemplo de archivo de salida (.out) de Datcom.

En el intérprete de Datcom también se ejecuta la función “datcomplot” que saca en un gráfico la geometría del avión y que permite al usuario verificarla. Como se comentó

en la descripción del Datcom en el apartado 1.1, este programa da la posibilidad de analizar distintas configuraciones como las mostradas en la siguiente figura.

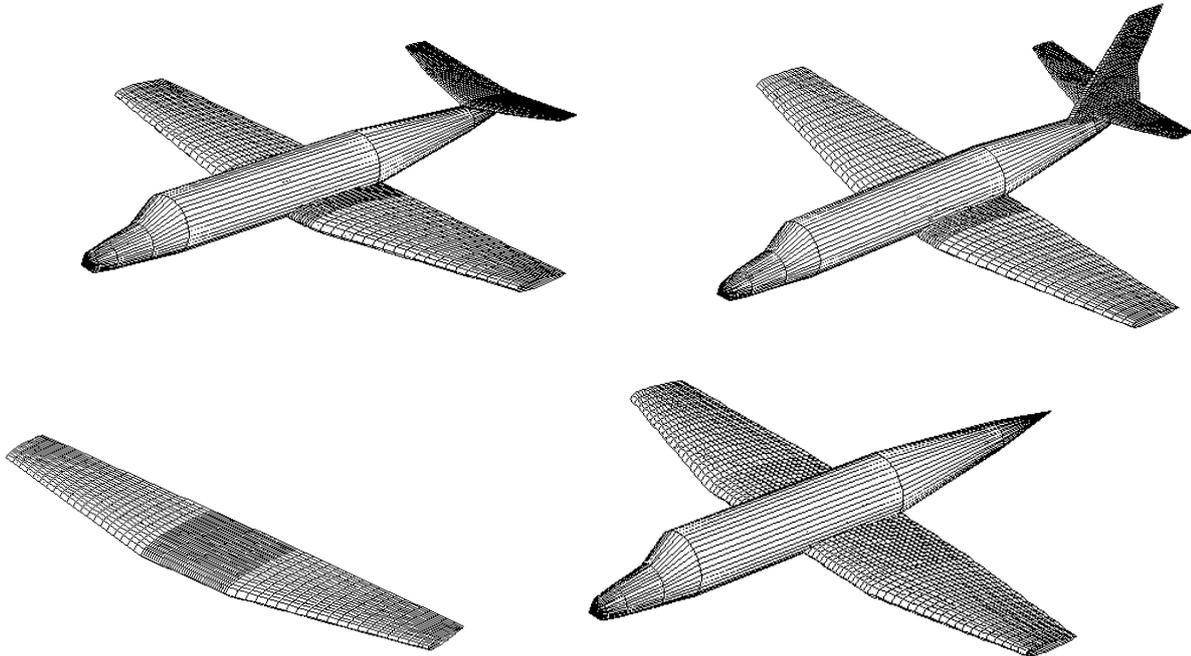


Figura 3.10 Ejemplo de aviones y superficies calculadas con Datcom.

Una vez que se ha ejecutado en Datcom, se sacan los resultados de salida en una estructura denominada “outputDAT”. En esta estructura se obtienen los coeficientes de fuerzas y momentos así como las derivadas de estabilidad tanto del avión completo como de las superficies por separado. También se sacan las derivadas relativas a las deflexiones de las superficies de control como flaps, alerones y timón de profundidad.

Los resultados de salida en la estructura “outputDAT”, están referidos al sistema de referencia en ejes estabilidad.

outputDAT.

```
downwash: [1x1 struct]
angles_attack: [1x1 struct]
CD: [1x1 struct]
CL: [1x1 struct]
Cm: [1x1 struct]
CL_alpha: [1x1 struct]
Cm_alpha: [1x1 struct]
```



```
CY_beta: [1x1 struct]
Cn_beta: [1x1 struct]
Cl_beta: [1x1 struct]
  engine: [1x1 struct]
CL_alpha_d: [1x1 struct]
Cm_alpha_d: [1x1 struct]
  CL_q: [1x1 struct]
  Cm_q: [1x1 struct]
  Cl_p: [1x1 struct]
  CY_p: [1x1 struct]
  Cn_p: [1x1 struct]
  Cn_r: [1x1 struct]
angles_flap: [1x1 struct]
  flap: [1x1 struct]
angles_aileron: [1x1 struct]
  aileron: [1x1 struct]
angles_elevator: [1x1 struct]
  elevator: [1x1 struct]
```

Dentro de la estructura de los coeficientes de fuerza y momento y de cada derivada de estabilidad, aparecen unas subestructuras que almacenan los resultados tanto de las superficies por separado como del avión completo para cada ángulo de ataque. Se muestran los ejemplos del coeficiente de sustentación (CL) y de la derivada de estabilidad (Cm_α) correspondientes al Céfiro.

outputDAT.CL.

```
wing: [9x1 double]
  HT: [9x1 double]
  VT: [9x1 double]
wing_body: [9x1 double]
total: [9x1 double]
```



outputDAT.Cm_alpha.

```
wing: [9x1 double]
HT: [9x1 double]
VT: [9x1 double]
wing_body: [9x1 double]
total: [9x1 double]
```

Los ángulos de ataque con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

outputDAT.angles_attack.

```
angles: [-10 -6 -3 -2 0 2 3 6 10]
```

Datcom también permite obtener las variables del “downwash” para cada ángulo de ataque.

outputDAT.downwash.

```
eta: [9x1 double]
epsilon_0: [9x1 double]
der_epsilon: [9x1 double]
```

Con las subestructuras “outputDAT.engine.” y “outputDAT.propeller.”, Datcom da la posibilidad de comparar cómo varían algunas de las derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerza y momento del wing_body, cuando se hace el análisis con motores. Para eso, se debe analizar únicamente la parte del wing_body del avión.

La subestructura de salida es válida tanto si se tiene turborreactor como motor hélice:

outputDAT.engine.

```
CD: [9x1 double]
CL: [9x1 double]
Cm: [9x1 double]
CL_alpha: [9x1 double]
Cm_alpha: [9x1 double]
CY_beta: [9x1 double]
Cn_beta: [9x1 double]
Cl_beta: [9x1 double]
```



Esta subestructura saca las variables del wing_body con motores para cada ángulo de ataque.

Para las superficies de control como flaps y timones de profundidad, se obtienen las siguientes subestructuras.

outputDAT.flap.

```
D_CL: [ 7x1 double ]
D_CM: [ 7x1 double ]
D_CL_max: [ 7x1 double ]
D_CD_min: [ 7x1 double ]
D_CDI: [ 9x7 double ]
```

outputDAT.elevator

```
D_CL: [ 9x1 double ]
D_CM: [ 9x1 double ]
D_CL_max: [ 9x1 double ]
D_CD_min: [ 9x1 double ]
D_CDI: [ 9x9 double ]
```

Los resultados son vectores que se obtienen del barrido de los ángulos de deflexión de la superficie de control, manteniendo fijo el ángulo de ataque.

D_CL: Vector de incremento del coeficiente de sustentación del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CM: Vector de incremento del coeficiente de momento del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CL_max: Vector de incremento del coeficiente de sustentación máximo del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CD_min: Vector de incremento del coeficiente de resistencia mínimo del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.



La salida correspondiente a los alerones se estructura de la siguiente manera:

```
outputDAT.aileron.
```

```
Cn: [9x9 double]
```

```
C1: [9x2 double]
```

Cn: Matriz de coeficiente de momento de guiñada, que saca los valores por columna variando el ángulo de ataque y manteniendo fijo el ángulo de deflexión de los alerones, y los valores por fila variando la deflexión de los alerones y manteniendo fijo el ángulo de ataque.

C1: Matriz de dos columnas. La primera columna saca los valores de los ángulos de deflexión de los alerones y la segunda columna saca los valores del coeficiente balance para cada ángulo de deflexión de los alerones.

Los ángulos de deflexión de los flaps, alerones y timón de profundidad con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

```
outputDAT.angles_flap.
```

```
angles: [0 5 10 15 20 25 30]
```

```
outputDAT.angles_aileron.
```

```
angles: [-32 -20 -10 -5 0 5 10 20 32]
```

```
outputDAT.angles_elevator.
```

```
angles: [-25 -16 -10 -5 0 5 10 16 25]
```



3.4 Intérprete de Tornado

❖ **stability_derivatives_TOR:**

Esta función es la intérprete de Tornado. En ella se definen las variables y funciones que al ser ejecutadas, van a permitir sacar los resultados de salida en una estructura. Teniendo en cuenta que las variables en el archivo principal se han definido en un lenguaje compatible con Datcom, en esta función intérprete se deben traducir convenientemente las variables definidas en el archivo principal, para compatibilizarlas con el lenguaje usado por Tornado. Por ese motivo, la función intérprete de Tornado, es más laboriosa que el intérprete de Datcom.

La compatibilización para Tornado de la geometría definida en el archivo principal, geometría que es compatible con Datcom, se hace teniendo en cuenta las siguientes consideraciones.

1. Tornado no permite el análisis con fuselaje ni con motores.
2. En Datcom se distingue el tipo de superficie aerodinámica, ala, estabilizador vertical y estabilizador horizontal. En cambio, en Tornado lo que se definen son superficies aerodinámicas enumeradas que el propio intérprete de Tornado identificará como ala, estabilizador vertical o estabilizador horizontal. Además, esto va a permitir a Tornado definir superficies como estabilizadores verticales dobles o aletas ventrales, que en Datcom no pueden definirse.
3. En Datcom se define una torsión por cada superficie aerodinámica. Sin embargo, en Tornado se debe definir la torsión para cada partición de cada superficie aerodinámica. Para definir la torsión de cada partición en Tornado, lo que se hace es definir el ángulo de incidencia del perfil interior y del perfil exterior de cada partición.
4. En Tornado, además de definir la posición del centro de gravedad, se define un punto de referencia. Este punto de referencia debe coincidir en todo momento con el centro de gravedad dado que es el punto respecto cual se toman momentos.

