

Trabajo Fin de Máster Máster en Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de una Herramienta de Cálculo de Derivadas de Estabilidad Basada en Digital Datcom

Autor: Ernesto Sánchez-Laulhé Cazorla

Tutor: Francisco Gavilán Jiménez

**Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de
Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Máster
Máster en Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de una Herramienta de Cálculo de Derivadas de Estabilidad Basada en Digital Datcom

Autor:

Ernesto Sánchez-Laulhé Cazorla

Tutor:

Francisco Gavilán Jiménez

Profesor Contratado Doctor

Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Trabajo Fin de Máster: Desarrollo de una Herramienta de Cálculo de Derivadas de Estabilidad Basada en Digital Datcom

Autor: Ernesto Sánchez-Laulhé Cazorla
Tutor: Francisco Gavilán Jiménez

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi tutor Francisco por darme la oportunidad de realizar este trabajo de fin de máster, así como por su apoyo y guía a lo largo del proceso, seguramente tanto el desarrollo de la herramienta como la estructura de este documento hubiera quedado considerablemente peor sin sus consejos.

Además, quisiera agradecer, por supuesto, a mi familia. A mis padres por todo el apoyo que me han dado a lo largo de los años para llegar hasta donde estoy, y por todo lo que me han enseñado. A mi hermana por ser el mejor modelo a seguir, y por todos sus consejos durante esta etapa universitaria. Sin ellos, no sería lo que soy hoy.

Por último, me gustaría terminar agradeciendo a todos los amigos que he hecho durante toda mi vida universitaria, por todo lo que he aprendido de ellos, por lo que me han apoyado y, simplemente, por estar ahí.

Resumen

Durante la fase de diseño preliminar de una aeronave, la estabilidad y el control resultan características básicas. Sin embargo, el cálculo exacto de todos los parámetros que rigen la respuesta del sistema ante perturbaciones no es sencillo, y no resulta adecuado realizarlo antes de que el proyecto esté completamente definido, teniendo en cuenta el tiempo y el coste computacional que conlleva. El objetivo de este trabajo es crear una herramienta capaz de proporcionar estimaciones de estos parámetros de forma rápida y económica, garantizando a su vez una interfaz sencilla y adaptable a las necesidades del usuario.

La herramienta creada se nombra como Intérprete de Datcom, ya que está basada en el programa *Digital Datcom*, que implementa de manera automatizada métodos semiempíricos para la obtención de los parámetros en los que se está interesado, pero desarrollando una interfaz más manejable en un entorno de programación sencillo como es *MATLAB*. Se integran también en la herramienta los resultados del programa de análisis subsónico de perfiles *XFOIL*. Además, se añaden cálculos adicionales que complementan los resultados obtenidos por el programa.

Abstract

In aircrafts preliminary design, stability and control are basic subjects. However, exact calculation of the parameters which govern the answer of the system to perturbations is not simple, and it is not appropriate to do it before the project is fully developed, considering time and computational cost. The aim of this work is to develop a tool able of providing estimations of these parameters in a fast and economical way, guaranteeing also a simple interface, adaptable to the user's needs.

The developed tool is named "Intérprete de Datcom", cause it is based on the program *Digital Datcom*, which automatically implements semi-empirical methods for obtaining the parameters in which we are interested, but developing also a interface easier to use, in a simple programming environmente as *MATLAB*. Results of the subsonic airfoil development system *XFOIL* ara also built into this tool. Besides, additional computations are included to supplement the results obtained by the program.

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
1 Introducción	1
2 Digital Datcom	5
2.1 Archivo de entrada	6
2.2 Archivo de salida	13
3 XFOIL	21
4 Descripción general del Intérprete de Datcom	25
5 Preprocesado de los datos	31
6 Postprocesado de los resultados	37
7 Funciones adicionales	47
7.1 Trimado automático	47
7.2 Límites del centro de gravedad	49
7.3 Obtención de los modos del sistema	50
8 Casos prácticos	53
8.1 Análisis de estabilidad durante el diseño preliminar de una aeronave	54
8.1.1 Diseño de las superficies estabilizadoras	54
Diseño del estabilizador horizontal	54
Diseño del estabilizador vertical	54
8.1.2 Equilibrado del avión en distintas condiciones de vuelo	55
Trimado del avión en crucero de referencia	55
Trimado del avión a nivel del mar	56
Trimado del avión con sustentación nula del HTP	56
8.1.3 Superficies de control	56
Timón de profundidad	56
Alerones	57
8.1.4 Derivadas de estabilidad	58
Derivadas de estabilidad longitudinal	58
Derivadas de estabilidad lateral-direccional	59

8.2	Límites de posición del centro de gravedad	60
8.3	Efectos de características geométricas sobre la estabilidad dinámica	62
9	Conclusiones	71
Anexos A	Descripción de salidas	73
A.1	Definición de variables del bloque "BD"	73
A.2	Definición de variables de los bloques "C" y "CHT"	75
A.3	Definición de variables de los bloques "D", "DHT", "DVF" y "DVT"	76
A.4	Definición de variables del bloques "FACT"	77
A.5	Definición de variables de los bloques "HB" y "WB"	77
A.6	Definición de variables del bloque "SECD"	78
A.7	Definición de variables de los bloques "STB" y "STBH"	78
A.8	Definición de variables del bloques "WBT"	80
	<i>Índice de Figuras</i>	81
	<i>Índice de Tablas</i>	83
	<i>Índice de Códigos</i>	85
	<i>Bibliografía</i>	87

1 Introducción

El propósito de este trabajo es la creación de una herramienta útil, rápida y manejable para el estudio preliminar de las características que rigen la estabilidad, tanto estática como dinámica, y el control de una aeronave en vuelo. Estas características son necesarias principalmente a la hora de realizar el diseño preliminar de una aeronave, con el objetivo de dimensionar superficies estabilizadoras y de control que garanticen el vuelo seguro de la aeronave.

Para el diseño preliminar de un avión, no tiene sentido hacer uso de herramientas de cálculo complejo, debido al coste que conllevan tanto temporal como computacional. Con el objetivo de facilitar las estimaciones de características de estabilidad y control, la Fuerza Aérea de los Estados Unidos desarrolló en la década de los 60 *the USAF Stability and Control Datcom*. Este documento consiste en una recopilación de métodos ya existentes, junto con el desarrollo de algunos adicionales, que proporcionan estimaciones bastante acertadas de datos aerodinámicos y su efecto sobre la estabilidad. Estos métodos se basan en aproximaciones semi-empíricas, graficas de ajustes de datos, etc

A pesar de que tener este compendio de métodos resulta un avance, puesto que se unifican criterios para obtener estimaciones de las características de estabilidad, utilizar estos cálculos conllevaba un trabajo considerable, puesto que se trataba de largas operaciones para estimar cada parámetro, lo que se traducía en un tiempo de cálculo excesivo. Para hacer frente a este problema, la *USAF*, con la colaboración de la *McDonnell Douglas Corporation*, desarrolló en 1978 el programa *Digital Datcom* que automatiza todos los métodos de cálculo incluidos en [2].

Todos los métodos implementados en *Digital Datcom* siguen vigentes en la actualidad. Por tanto, este programa ofrece estimaciones de los parámetros que se buscan de una forma rápida y económica. En su origen, la interacción con el programa se realizaba por medio de tarjetas perforadas. Hoy en día, la introducción de datos se realiza a través de un archivo de entrada. Sin embargo, la forma de escribir este archivo es bastante rígida debido precisamente a los métodos por los que se introducían los datos inicialmente. El programa está escrito en FORTRAN IV y ha tenido pocas modificaciones desde su origen.

Digital Datcom tiene por tanto el inconveniente de que la interacción es bastante rígida y compleja. Tanto la introducción como la lectura de datos se han realizado hasta la actualidad de forma manual, ya que los archivos no están pensados para su automatización. Un ejemplo de esto se da en que los resultados en el archivo de salida no siempre se presentan todos, ni en el mismo orden. A pesar de ello, su utilidad está fuera de toda duda. Por estas razones, la herramienta a desarrollar en este trabajo tendrá como característica principal la capacidad de interactuar con el programa para valerse de sus métodos implementados, ahorrándole al usuario el problema de lidiar con las formas rígidas y complejas de acceder a *Digital Datcom* de forma manual.

Una de las características útiles incluidas en *Digital Datcom* es la posibilidad de introducir datos aerodinámicos obtenidos mediante otros métodos, ya sean experimentales o analíticos. Sin embargo, la interfaz actual no permite implementar una automatización del uso de programas de

cálculo aerodinámico para la introducción de estos datos. En este aspecto, resulta de bastante interés considerar el programa de análisis subsónico de perfiles *XFOIL*, ya que se trata de un programa bastante rápido que, a través del método de paneles, proporciona resultados bastante buenos de la aerodinámica de perfiles. *XFOIL* es, además, el programa más usado en el ámbito aeronáutico para la obtención de datos de perfiles

Por tanto, el objetivo principal es generar una interfaz más manejable, con la capacidad para, a partir de la introducción de los datos geométricos y con la posibilidad de obtener datos aerodinámicos adicionales mediante *XFOIL* proporcionar los resultados de los métodos implementados en *Digital Datcom* y, a su vez, ampliarlos en la medida de lo posible. Esta interfaz deberá automatizar tanto la entrada de los datos de la aeronave como la lectura de los resultados, proporcionándolos en un entorno tal que se pueda trabajar con ellos. La herramienta resultante, desarrollada en el entorno de programación de *MATLAB*, se ha nombrado como Intérprete de *Datcom*.

La elección de *MATLAB* como entorno de programación se basa en distintas razones. En primer lugar, se trata de un software muy utilizado en el ámbito académico, universidades y centros de investigación y desarrollo. Además, se trata de una herramienta desarrollada para ingenieros y científicos, fácil de utilizar, y con multitud de funciones incorporadas que hacen más sencillo operar en ella.

La interfaz creada para generar el archivo de entrada a *Datcom* es bastante novedosa, permitiendo un control total del programa desde un entorno más agradable para ingenieros y científicos como es *MATLAB*. De esta forma, se consigue también eliminar los errores propios de la escritura del archivo. Estos errores son bastante comunes debido a que, como se ha expuesto previamente, *Datcom* es muy rígido a la hora de la introducción de los datos. La capacidad de integrar resultados de *XFOIL* permite además mejorar la precisión de los datos obtenidos significativamente, especialmente cuando se trata con perfiles menos convencionales. Como se ha explicado previamente, los cálculos de *Datcom* se basan en datos recogidos de la experiencia, a través de otros perfiles ya desarrollados anteriormente, mientras que los cálculos de *XFOIL* consisten en resolver el problema del flujo alrededor del perfil por medio del método de paneles, de manera que sus resultados no dependen de lo similar que sea el perfil a los otros tratados anteriormente.

En cuanto a la lectura de los datos, el archivo de salida de *Datcom* presenta varios problemas. En primer lugar, los resultados que aparecen en el archivo no siempre son los mismos. Además, su orden también puede variar, todo ello dependiendo de los datos introducidos. Tratar todos los casos de posibles salidas en función de las entradas resulta poco rentable. Las interfaces generadas hasta el momento para la lectura del archivo de salida generado por *Datcom* hasta el momento se han encontrado con este problema. De hecho, dentro del *Mathworks Aerospace Toolbox* propio *MATLAB* se incluye una función para la lectura de archivos de salida de *Datcom*, pero la función produce bastantes errores fuera de las configuraciones más típicas debido a este problema.

Un segundo problema encontrado es la precisión de los resultados presentados en el archivo, que en algunos casos pueden tener entre 1 y 3 cifras significativas. Esto puede conducir a que cambios en la introducción de datos no tengan efectos aparentes en los resultados.

Estos problemas se solucionan en esta herramienta a partir de un enfoque distinto: en vez de leer los datos presentados por el programa, se va a proceder a la extracción de estos datos directamente de la memoria interna de *Datcom*. Esto soluciona los problemas anteriores, ya que la precisión de los datos en la memoria es mucho mayor, y, al extraerlos, se obtienen todos los datos del caso, de manera que no hay que entrar en consideraciones previas de que resultados se van a obtener, sino que se importarán todos los datos presentes.

Se observa que obtener los datos de la memoria interna del programa proporciona mejoras considerables. En la práctica de la interacción manual con el programa, no es rentable acceder a la memoria interna debido a que la interpretación de estos datos se traduce en un trabajo considerable de estudio de a que variable corresponde cada valor obtenido, realizable a partir del manual de *Datcom* [4]. La memoria interna del programa contiene hasta 74 bloques de datos que pueden

contener cada uno hasta 400 valores. En esta herramienta, se ha procedido a una automatización de la asignación de cada valor encontrado en la memoria interna con la variable a la que corresponde a través de la documentación asociada al programa, de manera que se ahorre este trabajo al usuario y se proporcionen los datos con una mayor precisión. Además, esto permite también la opción de extraer parámetros intermedios, no presentados en el archivo de salida, y que pueden resultar de interés para cálculos de estabilidad, como, por ejemplo, la posición de la cuerda media aerodinámica.

Las ventajas que proporciona la herramienta por tanto son evidentes: Mejora la interfaz para el control de la ejecución de *Datcom*, posibilitando además la introducción de datos procedentes de otros métodos de cálculo; simplifica la lectura de los resultados, aumentando de paso su precisión; y permite usar estas estimaciones en un entorno como *MATLAB*, que posibilita trabajar con el programa de forma directa, iterando automáticamente su ejecución para obtener más resultados.

En el sentido de esta última ventaja se han generado también funciones adicionales que permiten la obtención de determinados parámetros y cualidades a partir de la interacción con *Datcom*.

Los casos prácticos presentados en el trabajo tienen una triple función ilustrativa:

- En primer lugar, la de presentar como se trabaja con la herramienta para llevar a cabo ciertos cálculos reduciendo el trabajo que debe realizar el usuario.
- Además, la de proporcionar resultados que es posible sacar a partir de la herramienta de forma más real, en comparación con las aproximaciones teóricas que se suelen utilizar.
- Por último, la de presentar resultados que no se suelen obtener debido a la complejidad de su cálculo, como pueden ser los estudios paramétricos de la respuesta ante perturbaciones de la aeronave en función de características geométricas.

La estructuración del trabajo se ha organizado en este documento de la siguiente forma:

- Los dos primeros capítulos tratan los programas externos utilizados por el Intérprete de *Datcom*. El Capítulo 2 trata sobre el programa *Digital Datcom*, explicando cómo se interactúa con él, tanto en la introducción de los datos como en el análisis de los resultados. El Capítulo 3 sigue una estructura idéntica respecto al programa de análisis subsónico de perfiles *XFOIL*.
- A continuación siguen cuatro capítulos en los que se realiza una descripción del Intérprete de *Datcom*. El Capítulo 4 lleva a cabo esta descripción de una forma más general, enfocándose en la perspectiva del usuario. Aquí se explica el funcionamiento de la herramienta, como se introducen los datos, como se presentan los resultados y que cálculos adicionales se pueden realizar.

Posteriormente, el Capítulo 5 explica más en detalle el código que controla el preprocesado de los datos de entrada, desde su lectura hasta el control la ejecución del programa *Digital Datcom*. De manera análoga, el Capítulo 6 lleva a cabo la descripción del código que controla la lectura de los resultados y el proceso para presentarlos de forma más adecuada. Por último, el Capítulo 7 describe como se han implementado los cálculos adicionales, complementarios con los resultados obtenidos por el programa.

Estos tres capítulos están dirigidos a una comprensión en detalle del código desarrollado, de manera que el lector pueda interpretarlo y, en caso de que lo considere necesario, realizar modificaciones sobre él.

- A continuación, en el Capítulo 8, se llevan a cabo diversos ejercicios prácticos con la herramienta desarrollada, con el objetivo de demostrar su utilidad, y en los que se busca recalcar las ventajas proporcionadas por el Intérprete de *Datcom*.
- Por último, en el Capítulo 9 se han realizado las observaciones finales sobre el trabajo.

La estructura del trabajo está presentada de forma que el lector interesado únicamente en una visión más general de la herramienta desarrollada tenga suficiente con leer los tres primeros capítulos. El Capítulo 4 está orientado además a explicar al usuario cómo interactuar con el Intérprete de Datcom, es decir, cómo introducir los datos y cómo se presentan los resultados. Posteriormente, los tres capítulos siguientes están orientados hacia una explicación más profunda de la implementación de la herramienta en cuanto al código desarrollado, para aquel lector que esté interesado en la programación de la herramienta. Finalmente, se incluye un capítulo para que se puedan observar algunas de las distintas utilidades del programa.

2 Digital Datcom

En la década de los 60, la USAF recopiló una serie de métodos para estimar derivadas de estabilidad a partir de parámetros geométricos sencillos del avión. Muchos de estos métodos ya existían previamente, y lo que se realizó fue unificarlos en un solo documento. La McDonnell Douglas Corporation junto con los ingenieros del laboratorio de dinámica de vuelo de la base de la fuerza aérea Wright-Patterson realizaron el documento definitivo entre 1975 y 1977. [2]

Los métodos existentes en *Datcom* se basan fundamentalmente en ajustes empíricos de datos obtenidos en ensayos en túnel de viento y, en general, proporcionan resultados aceptables, que pueden servir para una primera estimación de las derivadas de estabilidad de aviones con geometrías convencionales [3]. El documento [2] está dividido en 9 secciones:

- Guía de *Datcom* y resumen de métodos.
- Información general.
- Efectos de datos externos.
- Características frente al ángulo de ataque.
- Características respecto del resbalamiento.
- Características de dispositivos de control e hipersustentadores.
- Derivadas dinámicas.
- Masa e inercia.
- Características de aviones VTOL-STOL.

Gran parte de los métodos de cálculo se basan en gráficas de ajuste de datos. Esto hacía que, a pesar de la utilidad de estos métodos, el trabajo de realizar los cálculos de forma manual fuese muy tedioso. Es por ello, que las Fuerzas Aéreas de Estados Unidos desarrollaron *Digital Datcom*, una herramienta computacional capaz de implementar los métodos definidos en *Datcom* permitiendo un cálculo mucho más rápido de estos parámetros.

The USAF Stability and Control Digital Datcom es una herramienta informática que permite una rápida estimación de los parámetros de estabilidad y control de una aeronave a través de los métodos reunidos en *Datcom*. El programa está escrito en lenguaje FORTRAN IV. Ha sido actualizado a lo largo de los años pero el núcleo del programa se ha mantenido intacto. Comparado con los métodos modernos de CFD, el programa puede parecer un poco anticuado. Sin embargo, tal como se ha explicado, constituye una herramienta realmente útil para el diseño preliminar por su rapidez y la simplicidad de los datos necesarios.

En este apartado se va a explicar el funcionamiento del programa *Digital Datcom*, que sirve como base para el software de cálculo de derivadas de estabilidad presentado en este trabajo. Para ello se describe como se introducen los datos de entrada y como analizar los archivos de salida.

El funcionamiento de *Datcom* es bastante sencillo. En primer lugar, se escribe un archivo de entrada en el que se definen las características del avión, las condiciones de vuelo y los casos de estudio. Este archivo se ejecuta mediante el programa, el cual, a partir de cálculos sencillos, tablas y ecuaciones empíricas, obtiene los parámetros que determinan la estabilidad del avión. La salida del programa la componen distintos archivos. Entre ellos un archivo *.out* en el cual se presentan los resultados numéricos.

Esta forma de escribir los datos de entrada y de leer los datos de salida no es la que se usaba originalmente en *Datcom*, sino que corresponde a una actualización que permitió, mediante unos módulos de preprocesado y postprocesado facilitar ligeramente la introducción y lectura de datos de la aplicación.

Sin embargo, estas interfaces para interactuar con el programa han quedado algo obsoletas, debido a diversas razones

- Las dificultades que implica seguir las normas de un lenguaje de programación exclusivo de esta aplicación.
- La necesidad de leer un archivo de texto para encontrar los resultados. Además, en este archivo no se encuentran siempre los mismos resultados, ni en el mismo lugar. Este ha sido el principal problema de las interfaces para la lectura del archivo de salida, ya que este está pensado para ser leído e interpretado por un humano, y no para la automatización de su lectura mediante un ordenador, ya que las opciones de salida son bastante variadas.
- Los resultados pueden carecer de cifras significativas suficientes para obtener una precisión adecuada. Este problema se puede resolver extrayendo los datos de la memoria interna del programa, pero implica una carga de trabajo mayor.
- Además, trabajar con los resultados obtenidos para obtener características de estabilidad del avión estudiado, conlleva un trabajo laborioso de transcripción desde el archivo de salida al entorno en el que se quiera trabajar. Esto puede suponer un inconveniente importante especialmente cuando se quiera realizar un proceso iterativo cambiando características geométricas de diseño, que precise transcribir repetidamente los resultados de un entorno a otro.

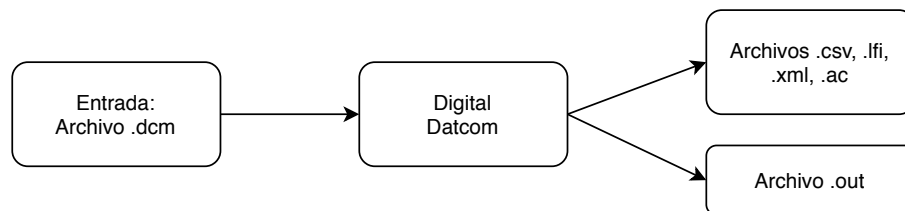


Figura 2.1 Esquema del funcionamiento de Digital Datcom.

2.1 Archivo de entrada

Para definir los datos del avión del cual se quieren obtener sus derivadas de estabilidad, *Datcom* tiene un lenguaje de programación propio. La ejecución del programa se realiza a partir de un archivo con formato *.dcm* con este lenguaje de programación.

Este archivo tiene una estructura por módulos. Dentro de cada módulo *Datcom* tiene una serie de variables de entrada definidas en el manual. Estas variables pueden ser de tipo vectorial, escalar o lógica. Estos tres tipos de variable tienen diferentes formatos de escritura asociados.

Lo primero que debe escribirse son los comandos de configuración del programa, que permiten fijar que resultados de salida se desean, las unidades a usar, etc. A continuación, se declaran las

distintas estructuras de datos que contienen información sobre la condición de vuelo, magnitudes de referencia a usar y geometría del avión. Estas estructuras se pueden escribir en cualquier orden, y sólo son obligatorias las relativas a la condición de vuelo y a la configuración geométrica del avión. Por último, se declaran los perfiles aerodinámicos de las distintas superficies aerodinámicas usadas. [3]

Para escribir los datos de entrada hay que tener en cuenta algunas reglas del formato que, en caso de no seguirlas al pie de la letra se producirán errores en la lectura de datos que llevan a que *Datcom* no se ejecute correctamente:

- Se distingue entre mayúsculas y minúsculas.
- Cualquier línea que comience con el carácter * se considerará un comentario y no será tenido en cuenta en el análisis.
- Existe un número máximo de caracteres por línea.
- Todos los datos numéricos tienen que tener el punto decimal.
- Para definir una variable lógica se debe utilizar el formato `.TRUE.` o `.FALSE.`
- El formato de un vector es el siguiente:

$$\text{VECTOR}(1) = \text{COMPONENTE}_1, \text{COMPONENTE}_2, \dots$$

El número de componentes se detalla en otra variable distinta.

- Las estructuras de datos deben empezar y acabar con el símbolo \$.
- Las estructuras de datos deben empezar a escribirse en la segunda columna, mientras que los comandos de control pueden empezar en la primera.

Los módulos de entrada se dividen en cuatro grupos:

- *Grupo I:* Define las condiciones de vuelo y las dimensiones de referencia. Comprende dos estructuras:
 - *FLTCON:* Condiciones de vuelo.
 - *OPTINS:* Dimensiones de referencia.

Código 2.1 Estructura FLTCON.

```
* Ejemplo de estructura FLTCON:
$FLTCON NMACH=1.0, MACH(1)=0.6, NALPHA=10.0, ALSCHD(1)=-4.0,-2.0,
0.0,2.0,4.0,6.0,8.0,10.0,12.0,14.0, NALT=1.0,ALT(1)=5000.0,
WT=13395.0, LOOP=1.$
* Nótese que cuando se escribe una estructura, es necesario dejar
* al menos un espacio antes de empezar a escribir en cada línea
```

Se puede encontrar más información sobre las variables que se pueden introducir en estos bloques en [4], págs. 25-30. En la Figura 2.2 se muestran a modo de ejemplo las variables a introducir en la estructura FLTCON.

- *Grupo II:* Especifican la geometría básica de una configuración convencional, fuselaje, ala y cola. Contiene las siguientes estructuras:
 - *SYNTHS:* Parámetros básicos de configuración.
 - *BODY:* Fuselaje.
 - *WGPLNF:* Plataforma alar.

VARIABLE NAME	ARRAY DIMENSION	DEFINITION	UNITS
NMACH	-	NUMBER OF MACH NUMBERS OR VELOCITIES TO BE RUN, MAXIMUM OF 20	-
MACH	20	VALUES OF FREESTREAM MACH NUMBER	-
VINF	20	VALUES OF FREESTREAM SPEED	f/t
NALPHA	-	NUMBER OF ANGLES OF ATTACK TO BE RUN, MAXIMUM OF 20	-
ALSCHD	20	VALUES OF ANGLES OF ATTACK, TABULATED IN ASCENDING ORDER	DEG
RNNUB ² △	20	REYNOLDS NUMBER PER UNIT LENGTH, $\rho V/\mu$	1/l ³ △
NALT ⁶ △	-	NUMBER OF ATMOSPHERIC CONDITIONS TO BE RUN, MAXIMUM OF 20	-
ALT ⁶ △	20	VALUES OF GEOMETRIC ALTITUDES	f
PINF ¹ △ ⁶ △	20	VALUES OF FREESTREAM STATIC PRESSURE	F/A
TINF ⁶ △	20	VALUES OF FREESTREAM TEMPERATURE	DEG
HYPERS	-	= .TRUE. HYPERSONIC ANALYSIS AT ALL MACH NUMBERS > 1.4	-
STMACH	-	UPPER LIMIT OF MACH NUMBERS FOR SUBSONIC ANALYSIS (0.6 ≤ STMACH ≤ 0.99). DEFAULT TO 0.6 IF NOT INPUT	-
TSMACH	-	LOWER LIMIT OF MACH NUMBERS FOR SUPERSONIC ANALYSIS (1.01 ≤ TSMACH ≤ 1.4). DEFAULT TO 1.4 IF NOT INPUT	-
TR	-	DRAG DUE TO LIFT TRANSITION FLAG, FOR REGRESSION ANALYSIS OF WING - BODY CONFIGURATIONS = 0.0 FOR NO TRANSITION, DEFAULT = 1.0 FOR TRANSITION STRIPS OR FULL SCALE FLIGHT.	-
WT	-	VEHICLE WEIGHT	F
GAMMA	-	FLIGHT PATH ANGLE	DEG
LOOP ¹ △	-	PROGRAM LOOPING CONTROL = 1 VARY ALTITUDE AND MACH TOGETHER, DEFAULT = 2 VARY MACH, AT FIXED ALTITUDE = 3 VARY ALTITUDE, AT FIXED MACH	-

Figura 2.2 Variables de la estructura FLTCON [4].

- *HTPLNF*: Estabilizador horizontal.
- *VTPLNF*: Estabilizador vertical.
- *VFPLNF*: Aleta ventral.
- *WGSCHR*: Perfil del ala. En esta estructura es posible introducir tanto la geometría del perfil como los datos aerodinámicos conocidos sobre él. Esto permite confiar la obtención de parámetros aerodinámicos a otros métodos fuera del entorno de *Datcom*, mediante la resolución del problema del flujo alrededor del perfil, lo cual puede suponer una mejora significativa en la precisión de los resultados obtenidos.
- *HTSCHR*: Perfil del estabilizador horizontal.
- *VTSCHR*: Perfil del estabilizador vertical.
- *VFSCHR*: Perfil de la aleta ventral.
- *EXPR*: Datos experimentales.

En [4], págs. 31-46 se puede encontrar más información acerca de las variables que se deben introducir en cada bloque. En la Figura 2.3 se muestran a modo de ejemplo cuales serían las variables a introducir en las estructuras *WGPLNF*, *HTPLNF*, *VTPLNF* y *VFPLNF*.

* INDICATES EXPOSED PARAMETER
 △ INPUTS NOT REQUIRED FOR STRAIGHT TAPERED PLANFORM
 △ ONLY REQUIRED FOR SUPERSONIC AND HYPERSONIC SPEED REGIMES. ONE VALUE REQUIRED FOR EACH MACH NO. VALUES MUST CORRESPOND TO MACH ARRAY. IF NOT INPUT, PROGRAM WILL ATTEMPT TO CALCULATE.

INPUT DATA FOR			ENGINEERING SYMBOL	VARIABLE NAME	ARRAY DIMENSION	DEFINITION	UNITS
WGPLNF	HTPLNF	VTPLNF VFPLNF					
●	●	●	c_t	CHRDTP	-	TIP CHORD	l
●	●	●	$b^*_o/2$	△ SSPN ϕ P	-	SEMI-SPAN OUTBOARD PANEL	l
●	●	●	$b^*/2$	SSPNE	-	SEMI-SPAN EXPOSED PANEL	l
●	●	●	$b/2$	SSPN	-	SEMI-SPAN THEORETICAL PANEL FROM THEORETICAL ROOT CHORD	l
●	●	●	c_b	△ CHRDBP	-	CHORD AT BREAKPOINT	l
●	●	●	c_r	CHRDOR	-	ROOT CHORD	l
●	●	●	$(\Lambda_{in})_i$	SAVSI	-	INBOARD PANEL SWEEP ANGLE	DEG
●	●	●	$(\Lambda_{out})_o$	△ SAVS ϕ	-	OUTBOARD PANEL SWEEP ANGLE	DEG
●	●	●	x/c	CHSTAT	-	REFERENCE CHORD STATION FOR INBOARD AND OUTBOARD PANEL SWEEP ANGLES, FRACTION OF CHORD	-
●	●		Θ	TWISTA	-	TWIST ANGLE, NEGATIVE LEADING EDGE ROTATED DOWN (FROM EXPOSED ROOT TO TIP)	DEG
●	●		$(b/2)_o$	△ SSPND	-	SEMI-SPAN OF OUTBOARD PANEL WITH DIHEDRAL	l
●	●		Γ_i	DHDADI	-	DIHEDRAL ANGLE OF INBOARD PANEL (IF $\Gamma_i = c_o$ ONLY INPUT)	DEG
●	●		Γ_o	DHDAD ϕ	-	DIHEDRAL ANGLE OF OUTBOARD PANEL	DEG
●	●	●		TYPE	-	= 1.0 STRAIGHT TAPERED PLANFORM = 2.0 DOUBLE DELTA PLANFORM (ASPECT RATIO ≤ 3) = 3.0 CRANKED PLANFORM (ASPECT RATIO > 3)	-
	●		$S_{H(B)}$	△ SHB	20	PORTION OF FUSELAGE SIDE AREA THAT LIES BETWEEN MACH LINES ORIGINATING FROM LEADING AND TRAILING EDGES OF HORIZONTAL TAIL EXPOSED ROOT CHORD	A
	●		S_{EXT}	△ SEXT	20	PORTION OF EXTENDED FUSELAGE SIDE AREA THAT LIES BETWEEN MACH LINES ORIGINATING FROM LEADING AND TRAILING EDGES OF HORIZONTAL TAIL EXPOSED ROOT CHORD	A
	●		l_P	△ RLPH	20	$S_{EXT} = S_{H(B)} + 2\Delta S$ LONGITUDINAL DISTANCE BETWEEN CG AND CENTROID OF $S_{H(B)}$, POSITIVE AFT OF CG	l
		●	$S_V(WB)$	△ SVWB	20	PORTION OF EXPOSED VERTICAL PANEL AREA THAT LIES BETWEEN MACH LINES EMANATING FROM LEADING AND TRAILING EDGES OF WING EXPOSED ROOT CHORD	A
		●	$S_V(B)$	△ SVB	20	AREA OF EXPOSED VERTICAL PANEL NOT INFLUENCED BY WING OR HORIZONTAL TAIL	A
		●	$S_V(HB)$	△ SVHB	20	PORTION OF EXPOSED VERTICAL PANEL AREA THAT LIES BETWEEN MACH LINES EMANATING FROM LEADING AND TRAILING EDGES OF HORIZONTAL TAIL EXPOSED ROOT CHORD	A

Figura 2.3 Variables de las estructuras WGPLNF, HTPLNF, VTPLNF y VFPLNF [4].

