



Diseño conceptual de aeronaves: Prácticas informáticas

(Curso 2016/2017)

Pablo Moreno-García¹, Guillermo Pacheco Ramos¹ e Israel García García²
Asignaturas: Aeronaves / Vehículos Aeroespaciales
Grado en Ingeniería Aeroespacial
Universidad de Cádiz

¹ Área de Ingeniería Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Mecánica y Diseño Industrial, Universidad de Cádiz

² Grupo de Elasticidad y Resistencia de Materiales, Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, Universidad de Sevilla

Este material se ha desarrollado como parte del Proyecto de Innovación Docente “Generación de material docente para las prácticas informáticas de las asignaturas relacionadas con diseño conceptual de aeronaves” (SOL-201600064614-TRA).

Índice general

1. Modelado geométrico de una aeronave con OpenVSP	1
1.1. Desarrollo de la práctica	1
1.2. Ejercicios	3
2. Análisis aerodinámico de una aeronave con XFLR5	5
2.1. Introducción	5
2.2. Desarrollo de la práctica	5
3. Análisis de hélices con JBLADE	11
3.1. Introducción	11
3.2. Desarrollo de la práctica	11
3.3. Ejercicio	13
4. Diseño conceptual de una estructura alar con OpenVSP y Patran/Nastran	17
4.1. Desarrollo de la práctica	17
4.2. Ejercicio	18
4.2.1. Datos	18
4.2.2. Pasos	19
4.2.3. Descripción detallada	19
5. Análisis de estabilidad de una aeronave con XFLR5	39
5.1. Introducción	39
5.2. Desarrollo de la práctica	39
5.3. Ejercicio	42
6. Análisis de actuaciones de una aeronave con JSBSim	45
6.1. Introducción	45
6.2. Instalación y uso	45
6.3. Datos de entrada y preparación	46
6.3.1. Ficheros Avión (Aircraft)	46
6.3.2. Ficheros Motor (Engine)	52
6.3.3. Ficheros de misión (Scripts)	52
6.4. Ejecución y visualización con FlightGear	55
6.5. Ejercicio demostrativo	56
6.6. Ejercicio propuesto	59
6.6.1. Enunciado	59
6.6.2. Resultados a entregar	61

Práctica 1

Modelado geométrico de una aeronave con OpenVSP

Versión de OpenVSP: 3.9.1. Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

1.1. Desarrollo de la práctica

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo Windows 7 que está instalado en los ordenadores de la ESI.

1. En primer lugar, lea el manual de OpenVSP que puede encontrar en la referencia [1].
2. Debate: Ventajas y desventajas del software CAD, y especialmente del dibujo paramétrico.
3. Acuda a la página web de OpenVSP [2]. Familiarícese con ella y visite las secciones más importantes.
4. En la página de descargas [3], aproveche para descargar el programa. Si la versión que se le ofrece descargar en [3] no es la correspondiente a este guión, búsquela en [4]. Recuerde que si está usando los ordenadores de la ESI, debe ser ordenado con lo que descargue. Se recomienda crear una carpeta en el Escritorio con el nombre de la asignatura y guardar ahí todo lo que descargue.
5. Visite el Hangar [5] y familiarícese con él. Aproveche para descargar como mínimo los modelos Cessna 337 y Cessna 182, que serán usados más adelante como ejemplos.
6. Descomprima el archivo .zip que ha descargado anteriormente y ejecute el programa. Observe las ventanas y la barra de menús, comparándolas con las descritas en el manual proporcionado.
7. En la ventana de trabajo, a través del menú de la barra superior **File** → **Open**, abra el modelo Cessna 337 descargado anteriormente.
8. Con el Cessna 337 en la pantalla de trabajo, practique los controles básicos del programa OpenVSP.
9. Intente abrir el Cessna 182, ¿qué debe hacer para ello?

10. Con el diseño que usted prefiera, familiarícese con la selección de partes con el ratón y a través de la ventana de geometría.
11. En la ventana de geometría, practique los botones agrupados en la sección **Selection**. Pruebe a visualizar una sola parte. Para visualizar varias a la vez (el fuselaje y el ala, por ejemplo), ¿cómo lo haría?. Si ahora quiere volver a visualizar todas las partes del diseño, ¿cómo lo haría?
12. En la ventana de geometría, practique los botones agrupados en la sección **Surface**. Compruebe las diferencias entre los botones **Wire**, **Hidden** y **Shade**. ¿Qué efectos tiene el botón **Texture**?
13. En el modelo Cessna 182, hay unos asientos interiores. ¿Qué debe hacer para visualizarlos en el modo **Shade**, estando todas las partes visibles?
14. A través del menú **Window**, pruebe las distintas formas de dividir la ventana de trabajo.
15. A través del menú **View**, pruebe las diferentes vistas predefinidas usando el teclado. Cree alguna vista personalizada.
16. Cambie el centro de rotación y compruebe los efectos en los controles básicos.
17. Familiarícese con las opciones **Center** y **Fit On Screen**.
18. Abra la ventana de ajustes a través de la opción **Adjust**.
19. Cierre la ventana de geometría y vuelva a abrirla.
20. Abra un nuevo diseño y añada un fuselaje y un ala. Cree un enlace entre las variables **X_Rel_Location** del grupo **XForm** de ambas partes. Mueva las partes por separado haciendo uso de la ventana de geometría (pestaña **Xform**), ¿qué observa?
21. Consiga que el enlace anterior sea bidireccional.
22. Añada una textura a la superficie que usted elija.
23. Añada a su diseño una parte de cada tipo y analice detalladamente las pestañas de cada una. Modifique todos los parámetros que considere necesarios para comprender bien el funcionamiento de las partes y pregunte las dudas al profesor.
24. Añada a su diseño alguno de los *scripts* personalizados y analice detalladamente las pestañas. Modifique todos los parámetros que considere necesarios para comprender bien el funcionamiento y pregunte las dudas al profesor.
25. Abra de nuevo el modelo Cessna 337 y ejecute la herramienta **CompGeom** para calcular sus áreas y volúmenes. ¿Qué importancia tienen estos datos?
26. Con la herramienta **Mass Prop**, calcule la masa de la aeronave y el tensor de inercia, ¿qué validez tiene este resultado?
27. Abra el archivo del modelo Cessna 337 con un editor de texto. ¿Conoce la estructura de este tipo de archivos? Analice la estructura del archivo e intente entender su lógica interna. En el editor de texto, busque los datos correspondientes a la parte **MainWing**, dentro de ellos la sección **XForm** y la variable **Y_Rel_Location**. Modifique su valor a 10, guarde el archivo y abra de nuevo el modelo Cessna 337. ¿Qué observa?

1.2. Ejercicios

1. Calcule la superficie mojada y compárela con la superficie de referencia de un ala con las siguientes características:
 - Envergadura total: 12 m.
 - Semienvvergadura primer tramo: 4,8 m.
 - Cuerda raíz ala: 3 m.
 - Cuerda punta ala: 1 m.
 - Estrechamiento primer tramo: 0,75 m.
 - Perfiles: NACA 1416, NACA 1408 y NACA 1404.
 - Flecha primer tramo: 25°.
 - Flecha segundo tramo: 30°.
 - Diedro: 3°.
 - Posición: 5 m.
2. Añada un fuselaje de 16 m de longitud y 1 m de diámetro y obtenga el mapa de volumen.
3. Obtenga el mapa de volumen y la superficie mojada tras añadir un estabilizador vertical con las siguientes características:
 - Envergadura 3 m.
 - 33° de flecha.
 - Perfil NACA 0020.
 - Cuerda raíz: 2,25 m.
 - Cuerda punta: 1 m.
 - Posición 12 m.
4. Busque en internet los planos de una aeronave a su elección e intente reproducirlos con OpenVSP.
 - Recuerde las posibilidades que le ofrece la opción **Background** del menú **Window** y **Adjust** del menú **View**.
5. Una vez finalizada la aeronave del ejercicio anterior, calcule los siguientes parámetros y compárelos con los que puede encontrar en la bibliografía.
 - Relación entre superficie mojada y superficie de referencia.
 - Relación de aspecto del ala.
 - Diedro del ala.
 - Volumen total.

Bibliografía

- [1] P. Moreno-García, *Manual de OpenVSP*. <http://hdl.handle.net/10498/18990>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] <http://openvsp.org>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [3] <http://openvsp.org/download.php>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [4] http://openvsp.org/download_old.php, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [5] <http://hangar.openvsp.org/>, consultado el 10 de febrero de 2017.

Práctica 2

Análisis aerodinámico de una aeronave con XFLR5

Versión de XFLR5: 6.12. Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

2.1. Introducción

XFLR5 es un programa informático que nos permite realizar cálculos aerodinámicos. Está basado en XFOil [1]. El programa es desarrollado por André Deperrois y fue liberado bajo licencia GNU GPL el 31 de marzo de 2007. Al igual que XFOil, el programa nos permite realizar análisis aerodinámicos de perfiles, pero además nos permite estudiar la aerodinámica de un ala o incluso de un avión completo. Además permite realizar cálculos de estabilidad, como veremos en otra sesión de prácticas. Si quiere consultar bibliografía sobre este programa, puede consultar [2] (sección *Documentation*), [3] o [4].

En XFLR5, el análisis no viscoso en 3D está basado en el método de los paneles. El análisis viscoso está basado en un método “2,5D”. Este método calcula C_L para el caso no viscoso con el método de los paneles y lo divide para obtener el C_l de una serie de perfiles distribuidos de forma aproximadamente uniforme en el ala. Una vez se tiene ese C_l , se realiza un análisis viscoso bidimensional de cada uno de esos perfiles calculando mediante XFOil el C_d que corresponde a ese C_l para ese número de Reynolds. Calculado C_d en cada perfil se suman para obtener el C_D del ala. Este método no siempre es correcto, dando resultados totalmente erróneos para el C_D en números de Reynolds altos. Esta es una de las principales limitaciones del programa, haciendo que, por ejemplo, no sea posible abordar en su totalidad el problema del ala de un avión comercial. Esto no significa que algunos cálculos no puedan ser perfectamente válidos para la precisión requerida en el proceso de diseño conceptual, como por ejemplo el $C_{L\alpha}$.

2.2. Desarrollo de la práctica

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo Windows 7 que está instalado en los ordenadores de la ESI.

1. En primer lugar, acceda a la página web de XFLR5 [2], y descargue la versión más reciente del programa. Si está usando los ordenadores de la ESI, debe ser ordenado con lo que descargue. Se recomienda crear una carpeta en el Escritorio con el nombre de la asignatura

y guardar ahí todo lo que descargue. Si no encuentra la versión 6.12 en la sección de descargas, pruebe en la página de descargas antiguas [5].

2. Descomprima el archivo .zip que ha descargado anteriormente y ejecute el programa. Familiarícese con las opciones presentes en la barra de menús, que en principio serán pocas.
3. El primer análisis que vamos a realizar será el del perfil. Para ello, en el menú **File** pulse la opción **Direct Foil Design**. Al realizar esta acción aparecerán nuevas opciones en la barra de menús.
4. Para introducir el perfil a analizar puede hacerlo de tres formas:
 - Método 1: Solo sirve para perfiles NACA de cuatro o cinco dígitos. Para llevarlo a cabo acceda al Menú **Foil** y seleccione la opción **Naca Foils**. En la ventana que aparece, introduzca el número NACA en la casilla **4 or 5 digits** (mucho cuidado con no dejar espacios en blanco en caso de que los haya) y pulsar **OK** dos veces.
 - Método 2: Usando un archivo .dat con las coordenadas del perfil mediante el menú **File**→**Open**. Es aconsejable utilizar las opciones **Normalize the Foil** y **De-rotate the Foil** (ambas en el menú **Foil**) una vez cargado.
 - Método 3: Con **splines**. Para ajustar las splines al perfil buscado puede cargar una imagen del perfil en formato .png, .jpg o .bmp y ponerla como fondo, a través de la opción **Load Background Image** del menú **View**. Una vez finalizado puede quitar la imagen del fondo mediante la opción **Clear Background Image**, también en el menú **View**. Con este método se hace más aconsejable aún utilizar las opciones **Normalize the Foil** y **De-rotate the Foil**, mencionadas anteriormente. Cuando haya finalizado debe salvar el perfil a través de la opción **Store Splines as Foil** que encontrará en el menú **Splines**.

Como ejemplo de los tres métodos, para el primero cargue el perfil NACA 0012; para el segundo, el perfil Falcon cuyo archivo .dat puede obtener en la Referencia [6]; y para el tercero, busque una imagen en formato .png del perfil Eiffel 10, póngala como imagen de fondo e intente ajustar las splines (si le resulta muy farragoso, no es necesario que termine el ejercicio).

5. En esta práctica solo se utilizará el perfil NACA 0012, por lo que puede borrar los otros perfiles que haya creado.
6. Una vez configurado el perfil debemos analizarlo. Para ello vaya de nuevo al menú **File** y pulse la opción **XFoil Direct Analysis**.
7. Aparecerán nuevos menús en la barra superior. Uno de ellos es **Analysis**, ábralo y seleccione **Multi-threaded Batch Analysis**.
8. Se debe abrir una nueva ventana. En ella debe introducir los valores que se usarán para nuestro análisis, en concreto:
 - **Reynolds Min:** 40 000 (si no le deja modificar este y los dos siguientes valores valor, debe pulsar la casilla **Range**)
 - **Reynolds Max:** 200 000
 - **Reynolds Increment:** 10 000
 - **Mach:** 0

- **NCrit:** 9
 - **Alpha Min:** 0
 - **Alpha Max:** 15
 - **Alpha Increment:** 0,5
9. Si desea modificar el número máximo de iteraciones usado en los cálculos, pulse en **Advanced Settings** y cambie el valor de **Iteration Limit**, pulsando OK al finalizar.
 10. Pulse el botón **Analyze**. Una vez termine el programa, pulse el botón **Close**.
 11. Ahora en la ventana de XFLR5 aparecen una serie de gráficas relacionadas con el análisis que acaba usted de realizar. Estas gráficas podemos moverlas con el ratón pulsando el botón izquierdo o bien hacer zoom usando la rueda.
 12. Para elegir qué polar es la que está activa, puede usar la segunda lista desplegable que encontrará debajo de la barra de menús.
 13. Pulsando botón derecho sobre cada una de las gráficas aparece un menú. Fíjese en la opción **Current Graph**, que tiene tres opciones interesantes:
 - **Reset Graph Scales**, que devuelve la gráfica a su escala y posición originales, en caso de que las hayamos cambiado.
 - **Define Graph Settings** permite cambiar propiedades de visualización (como el color de fondo y el de los textos) o incluso las variables a representar.
 - **Export Graph** exporta los datos de la gráfica a un archivo de texto, de forma que se puedan representar esos datos con un programa más adecuado. Esta será la opción que debemos utilizar si queremos incluir los datos de estas gráficas en informes y presentaciones.
 14. Pulse el icono de al lado del disquete (o la tecla F5) para pasar a la vista de *operating points*. Por defecto aparecerá una maraña de líneas que representan en la misma gráfica el C_p sobre el perfil para todas las *operating points*, es decir, para todas las polares y todos los ángulos analizados en cada una de ellas. Esto es poco práctico ya que apenas podemos ver nada. Pruebe a ocultar todas las líneas mediante el menú que aparece al pulsar botón derecho, opción **Hide All Opps**.
 15. A través de la opción **Current Polar, Show associated OpPoints**, puede mostrar los *operating points* asociados a la polar activa (que será la marcada en la segunda lista despegable debajo de la barra de menús, como se ha comentado anteriormente) y mediante la opción **Show Current Opp Only** puede mostrar solo el *operating point* activo, esto es, la combinación de polar y ángulo de ataque mostrada en la segunda y tercera listas despegables que se encuentran debajo de la barra de menús. Si pulsa botón derecho, en la opción **Current OpPoint** tiene la opción de exportar los datos de la gráfica. Por último, en la opción **Cp Graph** puede cambiar la variable representada.
 16. Una vez analizado el perfil, analice el ala. Para ello acceda de nuevo al Menú **File**, seleccionando esta vez la opción **Wing and Plane Design**.
 17. Aparecerá una pantalla negra con unos ejes cartesianos. Acceda al Menú **Plane** y seleccione **Define a New Plane**. Aparecerá una nueva ventana llamada **Plane Editor**. Sobre la sección **Main Wing**, pulse en **Define** y configure un ala con los siguientes valores, pulsando

en el botón **Save and Close** cuando haya finalizado (la fila 1 corresponde a la raíz y la fila 2 a la punta).