5. En Datcom se define un tipo de perfil aerodinámico por superficie aerodinámica. Por su parte, Tornado permite definir un tipo de perfil aerodinámico distinto en el perfil de la raíz, del quiebro y de la punta de la superficie aerodinámica. En el análisis con Tornado, el método “vortex lattice” se encarga de interpolar la geometría de dichos perfiles a lo largo de toda la superficie aerodinámica.

En el intérprete de Tornado, se implementan unas funciones distintas que compatibilizan la geometría de cada superficie aerodinámica cuando éstas disponen de superficies de control. Para la compatibilización de las superficies de control, se deben tener en cuenta las siguientes consideraciones.

1. En Datcom, las superficies aerodinámicas como flaps, timón de profundidad, y timón de dirección se determinan con cuatro parámetros.

- Cuerda interior de la superficie de control (c_i)
- Cuerda exterior de la superficie de control (c_e)
- Posición interior de la superficie de control con respecto al plano xz de simetría del avión (b_i).
- Posición exterior de la superficie de control con respecto al plano xz de simetría del avión (b_e).

Definición de las superficies aerodinámicas en el archivo principal y en Datcom.

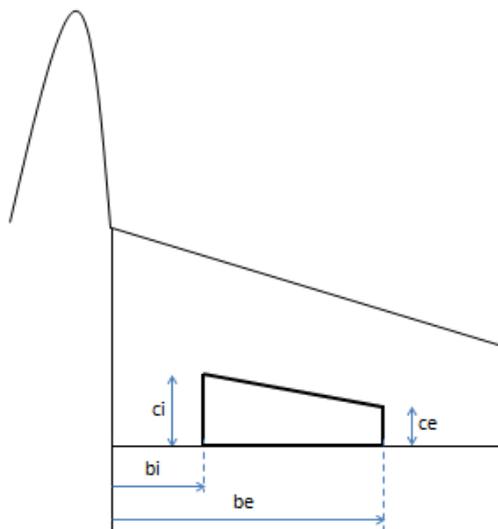


Figura 3.11 Definición de las superficies de control en Datcom.

En cambio, en Tornado lo que se define son superficies de control que vienen determinadas como una fracción de la cuerda a lo largo de la partición, situadas en el borde de salida.

Definición de las superficies de control en Tornado.

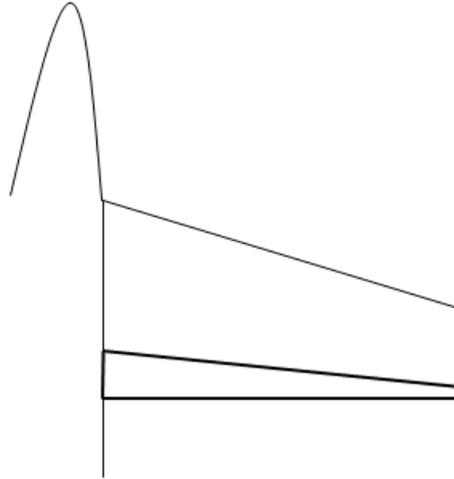


Figura 3.12 Definición de las superficies de control en Tornado.

Estas configuraciones en la definición en Datcom y Tornado, son válidas para todas las superficies de control, flaps, alerones, timón de profundidad y timón de dirección. Además se debe tener en cuenta, que los resultados del análisis de las deflexiones del timón de dirección, es proporcionada únicamente por Tornado.

Éstas son las consideraciones que se han tenido en cuenta a la hora de realizar la compatibilización geométrica en el intérprete de Tornado. La compatibilización tanto de los parámetros geométricos de las superficies aerodinámicas, como de las superficies de control, se hace teniendo en cuenta la definición de los parámetros geométricos en Tornado.

Las siguientes variables definen la estructura de la geometría “geo”.

- `geo.nwing`: Número de superficies.
- `geo.ref_point(1)`: Posición x del punto de referencia.
- `geo.ref_point(2)`: Posición y del punto de referencia.
- `geo.ref_point(3)`: Posición z del punto de referencia.



- `geo.CG(1)`: Posición x del centro de gravedad.
- `geo.CG(2)`: Posición y del centro de gravedad.
- `geo.CG(3)`: Posición z del centro de gravedad.

El parámetro “s” identifica la superficie, ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, estabilizador vertical doble o aleta ventral. La variable “t” identifica la partición de cada superficie. La partición interior se corresponde con $t=1$ y la partición exterior se corresponde con el valor $t=2$.

- `geo.symmetric(s)`: Se le asigna el valor 1 si la superficie es simétrica respecto del plano (xz) y el valor 0 en caso contrario.
- `geo.startx(s)`: Coordenada x del vértice en la raíz de la superficie correspondiente.
- `geo.starty(s)`: Coordenada y del vértice en la raíz de la superficie correspondiente.
- `geo.startz(s)`: Coordenada z del vértice en la raíz de la superficie correspondiente.
- `geo.c(s)`: Cuerda en la raíz de cada superficie.
- `geo.nx(s,t)`: Número de paneles en la dirección de la cuerda para la partición correspondiente. Para mantener la continuidad en el análisis del método `vortex_lattice` en Tornado, se debe cumplir que $geo.nx(s,t) = geo.nx(s,1)$ siendo $geo.nx(s,1)$ el número de paneles en la dirección de la cuerda para la partición interior.
- `geo.ny(s,t)`: Número de paneles en la dirección de la envergadura para la partición correspondiente.
- `geo.TW(s,t,2)`: Torsión del perfil externo de la partición correspondiente medido en radianes y con respecto al perfil de la raíz del ala principal.
- `geo.TW(s,1,1)`: Torsión del perfil en la raíz de cada superficie. Puede tomar cualquier valor excepto en el ala principal que toma el valor $geo.TW(s,1,1) = 0$.
- `geo.nelem(s)`: Número de particiones de cada superficie.
- `geo.meshtype(s,t)`: Tipo de mallado usado en la partición. En Tornado definimos el mismo mallado para toda la superficie, es decir, $geo.meshtype(s,t) = geo.meshtype(s,1)$.



- $\text{geo.dihed}(s, t)$: Ángulo de diedro de la partición medido con respecto al plano horizontal de referencia.
- $\text{geo.b}(s, t)$: Envergadura de la partición medido con respecto al plano de simetría del avión (xz).
- $\text{geo.T}(s, t)$: Ratio entre la cuerda del perfil exterior y el perfil interior de la partición, $T = C_{\text{outer}}/c_{\text{inner}}$.
- $\text{geo.foil}(s, t, 1)$: Tipo de perfil en la cuerda interior de la partición.
- $\text{geo.foil}(s, t, 2)$: Tipo de perfil en la cuerda exterior de la partición.
- $\text{geo.sW}(s, t)$: Ángulo de flecha de la partición, tomando como línea de referencia la correspondiente al cuarto de la cuerda medida desde el borde de ataque. Este ángulo se mide con respecto al plano perpendicular al avión.
- $\text{geo.flapped}(s, t)$: Toma el valor 1 si la superficie contiene superficies de control como flaps, alerones o timones de profundidad y
- $\text{geo.fc}(s, t)$: Fracción de la cuerda de la superficie de control con respecto a la superficie correspondiente. Toma valor entre 0 y 1.
- $\text{geo.fnx}(s, t)$: Número de paneles en la superficie de control en la dirección de la cuerda.
- $\text{geo.fsym}(s, t)$: Toma el valor 1 si la superficie de control se deflecta de forma simétrica, como es el caso de flaps o timones de profundidad y el valor 0 si la deflexión es antisimétrica, como es el caso de los alerones.

En las siguientes funciones se van a describir la geometría del avión en los casos en los que se tienen superficies de control. La definición de los parámetros geométricos cuando se tiene superficie de control, se hace en archivos independientes dado que la compatibilización de las variables geométricas del archivo principal al lenguaje de Tornado, es más laboriosa y compleja en estos casos.

La definición de las superficies de control en Datcom, tal como se explicó anteriormente, se hace con cuatro parámetros independientemente de si la superficie de control se encuentra o no en el quiebro de la superficie aerodinámica. Estos cuatro parámetros son la cuerda en el extremo interior y exterior de la superficie de control, y la posición interior y exterior de los extremos con respecto al plano (xz) del avión. Por otro lado, en Tornado se define la cuerda de la superficie de control, como una fracción de la cuerda de la partición, y su envergadura la misma que la de la partición. Lo que se hace en las funciones “geo_tornado_control_wing”, “geo_tornado_control_HT”,

“geo_tornado_control_VT” y “geo_tornado_control_VT_D” es definir como otra partición más, el tramo donde se encuentra la superficie de control. En ese tramo se definen, en función de las variables del archivo principal, las variables correspondientes a una partición con superficie de control. Se distinguen siete casos en función de la posición de la superficie de control cuando se tienen dos particiones en la superficie aerodinámica. Por otro lado se diferencian tres casos en función de la posición de la superficie de control cuando se tiene una partición en la superficie aerodinámica.

En los siguientes gráficos se muestran las posibles disposiciones de las superficies de control tanto si se tiene un semi-ala, un semi-estabilizador horizontal o un estabilizador vertical. En caso de representar un semi-ala, la disposición de la superficie de control se corresponde o con la del flap o con la del alerón. En caso de representar un semi-estabilizador horizontal, la disposición se corresponde con la del timón de profundidad y en caso de representar un estabilizador vertical, la disposición se corresponde con la del timón de dirección.

Para el caso de superficies con quiebro se distinguen los siguientes siete posibles casos.