- *Grupo III:* Especifican cualquier configuración adicional, tales como motores, flaps, control tabs, efecto suelo o estabilizador vertical doble. También se define aquí cualquier configuración especial que no puede ser descrita con las entradas del grupo II. Contiene las siguientes estructuras:
 - *PROPWR:* Parámetros de propulsión por hélice.
 - *JETPWR:* Parámetros de propulsión por turboreactor.
 - *GRNDEF:* Efecto suelo.
 - *TVTPAN:* Estabilizador vertical doble.
 - *SYMFLP:* Flaps simétricos.
 - *ASYFLP:* Flaps asimétricos.
 - *LARWB:* Ala de bajo *aspect ratio*.
 - *TRNJET:* Control por chorro transversal.
 - *HYPEFF:* Control de flaps a velocidad hipersónica.
 - *CONTAB:* Control tabs.

Al igual que en los casos anteriores, se puede consultar [4], págs. 47-72 para ver que variables se deben definir en cada bloque.

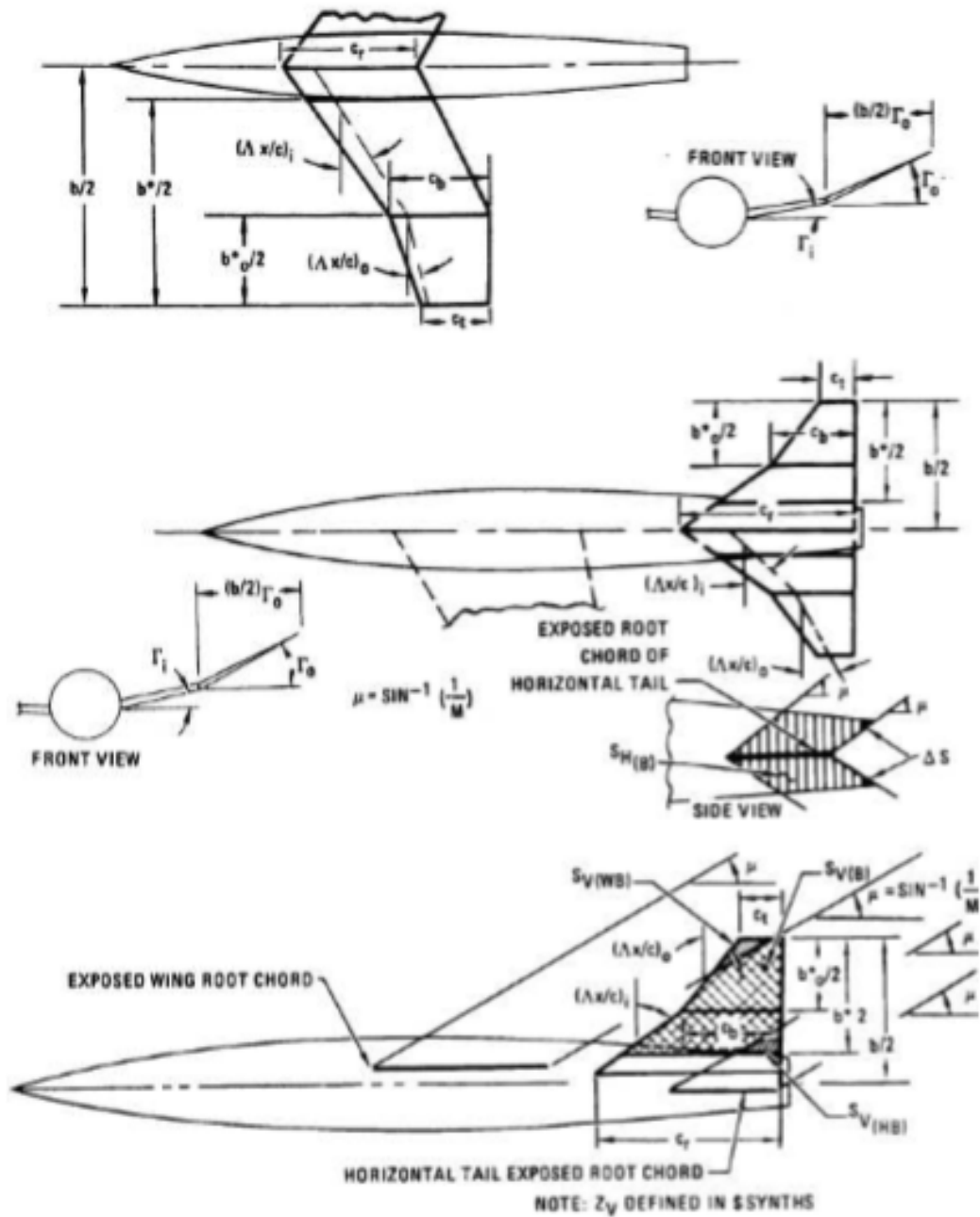


Figura 2.4 Definición de los parámetros geométricos de las estructuras WGPLNF, HTPLNF y VTPLNF [4].

- *Grupo IV:* controlan la ejecución del caso o casos de estudio, y permiten elegir algunas opciones especiales u obtener salidas extra. En este grupo no se utilizan módulos de datos sino que se escriben órdenes singulares (tarjetas de control).

Código 2.2 Comandos de configuración.

* Ejemplos de comandos de configuración


```

DIM M
DERIV RAD
DAMP
TRIM
PART
BUILD
DUMP CASE

```

* Nótese que cuando se escriben comandos de configuración, no hay
* que dejar espacios en blanco antes de comenzar la línea

- *NAMELIST*: Devuelve el contenido de un módulo que se ha utilizado para el cálculo.
- *SAVE*: Para varios casos, guarda los datos de un caso a otro.
- *NEXT CASE*: Se utiliza para que el programa termine de leer entradas en ese punto y comience la ejecución del caso.
- *DIM*: Define las dimensiones utilizadas (pies, pulgadas, metros o centímetros).
- *DERIV*: Define las unidades angulares utilizadas
- *TRIM*: Para realizar el trimado del avión, ya sea con estabilizador horizontal móvil o con superficies de control.
- *DAMP*: Para obtener resultados de derivadas dinámicas, además de las estáticas.
- *NACA*: Define perfiles NACA para las superficies aerodinámicas. El formato para definir estos perfiles es el siguiente:

NACA-x-y-zzzzzzzz

donde:

- * x: Superficie aerodinámica a la que se aplica el perfil (W ala, H estabilizador horizontal o V estabilizador vertical).
- * y: Tipo de perfil (1 serie 1, 4 serie 4, 5 serie 5 o 6 serie 6).
- * zzzzzzzz: Designación del perfil (formato libre, los espacios en blanco son ignorados)

Código 2.3 Definición de un perfil NACA.

```

* Ejemplo de definición de un perfil
NACA-H-4-0012
* Nótese que cuando se define un perfil no hay que dejar
* ningún espacio antes de comenzar la línea.

```

- *CASEID*: Permite dar un nombre identificativo a cada caso de estudio.
- *DUMP*: Esta orden sirve para mostrar datos de la memoria interna de *Datcom* en el archivo de salida. Todos los parámetros utilizados para los cálculos propios del programa se agrupan en la memoria interna por vectores, cada uno de ellos correspondiente a un módulo de cálculo del programa. Con esta orden se puede obtener cualquier vector de datos de la memoria interna, ya sea un vector de valores de entrada, de parámetros de cálculo intermedios o de valores de salida. Si se escriben los nombres de determinados vectores, la salida incluye estos vectores específicos. En el caso de que se quiera obtener todos, se escribe *DUMP CASE*, mientras que *DUMP INPT* y *DUMP IOM* sirven para obtener los datos de entrada o de salida.

Información adicional sobre estas entradas se encuentra en [4], págs 73-76

A continuación se muestra un ejemplo de un código básico de entrada de *Datcom*.

Código 2.4 Ejemplo de archivo de entrada a datcom.

```
DIM M
DERIV RAD
DAMP
TRIM
PART
BUILD
DUMP CASE
$FLTCON
  ALSCHD = -4.000000,-3.000000,-2.000000,-1.000000,0.000000,
  1.000000,2.000000,3.000000,4.000000,5.000000,6.000000,7.000000,
  8.000000,9.000000,10.000000,12.000000,14.000000,16.000000,
  18.000000,
  MACH = 0.740000,
  ALT = 12000.000000,
  NALPHA=19.000000,
  NMACH=1.000000,
  NALT=1.000000,
  STMACH=0.810000,
  LOOP=1.000000$
$SYNTHS
  XCG=13.800000,
  ZCG=0.000000,
  XW=9.000000,
  ZW=-0.426700,
  ALIW=1.500000,
  XH=26.160000,
  ZH=1.500000,
  ALIH=-1.792000,
  XV=24.854200,
  ZV=2.400000,
  VERTUP= .TRUE.$
$BODY
  X = 0.000000,0.420600,1.472200,2.103100,2.734100,4.206200,
  8.412500,19.825000,22.994900,24.031200,26.134300,28.237400,
  30.340600,30.553900,
  NX=14.000000,
  ZU = 0.010000,0.630900,1.051600,1.335000,1.789200,2.103100,
  2.523700,2.523700,2.523700,2.523700,2.420100,2.313400,2.286000,
  2.103100,
  ZL = -0.010000,-0.527300,-1.051600,-1.158200,-1.261900,-1.368600,
  -1.472200,-1.472200,-1.051600,-0.841200,-0.246900,0.317000,
  1.261900,1.892800,
  S = 0.051100,0.764600,2.684000,4.116500,6.044300,8.605600,
  11.873900,11.873900,10.043700,8.889000,5.284300,2.637500,
```

```

0.338200,0.010200,
METHOD=2.000000$
$WGPLNF
CHRDR=7.254200,
CHRDTP=1.463000,
SSPN=14.295100,
SSPNE=12.192000,
CHSTAT=0.250000,
TWISTA=0.000000,
TYPE=1.000000,
SAVSI=29.000000,
DHDADI=6.000000$
$HTPLNF
CHRDR=3.779500,
CHRDTP=1.249700,
SSPN=5.364500,
SSPNE=4.837200,
CHSTAT=0.250000,
TWISTA=0.000000,
TYPE=1.000000,
SAVSI=31.000000,
DHDADI=7.000000$
$VTPLNF
CHRDR=5.503500,
CHRDTP=1.613200,
SAVSI=33.000000,
SSPN=6.309400,
SSPNOP=0.000000,
SSPNE=6.309400,
CHSTAT=0.250000,
TWISTA=0.000000,
TYPE=1.000000$
NACA-W-6-65-108A
NACA-H-6-66-008A
NACA-V-6-66-008A

```

2.2 Archivo de salida

Datcom genera diferentes archivos de salida:

- Archivos con modelos tridimensionales sencillos del avión, para comprobar visualmente que la geometría introducida es correcta.
- Archivos para obtener gráficas significativas de algunos coeficientes de las distintas partes de la aeronave.
- Un archivo *.csv* con los principales coeficientes obtenidos para la geometría completa.
- Un archivo *.out*. Este archivo constituye la salida principal del programa, y en él vienen todos los datos obtenidos y, por tanto, es el que se va a analizar en este apartado.

Lo primero que aparece en el archivo de salida es un análisis de errores en los datos de entrada introducidos. La depuración de errores de programación de *Datcom* es muy rudimentaria. Así, aparece escrito todo lo que le consta al programa del código de entrada, señalando cualquier conflicto con los códigos de lectura de *Datcom*, permitiendo así identificar algunos errores. [3]

Para ello, se proporciona una leyenda con los códigos asociados a distintos tipos de errores.

Código 2.5 Códigos de errores.

```

1          CONERR - INPUT ERROR CHECKING
0 ERROR CODES - N* DENOTES THE NUMBER OF OCCURENCES OF EACH ERROR
0 A - UNKNOWN VARIABLE NAME
0 B - MISSING EQUAL SIGN FOLLOWING VARIABLE NAME
0 C - NON-ARRAY VARIABLE HAS AN ARRAY ELEMENT DESIGNATION - (N)
0 D - NON-ARRAY VARIABLE HAS MULTIPLE VALUES ASSIGNED
0 E - ASSIGNED VALUES EXCEED ARRAY DIMENSION
0 F - SYNTAX ERROR

```

Este fragmento de código sirve para identificar qué tipo de error se tiene en función del identificador que se encuentre.

Código 2.6 Ejemplo de error.

```

$OPTINS SREF=25., CBARR=1.9, BLREF=16.76$
$SYNTHS XCG=6.87, ZCG=0.95,
      XW=5.82, ZW=0.95, ALIW=0,    ** ERROR ** 0*A 0*B 0*C 0*D 0*E 1*F
      XH=12.95, ZH=2.36, ALIH=0.0,
      XV=10.97, ZV=1.83,
      SCALE=1.0, VERTUP=.TRUE.$

```

En el ejemplo mostrado en el código 2.6 se puede observar un error de sintaxis, identificado con la letra F, cometido al ignorar un punto decimal en el campo ALIW=0. [3]

A continuación, se presentan los datos propios de los perfiles introducidos, tanto geométricos como aerodinámicos, ya sean aquellos introducidos numéricamente o los de un perfil NACA reconocido por el programa.

Código 2.7 datos del perfil.

NACA 66-008							
UPPER ABSCISSA	UPPER ORDINATE	LOWER ABSCISSA	LOWER ORDINATE	X-FRACTION	CHORD	MEAN LINE	THICKNESS
.0000	.0000	.0000	.0000	.0000	.0000	.0000	.0000
.00100	.00286	.00100	-.00286	.00100	.0000	.0000	.00571
.00200	.00397	.00200	-.00397	.00200	.0000	.0000	.00794
.00300	.00480	.00300	-.00480	.00300	.0000	.0000	.00959
.00400	.00548	.00400	-.00548	.00400	.0000	.0000	.01096
.00500	.00606	.00500	-.00606	.00500	.0000	.0000	.01213
.00600	.00658	.00600	-.00658	.00600	.0000	.0000	.01317
.00700	.00705	.00700	-.00705	.00700	.0000	.0000	.01410
.00800	.00748	.00800	-.00748	.00800	.0000	.0000	.01496
.00900	.00788	.00900	-.00788	.00900	.0000	.0000	.01576
.01000	.00825	.01000	-.00825	.01000	.0000	.0000	.01650
.02000	.01105	.02000	-.01105	.02000	.0000	.0000	.02210
.03000	.01301	.03000	-.01301	.03000	.0000	.0000	.02602
.04000	.01456	.04000	-.01456	.04000	.0000	.0000	.02913
.05000	.01588	.05000	-.01588	.05000	.0000	.0000	.03175
.06000	.01703	.06000	-.01703	.06000	.0000	.0000	.03406
.07000	.01807	.07000	-.01807	.07000	.0000	.0000	.03615
.08000	.01904	.08000	-.01904	.08000	.0000	.0000	.03809
.09000	.01996	.09000	-.01996	.09000	.0000	.0000	.03991
.10000	.02083	.10000	-.02083	.10000	.0000	.0000	.04165
.11000	.02167	.11000	-.02167	.11000	.0000	.0000	.04333

.12000	.02248	.12000	-.02248	.12000	.00000	.04496
.13000	.02328	.13000	-.02328	.13000	.00000	.04655
.14000	.02406	.14000	-.02406	.14000	.00000	.04812
.15000	.02483	.15000	-.02483	.15000	.00000	.04965
.16000	.02559	.16000	-.02559	.16000	.00000	.05117
.17000	.02634	.17000	-.02634	.17000	.00000	.05267
.18000	.02708	.18000	-.02708	.18000	.00000	.05415
.19000	.02781	.19000	-.02781	.19000	.00000	.05562
.20000	.02853	.20000	-.02853	.20000	.00000	.05707
.21000	.02925	.21000	-.02925	.21000	.00000	.05850
.22000	.02995	.22000	-.02995	.22000	.00000	.05991
.23000	.03065	.23000	-.03065	.23000	.00000	.06130
.24000	.03133	.24000	-.03133	.24000	.00000	.06266
.25000	.03200	.25000	-.03200	.25000	.00000	.06400
.26000	.03266	.26000	-.03266	.26000	.00000	.06532
.27000	.03330	.27000	-.03330	.27000	.00000	.06660
.28000	.03392	.28000	-.03392	.28000	.00000	.06784
.29000	.03453	.29000	-.03453	.29000	.00000	.06905
.30000	.03511	.30000	-.03511	.30000	.00000	.07022
.35000	.03764	.35000	-.03764	.35000	.00000	.07529
.40000	.03936	.40000	-.03936	.40000	.00000	.07873
.45000	.04000	.45000	-.04000	.45000	.00000	.08000
.50000	.03935	.50000	-.03935	.50000	.00000	.07870
.55000	.03752	.55000	-.03752	.55000	.00000	.07505
.60000	.03471	.60000	-.03471	.60000	.00000	.06943
.65000	.03112	.65000	-.03112	.65000	.00000	.06223
.70000	.02692	.70000	-.02692	.70000	.00000	.05385
.75000	.02232	.75000	-.02232	.75000	.00000	.04465
.80000	.01751	.80000	-.01751	.80000	.00000	.03503
.82000	.01557	.82000	-.01557	.82000	.00000	.03115
.84000	.01364	.84000	-.01364	.84000	.00000	.02728
.86000	.01173	.86000	-.01173	.86000	.00000	.02346
.88000	.00986	.88000	-.00986	.88000	.00000	.01971
.90000	.00803	.90000	-.00803	.90000	.00000	.01605
.92000	.00625	.92000	-.00625	.92000	.00000	.01251
.94000	.00455	.94000	-.00455	.94000	.00000	.00911
.96000	.00294	.96000	-.00294	.96000	.00000	.00587
.98000	.00141	.98000	-.00141	.98000	.00000	.00283
1.00000	.00000	1.00000	.00000	1.00000	.00000	.00000
1	AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM					
	WING SECTION DEFINITION					
0	IDEAL ANGLE OF ATTACK = .00000 DEG.					
	ZERO LIFT ANGLE OF ATTACK = .00000 DEG.					
	IDEAL LIFT COEFFICIENT = .00000					
	ZERO LIFT PITCHING MOMENT COEFFICIENT = .00000					
	MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE = .09924 /DEG.					
	LEADING EDGE RADIUS = .00442 FRACTION CHORD					
	MAXIMUM AIRFOIL THICKNESS = .08000 FRACTION CHORD					
	DELTA-Y = 1.36165 PERCENT CHORD					
0	MACH= .7400 LIFT-CURVE-SLOPE = .14419 /DEG. XAC = .26508					

Como se puede ver, se proporcionan las coordenadas x e y del extradós (UPPER ABSCISSA y UPPER ORDINATE respectivamente), las coordenadas x e y del intradós (LOWER ABSCISSA y LOWER ORDINATE respectivamente), así como la línea media (MEAN LINE) y el espesor (THICKNESS) en función de la coordenada x (X-FRACTION CHORD).

También se proporcionan otros parámetros de interés como la pendiente de la curva de sustentación a Mach cero (MACH ZERO LIFT-CURVE-SLOPE), la pendiente de la curva de sustentación al Mach seleccionado (MACH= .7400 LIFT-CURVE-SLOPE = .14419 /DEG.) y la posición del centro aerodinámico (XAC = .26508).

Finalmente, se llega a los resultados obtenidos por *Datcom*. Las derivadas de estabilidad están calculadas para distintas configuraciones de la aeronave, tanto para cada estructura del avión por separado (si se ejecuta el comando BUILD), como para configuraciones ala-fuselaje, cola fuselaje, y, por último, para el avión completo. Las derivadas de estabilidad vienen dadas en función del ángulo de ataque. En el caso de que no varíen, solo aparecen para el primer ángulo de ataque. También hay veces que una derivada de estabilidad es despreciable o *Datcom* no tiene métodos para obtenerla, en cuyo caso aparece escrito *NDM* (No Datcom Method).

Los datos están separados en parámetros aerodinámicos y derivadas angulares, y, si se selecciona la orden DAMP, derivadas de estabilidad respecto de las velocidades angulares, tal como se observa en el código 2.8.

Código 2.8 Datos de salida.

```

1
AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP
WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION
TOTAL AIRCRAFT

----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS -----
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF. REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER M M/SEC N/ M**2 DEG K NUMBER AREA LONG. LAT. HORIZ VERT
0 .740 12000.00 218.33 1.9399E+04 216.650 4.7689E+06 124.613 5.000 28.590 13.800 .000
0
0 ALPHA CD CL CM CN CA XCP CLA CMA CYB CNB CLB
0
-4.0 .019 -.046 .1823 -.047 .016 -3.879 4.855E+00 -1.408E+00 -6.016E-01 1.094E-01 -1.713E-01
-3.0 .019 .038 .1586 .037 .021 4.257 4.778E+00 -1.352E+00 -1.785E-01
-2.0 .019 .121 .1351 .120 .023 1.124 4.690E+00 -1.340E+00 -1.855E-01
-1.0 .020 .202 .1118 .202 .024 .555 4.585E+00 -1.326E+00 -1.923E-01
.0 .022 .281 .0888 .281 .022 .316 4.484E+00 -1.322E+00 -1.987E-01
1.0 .024 .359 .0657 .359 .018 .183 4.369E+00 -1.353E+00 -2.049E-01
2.0 .027 .434 .0416 .434 .012 .096 4.003E+00 -1.362E+00 -2.107E-01
3.0 .030 .498 .0181 .499 .004 .036 3.465E+00 -1.405E+00 -2.150E-01
4.0 .033 .554 -.0074 .555 -.006 -.013 2.966E+00 -1.479E+00 -2.179E-01
5.0 .035 .602 -.0335 .603 -.017 -.056 2.411E+00 -1.484E+00 -2.196E-01
6.0 .037 .639 -.0592 .639 -.030 -.093 2.572E+00 -1.683E+00 -2.198E-01
7.0 .041 .692 -.0923 .691 -.043 -.133 3.208E+00 -1.688E+00 -2.220E-01
8.0 .046 .751 -.1182 .750 -.059 -.158 3.314E+00 -1.537E+00 -2.253E-01
9.0 .050 .807 -.1459 .805 -.076 -.181 3.289E+00 -1.637E+00 -2.282E-01
10.0 .056 .865 -.1753 .862 -.095 -.203 3.334E+00 -1.665E+00 -2.312E-01
12.0 .068 .982 -.2321 .975 -.138 -.238 3.227E+00 -1.322E+00 -2.373E-01
14.0 .080 1.091 -.2676 1.078 -.186 -.248 3.215E+00 -1.336E+00 -2.431E-01
16.0 .095 1.206 -.3254 1.186 -.241 -.274 3.290E+00 -1.749E+00 -2.483E-01
18.0 .111 1.320 -.3897 1.290 -.303 -.302 3.240E+00 -1.936E+00 -2.527E-01
0
0 ALPHA Q/QINF EPSILON D(EPSILON)/D(ALPHA)
-4.0 1.000 .451 .465
-3.0 1.000 .915 .464
-2.0 1.000 1.379 .462
-1.0 1.000 1.839 .461
.0 1.000 2.300 .457
1.0 1.000 2.753 .439
2.0 1.000 3.178 .415
3.0 1.000 3.583 .373
4.0 1.000 3.924 .324
5.0 1.000 4.230 .297
6.0 1.000 4.519 .243
7.0 1.000 4.716 .282
8.0 1.000 5.082 .341
9.0 1.000 5.398 .298
10.0 1.000 5.679 .280
12.0 1.000 6.240 .321
14.0 .948 6.962 .316
16.0 .966 7.504 .274
18.0 1.000 8.058 .277

1
AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
DYNAMIC DERIVATIVES
WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION
TOTAL AIRCRAFT

----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS -----
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF. REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER M M/SEC N/ M**2 DEG K NUMBER AREA LONG. LAT. HORIZ VERT
0 .740 12000.00 218.33 1.9399E+04 216.650 4.7689E+06 124.613 5.000 28.590 13.800 .000
0
0 DYNAMIC DERIVATIVES (PER RADIAN)
0 -----PITCHING-----ACCELERATION-----ROLLING-----YAWING-----
0 ALPHA CLQ CMQ CLAD CMD CLP CYP CNP CNR CLR
0
-4.00 8.679E+00 -1.681E+01 2.454E+00 -7.306E+00 -3.980E-01 -1.440E-01 1.118E-02 -2.195E-01 1.224E-01
-3.00 2.450E+00 -7.294E+00 -3.895E-01 -1.280E-01 3.100E-03 -2.229E-01 1.393E-01
-2.00 2.439E+00 -7.261E+00 -3.807E-01 -1.120E-01 -5.086E-03 -2.263E-01 1.558E-01
-1.00 2.433E+00 -7.242E+00 -3.714E-01 -9.600E-02 -1.339E-02 -2.297E-01 1.717E-01
.00 2.413E+00 -7.183E+00 -3.614E-01 -8.008E-02 -2.179E-02 -2.330E-01 1.871E-01
1.00 2.320E+00 -6.905E+00 -3.462E-01 -6.413E-02 -3.049E-02 -2.362E-01 2.019E-01
2.00 2.194E+00 -6.530E+00 -3.014E-01 -4.785E-02 -4.046E-02 -2.394E-01 2.156E-01
3.00 1.971E+00 -5.866E+00 -2.433E-01 -3.242E-02 -5.052E-02 -2.424E-01 2.257E-01
4.00 1.709E+00 -5.086E+00 -1.935E-01 -1.778E-02 -6.002E-02 -2.452E-01 2.332E-01
5.00 1.570E+00 -4.672E+00 -1.372E-01 -3.769E-03 -6.933E-02 -2.478E-01 2.379E-01
6.00 1.283E+00 -3.819E+00 -1.645E-01 6.251E-03 -7.389E-02 -2.502E-01 2.394E-01
7.00 1.488E+00 -4.430E+00 -2.328E-01 1.795E-02 -7.801E-02 -2.527E-01 2.468E-01
8.00 1.802E+00 -5.364E+00 -2.288E-01 3.214E-02 -8.610E-02 -2.551E-01 2.554E-01
9.00 1.576E+00 -4.691E+00 -2.213E-01 4.577E-02 -9.398E-02 -2.574E-01 2.623E-01
10.00 1.481E+00 -4.408E+00 -2.281E-01 5.941E-02 -1.013E-01 -2.595E-01 2.699E-01
12.00 1.695E+00 -5.045E+00 -2.253E-01 8.711E-02 -1.170E-01 -2.635E-01 2.847E-01
14.00 1.584E+00 -4.715E+00 -2.235E-01 1.148E-01 -1.327E-01 -2.670E-01 2.989E-01
16.00 1.398E+00 -4.163E+00 -2.176E-01 1.426E-01 -1.488E-01 -2.700E-01 3.128E-01
18.00 1.462E+00 -4.353E+00 -2.073E-01 1.697E-01 -1.644E-01 -2.724E-01 3.252E-01

```

Por último, hay una última sección de resultados para casos de trimado, flaps o alguna otra configuración adicional añadida.

- Trimado: En caso de que se defina timón de profundidad *Datcom* trimará el avión con la

deflexión de este. En caso contrario, el programa equilibrará el avión cambiando la incidencia del estabilizador horizontal. Se observa como se presentan los resultados en los códigos 2.9 y 2.10. En ambos casos se notifica cuando el trimado no es posible.

Código 2.9 Trimado con la incidencia del estabilizador horizontal.

```

1          AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
          CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES
          WING-BODY-VERTICAL TAIL-ALL MOVABLE HORIZONTAL STABILIZER TRIM CONFIGURATION
          ----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS
MACH      ALTITUDE VELOCITY  PRESSURE  TEMPERATURE  REYNOLDS      REF.  REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER    M         M/SEC     N/ M**2    DEG K        NUMBER      AREA  LONG.  LAT.  HORIZ  VERT
          M         M/SEC     N/ M**2    DEG K        1/ M        M**2   M      M      M      M
0 .740    12000.00   218.33   8.4618E+00  701.946     4.4305E+05   124.613  5.000  28.590  13.800  .000
0-----UNTRIMMED-----HORIZONTAL STABILIZER COEFFICIENTS-----AT TRIM INCIDENCE
-----
0 ALPHA   CD      CL      CM      HM                ALIHT  CD      CL      CM      HM
-4.0     .004   -.076   .2264   4.341E-01        2.6    .002   -.034   .1012  1.940E-01
-3.0     .003   -.063   .1876   3.600E-01        2.0    .001   -.033   .1003  1.923E-01
-2.0     .003   -.050   .1486   2.853E-01        1.4    .001   -.033   .0990  1.898E-01
-1.0     .002   -.037   .1094   2.102E-01        .9     .001   -.032   .0972  1.865E-01
.0       .002   -.024   .0701   1.349E-01        .3     .001   -.032   .0951  1.824E-01
1.0     .001   -.010   .0310   5.944E-02        -.2    .000   -.031   .0926  1.777E-01
2.0     .001   .003   -.0081  -1.591E-02        -.8    .000   -.030   .0896  1.722E-01
3.0     .002   .016   -.0471  -9.124E-02        -1.4   .000   -.029   .0850  1.634E-01
4.0     .002   .029   -.0861  -1.665E-01        -2.0   .000   -.027   .0793  1.526E-01
5.0     .002   .042   -.1250  -2.415E-01        -2.6   .000   -.024   .0725  1.395E-01
6.0     .003   .055   -.1639  -3.161E-01        -3.2   .000   -.022   .0644  1.239E-01
7.0     .004   .068   -.2027  -3.901E-01        -4.0   .000   -.020   .0593  1.140E-01
8.0     .005   .081   -.2414  -4.633E-01        -4.6   .000   -.019   .0549  1.056E-01
9.0     .006   .094   -.2802  -5.356E-01        -5.2   .000   -.017   .0500  9.607E-02
10.0    .007   .106   -.3188  -6.068E-01        -6.0   .000   -.016   .0457  8.767E-02
12.0    .011   .131   -.3950  -7.452E-01        -7.5   .000   -.013   .0377  7.200E-02
14.0    .014   .152   -.4655  -8.680E-01        -8.9   .000   -.010   .0306  5.817E-02
16.0    .016   .166   -.5129  -9.411E-01        -10.6  .000   -.009   .0249  4.652E-02
18.0    .018   .173   -.5425  -9.767E-01        -12.3  .000   -.007   .0200  3.646E-02

0          WING-BODY-TAIL COEFFICIENTS AT TRIM INCIDENCE
0
0          ALPHA  CD      CL
0          -4.0   .016   .016
          -3.0   .017   .092
          -2.0   .018   .166
          -1.0   .019   .240
          .0    .022   .311
          1.0   .024   .381
          2.0   .027   .448
          3.0   .030   .504
          4.0   .032   .552
          5.0   .035   .591
          6.0   .036   .619
          7.0   .039   .661
          8.0   .043   .711
          9.0   .046   .759
          10.0  .050   .807
          12.0  .059   .903
          14.0  .068   .999
          16.0  .079  1.093
          18.0  .089  1.184
0*NOTE** ANGLES OF ATTACK WHERE NO OUTPUT EXISTS INDICATES LACK OF CONTROL MOMENT
    
```

- Superficie hipersustentadora simétrica: Se genera la información que se observa en el código 2.10.