- Semienvergadura: 1 m
- Cuerda en la raíz: 0,18 m
- Cuerda en la punta: 0,11 m
- Diedro: 3°
- Semienvergadura: 1 m
- Offset en la raíz: 0 m
- Offset en la punta: -0,07 m
- Perfil en la raíz: NACA 0012
- Perfil en la punta: NACA 0012

18. Desmarque las casillas **Elevator** y **Fin**, de forma que se pueda analizar el ala por sí sola, y pulse **Ok**.
19. En el Menú **Analysis**, pulse la opción **Define an Analysis**. Deje todas las opciones por defecto y pulse **OK**. En la ventana **Plane Analysis**, compruebe que están marcadas las casillas **Sequence**, **Init LLT** y **Store OpPoint**. Además compruebe que α varía entre 0 y 15 con Δ 0,5. Pulse el botón **Analyze**. ¿Qué error obtiene? ¿Cómo puede solucionarlo? (Pista: debe volver a analizar el perfil).
20. Una vez consiga que el programa no dé error es posible que reciba un aviso indicando que algunos puntos no han convergido. Intente que todos converjan, de forma que la ventana que indica el aviso se cerrará automáticamente (en **Analysis**, **Advanced Settings** puede cambiar el número máximo de iteraciones).
21. Repita el análisis (**Analysis**, **Define an Analysis**) pero con el parámetro **Free Stream Speed** igual a 20. Modifique lo necesario para que el programa no dé errores.
22. Ahora analice el conjunto ala+HTP+VTP. Para ello, pulse botón derecho (o abra el menú **Plane**), y en el menú **Current Plane**, seleccione **Edit** y marque las casillas **Elevator** y **Fin**. Repita el análisis, ¿qué sucede?
23. Vuelva a editar el avión, entrando ahora a definir el **Elevator** y el **Fin**, dejando todo con las opciones por defecto excepto el perfil, donde debe asignar el NACA 0012.
24. Marque la casilla **Body**.
25. Realice ahora un análisis aerodinámico de la aeronave completa, ¿qué problemas encuentra?

Bibliografía

- [1] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] <http://www.xflr5.com>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [3] <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/Guidelines.pdf/download>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [4] <http://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/XFLR5%20Manual%20-%20Dept%20GIA%20v%202.0.pdf>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [5] <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/OldFiles/>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [6] http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html, consultado el 10 de febrero de 2017.

Práctica 3

Análisis de hélices con JBLADE

Versión de JBLADE: 5.17. Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

3.1. Introducción

La simulación de motores en la etapa del diseño conceptual de aeronaves no se basa en simular el motor al completo ya que esto es una tarea que está totalmente fuera del alcance de la asignatura. Desde el punto del diseño conceptual de una aeronave lo que es fundamental es ser capaz de generar un modelo sencillo de dos aspectos principalmente:

- a) Modelo de la planta que suministra potencia: Motor eléctrico, motor alternativo o turbina. Esto se hizo en las prácticas de la asignatura Fundamentos de Propulsión, en tercer curso.
- b) Modelo del mecanismo que transforma esa potencia en empuje, como la tobera o las hélices. Las toberas se incluyen normalmente en los análisis comentados anteriormente. En esta práctica estudiaremos cómo obtener las curvas características de una hélice.

Para ello usaremos el programa JBLADE [1, 2, 3, 4], desarrollado por João Morgado en la Universidade da Beira Interior, en Covilhã (Portugal). Está basado en QBlade [5], programa desarrollado en la TU Berlín para el análisis de turbinas eólicas, y en el ya estudiado anteriormente XFoil, basado, como ya sabemos, en XFOIL. Todos ellos son software libre bajo licencia GPL.

JBLADE utiliza la teoría clásica BEM [6] modificada para tener en cuenta el equilibrio del flujo tridimensional, y nos permite obtener curvas de rendimiento de hélices. Por otra parte, QBlade es un programa más completo pero también más complejo, que aunque en principio está diseñado con otros fines, igualmente nos permitiría obtener los resultados deseados. Si lo desea, puede usarlo en lugar de JBLADE, pero su uso queda fuera de este guión.

3.2. Desarrollo de la práctica

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo Windows 7 que está instalado en los ordenadores de la ESI.

1. En primer lugar, acceda a la página web de JBLADE [1], y descargue la versión 5.17 del programa. Si está usando los ordenadores de la ESI, debe ser ordenado con lo que descargue. Se recomienda crear una carpeta en el Escritorio con el nombre de la asignatura y guardar ahí todo lo que descargue.

2. Descomprima el archivo .rar que ha descargado anteriormente y ejecute el programa. Familiarícese con las opciones presentes en la barra de menús, que en principio serán pocas.
3. El primer análisis que vamos a realizar será el del perfil. Para ello, en el menú **File** pulse la opción **Direct Foil Design**. Al realizar esta acción aparecerán nuevas opciones en la barra de menús.
4. Acceda al Menú **Foil** y seleccione la opción **Naca Foils**. En la ventana que aparece, introduzca "0012" en la casilla **4 or 5 digits** y "300" en la casilla **Number of Panels**. Pulse **OK**.
5. Ahora debe analizar el perfil. Para ello vaya de nuevo al menú **File** y pulse la opción **XFoil Direct Analysis**.
6. Aparecerán nuevos menús en la barra superior. Uno de ellos es **Analysis**, ábralo y seleccione **Define an Analysis**.
7. En la nueva ventana que se abre, cambie el valor de Reynolds a 400 000.
8. En la ventana **XDirect**, realice un análisis viscoso, secuencial de α entre -25° y $+25^\circ$ cada $0,5^\circ$.
9. Una vez finalizado el análisis del perfil, acceda de nuevo al menú **File**, seleccionando esta vez la opción **Rotor and Propeller Design**.
10. Pulse el botón **Create New 360 Polar**.
11. A través de los parámetros **A+**, **B+**, **A-** y **B-**, intente ajustar la polar a 360° (línea roja) con el trozo calculado anteriormente (línea verde). Céntrese en la zona de entrada en pérdida, que es la más fiable en los cálculos de XFoil.
12. Sobre la gráfica, presione botón derecho. En la opción **Current 360° Polar** puede encontrar la opción **Edit Current 360° Polar**, que permite editar cada punto de la gráfica directamente.
13. Pulse el botón **Save 360 Polar**.
14. ¿Ha visto alguna vez una gráfica de este tipo? En la referencia [7], a partir de la página 83 puede encontrar algunos resultados experimentales.
15. Sobre la gráfica, presione botón derecho. En la opción **Current 360° Polar** pulse la opción **Load a Cylindric Foil**, que añade un perfil cilíndrico a nuestra lista de perfiles, junto a su correspondiente polar.
16. Pulse el icono de la pala (al lado del icono 360°) para acceder a la ventana que nos permite crear una nueva pala.
17. Pulse el botón **New Blade**, y en la ventana que aparece introduzca los siguientes valores:
 - **Hub radius**: 0,20 m (separación con el eje de giro).
 - **Number of blades**: 3.
 - **Pos (m)**: 0,00; **Chord (m)**: 0,20; **Twist in °**: 50,00; **Foil**: Circle; **Polar**: Circle 360° Polar.

- Pos (m): 0,20; Chord (m): 0,40; Twist in °: 50,00; Foil: NACA 0012; Polar: NACA 0012 360° Polar.
 - Pos (m): 0,40; Chord (m): 0,40; Twist in °: 40,00; Foil: NACA 0012; Polar: NACA 0012 360° Polar.
 - Pos (m): 1,50; Chord (m): 0,30; Twist in °: 20,00; Foil: NACA 0012; Polar: NACA 0012 360° Polar.
 - Pos (m): 1,65; Chord (m): 0,15; Twist in °: 10,00; Foil: NACA 0012; Polar: NACA 0012 360° Polar.
 - Pitch Blade: 0 (°)
18. Al finalizar pulsar el botón **Save**.
 19. Pulse el icono de la hélice, y a continuación el botón **Create** de la ventana **BEM**.
 20. Introduzca los siguientes valores (que serán los límites de la posterior simulación) y al finalizar pulse el botón **Save**:
 - **Rotational Speed**: 1000 Rpm.
 - **V Initial**: 0,10 m/s.
 - **V Final**: 70 m/s.
 - **Fixed Pitch**: 0,5 (°).
 21. En la ventana **Simulation Parameters** pulse **Define Propeller Simulation** y en la ventana que emerge, pulse **Create**.
 22. Una vez creada la simulación, ejecútela entre 10 m/s y 65 m/s, con intervalos de 0,5 m/s. Para iniciarla, pulse en **Start BEM**.
 23. Pulsando dos veces sobre cada gráfica puede seleccionar las variables que quiere representar
 24. De las tres gráficas, en una de ellas represente **Ct** frente a **Advance Ratio**, en otra **Propeller Efficiency** frente a **Advance Ratio** y en la tercera **Reynolds Number** frente a **Radial Position**.
 25. ¿Qué significan cada uno de estos parámetros? Puede ver sus definiciones en la Referencia [8], Sección 13.6.
 26. A la vista de los resultados en la gráfica del número de Reynolds, ¿qué habría que hacer para mejorar la fiabilidad de los resultados que se han obtenido?

3.3. Ejercicio

Se propone el estudio aerodinámico de una hélice con el objetivo de familiarizar al alumno con las características principales de JBLADE. La hélice bajo estudio tiene las siguientes características:

- Número de palas: 3
- Distancia entre el inicio de la pala y el eje de giro: 10 cm
- Secciones:

- Estación 0 m: Cuerda 10 cm; Torsión 55°; Perfil Cilíndrico.
- Estación 0,30 m: Cuerda 40 cm; Torsión 55°; Perfil NACA 0012.
- Estación 0,50 m: Cuerda 35 cm; Torsión 50°; Perfil NACA 0012.
- Estación 0,70 m: Cuerda 30 cm; Torsión 45°; Perfil NACA 0012.
- Estación 1,30 m: Cuerda 20 cm; Torsión 25°; Perfil NACA 0012.
- Estación 1,50 m: Cuerda 5 cm; Torsión 15°; Perfil NACA 0012.

La hélice se encuentra montada en una aeronave que está volando en vuelo horizontal rectilíneo y uniforme a una velocidad de 20 m/s. El eje que mueve la hélice se encuentra rotando a 500 rpm. El paso de la hélice está configurado en 5°. Bajo estas condiciones se pretende calcular:

- Empuje suministrado por la hélice.
- Potencia ejercida por el motor sobre el eje asumiendo que no existen pérdidas en los elementos en contacto.
- Peso del avión sabiendo que en la configuración de vuelo actual se tiene una eficiencia aerodinámica de 10.

Bibliografía

- [1] <http://sites.google.com/site/joaomorgado23/>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] M. A. R. Silvestre, J. Morgado, and J. C. Páscoa, “JBLADE: a propeller design and analysis code,” in *2013 International Powered Lift Conference*, (Los Angeles, California), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [3] J. Morgado, M. A. R. Silvestre, and J. C. Páscoa, “Validation of new formulations for propeller analysis,” *Journal of Propulsion and Power*, vol. 31, no. 1, p. 467–477, 2015.
- [4] J. Morgado, *Development of an Open Source Software Tool for Propeller Design in the MAAT-Project*. PhD thesis, University of Beira Interior, 2016.
- [5] <http://www.q-blade.org/>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [6] http://en.wikipedia.org/wiki/Blade_element_momentum_theory, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [7] <http://prod.sandia.gov/techlib/access-control.cgi/1980/802114.pdf>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [8] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, 2 ed., 1992.

Práctica 4

Diseño conceptual de una estructura alar con OpenVSP y Patran/Nastran

Versión de OpenVSP: 2.3.0

Versión de XFLR5: 6.12

Versión de Patran/Nastran: 2014.1

Versión de Excel: La correspondiente a Microsoft Office Professional Plus 2010

Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

4.1. Desarrollo de la práctica

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo Windows 7 que está instalado en los ordenadores de la ESI.

1. En primer lugar, lea el manual de OpenVSP que puede encontrar en la referencia [1], especialmente la Sección 6.
2. Desde la página de descargas antiguas de OpenVSP [2], descargue la versión 2.3.0 de OpenVSP. Si está usando los ordenadores de la ESI, debe ser ordenado con lo que descargue. Se recomienda crear una carpeta en el Escritorio con el nombre de la asignatura y guardar ahí todo lo que descargue.
3. Descomprima el archivo .zip que ha descargado anteriormente y ejecute el programa. Observe las ventanas y la barra de menús, comparándolas con la versión estudiada en una práctica anterior.
4. Añada un ala al diseño. Esta ala tendrá por defecto tres secciones. En la primera, modifique los siguientes parámetros: $RC = 6$, $TC = 5$ y $Sweep = 25$. Las otras dos secciones no deben modificarse.
5. Con el ala seleccionada, abra la herramienta **FEA Structure** a través del menú de la barra superior **Geom** → **Wing Struct**.
6. Observe los parámetros básicos de mallado. Deje las opciones por defecto.
7. Respecto a las partes del mallado, asegúrese que tanto **Up Skin** como **Low Skin** serán exportadas. No debe modificar ningún parámetro en estas dos pestañas.
8. Añada una costilla en cada sección, con las opciones por defecto

9. Añada un larguero en la sección 0 y desmarque la casilla **Trim at Section Border**. Defina la posición en 0,15 y la flecha a 35. Añada otro larguero más en posición 0,65 y con flecha 28, desmarcando de nuevo la casilla **Trim at Section Border**.
10. ¿Qué pasa si los largueros se cruzan?
11. ¿Para qué sirve añadir puntos de masa?
12. Una vez añadidas todas las partes de nuestro mallado pulse en **Compute Mesh**. Si la casilla **Show Mesh** está activa podrá visualizar el mallado en la ventana de trabajo.
13. Para finalizar con la parte de OpenVSP, pulse en **Export Mesh**. Fíjese en los nombres y la ubicación de los archivos en los que se realiza la exportación.
14. Abra Patran, cree una nueva sesión e importe la malla creada en el paso anterior. Vaya a **File**, elija **Import** y seleccione la opción para los archivos de origen **MSC.Nastran Input**.

4.2. Ejercicio

Se va a realizar un *trade study* para ver cómo influye el espesor del perfil del ala en el peso de la estructura necesaria para cumplir con los criterios de rigidez y resistencia requeridos por el diseño.

Para ello se va a modelar un ala mediante OpenVSP, se generará la malla y se importará a Patran, donde se analizará el desplazamiento máximo de la estructura sometido a la carga aerodinámica, que se aproximará mediante el software XFLR5.

El objetivo es calcular el peso de las alas que, para perfiles NACA 0012 y NACA 0006, nos permiten mantener el mismo nivel de desplazamiento para las condiciones de actuación dadas. Se reducirá la deflexión aumentando los espesores de la piel y de los elementos internos que componen el ala, lo cual implicará aumentar el peso de la estructura.