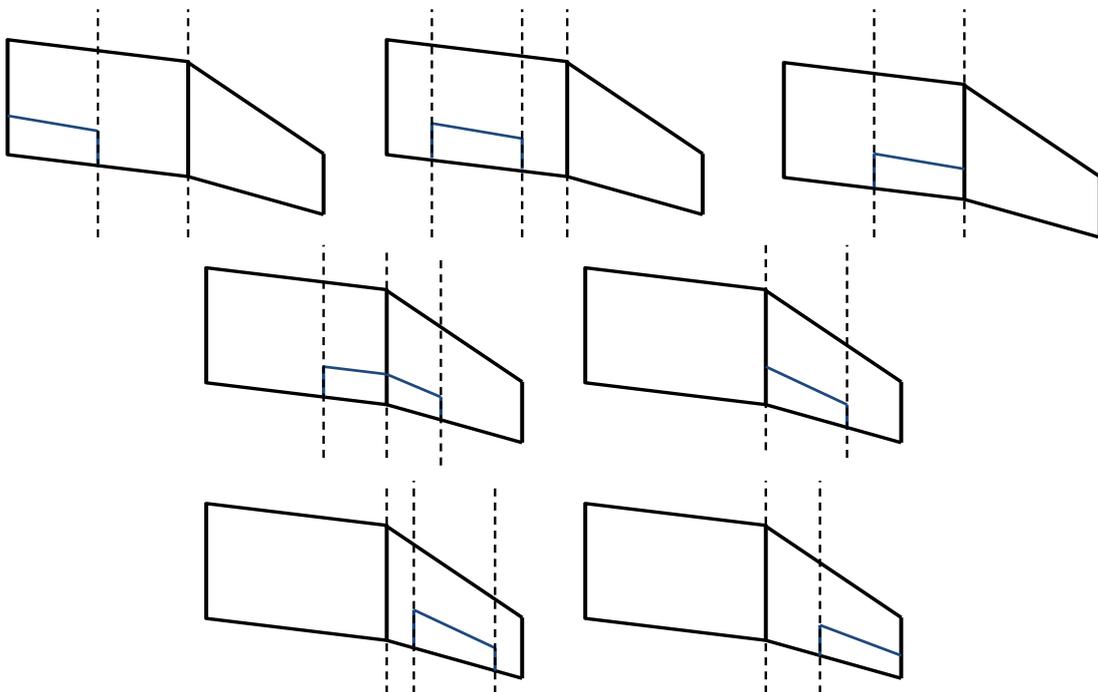


Figura 3.13 Particiones de superficies aerodinámicas con quiebro y con control en Tornado.

La línea de puntos negros indica las particiones adicionales que se han considerado en la superficie para el análisis en Tornado, con el objetivo de compatibilizar de forma precisa la geometría con superficie de control, con respecto a cómo se ha definido en el archivo principal.

Dependiendo de la disposición de la superficie de control, se define una superficie con tres o cuatro particiones. Para cada una de estas particiones, se deben definir las variables geométricas de Tornado que se han descrito con anterioridad, de manera que se compatibilice con las variables descritas en el archivo principal.

Para el caso de superficies sin quiebro se distinguen los siguientes tres casos posibles.

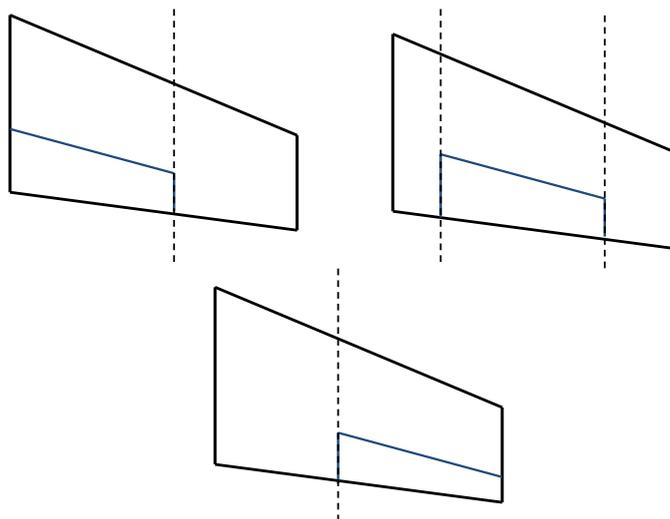


Figura 3.14 Particiones de superficies aerodinámicas sin quiebros y con control en Tornado.

Dependiendo de la disposición de la superficie de control, se define una superficie con dos o tres particiones. Para cada una de estas particiones, se deben definir las variables geométricas de Tornado, de manera que se compatibilice con la geometría definida en el archivo principal.

En el esquema básico del programa descrito en el apartado 2, se hizo mención de las funciones que se ejecutan en la función intérprete de Tornado. A continuación se dará



una visión general del orden de ejecución de cada función y de qué se obtiene de cada una de ellas.

En primer lugar, dentro de la función intérprete de Tornado, se calcula el número de superficies y de particiones de cada superficie teniendo en cuenta las variables definidas en el archivo principal "aircraft". Estos datos se introducen en la estructura "Conf". La variable "Conf.number_of_wing" hace referencia al número de superficies y la variable "Conf.number_of_partitions(s)" al número de particiones de la superficie "s". Se podrán definir un máximo de dos particiones en cada superficie.

También aquí se hace la definición del número de paneles por defecto, tanto en la dirección de la cuerda como en la dirección de la envergadura de cada partición. Estos paneles van a ser utilizados en la función "fLattice_setup2" para la resolución a través del método "vortex lattice". La definición del número de paneles de cada partición y en cada superficie se hace con las estructuras "conf_tornado.nx(s,t)" para definir el número de paneles en la dirección de la cuerda, y "conf_tornado.ny(s,t)" para definir el número de paneles en la dirección de la envergadura.

El tipo de mallado usado en el análisis también se define por defecto. El mallado usado es el lineal y se define con la estructura "tipo_mallado(s,1) = 1" para cada superficie. Tanto el número de paneles como el tipo de mallado podrían ser cambiados por el usuario siempre que lo requiera.

Tras la definición en el intérprete de Tornado, del número de superficies aerodinámicas, del número de particiones de cada superficie, del tipo de mallado y del número de paneles de cada partición para cada superficie, se ejecutan las siguientes funciones.

- ✓ "Ini_variables": Inicia a cero todas las variables y estructuras que se van a ir calculando.
- ✓ "quest" y "base": Permiten al usuario redefinir, siempre que lo requiera, el tipo de mallado y el número de paneles desde la ventana de comandos de Matlab
- ✓ "geo_tornado_nocontrol": Compatibiliza las variables geométricas del avión sin superficies de control.



Tras la ejecución de esta función, a través de un bucle se hace un barrido de los ángulos de ataque definidos en el archivo principal. Dentro de este bucle se ejecutan las siguientes cuatro funciones para cada ángulo de ataque.

- ✓ “state_tornado”: Define las variables de condición de vuelo.
- ✓ “fLattice_setup2”: Realiza el análisis con el método vortex_lattice.
- ✓ “solver9”: Calcula las fuerzas y momentos de cada superficie aerodinámica y de avión completo. Estas fuerzas y momentos los calcula a partir de la suma de fuerzas y momentos de los paneles correspondientes a las superficies aerodinámicas calculados en la función “fLattice_setup2” con el método vortex lattice.
- ✓ “coeff_create3”: Función que se encarga de obtener las derivadas de estabilidad y los coeficientes de fuerzas y momentos, de las superficies aerodinámicas y del avión completo, para cada ángulo de ataque.

Los resultados obtenidos para cada ángulo de ataque, se van almacenando en la estructura de salida “outputTOR” que se describirá más adelante. Posteriormente se ejecutan las siguientes funciones.

- ✓ “geo_tornado_control_wing”: Compatibiliza las variables geométricas del avión con flaps o alerones.
- ✓ “geo_tornado_control_HT”: Compatibiliza las variables geométricas del avión con timón de profundidad.
- ✓ “geo_tornado_control_VT”: Compatibiliza las variables geométricas del avión con timón de dirección.
- ✓ “geo_tornado_control_VT_D”: Compatibiliza las variables geométricas del avión con timones de dirección en estabilizador doble.

Análogamente a como se hace con la función “geo_tornado_nocontrol”, tras la ejecución de estas funciones y a través de un bucle, se hace un barrido de los ángulos de deflexión de la superficie de control correspondiente, definidos en el archivo principal y fijando un ángulo de ataque. Dentro de este bucle se ejecutan las funciones “state_tornado”, “fLattice_setup2”, “solver9” y “coeff_create3” para cada ángulo de deflexión de la superficie de control. Los resultados obtenidos para cada ángulo de deflexión, se van almacenando en la estructura de salida “outputTOR”.

Se puede observar que la estructura de salida obtenida en Tornado, tiene el mismo formato que la obtenida con Datcom. Esto permitirá al usuario comparar los resultados de de ambos programas de forma más sistemática. Sin embargo, se debe tener en cuenta que Tornado usa ejes cuerpo para la obtención de los resultados mientras que Datcom utiliza ejes estabilidad. Además, Tornado no usa los ejes cuerpo estándar, usa los mostrados en la Figura. Esto va a producir cambios en el signo de algunas derivadas de estabilidad de Tornado con respecto a las obtenidas en Datcom.