Código 2.10 Resultados de flaps simétricos y trimado con timón de profundidad.

```

1          AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
          CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES
          TAIL PLAIN TRAILING-EDGE FLAP CONFIGURATION
          TOTAL AIRCRAFT
          ----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS
MACH      ALTITUDE VELOCITY  PRESSURE  TEMPERATURE  REYNOLDS      REF.  REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER    M         M/SEC     N/ M**2    DEG K        NUMBER      AREA  LONG.  LAT.  HORIZ  VERT
          M         M/SEC     N/ M**2    DEG K        1/ M        M**2   M      M      M      M
0 .250     .00    85.06   4.4198E+01  933.606     5.3860E+05   124.613  5.000  28.590  11.750  .000
0-----INCREMENTS DUE TO DEFLECTION-----
0 DELTA   D(CL)  D(CM)  D(CL MAX)  D(CD MIN)      (CLA)D  (CH)A  (CH)D
          -----DERIVATIVES (PER DEGREE)-----
    
```

```

-20.0  -.122  .4242  .065  .00444  NDM  -5.033E-03 -1.310E-02
-10.0  -.072  .2497  .038  .00117  NDM  -1.270E-02
-5.0   -.036  .1249  .020  .00057  NDM  -1.270E-02
.0     .000  -.0002  .000  .00000  NDM  -1.270E-02
5.0    .036  -.1249  .020  .00057  NDM  -1.270E-02
10.0   .072  -.2497  .038  .00117  NDM  -1.270E-02
20.0   .122  -.4250  .065  .00444  NDM  -1.310E-02
0 *** NOTE * HINGE MOMENT DERIVATIVES ARE BASED ON TWICE THE AREA-MOMENT OF THE CONTROL ABOUT ITS HINGE LINE

0 ----- INDUCED DRAG COEFFICIENT INCREMENT , D(CDI) , DUE TO DEFLECTION -----
0 DELTA = -20.0  -10.0  -5.0  .0  5.0  10.0  20.0
ALPHA
0
10.2   4.75E-03 1.53E-03 3.18E-04 2.64E-07 5.80E-04 2.06E-03 5.64E-03
10.3   4.69E-03 1.50E-03 3.03E-04 2.94E-07 5.95E-04 2.09E-03 5.69E-03
10.4   4.64E-03 1.47E-03 2.87E-04 3.25E-07 6.11E-04 2.12E-03 5.74E-03
10.5   4.59E-03 1.44E-03 2.72E-04 3.56E-07 6.26E-04 2.15E-03 5.79E-03
10.6   4.54E-03 1.41E-03 2.57E-04 3.86E-07 6.41E-04 2.18E-03 5.85E-03
0***NDM PRINTED WHEN NO DATCOM METHODS EXIST
1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES
WING-BODY-TAIL TRIM WITH CONTROL DEVICE ON TAIL
----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF. REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER M M/SEC N/ M**2 DEG K 1/ M M**2 AREA LONG. LAT. HORIZ VERT
0 .250 .00 85.06 4.4198E+01 933.606 5.3860E+05 124.613 5.000 28.590 11.750 .000
0 -----UNTRIMMED----- AT TRIM DEFLECTION-----
0 ALPHA CL CD CM DELTAT D(CL) D(CL MAX) D(CDI) D(CD MIN) CH(A) CH(D)
0
10.2 .956 .061 -.4109 -19.2 -.118 .063 4.50E-03 .00419 -5.033E-03 -1.307E-02
10.3 .965 .062 -.4167 -19.6 -.120 .064 4.56E-03 .00430 -1.308E-02
10.4 .973 .062 -.4226 -19.9 -.122 .065 4.61E-03 .00441 -1.310E-02
0*NOTE** TRIM RESULTS HAVE BEEN TERMINATED DUE TO LACK OF CONTROL MOMENT.

```

- Superficie de deflexión asimétrica. Se genera la información que se observa en el código 2.11.

Código 2.11 Resultados de flaps asimétricos.

```

1 AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
CHARACTERISTICS OF HIGH LIFT AND CONTROL DEVICES
WING PLAIN TRAILING-EDGE FLAP CONFIGURATION
TOTAL AIRCRAFT
----- FLIGHT CONDITIONS ----- REFERENCE DIMENSIONS
MACH ALTITUDE VELOCITY PRESSURE TEMPERATURE REYNOLDS REF. REFERENCE LENGTH MOMENT REF. CENTER
NUMBER M M/SEC N/ M**2 DEG K 1/ M M**2 AREA LONG. LAT. HORIZ VERT
0 .200 .00 68.05 4.4198E+01 933.606 4.3088E+05 29.802 2.058 15.760 6.970 .950
0 -----YAWING MOMENT COEFFICIENT, CH, DUE TO CONTROL DEFLECTION-----
0 (DELTAL-DELTAR)=-30.0 -20.0 -10.0 .0 10.0 20.0 30.0
0ALPHA
0
-5.0 -8.502E-04 -6.218E-04 -3.109E-04 0.000E+00 3.109E-04 6.218E-04 8.502E-04
.0 1.522E-03 1.114E-03 5.568E-04 0.000E+00 -5.568E-04 -1.114E-03 -1.522E-03
2.0 2.530E-03 1.850E-03 9.252E-04 0.000E+00 -9.252E-04 -1.850E-03 -2.530E-03
4.5 3.831E-03 2.802E-03 1.401E-03 0.000E+00 -1.401E-03 -2.802E-03 -3.831E-03
5.9 4.578E-03 3.348E-03 1.674E-03 0.000E+00 -1.674E-03 -3.348E-03 -4.578E-03
6.0 4.626E-03 3.383E-03 1.692E-03 0.000E+00 -1.692E-03 -3.383E-03 -4.626E-03
6.7 4.999E-03 3.657E-03 1.828E-03 0.000E+00 -1.828E-03 -3.657E-03 -4.999E-03
11.7 7.399E-03 5.411E-03 2.706E-03 0.000E+00 -2.706E-03 -5.411E-03 -7.399E-03
13.0 7.833E-03 5.729E-03 2.865E-03 0.000E+00 -2.865E-03 -5.729E-03 -7.833E-03
0
0 DELTAL DELTAR (CL)ROLL
0
-15.0 15.0 -6.1158E-02
-10.0 10.0 -4.4730E-02
-5.0 5.0 -2.2365E-02
.0 .0 0.0000E+00
5.0 -5.0 2.2365E-02
10.0 -10.0 4.4730E-02
15.0 -15.0 6.1158E-02

```

Si se ha especificado la orden DUMP, los vectores de memoria interna aparecen en este archivo, ya sea entre los datos geométricos de los perfiles y los resultados, o antes de la ultima sección de resultados, dependiendo del vector.

Código 2.12 Ejemplo de vector de memoria interna.

```

BWHV( 1)= 1.89540E-02 BWHV( 2)= 1.86415E-02 BWHV( 3)= 1.90216E-02 BWHV( 4)= 2.00877E-02 BWHV( 5)= 2.18371E-02

```



```

BWHV ( 6) = 2.42107E-02 BWHV ( 7) = 2.70947E-02 BWHV ( 8) = 2.98756E-02 BWHV ( 9) = 3.26204E-02 BWHV (10) = 3.51592E-02
BWHV (11) = 3.72634E-02 BWHV (12) = 4.12843E-02 BWHV (13) = 4.58581E-02 BWHV (14) = 5.04850E-02 BWHV (15) = 5.57800E-02
BWHV (16) = 6.76196E-02 BWHV (17) = 7.98996E-02 BWHV (18) = 9.47180E-02 BWHV (19) = 1.10935E-01 BWHV (20) = 1.00000E-30
BWHV (21) = -4.57980E-02 BWHV (22) = 3.82783E-02 BWHV (23) = 1.21000E-01 BWHV (24) = 2.02000E-01 BWHV (25) = 2.81054E-01
BWHV (26) = 3.58533E-01 BWHV (27) = 4.33554E-01 BWHV (28) = 4.98272E-01 BWHV (29) = 5.54494E-01 BWHV (30) = 6.01798E-01
BWHV (31) = 6.38648E-01 BWHV (32) = 6.91583E-01 BWHV (33) = 7.50618E-01 BWHV (34) = 8.07279E-01 BWHV (35) = 8.65429E-01
BWHV (36) = 9.81980E-01 BWHV (37) = 1.09069E+00 BWHV (38) = 1.20641E+00 BWHV (39) = 1.32039E+00 BWHV (40) = 1.00000E-30
BWHV (41) = 1.82346E-01 BWHV (42) = 1.58581E-01 BWHV (43) = 1.35135E-01 BWHV (44) = 1.11821E-01 BWHV (45) = 8.88363E-02
BWHV (46) = 6.56580E-02 BWHV (47) = 4.15958E-02 BWHV (48) = 1.81043E-02 BWHV (49) = -7.43709E-03 BWHV (50) = -3.35377E-02
BWHV (51) = -5.92410E-02 BWHV (52) = -9.22934E-02 BWHV (53) = -1.18169E-01 BWHV (54) = -1.45929E-01 BWHV (55) = -1.75322E-01
BWHV (56) = -2.32132E-01 BWHV (57) = -2.67591E-01 BWHV (58) = -3.25376E-01 BWHV (59) = -3.89690E-01 BWHV (60) = 1.00000E-30
BWHV (61) = -4.70086E-02 BWHV (62) = 3.72502E-02 BWHV (63) = 1.20262E-01 BWHV (64) = 2.01619E-01 BWHV (65) = 2.81054E-01
BWHV (66) = 3.58901E-01 BWHV (67) = 4.34235E-01 BWHV (68) = 4.99153E-01 BWHV (69) = 5.55419E-01 BWHV (70) = 6.02572E-01
BWHV (71) = 6.39044E-01 BWHV (72) = 6.91459E-01 BWHV (73) = 7.49695E-01 BWHV (74) = 8.05238E-01 BWHV (75) = 8.61968E-01
BWHV (76) = 9.74560E-01 BWHV (77) = 1.07762E+00 BWHV (78) = 1.18578E+00 BWHV (79) = 1.29005E+00 BWHV (80) = 1.00000E-30
BWHV (81) = 1.57132E-02 BWHV (82) = 2.06192E-02 BWHV (83) = 2.32329E-02 BWHV (84) = 2.36101E-02 BWHV (85) = 2.18371E-02
BWHV (86) = 1.79497E-02 BWHV (87) = 1.19474E-02 BWHV (88) = 3.75714E-03 BWHV (89) = -6.13862E-03 BWHV (90) = -1.74247E-02
BWHV (91) = -2.96976E-02 BWHV (92) = -4.33062E-02 BWHV (93) = -5.90540E-02 BWHV (94) = -7.64228E-02 BWHV (95) = -9.53477E-02
BWHV (96) = -1.38121E-01 BWHV (97) = -1.86336E-01 BWHV (98) = -2.41483E-01 BWHV (99) = -3.02517E-01 BWHV (100) = 1.00000E-30
BWHV (101) = 8.47323E-02 BWHV (102) = 8.33990E-02 BWHV (103) = 8.18610E-02 BWHV (104) = 8.00271E-02 BWHV (105) = 7.82662E-02
BWHV (106) = 7.62499E-02 BWHV (107) = 6.98699E-02 BWHV (108) = 6.04700E-02 BWHV (109) = 5.17626E-02 BWHV (110) = 4.20769E-02
BWHV (111) = 4.48925E-02 BWHV (112) = 5.59852E-02 BWHV (113) = 5.78482E-02 BWHV (114) = 5.74055E-02 BWHV (115) = 5.81919E-02
BWHV (116) = 5.63157E-02 BWHV (117) = 5.61072E-02 BWHV (118) = 5.74243E-02 BWHV (119) = 5.65560E-02 BWHV (120) = 1.00000E-30
BWHV (121) = -2.45736E-02 BWHV (122) = -2.36055E-02 BWHV (123) = -2.33802E-02 BWHV (124) = -2.31493E-02 BWHV (125) = -2.30814E-02
BWHV (126) = -2.36202E-02 BWHV (127) = -2.37769E-02 BWHV (128) = -2.45164E-02 BWHV (129) = -2.58210E-02 BWHV (130) = -2.59019E-02
BWHV (131) = -2.93779E-02 BWHV (132) = -2.94639E-02 BWHV (133) = -2.68177E-02 BWHV (134) = -2.85769E-02 BWHV (135) = -2.90640E-02
BWHV (136) = -2.30672E-02 BWHV (137) = -2.33110E-02 BWHV (138) = -3.05248E-02 BWHV (139) = -3.37892E-02 BWHV (140) = 1.00000E-30
BWHV (141) = -1.05006E-02 BWHV (142) = -1.00000E-30 BWHV (143) = -1.00000E-30 BWHV (144) = -1.00000E-30 BWHV (145) = -1.00000E-30
BWHV (146) = -1.00000E-30 BWHV (147) = -1.00000E-30 BWHV (148) = -1.00000E-30 BWHV (149) = -1.00000E-30 BWHV (150) = -1.00000E-30
BWHV (151) = -1.00000E-30 BWHV (152) = -1.00000E-30 BWHV (153) = -1.00000E-30 BWHV (154) = -1.00000E-30 BWHV (155) = -1.00000E-30
BWHV (156) = -1.00000E-30 BWHV (157) = -1.00000E-30 BWHV (158) = -1.00000E-30 BWHV (159) = -1.00000E-30 BWHV (160) = 1.00000E-30
BWHV (161) = 1.90937E-03 BWHV (162) = 1.00000E-30 BWHV (163) = -1.00000E-30 BWHV (164) = -1.00000E-30 BWHV (165) = -1.00000E-30
BWHV (166) = -1.00000E-30 BWHV (167) = -1.00000E-30 BWHV (168) = -1.00000E-30 BWHV (169) = -1.00000E-30 BWHV (170) = -1.00000E-30
BWHV (171) = -1.00000E-30 BWHV (172) = -1.00000E-30 BWHV (173) = -1.00000E-30 BWHV (174) = -1.00000E-30 BWHV (175) = -1.00000E-30
BWHV (176) = -1.00000E-30 BWHV (177) = -1.00000E-30 BWHV (178) = -1.00000E-30 BWHV (179) = -1.00000E-30 BWHV (180) = 1.00000E-30
BWHV (181) = -2.99021E-03 BWHV (182) = -3.11603E-03 BWHV (183) = -3.23821E-03 BWHV (184) = -3.35572E-03 BWHV (185) = -3.46816E-03
BWHV (186) = -3.57608E-03 BWHV (187) = -3.67669E-03 BWHV (188) = -3.75168E-03 BWHV (189) = -3.80374E-03 BWHV (190) = -3.83295E-03
BWHV (191) = -3.83635E-03 BWHV (192) = -3.87405E-03 BWHV (193) = -3.93210E-03 BWHV (194) = -3.98223E-03 BWHV (195) = -4.03469E-03
BWHV (196) = -4.14107E-03 BWHV (197) = -4.24289E-03 BWHV (198) = -4.33443E-03 BWHV (199) = -4.40992E-03 BWHV (200) = 1.00000E-30
BWHV (201) = 1.51484E-01 BWHV (202) = -1.00000E-30 BWHV (203) = -1.00000E-30 BWHV (204) = -1.00000E-30 BWHV (205) = -1.00000E-30
BWHV (206) = -1.00000E-30 BWHV (207) = -1.00000E-30 BWHV (208) = -1.00000E-30 BWHV (209) = -1.00000E-30 BWHV (210) = -1.00000E-30
BWHV (211) = -1.00000E-30 BWHV (212) = -1.00000E-30 BWHV (213) = -1.00000E-30 BWHV (214) = -1.00000E-30 BWHV (215) = -1.00000E-30
BWHV (216) = -1.00000E-30 BWHV (217) = -1.00000E-30 BWHV (218) = -1.00000E-30 BWHV (219) = -1.00000E-30 BWHV (220) = 1.00000E-30
BWHV (221) = -2.98445E-01 BWHV (222) = -1.00000E-30 BWHV (223) = -1.00000E-30 BWHV (224) = -1.00000E-30 BWHV (225) = -1.00000E-30
BWHV (226) = -1.00000E-30 BWHV (227) = -1.00000E-30 BWHV (228) = -1.00000E-30 BWHV (229) = -1.00000E-30 BWHV (230) = -1.00000E-30
BWHV (231) = -1.00000E-30 BWHV (232) = -1.00000E-30 BWHV (233) = -1.00000E-30 BWHV (234) = -1.00000E-30 BWHV (235) = -1.00000E-30
BWHV (236) = -1.00000E-30 BWHV (237) = -1.00000E-30 BWHV (238) = -1.00000E-30 BWHV (239) = -1.00000E-30 BWHV (240) = 1.00000E-30
BWHV (241) = 4.28357E-02 BWHV (242) = 4.27682E-02 BWHV (243) = 4.25745E-02 BWHV (244) = 4.24623E-02 BWHV (245) = 4.21144E-02
BWHV (246) = 4.04884E-02 BWHV (247) = 3.82900E-02 BWHV (248) = 3.43933E-02 BWHV (249) = 2.98239E-02 BWHV (250) = 2.73932E-02
BWHV (251) = 2.23932E-02 BWHV (252) = 2.59724E-02 BWHV (253) = 3.14507E-02 BWHV (254) = 2.75031E-02 BWHV (255) = 2.58438E-02
BWHV (256) = 2.95834E-02 BWHV (257) = 2.76465E-02 BWHV (258) = 2.44070E-02 BWHV (259) = 2.55254E-02 BWHV (260) = 1.00000E-30
BWHV (261) = -1.27506E-01 BWHV (262) = -1.27305E-01 BWHV (263) = -1.26728E-01 BWHV (264) = -1.26394E-01 BWHV (265) = -1.25359E-01
BWHV (266) = -1.20519E-01 BWHV (267) = -1.13975E-01 BWHV (268) = -1.02376E-01 BWHV (269) = -8.87744E-02 BWHV (270) = -8.15391E-02
BWHV (271) = -6.66561E-02 BWHV (272) = -7.73100E-02 BWHV (273) = -9.36167E-02 BWHV (274) = -8.18662E-02 BWHV (275) = -7.69271E-02
BWHV (276) = -8.80584E-02 BWHV (277) = -8.22930E-02 BWHV (278) = -7.26503E-02 BWHV (279) = -7.59794E-02 BWHV (280) = 1.00000E-30
BWHV (281) = -6.94667E-03 BWHV (282) = -6.79755E-03 BWHV (283) = -6.64486E-03 BWHV (284) = -6.48147E-03 BWHV (285) = -6.30775E-03
BWHV (286) = -6.04194E-03 BWHV (287) = -5.26000E-03 BWHV (288) = -4.24716E-03 BWHV (289) = -3.37657E-03 BWHV (290) = -2.39381E-03
BWHV (291) = -2.87084E-03 BWHV (292) = -4.06246E-03 BWHV (293) = -3.99320E-03 BWHV (294) = -3.86262E-03 BWHV (295) = -3.98186E-03
BWHV (296) = -3.93225E-03 BWHV (297) = -3.90081E-03 BWHV (298) = -3.79843E-03 BWHV (299) = -3.61760E-03 BWHV (300) = 1.00000E-30
BWHV (301) = -2.51370E-03 BWHV (302) = -2.23377E-03 BWHV (303) = -1.95431E-03 BWHV (304) = -1.67551E-03 BWHV (305) = -1.39758E-03
BWHV (306) = -1.11931E-03 BWHV (307) = -8.35182E-04 BWHV (308) = -5.65892E-04 BWHV (309) = -3.10374E-04 BWHV (310) = -6.57858E-05
BWHV (311) = 1.09107E-04 BWHV (312) = 3.13221E-04 BWHV (313) = 5.60947E-04 BWHV (314) = 7.98845E-04 BWHV (315) = 1.03682E-03
BWHV (316) = 1.52042E-03 BWHV (317) = 2.00279E-03 BWHV (318) = 2.48867E-03 BWHV (319) = 2.96206E-03 BWHV (320) = 1.00000E-30
BWHV (321) = 1.95042E-04 BWHV (322) = 5.41107E-05 BWHV (323) = -8.87659E-05 BWHV (324) = -2.33613E-04 BWHV (325) = -3.80387E-04
BWHV (326) = -5.32223E-04 BWHV (327) = -7.06173E-04 BWHV (328) = -8.81670E-04 BWHV (329) = -1.04754E-03 BWHV (330) = -1.21002E-03
BWHV (331) = -1.28966E-03 BWHV (332) = -1.36157E-03 BWHV (333) = -1.50269E-03 BWHV (334) = -1.64021E-03 BWHV (335) = -1.76835E-03
BWHV (336) = -2.04256E-03 BWHV (337) = -2.31595E-03 BWHV (338) = -2.59642E-03 BWHV (339) = -2.86957E-03 BWHV (340) = 1.00000E-30
BWHV (341) = -3.83186E-03 BWHV (342) = -3.89095E-03 BWHV (343) = -3.94979E-03 BWHV (344) = -4.00821E-03 BWHV (345) = -4.06601E-03
BWHV (346) = -4.12300E-03 BWHV (347) = -4.17870E-03 BWHV (348) = -4.23110E-03 BWHV (349) = -4.28033E-03 BWHV (350) = -4.32571E-03
BWHV (351) = -4.36662E-03 BWHV (352) = -4.41006E-03 BWHV (353) = -4.45261E-03 BWHV (354) = -4.49187E-03 BWHV (355) = -4.52987E-03
BWHV (356) = -4.59959E-03 BWHV (357) = -4.66065E-03 BWHV (358) = -4.71301E-03 BWHV (359) = -4.75493E-03 BWHV (360) = 1.00000E-30
BWHV (361) = -2.13659E-03 BWHV (362) = -2.43188E-03 BWHV (363) = -2.71898E-03 BWHV (364) = -2.99722E-03 BWHV (365) = 3.26595E-03
BWHV (366) = 3.52455E-03 BWHV (367) = 3.76380E-03 BWHV (368) = 3.93861E-03 BWHV (369) = 4.06984E-03 BWHV (370) = 4.15155E-03
BWHV (371) = 4.17795E-03 BWHV (372) = 4.30801E-03 BWHV (373) = 4.45720E-03 BWHV (374) = 4.57761E-03 BWHV (375) = 4.71070E-03
BWHV (376) = 4.96866E-03 BWHV (377) = 5.21671E-03 BWHV (378) = 5.45888E-03 BWHV (379) = 5.67642E-03 BWHV (380) = 1.00000E-30

```

Esta opción resulta realmente interesante por distintos motivos:

- Para obtener más precisión cuando las cifras significativas expresadas en los resultados no son suficientes como para analizar pequeñas variaciones en los datos. Como se puede ver en el código de salida 2.8, las cifras significativas expresadas en los resultados están entre 2 y 4, de manera que no proporcionan gran precisión. Sin embargo, cuando se ejecuta la orden DUMP, los datos obtenidos tienen siempre 8 cifras significativas, como se puede ver en el código de salida 2.12, alcanzándose así una precisión mucho mayor que en la salida normal.
- También resulta interesante para la obtención de parámetros intermedios que permitan analizar más a fondo la sensibilidad de los resultados ante el cambio de determinadas variables.

Por estas razones, se va a hacer uso de esta opción en el desarrollo del Intérprete de Datcom a fin de optimizar los resultados numéricos obtenidos. Sin embargo, estos vectores obtenidos no proporcionan los resultados de manera clara, por lo que será necesario un postprocesado de estos datos para poder presentarlos adecuadamente.

3 XFOIL

A continuación se explica brevemente el funcionamiento del programa de análisis subsónico de perfiles *XFOIL*, el cual se utiliza posteriormente con el fin de obtener las características aerodinámicas de los perfiles utilizados. *XFOIL* es un programa interactivo para el diseño y análisis de perfiles aislados en régimen subsónico creado por Mark Drela en el MIT en 1986. Desde entonces, ha sido continuamente revisado y actualizado. La versión actual data de diciembre de 2013.

El programa computa la distribución de presiones alrededor del perfil para obtener las fuerzas fluidodinámicas que se generan. Para ello, hace uso del método de paneles, que resuelve el problema a través de la discretización del perfil en paneles, a cada cual se le asigna una singularidad. Esta discretización se puede llevar a cabo de forma manual o automáticamente.

Se trata, por tanto, de un programa rápido y manejable que, a pesar de sus limitaciones, es ampliamente utilizado en el mundo aeronáutico, tanto en el ámbito estudiantil e investigador como en el empresarial, como la mejor herramienta para el cálculo de perfiles. *XFOIL* está escrito en FORTRAN. Tiene diversas funciones útiles [1]:

- Análisis viscoso de un perfil existente. Permite:
 - Transición libre o forzada.
 - Burbujas de separación de transición.
 - Separación de eje de salida limitada.
 - Predicciones de sustentación y resistencia más allá del C_{Lmax} .
 - Corrección de compresibilidad de Karman-Tsien.
 - Números de Reynolds y Mach fijos o variables.
- Diseño y rediseño de perfiles mediante modificaciones interactivas de las distribuciones de velocidad sobre la superficie, en dos métodos:
 - Método *full-inverse*, basado en una formulación de mapeo complejo.
 - Método *Mixed-Inverse*, una extensión del método básico de paneles de *XFOIL*.
- Rediseño de perfiles mediante modificación interactiva de parámetros geométricos, tales como:
 - Posición de punto mas alto y de máximo espesor y curvatura.
 - Radio del borde de ataque y espesor del borde de salida.
 - Línea de curvatura mediante especificación de geometría.
 - Línea de curvatura mediante especificación del cambio de carga.

- Deflexión de flaps.
- Geometría explícita del contorno.
- Fusión de perfiles.
- Escritura y lectura de archivos de coordenadas de perfiles y de curvas polares
- Representación de geometría, distribuciones de presiones y curvas polares múltiples.

Su utilidad en este trabajo se debe a que el módulo de perfiles de *Datcom* permite la introducción de datos aerodinámicos ya calculados. Los métodos de perfiles incluidos en *Datcom* se basan fundamentalmente en datos empíricos de perfiles ya existentes, mientras que *XFOIL* resuelve el flujo alrededor del perfil. Los datos aerodinámicos obtenidos mediante este programa resultan, por tanto, mucho más precisos que los obtenidos mediante *Datcom*, especialmente para perfiles no convencionales. Por ejemplo, una de las características que genera problemas en *Datcom* es la estimación del $C_{L_{max}}$.

En la Figura 3.1 se muestra un diagrama de flujo de datos explicativo presente en [1].

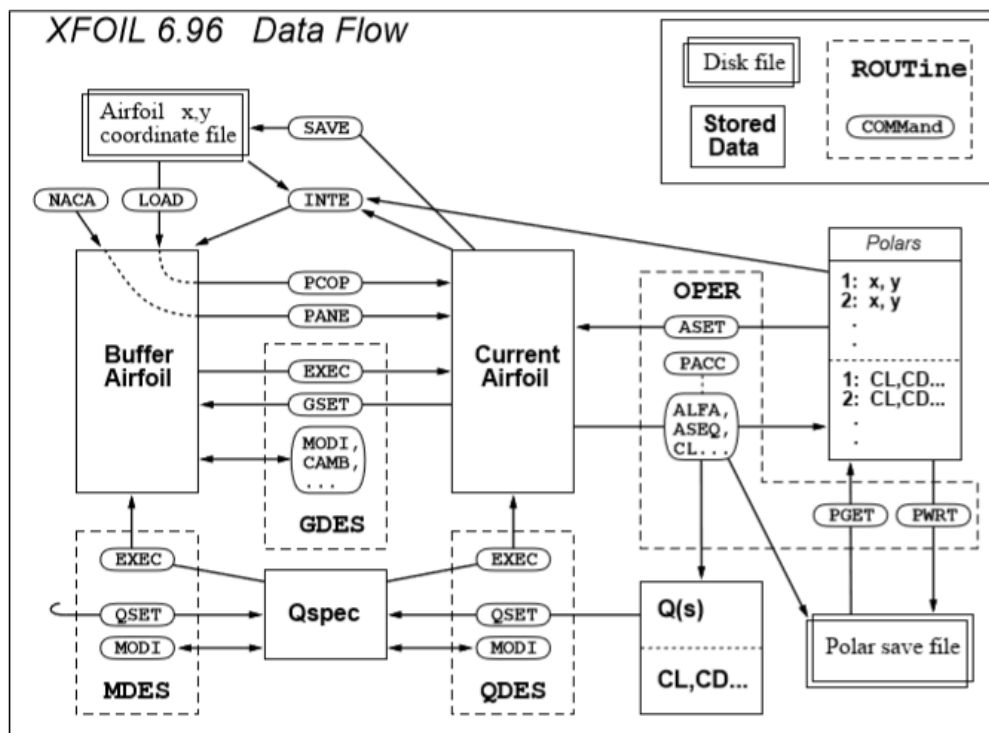


Figura 3.1 Esquema del funcionamiento de XFOIL.

El programa se ejecuta desde la ventana de comandos. Cuando comienza se genera el menú con todas las opciones para ejecutar. Este menú inicial se puede ver en la Figura 3.2 A partir de aquí, se puede generar un perfil, cargarlo, o usar un perfil NACA existente. Una vez definido el perfil, se ejecuta el comando OPER, que permite pasar al menú de cálculo. Dentro de este módulo de operación existen multitud de opciones para llevar a cabo la resolución del problema: modo de cálculo, condiciones, límite de iteraciones, ángulo de ataque o coeficiente de sustentación deseado y diversos comandos para almacenar y presentar los resultados. Una vez se imponen las condiciones deseadas, se inicia el cálculo mediante el comando INIT.

Los resultados de la ejecución del programa se presentan con la distribución de presiones sobre el perfil en una pantalla como se ve en la Figura 3.3. En esta ventana aparecen también otros datos

```

=====
File xfoil.def not found

QUIT      Exit program

.OPER     Direct operating point(s)
.MDES     Complex mapping design routine
.QDES     Surface speed design routine
.GDES     Geometry design routine

SAVE f    Write airfoil to labeled coordinate file
PSAV f    Write airfoil to plain coordinate file
ISAV f    Write airfoil to ISES coordinate file
MSAV f    Write airfoil to MSES coordinate file
REVE      Reverse written-airfoil node ordering

LOAD f    Read buffer airfoil from coordinate file
NACA i    Set NACA 4,5-digit airfoil and buffer airfoil
INTE      Set buffer airfoil by interpolating two airfoils
NORM      Buffer airfoil normalization toggle
XYCM rr   Change CM reference location, currently 0.25000 0.00000

BEND      Display structural properties of current airfoil

PCOP      Set current-airfoil panel nodes directly from buffer airfoil points
PANE      Set current-airfoil panel nodes ( 160 ) based on curvature
.PPAR     Show/change paneling

.PLOP     Plotting options

WDEF f    Write current-settings file
RDEF f    Reread current-settings file
NAME s    Specify new airfoil name
NINC      Increment name version number

Z         Zoom      | (available in all menus)
U         Unzoom    |

XFOIL    c>

```

Figura 3.2 Menú inicial de *XFOIL*.

como los números de Mach y de Reynolds, los coeficientes de sustentación, resistencia y momento y el ratio sustentación-resistencia.

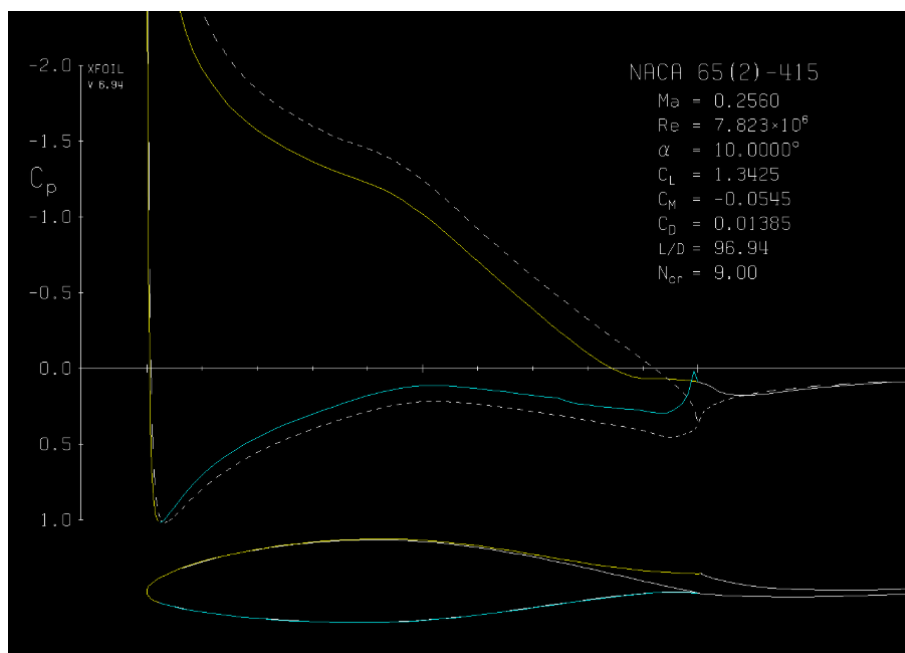


Figura 3.3 Pantalla de resultados de *XFOIL*.

También se pueden almacenar los resultados en archivos de texto, de manera que se puedan realizar varias ejecuciones sucesivas para obtener, por ejemplo, la curva polar de un determinado perfil.

Para utilizar *XFOIL* en el entorno de *MATLAB* se ha hecho uso de una interfaz disponible en *MathWorks*, que permite simplificar la entrada y salida de datos. Se trata de una función en la que se introducen los datos mediante variables del entorno de *MATLAB* y se obtienen dos estructuras de datos correspondientes a los datos geométricos y aerodinámicos del perfil estudiado de manera que se pueda trabajar con ellos directamente.

Esta función hace uso de la posibilidad de guardar los datos en un archivo de texto, posibilitando la ejecución y captura de datos para diferentes ángulos de ataque. La entrada de la función comprende el perfil, ya sea un perfil NACA o un vector o archivo de coordenadas, los números de Reynolds y de Mach y el ángulo de ataque. También existe otra función que permite obtener el ángulo de ataque a partir del coeficiente de sustentación. Se pueden variar además otros parámetros útiles para el control de la simulación, como la subdivisión en paneles o el número de iteraciones. En este caso, se ha modificado la función para aumentar el número de iteraciones por defecto mediante el comando `ITER`, de manera que se produzcan menos problemas de convergencia.