4.2.1. Datos

Geometría del ala

- Semienvergadura = 1 m.
- Cuerda en la raíz = 0,18 m.
- Cuerda en la punta = 0,11 m.
- Diedro = 3°.
- Offset en la raíz = 0 m.
- Offset en la punta = 0,07 m (equivale a una flecha de 4°).
- Perfil alar: NACA 0012 en el primer caso y NACA 0006 en el segundo.
- Una costilla situada en el punto medio entre la raíz y la punta.
- Dos largueros paralelos a la flecha media, en el 0,15 y 0,65 de la cuerda.
- Espesor inicial para piel, costilla y largueros = 1 mm.

Materiales

El ala se considerará entera de aluminio

- Módulo de Young = 70 000 MPa.
- Coeficiente de Poisson = 0,3.
- Densidad = 2 700 kg/m³.

Condiciones de actuación

- Ángulo de ataque: $\alpha = 5^\circ$.
- Velocidad de vuelo $v = 10$ m/s.
- Se realiza un análisis no viscoso usando la teoría de la línea sustentadora (LLT).

4.2.2. Pasos

1. Se modela el ala inicial en OpenVSP formada por un perfil NACA 0012 y se estudia el desplazamiento máximo para las condiciones de actuación definidas y espesores iniciales para los elementos que conforman el ala (1 mm para todos los elementos).
2. El objetivo es reducir el desplazamiento máximo a la mitad del obtenido con los espesores iniciales. El análisis se realizará en Patran/Nastran a partir del modelo generado en OpenVSP. La carga alar se aproxima mediante XFLR5. En cuanto a las condiciones de contorno, se impedirán los desplazamientos en todos los nodos de la raíz.
3. Se aumenta progresivamente el espesor de los elementos (piel, costillas y largueros, que por simplicidad se considerarán uniformes) anotando los espesores, desplazamientos obtenidos y peso del modelo. Se selecciona la configuración de menor peso dentro de las que nos da un desplazamiento menor al objetivo.
4. Una vez alcanzada la configuración de espesores para la que se alcanza el desplazamiento objetivo para el ala con perfiles NACA 0012, se genera un nuevo modelo en OpenVSP con la mitad de espesor para los perfiles que forman el ala (NACA 0006) y se lleva a cabo el análisis en Patran/Nastran usando como punto de partida de los espesores de piel, costilla y largueros, los valores que resultaron óptimos en la iteración del NACA 0012.
5. Se obtienen los desplazamientos y se optimiza hasta llegar al mismo desplazamiento objetivo de la iteración inicial (la de los perfiles NACA 0012).
6. Se evalúa si el peso optimo es mayor o menor entre ambos espesores de ala y en qué proporción.

4.2.3. Descripción detallada

Modelado del ala con OpenVSP 2.3.0

1. Se abre OpenVSP y se modela el ala con las dimensiones anteriormente definidas y el perfil NACA 0012. Se define una única sección de acuerdo a las dimensiones especificadas así como el diedro (Figura 4.1). Finalmente se define el perfil y comprobamos el aspecto final del ala (Figura 4.2). **Cuidado:** elegimos trabajar con milímetros, por lo que se debe tener en cuenta esta elección a lo largo todas las etapas de la práctica.

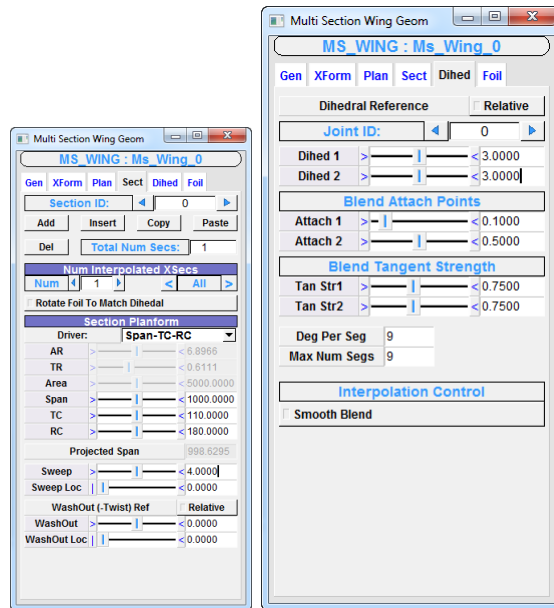


Figura 4.1: Definición de la sección y el diedro para el ala.

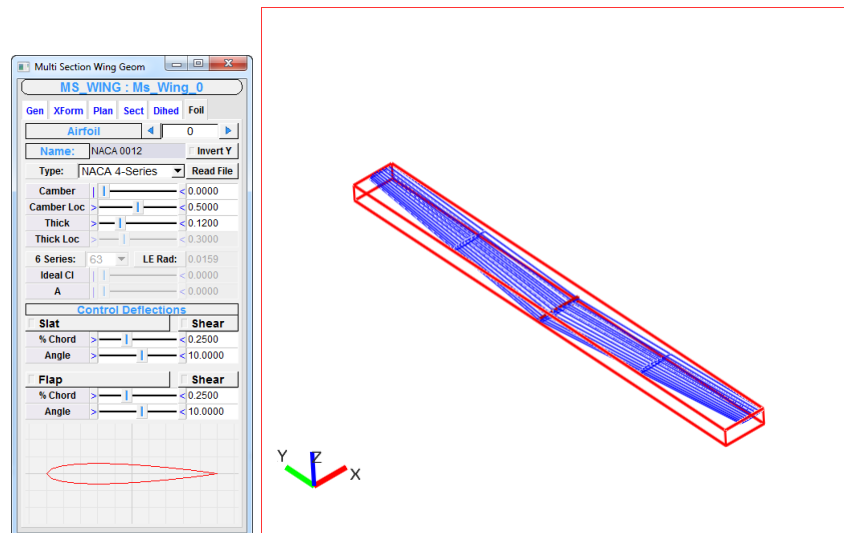


Figura 4.2: Definición del perfil aerodinámico y visualización general del ala.

Generación de la estructura interna y de la malla de Elementos Finitos en OpenVSP

1. Se accede a la herramienta `Geom` → `Wing Structure` (Figura 4.3)

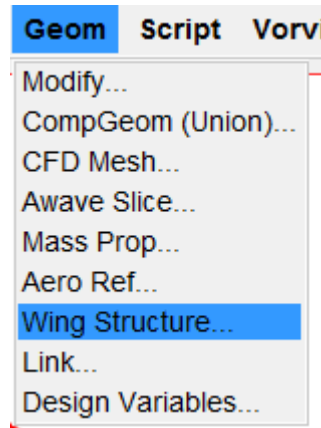


Figura 4.3: Acceso a la herramienta `Geom` → `Wing Structure`

2. La definición de `Up Skin` y `Low Skin` se deja tal y como viene definida por defecto. Se añade una costilla en mitad de la envergadura y también se añaden dos largueros en 0,15 y 0,65 de la cuerda, definiendo la flecha igual a 0 respecto a la fecha media (Figura 4.4)

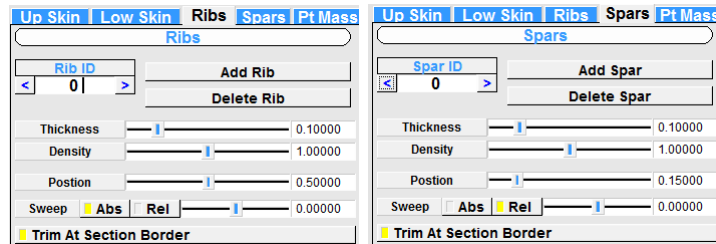


Figura 4.4: Definición de las costillas y los largueros de la estructura interna.

3. Se observa cómo la estructura interna es representada en la visualización (Figura 4.5).
4. Se define el tamaño de los elementos de la malla de Patran/Nastran y se genera la malla usando el botón `Compute Mesh`. Se puede comprobar que si `Show Mesh` se encuentra activo, la malla se visualiza en la ventana principal (Figura 4.6, observe bien los valores que se sugieren para generar correctamente la malla).
5. Finalmente se hace click en `Export Mesh` para generar el archivo `NASTRAN.dat`, que se importará posteriormente en Patran (Figura 4.7).

Cálculo de las cargas aerodinámicas con XFLR5

1. Se lanza XFLR5 y se procede al modelado y cálculo de las cargas del ala. Se distinguen para ello dos fases: perfil y ala.
2. Para el perfil, en la barra de menú, se selecciona `File` → `Direct Foil Design`.

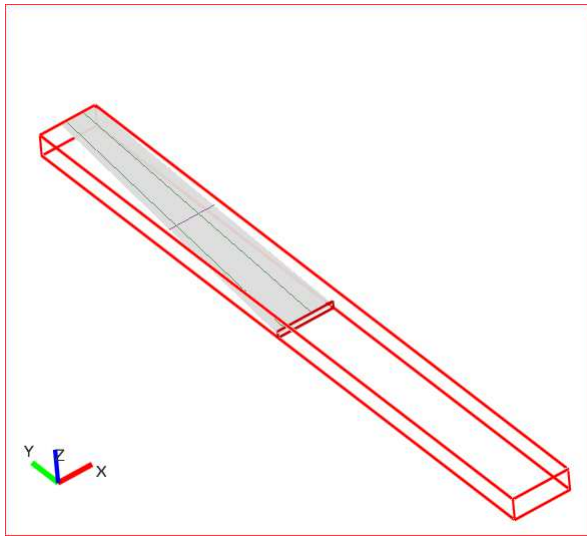


Figura 4.5: Visualización de la estructura interna.

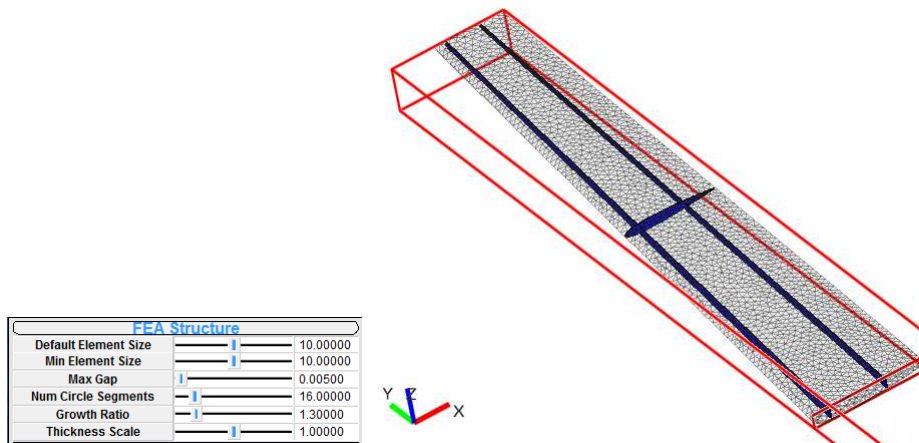


Figura 4.6: Definición de los parámetros de mallado y visualización de la malla.

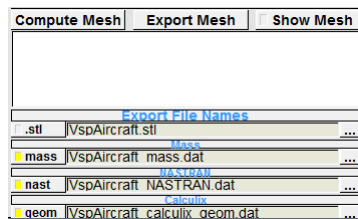


Figura 4.7: Menú de exportación.

- En la nueva barra de menús que aparece, se selecciona **Foil**, **NACA FOIL** y se define un NACA 0012, manteniendo el número de paneles en 100 (Figura 4.8).

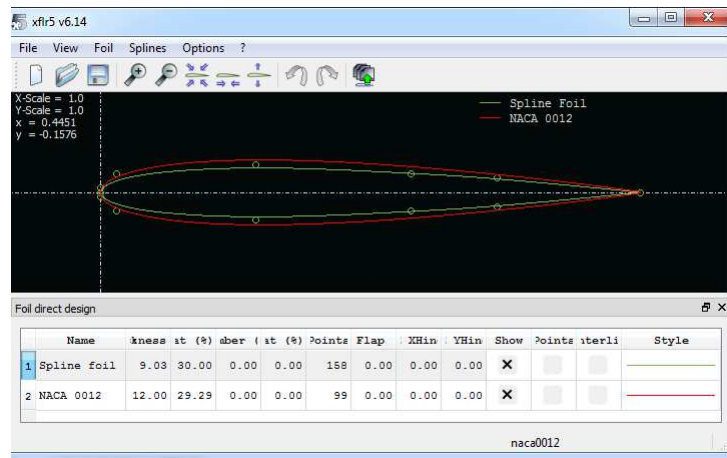


Figura 4.8: Definición de perfil NACA 0012 en XFLR5.

- A continuación se procede a realizar el análisis para el perfil. Se selecciona **File** → **XFoil Direct Analysis**.
- En la nueva barra de menús que aparece, se pulsa **Analysis** → **Multi-threaded Batch Analysis**.
- En la ventana que aparece, se configura el análisis del NACA 0012 en el rango de Reynolds entre 40 000 y 200 000 con incrementos de 10 000, además de $Mach = 0$, $N_{crit} = 9$, y un ángulo de ataque entre 0 y 10 con un incremento de 0,5 (Figura 4.9).
- Se lanza el análisis mediante el botón **Analyze**. Una vez que se ha realizado se sale de este menú pulsando el botón **Close**.

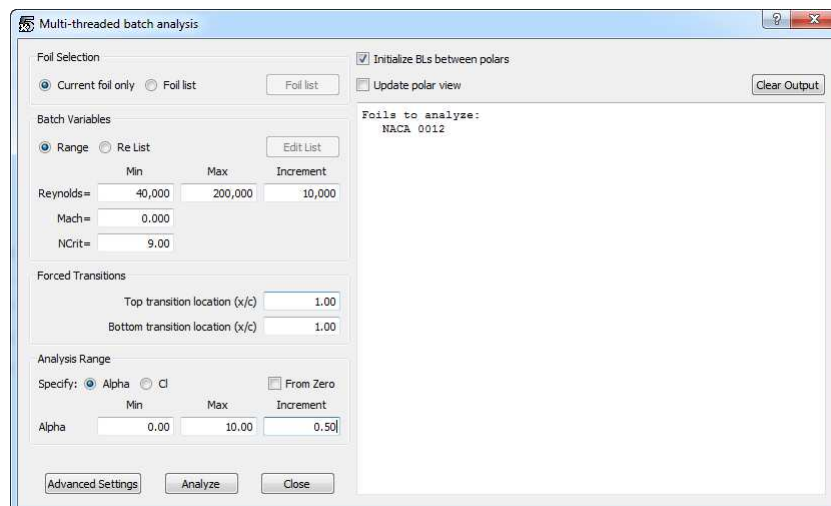


Figura 4.9: Menú para Multi-threaded Batch Analysis.

- En cuanto al ala, se procede a su creación seleccionando **File** → **Wing and Plane Design**. En las nuevas opciones que aparecen en la barra de menú se elige **Plane** → **Define** a **New Plane**, con lo que se abre la ventana **Plane Editor** (Figura 4.10).