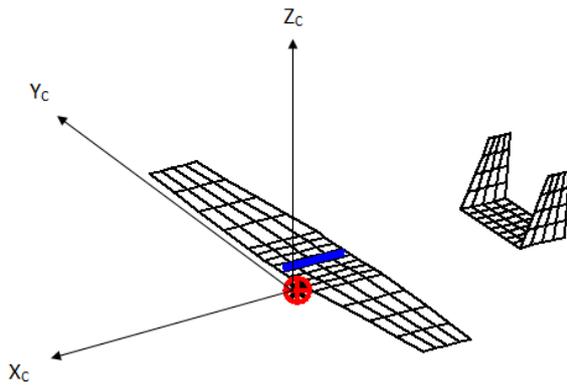


Figura 3.15 Ejes cuerpo en Tornado

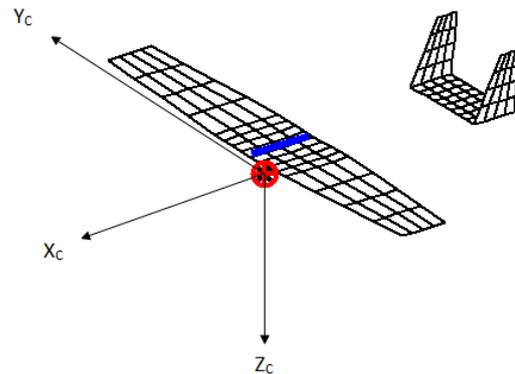


Figura 3.16 Ejes cuerpo estándar

Las siguientes derivadas de estabilidad, cambian de signo en Tornado.

- C_{l_β} , C_{n_β} , C_{Y_p} , C_{n_p} , C_{D_p} , C_{Y_r}

Para comparar los resultados de estas derivadas de estabilidad obtenidas en Tornado con las obtenidas con Datcom, se debe cambiar el signo de dichas derivadas obtenidas en Tornado. Las siguientes líneas muestran la estructura de salida de Tornado.

outputTOR.

```
CL_alpha: [1x1 struct]
Cm_alpha: [1x1 struct]
CD_alpha: [1x1 struct]
  CD_beta: [1x1 struct]
  CY_beta: [1x1 struct]
  Cn_beta: [1x1 struct]
  Cl_beta: [1x1 struct]
  Cm_beta: [1x1 struct]
```



```
CL_q: [1x1 struct]
Cm_q: [1x1 struct]
CD_q: [1x1 struct]
Cl_p: [1x1 struct]
CY_p: [1x1 struct]
Cn_p: [1x1 struct]
CD_p: [1x1 struct]
Cn_r: [1x1 struct]
CY_r: [1x1 struct]
Cl_r: [1x1 struct]
  angles_flap: [1x1 struct]
    flap: [1x1 struct]
  angles_aileron: [1x1 struct]
    aileron: [1x1 struct]
  angles_elevator: [1x1 struct]
    elevator: [1x1 struct]
  angles_rudder: [1x1 struct]
    rudder: [1x1 struct]
```

La subestructura de salida para cada coeficiente de fuerza y momento y cada derivada de estabilidad, es similar a la obtenida con Datcom. Con Tornado no se obtiene la salida correspondiente al wing_body, aunque por otra parte permite sacar las salidas correspondientes a un estabilizador vertical doble y a una aleta ventral en caso de que existan.

Como ejemplo, se verán las salidas correspondientes al Céforo del coeficiente de resistencia (CD) y de la derivada de estabilidad (CL_α).

```
outputTOR.CD.
  wing: [9x1 double]
  HT: [9x1 double]
  VT: [ ]
  VT_D: [9x1 double]
  VT_V: [ ]
  total: [9x1 double]
```



```
outputTOR.CL_alpha.  
    wing: [9x1 double]  
    HT: [9x1 double]  
    VT: [ ]  
    VT_D: [9x1 double]  
    VT_V: [ ]  
    total: [9x1 double]
```

Los ángulos de ataque con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

```
outputTOR.angles_attack.  
    angles: [-10 -6 -3 -2 0 2 3 6 10]
```

Para las superficies de control se obtienen las siguientes estructuras. Se puede observar que Tornado además permite el análisis con las deflexiones del timón de dirección.

outputTOR.flap.	outputTOR.elevator.
CL_alpha: [7x1 double]	CL_alpha: [9x1 double]
Cm_alpha: [7x1 double]	Cm_alpha: [9x1 double]
CD_alpha: [7x1 double]	CD_alpha: [9x1 double]
CD_beta: [7x1 double]	CD_beta: [9x1 double]
CY_beta: [7x1 double]	CY_beta: [9x1 double]
Cn_beta: [7x1 double]	Cn_beta: [9x1 double]
Cl_beta: [7x1 double]	Cl_beta: [9x1 double]
Cm_beta: [7x1 double]	Cm_beta: [9x1 double]
CL: [7x1 double]	CL: [9x1 double]
CD: [7x1 double]	CD: [9x1 double]
Cm: [7x1 double]	Cm: [9x1 double]
D_CL: [7x1 double]	D_CL: [9x1 double]
D_CD: [7x1 double]	D_CD: [9x1 double]
D_CM: [7x1 double]	D_CM: [9x1 double]



outputTOR.aileron.	outputTOR.rudder_d.
CL_alpha: [9x1 double]	CL_alpha: [5x1 double]
Cm_alpha: [9x1 double]	Cm_alpha: [5x1 double]
CD_alpha: [9x1 double]	CD_alpha: [5x1 double]
CD_beta: [9x1 double]	CD_beta: [5x1 double]
CY_beta: [9x1 double]	CY_beta: [5x1 double]
Cn_beta: [9x1 double]	Cn_beta: [5x1 double]
Cl_beta: [9x1 double]	Cl_beta: [5x1 double]
Cm_beta: [9x1 double]	Cm_beta: [5x1 double]
CL: [9x1 double]	CL: [5x1 double]
CD: [9x1 double]	CD: [5x1 double]
Cm: [9x1 double]	CY: [5x1 double]
D_CL: [9x1 double]	Cm: [5x1 double]
D_CD: [9x1 double]	D_CL: [5x1 double]
D_CM: [9x1 double]	D_CD: [5x1 double]
Cn: [9x1 double]	D_CM: [5x1 double]
Cl: [9x2 double]	Cn: [5x1 double]
	Cl: [5x1 double]

Los resultados de cada derivada de estabilidad y cada coeficiente de fuerza y momento, son vectores que se obtienen del barrido para cada ángulo de deflexión de la superficie de control, manteniendo fijo el ángulo de ataque. Todas estas variables de salida, exceptuando D_CL, D_CD y D_CM, se corresponden con los coeficientes de fuerza y momento y las derivadas de estabilidad del avión completo para cada deflexión de la superficie de control correspondiente.

D_CL: Vector de incremento del coeficiente de sustentación del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CD: Vector de incremento del coeficiente de resistencia del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CM: Vector de incremento del coeficiente de momento del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.



Los ángulos de deflexión de los flaps, alerones, timón de profundidad y timón de dirección con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

```
outputTOR.angles_flap.  
  angles: [0 5 10 15 20 25 30]
```

```
outputTOR.angles_aileron.  
  angles: [-32 -20 -10 -5 0 5 10 20 32]
```

```
outputTOR.angles_elevator.  
  angles: [-25 -16 -10 -5 0 5 10 16 25]
```

```
outputTOR.angles_rudder_d  
  angles: [-10 -5 0 5 10]
```

Dentro de la función intérprete de Tornado, se ejecuta “geometryplot” que va a permitir obtener una serie de gráficos donde se muestra la geometría del avión proporcionada por Tornado, las estelas de las superficies y la posición de los puntos de torbellino en cada panel.

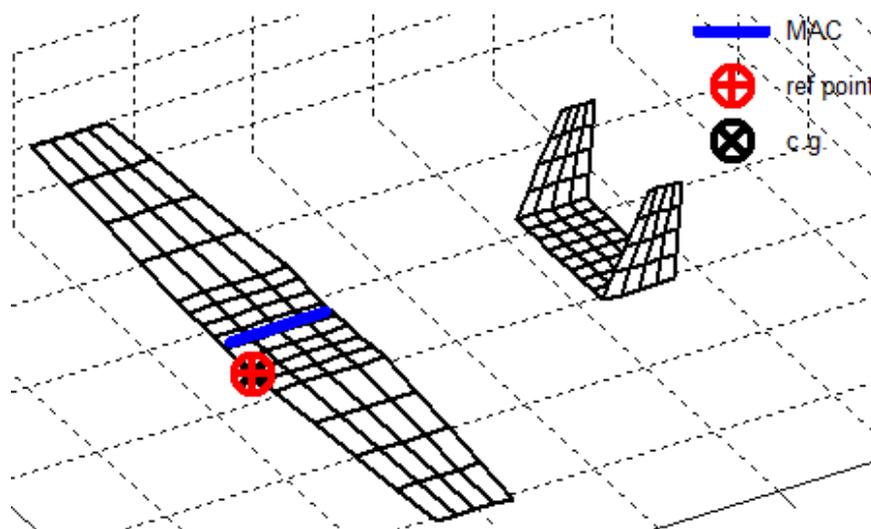


Figura 3.17 Geometría calculada por Tornado.

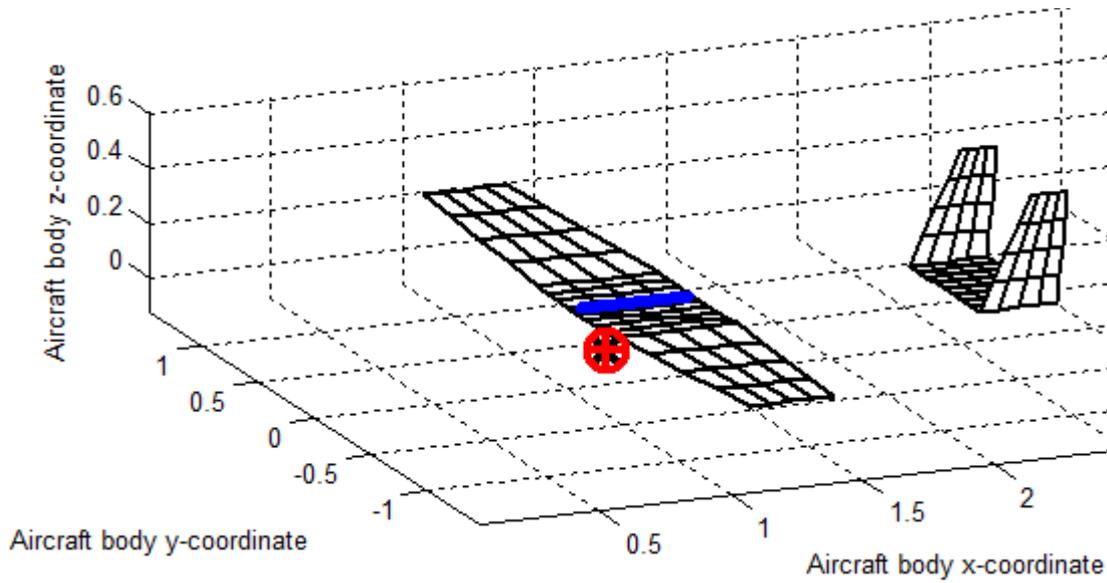


Figura 3.18 Geometría calculada por Tornado.