Cabe mencionar también que esta interfaz no explota todo el potencial del programa, ya que no utiliza todas las opciones de rediseño de perfiles o de subdivisión manual del perfil para el método de paneles. Sin embargo, para la aplicación de la que se hace uso en este trabajo no se van a utilizar estas características del programa, sino que se va a precisar de un análisis simple de perfiles para la obtención de características aerodinámicas, por lo que el uso de esta interfaz resulta perfectamente adecuado.

4 Descripción general del Intérprete de Datcom

En este apartado se va a explicar el funcionamiento del software desarrollado para la obtención de derivadas de estabilidad. En la Figura 4.1 está representado esquemáticamente el funcionamiento de esta herramienta.

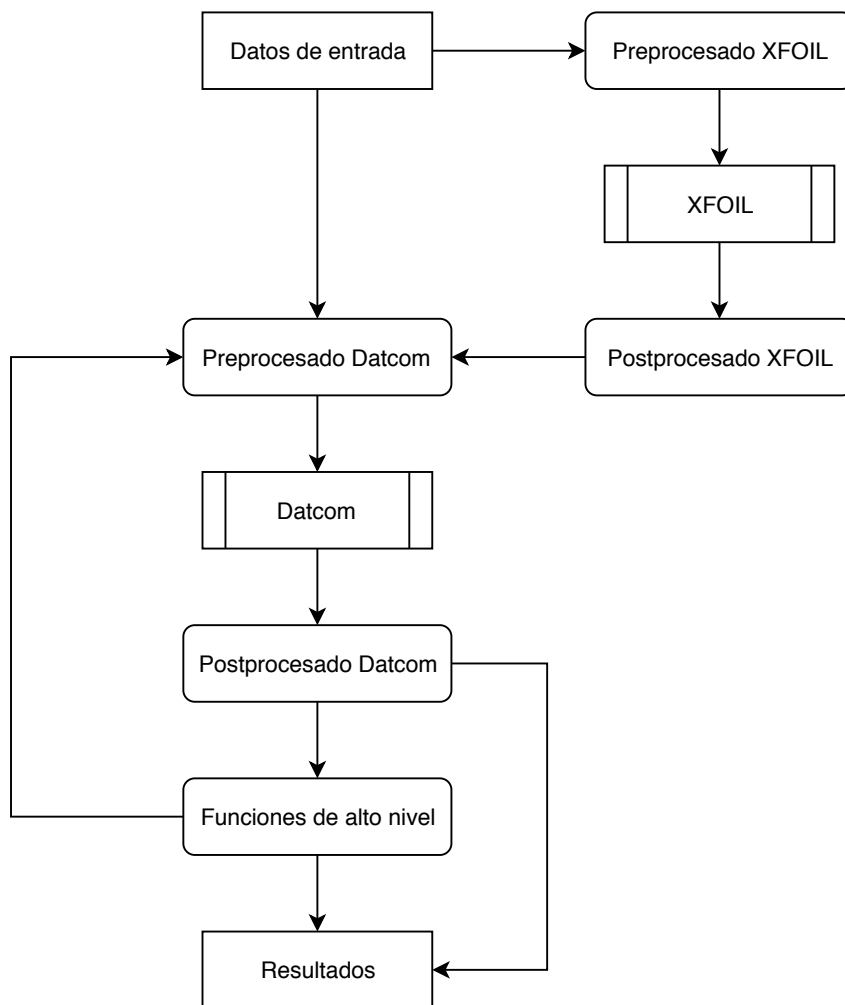


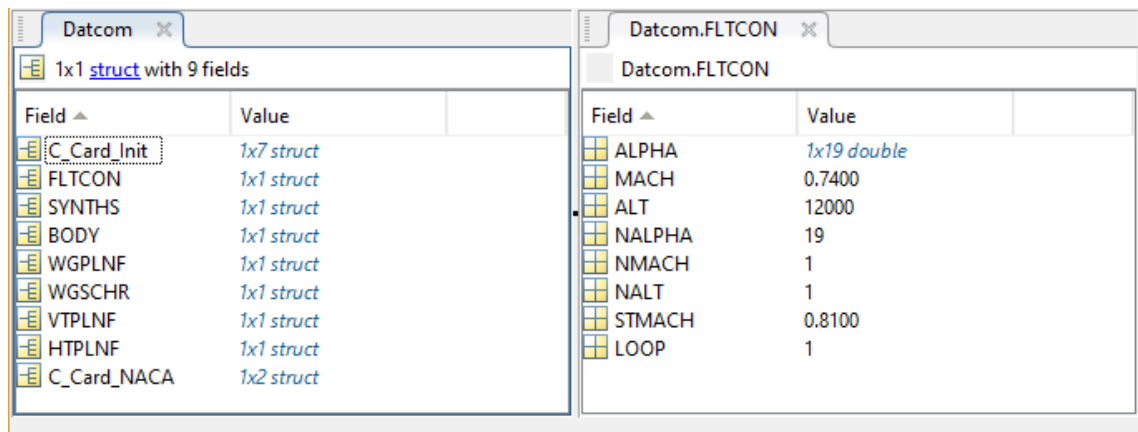
Figura 4.1 Esquema del funcionamiento del Software.

El objetivo principal del software es, por un lado, simplificar la entrada de datos y, por otro, dar los resultados con mayor precisión y de un modo más manejable para trabajar con ellos. Para ello se ha desarrollado el código en el entorno de *MATLAB*.

La idea es tener un control absoluto de la ejecución de *Datcom* desde el entorno de *MATLAB*. De esta forma, se introducirán los datos de entrada y el programa, de forma automática generará el archivo de entrada a *Datcom*, como el que se observa en el código 2.4, permitiendo la eliminación de los errores de escritura. También se incluye aquí la interfaz para trabajar con *XFOIL* y extraer los resultados necesarios. Una vez generado el archivo, se ejecuta el programa. Para la obtención de resultados, se accede de forma directa a la memoria interna del programa, permitiendo obtener los valores con mucha mayor precisión que los presentados en el archivo de salida, ya que, como se explicó en el Capítulo 2, estos pueden tener incluso una sola cifra significativa mientras que los datos extraídos de la memoria interna siempre tienen ocho cifras significativas. Además, se contemplan todos los posibles casos de resultados, evitando errores de lectura. También se permiten iteraciones del programa, permitiendo cambiar los datos de entrada de forma automática a partir de los resultados de salida, reduciendo de esta forma la carga de trabajo.

Para la introducción de los datos, los módulos y las variables a definir son los mismos que están descritos en el Capítulo 2 como entradas del programa. Sin embargo, estos se definen dentro del entorno de *MATLAB*, sin necesidad de utilizar el lenguaje de *Datcom*. Los datos obtenidos del programa también se proporcionan como variables en el entorno de *MATLAB* en tres bloques, datos de salida, datos de entrada y parámetros intermedios.

Los datos de entrada deben proporcionarse por estructuras, cada una correspondiendo a los bloques definidos en el Capítulo 2. Un ejemplo se muestra en la Figura 4.2. Se puede observar que para este caso se han definido las estructuras básicas de condiciones de vuelo, parámetros de síntesis y geometrías de fuselaje, ala y estabilizadores vertical y horizontal. Además, están definidas las órdenes de control del caso iniciales, así como la estructura para definir el perfil del ala, mientras que los perfiles de la cola están definidos mediante perfiles NACA. También se puede observar en esta imagen como dentro de la estructura *FLTCON* están definidas las distintas variables de este bloque. Para la introducción de los datos, se conserva el nombre de todos los bloques de entrada, excepto en las estructuras *SYMFLP* y *ASYFLP*, que se deberán complementar con una "W" o una "H" para definir si están asociadas al ala o al estabilizador horizontal. Todas las estructuras están incluidas dentro de otra estructura, de nombre *Datcom*, que será la entrada al programa.



Field	Value
C_Card_Init	1x7 struct
FLTCON	1x1 struct
SYNTHS	1x1 struct
BODY	1x1 struct
WGPLNF	1x1 struct
WGSCHR	1x1 struct
VTPLNF	1x1 struct
HTPLNF	1x1 struct
C_Card_NACA	1x2 struct

Field	Value
ALPHA	1x19 double
MACH	0.7400
ALT	12000
NALPHA	19
NMACH	1
NALT	1
STMACH	0.8100
LOOP	1

Figura 4.2 Ejemplo de estructura de datos de entrada en el intérprete de Datcom.

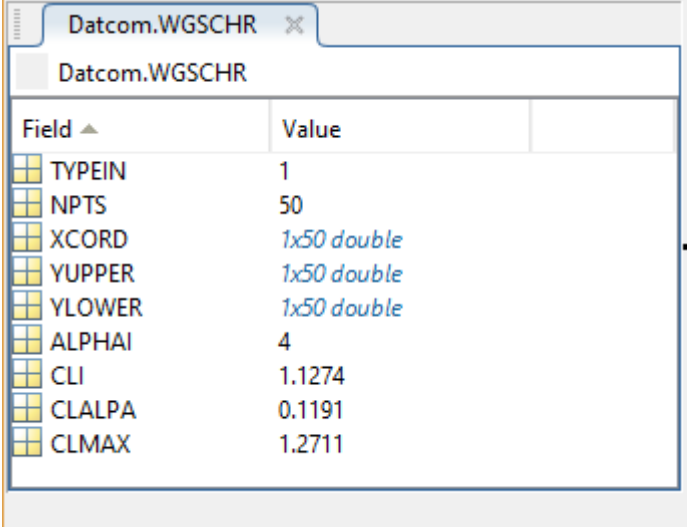
Resulta aquí realmente trascendente la correcta introducción de los datos para evitar fallos en la ejecución del programa. Aunque, gracias al software desarrollado en este trabajo, se consiguen erradicar los errores relativos a la escritura de los datos, incluidos los relacionados con el orden de estos, todavía pueden producirse problemas al introducir los datos:

- En primer lugar, siempre deben introducirse las estructuras correspondientes al grupo I mencionando en el Capítulo 2, así como las correspondientes órdenes de control del grupo IV. Dentro de estos comandos de control resulta imprescindible para el funcionamiento del software especificar la orden `DUMP CASE`, para la extracción de la memoria interna de *Datcom*.
- Además, respecto a los demás bloques, será posible simular un ala aislado, pero en caso de definir más superficies estas deben estar unidas por lo que es obligatorio que exista un fuselaje.
- Por último, es imprescindible definir un perfil aerodinámico por cada superficie sustentadora.

Si no se siguen estas instrucciones el programa no se ejecutará correctamente y devolverá un error.

A partir de estos datos de entrada comienza a ejecutarse el Intérprete de Datcom.

En primer lugar, previo al preprocesado de datos del propio Intérprete de Datcom se genera una interfaz para definir la estructura de datos propia de los perfiles aerodinámicos. Para ello se puede utilizar o no el programa *XFOIL*. Esta interfaz recibe como entrada el archivo de texto en el que estén definidas las coordenadas del perfil, tal como se exigen en el programa, y proporciona la estructura de datos lista para el preprocesado de *Datcom*. Si no se utiliza *XFOIL* los datos serán únicamente geométricos, mientras que si se escoge la opción de ejecutar el programa también se incluirán los datos aerodinámicos extraídos. En la Figura 4.3 se muestra un ejemplo de la estructura de datos generada por esta interfaz. En este caso se han utilizado los resultados proporcionados por *XFOIL*.



Field ▲	Value
TYPEIN	1
NPTS	50
XCORD	1x50 double
YUPPER	1x50 double
YLOWER	1x50 double
ALPHAI	4
CLI	1.1274
CLALPA	0.1191
CLMAX	1.2711

Figura 4.3 Estructura de datos generada por la interfaz de *XFOIL*.

Para la ejecución y lectura de datos de *XFOIL* en *MATLAB* se ha utilizado la función de *Mathworks* comentada en el Capítulo 3. Mencionar también que existe la posibilidad de que, habiéndose seleccionado la opción de ejecutar el análisis del perfil por *XFOIL*, el programa no converja. Para estos casos, se genera una variable de control que toma el valor 0 cuando no se han extraído datos del programa y 1 cuando sí. En el caso de la no convergencia de *XFOIL*, la estructura generada por la interfaz incluirá solamente los datos geométricos.

Mediante esta función, se puede comprobar como cambia la salida con los datos aerodinámicos del perfil calculados por *Datcom* o con los obtenidos mediante un programa de análisis aerodinámico. Esto puede suponer una ventaja considerable al tratar con perfiles no convencionales, en los que las aproximaciones realizadas por *Datcom* pueden suponer un error considerable al realizarse

mediante modelos semi-empíricos. Sin embargo *XFOIL* proporcionará datos obtenidos a partir de la resolución del problema aerodinámico.

A continuación, se introducen los datos en el Intérprete de Datcom. El preprocesado de los datos consiste en generar el archivo de entrada a *Datcom* a partir de la estructura de datos introducida tal como se ha explicado previamente. El software tiene implementada la escritura de archivos *.dcm* siguiendo todas las normas de programación descritas en el Capítulo 2, incluidas las referentes al orden en que se deben definir las estructuras de datos, de forma que estas pueden ser introducidas por el usuario en cualquier orden. De esta manera se permite al usuario utilizar el software de estimación de derivadas de estabilidad sin la necesidad de aprender todas las normas de un lenguaje de programación que sólo se utiliza para *Datcom*, aligerando la carga de trabajo que supone utilizar este programa. El desarrollo del código se explica en más detalle en el Capítulo 5

Tras el preprocesado de los datos y la generación del archivo *.dcm*, se procede a ejecutar *Datcom*. Se ha modificado el archivo principal del programa de manera que no se pause ni abra automáticamente el modelo 3D cada vez que se ejecute.

A continuación se produce el postprocesado de los resultados generados por *Datcom*. El proceso consiste en leer el archivo de salida del programa *.out*, extraer los vectores de memoria interna, mencionados en el Capítulo 2, presentes en él, y procesarlos para convertirlos en estructuras de datos en el entorno de *MATLAB*. Las distintas estructuras se dividen entre datos de entradas (*inputs*), parámetros intermedios de cálculos (*parameters*), y resultados (*outputs*). Un ejemplo de estas estructuras de datos se puede encontrar en la Figura 4.4.

The screenshot shows the MATLAB workspace with three main sections: Parameters, Inputs, and Outputs. Each section displays a list of fields and their corresponding values.

Field	Value
Parameters (1x1 struct with 22 fields)	
A	1x1 struct
AHT	1x1 struct
AVT	1x1 struct
B	1x1 struct
BD	1x1 struct
BHT	1x1 struct
C	1x1 struct
CHT	1x1 struct
D	1x1 struct
DHT	1x1 struct
DVT	1x1 struct
DYN	1x1 struct
DYNH	1x1 struct
FACT	1x1 struct
HB	1x1 struct
OPTN	1x1 struct
STB	1x1 struct
Inputs (1x1 struct with 5 fields)	
BDIN	1x1 struct
FLC	1x1 struct
HTIN	1x1 struct
VTIN	1x1 struct
WGIN	1x1 struct
Outputs (1x1 struct with 12 fields)	
BodyAlone	1x1 struct
WingAlone	1x1 struct
HorizontalTail	1x1 struct
VerticalTail	1x1 struct
BodyWing	1x1 struct
BodyHT	1x1 struct
BodyVT	1x1 struct
BodyWingHT	1x1 struct
BodyWingVT	1x1 struct
TotalAircraft	1x1 struct
Downwash	1x1 struct
TrimAMT	1x1 struct
Outputs.TotalAircraft (1x19 double)	
CA	1x19 double
CLA	1x19 double
CMA	1x19 double
CYB	1x19 double
CNB	1x19 double
CLB	1x19 double
CLQ	1x19 double
CMQ	1x19 double
CLAD	1x19 double
CMAD	1x19 double
CLP	1x19 double

Figura 4.4 Estructuras de datos de salida.

En esta imagen se puede apreciar también como dentro de estos tres bloques existe otra subdivisión en estructuras de datos, y dentro de estas se encuentran las distintas variables relacionadas con estas estructuras. En el Capítulo 6 se desarrolla en más detalle todos los bloques de salidas que se pueden encontrar, así como también se enlaza a las tablas donde están definidas todas las variables presentes.

En la Figura 4.4 también aparecen las variables contenidas dentro del bloque correspondiente a las derivadas de estabilidad del avión completo. Se puede observar que se agrupan en vectores cuya longitud es el número de ángulos de ataque analizados. De esta forma, el usuario puede llegar rápidamente al parámetro que precise, e incluso programar un código para operar directamente con él sin necesidad de un trabajo de lectura de datos adicional, lo que reduce significativamente la carga de trabajo empleada para trabajar con *Datcom*. Además, al proceder estos datos de la memoria interna del programa, resultan mucho más precisos, tal como se explicó en el Capítulo 2

Uno de los problemas encontrados en la lectura de los resultados es el caso en el que no se proporcionen valores de salida. Es frecuente que *Datcom* no pueda proporcionar muchos de los valores, ya sea porque se salen de rango en los datos de entrada, o porque no ni dispone de métodos para ello. Además existen casos en los que el programa estima que un valor no varía según el ángulo de ataque y solo devuelve un resultado. En la herramienta desarrollada, se proporciona el valor NaN, forma que existe en el entorno de MATLAB para referirse a not a number, para el caso de que no se proporcione el resultado, mientras que en el caso de que no varíe en función del ángulo de ataque, se devuelve igualmente un vector en función del ángulo de ataque, en el cual todos los componentes tienen el mismo valor.

Con el postprocesado de los archivos de salida del programa terminaría la función principal del Intérprete de *Datcom*. Como complementos a esta función principal se han desarrollado en este trabajo una serie de funciones de alto nivel, tal como aparece reflejado en la Figura 4.1. Estas funciones hacen uso del Intérprete de *Datcom* para obtener ciertas características de estabilidad tanto estática como dinámica. Estas funciones pueden precisar de una iteración del programa, de manera que sea necesario realizar una realimentación de los datos de entrada al software repetidamente, tal como se muestra en el diagrama de flujo. Las funciones desarrolladas son las siguientes:

- Trimado automático: El módulo de trimado presente en *Datcom* solamente plantea la resolución de la ecuación de momentos, sin considerar el equilibrio de sustentación y peso. Por ello, con ayuda de la herramienta *fsolve* incluida en *MATLAB*, se ha generado una función que permita obtener tanto el ángulo de ataque como la deflexión del timón o, en caso de cola móvil, la incidencia del estabilizador horizontal, necesarios para equilibrar el avión en unas determinadas condiciones de vuelo, teniendo en cuenta tanto el equilibrio de fuerzas horizontales como el equilibrio de momentos.
- Límites del centro de gravedad: Los límites teóricos de la posición del centro de gravedad de la aeronave están marcados por la estabilidad y la controlabilidad. Adelantar en exceso su posición produce problemas de controlabilidad mientras que atrasarlo puede generar la pérdida de la estabilidad estática.

Para realizar los cálculos teóricos de los márgenes admisibles para el centro de gravedad se suelen utilizar determinadas aproximaciones. Estas aproximaciones, aunque son útiles para un cálculo rápido y eficiente, pueden conllevar ciertos errores, al no ser estrictamente ciertas. Es por ello que se ha creado una función para determinar estos márgenes a partir de los datos obtenidos mediante *Datcom*, de manera que se puedan comparar los resultados analíticos con otros más reales.

- Obtención de los modos del sistema: La caracterización de la estabilidad dinámica de una aeronave viene dada por la respuesta ante una perturbación en un vuelo de crucero. Los modos del sistema son las variables que caracterizan estas distintas respuestas que se pueden producir

en el avión. Estos modos se obtienen mediante la resolución del problema de autovalores y autovectores asociados a las ecuaciones de la dinámica de la aeronave.

Para obtener directamente las características de estabilidad dinámica de la aeronave a partir de los parámetros geométricos de diseño, se ha programado una función que obtenga automáticamente los modos del sistema a partir de los datos de entrada a *Datcom*. De esta forma se puede valorar de manera directa la influencia de determinados parámetros geométricos sobre la estabilidad dinámica del avión.

Mediante esta función se pueden realizar estudios paramétricos de estabilidad variando parámetros geométricos de la aeronave. Normalmente los estudios paramétricos se realizan sobre las derivadas de estabilidad, pero gracias a esta función se pueden obtener relaciones más realistas de como cambian los modos al cambiar una característica geométrica del avión

Estas funciones se comentan con mayor profundidad en el Capítulo 7.

5 Preprocesado de los datos

El objetivo de este capítulo es describir el código llevado a cabo para procesar los datos introducidos y generar el archivo de entrada a *Datcom*. En la Figura 5.1 se representa el diagrama de flujo explicativo del software desarrollado para llevar a cabo el preprocesado de *Datcom*.

El primer paso para la ejecución del programa es la introducción de los datos de la aeronave. De la definición de estos datos se ha hablado en el Capítulo 4. Las estructuras de datos, por tanto, tienen la misma forma que se define en [4].

El único módulo en el que se ha realizado un cambio en el modo de introducir los datos es en el de definición de los perfiles aerodinámicos. En este bloque, *Datcom* permite la introducción tanto de la geometría del perfil como de sus datos aerodinámicos. Por ello, se ha creado una función auxiliar, *ProfileDatcom.m* en la que, a partir de la introducción de un archivo *.txt* con las coordenadas del perfil, define las variables de entrada geométricas requeridas y, en caso de que interese un cálculo de las características del perfil más exacto, los datos aerodinámicos obtenidos mediante el programa de análisis subsónico de perfiles *XFOIL*. También es necesario introducir el ángulo de ataque de diseño, y los números de Reynolds y Mach.

Los datos aerodinámicos que se pueden obtener del programa *XFOIL* para ser introducidos como datos en *Datcom* consisten en el coeficiente de sustentación, la pendiente de la curva de sustentación, el coeficiente de sustentación máximo, y el coeficiente de momentos con sustentación nula. Estos se definen a partir de la curva polar del perfil, especificando la pendiente de la curva de sustentación y el coeficiente de sustentación en el ángulo de ataque definido. También se utiliza la función inversa de *XFOIL* para obtener las características en condiciones de sustentación nula

Los parámetros geométricos que han de ser incluidos por esta función para la ejecución en *Datcom* son: el número de puntos del perfil que se dan (en la función se proporciona el máximo, 50), el posicionamiento de estos puntos sobre la cuerda, y la coordenada de intradós y extradós en cada uno de ellos. Las coordenadas se darán con mayor precisión cerca del borde de ataque y se irá tendiendo a alejar los puntos conforme se avanza hacia el borde de salida. Se puede observar en el código 5.1 como se ha realizado la interpolación de la geometría

Código 5.1 Código para la interpolación del perfil.

```
SCHR .TYPEIN = 1 ;
SCHR .NPTS = 50 ;
xq          = [0.005:0.005:0.1,0.11:0.01:0.2,0.22:0.02:0.4,...
0.45:0.05:0.7,0.8:0.1:1] ;
SCHR .XCORD = [0,xq] ;
SCHR .YUPPER = [interp1(x1,yu,0,'spline'),interp1(x1,yu,xq,'spline')] ;
SCHR .YLOWER = [interp1(x1,yu,0,'spline'),interp1(x2,y1,xq,'spline')] ;
```

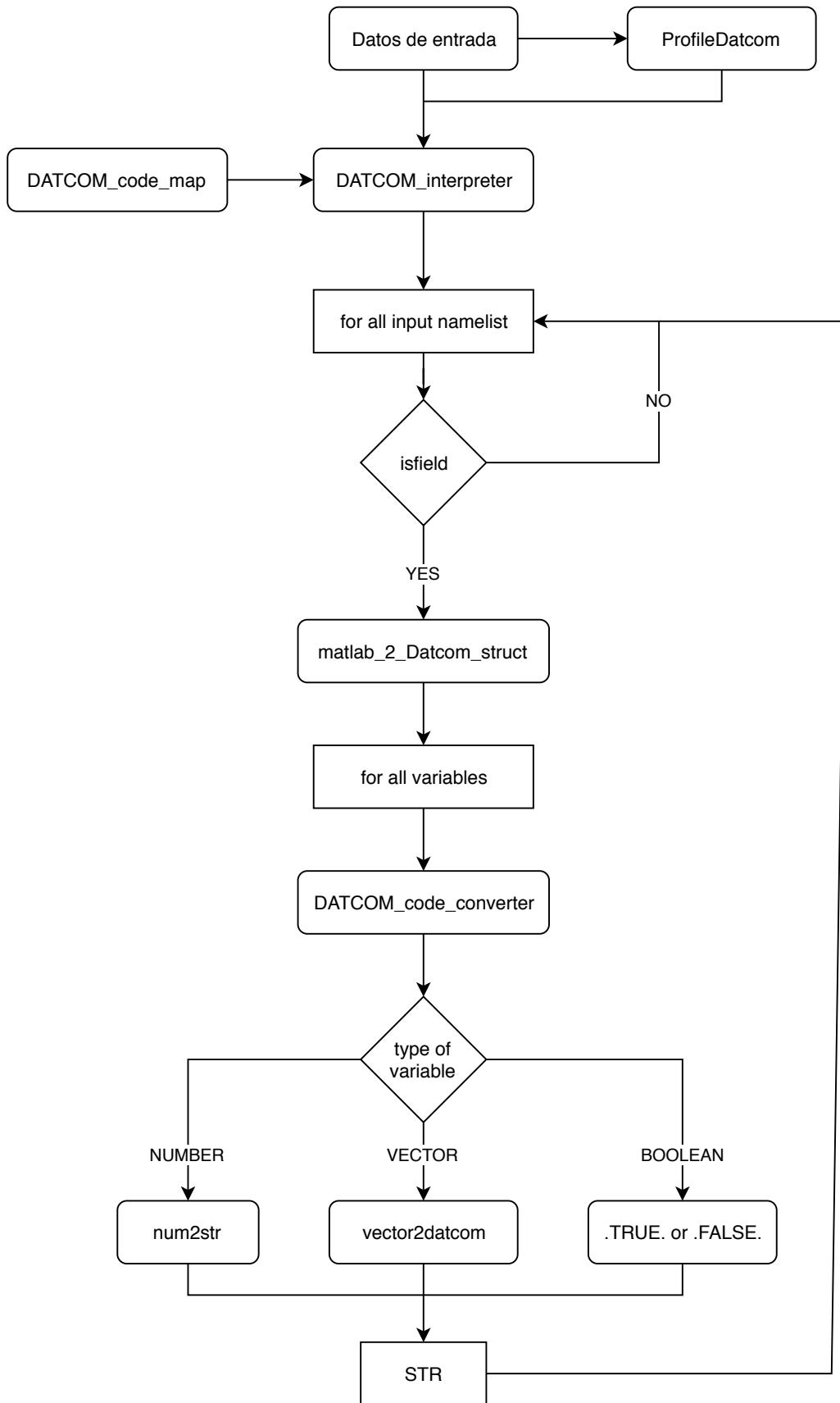


Figura 5.1 Esquema de la entrada de datos.

Para los casos en los que el cálculo en *XFOIL* no converja, se genera una variable de control que notifique si la salida ha convergido o no. En caso de que no haya convergido se introducen solamente los datos de la geometría, dejando que *Datcom* obtenga las características aerodinámicas mediante sus cálculos propios. Mencionar que las coordenadas en el archivo *.txt* deben estar introducidas empezando por el borde de salida y recorriendo de manera continua extradós e intradós hasta volver al borde de salida, del mismo modo que se introducen en *XFOIL*. Una vez definidos los datos de entrada, se introducen en la función principal *DATCOM_interpreter.m*. Esta función se llama mediante el código que se muestra a continuación:

```
[Outputs, Parameters, Inputs] = DATCOM_interpreter(Datcom)
```

La primera orden que realiza la función principal es llamar al Diccionario de *Datcom*, definido en la función *DATCOM_code_map.m*. Este diccionario define todas las variables que se pueden introducir en el programa, comprendidas cada una dentro de su bloque correspondiente. Junto a la definición de las variables están descritas las cualidades necesarias para la posterior transformación al entorno de *Datcom*: nombre en *MATLAB*, nombre en *Datcom* y tipo de variable. Un ejemplo de definición de variables se puede observar en el código 5.2

Código 5.2 Ejemplo de definición de variables de entrada en el Diccionario de *Datcom*.

```
% ESTRUCTURA FLTCON
n = 1;
FLTCON_fields(n).DATCOM_name      = 'NALPHA';
FLTCON_fields(n).type             = 'num';
FLTCON_fields(n).DATCOM_length_name = [ ];
FLTCON_fields(n).MATLAB_name      = 'NALPHA';
FLTCON_fields(n).order            = n;

n = n+1;
FLTCON_fields(n).DATCOM_name      = 'ALSCHD';
FLTCON_fields(n).type             = 'vec';
FLTCON_fields(n).DATCOM_length_name = [ ];
FLTCON_fields(n).MATLAB_name      = 'ALPHA';
FLTCON_fields(n).order            = n;
```

A continuación se comprueba si está definido cada bloque de datos de entrada. Se debe considerar que el orden en el que se realice esta comprobación, será el mismo en el que se escriban los módulos posteriormente en el archivo de entrada. Por tanto, los módulos se ordenan de la manera correcta tal y como viene en el manual de *Datcom*.

Se ha modificado también, en cuanto a la introducción de los datos, la definición de flaps o alerones sobre las superficies sustentadoras, puesto que, en la estructura del archivo de entrada a *Datcom*, estos se definían de igual modo para el ala y para el estabilizador horizontal y se asignaban a una superficie o a otra según detrás del cual estén escritos. Para la introducción de superficies de control en el Intérprete de *Datcom*, se ha simplificado la introducción de estas estructuras, bastando con especificar con una "W" o con una "H" si estas superficies están asignadas al ala o al estabilizador horizontal.

Cuando se comprueba que un bloque está definido dentro de la estructura de datos de entrada, se introduce en la función *matlab_2_Datcom_struct.m*, junto con su sección del diccionario de *Datcom*, tal como se muestra en el código 5.3

Código 5.3 Comprobación del campo FLTCON y llamada a la función `matlab_2_Datcom_struct.m`.

```

if isfield(Datcom,'FLTCON')
    str_FLTCON = matlab_2_Datcom_struct(Datcom.FLTCON,'FLTCON',
        FLTCON_fields);
    str_Datcom = [str_Datcom str_FLTCON];
end

```

La función `matlab_2_Datcom_struct.m` analiza una a una todas las variables introducidas, comparando el nombre con los existentes en el diccionario. Para ello, hace uso de la función `DATCOM_code_converter.m`, que encuentra la correspondencia de la variable, introducida mediante el nombre en *MATLAB*, con su nombre asociado en *Datcom* y el tipo de variable según viene especificado en el Diccionario de *Datcom*.

Código 5.4 Función `Datcomcodeconverter`.

```

function f = DATCOM_code_converter(str,DICT)
% A partir del nombre del campo de una estructura en Matlab, esta función
% devuelve la sintaxis para convertir a DATCOM.
f = [ ];
for i = 1:length(DICT);
    if strcmp(str,DICT(i).MATLAB_name)
        f.type           = DICT(i).type;
        f.DATCOM_name    = DICT(i).DATCOM_name;
        f.DATCOM_length_name = DICT(i).DATCOM_length_name;
        break
    end
end
if isempty(f) && ~strcmp(str,'NACA')
    warning(['ATENCIÓN: no existe la implementación en DATCOM del campo ' str])
end

```

Una vez definida la variable, se procede a transformarla a lenguaje de *Datcom* dentro de un *string*. Para la transformación de números se utiliza la función propia de *MATLAB* `num2str.m`, mientras que para las variables booleanas simplemente se escribe en el *string* ".TRUE." o ".FALSE.". Para los vectores se crea la función `vector2datcom.m`, que presta atención a no sobrepasar el número de caracteres permitidos por línea. Para no exceder este número se empieza una nueva línea para cada variable. Esta diferenciación según el tipo de variable se realiza mediante el código 5.5. Cabe decir que dentro de la función se empieza y acaba la escritura con el inicio y final del módulo en cuestión.