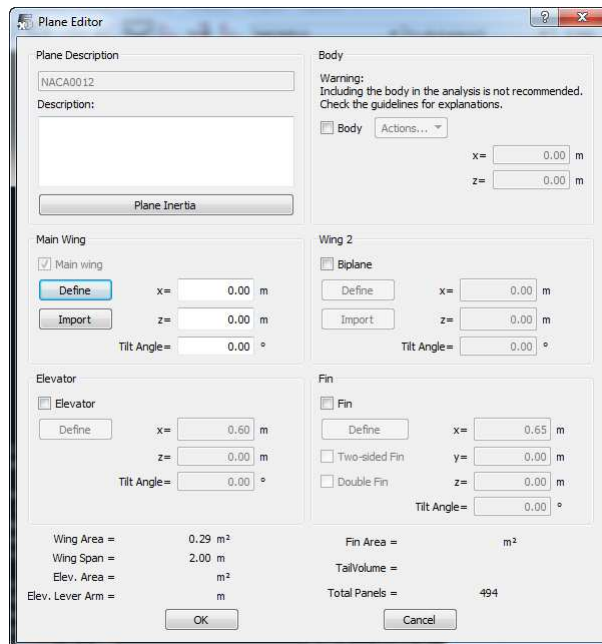


Figura 4.10: Menu de definición de avión en XFLR5.

- Se desactiva el **Elevator** y el **Fin**, pues solo se analizará el ala. Haciendo click en **Define** se definen las dimensiones del ala de acuerdo a los datos iniciales proporcionados (Figura 4.11).
- A continuación se procede a configurar el análisis, seleccionando en la barra de menú **Analysis** → **Define an Analysis**.
- Se observan los parámetros definidos en las diferentes pestañas, manteniendo todo por defecto y comprobando que el método es el de la teoría de la línea sustentadora (LLT) y la velocidad del aire $v = 10$ m/s. Se pulsa **Ok**.
- En el menú **Plane Analysis** se define una condición de 5 grados de ángulo de ataque y se verifica que la opción **Store OpPoint** está activa. Se procede a lanzar el análisis mediante el botón **Analyze** (Figura 4.12).
- Los resultados se representan en la Figura 4.13 (pulse la casilla **Lift** y desmarque la casilla **Surface** para una visualización similar).
- Se exporta el resultado a un archivo **.csv**. Haciendo click en el botón derecho sobre el fondo y eligiendo **Current OpPoint** → **Export**. Se guarda el archivo y se cierra XFLR5.

Cálculo de presiones para Patran

- A partir del coeficiente de sustentación para las distintas secciones a lo largo del ala obtenido en XFLR5, se va a aproximar una distribución media de presiones a lo largo del ala. Por

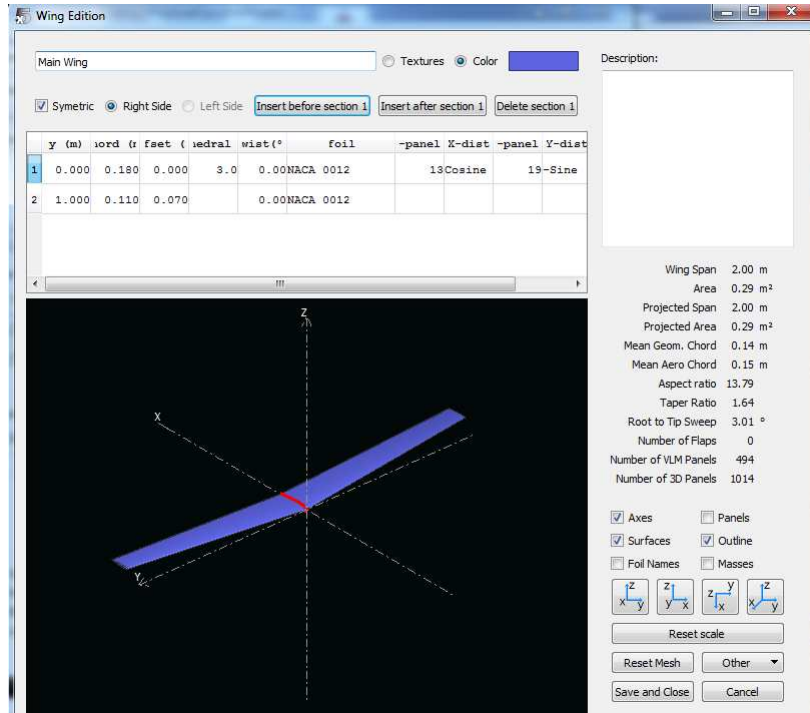


Figura 4.11: Menú de definición del ala en XFLR5.

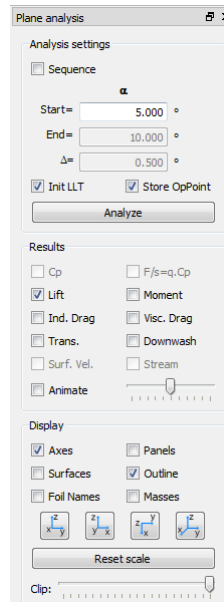


Figura 4.12: Menú para Análisis del avión en XFLR5.

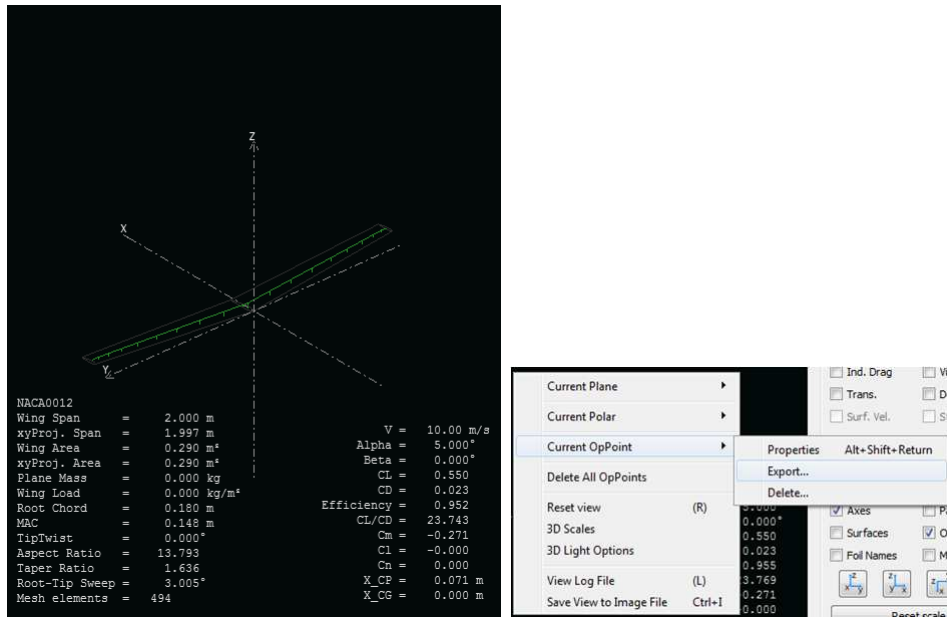


Figura 4.13: Resultados y exportación en XFLR5.

simplicidad se asume que la sustentación se distribuye de manera uniforme a lo largo del perfil y se supondrá aplicada únicamente sobre el extradós del ala.

$$C_l(y) = \frac{l(y)}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c(y)} \rightarrow \bar{p}(y) = C_l(y) \cdot \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2$$

2. Para simplificar estos cálculos se usará la hoja Excel proporcionada por el profesor a través del archivo `CalculoCargasAplicadas_template_v1.xlsx`.
3. En primer lugar, se abre en Excel el archivo `.csv` generado en XFLR5.
4. Se separa por comas. Seleccionamos la columna A y en el menú de Datos → Texto en Columnas → Delimitados → Siguiete → Marcar Coma en Separadores → Siguiete → Finalizar (Figura 4.14).
5. Se seleccionan todas las celdas y se copian (CTRL+C).
6. Se abre `CalculoCargasAplicadas_template_v1.xlsx` y en la pestaña “PEGAR XFLR5” se pegan las celdas copiadas (CTRL+V).
7. En la pestaña “MAIN” es en la que se hace mediante fórmulas el cálculo de la presión media anteriormente descrita (Figura 4.15).
8. Importante: ¡Puede haber un problema con los cálculos si en la configuración regional de Windows el separador de decimales es la coma y el de miles el punto! Si es así se debe modificar la configuración e intercambiar los separadores (Panel de Control → Reloj, idioma y región → Configuración regional y de idioma → Configuración adicional).
9. En la pestaña “MAIN” se seleccionan las celdas en verde. Se copian (CTRL+C).

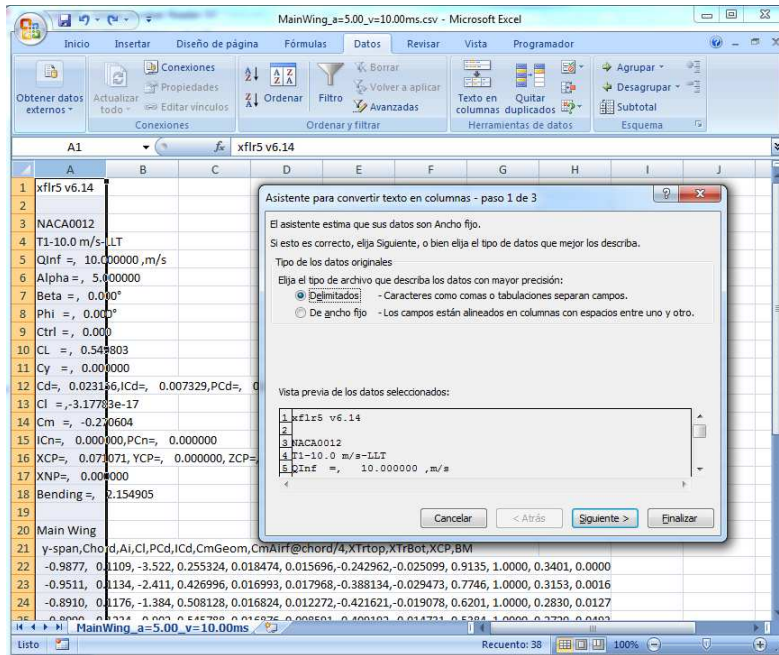


Figura 4.14: Separación de texto en columnas en Excel.

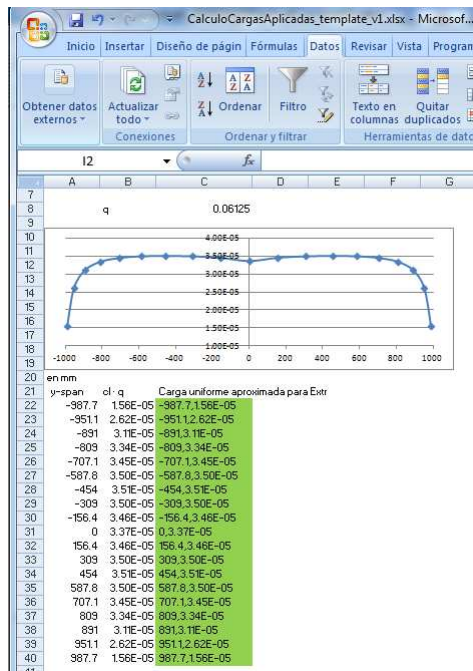


Figura 4.15: Excel de cálculo de distribución media de presiones.

- Se abre un bloc de notas y se pega el contenido copiado.
- Se guarda el archivo de texto como `PresionesExtrados.csv` (Figura 4.16).

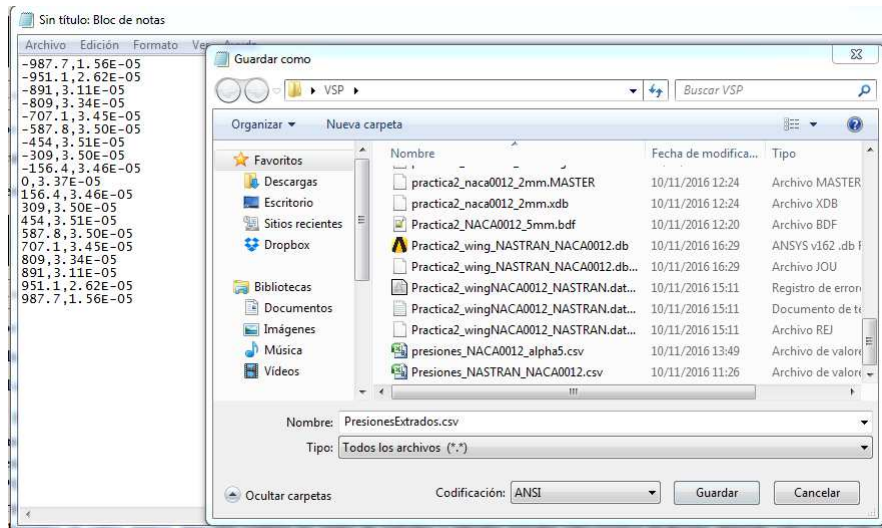


Figura 4.16: Guardado de presiones como .csv.

Importación del modelo y análisis en Patran/Nastran

- Ya estamos en condiciones de trabajar en Patran/Nastran. Para ello, se inicia Patran, se crea y se guarda una nueva base de datos como `Practica4_NACA0012`.
- Se importa la malla que se generó en OpenVSP. Para ello se accede a **File** → **Import** y en **Source** se selecciona **MSC.Nastran Input** para poder elegir el archivo generado por OpenVSP (Figura 4.17). Una vez importado se pulsa **Ok** en la ventana **Nastran Input File Import Summary**.

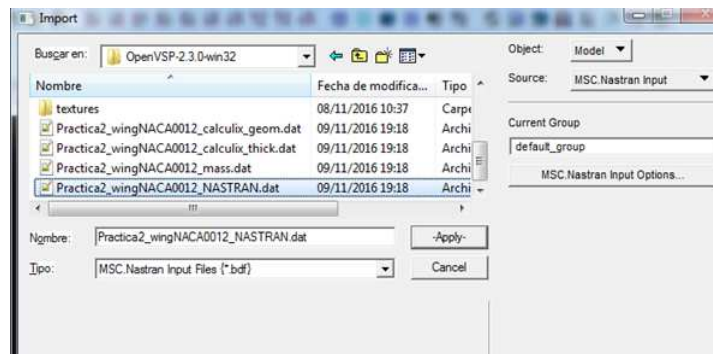


Figura 4.17: Importación de malla en Patran.

Se crea un material isótropo

- Se selecciona en el bloque **Properties** → **Isotropic**. En la ventana de edición (Figura 4.18) se da un nombre al nuevo material y se hace click en **Input Properties** para definir

las propiedades ($E = 70\,000\text{ MPa}$; $\nu = 0,3$; $\rho = 2,7 \times 10^{-6}\text{ kg/mm}^3$). Al finalizar se pulsa Ok y Apply.

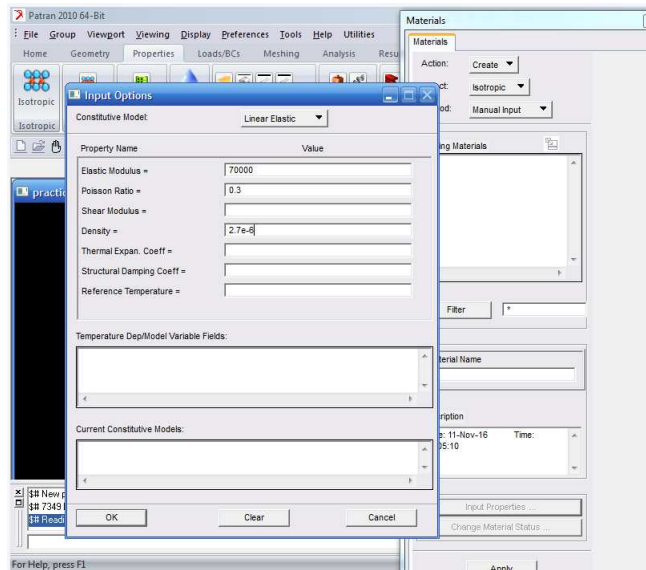


Figura 4.18: Definición de material isotrópico en Patran.