En este gráfico se muestran las vistas de la geometría proporcionada por Tornado así como la posición del centro de gravedad.

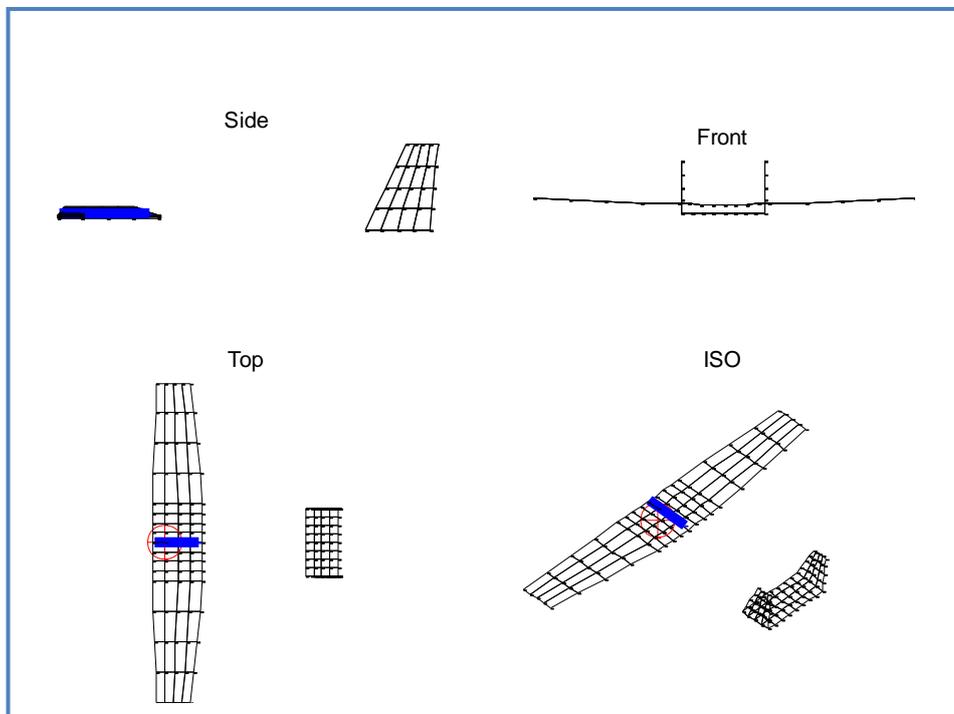


Figura 3.19 Perspectivas de la geometría calculada con Tornado, posición del cdg y la MAC.

En este gráfico se observan las posiciones de los puntos de colocación de los torbellinos de cada panel y la normal de cada panel.

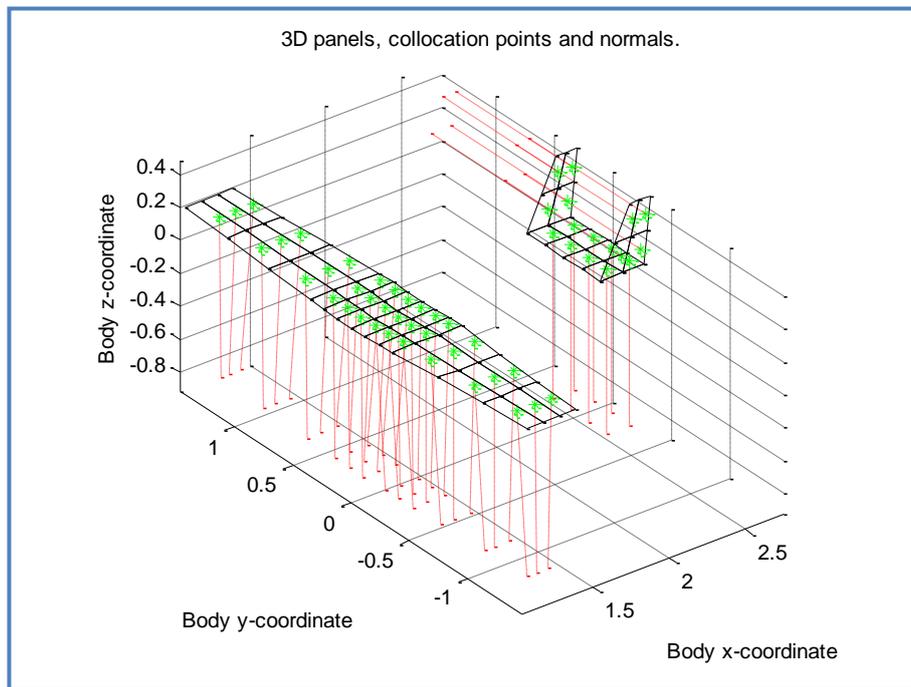


Figura 3.20 Posición de los torbellinos en Tornado.

Estos gráficos muestran las estelas de torbellinos de cada una de las superficies. Además, en este tipo de gráfico, se puede ver la influencia que tiene la estela de superficies aerodinámicas como el ala, sobre los estabilizadores.

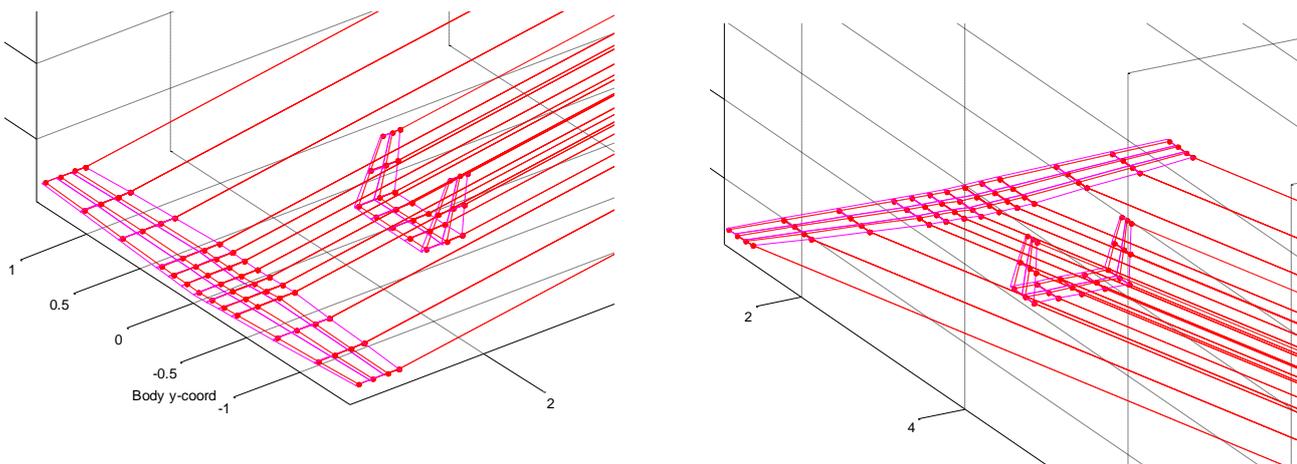


Figura 3.21 Torbellinos generados por cada superficie.



3.5 Función de resultados de salida

❖ **stability_derivatives:**

En esta función se obtienen los resultados definitivos para cada coeficiente de fuerza y momento y cada derivada de estabilidad. Cada resultado puede ser obtenido por Datcom o por Tornado, dependiendo de cuál de ellos se acerca más al real o dependiendo de cuál de los dos programas calcula mejor el coeficiente o la derivada según el criterio del usuario. También puede ocurrir que algunos datos obtenidos por uno de los dos programas, no sea proporcionado por el otro. En ese caso solo se tiene una elección.

La elección del resultado de salida de Datcom o de Tornado, puede basarse en las ventajas e inconvenientes de cada uno de los programas.

DATCOM

Ventajas

- Permite el análisis con fuselaje teniendo en cuenta su influencia en muchas derivadas de estabilidad y coeficientes de fuerzas y momentos.
- Tiene en cuenta la interferencia ala-fuselaje.
- Permite obtener la influencia de los motores en algunos parámetros aerodinámicos como el coeficiente de sustentación (CL) o el coeficiente de resistencia (CD).

Desventajas

- Al ser un método semiempírico, muchos de los resultados se basan en modelos y geometrías que ya habían sido implementadas.
- Solo permite el análisis con estabilizadores verticales simples, no permite obtener resultados con estabilizadores verticales dobles.
- Tampoco obtiene resultados con deflexiones de timón de dirección.
- Solo permite un quiebro por superficie aerodinámica.
- Solo puede definirse un tipo de perfil aerodinámico por superficie aerodinámica.



TORNADO

Ventajas

- Al definirse la geometría como un conjunto de superficies aerodinámicas, existe más flexibilidad a la hora de definir superficies como estabilizadores verticales dobles o aletas ventrales.
- Permite el análisis con deflexiones de timón de dirección.
- El método vortex lattice usado por este programa, tiene en cuenta cualquier interferencia existente entre las superficies aerodinámicas debido a los torbellinos de sus estelas.
- Permite definir un perfil aerodinámico distinto en el perfil interior y exterior en cada partición de cada superficie aerodinámica.