Código 5.5 Escritura según el tipo de variable.

```

for i = 1:(size(Matlab_fields)-1)
    % Datos contenidos en el campo que se está analizando
    var = eval(['Matlab_struct.' Matlab_fields{i} ',';]);
    if ~isempty(var)
        % Obtenemos la equivalencia en DATCOM de cada variable
        f = DATCOM_code_converter(Matlab_fields{i},code_map);
        if ~isempty(f)
            % Lo primero que hay que analizar es si se trata de un vector

```



```
    if strcmp(f.type,'vec')
        str = [str '\n' vector2datcom([' ' f.DATCOM_name],var)];
    elseif strcmp(f.type,'num')
        str = [str '\n ' f.DATCOM_name '=' num2str(var,'%f') ','];
    elseif strcmp(f.type,'boolean')
        if var == 1;
            str = [str '\n ' f.DATCOM_name '= .TRUE.,'];
        else
            str = [str '\n ' f.DATCOM_name '= .FALSE.,'];
        end
    end
end
end
end
end
```

Una vez termina de procesar cada bloque, se va añadiendo la escritura realizada a un *string* global, que acumule la estructura de todos los datos de entrada, tal como se ve en el código 5.3. Una vez terminados de leer todos los datos, se abre el archivo *DatcomFile.dcm* y se sobrescribe con este *string* acumulado, tal como se observa en el código 5.6. Terminado de escribir el archivo, se ejecuta y se procede a la lectura de los datos de salida.

Código 5.6 Escritura del archivo y ejecución del programa.

```
fid = fopen('DatcomFile.dcm','w');
fprintf(fid,str_Datcom);
fclose(fid);
eval('!DatcomFile.dcm')
```


6 Postprocesado de los resultados

En este capítulo se explica el código que lleva a cabo la lectura de los resultados para devolverlos en el entorno de *MATLAB*. En la Figura 6.1 se representa el diagrama de flujo explicativo del software desarrollado para llevar a cabo el postprocesado de los archivos de salida

Para procesar los resultados el primer paso es leer el archivo de salida *.out* y extraer los vectores correspondientes. El proceso, llevado a cabo en la función *finddat2.m* consiste en buscar, a lo largo de todo el archivo, todos los posibles vectores de salida, puesto que estos no son siempre los mismos y en algunos casos están unos determinados vectores y para otros casos los que aparecen son diferentes. Una vez encontrado un vector, se deja de buscar, salvo en el caso de que exista más de un vector con el mismo nombre, en cuyo caso se sigue buscando pero se guardan los vectores en otra variable. Esto ocurre en el caso de los vectores de resultados. Finalmente se guardan en una estructura de datos denominada *output_raw*.

El código ejecutado para buscar y guardar un vector de memoria interna se puede observar en el código 6.1. En este caso particular se tratan los vectores de memoria interna *BODY*, dos vectores con el mismo nombre. Se nombra un vector de control *j* con tantos componentes como nombres de vectores que controle si un vector ya ha sido encontrado para dejar de buscarlo. En este caso cuando se encuentra la primera vez sigue buscándolo, pero en el segundo bloque, donde se le da otro nombre al vector extraído. El tamaño de los vectores se sabe de antemano, ya que viene indicado en [4]. También se contempla el caso en el que aparezcan el segundo vector pero no el primero, gracias a que aparecen en zonas distintas del archivo de salida.

Código 6.1 Ejemplo de búsqueda de un vector.

```
if j(60)<=1
    id = strfind(linea,' BODY(');
else
    id = [ ];
end
if length(id)>=1 && j(60)<=1
    for i=1:400
        if mod(i,5)~=0
            DATA.BODY(i)= str2double(linea(id(mod(i,5))+11:id(mod(i,5))+22));
        else
            DATA.BODY(i)= str2double(linea(id(5)+11:id(5)+22));
            linea = fgetl(fid);
        end
    end
end
j(60) = j(60)+1;
end
```

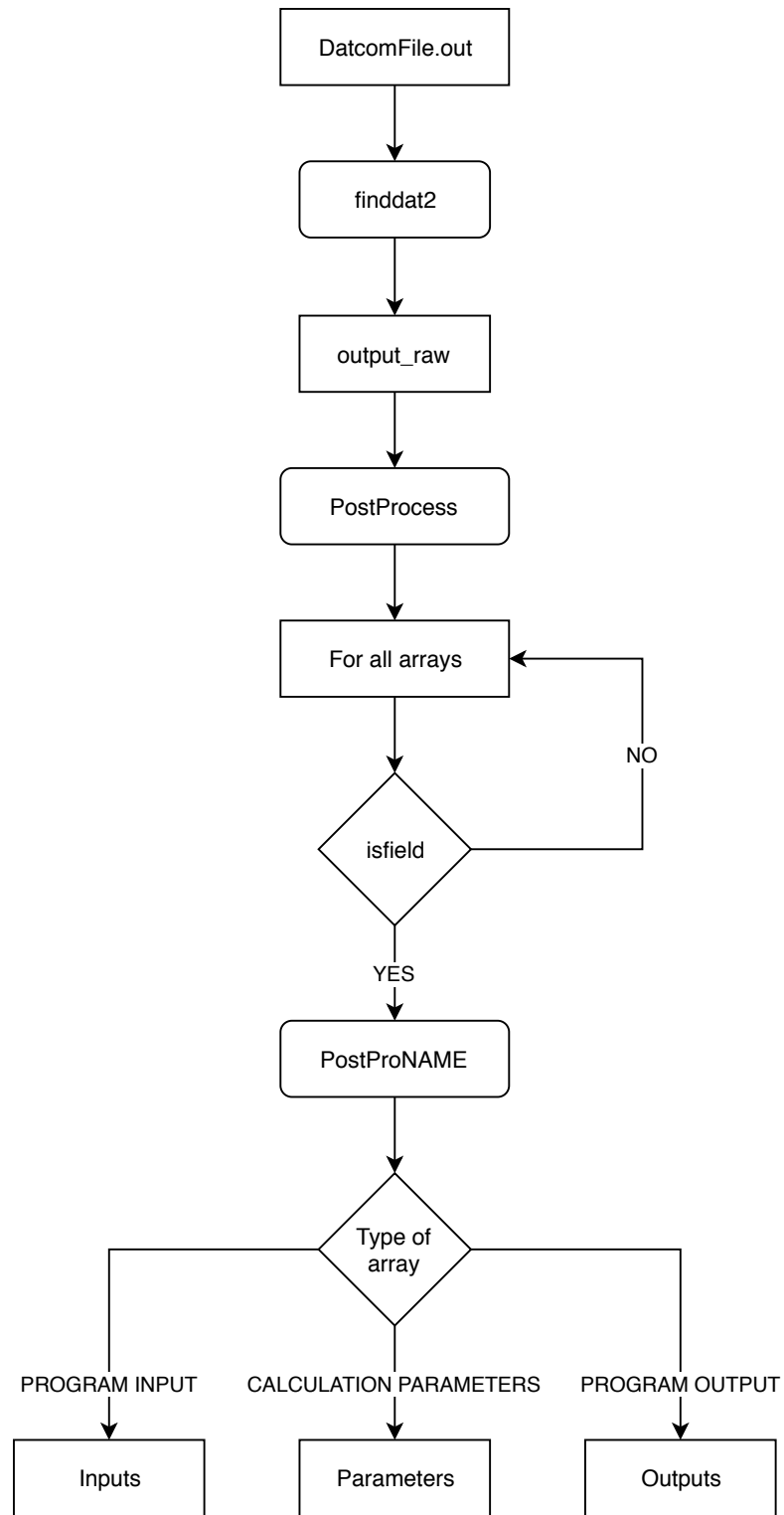


Figura 6.1 Esquema de la salida de datos.

```

if j(60)==2
    id = strfind(linea,' BODY(');
else
    id = [ ];
end
if length(id)>=1 && j(60)==2

```

```

for i=1:200
    if mod(i,5)~=0
        DATA.BODY2(i)= str2double(linea(id(mod(i,5))+11:id(mod(i,5))+22));
    else
        DATA.BODY2(i)= str2double(linea(id(5)+11:id(5)+22));
        linea = fgetl(fid);
    end
end
j(60) = j(60)+1;
end

```

Una vez obtenidos los vectores, es necesario procesarlos para extraer los distintos parámetros que almacena cada uno. Para ello se utiliza la función *PostProcess.m*, que tiene como entradas la estructura *output_raw*, el número de ángulos de ataque *y*, en el caso de que se hayan definido dispositivos hipersustentadores, el tipo y el número de deflexiones definidas. También se introduce la estructura de datos de entrada para los casos de vectores cuyos contenidos varíen según los datos introducidos. Por tanto para llamar a la función se escribe el siguiente código:

```
[Outputs, Parameters, Inputs] = PostProcess(output_raw,Nalpha,Ndelta,type,input)
```

A continuación esta función comprueba uno a uno si están los vectores de memoria interna en la estructura de datos introducida. En caso de que esté se procesan los datos del vector para obtener una estructura de datos que contenga las variables extraídas del vector. Un ejemplo de esta comprobación vector a vector se observa en el código 6.3

Código 6.2 Comprobación y llamada al postprocesado del vector BODY.

```

if isfield(output_raw,'BODY')
    BodyAlone = PostProData(output_raw.BODY,Nalpha);
    Outputs.BodyAlone = BodyAlone;
end

```

Para el procesado de los datos se utilizan las tablas del manual de *Datcom* en las cuales está descrito qué parámetro es cada componente de cada vector. Mediante estas tablas, se realiza una función para procesar cada vector, denominada *PostProNAME.m*, sustituyendo NAME por el nombre de cada vector. Para los resultados de derivadas de estabilidad, el procesado es igual para todos los vectores y se crea una sola función *PostProData.m*. En caso de que sean necesarios más datos para procesar los resultados se introducirán junto con el vector en su respectiva función. Se muestra a modo de ejemplo esta función *PostProData.m* en el código ??

Código 6.3 Función PostProData.

```

function coefs = PostProData(vec,Nalpha)
vec = noresults(vec);
coefs.CD = rvrw(vec(1:Nalpha));
coefs.CL = rvrw(vec(21:20+Nalpha));
coefs.CM = rvrw(vec(41:40+Nalpha));
coefs.CN = rvrw(vec(61:60+Nalpha));
coefs.CA = rvrw(vec(81:80+Nalpha));
coefs.CLA = rvrw(vec(101:100+Nalpha))*180/pi;
coefs.CMA = rvrw(vec(121:120+Nalpha))*180/pi;

```

```

coefs.CYB = rvrw(vec(141:140+Nalpha))*180/pi;
coefs.CNB = rvrw(vec(161:160+Nalpha))*180/pi;
coefs.CLB = rvrw(vec(181:180+Nalpha))*180/pi;
coefs.CLQ = rvrw(vec(201:200+Nalpha))*180/pi;
coefs.CMQ = rvrw(vec(221:220+Nalpha))*180/pi;
coefs.CLAD = rvrw(vec(241:240+Nalpha))*180/pi;
coefs.CMAD = rvrw(vec(261:260+Nalpha))*180/pi;
coefs.CLP = rvrw(vec(281:280+Nalpha))*180/pi;
coefs.CYP = rvrw(vec(301:300+Nalpha))*180/pi;
coefs.CNP = rvrw(vec(321:320+Nalpha))*180/pi;
coefs.CNR = rvrw(vec(341:340+Nalpha))*180/pi;
coefs.CLR = rvrw(vec(361:360+Nalpha))*180/pi;

```

Se observa que en este código se hace uso de dos funciones auxiliares. En primer lugar, como parte del procesado, se localizan los términos en los que no se han obtenido resultados y se sustituye el valor por defecto devuelto por *Datcom*, 1×10^{-30} , por *NaN*, forma que existe en el entorno de *MATLAB* para referirse a *not a number*, mediante la función *noresults.m*. Esta función se muestra en el código 6.4.

Código 6.4 Función noresults.

```

function vec=noresults(vec)
for i=1:length(vec)
    if abs(vec(i))==1e-30 && vec(i)~=0
        vec(i)=NaN;
    end
end
end
end

```

La segunda función presta atención a dos casos:

- Aquellos en los que no existan métodos en *Datcom* estimar una derivada de estabilidad, en cuyo caso se devuelve un solo valor *NaN* en la variable.
- Los casos en los que una derivada de estabilidad no cambia según el ángulo de ataque, en cuyo caso *Datcom* solo devuelve el primer valor del vector y no proporciona resultados en los demás términos. Esto se corrige devolviendo el vector con el mismo valor en todos los términos, de manera que se pueda comprobar que si se han obtenido resultados.

Estos dos procesos se realizan mediante la función *rvrw.m*, la cual está escrita en el código 6.5.

Código 6.5 Función rvrw.

```

function vec=rvrw(vec)
if isnan(vec(1))
    vec = NaN;
elseif length(vec)>1
    if isnan(vec(2))
        vec(2:length(vec)) = vec(1);
    end
end

```

```
end
end
```

El procesado se realiza para todos los vectores que aparecen en cada caso. A partir de todos ellos, se generan tres grandes estructuras de datos, los datos de entrada, "Inputs", los parámetros intermedios, "Parameters" y los valores de salida "Outputs". Todos los resultados realmente están en este último bloque, pero los otros proporcionan información importante para ver si los datos introducidos son correctos y si se han leído sin problema, y, también, para obtener parámetros que puedan ser útiles para algún cálculo fuera del programa. Dentro de cada bloque se encuentran distintas estructuras, conteniendo cada una los parámetros y variables correspondientes a un determinado vector.

Todas las variables se han nombrado del mismo modo que aparecen en el manual de *Datcom*. Para las variables que no tenían nombre asociado en el manual se han nombrado siguiendo una nomenclatura similar a la mantenida en las demás variables.

A continuación, para aquel lector que esté interesado, se mencionan todos los bloques de datos de salida y que contiene cada uno.

- *Inputs*: Se tienen 15 bloques de datos de entrada:
 - *BDIN*: Datos de entrada del fuselaje introducidos en la estructura *BODY*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 182.
 - *F1*: Datos de entrada de flaps simétricos y de chorro introducidos en la estructura *SYMFLP*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 207-208.
 - *F2*: Datos de entrada de flaps asimétricos introducidos en la estructura *ASYFLP*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 209.
 - *F3*: Datos de entrada de control por chorro transversal introducidos en la estructura *TRNJET*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 210.
 - *F4*: Datos de entrada de flaps hipersónicos introducidos en la estructura *HYPEFF*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 211.
 - *FLC*: Datos de entrada de condiciones de vuelo introducidos en la estructura *FLTCON*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 217.
 - *HTIN*: Datos de entrada del estabilizador horizontal introducidos en las estructuras *HTPLNF* y *HTSCHR*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 223-224.
 - *LBIN*: Datos de entrada de ala de bajo *aspect ratio* introducidos en la estructura *LARWB*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 230.
 - *OPTN*: Datos de entrada de referencias dimensionales introducidos en la estructura *OPTINS*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 231.
 - *PWIN*: Datos de entrada relativas a la propulsión introducidos en las estructuras *PROPWR* o *JETPWR*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 238.
 - *SYNA*: Datos de entrada de parámetros básicos de configuración introducidos en la estructura *SYNTHS*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 263.
 - *TVT*: Datos de entrada de estabilizador vertical doble introducidos en la estructura *TVTPAN*. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 274.
 - *VFIN*: Datos de entrada de la aleta ventral introducidos en las estructuras *VFPLNF* y *VSCHR*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 275-276.
 - *VTIN*: Datos de entrada del estabilizador vertical introducidos en las estructuras *VTPLNF* y *VTSCHR*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 277-278.

- *WGIN*: Datos de entrada del ala introducidos en las estructuras *WGPLNF* y *WGSCHR*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 281-282.
- *Parameters*: Se tienen 48 bloques de parámetros intermedios:
 - *A*: Parámetros geométricos de la plataforma alar. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 162-165.
 - *AHT*: Parámetros geométricos del estabilizador horizontal. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 166-169.
 - *AVF*: Parámetros geométricos de la aleta ventral. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 170-173.
 - *AVT*: Parámetros geométricos del estabilizador vertical. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 174-177.
 - *B*: Parámetros relativos a la condición de vuelo y variables relativas a la generación de sustentación en régimen subsónico del ala. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 178.
 - *BD*: Parámetros relativos al fuselaje en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.1.
 - *BHT*: Parámetros relativos a la condición de vuelo y variables relativas a la generación de sustentación en régimen subsónico del estabilizador horizontal. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 183.
 - *C*: Parámetros relativos a la generación de momento de cabeceo del ala en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.2.
 - *CHT*: Parámetros relativos a la generación de momento de cabeceo del estabilizador horizontal en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.2.
 - *D*: Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico del ala. Las variables presentes están definidas en Tabla A.3.
 - *DHT*: Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico del estabilizador horizontal. Las variables presentes están definidas en Tabla A.3.
 - *DVF*: Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico de la aleta ventral. Las variables presentes están definidas en Tabla A.3.
 - *DVT*: Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico del estabilizador vertical. Las variables presentes están definidas en Tabla A.3.
 - *DWA*: Variables relativas al *downwash* en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 198.
 - *DYN*: Variables relativas las derivadas dinámicas en todos los regímenes de velocidad y configuraciones. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 199-202.
 - *DYNH*: Variables relativas las derivadas dinámicas en todos los regímenes de velocidad y las configuraciones de estabilizador horizontal y de estabilizador horizontal más fuselaje. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 203-206.
 - *FACT*: Parámetros relativos al ala y al estabilizador horizontal en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.4.
 - *FCM*: Variables relativas al momento de cabeceo generado por el control y la hipersustentación en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 213.

- *FHG*: Variables relativas al momento de charnela generado por el control y la hipersustentación en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 214-215.
- *FLA*: Variables relativas a la de deflexión asimétrica de control e hipersustentación en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 216.
- *FLP*: Variables relativas al coeficiente de sustentación generado por el control y la hipersustentación en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 218-219.
- *GR*: Variables relativas al efecto suelo. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 220-221.
- *HB*: Variables relativas al estabilizador horizontal y al fuselaje en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.5.
- *HYP*: Parámetros relativos a la eficacia del control en régimen hipersónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 225.
- *JET*: Parámetros relativos al control por chorro transversal. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 226.
- *LB*: Parámetros relativos al ala de bajo *aspect ratio*. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 227-229.
- *PW1*: Variables relativas a los efectos de la propulsión por chorro. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 232-235.
- *PW2*: Variables relativas a los efectos de la propulsión por hélice. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 236-237.
- *SBD*: Variables relativas al fuselaje en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 239-241.
- *SECD*: Parámetros relativos a métodos de segundo nivel para régimen transónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.6.
- *SHB*: Variables relativas la estabilizador horizontal y al fuselaje en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 244.
- *SLA*: Variables relativas al resbalamiento en régimen supersónico y en todas las configuraciones. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 245.
- *SLAH*: Variables relativas al resbalamiento en régimen supersónico y en las configuraciones de estabilizador horizontal y estabilizador horizontal más fuselaje. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 246.
- *SLG*: Variables relativas al ala en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 247-249.
- *SPR*: Variables relativas al control y a la hipersustentación en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 250-251.
- *STB* Variables relativas al resbalamiento en régimen subsónico y en todas las configuraciones. Las variables presentes están definidas en Tabla A.7.
- *STBH*: Variables relativas al resbalamiento en régimen subsónico y en las configuraciones de estabilizador horizontal y estabilizador horizontal más fuselaje. Las variables presentes están definidas en Tabla A.7.

- *STG*: Variables relativas al estabilizador horizontal en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 258-260.
- *STP*: Variables relativas al ala, fuselaje y estabilizador horizontal en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 261.
- *SWB*: Variables relativas al ala y fuselaje en régimen supersónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 262.
- *TCD*: Parámetros relativos al coeficiente de carga a lo largo de la envergadura y variables relativas a la resistencia generada por el control y la hipersustentación. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 264.
- *TRA*: Variables relativas la estabilidad lateral-direccional y longitudinal en régimen transónico. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 265-267.
- *TRAH*: Variables relativas la estabilidad lateral-direccional y longitudinal en régimen transónico para configuraciones de estabilizador horizontal y estabilizador horizontal más fuselaje. Las variables presentes están definidas en [4], págs. 268-270.
- *TRM*: Variables relativas al trimado en régimen subsónico para superficies de control en el ala o en el estabilizador horizontal. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 271.
- *TRM2*: Variables relativas al trimado en régimen subsónico para estabilizador horizontal móvil. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 272.
- *TRN*: Variables relativas al control y a la hipersustentación en régimen transónico. Las variables presentes están definidas en [4], pág. 273.
- *WB*: Variables relativas al ala y fuselaje en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.5.
- *WBT*: Parámetros relativos al ala, fuselaje y estabilizador horizontal en régimen subsónico. Las variables presentes están definidas en Tabla A.8.
- *Ouputs*: Se tienen 17 bloques de parámetros intermedios:
 - *BodyAlone*: Derivadas de estabilidad del fuselaje aislado.
 - *WingAlone*: Derivadas de estabilidad del ala aislado.
 - *HorizontalTail*: Derivadas de estabilidad del estabilizador horizontal aislado.
 - *VerticalTail*: Derivadas de estabilidad del estabilizador vertical aislado.
 - *VentralFin*: Derivadas de estabilidad de la aleta ventral aislado.
 - *BodyWing*: Derivadas de estabilidad de la configuración fuselaje-ala.
 - *BodyHT*: Derivadas de estabilidad de la configuración fuselaje-estabilizador horizontal.
 - *BodyVT*: Derivadas de estabilidad de la configuración fuselaje-estabilizador vertical-aleta ventral.
 - *BodyWingHT*: Derivadas de estabilidad de la configuración fuselaje-ala-estabilizador horizontal.
 - *BodyWingVT*: Derivadas de estabilidad fuselaje-ala-estabilizador vertical-aleta ventral.
 - *TotalAircraft*: Derivadas de estabilidad del avión completo.
 - *PowerIncrements*: Incrementos de potencia.
 - *Downwash*: Valores del *downwash*.

- *Flaps*: Resultados de flaps simétricos.
- *Ailerons*: Resultados de flaps asimétricos.
- *TrimCD*: Trimado con superficie de control.
- *TrimAMT*: Trimado con estabilizador horizontal móvil.

Las variables presentes en estos bloques están definidas en [4], págs. 159-161.

7 Funciones adicionales

En este capítulo se van desarrollar el método por el que se han implementado las funciones de alto nivel comentadas en el Capítulo 4.

7.1 Trimado automático

Para complementar las funcionalidades de *Datcom* en cuanto al trimado del avión se han creado dos funciones en *MATLAB*, *trimado.m* y *trimado2.m*, que proporcionan las variables que equilibran el avión a una altura y número de Mach dado. La primera función considera estabilizador horizontal móvil, mientras que la segunda contempla el trimado con timón de profundidad.

Se conoce como trimado al equilibrio de fuerzas que se ha de producir en el avión para llevar a cabo un vuelo estable. Teniendo en cuenta la hipótesis de que el empuje de los motores es el necesario para equilibrar la resistencia del avión, el trimado se centra en el equilibrio de fuerzas en la componente horizontal y en el equilibrio de momentos de cabeceo. Para ello se tienen dos variables de control, el ángulo de ataque del avión y, según el caso, la incidencia del estabilizador horizontal o la deflexión del timón de profundidad.

La forma de calcular el trimado desarrollada aquí resulta bastante más precisa que los métodos analíticos convencionales, ya que *Datcom* implementa aerodinámica no lineal, y no realiza las hipótesis clásicas de despreciar resistencias de superficies sustentadoras, momento de cabeceo del HTP, ángulos pequeños, etc. El resultado de no considerar estas hipótesis es un sistema de ecuaciones no lineales, que hay que resolver.

La necesidad de esta función surge de que *Datcom* solo realiza el trimado con una variable para equilibrar los momentos de cabeceo. Sin embargo, no obtiene el ángulo de ataque necesario para poder equilibrar las fuerzas verticales, es decir, no calcula el ángulo para el cual, el coeficiente de sustentación alcanza el valor que compensa el peso del avión en esa determinada condición de vuelo. Por tanto la función desarrollada llevará a cabo este equilibrio a partir de la hipótesis $L \approx W$, adecuada para ángulos de ataque pequeños. El proceso se ve en la Figura 7.1.

Para realizarlo se utiliza la función de *MATLAB* *fsolve*, que obtiene los ceros de una determinada función, en este caso $f = L - W$. Para desarrollar esta ecuación a partir de la entrada del ángulo de ataque α , se crean las funciones *ftrim.m* y *ftrim2.m*. El módulo de trimado de *Datcom* da problemas cuando solo se introduce un ángulo de ataque, por lo que será necesario añadir otro adicional simplemente para evitar estos problemas. Se puede observar la función *ftrim* en el código 7.1.

Código 7.1 Función *ftrim*.

```
function f = ftrim(alpha,h,M,Datcom,S,m)
```

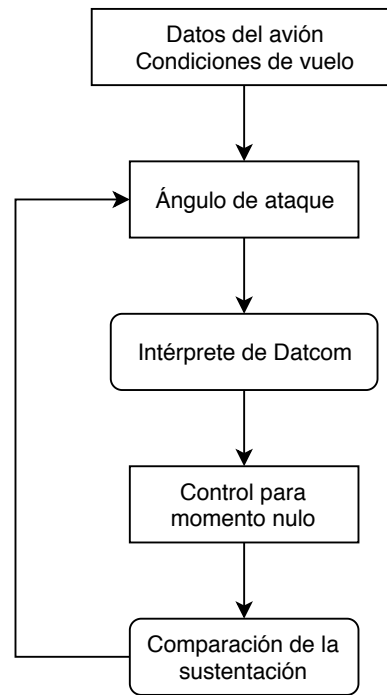


Figura 7.1 Esquema del trimado automático.

```

[~,~,rho,a,g,~,~] = atmosfera_isa(h);
V = M*a;
CL_a = m*g/0.5/S/V^2/rho;

FLTCON.ALPHA      = [alpha, alpha+1];
FLTCON.MACH       = M;
FLTCON.ALT        = h;
FLTCON.NALPHA     = length(FLTCON.ALPHA);
FLTCON.NMACH      = length(FLTCON.MACH);
FLTCON.NALT       = length(FLTCON.ALT);
FLTCON.STMACH     = 0.8;
FLTCON.LOOP       = 1;
Datcom.FLTCON     = FLTCON;

[Outputs, ~, ~] = DATCOM_interpreter(Datcom);

f = Outputs.TrimAMT.CL(1)-CL_a;

end

```

Es necesario cambiar las opciones por defecto de *fsolve* para aumentar la tolerancia a la que se llega a la solución, así como el "step size", ya que la precisión de *Datcom* no es tan alta como la incluida en *MATLAB* para resolver ecuaciones. Tanto las opciones definidas como la llamada a la función *fsolve* se muestran en el código 7.2

Código 7.2 Opciones y llamada a *fsolve*.

```
options = optimoptions('fsolve','TolX',1e-3,'FinDiffRelStep',1e-3,'TolFun',1e-3);
alpha = fsolve(@(alpha) ftrim(alpha,h,M,Datcom,S,m),3,options);
```

Las características del avión están definidas en las funciones *trimado.m* y *trimado2.m*. Para el trimado con estabilizador horizontal móvil no se pueden definir superficies hipersustentadoras, mientras que para trimar con el timón de profundidad es necesario, lógicamente, definir las dimensiones de este timón de profundidad, así como la deflexión máxima del timón. Sin embargo, las condiciones de vuelo se definen dentro de las funciones *ftrim.m* y *ftrim2.m*, de cara a permitir la variación del ángulo de ataque para las iteraciones de la función *fsolve*. Es necesario definir además el peso del avión y la superficie de referencia, para poder realizar el equilibrio de fuerzas verticales.

De esta manera, a partir de las soluciones del módulo de trimado de *Datcom* se llega a los valores de ángulo de ataque y, según el caso, incidencia del estabilizador horizontal o deflexión del timón de profundidad necesarios para el equilibrio del avión en crucero. Esta segunda variable se obtiene al volver a ejecutar el Intérprete de *Datcom* para el ángulo de ataque obtenido en la solución, y extraer de los resultados la incidencia de trimado.

7.2 Límites del centro de gravedad

La posición del centro de gravedad de la aeronave está limitada por dos criterios:

- La controlabilidad de la aeronave proporciona el punto más adelantado del centro de gravedad. Conforme se lleva hacia el morro la posición del centro de masas del avión, la cola debe proporcionar una sustentación mas negativa para equilibrar el avión. Llegado a un punto, la superficie de control de la cola llegará a la deflexión máxima y no se podrá mantener el equilibrio con un centro de gravedad más adelantado.
- La estabilidad estática limita la capacidad de mover hacia atrás el centro de masas. Para que un avión sea estable, la derivada de estabilidad $C_{m\alpha}$ debe ser negativa, de manera que la aeronave tienda a recuperar el ángulo de ataque ante perturbaciones. Si el centro de gravedad se mueve demasiado hacia detrás, este valor se vuelve positivo, provocando que el avión no sea estable.

Para obtener estos límites se ha generado una función *trimcg.m* que, haciendo uso de la función de trimado descrita en la Sección 7.1, devuelva el ángulo de ataque, la deflexión del timón de profundidad y el margen estático a partir de la posición del centro de gravedad.

Una vez definida esta función, el proceso para encontrar el límite del centro de gravedad difiere según se trate del delantero o del trasero:

- Para el límite delantero se realiza un proceso iterativo que vaya adelantando la posición hasta alcanzar el valor máximo del ángulo de deflexión del timón de profundidad.
- Para el límite trasero se parte de la aproximación teórica del margen estático, expresada por la fórmula siguiente:

$$SM = \bar{x}_{PN} - \bar{x}_{CG} = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}}$$

Se debe tener en cuenta que ninguna de estas dos derivadas de estabilidad son constantes en *Datcom*.

El límite posterior se encuentra en el punto neutro, por lo que a partir de esta aproximación se itera hasta llegar al valor final. Mediante este método se puede calcular la variación del punto neutro con el ángulo de ataque, que suele ser despreciada habitualmente.

Para implementar estos cálculos se crea una función, *trimcg* que obtiene el trimado en función del centro de gravedad. Una vez obtenido el trimado, se devuelve la deflexión del timón de profundidad y el margen estático. A partir de estos valores, se obtienen los límites haciendo nulo el margen estático (límite posterior) o haciendo que la deflexión del timón tome el valor mínimo.

7.3 Obtención de los modos del sistema

Como función complementaria del Intérprete de Datcom, se ha generado una función, *modos.m* que analice la respuesta del sistema ante perturbaciones sobre el vuelo de crucero. Para ello se ha hecho uso de las ecuaciones de la dinámica de vuelo linealizadas tal como se pueden observar en [3].