Se modifica la PSHELL que viene aplicada por defecto a todos los elementos

1. Dentro del bloque **Properties**, en el apartado **2D Properties** se selecciona el tipo **SHELL**. Se modifica la propiedad **psHELL.1**, usando **Homogeneous** en formulación (en lugar de **Equivalent Section**). Se pulsa en **Input Properties** y en la ventana emergente se pulsa el icono marcado en rojo en la Figura 4.19, se selecciona el material creado anteriormente y se le da un espesor (**Thickness**) de 1,0 mm. Al finalizar se pulsa **Ok** y **Apply**.

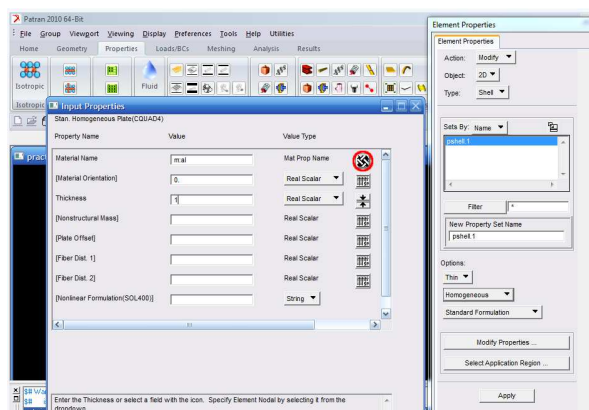


Figura 4.19: Definición de propiedades en Patran.

Se comprueba la masa del modelo

1. En la barra de menú, se elige **Tools** → **Mass properties** (Figura 4.20) y en **Define Region** se selecciona **default_group** para que considere todos los elementos. Al finalizar se pulsa **Ok** y **Apply**.

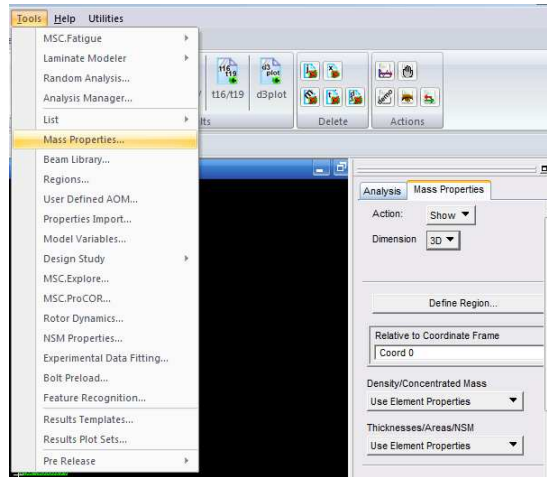
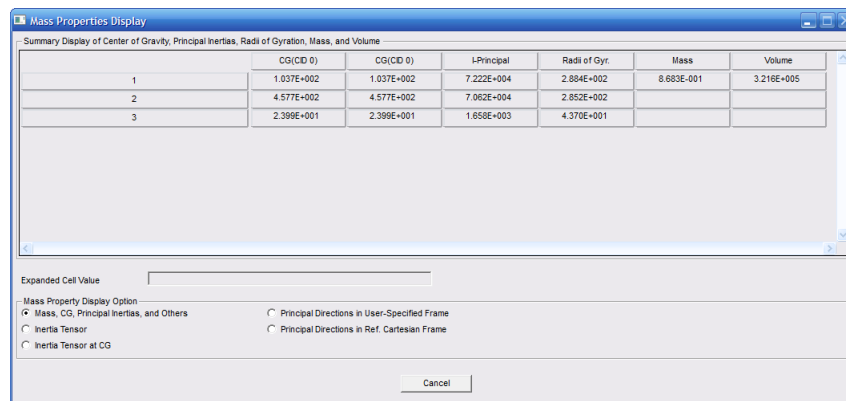


Figura 4.20: Cálculo de masa en Patran.

2. Se nos muestra en una pestaña las propiedades del modelo (Figura 4.21). Para cerrarla se pulsa **Cancel**.



	CG(CD 0)	CG(CD 0)	I-Principal	Radii of Gyr.	Mass	Volume
1	1.037E+002	1.037E+002	7.222E+004	2.884E+002	8.683E+001	3.216E+005
2	4.577E+002	4.577E+002	7.062E+004	2.852E+002		
3	2.398E+001	2.398E+001	1.658E+003	4.370E+001		

Figura 4.21: Resultado cálculo de masa en Patran.

Creación de las condiciones de contorno

1. Se van a restringir los desplazamientos en los nodos de la raíz. Para ello en el bloque **Load/BCs** se elige **Displacement Constraint** dentro del apartado **Nodal** (Figura 4.22).
2. Se da un nombre a la condición de contorno en **New Set Name** y se definen los grados que se restringen pulsando en **Input Data** e introduciendo $\langle 0, 0, 0 \rangle$ en **Translations**. Se pulsa **Ok**.

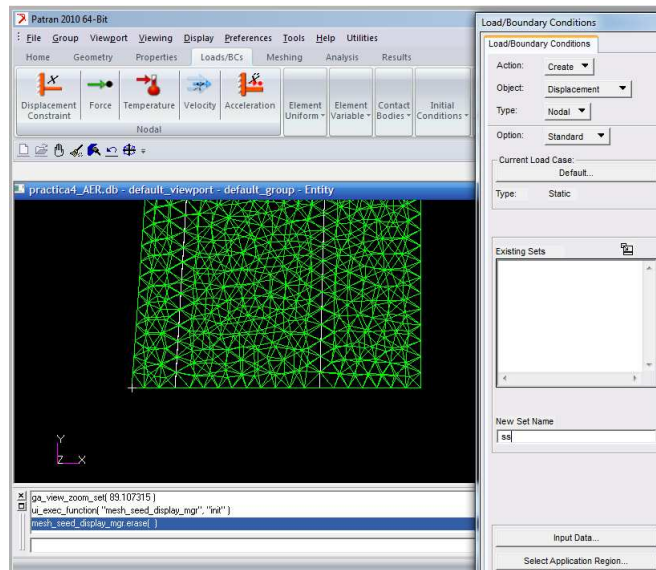


Figura 4.22: Definición de condiciones de contorno en Patran.

3. Se pulsa en **Select Application Region**. En la lista desplegable **Select** se elige **FEM** y se seleccionan con el ratón los nodos del borde empotrado. Al finalizar se pulsa **Ok** y **Apply** (Figura 4.23).

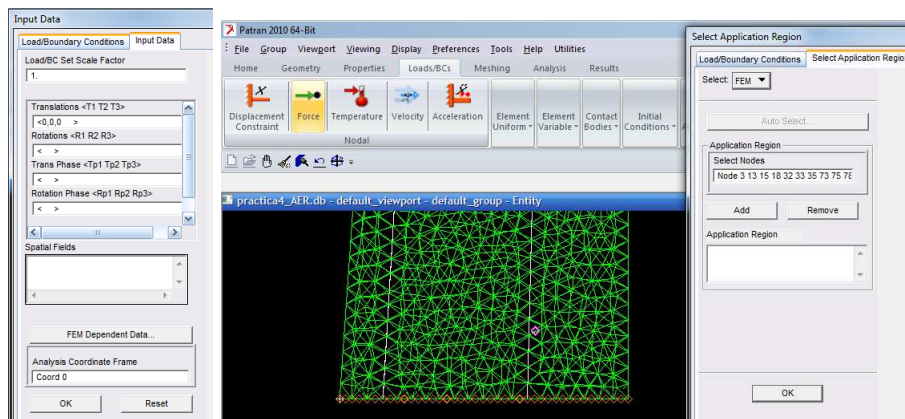


Figura 4.23: Selección de nodos para condiciones de contorno en Patran.

Aplicación de cargas en Patran

1. Se debe crear un grupo que contenga los elementos del extradós para realizar la aplicación de la presión exclusivamente sobre ellos.
2. Para ello, se selecciona **Groups** → **Create** en la barra de menú.
3. En la ventana de edición le se le da un nombre en **New Group Name** (por ejemplo **Extradós**).
4. A continuación vemos cómo se configura el modo de selección de manera que se puedan seleccionar solo los elementos del extradós:

- Solo elementos triangulares (solo las pieles).
- Visibles (para no coger el intradós).
- Selección de tipo aditiva (pues habrá que hacer zoom y desplazarse a lo largo del ala).

Esto significa que los tres iconos marcados con un círculo rojo en la Figura 4.24 deben estar marcados.

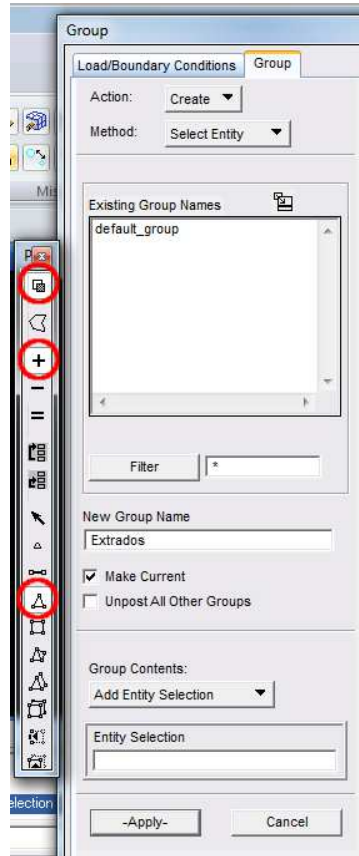


Figura 4.24: Configuración del modo de selección en Patran.

5. Una vez configurado, se seleccionan con el ratón todos los nodos del extradós y se pulsa **Apply**.
6. Una vez creado el grupo **Extrados**, se selecciona como único grupo a visualizar a través de **Group** → **Post**, seleccionar **Extrados**, **Apply** (Figura 4.25).
7. Se genera el campo de presiones a partir del **.csv** generado anteriormente. Para ello se pulsa **Create Spatial** dentro de la sección **LBC Fields** del bloque **Loads/BCs** (Figura 4.26).
8. Se le da un nombre en **Field Name** y se selecciona para que varíe con **Y** en las casillas que hay encima del botón **Input Data**.
9. Se pulsa el botón **Input Data** y a continuación el botón **Import/Export**, se busca el archivo **PresionesExtrados.csv** que se creó en pasos anteriores y se pulsa **Apply** (Figura 4.27). Al finalizar se pulsa **Ok** y **Apply**.

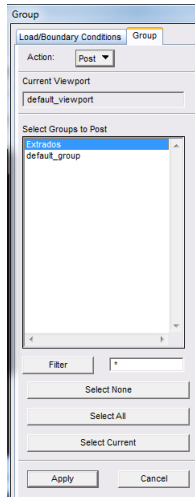


Figura 4.25: Visualización del grupo Extrados en Patran.

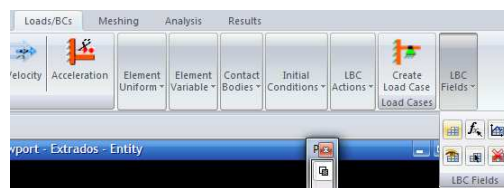


Figura 4.26: Creación de campo de presiones en Patran.

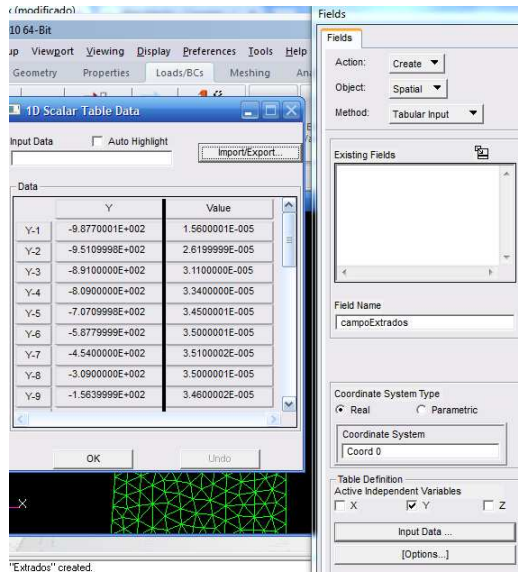


Figura 4.27: Importación de archivo .csv para la creación del campo de presiones en Patran.

10. Una vez creado el campo, se pulsa en **Loads/BCs** → **Element Uniform** → **Pressure** (Figura 4.28).
11. Se le da un nombre y se seleccionan elementos 2D en **Target Element Type** (Figura 4.29).
12. En **Input Data** se selecciona el campo en la **Top Surface** y se pulsa **Ok**.
13. En **Application Region**, se elige **FEM** en la lista desplegable **Select** y se seleccionan todos los elementos visibles (si se ha realizado bien el grupo, son solo los del extradós). Al finalizar se pulsa **Ok** y **Apply**.

Creación del caso de carga

1. En el bloque **Load/BCs**, se pulsa en **Create Load Case** (Figura 4.30).
2. Se crea un caso de carga y se incluyen la presión y la condición de contorno creadas.

Lanzamiento del cálculo

1. En el bloque **Analysis**, se elige la opción **Entire Model**.
2. Se le da un nombre al cálculo, se deja el resto de parámetros por defecto y se pulsa **Apply** (Figura 4.31).
3. Una vez que se cierra la ventana de **NASTRAN**, si en el .f06 se encuentra la cadena **FATAL** se ha de editar el archivo .bdf con el bloc de notas, y en el apartado de parámetros añadir la siguiente línea: **PARAM,MAXRATIO,1E08**. Se cierra el .bdf y se relanza en **Nastran** (no desde **Patran**) seleccionando manualmente el .bdf.
4. Para poder visualizar los resultados en **Patran**, se accede al bloque **Analysis** → **Access Results** → **XDB, Select Results File** y se selecciona el archivo .xdb que ha dado como resultado el cálculo anterior.

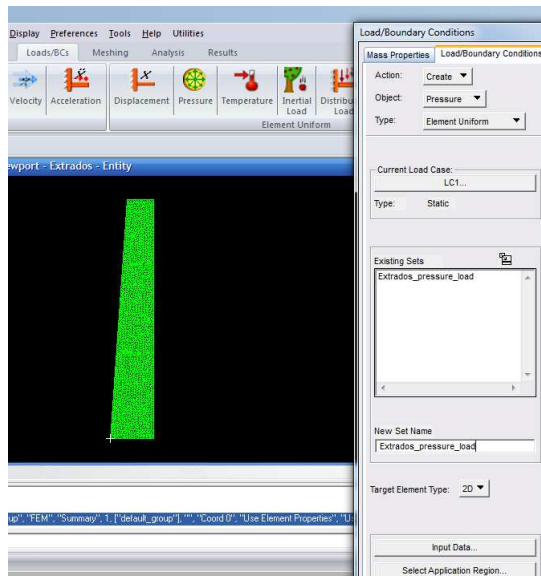


Figura 4.28: Creación de carga de presión a partir del campo de presiones en Patran.

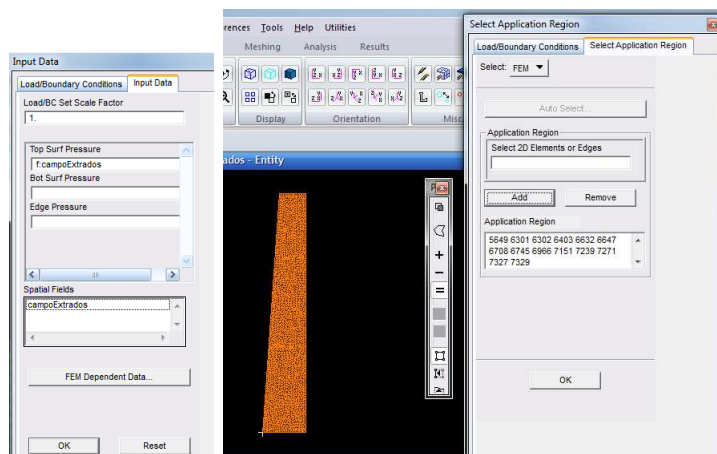


Figura 4.29: Definición de presión y zonas de aplicación de la carga de presión.