Desventajas

- No da la posibilidad de obtener los resultados con fuselaje. Esto influirá en el coeficiente de resistencia (CD) y en algunas derivadas de estabilidad, debido a la mayor superficie efectiva de las superficies aerodinámicas al no existir el fuselaje.
- Tampoco permite obtener la influencia de los motores en algunos parámetros aerodinámicos como el coeficiente de sustentación (CL) o el coeficiente de resistencia (CD).
- Al no existir fuselaje, no se tiene en cuenta la interferencia ala-fuselaje

La función “stability_derivatives” puede ser modificada por el usuario en el caso de que con su criterio, decida si la salida definitiva se adecúa más a la dada por Datcom o por Tornado. La estructura de los resultados de salida definitivos se denomina “output”.

Como se explicó anteriormente, para integrar los resultados de salida de Datcom y Tornado en una misma estructura, ambos resultados deben estar en el mismo sistema de referencia. En este caso se refieren al sistema de referencia en ejes estabilidad.

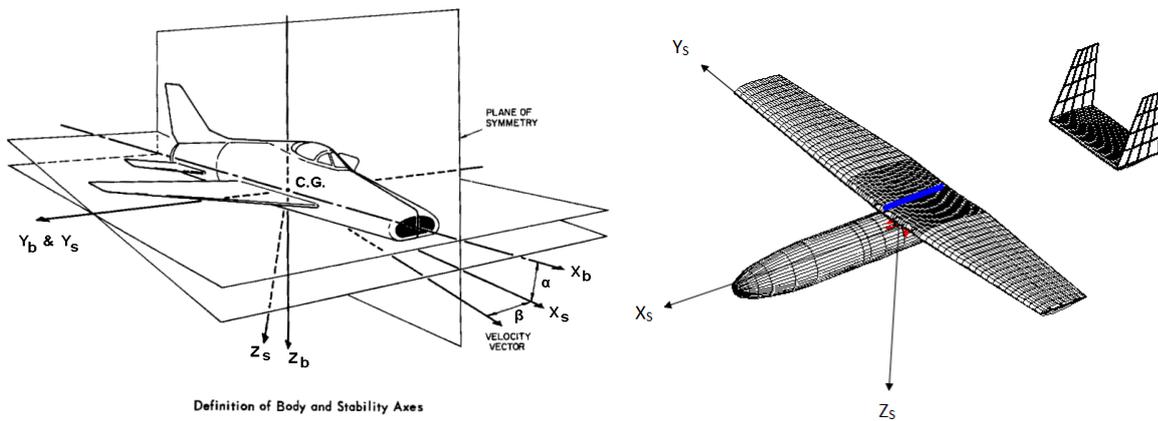


Figura 3.22 Ejes estabilidad para del modelo aerodinámico.

En la estructura de salida se obtienen las siguientes variables:
output.

```
downwash: [1x1 struct]
angles_attack: [1x1 struct]
  CD: [1x1 struct]
  CL: [1x1 struct]
  Cm: [1x1 struct]
  Cn: [1x1 struct]
  Cl: [1x1 struct]
CL_alpha: [1x1 struct]
Cm_alpha: [1x1 struct]
CD_alpha: [1x1 struct]
CD_beta: [1x1 struct]
CY_beta: [1x1 struct]
Cn_beta: [1x1 struct]
Cl_beta: [1x1 struct]
Cm_beta: [1x1 struct]
engine: [1x1 struct]
CL_alpha_d: [1x1 struct]
Cm_alpha_d: [1x1 struct]
  CL_q: [1x1 struct]
  Cm_q: [1x1 struct]
  CD_q: [1x1 struct]
```



```

Cl_p: [1x1 struct]
CY_p: [1x1 struct]
Cn_p: [1x1 struct]
CD_p: [1x1 struct]
Cn_r: [1x1 struct]
CY_r: [1x1 struct]
Cl_r: [1x1 struct]
angles_flap: [1x1 struct]
flap: [1x1 struct]
angles_aileron: [1x1 struct]
aileron: [1x1 struct]
angles_elevator: [1x1 struct]
elevator: [1x1 struct]
angles_rudder: [1x1 struct]
rudder: [1x1 struct]

```

En la siguiente tabla se muestra la identificación de algunos resultados de salida que ayudarán a entender mejor la nomenclatura. Para una mejor comprensión ver la referencia [3].

Derivadas estáticas	Derivadas dinámicas
downwash $\rightarrow \varepsilon$	CL_alpha_d $\rightarrow C_{L\hat{\alpha}}$
CL_alpha $\rightarrow C_{L\alpha}$	Cm_alpha_d $\rightarrow C_{m\hat{\alpha}}$
CD_alpha $\rightarrow C_{D\alpha}$	CL_q $\rightarrow C_{Lq}$
Cm_alpha $\rightarrow C_{m\alpha}$	Cm_q $\rightarrow C_{mq}$
CD_beta $\rightarrow C_{D\beta}$	CD_q $\rightarrow C_{Dq}$
CY_beta $\rightarrow C_{Y\beta}$	Cl_p $\rightarrow C_{lp}$
Cn_beta $\rightarrow C_{n\beta}$	CY_p $\rightarrow C_{Yp}$
Cl_beta $\rightarrow C_{l\beta}$	Cn_p $\rightarrow C_{np}$
Cm_beta $\rightarrow C_{m\beta}$	CD_p $\rightarrow C_{Dp}$
	Cn_r $\rightarrow C_{nr}$
	CY_r $\rightarrow C_{Yr}$
	Cl_r $\rightarrow C_{lr}$

Tabla 3.21 Identificación de nomenclatura para resultados de salida.



Cada una de las variables de salida de “output”, es una subestructura que saca los valores de las superficies aerodinámicas por separado y del avión completo. Dentro de los resultados de las derivadas de estabilidad y de los coeficientes de fuerzas y momentos, los resultados correspondientes al wing_body son calculados únicamente por Datcom y los valores correspondientes al estabilizador vertical doble y a la aleta ventral, en caso de que exista, los calcula únicamente Tornado.

Como ejemplo, se verán las salidas correspondientes al Céforo del downwash, del coeficiente de resistencia (C_D) y de la derivada de estabilidad (CL_{α}).

```
output.downwash.  
    eta: [8x1 double]  
    epsilon_0: [8x1 double]  
    der_epsilon: [8x1 double]
```

Con esta subestructura se obtienen los parámetros del ángulo de downwash para cada ángulo de ataque. El ángulo de downwash (ε) es el decremento del ángulo de ataque que ve el estabilizador horizontal debido a la influencia del conjunto ala-fuselaje sobre la corriente incidente.

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{wb}} \alpha_{wb} \rightarrow \text{ángulo de downwash}$$
$$\alpha_{wb} \rightarrow \text{ángulo de ataque}$$

Lo que se obtiene de esta subestructura es:

$$\text{epsilon}_0 = \varepsilon$$
$$\text{der_epsilon} = \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_{wb}}$$

```
output.CD.  
    wing: [8x1 double]  
    HT: [8x1 double]  
    VT_D: [8x1 double]  
    wing_body: [8x1 double]  
    total: [8x1 double]
```



```
output.CL_alpha.  
    wing: [8x1 double]  
    HT: [8x1 double]  
    VT_D: [8x1 double]  
    wing_body: [8x1 double]  
    total: [8x1 double]
```

Los ángulos de ataque con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

```
output.angles_attack.  
    angles: [-4 -2 0 2 3 4 6 8]
```

Para las superficies de control se obtienen las siguientes estructuras.

output.flap.	output.elevator.
CL_alpha: [9x1 double]	CL_alpha: [9x1 double]
Cm_alpha: [9x1 double]	Cm_alpha: [9x1 double]
CD_alpha: [9x1 double]	CD_alpha: [9x1 double]
CD_beta: [9x1 double]	CD_beta: [9x1 double]
CY_beta: [9x1 double]	CY_beta: [9x1 double]
Cn_beta: [9x1 double]	Cn_beta: [9x1 double]
Cl_beta: [9x1 double]	Cl_beta: [9x1 double]
Cm_beta: [9x1 double]	Cm_beta: [9x1 double]
CL: [9x1 double]	CL: [9x1 double]
CD: [9x1 double]	CD: [9x1 double]
Cm: [9x1 double]	Cm: [9x1 double]
D_CL: [9x1 double]	D_CL: [9x1 double]
D_CD: [9x1 double]	D_CD: [9x1 double]
D_CM: [9x1 double]	D_CM: [9x1 double]
D_CL_max: [9x1 double]	D_CL_max: [9x1 double]
D_CD_min: [9x1 double]	D_CD_min: [9x1 double]
D_CDI: [8x9 double]	D_CDI: [8x9 double]



```
output.aileron.                output.rudder_d.
  CL_alpha: [9x1 double]        CL_alpha: [5x1 double]
  Cm_alpha: [9x1 double]        Cm_alpha: [5x1 double]
  CD_alpha: [9x1 double]        CD_alpha: [5x1 double]
  CD_beta: [9x1 double]         CD_beta: [5x1 double]
  CY_beta: [9x1 double]         CY_beta: [5x1 double]
  Cn_beta: [9x1 double]         Cn_beta: [5x1 double]
  Cl_beta: [9x1 double]         Cl_beta: [5x1 double]
  Cm_beta: [9x1 double]         Cm_beta: [5x1 double]
  CL: [9x1 double]              CL: [5x1 double]
  CD: [9x1 double]              CD: [5x1 double]
  Cm: [9x1 double]              CY: [5x1 double]
  D_CL: [9x1 double]            Cm: [5x1 double]
  D_CD: [9x1 double]            D_CL: [5x1 double]
  D_CM: [9x1 double]            D_CD: [5x1 double]
  Cn: [8x9 double]              D_CM: [5x1 double]
  Cl: [9x2 double]              Cn: [5x1 double]
                                Cl: [5x1 double]
```

Los resultados de cada derivada de estabilidad y cada coeficiente de fuerza y momento, son vectores que se obtienen del barrido para cada ángulo de deflexión de la superficie de control, manteniendo fijo el ángulo de ataque. Todas estas variables de salida, exceptuando D_CL, D_CD, D_CM, D_CL_max y D_CD_min, se corresponden con los coeficientes de fuerzas y momentos y las derivadas de estabilidad del avión completo para cada deflexión de la superficie de control correspondiente.