Estas ecuaciones consideran desacopladas la dinámica longitudinal y la lateral direccional, de manera que se obtendrán ciertos modos correspondientes a cada uno. En primer lugar se tienen las ecuaciones de la dinámica longitudinal:

$$\begin{aligned} 2\mu \frac{d\hat{u}}{d\hat{t}} &= C_{X\hat{u}} \hat{u} + C_{X\alpha} \alpha + C_{Z_s} \theta \\ (2\mu - C_{Z_{\hat{\alpha}}}) \frac{d\alpha}{d\hat{t}} &= (2C_{Z_s} + C_{Z_{\hat{u}}}) \hat{u} + C_{Z\alpha} \alpha + (2\mu + C_{Z_{\hat{q}}}) \hat{q} \\ \hat{I}_y \frac{d\hat{q}}{d\hat{t}} - C_{m_{\hat{\alpha}}} \frac{d\alpha}{d\hat{t}} &= C_{m_{\hat{u}}} \hat{u} + C_{m_{\alpha}} \alpha + C_{m_{\hat{q}}} \hat{q} \\ \frac{d\theta}{d\hat{t}} &= \hat{q} \end{aligned}$$

Las derivadas de estabilidad longitudinales, tal como vienen formuladas en estas ecuaciones, no son las que proporciona *Datcom* de manera directa, exceptuando las de la ecuación de momentos, por lo que hace falta operar con los resultados para obtener estos coeficientes. Mediante diversas aproximaciones se van a considerar las fórmulas siguientes:

$$\begin{aligned} C_{X_{\hat{u}}} &\approx C_{T_{\hat{u}}} \cos \alpha_T - C_{D_{\hat{u}}} \approx -2C_{T_s} = -2C_{D_s} \\ C_{Z_{\hat{u}}} &\approx -C_{T_{\hat{u}}} \sin \alpha_T - C_{L_{\hat{u}}} \approx C_{L_{\hat{u}}} = \frac{M_S}{1 - M_S^2} C_{L_s} \\ C_{X_{\alpha}} &\approx C_{T_{\alpha}} \cos \alpha_T - C_{D_{\alpha}} + C_{L_s} \approx -C_{D_{\alpha}} + C_{L_s} \\ C_{Z_{\alpha}} &\approx -C_{T_{\alpha}} \sin \alpha_T - C_{D_s} - C_{L_{\alpha}} \approx -C_{D_s} + C_{L_{\alpha}} \\ C_{Z_{\hat{q}}} &\approx -C_{L_{\hat{q}}} \\ C_{Z_{\hat{\alpha}}} &\approx -C_{L_{\hat{\alpha}}} \end{aligned}$$

Estas aproximaciones vienen explicadas en más detalle en el Capítulo 8, donde se mencionan las distintas hipótesis utilizadas. A continuación se muestran las ecuaciones de la dinámica lateral-direccional:

$$\begin{aligned} 2\mu \frac{d\beta}{d\hat{t}} &= C_{Y_{\beta}} \beta + C_{Y_{\hat{p}}} \hat{p} + (C_{Y_{\hat{r}}} - 2\mu) \hat{r} - C_{Z_s} \phi \\ \hat{I}_x \frac{d\hat{p}}{d\hat{t}} - \hat{I}_{xz} \frac{d\hat{r}}{d\hat{t}} &= C_{l_{\beta}} \beta + C_{l_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{l_{\hat{r}}} \hat{r} \\ \hat{I}_z \frac{d\hat{r}}{d\hat{t}} - \hat{I}_{xz} \frac{d\hat{p}}{d\hat{t}} &= C_{n_{\beta}} \beta + C_{n_{\hat{p}}} \hat{p} + C_{n_{\hat{r}}} \hat{r} \\ \frac{d\phi}{d\hat{t}} &= \hat{p} \end{aligned}$$

De todas las derivadas de estabilidad que influyen en la dinámica lateral-direccional, solo hay una que no es proporcionada directamente por el programa, la derivada de la fuerza horizontal respecto de la velocidad angular de guiñada. Esta se puede obtener mediante la siguiente fórmula:

$$C_{Y_{\dot{\varphi}}} \approx -\frac{(C_{n_{\dot{\varphi}}})_V}{l_V/b}$$

Para la obtención de todas las derivadas de estabilidad, tanto las proporcionadas directamente por *Datcom*, como las obtenidas mediante las fórmulas aquí descritas, se obtienen a través de la función *DEstabilidad.m*, a partir de la entrada de la estructura de datos de *Datcom*, tras haber trimado correctamente la aeronave para las condiciones de vuelo que se den. Esta función se puede observar en el código 7.3

Código 7.3 Función DEstabilidad.

```
function Derivadas = DEstabilidad(Datcom)

[Outputs, ~, ~] = DATCOM_interpreter(Datcom);

Derivadas.EPSLON = Outputs.Downwash.EPSLON(2);
Derivadas.DEPSLON = Outputs.Downwash.DEPSLON(2);

Derivadas.CL = Outputs.TotalAircraft.CL(2);
Derivadas.CD = Outputs.TotalAircraft.CD(2);
Derivadas.CLA = Outputs.TotalAircraft.CLA(2);
Derivadas.CMA = Outputs.TotalAircraft.CMA(2);
Derivadas.CLQ = Outputs.TotalAircraft.CLQ(2);
Derivadas.CMQ = Outputs.TotalAircraft.CMQ(2);
Derivadas.CLAD = Outputs.TotalAircraft.CLAD(2);
Derivadas.CMAD = Outputs.TotalAircraft.CMAD(2);
Derivadas.CYB = Outputs.TotalAircraft.CYB(2);
Derivadas.CNB = Outputs.TotalAircraft.CNB(2);
Derivadas.CLB = Outputs.TotalAircraft.CLB(2);
Derivadas.CLP = Outputs.TotalAircraft.CLP(2);
Derivadas.CYP = Outputs.TotalAircraft.CYP(2);
Derivadas.CNP = Outputs.TotalAircraft.CNP(2);
Derivadas.CNR = Outputs.TotalAircraft.CNR(2);
Derivadas.CLR = Outputs.TotalAircraft.CLR(2);
Derivadas.CXU = -2*Outputs.TotalAircraft.CD(2);
Derivadas.CZU = -Datcom.FLTCON.MACH/(1-Datcom.FLTCON.MACH^2)*Outputs.
    TotalAircraft.CL(2);
Derivadas.CMU = 0;
Derivadas.CXA = -(Outputs.TotalAircraft.CD(3)-Outputs.TotalAircraft.CD(1))/(2*
    pi/180)+Outputs.TotalAircraft.CL(2);
Derivadas.CZA = -Outputs.TotalAircraft.CD(2)-Derivadas.CLA;
Derivadas.CZQ = -Derivadas.CLQ;
Derivadas.CZAD = -Derivadas.CLAD;
Derivadas.CYR = -Outputs.VerticalTail.CNR(2)/((Datcom.SYNTHS.x_v-Datcom.SYNTHS.
    x_cg)/Datcom.WGPLNF.SSPN/2);
```

Se observa que todos los términos están escritos de forma adimensional. Las derivadas de estabilidad proporcionadas por *Datcom* están ya adimensionalizadas. En cuanto a los términos másicos, su adimensionalización se realiza como se muestra a continuación.

- Dinámica longitudinal:

$$\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}}$$

$$\hat{I}_y = \frac{I_y}{\rho S \left(\frac{c}{2}\right)^3}$$

- Dinámica lateral-direccional:

$$\mu = \frac{2m}{\rho S b}$$

$$\hat{I}_{(x,z,xz)} = \frac{I_{(x,z,xz)}}{\rho S \left(\frac{b}{2}\right)^3}$$

Para resolver el problema de autovalores y autovectores en *MATLAB*, se hace uso de la función *eig*. Para ello es necesario definir las matrices del sistema, tanto la relativa a los términos diferenciales como la que opera los términos no derivados. Las matrices a introducir son, por tanto, las siguientes:

- Dinámica longitudinal:

$$A = \begin{bmatrix} C_{X\dot{\alpha}} & C_{X\alpha} & 0 & C_{Z_s} \\ (2C_{Z_s} + C_{Z\dot{\alpha}}) & C_{Z\alpha} & (2\mu + C_{Z\dot{q}}) & 0 \\ C_{m\dot{\alpha}} & C_{m\alpha} & C_{m\dot{q}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (2\mu - C_{Z\dot{\alpha}}) & 0 & 0 \\ 0 & -C_{m\dot{\alpha}} & \hat{I}_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

- Dinámica lateral-direccional:

$$A = \begin{bmatrix} C_{Y\beta} & C_{Y\dot{\beta}} & (C_{Y_r} - 2\mu) & -C_{Z_s} \\ C_{l\beta} & C_{l\dot{\beta}} & C_{l_r} & 0 \\ C_{n\beta} & C_{n\dot{\beta}} & C_{n_r} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 2\mu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{I}_x & -\hat{I}_{xz} & 0 \\ 0 & -\hat{I}_{xz} & \hat{I}_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Una vez se generan estas matrices en *MATLAB* se ejecuta el cálculo de los autovalores mediante la función *eig*. Se observa que se redimensionalizan los autovalores una vez solucionado el problema para poder tener la respuesta en función del tiempo de forma directa.

Tras esto, el programa devuelve las matrices conteniendo los modos del sistema, y el usuario puede obtener fácilmente las características de cada modo. Además, se puede proceder también a la representación de estos modos en el plano complejo.

8 Casos prácticos

Con el fin de probar la utilidad del software desarrollado se ha propuesto la resolución de varios casos prácticos. En todos ellos se ha utilizado el avión de Airbus A320 y unas condiciones de crucero de 11500 metros de altitud y un número de Mach de 0.71:

- El primer problema elegido consiste en el dimensionamiento de las superficies estabilizadoras y de control. Se parte de fuselaje y ala ya diseñados. Se conocen los parámetros básicos de inercias, centro de gravedad, masa y dimensiones características del avión.

A lo largo de la Sección 8.1 se van desarrollando las ecuaciones necesarias para los cálculos, las cuales se implementan en el entorno de *MATLAB* para permitir unas iteraciones mucho más rápidas, prescindiendo de la realización repetitiva de cálculos manuales y precisando simplemente la programación inicial de estas ecuaciones. Además, es posible programar el código para que proporcione como salida únicamente la variable de interés en cada caso.

De esta forma, el trabajo que conlleva la interacción manual con *Datcom* se reduce significativamente, ya que no es necesario una lectura manual del archivo de salida para obtener los datos necesarios, realizar con ellos los cálculos de cada apartado, y reescribir el archivo de entrada. En este caso bastará con introducir la variable con la que se itera, obtener el resultado exacto que se precisa (sin necesidad de cálculos manuales) y cambiar el dato de entrada. En casos de una sola variable de entrada y una sola condición para la salida, es posible incluso utilizar la función de *MATLAB* *fsolve* para obtener el valor deseado de la variable de forma automática.

La inclusión de este problema en el documento está destinada a explicar como trabajar con la herramienta, así como a demostrar la comodidad que resulta al poder preparar el programa para cada caso concreto y no tener que fijarse en todos los resultados.

- El segundo caso práctico es un estudio de los límites de la posición del centro de gravedad en vuelo y su comparación con las aproximaciones teóricas.

En este caso, se ha utilizado la función desarrollada en la Sección 7.2 para obtener las diferencias entre los resultados reales y las aproximaciones teóricas. Se obtienen valores más realistas, por tanto, sin precisar de un trabajo adicional.

El objetivo de este ejercicio es comprobar la utilidad de la herramienta como mejora respecto de las aproximaciones teóricas, sin suponer una carga de trabajo adicional, sino todo lo contrario, puesto que se obtienen los resultados de forma automatizada.

- Por último, el tercer estudio realizado será un análisis del cambio en los modos del sistema ante la variación de distintos parámetros geométricos.

Para este estudio paramétrico se ha utilizado la función desarrollada en la Sección 7.3. Se comprueba de forma rápida y sencilla como influyen ciertas características geométricas en la

estabilidad dinámica del sistema. Sin esta herramienta, el proceso hubiera sido mucho más arduo, puesto que habría supuesto una transcripción continua de resultados, para obtener a partir de ellos los autovalores.

Este tercer caso práctico representa aquellos estudios que resultarían excesivamente complejos de realizar manualmente, ya que llegar desde la variación de un parámetro geométrico hasta los autovalores del sistema de forma analítica conlleva mucho trabajo. Mediante el Intérprete de Datcom, es posible la automatización de la obtención de las características del sistema a partir de la introducción de la geometría, tal como se vio en la Sección 7.3, permitiendo realizar estudios de como afectan los cambios en la geometría.

8.1 Análisis de estabilidad durante el diseño preliminar de una aeronave

El principal objetivo de la resolución de este problema no consiste tanto en ser capaz de obtener resultados precisos, sino en demostrar la comodidad del entorno de trabajo desarrollado, no teniendo que editar y examinar archivos cada vez que se realice una iteración de diseño, sino siendo capaz de obtener automáticamente la salida necesaria a partir de un cambio en los datos de entrada.

Para llevar a cabo estas operaciones se ha creado la función de *MATLAB* *trabajo.m* que tiene por entradas las variables a definir y por salidas los resultados de interés en cada apartado

8.1.1 Diseño de las superficies estabilizadoras

El diseño de las superficies estabilizadoras se realiza a partir de los planos reales del avión. En cualquier caso, se debe comprobar que cumplen los requisitos impuestos, y, en caso de que no los cumplan, modificar el diseño para conseguir alcanzar los resultados exigidos.

Diseño del estabilizador horizontal

El objetivo de diseño del estabilizador horizontal es conseguir un margen estático mínimo del 25 % en dos condiciones de vuelo distintas: en crucero de referencia, a *Mach* 0.71 y altitud 11500 m, y en vuelo a nivel del mar con *Mach* 0.3. Para calcular el margen estático se utiliza la siguiente ecuación.

$$SM = \bar{x}_{PN} - \bar{x}_{CG} = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}}$$

Por tanto, para valorar el cumplimiento o no del objetivo, será necesario obtener las derivadas de estabilidad $C_{L\alpha}$ y $C_{m\alpha}$, que se pueden encontrar en los *Outputs* del programa, en el bloque de *TotalAircraft*, y posteriormente realizar la división mostrada arriba. Este proceso se automatiza para obtener rápidamente los márgenes estáticos del avión en ambas condiciones a partir de la entrada del diseño del estabilizador horizontal. Es decir, la entrada a la función sera la estructura HTPLNF y la salida el margen estático.

De esta forma se reduce significativamente el tiempo correspondiente a cada iteración de diseño, ya que, para una determinado estabilizador horizontal se proporciona directamente la variable de interés, en este caso el margen estático. En el caso de trabajar directamente con *Datcom* sería necesario leer el archivo de salida en cada iteración, calcular manualmente el margen estático, y reescribir el archivo de entrada, resultando en un proceso mucho más largo y tedioso.

Para el diseño se ha utilizado, como se ha dicho previamente, las dimensiones reales del estabilizador horizontal del A320, con la configuración de cola tradicional. Se obtienen de esta forma unos márgenes estáticos del 27 % y del 29 %, para condiciones de crucero de referencia y a nivel del mar, respectivamente. Los datos del estabilizador horizontal se muestran en la Tabla 8.1.

Tabla 8.1 Datos del estabilizador horizontal.

Coordenada longitudinal	32.2 m
Coordenada vertical	1.5 m
Cuerda en la raíz	3.71 m
Cuerda en la punta	1.29 m
Semienvergadura	6.22 m
Flecha en el borde de ataque	32°
Torsión	0
Diedro	6°

Diseño del estabilizador vertical

El objetivo de diseño es alcanzar un determinado valor del índice de estabilidad estática direccional en condiciones de vuelo de crucero de referencia. Este parámetro corresponde a la derivada de estabilidad $C_{n\beta}$, por lo que de nuevo se puede preparar el código para devolver este valor automáticamente para cada iteración de diseño. De nuevo este dato se puede encontrar en los *Outputs* del programa, en el bloque de *TotalAircraft*, permitiendo realizar las iteraciones de forma mucho más rápida, ya que se proporciona únicamente este parámetro como salida a la introducción de un determinado estabilizador vertical. El proceso es, por tanto, similar al del apartado anterior. En este caso se tiene como entrada a la función la estructura VTPLNF y como salida el $C_{n\beta}$.

Para el diseño se vuelve a hacer uso de los planos del A320. Con el estabilizador vertical real se obtiene un índice de estabilidad estática direccional de 0.097. Las características del VTP se pueden observar en la Tabla 8.2.

Tabla 8.2 Datos del estabilizador vertical.

Coordenada longitudinal	29.2 m
Coordenada vertical	2.26 m
Cuerda en la raíz	6.18 m
Cuerda en la punta	2.03 m
Envergadura	6.31 m
Flecha en el borde de ataque	40°

8.1.2 Equilibrado del avión en distintas condiciones de vuelo

A continuación, se propone equilibrar el avión para distintas configuraciones de vuelo, de manera que el coeficiente de sustentación sea el necesario para soportar el peso del avión en cada caso y el coeficiente de momento de cabeceo sea nulo. Por tanto son necesarias dos ecuaciones y, por tanto, dos incógnitas. Los módulos de trimado de *Datcom* solo incluyen la segunda ecuación, por lo que resulta necesario estudiar aparte el coeficiente de sustentación. Para ello, se realiza dentro de *MATLAB* el cálculo para obtener el coeficiente de sustentación en cada caso y se compara con el obtenido en el trimado de *Datcom*.

Trimado del avión en crucero de referencia

Para el vuelo de referencia a 11500 m de altitud y Mach 0.71, interesa un ángulo de ataque de referencia del fuselaje de 2°. A partir de esto, las dos variables libres para el trimado del avión serán las incidencias del ala y del estabilizador horizontal.

El proceso de iteración en este caso consiste en variar la incidencia del ala, puesto que la del estabilizador horizontal la devuelve *Datcom* como salida de su módulo de trimado. El objetivo es

alcanzar un valor tal de la incidencia del ala que la sustentación obtenida en el módulo de trimado sea igual a la necesaria para el vuelo en esas condiciones. Por tanto, se automatiza el proceso de forma que para cada iteración se devuelva una comparación del valor de la sustentación con el necesario, así como la deflexión del HTP. Estos datos se pueden encontrar en los *Outputs* del programa, en el bloque de *TrimAMT*. En caso de trabajar con *Datcom* de forma directa, sería necesario una lectura manual de los resultados y una reescritura constante del archivo de entrada. La entrada a la función aquí sería la incidencia del ala y la salida una comparación de la sustentación obtenida con la necesaria para el vuelo equilibrado.

Como resultado de la iteración se obtienen unos ángulos de incidencia del ala y del estabilizador horizontal de 3.05° y de 1.025° . La incidencia del ala se fija en este valor para todos los apartados posteriores.

Trimado del avión a nivel del mar

Una vez fijada la incidencia del ala se busca equilibrar el avión en condiciones de vuelo a nivel del mar y Mach 0.3.

Para este caso, se hace uso de la herramienta de trimado automático desarrollada, la cual reduce significativamente el coste de trabajo de llegar a la solución final. Se llega de esta forma a un ángulo de ataque de 3.65° y una incidencia del estabilizador horizontal de 0.206° .

A continuación se comparan las sustentaciones del estabilizador horizontal en las dos condiciones. Esto también se puede automatizar a partir de los coeficientes de sustentación de trimado, que se pueden obtener de los *Outputs* del programa, del bloque de *TrimAMT*. De esta manera se observa que a pesar de que el ángulo de deflexión del estabilizador horizontal se reduce, aumenta el coeficiente de sustentación en un 73 %, mientras que la sustentación total de la cola también crece, obteniéndose una relación $L_{cruise}/L_{SL} = 0.67$.

Trimado del avión con sustentación nula del HTP

A continuación interesa saber también donde habría que colocar el centro de gravedad, en condiciones de crucero de referencia, para que la sustentación del estabilizador horizontal fuese nula. De esta manera se conseguiría una menor resistencia en vuelo de referencia.

El proceso de iteración consiste ahora en variar el centro de gravedad y el ángulo de ataque del avión, de manera que se consiga la sustentación necesaria y que el trimado se produzca de forma que el HTP no genere sustentación. Por tanto se automatizan las salidas de la comparación del coeficiente de sustentación de trimado con el necesario obtenido anteriormente y el coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal, ambas obtenidas de los *Outputs* del programa, del bloque de *TrimAMT*. Por tanto, se tiene como entrada a la función la posición del centro de gravedad y como salida la sustentación de trimado del HTP, reduciendo el trabajo de cada iteración significativamente.

De esta forma, se llega a una posición del centro de gravedad de 16.76 m , ligeramente por delante de su posición inicial.

8.1.3 Superficies de control

En este apartado se realizará el diseño de las distintas superficies de control para cumplir ciertos requisitos y se obtendrán las potencias de control.

Timón de profundidad

El timón de profundidad ocupará el 25 % de la cuerda, extendiéndose desde el 5 % hasta el 95 % de la semienvergadura. La deflexión máxima es de 20° , mientras que el rango de incidencias que puede tener el estabilizador horizontal es de $\pm 5^\circ$. Se desea conocer la posición mas adelantada posible del centro de gravedad para trimar el avión en condiciones de vuelo a nivel del mar y con Mach 0.3.

De esta manera, se iterará con la posición del centro de gravedad, variando también el ángulo de ataque para que la sustentación de trimado sea la necesaria. Las salidas que se proporcionarán automáticamente serán la comparación del coeficiente de sustentación de trimado con el necesario

y la deflexión del timón de profundidad requerida para equilibrar el avión. La incidencia del estabilizador horizontal se fija en el valor mínimo ya que es el que proporciona la posición del centro de gravedad más avanzada. En este caso, los resultados necesarios para automatizar estas salidas se encuentran en los *Outputs* del programa, en el bloque de *TrimCD*. Para obtener el coeficiente de sustentación de trimado es necesario sumar el coeficiente de sustentación sin trimar con la variación que supone la deflexión de trimado del timón.

En este caso se hará uso de la función de los límites del centro de gravedad desarrollada en la Sección 7.2 para la obtención de la posición más adelantada, simplificando considerablemente el proceso.

Finalmente se llega a una posición del centro de gravedad de 11.1 m respecto del inicio del fuselaje. La deflexión del timón de profundidad en este caso es la máxima negativa, 20°.

Alerones

A continuación se diseñan los alerones del avión. como requisito impuesto, se debe ser capaz de lograr un ángulo de balance de 25° en 2 s, en condiciones de vuelo a nivel del mar y a Mach 0.3. Además existen ciertas restricciones para el diseño:

- Deben disponerse a partir del 60% de la cuerda, debido a la existencia de los flaps.
- No deben ocupar más del 25% de la cuerda
- Deben tener una deflexión máxima de 20°.

En este caso, se considerará que los alerones ocupan el 25% de la cuerda y se dejará como iterante de diseño la región de envergadura que ocupan, empezando en el 60%.

En cuanto a la salida proporcionada, se devolverá una comparación de la potencia de control de los alerones con la necesaria. Para obtener la potencia de control mínima para cumplir el requisito se utilizará la aproximación de convergencia. A partir de esta aproximación, se puede hallar la expresión del ángulo de balance en función del tiempo a partir de la ecuación diferencial de segundo orden que se muestra a continuación.

$$\frac{d^2\phi}{d\hat{t}^2} - \frac{C_{l_{\dot{\beta}}}}{\hat{I}_x} \frac{d\phi}{d\hat{t}} - \frac{C_{l_{\delta_a}}}{\hat{I}_x} = 0$$

$$\phi(0) = 0, \quad \phi'(0) = 0$$

Destacar que las ecuaciones, así como los parámetros, están adimensionalizados. Las derivadas de estabilidad dadas por *Datcom* ya se encuentran adimensionalizadas. Para las demás variables se usan las siguientes fórmulas.

$$\hat{I}_x = \frac{I_x}{\rho S (b/2)^2}$$

$$\hat{t} = \frac{2U_s}{b} t$$

Esta ecuación diferencial tiene como solución la siguiente función.

$$\phi(\hat{t}) = -\frac{C_{l_{\delta_a}} \delta_a}{C_{l_{\dot{\beta}}}} \left[\hat{t} + \frac{\hat{I}_x}{C_{l_{\dot{\beta}}}} \left(1 - \exp\left(\frac{C_{l_{\dot{\beta}}}}{\hat{I}_x} \hat{t}\right) \right) \right]$$

Imponiendo la condición de alcanzar 25° en 2 s se llega a la potencia de control necesaria, que en este caso es $C_{l_{\delta_a}} = 0.0641$.

A continuación se compara este valor con el obtenido mediante el cálculo en *Datcom*. El programa no devuelve directamente la potencia de control, sino la diferencia del coeficiente en función de los

valores introducidos. Esto se encuentra en los *Outputs*, en el módulo *Ailerons*. A partir de ello se puede obtener el valor mediante la siguiente fórmula.

$$C_{l_{\delta_a}} = \frac{\Delta C_l}{\delta_a}$$

Automatizando todo el proceso, se llega rápidamente a que los alerones ocuparán hasta el 73% de la envergadura. La entrada a la función ha sido la sección de envergadura en que acaban los alerones y la salida una comparación del $C_{l_{\delta_a}}$ obtenido por el programa con el deseado. Las iteraciones manuales a partir de la lectura de los archivos de salida de *Datcom* y la reescritura del archivo de entrada resultarían mucho más tediosas.

8.1.4 Derivadas de estabilidad

Para terminar el problema, se propone obtener las derivadas de estabilidad. Aunque *Datcom* proporciona un gran número de ellas directamente, existen otras para las que es necesario realizar algunos cálculos para su obtención. En este sentido, resultará bastante cómodo tener ya los resultados de *Datcom* como variables dentro del entorno de *MATLAB*.

Hay que tener en cuenta que las derivadas de estabilidad obtenidas en *Datcom* no son todas y que, en muchos casos, no son las que están definidas en las ecuaciones de la dinámica utilizadas habitualmente. Para automatizar la obtención de las derivadas de estabilidad tal y como están en las ecuaciones se creó la función *DEstabilidad*, mencionada en la Sección 7.3, en el código 7.3. En esta sección se desarrollan las ecuaciones utilizadas en esta función con mayor profundidad.

Se va a dividir el cálculo de las derivadas de estabilidad entre aquellas que afectan a la dinámica longitudinal y las que intervienen en la dinámica lateral-direccional. Las derivadas de estabilidad se calculan para la condición de crucero de referencia, es decir, a 11500 m de altura y Mach 0.71.

Derivadas de estabilidad longitudinal

Para el cálculo de las derivadas de estabilidad se parte de las siguientes ecuaciones para la dinámica longitudinal.

$$C_X \approx C_T \cos \alpha_T + C_L \alpha - C_D$$

$$C_Z \approx -C_L - C_D \alpha$$

$$C_M \approx C_{m_A}$$

Existen derivadas de estabilidad longitudinales para cuatro parámetros, la velocidad de vuelo, el ángulo de ataque, la aceleración de cabeceo y la derivada temporal del ángulo de ataque.

- Derivadas de estabilidad respecto de la velocidad de vuelo \hat{u} :
 - Para el cálculo de $C_{X_{\hat{u}}}$ se realizan las consideraciones de que el ángulo de empuje es nulo, que en turborreactores $C_{T_{\hat{u}}} \approx -2C_{T_S}$ y que $C_{D_{\hat{u}}} \approx 0$ despreciando los efectos de compresibilidad. De esta manera se obtiene lo siguiente.

$$C_{X_{\hat{u}}} \approx C_{T_{\hat{u}}} \cos \alpha_T - C_{D_{\hat{u}}} \approx -2C_{T_S} = -2C_{D_S}$$

- Para el cálculo de $C_{Z_{\hat{u}}}$ se vuelve a considerar nulo el ángulo de empuje, llegándose al siguiente resultado.

$$C_{Z_{\hat{u}}} \approx -C_{T_{\hat{u}}} \sin \alpha_T - C_{L_{\hat{u}}} \approx C_{L_{\hat{u}}}$$

Esta derivada se puede obtener según el Mach de vuelo mediante la siguiente fórmula.

$$C_{L_{\dot{u}}} = M_S \left(\frac{\partial C_L}{\partial M} \right)_S = \frac{M_S}{1 - M_S^2} C_{L_S}$$

- Por último, la derivada $C_{m_{\dot{u}}}$ se desprecia
- Derivadas de vuelo respecto al ángulo de ataque α :
 - Para el cálculo de $C_{X_{\alpha}}$ se toma como despreciable el término de $C_{T_{\alpha}}$. Se llega, por tanto, a la siguiente fórmula.

$$C_{X_{\alpha}} \approx C_{T_{\alpha}} \cos \alpha_T - C_{D_{\alpha}} + C_{L_S} \approx -C_{D_{\alpha}} + C_{L_S}$$

- Para $C_{Z_{\alpha}}$ se hace uso de la misma condición que antes, de manera que se llega a lo siguiente.

$$C_{Z_{\alpha}} \approx -C_{T_{\alpha}} \sin \alpha_T - C_{D_S} - C_{L_{\alpha}} \approx -C_{D_S} + C_{L_{\alpha}}$$

- Por último, la derivada $C_{M_{\alpha}}$ se obtiene directamente de *Datcom* sabiendo que $C_{M_{\alpha}} = C_{m_{\alpha}}$
- Derivadas de estabilidad respecto a la velocidad angular de cabeceo \hat{q} . En este caso no existe derivada en el eje x. Las otras derivadas son inmediatas de *Datcom*, según las formulas a continuación.

$$C_{Z_{\hat{q}}} \approx -C_{L_{\hat{q}}}$$

$$C_{M_{\hat{q}}} = C_{m_{\hat{q}}}$$

- Finalmente, las derivadas de estabilidad respecto de la derivada del ángulo de ataque se pueden obtener directamente de *Datcom* de igual forma que en el caso anterior

$$C_{Z_{\hat{\alpha}}} \approx -C_{L_{\hat{\alpha}}}$$

$$C_{M_{\hat{\alpha}}} = C_{m_{\hat{\alpha}}}$$

Todos los valores necesarios para estas fórmulas se pueden obtener directamente en las salidas del programa, dentro del bloque *TotalAircraft*.

Tabla 8.3 Derivadas de estabilidad longitudinal.

$C_{X_{\dot{u}}}$	-0.0569
$C_{Z_{\dot{u}}}$	-0.7773
$C_{m_{\dot{u}}}$	0
$C_{X_{\alpha}}$	0.2605
$C_{Z_{\alpha}}$	-6.2190
$C_{m_{\alpha}}$	-1.7642
$C_{Z_{\hat{q}}}$	-12.4169
$C_{m_{\hat{q}}}$	-45.2460
$C_{Z_{\hat{\alpha}}}$	-3.9701
$C_{m_{\hat{\alpha}}}$	-17.4059

En la Tabla 8.3 aparecen todos los valores obtenidos de derivadas de estabilidad longitudinal. Se puede observar que se corresponden con valores razonables todos ellos.

Derivadas de estabilidad lateral-direccional

Para la obtención de derivadas de estabilidad lateral-direccional se considerarán directamente las aportaciones de cada elemento. En este caso se tienen derivadas de estabilidad respecto al ángulo de resbalamiento y a las velocidades angulares de guiñada y balance. La mayoría de estas derivadas se pueden obtener directamente de las salidas del programa, dentro de la estructura *TotalAircraft*.

- Derivadas de estabilidad respecto del ángulo de resbalamiento β . Son aportadas directamente por *Datcom*.
- Derivadas de estabilidad respecto de la velocidad angular de balance \hat{p} . Al igual que en el caso anterior, son aportadas directamente por el programa.
- Derivadas de estabilidad respecto de la velocidad angular de guiñada \hat{r} . *Datcom* proporciona las derivadas de los momentos de balance y guiñada, $C_{l_{\hat{r}}}$ y $C_{n_{\hat{r}}}$. El valor de la derivada de la fuerza horizontal se puede obtener a partir de la aportación del estabilizador vertical a la estabilidad estática direccional mediante la siguiente fórmula.

$$C_{Y_{\hat{r}}} \approx -\frac{(C_{n_{\hat{r}}})_V}{l_V/b}$$

La aportación del estabilizador vertical a la estabilidad estática direccional se puede obtener de la estructura *VerticalTail*, dentro de los *Outputs* del software.

Tabla 8.4 Derivadas de estabilidad lateral-direccional.

$C_{Y_{\beta}}$	-0.7935
$C_{l_{\beta}}$	-0.2178
$C_{n_{\beta}}$	0.1004
$C_{Y_{\hat{p}}}$	-0.0613
$C_{l_{\hat{p}}}$	-0.5289
$C_{n_{\hat{p}}}$	-0.0487
$C_{Y_{\hat{r}}}$	0.6683
$C_{l_{\hat{r}}}$	0.2441
$C_{n_{\hat{r}}}$	-0.2404

En la Tabla 8.4 se muestran todos los valores obtenidos de derivadas de estabilidad longitudinal. Se puede observar que están dentro del rango razonable de valores para estos parámetros

8.2 Límites de posición del centro de gravedad

En este apartado se va a utilizar la función descrita en el Capítulo 7. Tal como se ha explicado en los capítulos anteriores, la posición del centro de gravedad de la aeronave está limitada por dos criterios: Estabilidad estática y controlabilidad.

El criterio de estabilidad estática longitudinal establece que, ante una variación en el ángulo de ataque, la aeronave genere un momento de cabeceo que se oponga a esta variación. Esta reacción viene controlada por el signo de la derivada de estabilidad $C_{m_{\alpha}}$:

$$\begin{aligned} C_{m_{\alpha}} < 0 &\Rightarrow \text{Estable} \\ C_{m_{\alpha}} > 0 &\Rightarrow \text{Inestable} \\ C_{m_{\alpha}} = 0 &\Rightarrow \text{Neutro} \end{aligned}$$

Para variar el valor de C_{m_α} en el avión, solo se puede cambiar la posición del centro de gravedad. En teoría, esta relación de dependencia es lineal, por lo cual se puede calcular rápidamente la posición del centro de masas en el que este coeficiente se anula. Este punto es conocido como punto neutro, y se puede ver fácilmente que es en realidad el centro aerodinámico del avión. De esta manera se tiene que:

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha} (\bar{x}_{PN} - \bar{x}_{CG})$$

Se concluye, por tanto, que el centro de gravedad debe estar por delante del punto neutro. La diferencia $(\bar{x}_{PN} - \bar{x}_{CG})$ se conoce como margen estático.

A partir de esta formulación, se puede obtener la evolución de C_{m_α} conforme se adelante el centro de gravedad de forma teórica. En la Figura 8.1 aparecen representados tanto los resultados teóricos como los obtenidos mediante el programa, con los datos del avión tratado en la Sección 8.1 y el centro de gravedad en una posición inicial a 17.1 m del morro.