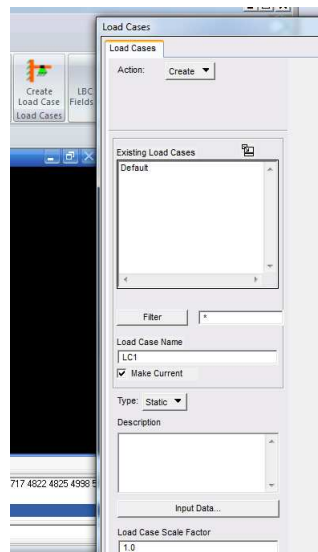


Figura 4.30: Creación del caso de análisis en Patran.

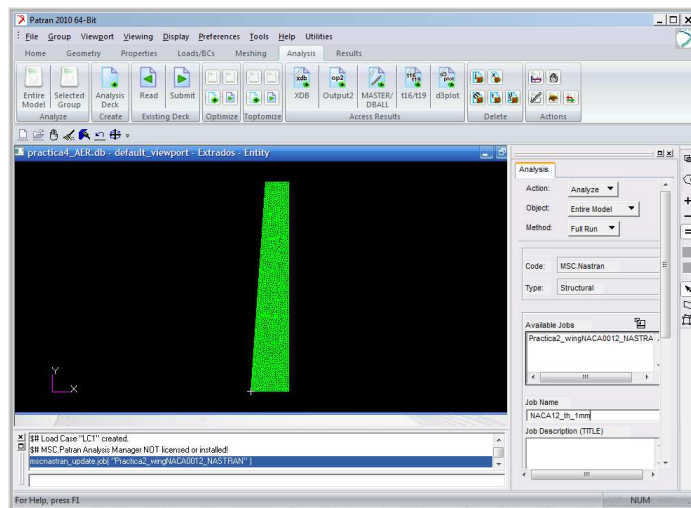


Figura 4.31: Creación de análisis en Patran.

5. En el bloque **Results**, se selecciona el tipo de visualización y el caso de carga. Inicialmente se puede hacer un tipo **Fringe** mostrando los desplazamientos y posteriormente probar otras posibilidades. ¿Cómo se representan las fuerzas resultantes mediante vectores?

Se aumenta el espesor hasta reducir el desplazamiento a la mitad del obtenido para 1 mm

1. Se itera hasta conseguir el objetivo y se rellena una tabla como la siguiente.

Iteración	Espesor (mm)	Perfil NACA	Desplazamiento (mm)	Peso (Kg)

Segunda iteración con NACA 0006

1. Se repite el proceso descrito hasta aquí empezando de nuevo por el OpenVSP pero modificando el perfil NACA 0006.
2. Dada la pequeña variación que se espera en la sustentación al pasar de un perfil a otro, las cargas aerodinámicas a usar son las mismas que para el NACA 0012.
3. En Patran/Nastran se aumenta el espesor de la piel, costilla y largueros hasta igualar el desplazamiento del NACA 0012. Se recomienda empezar con el espesor final calculado para el NACA 0012.
4. Se anotan la masa y los desplazamientos en la tabla anterior.
5. Una vez se consiga que el desplazamiento sea el mismo que el calculado con el NACA 0012, comparar pesos y cómo ha variado al reducir a la mitad el espesor del ala.

Bibliografía

- [1] P. Moreno-García, *Manual de OpenVSP*. <http://hdl.handle.net/10498/18990>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] http://openvsp.org/download_old.php, consultado el 10 de febrero de 2017.

Práctica 5

Análisis de estabilidad de una aeronave con XFLR5

Versión de XFLR5: 6.12. Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

5.1. Introducción

Como ya comentamos durante el desarrollo de la práctica 2, el programa informático XFLR5 nos permite realizar cálculos de estabilidad además de los ya conocidos cálculos aerodinámicos. Si quiere consultar bibliografía sobre este programa, puede consultar [1] (sección *Documentation*), [2] o [3], y específicamente sobre estabilidad puede consultar las referencias [4] (sección C.2) y [5].

5.2. Desarrollo de la práctica

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo Windows 7 que está instalado en los ordenadores de la ESI.

1. En primer lugar, acceda a la página web de XFLR5 [1], y descargue la versión 6.12 para sistemas Windows de 64 bits. Si está usando los ordenadores de la ESI, debe ser ordenado con lo que descargue. Se recomienda crear una carpeta en el Escritorio con el nombre de la asignatura y guardar ahí todo lo que descargue. Si no encuentra la versión 6.12 en la sección de descargas, pruebe en la página de descargas antiguas [6].
2. Descomprima el archivo .zip que ha descargado anteriormente y ejecute el programa.
3. Al igual que cuando realizamos la práctica de análisis aerodinámico, el primer análisis que vamos a realizar será el del perfil. Para ello, en el menú **File** pulse la opción **Direct Foil Design**. Al realizar esta acción aparecerán nuevas opciones en la barra de menús.
4. Para introducir el perfil acceda al Menú **Foil** y seleccione la opción **Naca Foils**. En la ventana que aparece, introduzca el número 0012 en la casilla **4 or 5 digits** (mucho cuidado con no dejar espacios en blanco en caso de que los haya) y pulsar **OK** dos veces.
5. Una vez configurado el perfil debemos analizarlo. Para ello vaya de nuevo al menú **File** y pulse la opción **XFoil Direct Analysis**.

6. Aparecerán nuevos menús en la barra superior. Uno de ellos es **Analysis**, ábralo y seleccione **Multi-threaded Batch Analysis**.
7. Se debe abrir una nueva ventana. En ella debe introducir los valores que se usarán para nuestro análisis, en concreto:
 - Reynolds Min: 10 000 (si no le deja modificar este y los dos siguientes valores valor, debe pulsar la casilla **Range**)
 - Reynolds Max: 300 000
 - Reynolds Increment: 10 000
 - Mach: 0
 - NCrit: 9
 - Alpha Min: -10
 - Alpha Max: 20
 - Alpha Increment: 0,5
8. Pulse el botón **Analyze**. Una vez el programa termine el cálculo, pulse el botón **Close**.
9. Una vez analizado el perfil, analice el ala. Para ello acceda de nuevo al Menú **File**, seleccionando esta vez la opción **Wing and Plane Design**.
10. Aparecerá una pantalla negra con unos ejes cartesianos. Acceda al Menú **Plane** y seleccione **Define a New Plane**. Aparecerá una nueva ventana llamada **Plane Editor**. Sobre la sección **Main Wing**, pulse en **Define** y configure un ala con los siguientes valores, pulsando en el botón **Save and Close** cuando haya finalizado.
 - Semienvergadura: 0,4 m.
 - Cuerda en la raíz: 0,11 m.
 - Cuerda en la punta: 0,11 m.
 - Diedro: 0°.
 - Offset en la raíz: 0 m.
 - Offset en la punta: 0 m.
 - Perfil en la raíz: NACA 0012.
 - Perfil en la punta: NACA 0012.
11. Una vez definida el ala, dentro de la sección **Main Wing**, introduzca un valor de ángulo de incidencia de 1° (casilla **Tilt Angle**).
12. Marque la casilla **Body**.
13. Asegúrese que las casillas **Elevator** y **Fin** están marcadas. Configure el ángulo de incidencia del **Elevator** como -0,5° y el del **Fin** como 0°.
14. Pulse en **Define** tanto para el **Elevator** como para el **Fin**, dejando todos los valores por defecto y añadiendo el perfil NACA 0012 a ambos.
15. Una vez definidos los parámetros geométricos del avión, se puede realizar el análisis de estabilidad. Para ello, en el menú **Analysis**, seleccione la opción **Define a Stability Analysis**.

16. En la ventana que aparece, llamada **Stability Polar Definition**, debe comprobar que en la pestaña **Analysis** está marcada la casilla **Viscous Analysis**.
17. En la pestaña **Mass and inertia**, desmarque **Use plane inertia** e introduzca los siguientes valores.
 - **Mass**: 0,5 kg.
 - **CoG_x**: 0,07 m.
 - **CoG_z**: 0 m.
 - **Ixx**: 0,10 kg·m².
 - **Iyy**: 0,10 kg·m².
 - **Izz**: 0,50 kg·m².
 - **Ixz**: 0,50 kg·m².
18. Al finalizar, pulse **Ok**.
19. Haciendo uso de la ventana **Plane Analysis**, realice el análisis de estabilidad para un valor de **Control Parameter** igual a cero. ¿Qué significa este **Control Parameter**?
20. A través de la ventana **Stability**, haciendo uso de los controles de animación y de los valores de frecuencias, identifique los modos longitudinales, en concreto el modo de periodo corto y el modo fugoide. ¿Son estables?
21. Identifique también los modos laterales: Modo de convergencia en balance, modo espiral y modo de balanceo del holandés. ¿Son estables?
22. En el menú **View**, seleccione la opción **Root Locus View**. Analice de nuevo la estabilidad observando los valores de los autovalores (λ), ¿sigue teniendo la misma conclusión sobre cuáles son estables?
23. En el menú **View**, seleccione la opción **Time Response View**. En **Time Graph Params** seleccione **Modal Response**.
24. Por separado para los modos longitudinales y laterales, añada mediante el botón **Add** la respuesta temporal de cada uno de los modos para un intervalo de 10 segundos. ¿Concuerdan estos resultados con lo que esperaba?
25. Para entender lo que representan estas gráficas, puede consultar la referencia [2], página 58.
26. Estas gráficas no se pueden exportar a archivos de texto para representarlas con un programa externo. Sin embargo, se pueden exportar como imágenes, para lo que debe pulsar botón derecho y darle a la opción **Save View to Image File**.
27. Para mejorar la presentación de los resultados de esta gráfica se puede elegir una combinación de colores más adecuada. Si pulsa dos veces sobre cada gráfica aparecerá la ventana **Graph Settings**. En la pestaña **Fonts and Backgrounds** puede elegir los colores a su gusto. Se recomienda que el fondo sea blanco y las letras negras para todas las gráficas.
28. Puede seleccionar la curva activa en la ventana **Stability** (en el menú desplegable que puede encontrar abajo, encima de los cuatro botones **Add**, **Recalc.**, **Rename** y **Delete**). Una vez seleccionada la curva, puede cambiar las propiedades de visualización en la ventana **Plane Analysis**, abajo, en la sección **Curve Settings**.

29. Si en lugar de las cuatro gráficas que salen por defecto, le interesa visualizar una de ellas más grande, puede hacer uso del menú **Graphs** y seleccionar ver solo una.
30. ¿Es la convergencia (o la falta de ella) el único parámetro a tener en cuenta en los análisis de estabilidad dinámica?
31. Modifique el ángulo de incidencia del ala al valor 0° y repita el cálculo de estabilidad. ¿Qué obtiene? ¿Qué significa?

5.3. Ejercicio

1. Ahora que conoce las herramientas para analizar la estabilidad, modifique la aeronave anterior para conseguir una estabilidad aceptable desde el punto de vista de su manejo.

Bibliografía

- [1] <http://www.xflr5.com>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/Guidelines.pdf/download>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [3] <http://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/XFLR5%20Manual%20-%20Dept%20GIA%20v%202.0.pdf>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [4] http://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Software/XFLR5/Manuals/Anexo-C_Jorge.pdf, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [5] http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [6] <http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/OldFiles/>, consultado el 10 de febrero de 2017.

Práctica 6

Análisis de actuaciones de una aeronave con JSBSim

Versión de JSBSim: 1.0, 8 mar 2016.

Versión de FlightGear: 3.0.0.

Si usa otras versiones no se garantiza el correcto desarrollo de la práctica.

6.1. Introducción

JSBSim es un programa informático, distribuido bajo licencia GNU GPL, que nos permite la integración de modelos dinámicos de vuelo (*Flight Dynamics Models*, FDM). Los FDMs son esencialmente modelos físicos y matemáticos que definen el movimiento de una aeronave, cohete, etc. a partir de las fuerzas y momentos aplicados sobre el mismo mediante sistemas de control y el resto de acciones debidas a agentes externos (gravedad, rozamiento, etc.). Si quiere consultar bibliografía sobre este programa, puede consultar [1], y especialmente [2]

JSBSim no proporciona una interfaz gráfica, sino que se trabaja a partir de la ventana de comandos y diferentes ficheros de texto en los que se definen, por una parte, los datos necesarios para la descripción total del modelo dinámico (avión, motor, mandos de vuelo, etc.), y por otra, las acciones (eventos) que tendrán lugar a lo largo de nuestra misión. A partir de esa información, JSBSim realiza de manera progresiva la integración de las ecuaciones dinámicas entre los tiempos iniciales y finales de simulación, que deben estar definidos. En cada paso, se calcula la variación de las variables de estado del sistema bajo el efecto de los eventos que van teniendo lugar a lo largo de la misión. JSBSim nos permite observar la evolución a lo largo del tiempo de cualquiera de las variables del sistema, que pueden ser escritas en archivos de salida (archivos de texto) al final de la misión o en tiempo real. Esta última opción nos permite, como veremos posteriormente, aprovechar la conexión de JSBSim con FlightGear para visualizar la evolución de nuestra aeronave en un entorno gráfico más agradable.

6.2. Instalación y uso

Las instrucciones de este guión están desarrolladas para el sistema operativo GNU/Linux (distribución Ubuntu) que está instalado en los ordenadores de la ESI. Los programas ya están instalados, por lo que no es necesario descargar nada.

En caso de usar otro ordenador, se recomienda descargar FlightGear desde los repositorios de la distribución que esté usando. En cuanto a JSBSim, el código fuente se puede descargar desde

[3], en concreto desde [4] (no será la versión recomendada en este guión, pero en general no debería dar problemas). Una vez descargado, para llegar a obtener un ejecutable del programa debe compilarse siguiendo las instrucciones del archivo **README**. En caso de que la compilación diera problemas, tenga en cuenta que puede inspeccionar los archivos para entender como funciona JSBSim e incluso modificarlos según se pide en las instrucciones de la práctica, para posteriormente llevarlos a otro ordenador con JSBSim instalado y ejecutarlos.

6.3. Datos de entrada y preparación

La gran versatilidad de JSBSim viene dada por la total libertad por parte del usuario para la creación de modelos dinámicos. La definición de los distintos elementos que intervienen en la dinámica de la aeronave se hace a partir de archivos `.xml`. Dichos archivos pueden ser generados a partir de la utilidad `Aeromatic` de JSBSim [5] y en cualquier caso, abrirse en un editor de texto para ser modificados o simplemente para observar su contenido.

6.3.1. Ficheros Avión (Aircraft)

Los ficheros `.xml` de avión han de estar contenidos en una subcarpeta dentro de la carpeta **aircraft**. Al descargar e instalar JSBSim ya disponemos de una base de datos bastante amplia con modelos de aeronaves de muy diferentes tamaños y segmentos. A continuación se describen algunos de los bloques más representativos que definen el modelo dinámico de una aeronave, tomando como ejemplo el modelo para el Boeing 737 definido en `737.xml`.

■ `<fileheader>`

Este bloque, que se ilustra en la Figura 6.1, contiene información general sobre el modelo: autor, fecha de creación, comentarios, etc.