Las últimas variables mencionadas tienen el siguiente significado:

D_CL: Vector de incremento del coeficiente de sustentación del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CD: Vector de incremento del coeficiente de resistencia del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_CM: Vector de incremento del coeficiente de momento del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.



D_{CL_max} : Vector de incremento del coeficiente de sustentación máximo del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

D_{CD_min} : Vector de incremento del coeficiente de resistencia mínimo del avión debido al ángulo de deflexión de la superficie de control.

Dentro de las subestructuras de los alerones se obtiene los coeficientes C_n y C_l en forma de matrices que tienen el siguiente significado:

C_n : Matriz de coeficiente de momento de guiñada, que saca los valores por columna variando el ángulo de ataque y manteniendo fijo el ángulo de deflexión de los alerones, y los valores por fila variando la deflexión de los alerones y manteniendo fijo el ángulo de ataque.

C_l : Matriz de dos columnas. La primera columna saca los valores de los ángulos de deflexión de los alerones y la segunda columna saca los valores del coeficiente balance para cada ángulo de deflexión de los alerones.

Dentro de las subestructuras de los flaps y del timón de dirección, la matriz D_{CDI} tiene el siguiente significado:

D_{CDI} : Matriz de incremento del coeficiente de resistencia inducida. Esta matriz saca los valores por columna variando el ángulo de ataque y manteniendo fijo el ángulo de deflexión, y los valores por fila variando la deflexión y manteniendo fijo el ángulo de ataque.

Los ángulos de deflexión de los flaps, alerones, timón de profundidad y timón de dirección con los que se obtienen los resultados, también se sacan en una estructura.

```
output.angles_flap.
```

```
angles: [0 5 10 15 20 25 30]
```

```
output.angles_aileron.
```

```
angles: [-32 -20 -10 -5 0 5 10 20 32]
```



```
output.angles_elevator.
```

```
angles: [-25 -16 -10 -5 0 5 10 16 25]
```

```
output.angles_rudder_d
```

```
angles: [-10 -5 0 5 10]
```

Como se comentó anteriormente, en la función “stability_derivatives” el usuario tiene la opción de elegir qué subestructuras deben ser proporcionadas por Datcom y cuáles por Tornado. Sin embargo, se debe tener en cuenta, que hay subestructuras como “engine”, “downwash”, “CL_alpha_d” o “Cm_alpha_d” que sólo son proporcionadas por Datcom. De la misma manera, subestructuras como “rudder”, “Cn”, “Cl”, “CD_alpha”, “CD_beta”, “Cm_beta”, “CD_q”, “CY_r” y “Cl_r”, sólo son proporcionadas por Tornado.



En los siguientes gráficos se muestran como ejemplo, unos fragmentos de código de la función “stability_derivatives” donde el usuario debe decidir, según su criterio, qué resultados son obtenidos con Datcom y cuáles con Tornado.

```
function
[output]=stability_derivatives(outputTOR,outputDAT,Flight_cond,Name_surf,
Name_control,Aircraft)

    %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% SALIDAS DEFINITIVAS %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

format long

    %%%% downwash %%%%

if isfield(Name_surf,'HT')
output.downwash.eta      = outputDAT.downwash.eta;
output.downwash.epsilon_0 = outputDAT.downwash.epsilon_0;
output.downwash.der_epsilon = outputDAT.downwash.der_epsilon;
else
    output.downwash = [];
end

%%%%%%%% Ángulos de ataque %%%%%%
    output.angles_attack.angles = Flight_cond.aircraft_alpha;

    %%%%%%%%% DERIVADAS ESTÁTICAS %%%%%%%%%

    %% Debidas al ala %%

output.CD.wing      = outputDAT.CD.wing;
output.CL.wing      = outputTOR.CL.wing;
output.Cm.wing      = outputDAT.Cm.wing;
output.Cn.wing      = outputTOR.Cn.wing;
output.Cl.wing      = outputTOR.Cl.wing;
output.CL_alpha.wing = outputDAT.CL_alpha.wing;
output.Cm_alpha.wing = outputDAT.Cm_alpha.wing;
output.CD_alpha.wing = outputTOR.CD_alpha.wing;
output.CD_beta.wing  = outputTOR.CD_beta.wing;
output.CY_beta.wing  = outputDAT.CY_beta.wing;
output.Cn_beta.wing  = outputDAT.Cn_beta.wing;
output.Cl_beta.wing  = outputDAT.Cl_beta.wing;
output.Cm_beta.wing  = outputTOR.Cm_beta.wing;
```

Figura 3.23 Ejemplo de líneas de comando del archivo “stability_derivatives”.



```
%%%%%%%%% DERIVADAS DINÁMICAS %%%%%%%%%%

%% Debidas al ala %%

output.CL_alpha_d.wing = outputDAT.CL_alpha_d.wing;
output.Cm_alpha_d.wing = outputDAT.Cm_alpha_d.wing;
output.CL_q.wing       = outputTOR.CL_q.wing;
output.Cm_q.wing       = outputTOR.Cm_q.wing;
output.CD_q.wing       = outputTOR.CD_q.wing;
output.Cl_p.wing       = outputTOR.Cl_p.wing;
output.CY_p.wing       = outputDAT.CY_p.wing;
output.Cn_p.wing       = outputTOR.Cn_p.wing;
output.CD_p.wing       = outputTOR.CD_p.wing;
output.Cn_r.wing       = outputTOR.Cn_r.wing;
output.CY_r.wing       = outputTOR.CY_r.wing;
output.Cl_r.wing       = outputTOR.Cl_r.wing;

%% Derivadas del avión completo %%

output.CL_alpha_d.total = outputDAT.CL_alpha_d.total;
output.Cm_alpha_d.total = outputDAT.Cm_alpha_d.total;
output.CL_q.total       = outputTOR.CL_q.total;
output.Cm_q.total       = outputTOR.Cm_q.total;
output.CD_q.total       = outputTOR.CD_q.total;
output.Cl_p.total       = outputTOR.Cl_p.total;
output.CY_p.total       = outputDAT.CY_p.total;
output.Cn_p.total       = outputTOR.Cn_p.total;
output.CD_p.total       = outputTOR.CD_p.total;
output.Cn_r.total       = outputTOR.Cn_r.total;
output.CY_r.total       = outputTOR.CY_r.total;
output.Cl_r.total       = outputTOR.Cl_r.total;

%%%%%%%%% SUPERFICIES DE CONTROL %%%%%%%%%%

if isfield(Name_surf, 'wing') && isfield(Aircraft, 'FLAP') && Name_control.flap == 1

%%%%%%%%% Ángulos de deflexión de flap %%%%%%%%%%
output.angles_flap.angles = Aircraft.FLAP.delta;

output.flap.CL_alpha      = outputTOR.flap.CL_alpha;
output.flap.Cm_alpha      = outputTOR.flap.Cm_alpha;
output.flap.CD_alpha      = outputTOR.flap.CD_alpha;
output.flap.CD_beta       = outputTOR.flap.CD_beta;
output.flap.CY_beta       = outputTOR.flap.CY_beta;
output.flap.Cn_beta       = outputTOR.flap.Cn_beta;
output.flap.Cl_beta       = outputTOR.flap.Cl_beta;
output.flap.Cm_beta       = outputTOR.flap.Cm_beta;
output.flap.CL            = outputTOR.flap.CL;
output.flap.CD            = outputTOR.flap.CD;
output.flap.Cm            = outputTOR.flap.Cm;
% Solo estas tres siguientes variables las puede proporcionar también Datcom %
output.flap.D_CL          = outputDAT.flap.D_CL;
output.flap.D_CD          = outputTOR.flap.D_CD;
output.flap.D_CM          = outputDAT.flap.D_CM;
output.flap.D_CL_max      = outputDAT.flap.D_CL_max;
output.flap.D_CD_min      = outputDAT.flap.D_CD_min;
output.flap.D_CDI         = outputDAT.flap.D_CDI;
else
```

Figura 3.24 Ejemplo de líneas de comando del archivo “stability_derivatives”.

3.6 Análisis de resultados para Boeing 747

En las siguientes tablas se comparan los resultados de los coeficientes de fuerzas y momentos y las derivadas de estabilidad más relevantes del Boeing 747 dados por Datcom y Tornado con unos resultados de referencia obtenidos de la referencia [4]. Se comentarán las diferencias entre los resultados y las posibles causas que dan lugar a esas diferencias. Es en esta parte en la que el usuario debe elegir con criterio el coeficiente o derivada que más se adecúe a su modelo en caso de que existan discrepancias.

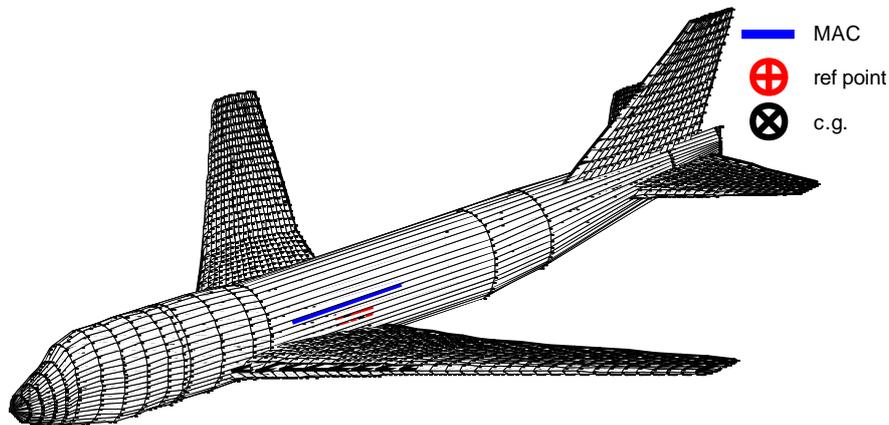


Figura 3.25 Geometría del Boeing 747.