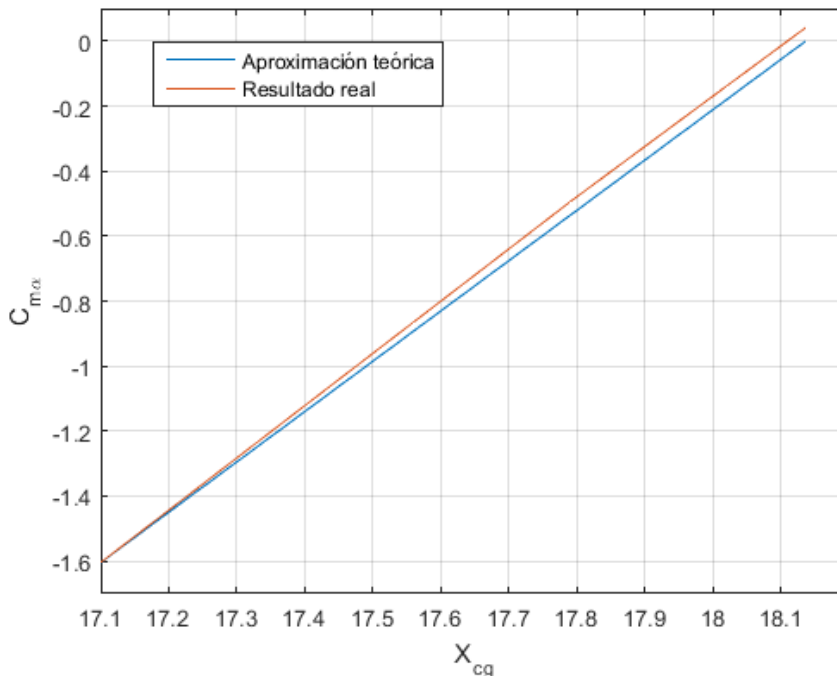


Figura 8.1 Comparación de la relación entre C_{m_α} y la posición del centro de gravedad.

Se puede observar en esta imagen, como la evolución real difiere ligeramente de la teórica, debido a que el ángulo de ataque de referencia cambia para que sea posible el trimado del avión. De esta manera, mientras que el límite teórico del centro de gravedad está a 18.14 m del morro, el límite real se encuentra en 18.11 m.

Esta diferencia no es excesivamente grande, por lo que, teniendo en cuenta los márgenes de seguridad que se aplican a los límites en la posición del centro de gravedad, no resulta un error excesivo utilizar la aproximación teórica.

En cuanto al límite delantero, viene proporcionado por la controlabilidad del avión, es decir, por la capacidad del timón de profundidad para trimar el avión al ángulo de ataque necesario para vuelo equilibrado.

A partir de la ecuación de momentos, la deflexión del timón de profundidad necesaria para el vuelo equilibrado viene dada por la ecuación siguiente:

$$(\delta_e)_{eq} = \frac{-C_{m_0} - C_{m_\alpha} \alpha_{wb}}{C_{m_{\delta_e}}}$$

Sin embargo, en esta ecuación, el parámetro C_{m_α} varía al modificar la posición del centro de gravedad. Otra forma de ver el planteamiento es mediante la variación del timón de profundidad respecto del coeficiente de sustentación:

$$\frac{\partial \delta_e}{\partial C_L} = \frac{\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{PN}}{C_{L_{\delta_e}} (\bar{x}_{ac,t} - \bar{x}_{PN})}$$

Se observa que, conforme se adelanta el centro de gravedad, la pendiente de la recta δ_e/C_L va aumentando. De esta forma, llegará un punto en el que hará falta la deflexión máxima del timón de profundidad para trimar el avión en la condición requerida. Esta será la posición más adelantada del centro de gravedad. Esto se puede observar en la Figura 8.2. Se observa que el coeficiente de momento con sustentación nula sería independiente de la posición del centro de gravedad

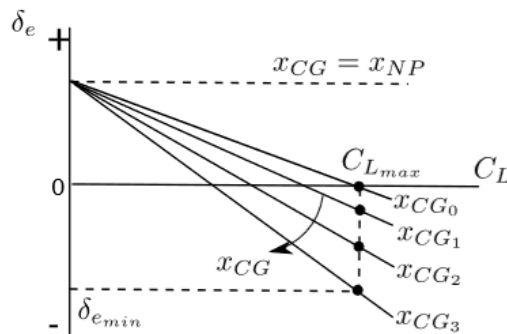


Figura 8.2 Representación teórica de la relación δ_e/C_L en función de la posición del centro de gravedad [3].

El resultado obtenido para la posición más adelantada del centro de gravedad mediante el programa es a 13.6 m del morro de la aeronave.

Al representar la evolución del coeficiente de sustentación respecto de la deflexión del timón de profundidad para dos posiciones diferentes del centro de gravedad en la Figura 8.3, se observa que, en la realidad, la relación no es lineal, sino que la pendiente se reduce a coeficientes de sustentación más bajos. También se observa, respecto a las curvas obtenidas, que al cambiar el centro de gravedad de posición, cambia el coeficiente de momentos con sustentación nula, y por tanto la deflexión del timón con sustentación nula. Los límites de controlabilidad reales, según los resultados obtenidos, están antes que los teóricos, por lo que se deberá tener cuidado al utilizar resultados analíticos en casos reales.

8.3 Efectos de características geométricas sobre la estabilidad dinámica

Gracias a la función desarrollada en el Capítulo 7 para la obtención de los autovalores que caracterizan la respuesta de la aeronave ante perturbaciones, se puede estudiar de forma sencilla la relación entre ciertos parámetros geométricos de la aeronave y los modos del sistema.

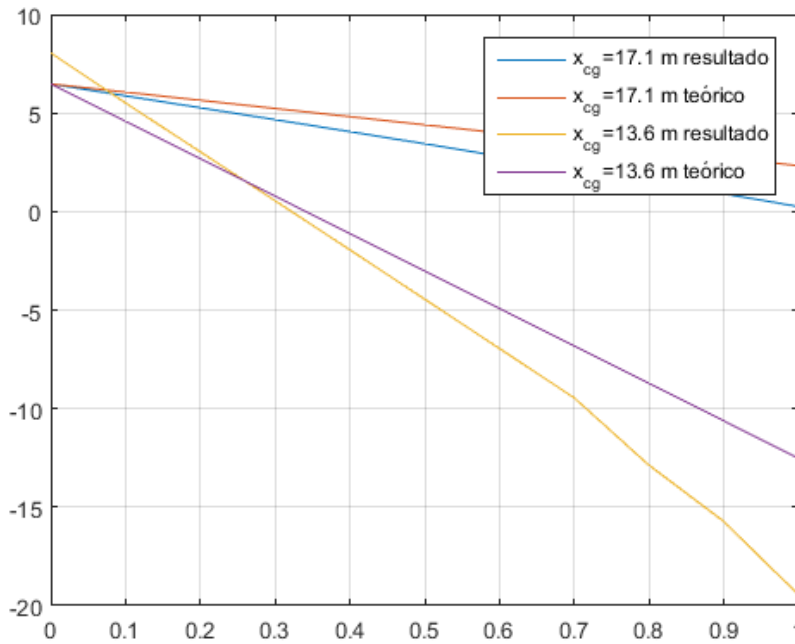


Figura 8.3 Relación δ_e/C_L en función de la posición del centro de gravedad obtenida mediante el programa.

En los estudios realizados habitualmente, se analizan algunas tendencias respecto a características geométricas, como se ve en la Figura 8.4, o, sobre todo, variaciones respecto a derivadas de estabilidad, como se observa en la Figura 8.5y en la Figura 8.6. Sin embargo, los estudios de los efectos directos de cambios en la geometría sobre los modos del sistema no son habituales, puesto que el cálculo lleva un trabajo excesivo. Gracias al Intérprete de Datcom, es posible obtener estas variaciones con un esfuerzo mínimo.

Para este estudio se va a partir del avión definido en la Sección 8.1, y se van a variar los siguientes parámetros:

- Superficie del estabilizador horizontal: Al aumentar la teoría dice que la tendencia es que aumente la frecuencia de los modos. Además, en el caso del corto periodo, el amortiguamiento se reduce. Esto se observa en la Figura 8.4.
- Posición del centro de gravedad: En teoría, afecta principalmente al corto periodo. La tendencia es a aumentar la frecuencia y reducirse el amortiguamiento cuando el margen estático aumenta.
- Ángulo de diedro del ala: Al variar el ángulo de diedro la teoría dice se aumenta el amortiguamiento del balanceo holandés y del modo espiral, mientras que se reduce el de convergencia en balance. Se puede relacionar con la influencia de la derivada de estabilidad $C_{l\beta}$, tal como se observa en la Figura 8.5.
- Superficie del estabilizador vertical: Al aumentar la superficie del estabilizador horizontal se espera que crezca la frecuencia del balanceo holandés, mientras que la influencia sobre los otros modos será menor. Se puede relacionar con la influencia de la derivada de estabilidad $C_{n\beta}$, tal como se observa en la Figura 8.6.

De esta manera se tiene que los dos primeros parámetros influirán significativamente sólo en la dinámica longitudinal, mientras que los otros dos solamente influirán en la dinámica lateral

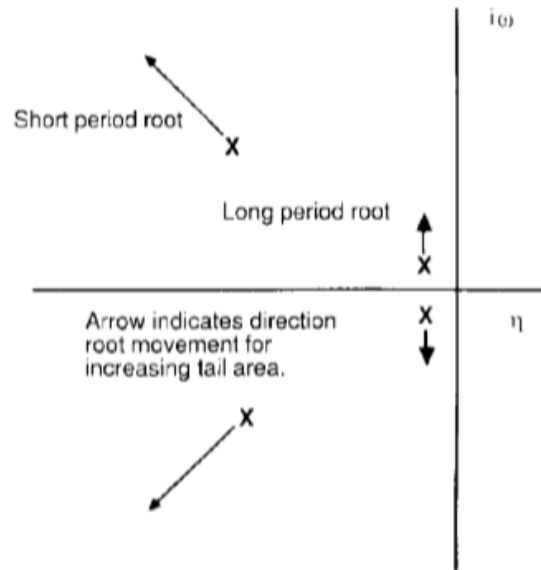


Figura 8.4 Efecto teórico de la superficie de HTP sobre las raíces.

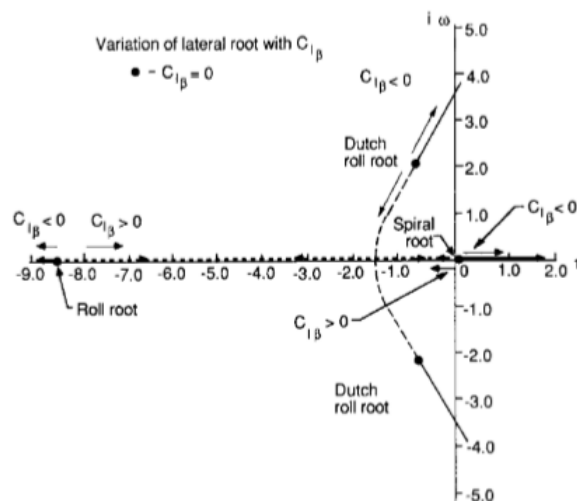


Figura 8.5 Efecto teórico del $C_{l\beta}$ sobre las raíces.

direccional. Esto no siempre se cumple en los resultados, por lo que se han representado las raíces cuyos resultados si varíen.

Los resultados que se obtienen son los siguientes:

- Superficie del estabilizador horizontal: se observa una relación similar a la teórica. en la Figura 8.7 se puede observar como aumenta la frecuencia del modo fugoide, mientras que en la Figura 8.8 se ve que la frecuencia del corto periodo también aumenta mientras que su amortiguamiento disminuye, aunque el cambio en esta raíz es menor.
- Posición del centro de gravedad: Se observa que afecta al corto periodo de la manera prevista en la Figura 8.10. Además, se puede ver en la Figura 8.9 que afecta al fugoide y en la Figura 8.11 que también afecta al balanceo holandés.
- Ángulo de diedro del ala: El modo de balanceo holandés varía tal y como predice la teoría, como se ve en la Figura 8.12. En la Figura 8.13 y en la Figura 8.14 se puede ver como

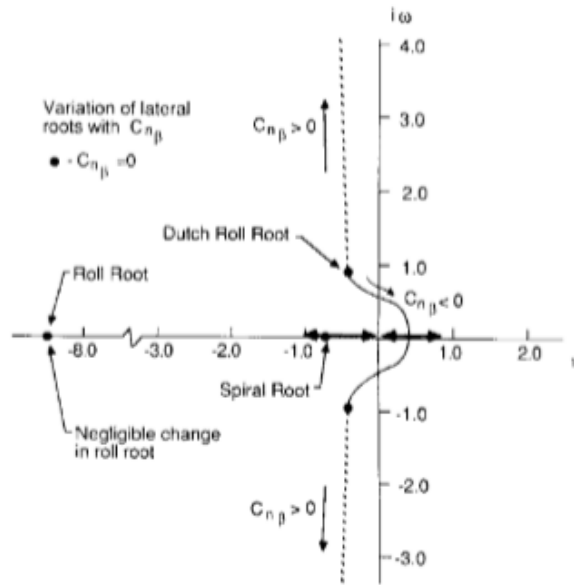


Figura 8.6 Efecto teórico del $C_{n\beta}$ sobre las raíces.

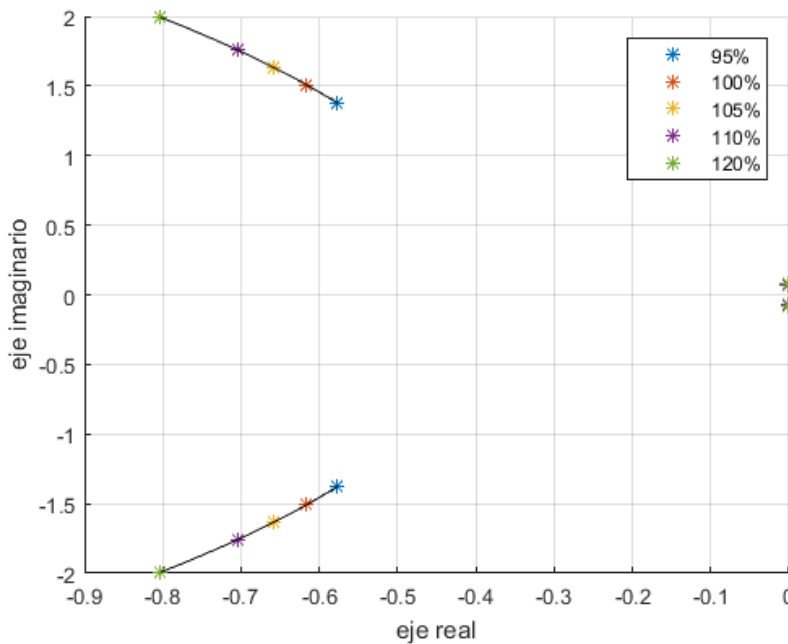


Figura 8.7 Raíces de la dinámica longitudinal para una superficie de estabilizador horizontal de 100, 105, 110 y 120% sobre la nominal.

v_j cambian, respectivamente, el modo espiral y el de convergencia en balance. También se produce una variación en los modos longitudinales al variar este parámetro geométrico, tal y como se observa en la Figura 8.15.

- Superficie del estabilizador vertical: El mayor cambio se genera sobre el modo de balanceo holandés, tal como se ve en la Figura 8.16. En la Figura 8.17 se puede ver la tendencia de la raíz del modo espiral, y en la Figura 8.18, la del modo de convergencia en balance.

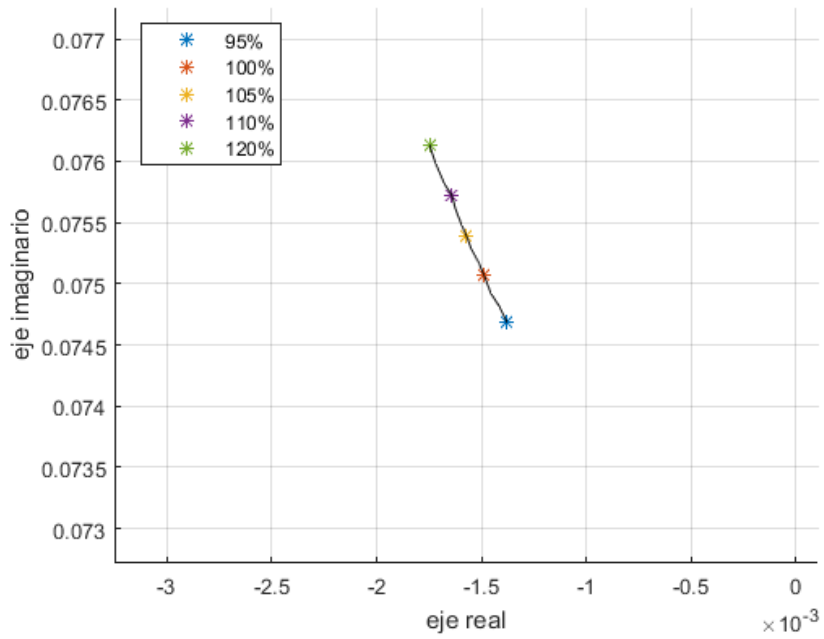


Figura 8.8 Detalle de la raíz del modo de corto periodo.

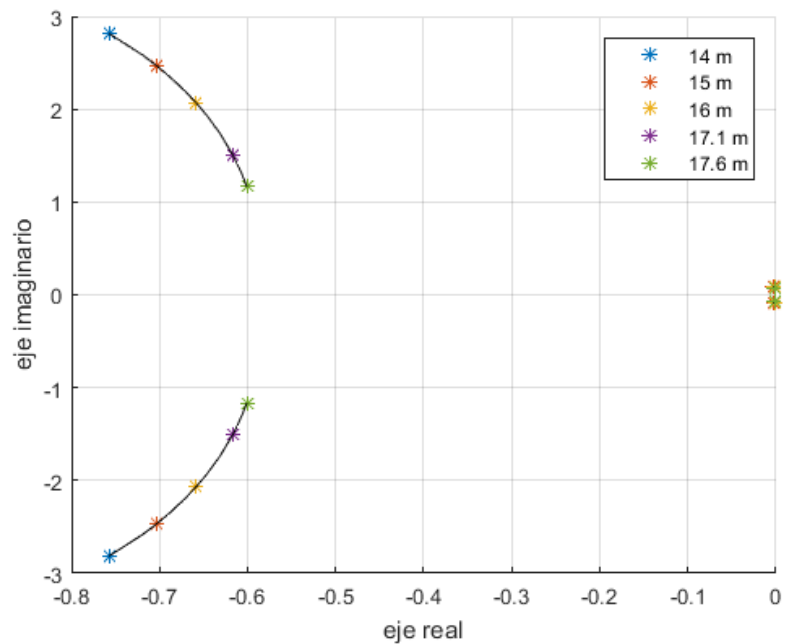


Figura 8.9 Raíces de la dinámica longitudinal para diversas posiciones del centro de gravedad.

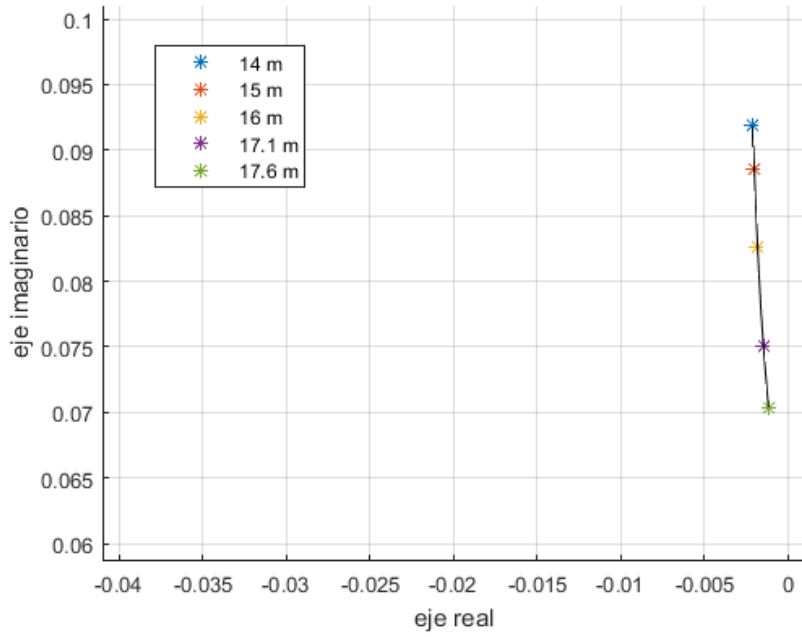


Figura 8.10 Detalle de la raíz del modo de corto periodo.

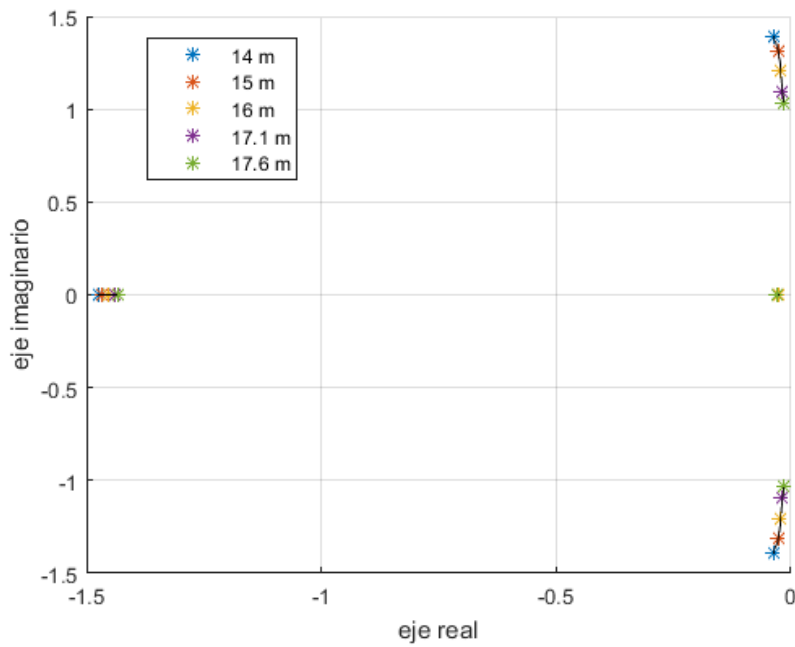


Figura 8.11 Raíces de la dinámica lateral-direccional para diversas posiciones del centro de gravedad.

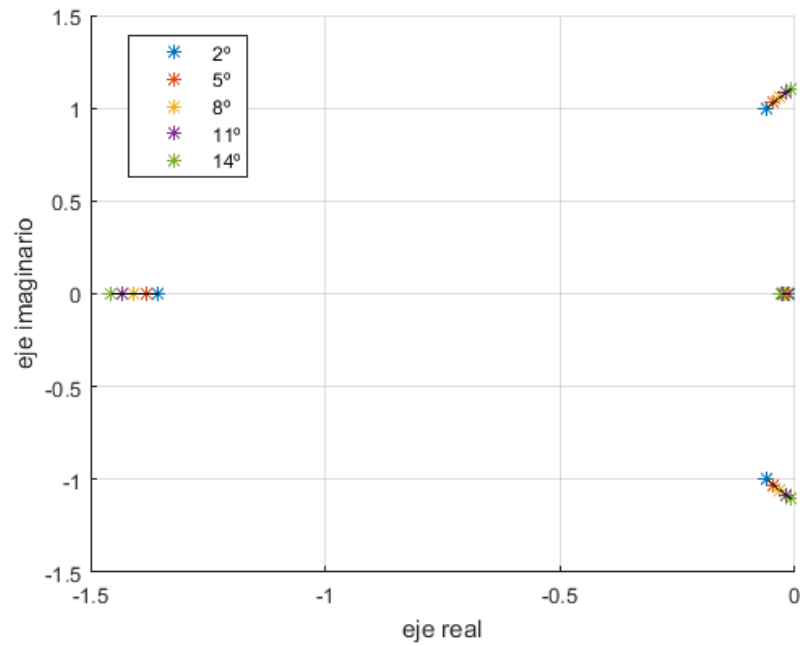


Figura 8.12 Raíces de la dinámica lateral-direccional para un ángulo de diedro de 3, 5, 7, 10 y 15 grados.

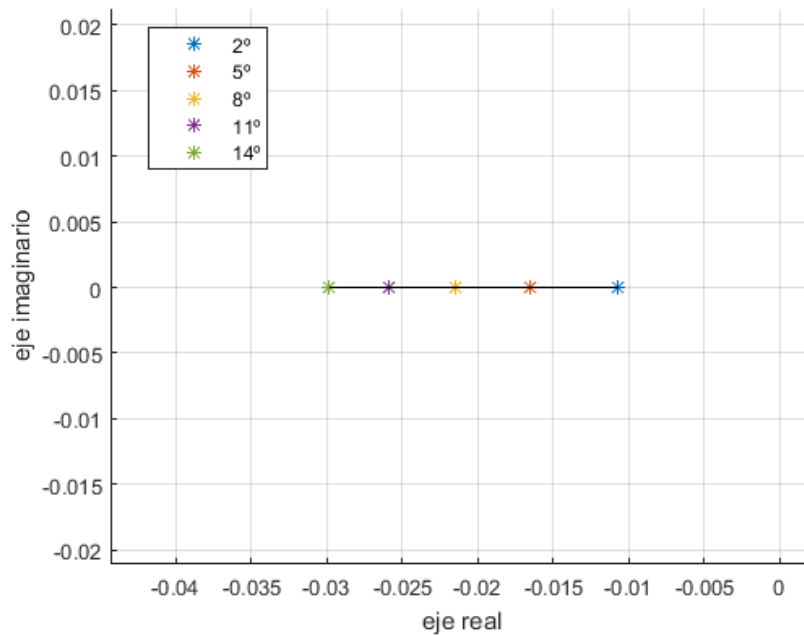


Figura 8.13 Detalle de la raíz del modo espiral.

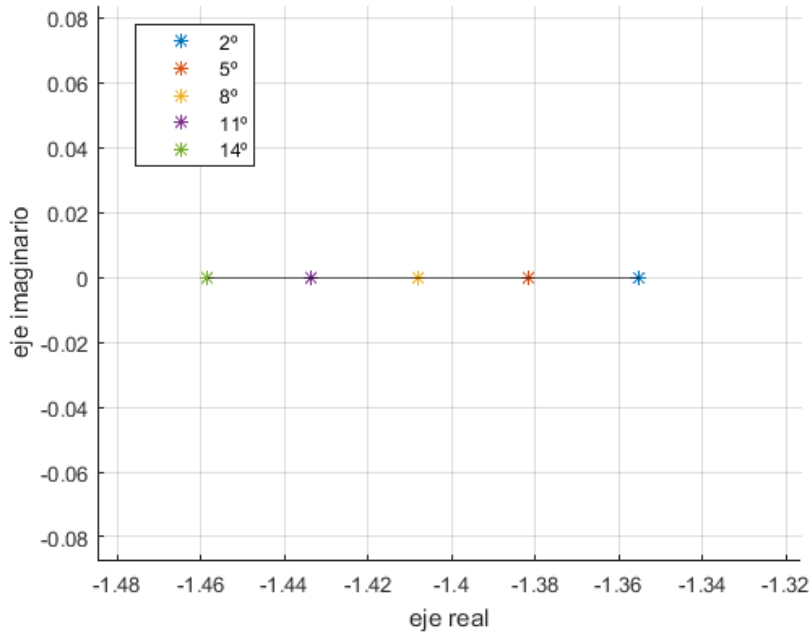


Figura 8.14 Detalle de la raíz del modo de convergencia en balance.

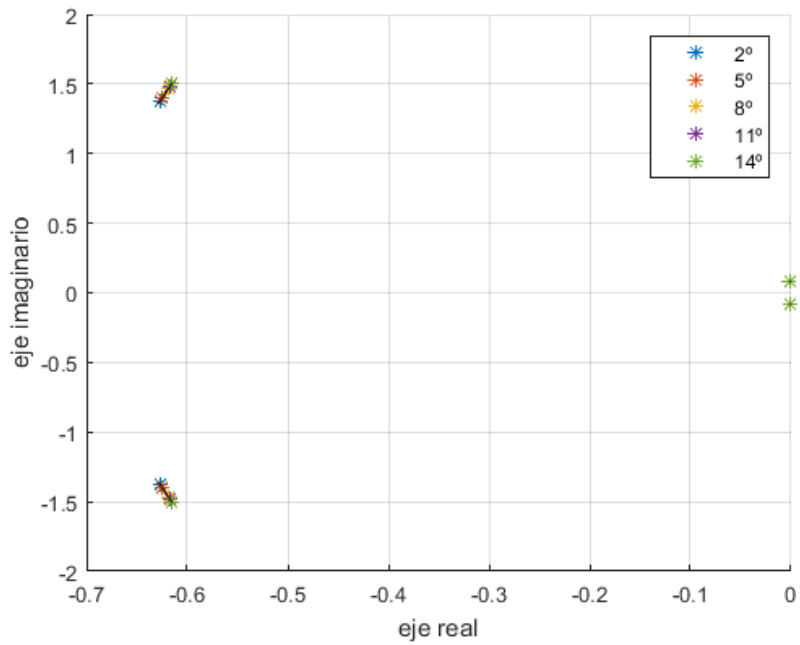


Figura 8.15 Raíces de la dinámica longitudinal para un ángulo de diedro de 3, 5, 7, 10 y 15 grados.

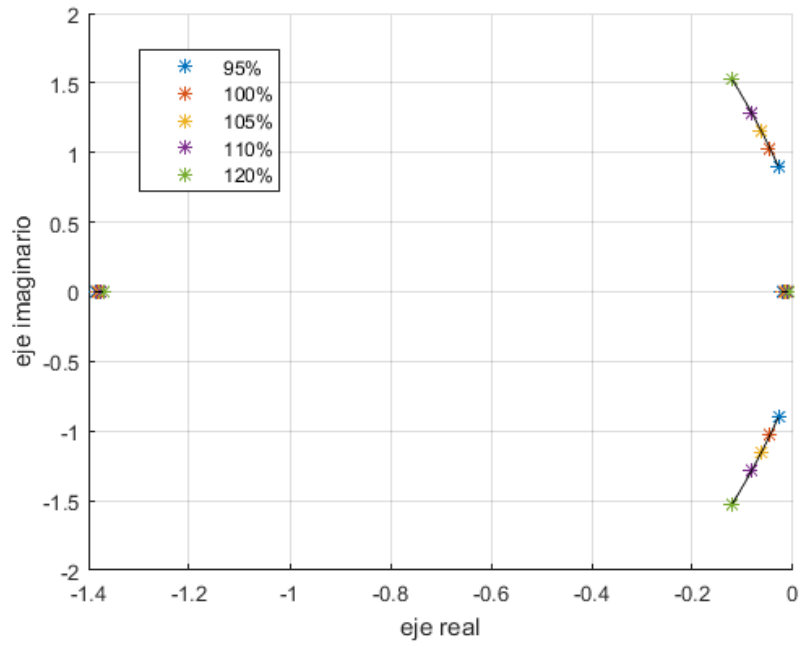


Figura 8.16 Raíces de la dinámica lateral-direccional para una superficie de estabilizador horizontal del 95, 100, 105, 110 y 120% sobre la nominal.

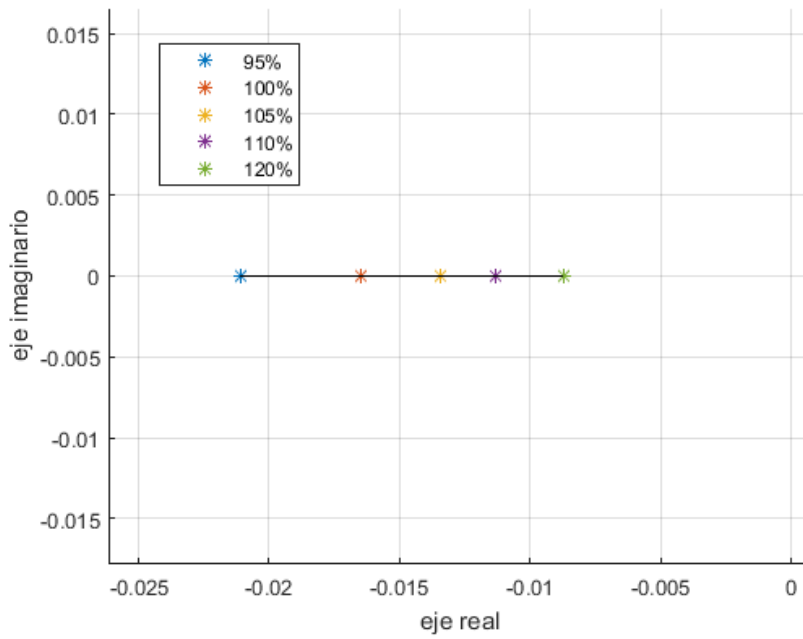


Figura 8.17 Detalle de la raíz del modo espiral.