■ `<metrics>`

La Figura 6.2 muestra la definición de las principales dimensiones de la aeronave, del ala y de los estabilizadores horizontales y verticales, así como la posición de los siguientes puntos:

- **AERORP**: El punto aerodinámico de referencia en el que se asumirán aplicadas las cargas aerodinámicas.
- **EYEPOINT**: El punto para el cálculo de las aceleraciones (G-forces) para el piloto.
- **VRP**: El punto de referencia usado para reportar la posición de la aeronave. Es el origen del sistema de referencia estructural.

Es interesante observar como junto a cada variable se especifican las unidades en las que se realiza la definición. Puede elegirse en qué sistema de unidades definir cada variable de manera independiente, pues luego internamente el programa las transforma todas a un sistema coherente.

```

<fileheader>
  <author> Dave Culp </author>
  <author> Aeromatic </author>
  <filecreationdate> 2006-01-04 </filecreationdate>
  <version>$Revision: 1.43 $</version>
  <description> Models a Boeing 737. </description>
  <license>
    <licenseName>GPL (General Public License)</licenseName>
    <licenseURL>http://www.gnu.org/licenses/gpl.html</licenseURL>
  </license>
  <note>
    This model was created using publicly available data, publicly available
    technical reports, textbooks, and guesses. It contains no proprietary or
    restricted data. If this model has been validated at all, it would be
    only to the extent that it seems to "fly right", and that it possibly
    complies with published, publicly known, performance data (maximum speed,
    endurance, etc.). Thus, this model is meant for educational and entertainment
    purposes only.

    This simulation model is not endorsed by the manufacturer. This model is not
    to be sold.
  </note>
</fileheader>

```

Figura 6.1: Descripción del bloque <fileheader> para 737.xml

```

<metrics>
  <wingarea unit="FT2"> 1171.00 </wingarea>
  <wingspan unit="FT"> 94.70 </wingspan>
  <chord unit="FT"> 12.31 </chord>
  <htailarea unit="FT2"> 348.00 </htailarea>
  <htailarm unit="FT"> 48.04 </htailarm>
  <vtailarea unit="FT2"> 297.00 </vtailarea>
  <vtailarm unit="FT"> 44.50 </vtailarm>
  <location name="AERORP" unit="IN">
    <x> 625 </x>
    <y> 0 </y>
    <z> 24 </z>
  </location>
  <location name="EYEPOINT" unit="IN">
    <x> 80 </x>
    <y> -30 </y>
    <z> 70 </z>
  </location>
  <location name="VRP" unit="IN">
    <x> 0 </x>
    <y> 0 </y>
    <z> 0 </z>
  </location>
</metrics>

```

Figura 6.2: Descripción del bloque <metrics> para 737.xml

■ `<mass_balance>`

Este bloque, como puede observarse en la Figura 6.3, contiene la información de peso en vacío de la aeronave, sus momentos de inercia, su masa y la posición del centro de gravedad.

```
<mass_balance>
  <ixx unit="SLUG*FT2"> 562000 </ixx>
  <iyy unit="SLUG*FT2"> 1.473e+06 </iyy>
  <izz unit="SLUG*FT2"> 1.894e+06 </izz>
  <ixy unit="SLUG*FT2"> 0 </ixy>
  <ixz unit="SLUG*FT2"> 8000 </ixz>
  <iyz unit="SLUG*FT2"> 0 </iyz>
  <emptywt unit="LBS"> 83000 </emptywt>
  <location name="CG" unit="IN">
    <x> 639 </x>
    <y> 0 </y>
    <z> -40 </z>
  </location>
</mass_balance>
```

Figura 6.3: Descripción del bloque `<mass_balance>` para 737.xml

Es importante tener en cuenta que el peso del combustible no se tiene en cuenta en este apartado, pues la contribución de este será dependiente con el tiempo al ir consumiéndose a lo largo de la misión.

■ `<ground_reactions>`

La Figura 6.4 muestra parte de la información contenida en este bloque en el que para cada parte del tren de aterrizaje se define su tipo, su posición, los coeficientes de fricción, coeficientes de amortiguamiento y las deflexiones posibles, entre otros parámetros.

```
<ground_reactions>
  <contact name="Nose Gear" type="BOGEY">
    <location unit="IN">
      <x> 158 </x>
      <y> 0 </y>
      <z> -84 </z>
    </location>
    <static_friction> 0.80 </static_friction>
    <dynamic_friction> 0.50 </dynamic_friction>
    <rolling_friction> 0.02 </rolling_friction>
    <spring_coeff unit="LBS/FT"> 90000 </spring_coeff>
    <damping_coeff unit="LBS/FT/SEC"> 4000 </damping_coeff>
    <damping_coeff_rebound unit="LBS/FT/SEC">8000</damping_coeff_rebound>

    <max_steer unit="DEG"> 35 </max_steer>
    <brake_group> NONE </brake_group>
    <retractable>1</retractable>
  </contact>
```

Figura 6.4: Ejemplo de definición de contacto dentro de `<ground_reactions>` para 737.xml

- `<propulsion>`

Este bloque, algo más complejo que los anteriores, se ilustra parcialmente mediante las Figuras 6.5 y 6.6. En la Figura 6.5, se definen los motores y sus posiciones. Los motores hacen referencia a otros archivos donde se especifican sus características. En este caso es el CFM56. También se define bajo la etiqueta `feed` los tanques de donde toma combustible cada motor. Para cada uno de los motores se define también el `thruster` asociado así como su posición (el `thruster` es tobera o turbina, en el caso de que sea tobera se pone `direct` porque las propiedades de empuje ya vienen determinadas por el archivo en `engine`).

Bajo esta etiqueta se definen también los valores de los tanques de combustible, Figura 6.6, como su posición (importante para la evaluación de las masas), el tipo de combustible, la capacidad y el contenido.

```
<propulsion>
  <engine file="CFM56">
    <location unit="IN">
      <x> 540 </x>
      <y> -193 </y>
      <z> -40 </z>
    </location>
    <feed>0</feed>
    <feed>2</feed>
    <thruster file="direct">
      <location unit="IN">
        <x> 540 </x>
        <y> -193 </y>
        <z> -40 </z>
      </location>
      <orient unit="DEG">
        <roll> 0 </roll>
        <pitch> 0 </pitch>
        <yaw> 0 </yaw>
      </orient>
    </thruster>
  </engine>
</propulsion>
```

Figura 6.5: Ejemplo de descripción de un motor dentro del bloque `<propulsion>` para `737.xml`

```
<tank type="FUEL"><!-- Left wing tank -->
  <location unit="IN">
    <x> 520 </x>
    <y> -80 </y>
    <z> -18 </z>
  </location>
  <type>JET-A</type>
  <capacity unit="LBS"> 10200 </capacity>
  <contents unit="LBS"> 10000 </contents>
</tank>
```

Figura 6.6: Descripción de los tanques de combustible dentro del bloque `<propulsion>` para `737.xml`

■ <flight_control>

Bajo esta etiqueta se definen los parámetros correspondientes a los controles de:

- Cabeceo (Pitch)
- Alabeo (Roll)
- Guiñada (Yaw)
- Flaps (Flaps)
- Tren de aterrizaje (Landing Gear)
- Spoilers de vuelo (Flight Spoilers)
- Spoilers de tierra (Ground Spoilers)

Para cada uno de ellos se describen a su vez los dispositivos utilizados para su control y su rango de deflexión. La Figura 6.7 muestra parte de la sección correspondiente al Pitch.

```
<flight_control name="FCS: 737">
  <channel name="Pitch">
    <summer name="Pitch Trim Sum">
      <input>fcs/elevator-cmd-norm</input>
      <input>fcs/pitch-trim-cmd-norm</input>
      <clipto>
        <min>-1</min>
        <max> 1</max>
      </clipto>
    </summer>

    <aerosurface_scale name="Elevator Control">
      <input>fcs/pitch-trim-sum</input>
      <range>
        <min>-0.3</min>
        <max> 0.3</max>
      </range>
      <output>fcs/elevator-pos-rad</output>
    </aerosurface_scale>

    <aerosurface_scale name="Elevator Normalized">
      <input>fcs/elevator-pos-rad</input>
      <domain>
        <min>-0.3</min>
        <max> 0.3</max>
      </domain>
      <range>
        <min>-1</min>
        <max> 1</max>
      </range>
      <output>fcs/elevator-pos-norm</output>
    </aerosurface_scale>
  </channel>
</flight_control>
```

Figura 6.7: Descripción del cabeceo dentro del bloque <flight_control> para 737.xml

■ <aerodynamics>

Finalmente, este bloque, que se ilustra parcialmente en la Figura 6.8, y que es uno de los más extensos, contiene la información correspondiente a los parámetros aerodinámicos de la aeronave y a su variación en función de determinados parámetros. Esta información se proporciona mediante tablas de datos. La Figura 6.8 ilustra un ejemplo para la variación de la resistencia debido al efecto suelo en función de la altura. Las principales propiedades aerodinámicas definidas en este bloque son:

- k_{CDge} : variación de la resistencia debido al efecto suelo.
- k_{CLge} : variación de la sustentación debido al efecto suelo.
- k_{CLsb} : variación en la sustentación debido a los aerofrenos.
- k_{CLsp} : variación en la sustentación debido a los spoilers.
- DRAG: resistencia aerodinámica, a su vez descompuesta en: CD_0 , CD_i , CD_{Mach} , CD_{flap} , CD_{gear} , CD_{sb} , CD_{sp} , CD_{beta} y CD_{de} .
- SIDE: fuerza lateral, caracterizada por CY_b .
- LIFT: sustentación total, a su vez descompuesta en Cl_{alpha} , dCL_{flap} y CL_{de} .
- ROLL: momento de alabeo debido a la suma de las contribuciones de los coeficientes: Cl_b , Cl_p , Cl_r , Cl_{da} y Cl_{dr} .
- PITCH: momento de cabeceo debido a la suma de las contribuciones de los coeficientes: Cm_{alpha} , Cm_{de} , Cm_q , Cm_{dot} .
- YAW: momento de guiñada debido a la suma de las contribuciones de los coeficientes: Cn_b , Cn_r y Cn_{dr} .

```
<aerodynamics>
  <function name="aero/function/kCDge">
    <description>Change_in_drag_due_to_ground_effect</description>
    <product>
      <table>
        <independentVar>aero/h_b-mac-ft</independentVar>
        <tableData>
          0.0000 0.0480
          0.1000 0.5150
          0.1500 0.6290
          0.2000 0.7090
          0.3000 0.8150
          0.4000 0.8820
          0.5000 0.9280
          0.6000 0.9620
          0.7000 0.9880
          0.8000 1.0000
        </tableData>
      </table>
    </product>
  </function>
```

Figura 6.8: Ejemplo de descripción de una función dentro del bloque <aerodynamics> para 737.xml

6.3.2. Ficheros Motor (Engine)

De manera similar a la descripción de la aeronave, en la carpeta `engine` se encuentran los archivos `.xml` que contienen las descripciones de diferentes tipos de motores: turboreactores, de pistón, etc. y también las características de las hélices.

Con el fin de dar una idea del contenido de los mismos, se presentan las principales definiciones del motor CFM56 que tal y como vimos en el apartado anterior, es el que usa el 737.

```
<turbine_engine name="CFM56">
  <milthrust> 20000.0 </milthrust>
  <bypassratio> 5.9 </bypassratio>
  <tsfc> 0.657 </tsfc>
  <bleed> 0.04 </bleed>
  <idlen1> 30.0 </idlen1>
  <idlen2> 60.0 </idlen2>
  <maxn1> 100.0 </maxn1>
  <maxn2> 100.0 </maxn2>
  <augmented> 0 </augmented>
  <injected> 0 </injected>
```

Figura 6.9: Parte del archivo `.xml` de motor para el CFM56

Puede observarse en la Figura 6.9, como se definen los principales parámetros del motor con sus correspondiente unidades:

- `<milthrust>`: empuje máximo a nivel del mar en estático.
- `<bypassratio>`: relación de de derivación.
- `<tsfc>`: consumo específico.
- `<bleed>`: pérdidas por sangrado de aire.
- `<idlen1>` y `<idlen2>`: rpm del fan y del rotor en condiciones de ralentí.
- `<maxn1>` y `<maxn2>`: rpm del fan y del rotor en condiciones de máximo empuje.
- `<augmented>`: indica si hay postcombustor.
- `<injected>`: indica si hay inyección de agua.

Adicionalmente pueden verse ejemplos de toberas de turborreactores (`direct.xml`), motor de pistón (`eng_io320.xml`) o de una hélice (`P51prop.xml`).

6.3.3. Ficheros de misión (Scripts)

Una vez definida la dinámica de la aeronave, se puede definir la misión a llevar a cabo. Como se adelantó en párrafos anteriores, la definición de la misión también se realiza mediante archivos de extensión `.xml`, que en este caso han de estar almacenados en la carpeta `scripts`.

Las Figuras 6.10, 6.11 y 6.12 muestran ejemplos de los comandos necesarios para la iniciación de los motores transcurrido un cierto tiempo de simulación, el inicio de la rodadura y la rotación en el despegue alcanzada la velocidad de rotación, respectivamente.

```
<event name="Begin roll">
  <description>Release brakes and get rolling with flaps at 10 degrees. </description>
  <condition> simulation/sim-time-sec >= 2.0 </condition>
  <set name="fcs/left-brake-cmd-norm" value="0"/>
  <set name="fcs/right-brake-cmd-norm" value="0"/>
  <set name="fcs/center-brake-cmd-norm" value="0"/>
  <set name="fcs/flap-cmd-norm" value="0.33"/>
</event>
```

Figura 6.11: Ejemplo de comandos para el inicio de la rodadura en la misión c172_elevation_test.xml

```
<event name="Rotate">
  <description>Set Autopilot for 400 ft and rotate at 49 keas. </description>
  <notify/>
  <condition> velocities/vc-kts >= 49 </condition>
  <set name="ap/altitude_setpoint" value="400.0"/>
  <set name="ap/altitude_hold" value="1"/>
</event>
```

Figura 6.12: Ejemplo de comandos para rotación en despegue para el C172

■ Outputs.

Las salidas generadas por la aplicación se controlan mediante la inclusión de comandos `<output>` al final del script de misión o al final del archivo que contiene el modelo de aeronave (c172x.xml en este caso). Se especifica en ellos el nombre de los archivos así como las variables a notificar. Para mostrar las más generales, basta con activar las salidas de su correspondiente bloque, tal y como muestra la Figura 6.13.

Adicionalmente también se pueden especificar comandos concretos para mostrar otras variables más específicas, por ejemplo los comandos siguientes sirven para escribir las distancia recorrida, la altitud y el combustible disponible, respectivamente:

```
<property> position/distance-from-start-mag-mt </property>
<property> position/h-agl-ft </property>
<property> propulsion/total-fuel-lbs </property>
```

```

<output name="JSBout172B.csv" type="CSV" rate="10">
  <rates> ON </rates>
  <velocities> ON </velocities>
  <position> ON </position>
  <atmosphere> OFF </atmosphere>
  <fcs> ON </fcs>
  <ground_reactions> OFF </ground_reactions>
  <propulsion> ON </propulsion>
  <simulation> ON </simulation>
  <massprops> ON </massprops>
  <forces> OFF </forces>
  <moments> OFF </moments>
  <aerosurfaces> OFF </aerosurfaces>
  <property> position/vrp-gc-latitude_deg </property>
  <property> position/vrp-longitude_deg </property>
  <property> position/vrp-radius-ft </property>
  <function name="velocities/pi-deg_sec">
    <todegrees> <p> velocities/pi-rad_sec </p> </todegrees>
  </function>
</output>

```

Figura 6.13: Ejemplo de configuración de las salidas generadas durante la simulación en el archivo `c172x.xml`

6.4. Ejecución y visualización con FlightGear

Cuando se encuentran preparados tanto los archivos del avión como el archivo de definición de la misión se puede proceder a ejecutar JSBSim y simular la misión definida. En una terminal, se accede a la carpeta de JSBSim y se ejecuta el comando:

```
JSBSim --script=./scripts/archivo_mision.xml
```

siendo `archivo_mision.xml` el archivo correspondiente a la misión que queremos ejecutar.