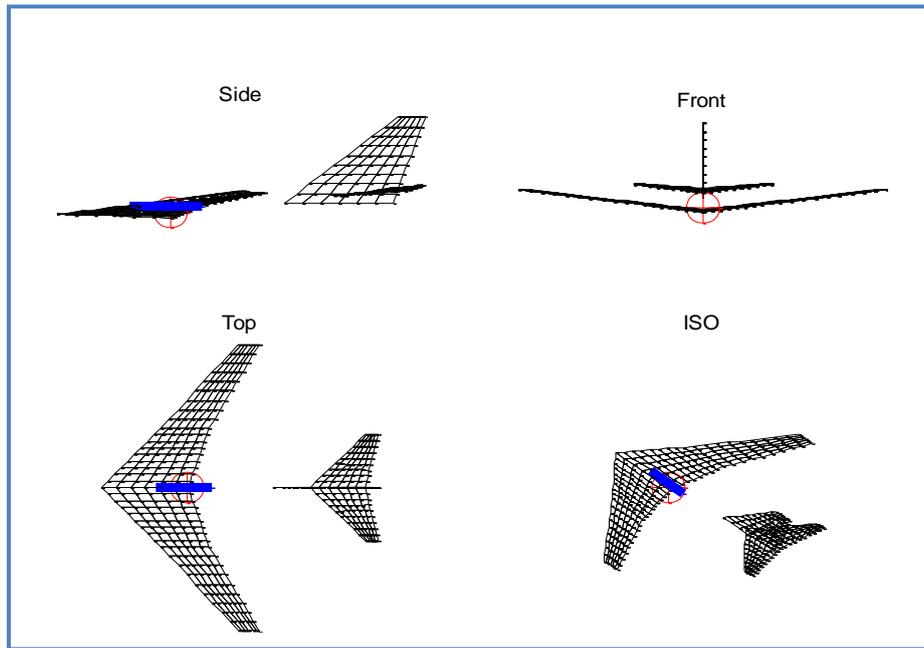


Figura 3.26 Geometría del Boeing 747 obtenida con Tornado y posición del cdg y la MAC.

Para obtener las conclusiones de los resultados se toman los siguientes datos.

Ángulo de ataque: 6.8 grados.

Mach de vuelo: 0.8

Altitud de vuelo: 12192 m (40000 pies).

Tabla de coeficientes de fuerzas y momentos

		Resultados Datcom	Resultados Tornado	Resultados reales
C_D	Avión completo	0.038	0.0359	0.0393
	Ala	0.03	0.0397	
	Ala-Fuselaje	0.036	-	
	HTP	0.003	-0.0039	
	VTP	0.001	0	
C_L	Avión completo	0.706	0.8504	0.68
	Ala	0.568	0.9017	
	Ala-Fuselaje	0.7070	-	



	HTP	0.044	-0.0513	
	VTP	0	0	
C_m	Avión completo	0.345	0.496	
	Ala	0.081	0.11	
	Ala-Fuselaje	0.35	-	
	HTP	-0.168	0.385	
	VTP	0	0	

Tabla 3.22 Coeficientes de fuerzas y momentos del Boeing 747.

Tornado devuelve un coeficiente de sustentación (C_L) algo mayor. Esto se debe a que Tornado analiza con mayor superficie aerodinámica al no existir el fuselaje.

Debido a la existencia del fuselaje se puede observar que en Datcom, el coeficiente de resistencia (C_D) también es algo mayor.

Es también la contribución del fuselaje la que hace que el coeficiente de momento de cabeceo (C_m) aumente. Sin embargo se observa que el C_m en Tornado es mayor que en Datcom. Esto se debe a la mayor contribución alar que hay en Tornado debido a que al no existir fuselaje, la superficie efectiva del ala que contribuye a la sustentación, es mayor que en Datcom, siendo por tanto mayor el momento de cabeceo debido a este efecto.

Tabla de derivadas de estabilidad estáticas

		Resultados Datcom	Resultados Tornado	Resultados reales
$C_{L\alpha}$	Avión completo	4.118	4.677	4.92
	Ala	2.531	3.9853	
	Ala-Fuselaje	3.575	-	
	HTP	0.6868	0.692	
	VTP	0	0	
$C_{m\alpha}$	Avión completo	-0.9625	-1.41	-1.023
	Ala	0.4899	0.984	



	Ala-Fuselaje	1.247	-	
	HTP	-2.621	-1.6168	
	VTP	0	0	
$C_{D\alpha}$	Avión completo	-	0.3578	0.2193
	Ala		0.3395	
	Ala-Fuselaje		-	
	HTP		0.0183	
	VTP		0	
$C_{Y\beta}$	Avión completo	-0.8694	-0.5774	-0.8771
	Ala	-0.0323	-0.046	
	Ala-Fuselaje	-0.1877	-	
	HTP	-0.042	0.03587	
	VTP	-0.639	-0.56	
$C_{n\beta}$	Avión completo	0.1013	0.1375	0.1946
	Ala	0.0134	0.0001	
	Ala-Fuselaje	-0.1727	-	
	HTP	0.00013	-0.0143	
	VTP	0.2735	0.1556	
$C_{l\beta}$	Avión completo	-0.2506	-0.14	-0.2797
	Ala	-0.2073	-0.1005	
	Ala-Fuselaje	-0.2012	-	
	HTP	-0.0093	0.0118	
	VTP	-0.04	-0.053	

Tabla 3.23 Derivadas de estabilidad estáticas del Boeing 747.



En el caso del $C_{m\alpha}$, es la contribución del fuselaje la que hace que Datcom devuelva un valor menor que Tornado y se aproxime mejor al valor de referencia.

Por el contrario se puede observar que en caso del CL_{α} , Tornado hace una mejor aproximación al valor de referencia.

Con respecto a la variable de estabilidad $C_{Y\beta}$, es la contribución del fuselaje la que hace que Datcom obtenga un valor más aproximado al de referencia. También Datcom obtiene una fuerza lateral debido al estabilizador vertical mayor que Tornado. Esto se debe a un mayor ángulo de sidewash en el cálculo con Datcom.

La aproximación de la derivada de estabilidad Cl_{β} por parte de Datcom es mejor que la de Tornado. Datcom aproxima mejor la contribución del ala a esta derivada de estabilidad que Tornado.

Tabla de derivadas de estabilidad dinámica

		Resultados Datcom	Resultados Tornado	Resultados reales
C_{Lq}	Avión completo	7.84	12.17	5.921
	Ala	0.6647	2.5218	
	Ala-Fuselaje	0.9741	-	
	HTP	5.689	9.2467	
	VTP	0	0	
C_{mq}	Avión completo	-26.79	-34.04	-23.92
	Ala	-2.492	-2.591	
	Ala-Fuselaje	-4.222	-	
	HTP	-11.23	-33.6	
	VTP	0	0	
C_{Dq}	Avión completo	-	0.0065	0
	Ala	-	-	
	Ala-Fuselaje	-	-	
	HTP	-	-	
	VTP	-	-	



C_{lp}	Avión completo	-0.3077	-0.4061	-0.323
	Ala	-0.288	-0.3965	
	Ala-Fuselaje	-0.288	-	
	HTP	-0.0048	-0.0275	
	VTP	0.0041	0.0137	
C_{Yp}	Avión completo	0.09	0.287	0
	Ala	0.0241	-0.1241	
	Ala-Fuselaje	0.0241	-	
	HTP	0	-0.023	
	VTP	0.0658	0.436	
C_{np}	Avión completo	-0.081	-0.024	-0.04073
	Ala	-0.052	-0.005	
	Ala-Fuselaje	-0.052	-	
	HTP	0	-0.0114	
	VTP	-0.0289	-0.001	
C_{nr}	Avión completo	-0.2526	-0.2448	-0.2737
	Ala	-0.0067	-0.0014	
	Ala-Fuselaje	-0.0067	-	
	HTP	0	0.0152	
	VTP	-0.2458	-0.2586	
C_{Yr}	Avión completo	-	0.45	0
	Ala	-	0.016	
	Ala-Fuselaje	-	-	
	HTP	-	-0.0213	
	VTP	-	0.455	



C_{lr}	Avión completo	-	0.1131	0.304
	Ala	-	0.0572	
	Ala-Fuselaje	-	-	
	HTP	-	-0.0096	
	VTP	-	0.0776	
<hr/>				
$C_{L\hat{\alpha}}$	Avión completo	-2.389	-	-5.896
<hr/>				
$C_{m\hat{\alpha}}$	Avión completo	-8.719	-	-6.314

Tabla 3.24 Derivadas de estabilidad dinámicas del Boeing 747.

El mayor valor obtenido por parte de Tornado de las derivadas de estabilidad CL_q y Cm_q , se debe a que en Tornado se tiene una superficie aerodinámica efectiva mayor, tanto en el ala como en el estabilizador horizontal, debido a que no existe fuselaje.

Derivadas de estabilidad como Cl_r , CY_r y CD_q son proporcionadas únicamente por Tornado. En el caso de la derivada Cl_r , Tornado obtiene un valor menor que el de referencia, debido a que no tiene en cuenta la interferencia que existe entre ala y fuselaje, que contribuye a aumentar el momento de balance para una velocidad de guiñada determinada.