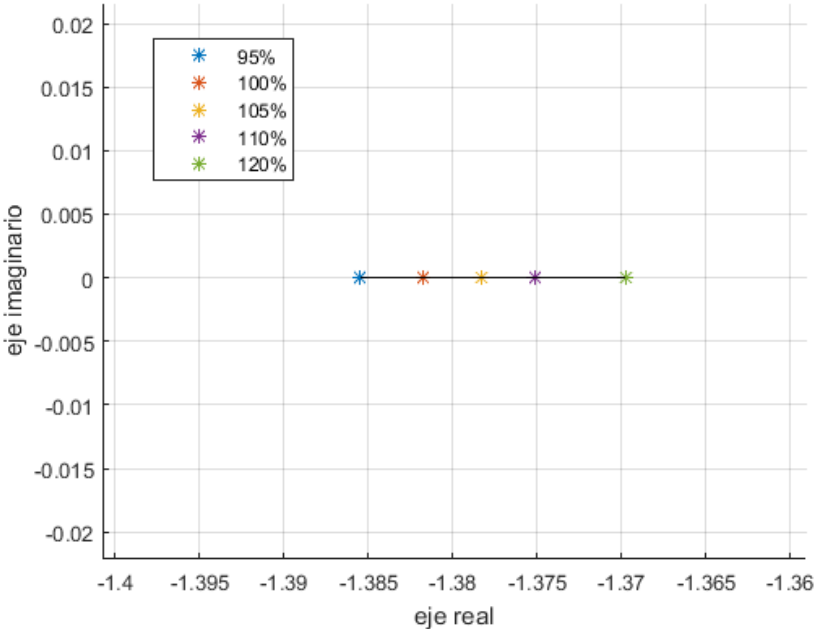


Figura 8.18 Detalle de la raíz del modo de convergencia en balance.

9 Conclusiones

El propósito de este trabajo era la creación de una herramienta útil, rápida y manejable para el estudio preliminar de las características que rigen la estabilidad, tanto estática como dinámica, y el control de una aeronave en vuelo nivelado. Para el desarrollo de esta herramienta, se ha hecho uso de programas ya existentes con el objetivo de aprovechar sus métodos implementados. La principal diferencia con estos programas radica en que el Intérprete de *Datcom* es capaz de integrarlos y proporcionar una interfaz de trabajo más sencilla y manejable.

Los principales inconvenientes de *Digital Datcom* eran los siguientes:

- Complejidad para la introducción de datos por el lenguaje de programación propio del archivo de entrada.
- Dificultad para interactuar con otras herramientas que proporcionen datos aerodinámicos más exactos.
- La lectura de datos se lleva a cabo de forma manual. El archivo de salida no está planteado para automatizar su lectura.
- Los resultados pueden carecer de la precisión necesaria.
- Imposibilidad de automatización de procesos iterativos.

La herramienta desarrollada en este trabajo, elimina estos inconvenientes. En primer lugar, se ha automatizado la generación del archivo de entrada a través de la implementación de métodos capaces de recibir los datos como variables dentro del entorno de *MATLAB* y, a partir de ellos, escribir un archivo con las normas del lenguaje de programación de *Datcom*. De esta forma, se han eliminado los errores en la escritura de los datos.

Precisamente, al ser capaz el Intérprete de *Datcom* de recibir los datos en el entorno de *MATLAB*, se permite la interacción con *XFOIL* para automatizar la introducción de sus resultados en el programa como datos experimentales, al conllevar estos una mejora en la exactitud de las características aerodinámicas del perfil.

La lectura de los datos se ha podido automatizar a través de la extracción de la memoria interna de *Datcom*. De esta forma, se han evitado los problemas de los distintos casos posibles de salida, proporcionando en cada ejecución del programa todos los datos y resultados disponibles.

La extracción de los datos directamente de la memoria interna de *Datcom* permite también solucionar los problemas de precisión. En la memoria interna todos los valores aparecen con 8 cifras significativas.

Por último, la automatización de la escritura del archivo de entrada, ejecución y lectura de los resultados, permite también automatizar procesos no disponibles por sí mismos en *Datcom*. En este caso se han implementado cálculos como la obtención del ángulo de ataque necesario para el vuelo equilibrado, la definición de los límites posicionales del centro de gravedad y la obtención de los

modos del sistema. También se permite la realimentación del programa a partir de los resultados y la automatización de procesos iterativos.

De cara a demostrar la utilidad de la herramienta se han realizado diversos casos prácticos. En ellos se han comprobado las distintas ventajas que se comentan, tanto en lo relativo a procesos iterativos que requieran de una realimentación a partir de los resultados como a la oportunidad de realizar un trabajo adicional a partir de ellos. También, por supuesto, se ha observado la sencillez de la introducción de los datos.

A partir de aquí, se contempla la posibilidad de implementar diversas funciones adicionales en el futuro:

- Interacción con herramientas de cálculo de características aerodinámicas de superficies finitas mediante VLM. De esta manera se puede explotar el módulo de introducción de datos experimentales.
- Proporcionar métodos alternativos para aquellos valores cuya estimación en *datcom* no sea excesivamente precisa, como pueden ser los relativos a la resistencia aerodinámica.
- Desarrollo de una interfaz gráfica que permita representar la forma general del avión a partir de las características definidas en los datos introducidos.
- Desarrollo de interfaces para la introducción de los datos de la forma deseada por el usuario, por ejemplo a partir de planos.
- Implementación de la representación de los diagramas de respuesta al mando de forma automática.

Al proporcionarse la herramienta en un entorno de programación sencillo como es *MATLAB*, se facilita la implementación de estas funciones adicionales, así como también se permite al usuario realizar las personalizaciones necesarias para obtener el máximo partido de ella.

En definitiva, el Intérprete de Datcom demuestra ser una herramienta de gran utilidad para el diseño preliminar de aeronaves, en cuanto la obtención de estimaciones para las características de estabilidad y control.

Anexos A

Descripción de salidas

A continuación se muestran tablas de definición de variables para aquellos bloques cuyas variables no están nombradas en [4]

A.1 Definición de variables del bloque "BD"

Tabla A.1 Parámetros relativos al fuselaje en régimen subsónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
LB	l_B	Longitud total del fuselaje
XBMAX	$X_{B_{max}}$	Distancia en X desde el morro hasta el área de máxima sección cruzada
SMAX	S_{max}	Máximo área de sección cruzada del fuselaje
SLNOSE	$S_{l_{nose}}$	
LNOSE	l_{nose}	
S0	S_0	Área de sección cruzada en X_0
X0	X_0	Posición en X donde el flujo deja de ser potencial
XC4H	$(X_{\varepsilon/4})_H$	
K2MK1	$K_2 - K_1$	
CD0B	$(C_{D_0})_B$	Coefficiente de resistencia con sustentación nula del fuselaje
XNOSE	X_{nose}	Posición en X del morro del fuselaje
LAFH	$(L_{AF})_H$	
LNFH	$(L_{NF})_H$	
XCG	$X_{CG} = X_H$	
LRB	$(l/R)_B$	
SB	S_B	Máximo área cruzada del fuselaje
SBM	S_b	Área base del fuselaje
DXH	$(\Delta X)_H$	
CDFDB	$(C_{DF})_{DB}$	Coefficiente de resistencia de fricción del fuselaje con sustentación 0 basado en S_{max}
CDB	C_{D_b}	Coefficiente de resistencia base del fuselaje con sustentación 0 basado en S_{Ref}
CD0	C_{D_0}	Coefficiente de resistencia del fuselaje con sustentación 0 basado en S_{Ref}
CM0B	$(C_{m_0})_B$	Coefficiente de momento de cabeceo del fuselaje con sustentación nula
DXACH	$(\Delta X_{AC})_H$	
ZACH	$(Z_{AC})_H$	
XW	X_w	
DXW	ΔX_w	Distancia desde el vértice del ala hasta el borde de ataque de la cuerda en la raíz del ala expuesta

DXCG	ΔX_{CG}	$X_{CG} - X_w - \Delta X_w$
ZWE	Z_{WE}	
XAC	X_{AC}	
ZAC	Z_{AC}	
DXACW	$(\Delta X_{AC})_W$	
LNF	l_{NF}	
LAF	l_{AF}	
ZW	Z_W	
LBDB	(l_B/d_B)	Ratio de finura del fuselaje
ETA	η	
ALIW	$(\alpha_i)_W$	Incidencia del ala definida por el usuario
SINALIW	$\sin(\alpha_i)_W$	
COSALIW	$\cos(\alpha_i)_W$	
TANALIW	$\tan(\alpha_i)_W$	
AL0	α_0	
ZCG	Z_{CG}	Z_{CG} definido por el usuario
XC4	$X_{\bar{c}/4}$	
DXCGH	$(\Delta X_{CG})_H$	
DBMAX	$(d_b)_{max}$	Diámetro máximo del fuselaje
DBM	d_b	Diámetro base
DB	d_B	Diámetro del fuselaje
IETCDC	$\int_{X_0}^{l_b} \eta C_{dc} dx$	
DXH	ΔX_H	Distancia desde el vértice del HTP hasta el borde de ataque de la cuerda en la raíz del HTP expuesto
LBRF	$l_b R_f$	
RLB	$(R_l)_B$	
CFB	C_{fB}	Coefficiente de fricción del fuselaje
SS	S_S	Área mojada del fuselaje
NALPHA		
CDALWB	$(C_{D\alpha})_{WBj}$	
CMCNV	$(C_{m_{CNV}})_{JBA}$	
CDCJ	$(C_{dc})_J$	
CLPJ	$(C_{Lp})_J$	Término de sustentación del flujo potencial
MDSDX	$-dS/dX$	
CLVJ	$(C_{Lv})_J$	Término de sustentación de vórtices
CDLJ	$(C_{DL})_J$	
CMCNP	$(C_{m_{CNP}})_{JBA} m$	
ALPHAR	α_R	
SP	S_P	Área de la planta del fuselaje
CDNWB	$(C_{DN})_{WB}$	C_D desde el morro hasta el borde de ataque del ala expuesta
CLNWB	$(C_{LN})_{WB}$	C_L desde el morro hasta el borde de ataque del ala expuesta
CMNWB	$(C_{mN})_{WB}$	C_m desde el morro hasta el borde de ataque del ala expuesta
CDNHB	$(C_{DN})_{HB}$	C_D desde el morro hasta el borde de ataque del HTP expuesto
CLNHB	$(C_{LN})_{HB}$	C_L desde el morro hasta el borde de ataque del HTP expuesto
CMNHB	$(C_{mN})_{HB}$	C_m desde el morro hasta el borde de ataque del HTP expuesto
B2MBA2	$(b/2 - b^*/2)$	
CNVJBA	$(C_{NV})_{JBA}$	
CNPJBA	$(C_{NP})_{JBA}$	
XOL	X/L_{Ref}	
ZPOL	Z'/L_{Ref}	
ZP	Z'	
XACH	$(X_{AC})_H$	
ZHE	Z_{HE}	

A.2 Definición de variables de los bloques "C" y "CHT"

Tabla A.2 Parámetros relativos a la generación de momento de cabeceo del ala/HTP en régimen subsónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
CM0CM0R	$C_{m_0}, C_{m_{0R}}$	C_m con sustentación nula definido por el usuario
CM0TIP	$C_{m_{0TIP}}$	C_m del panel exterior con sustentación nula definido por el usuario
CM0CM0	$C_{m_{0M}}/C_{m_{0M=0}}$	
DCM0TW	$\Delta C_{m_0}/\theta$	Cambio de C_{m_0} debido a la torsión unitaria del ala
CM0	C_{m_0}	
XACCR	X_{ac}/c_r	Distancia del vértice del ala al A.C. de la cuerda en la raíz
DCMDCL	dC_m/dC_L	
CMA	$C_{m\alpha}$	
AWTANL	$A_w \tan \lambda_0^*$	
TANLB	$\tan \lambda_0^*/\beta$	
BTANL	$\beta/\tan \lambda_0^*$	
AITANLI	$A_I^* \tan \lambda_{0I}^*$	Panel interior
TANLIB	$\tan \lambda_{0I}^*/\beta$	Panel interior
BTANLI	$\beta/\tan \lambda_{0I}^*$	Panel interior
AOTANLO	$A_O^* \tan \lambda_{0O}^*$	Panel exterior
TANLOB	$\tan \lambda_{0O}^*/\beta$	Panel exterior
BTANLO	$\beta/\tan \lambda_{0O}^*$	Panel exterior
XACCRI	$(X_{ac}/c_r)_I$	Panel interior
XACCRO	$(X_{ac}/c_r)_O$	Panel exterior
XACIOCR	$(X_{ac})_O^I/c_{rI}$	
SIGMA	σ	
XCPCR90	$(X_{CP}/C_r)_{\alpha=90^\circ}$	X_{CP} del ala normalizado a un ángulo de ataque de 90°
C3	C_3	
C31	$(1 + C_3)A \tan \lambda_0^*$	
LXCPCR2	$\lambda(X_{CP}/C_r)_2$	
XCPCRI	$(X_{CP}/C_r)_I$	
XCPCR	$(X_{CP}/C_r)_{C_{Lmax}}$	
SINACLM	$\sin \alpha_{C_{Lmax}}$	
TANACLM	$\tan \alpha_{C_{Lmax}}$	
XCPCRRF	$(X_{CP}/C_r)_{ref}$	
SINALPI	$\sin \alpha_I$	
COSALPI	$\cos \alpha_I$	
TANALPI	$\tan \alpha_I$	
ACOSL0	$A \cos \lambda_0^*$	
TAITALM	$ \tan \alpha_I / \tan \alpha_{C_{Lmax}} $	
ALPREF	α_{ref}	
ARINDEX		Índice de "Aspect ratio"
DXCPCR4	$\Delta(X_{CP}/C_r)_4$	
DXCPCR3	$\Delta(X_{CP}/C_r)_3$	
STAIND		Índice de estabilidad
DXCPCR	$\Delta(X_{CP}/C_r)$	
DALPHA	$\Delta\alpha$	
DXCPCDA	$\Delta(X_{CP}/C_r)/\Delta\alpha$	
XCPCRJ	$(X_{CP}/C_r)_J$	
TACLMTA	$\tan \alpha_{C_{Lmax}} / \tan \alpha$	
TEMP2	$\tan \alpha_{C_{Lmax}} / \tan \alpha_{ref}$	

CRCRM	C_r/\bar{C}_r	
XCPCRAR	$(XCP/C_r)_{\alpha_{ref}}$	
XCPC3AR	$(XCP/C_r)_{3\alpha_{ref}}$	
XCPC4AR	$(XCP/C_r)_{4\alpha_{ref}}$	

A.3 Definición de variables de los bloques "D", "DHT", "DVF" y "DVT"

Tabla A.3 Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico del ala/HTP/V-F/VTP.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
RP	R'	
LK	l/k	
SASR	S^*/S_r	Ratio del ala expuesta respecto de la superficie de referencia
RO	R_O	
RI	R_I	
RVO	$(R_V)_O$	
RVI	$(R_V)_I$	
RLERO	$(R_{LER})_O$	
RLERI	$(R_{LER})_I$	
CF	C_f	Coefficiente de fricción del ala
CFI	C_{fI}	Coefficiente de fricción del panel interior
CFO	C_{fO}	Coefficiente de fricción del panel exterior
RLS	R_{LS}	
RL	R_L	
RLI	$(R_I)_I$	
RLO	$(R_I)_O$	
RN	RN	
RNI	$(RN)_I$	Número de Reynolds del panel interior
RNO	$(RN)_O$	Número de Reynolds del panel exterior
CD0	C_{D_0}	Coefficiente de resistencia con sustentación nula
CD0I	$(C_{D_0})_I$	C_{D_0} del panel interior
CD0O	$(C_{D_0})_O$	C_{D_0} del panel exterior
RLSI	$(R_{LS})_I$	R_{LS} del panel interior
RLSO	$(R_{LS})_O$	R_{LS} del panel exterior
DCDLJ	$(\Delta C_{DL})_J$	
RLER	R_{LER}	
RV	R_V	
ALCLLE	$A\lambda/\cos\lambda_{LE}$	
R	R	
E	e	
BA	βA	
BW	βW	
V	V	
CDL	C_{DL}	
CDJ	C_{DJ}	Coefficiente de resistencia del ala
CDLJ	$(C_{DL})_J$	Coefficiente de resistencia inducida del ala

A.4 Definición de variables de los bloques "FACT"

Tabla A.4 Parámetros relativos al ala y al estabilizador horizontal en régimen subsónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
EWTTWR	$(b/2 - b^*/2)/(b/2)$	Ratio entre envergadura del ala expuesta y y el total
IVBW	$I_{V_{B(w)}}$	Factor de interferencia de vórtices para vórtices del fuselaje sobre el panel alar
NDVTXS	$\Gamma/2\pi\alpha Vr$	Intensidad adimensional de vórtice
IVWH	$I_{V_{w(H)}}$	Factor de interferencia de vórtices del ala sobre el HTP
A	a	
BV	b_v	
CNRDDW	ϵ_e	Ángulo de downwash efectivo del canard
CNDDWG	$(d\epsilon/d\alpha)_e$	gradiente de downwash efectivo del canard
EHTTHT	$(b/2 - b^*/2)/(b/2)_{HT}$	Ratio entre envergadura del ala expuesta y y el total
IVBH	$I_{V_{B(H)}}$	Factor de interferencia de vórtices del fuselaje sobre el HTP
VTXSHT	$(\Gamma/2\pi\alpha Vr)_{HT}$	Intensidad adimensional de vórtice del HT

A.5 Definición de variables de los bloques "HB" y "WB"

Tabla A.5 Variables relativas al HTP/ala y al fuselaje en régimen subsónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
KHB/KWB	$K_{H/W(B)}$	Factor de interferencia del HTP/ala en el fuselaje
KBH/KBW	$K_{B(H/W)}$	Factor de interferencia del fuselaje en el HTP/ala
CLAHB/CLAWB	$(C_{L\alpha})_{H/W(B)}$	Pendiente de la curva de sustentación del HTP/ala en presencia del fuselaje
CLABH/CLABW	$(C_{L\alpha})_{B(H/W)}$	Pendiente de la curva de sustentación del fuselaje en presencia del HTP/ala
CD0HB/CD0WB	$(C_{D_0})_{HB/WB}$	Resistencia con sustentación nula del HTP/ala-fuselaje
KMHB/KMWB	$k_{H/W(B)}$	
KMBH/KMBW	$k_{B(H/W)}$	
CLiHB/CLiWB	$(C_{L_i})_{H/W(B)}$	
CLiBH/CLiBW	$(C_{L_i})_{B(H/W)}$	
CLiHTB/CLiWPB	$(C_{L_i})_{HB/WB}$	
XACHTB/XACWB	$(X_{ac}/\bar{c})_{HB/WB}$	
XACBH/XACBW	$(X_{ac}/\bar{c})_{B(H/W)}$	
XACPBH/XACPBW	$(X'_{ac}/\bar{c})_{B(H/W)}$	
XACPA0	$(X'_{ac}/\bar{c})_{A=0}$	
CM0HB/CM0WB	$C_{m_0}_{HB/WB}$	Momento de cabeceo con sustentación nula del conjunto HTP/ala-fuselaje
CD0HB/CD0WB	$(C_{D_0})_{HB/WB}$	Coeficiente de resistencia con sustentación nula del conjunto HTP/ala-fuselaje
RHB/RWB	$R_{HB/WB}$	
RLB	R_{LB}	
CLMxHB/CLMxWB	$(C_{L_{max}})_{HB/WB}$	Sustentación máxima del conjunto HTP/ala-fuselaje
ACLmXHB/ACLmXWB	$(\alpha_{C_{L_{max}}})_{HB/WB}$	Ángulo de ataque de $C_{L_{max}}$ del conjunto HTP/ala-fuselaje
PROD1		
PROD2		

A.6 Definición de variables del bloque "SECD"

Tabla A.6 Parámetros relativos a métodos de segundo nivel para régimen transónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
CLBCLW6	$(C_{l\beta}/C_L)_{WM=0.6}$	
CLBCLW4	$(C_{l\beta}/C_L)_{WM=1.4}$	
CLBCLH6	$(C_{l\beta}/C_L)_{HM=0.6}$	
CLBCLH4	$(C_{l\beta}/C_L)_{HM=1.4}$	
CBCLWB6	$(C_{l\beta}/C_L)_{WBM=0.6}$	
CBCLWB4	$(C_{l\beta}/C_L)_{WBM=1.4}$	
CBCLHB6	$(C_{l\beta}/C_L)_{HBM=0.6}$	
CBCLHB4	$(C_{l\beta}/C_L)_{HBM=1.4}$	
CNAWB14	$(C_{N\alpha})_{WBM=1.4}$	
CNAHB14	$(C_{N\alpha})_{HBM=1.4}$	
CD0WBT6	$(C_{D0})_{WBTM=0.6}$	
CD0WBT7	$(C_{D0})_{WBTM=0.7}$	
D0WBT11	$(C_{D0})_{WBTM=1.1}$	
D0WBT14	$(C_{D0})_{WBTM=1.4}$	
DONE		Marcador de si el método está completo
DOL2		Marcador del método es aplicable
CDLCL2W	$(C_{DL}/C_L^2)_W$	
CLBCLW	$(C_{l\beta}/C_L)_W$	
CDBCL2H	$(C_{DL}/C_L^2)_H$	
CLBCLH	$(C_{l\beta}/C_L)_H$	
CLBCLWB	$(C_{l\beta}/C_L)_{WB}$	
CLBCLHB	$(C_{l\beta}/C_L)_{HB}$	
MDBWHV	$(M_D)_{BWHV}$	Número de Mach de divergencia de la resistencia

A.7 Definición de variables de los bloques "STB" y "STBH"

Tabla A.7 Variables relativas al resbalamiento en régimen subsónico y en todas las configuraciones/configuración htp-fuselaje.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
ZW	Z_w	Distancia vertical de la línea central al 25 % de la cuerda en la raíz
ETAGMI	η_{Γ_I}	
ETAGMO	$\eta_{\Gamma_{O=1}}$	
ZWP	Z'_w	
CLAV	$(C_{L\alpha})_v$	
ATVT	$(A)_{TVT}$	<i>Aspect ratio</i> del panel geométrico aislado
K	K	
KF	K_f	Factor de corrección del efecto de la longitud del fuselaje
X	X	
CV	C_v	

LP	l_p	Distancia horizontal del centro de gravedad al 25% de la cuerda media aerodinámica del VTP
ZP	Z_p	Distancia vertical de la línea central a la cuerda media aerodinámica del VTP
DCLB	ΔC_{l_β}	
CLBZWP	$C_{l_\beta z_w}$	
KN	K_N	
CYBLS	$(C_{Y_\beta})_{L.S.}$	Valor del C_{Y_β} en función de α a baja velocidad
CYBCLM	$(C_{Y_\beta}/C_L)_M$	C_{Y_β}/C_{L_β} al número de Mach en función de α
KRL	K_{R_l}	
KI	K_i	
CLATOT	$(C_{l_\alpha})_{TOT}$	
HOROMG	h or ω	Altura media del fuselaje sobre la cuerda en la raíz del ala
H2	h_2	
H1	h_1	
SBS	S_{B_s}	Área lateral proyectada del fuselaje
LF	l_f	Longitud del fuselaje
YA31I	$(\beta C_{l_\beta}/K\Gamma)_I$	Panel interior
YA31O	$(\beta C_{l_\beta}/K\Gamma)_O$	Panel exterior
YA30A	$K_{m\Gamma}$	
YA29	C_{l_β}/Γ	
YA27	$(C_{l_\beta}/C_L)\lambda_{c/2}$	
YA30A2	$\Delta C_{l_\beta}/(\theta \tan \lambda_{c/4})$	
YA28B	$(C_{l_\beta}/C_L)_A$	
YA28A	K_{m_A}	
DB	d_B	Diámetro del fuselaje
CYBTVTE	$(C_{Y_\beta})_{TVTEFF}$	
CYBTVTF	$(C_{Y_\beta})_{TVT(WBH)} / (C_{Y_\beta})_{TVTEFF}$	
AEFFV	$(A_{EFF})_v/A_v$	
NBL2LS	$(C_{n_\beta}/C_L^2)_{L.S.}$	C_{n_β}/C_L^2 a baja velocidad
CLBJ	$C_{l_\beta}^*$	
AEFFV	$(A_{EFF})_v$	
SWTERM	$(1 + \partial\sigma/\partial\beta) \times q_v/q_\infty$	Término de <i>sidewash</i>
K2	k	
KH	K_H	
AVBAV	$A_{V(B)}/A_v$	
AVHBAVB	$A_{V(HB)}/A_{V(B)}$	
GAMAST	Γ^*	Ángulo de diedro efectivo
DCLBCLO	$\Delta(C_{l_\beta}/C_L)_O$	Panel exterior
DCLBCLI	$\Delta(C_{l_\beta}/C_L)_I$	Panel interior
CLBCLPO	$(C_{l_\beta}/C_L)'_{\lambda_{c/2O}}$	Panel exterior
CLBLPAO	$(C_{l_\beta}/C_L)'_{A_O}$	Panel exterior
KMLAMO	$(K_{m_A})_O$	Panel exterior
CLBCLO	$(C_{l_\beta}/C_L)_O$	C_{l_β}/C_L del panel exterior
CLBCL2I	$(C_{l_\beta}/C_L)'_{\lambda_{c/2I}}$	Panel interior
CLBLPAI	$(C_{l_\beta}/C_L)'_{A_I}$	Panel interior
KMLAMI	$(K_{m_A})_I$	Panel interior
CLBCLI	$(C_{l_\beta}/C_L)_I$	C_{l_β}/C_L del panel interior

A.8 Definición de variables del bloques "WBT"

Tabla A.8 Parámetros relativos al ala, fuselaje y estabilizador horizontal en régimen subsónico.

Nombre	Símbolo	Comentarios/Definiciones
KHB	$K_{H(B)}$	Factor de interferencia para el HTP en presencia del fuselaje
KBH	$K_{B(H)}$	Factor de interferencia para el fuselaje en presencia del HTP
CLAHB	$(C_{L\alpha})_{H(B)}$	Pendiente de la curva de sustentación del HTP en presencia del fuselaje
CLABH	$(C_{L\alpha})_{B(H)}$	Pendiente de la curva de sustentación del fuselaje en presencia del HTP
CLHP	$(C_{LH})'_J$	
DCLT	$(\Delta C_{LT})_J$	
NDVTXT	$(\Gamma/2\pi\alpha vr)_T$	Intensidad de vórtice adimensional de la cola
CD0VTA	$(C_{D0})_{VTA}$	C_{D0} del estabilizador vertical y la aleta ventral
CD0WBHV	$(C_{D0})_{WBHV}$	
IVBH	$I_{V_{B(H)}}$	Factor de interferencia del fuselaje en el HTP
CM0T	$(C_{m0})_T$	
RH	r_H	
XHC4	$(X_H)_{\bar{c}/4}$	
CLTB	$(C_{LTB})_J$	Sustentación de la cola en presencia del fuselaje
CLVBH	$(C_{L_{V_{B(H)}}})_J$	Efecto de los vórtices del fuselaje sobre la sustentación de la cola
AKHBI		
AKBHI		

Índice de Figuras

2.1	Esquema del funcionamiento de Digital Datcom	6
2.2	Variables de la estructura FLTCOIN [4]	8
2.3	Variables de las estructuras WGPLNF, HTPLNF, VTPLNF y VFPLNF [4]	9
2.4	Definición de los parámetros geométricos de las estructuras WGPLNF, HTPLNF y VTPLNF [4]	10
3.1	Esquema del funcionamiento de <i>XFOIL</i>	22
3.2	Menú inicial de <i>XFOIL</i>	23
3.3	Pantalla de resultados de <i>XFOIL</i>	23
4.1	Esquema del funcionamiento del Software	25
4.2	Ejemplo de estructura de datos de entrada en el intérprete de Datcom	26
4.3	Estructura de datos generada por la interfaz de <i>XFOIL</i>	27
4.4	Estructuras de datos de salida	28
5.1	Esquema de la entrada de datos	32
6.1	Esquema de la salida de datos	38
7.1	Esquema del trimado automático	48
8.1	Comparación de la relación entre $C_{m\alpha}$ y la posición del centro de gravedad	61
8.2	Representación teórica de la relación δ_e/C_L en función de la posición del centro de gravedad [3]	62
8.3	Relación δ_e/C_L en función de la posición del centro de gravedad obtenida mediante el programa	63
8.4	Efecto teórico de la superficie de HTP sobre las raíces	63
8.5	Efecto teórico del $C_{l\beta}$ sobre las raíces	64
8.6	Efecto teórico del $C_{n\beta}$ sobre las raíces	64
8.7	Raíces de la dinámica longitudinal para una superficie de estabilizador horizontal de 100, 105, 110 y 120% sobre la nominal	65
8.8	Detalle de la raíz del modo de corto periodo	65
8.9	Raíces de la dinámica longitudinal para diversas posiciones del centro de gravedad	66
8.10	Detalle de la raíz del modo de corto periodo	66
8.11	Raíces de la dinámica lateral-direccional para diversas posiciones del centro de gravedad	67
8.12	Raíces de la dinámica lateral-direccional para un ángulo de diedro de 3, 5, 7, 10 y 15 grados	67
8.13	Detalle de la raíz del modo espiral	68

8.14	Detalle de la raíz del modo de convergencia en balance	68
8.15	Raíces de la dinámica longitudinal para un ángulo de diedro de 3, 5, 7, 10 y 15 grados	69
8.16	Raíces de la dinámica lateral-direccional para una superficie de estabilizador horizontal del 95, 100, 105, 110 y 120% sobre la nominal	69
8.17	Detalle de la raíz del modo espiral	70
8.18	Detalle de la raíz del modo de convergencia en balance	70

Índice de Tablas

8.1	Datos del estabilizador horizontal	55
8.2	Datos del estabilizador vertical	55
8.3	Derivadas de estabilidad longitudinal	59
8.4	Derivadas de estabilidad lateral-direccional	60
A.1	Parámetros relativos al fuselaje en régimen subsónico	73
A.2	Parámetros relativos a la generación de momento de cabeceo del ala/HTP en régimen subsónico	75
A.3	Variables relativas a la generación de resistencia en régimen subsónico del ala/HTP/VF/VTP	76
A.4	Parámetros relativos al ala y al estabilizador horizontal en régimen subsónico	77
A.5	Variables relativas al HTP/ala y al fuselaje en régimen subsónico	77
A.6	Parámetros relativos a métodos de segundo nivel para régimen transónico	78
A.7	Variables relativas al resbalamiento en régimen subsónico y en todas las configuraciones/configuración htp-fuselaje	78
A.8	Parámetros relativos al ala, fuselaje y estabilizador horizontal en régimen subsónico	80

Índice de Códigos

2.1	Estructura FLTCON	7
2.2	Comandos de configuración	10
2.3	Definición de un perfil NACA	11
2.4	Ejemplo de archivo de entrada a datcom	12
2.5	Códigos de errores	14
2.6	Ejemplo de error	14
2.7	datos del perfil	14
2.8	Datos de salida	16
2.9	Trimado con la incidencia del estabilizador horizontal	17
2.10	Resultados de flaps simétricos y trimado con timón de profundidad	17
2.11	Resultados de flaps asimétricos	18
2.12	Ejemplo de vector de memoria interna	18
5.1	Código para la interpolación del perfil	31
5.2	Ejemplo de definición de variables de entrada en el Diccionario de Datcom	33
5.3	Comprobación del campo FLTCON y llamada a la función matlab_2_Datcom_struct.m	34
5.4	Función Datcomcodeconverter	34
5.5	Escritura según el tipo de variable	34
5.6	Escritura del archivo y ejecución del programa	35
6.1	Ejemplo de búsqueda de un vector	37
6.2	Comprobación y llamada al postprocesado del vector BODY	39
6.3	Función PostProData	39
6.4	Función noresults	40
6.5	Función rvrw	40
7.1	Función ftrim	47
7.2	Opciones y llamada a fsolve	48
7.3	Función DEstabilidad	51

Bibliografía

- [1] Mark Drela, *Mit xfoil webpage*, <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- [2] D. E. Hoak, *The usaf stability and control datcom*, Tech. report, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Oct. 1960 (revised 1978).
- [3] Francisco Gavilán Jiménez, *Apuntes mecánica del vuelo avanzada*, 2014.
- [4] John E. Williams and Steven R. Vukelich, *The usaf stability and control digital datcom, volume i, users manual*, Tech. report, McDonnell Douglas Astronautics Company-St. Louis, April 1979.