Para iniciar el ejemplo de ejecución, abra una terminal y acceda a la carpeta JSBSim:

```
cd JSBSim
```

Antes de empezar es importante que elimine las posibles modificaciones que se hayan hecho anteriormente sobre los archivos, para ello ejecute^a:

```
./restaura_JSBSim
```

Tal y como se comentó anteriormente, se puede visualizar la evolución de la aeronave mediante FlightGear, para lo que ha de incluirse al final del script de la misión (pero antes del `</runscript>`) el siguiente comando:

```
<output name="localhost" type="FLIGHTGEAR" port="5500" rate="60"/>
```

Como ejemplo, introduzca el comando anterior en el archivo `c172_elevation_test.xml`. Este script parte de un punto lejos de tierra, por lo que si partimos desde ahí no tendremos referencias visuales en FlightGear. Para tener una mejor visualización, en la carpeta `c172x` editamos

^aHágalo ahora y de nuevo al finalizar la práctica, pero antes de hacerlo salve los datos que quiera conservar.

el archivo `reset00.xml` e introducimos una longitud de $-122,3574^\circ$, una latitud de $37,428^\circ$ y un ángulo de guiñada (`<psi>`) de 298° , lo que nos situará en la pista principal del aeropuerto internacional de San Francisco^b. Hecho esto, abra una terminal y ejecute FlightGear mediante el siguiente comando:

```
fgfs --native-fdm=socket,in,60,,5500,tcp --fdm=external
```

Con esto nos aparece la ventana de FlightGear con una vista de la cabina del avión. Pulsamos la tecla `V` hasta tener una vista que nos permita ver cómodamente el avión desde fuera (se recomienda usar `Helicopter View` o `Model View`). A continuación, en una terminal diferente (o en otra pestaña de la misma terminal) ejecutamos JSBSim con el script de la misión y añadiendo la opción `--realtime`:

```
JSBSim --script=./scripts/c172_elevation_test.xml --realtime
```

Si todo se ha hecho correctamente disfrutaremos de un bonito vuelo sobre San Francisco (el hecho de que el avión se salga de pista nada más comenzar no nos importa ahora mismo).

Es importante reseñar que el avión que visualizamos en FlightGear es siempre el mismo, aunque hagamos cambios en el modelo de JSBSim. Sin embargo, el comportamiento del avión sí se corresponderá con el modelo definido. Para probar que esto es así puede modificar el parámetro `<wingarea>` dentro del archivo `c172x.xml` en la carpeta `c172x` poniendo un valor muy pequeño, por ejemplo 1 ft^2 .

¿Qué sucede si vuelve a ejecutar la simulación ahora?

No olvide restaurar el valor original de `<wingarea>` antes de continuar con la práctica.

6.5. Ejercicio demostrativo

En este apartado se va a presentar un ejemplo en el que mediante la modificación de un archivo de misión ya existente se configurará una misión para medir el alcance de una aeronave. Para ello se tomará el modelo de avión `c172x` y se situará a 9 000 pies dejando que caiga hasta un vuelo estacionario a una altura de 6 000 pies (donde está programado el piloto automático). En esas condiciones se evaluará el alcance para la capacidad de combustible con la que cuenta.

Las acciones a llevar a cabo se detallan a continuación.

1. Copia y edición del archivo de inicio.

En la carpeta `c172x` (dentro de la carpeta `aircraft`) tomamos el archivo `reset01.xml` y lo renombramos como `reset_cruise.xml`.

Se edita la altura inicial (`<altitude>`), que se fija en 9 000 ft.

2. Se copia y se renombra el archivo de misión.

En la carpeta `scripts` vamos a editar el archivo `c172_cruise_8K.xml`, pero antes vamos a renombrarlo como `c172_cruise_6K.xml`. Una vez renombrado se edita con las modificaciones detalladas en los siguientes puntos.

3. Se modifica el nombre referente a la misión.

Dentro de `<runscript>`, `name="C172 cruise at 6K, 100% power"`.

^bLa latitud del aeropuerto de San Francisco es $37,6136^\circ$, pero debido a un error de sesgo hacia el norte introducido por FlightGear hay que introducir una latitud un poco más hacia el sur. Esto puede observarse mediante el GPS de FlightGear, al que se accede con la opción `Configurar GPS` del menú `Equipamiento`.

4. Se referencia el archivo de inicio creado anteriormente para que sea usado al comienzo de la simulación.

```
<use aircraft="c172x" initialize="reset_cruise"/>
```

5. Se edita el tiempo final de simulación. Ponemos un tiempo final muy grande para asegurar que no se interrumpirá antes de que se haya consumido todo el combustible. Para ello:

```
<run start="0.0" end="5000000" dt="0.0083333">
```

6. Se elimina el evento "Set Temperature".

7. Se mantiene igual la sección de encendido de motor. En ella vemos que se define que los comandos de encendido se ejecuten cuando se cumpla la condición de que el tiempo de simulación sea mayor o igual que 0.01.

```
<condition>  
  simulation/sim-time-sec ge 0.01  
</condition>
```

8. Evento de trimado. Mediante el evento de trimado se pone en equilibrio la aeronave, hay cuatro opciones para realizar el trimado:

- 0: Longitudinal. La velocidad vertical (w_{dot}) se equilibra con el ángulo de ataque (α), la velocidad longitudinal (u_{dot}) con la potencia y la velocidad de cabeceo (q_{dot}) con el timón de profundidad.
- 1: Full. Como el Longitudinal, pero además la velocidad lateral (v_{dot}) se equilibra con el ángulo de balance (ϕ), la velocidad de alabeo (p_{dot}) con los alerones, y la velocidad de guiñada (r_{dot}) con el timón vertical. Adicionalmente se corrige la desviación respecto al rumbo con el ángulo de deslizamiento (β).
- 2: Ground. Equilibra la velocidad vertical (w_{dot}) con la altitud, la velocidad de cabeceo (q_{dot}) con el ángulo de asiento (θ), y la velocidad de alabeo con el ángulo de balance (ϕ).
- 3: Pullup. Como el trimado Longitudinal pero se ajusta el ángulo de ataque para lograr el factor Nlf (*Normal load factor*) fijado.

En este caso se mantiene el trimado Full ya definido en el archivo usado como base.

```
<set name="simulation/do_simple_trim" value="1"/>
```

9. Activar piloto automático

En este apartado se define el heading y la altitud que se quiere mantener con el piloto automático (AP). En el caso de la práctica el heading no es relevante, pero si la altura, que fijaremos a 6 000 ft. Los comandos acabados en hold son los que activan ese modo del piloto automático.

```
<event name="Hold heading and altitude">  
<condition>simulation/sim-time-sec ge 5</condition>  
<set name="ap/heading_setpoint" value="200"/>  
<set name="ap/heading_hold" value="1"/>
```

```

<set name="ap/altitude_setpoint" value="6000.0"/>
<set name="ap/altitude_hold" value="1"/>
<notify/>
</event>

```

10. Evento ráfaga (“gust”)

En la misión tomada como base se define la existencia de una ráfaga para el instante de simulación 10. Se observan los diferentes parámetros para su definición (duración, magnitud, dirección, etc.) pero se elimina la totalidad del evento, pues no se quiere aplicar en nuestro caso.

11. Evento “reset”

Se eliminan las sentencias correspondientes al evento `reset`. Sin embargo, es interesantes observarlas, pues describen la manera de realizar un *loop* dentro de un archivo y lanzar diferentes simulaciones de manera secuencial.

```

<event name="Reset">
<condition logic="AND">
simulation/sim-time-sec >= 30.0
simulation/terminate != 1
</condition>
<set name="ap/heading_setpoint" value="0"/>
<set name="ap/altitude_hold" value="0"/>
<set name="ap/heading_hold" value="0"/>
<set name="simulation/reset" value="1"/>
<set name="simulation/run_id" type="FG_DELTA" value="1"/>
<notify>
<property> simulation/run_id </property>
</notify>
</event>

```

Se observa que bajo la condición de que el tiempo de simulación sea mayor de 30 segundos y no se haya terminado la simulación, se desconecta el piloto automático, se resetea la simulación, se incrementa el `run_id` y se lanza la nueva simulación.

12. Fin de la simulación.

Finalmente se modifica el evento para interrumpir la simulación, sustituyendo la condición actual

```
simulation/run_id ge 3
```

apropiada para el bucle anterior y que detenía la simulación cuando el valor del `run_id` era mayor o igual a 3, por la condición de que el peso de combustible sea menor o igual que 10 libras.

```
propulsion/total-fuel-lbs le 10.0
```

13. Definición de outputs.

Entre `</run>` y `</runscript>` se añaden las siguientes líneas de comandos:

```
<output name="salida.csv" type="CSV" rate="20">
<property> position/distance-from-start-mag-mt </property>
<property> position/h-agl-ft </property>
<property> propulsion/total-fuel-lbs </property>
</output>
```

14. Ejecución.

Una vez modificado el archivo de misión, se guarda. A continuación se abre una terminal, nos situamos en la carpeta de JSBSim y ejecutamos el siguiente comando:

```
JSBSim --script=./scripts/c172_cruise_6K.xml
```

15. Revisión de resultados.

En el proceso de ejecución se muestran mensajes en la terminal de acuerdo a las notificaciones que se han establecido en el fichero de misión.

Terminada la simulación, en la carpeta de instalación de JSBSim debe poder encontrarse el archivo `.csv` con los resultados requeridos. Dicho archivo puede abrirse en LibreOffice Calc para chequear y crear representaciones de la evolución de las variables a lo largo del tiempo de ejecución.

16. ¿Cuál es el alcance del avión en estas condiciones?

6.6. Ejercicio propuesto

6.6.1. Enunciado

Se propone el estudio de la influencia de la altitud de crucero en el alcance máximo del avión Cessna 172. Para ello se usará el código JSBSim con el modelo `c172x` que viene incluido entre sus componentes.

La misión que se pretende evaluar consiste en las siguientes fases:

- Posicionamiento en cabecera de pista.
- Iniciación de motores.
- Carrera de despegue.
- Rotación y ascenso.
- Crucero.
- Se mantiene el crucero hasta que queden 10 libras de combustible.

Se proponen las siguientes instrucciones para la configuración del correspondiente archivo de misión. Se recomienda usar el script `c172_elevation_test.xml` como base.

1. Posicionamiento en cabecera de pista y aeronave frenada.

Se parte del aeropuerto internacional de San Francisco, de forma similar a como se ha hecho anteriormente. En esta situación la aeronave deberá tener todos los frenos activados, lo cual equivale a las siguientes instrucciones a ejecutar antes de ningún evento:

```

<property value="1"> fcs/left-brake-cmd-norm </property>
<property value="1"> fcs/right-brake-cmd-norm </property>
<property value="1"> fcs/center-brake-cmd-norm </property>

```

2. Iniciación de los motores.

Para ello es necesario ejecutar la siguiente secuencia dentro del primer evento (por ejemplo se puede poner como condición para este evento que el tiempo sea mayor que 0,25 s):

```

<set name="fcs/throttle-cmd-norm" value="1.00" action="FG_RAMP" tc="0.5"/>
<set name="fcs/mixture-cmd-norm" value="1.00" action="FG_RAMP" tc="0.5"/>
<set name="propulsion/magneto_cmd" value="3"/>
<set name="propulsion/starter_cmd" value="1"/>

```

Antes hemos observado como el avión se sale de pista a poco de comenzar a rodar. Para darle más realismo hagamos que vaya por la pista hasta despegar, para lo que de forma simultánea al encendido de los motores introducimos los siguientes valores para el piloto automático. Indicar que el valor 5,1993358 no es más que el heading de 298° transformado a radianes.

```

<set name="ap/autopilot-roll-on" value="1"/>
<set name="ap/roll-attitude-mode" value="1"/>
<set name="guidance/specified-heading-rad" value="5.1993358"/>
<set name="guidance/heading-selector-switch" value="1"/>

```

3. Configuración y carrera de despegue.

Tras 10 segundos se liberan todos los frenos y se deflecan los flaps a 10° de un máximo de 30° con las siguientes instrucciones:

```

<set name="fcs/left-brake-cmd-norm" value="0"/>
<set name="fcs/right-brake-cmd-norm" value="0"/>
<set name="fcs/center-brake-cmd-norm" value="0"/>
<set name="fcs/flap-cmd-norm" value="0.33"/>

```

4. Cuando se alcance la velocidad de rotación, cuyo valor en este avión es 49 nudos, se configura la altitud del piloto automático a 500 pies con las siguientes instrucciones:

```

<set name="ap/altitude_setpoint" value="500.0"/>
<set name="ap/altitude_hold" value="1"/>

```

5. Cuando se alcancen los 500 pies se repliegan totalmente los flaps. Esto último se realiza con la siguiente instrucción:

```

<set name="fcs/flap-cmd-norm" value="0"/>

```

6. Tras 20 segundos se configura el piloto automático para la altura de crucero deseada (en un primer análisis se configurara la altitud a 5 000 pies) y se vira para tomar heading de 90°.

7. Se mantiene la orientación y altura hasta que queden menos de 10 libras de combustible. Como se indicó anteriormente, la propiedad del peso de combustible embarcado en cada instante es `propulsion/total-fuel-lbs`. El comparador lógico menor o igual es `le` (*less or equal*). La instrucción que termina la simulación es:


```
<set name="simulation/terminate" value="1"/>
```

Para la altitud de crucero (5 000 pies) de este primer análisis se desean generar las siguientes dos gráficas:

- Altura frente a distancia viajada. La altura se representa mediante la propiedad `position/h-sl/ft`, mientras que la distancia se representa mediante la propiedad `position/distance-from-start-mag-mt`.
- Combustible disponible frente a distancia viajada.

Una vez que se ha comprobado su funcionamiento para la altitud de crucero de 5 000 pies se debe generar un script para cada altitud de vuelo entre 1 000 pies y 10 000 pies con pasos de 1 000. A partir de la distancia final viajada para cada altitud de crucero se generará una gráfica de alcance frente a altitud de crucero.

6.6.2. Resultados a entregar

Para evaluar si se han cumplido los objetivos docentes de la práctica será necesario entregar vía Campus Virtual los siguientes ficheros:

- Scripts utilizados en JSBSim incluyendo el script de inicio.
- Gráfica de altitud frente a distancia viajada para la altitud de crucero de 5 000 pies.
- Gráfica de combustible disponible frente a distancia viajada para la altitud de crucero de 5 000 pies.
- Gráfica de alcance frente a altitud de crucero.

La evaluación será aprobado o suspenso en función de si el resultado subido al Campus Virtual muestra que la asistencia del alumno ha sido efectiva o no. En caso de que sea suspenso el alumno tendrá la opción de entregar de nuevo la práctica hasta la fecha del examen.

Bibliografía

- [1] <http://jsbsim.sourceforge.net/>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [2] <http://jsbsim.sourceforge.net/JSBSimReferenceManual.pdf>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [3] <http://jsbsim.sourceforge.net/download.html>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [4] <http://jsbsim.cvs.sourceforge.net/viewvc/jsbsim/?view=tar>, consultado el 10 de febrero de 2017.
- [5] <http://jsbsim.sourceforge.net/aeromatic2.html>, consultado el 10 de febrero de 2017.