

Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de las actuaciones de aeronaves mediante interfaz gráfica basada en Matlab: AP.gui

Autor: Pablo Fernández Golbano

Tutor: Dr. D. Sergio Esteban Roncero

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

Sevilla, 2015



Proyecto Fin de Carrera
Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de las actuaciones de aeronaves mediante interfaz gráfica basada en Matlab: AP.gui

Autor:

Pablo Fernández Golbano

Tutor:

Dr. D. Sergio Esteban Roncero

Profesor contratado doctor

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015

Proyecto Fin de Carrera: Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de las actuaciones de aeronaves mediante interfaz gráfica basada en Matlab: AP.gui

Autor: Pablo Fernández Golbano

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

Este proyecto Fin de Carrera significa para mí algo más que simplemente un trabajo de clase. Significa un cambio de etapa en mi vida, el cual ha comenzado con mi entrada en el mundo laboral y espero que añada muchas alegrías y buenos momentos a los que ya llevo vividos en estos 5 años de carrera. Por eso creo que no hay mejor lugar que este para agradecer a todos aquellos que han formado parte de ella y que me han ayudado a hacer este final posible.

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi tutor Sergio Esteban Roncero la oportunidad que me dio al ofertarme este proyecto, proyecto que en ningún momento pensé en rechazar, dada la ilusión y las ganas de saber más que su asignatura de cálculo de aviones me había proporcionado. Agradezco su ayuda durante el desarrollo del proyecto y sus consejos que me ha ido dando durante el año para llevarlo finalmente a buen puerto.

En segundo lugar, a mis compañeros de carrera, con los que he pasado tantos buenos momentos tanto dentro de la universidad como fuera. Pablo, Prendes, Río, Moñino y Talero siempre fueron compañeros de gran importancia para mí, con los que más risas he echado y les deseo mucha suerte en su andadura por Francia. Por otro lado, con mayor énfasis, le agradezco enormemente a Machado y Pulido, otros 2 compañeros de aeronáutica, las horas que hemos pasado juntos, tanto trabajando en modelar un ala en elementos finitos como tomando una cerveza al solecito, porque no solo de Fourier y Navier-Stokes vive un ingeniero.

Y qué decir de mis amigos, siempre criticando abiertamente mis progresos con el proyecto, aunque siempre desde el cariño. Su apoyo y sus ganas de ver el trabajo acabado fueron fuente de motivación, y por eso se lo agradezco.

Por último, y lo más importante, agradecer este proyecto a mis padres y mi abuela. Mi abuela siempre preguntando por mis avances, animándome a continuar y con gran expectación por ver el resultado. Mi madre, depositando en mí toda su confianza y cariño, y asegurando que no me faltara de nada durante estos meses. Y mi padre, siempre arrojando el hombro en todo lo que pudiera ayudarme, buscando información de lo que no conocía, y proporcionando junto a mi madre toda la ayuda posible que he podido necesitar.

¡Muchas gracias a todos!

2 AGRADECIMIENTOS

Índice general

Agradecimientos	1
1. Introducción	11
1.1. Motivación y objetivos	11
1.2. Contexto	12
1.2.1. Asignatura de Cálculo de aviones	12
1.3. Estado del arte	14
1.3.1. Ceasiom	14
1.3.2. Advanced Aircraft Analysis	15
1.4. Antecedentes	17
1.5. Desarrollo del proyecto	17
2. Hipótesis de partida	19
2.1. Modelo de Atmósfera Estándar Internacional (ISA)	19
2.2. Mecánica del vuelo	20
2.3. Modelo aerodinámico	22
2.3.1. Diseño Preliminar	22
2.3.2. Diseño avanzado	23
2.4. Modelo propulsivo	24
2.4.1. Modelo Planta Propulsiva Turbo-Fan	25

4 ÍNDICE GENERAL

2.4.2.	Modelo Planta Propulsiva Turbo-Prop	27
2.4.3.	Obtención de la potencia, dimensiones, y consumo específico para el escalado del motor base	29
2.4.4.	Modelo Planta Propulsiva Piston-Prop	30
3.	Diseño Preliminar	33
3.1.	Menú Preliminar	33
3.1.1.	Introducir una misión	34
3.1.2.	Modificar misión	37
3.1.3.	Borrar misión	37
3.1.4.	Cargar misión	38
3.1.5.	Nuevo modelo	38
3.1.6.	Modificar modelo	42
3.1.7.	Borrar modelo	43
3.1.8.	Cargar modelo	43
3.2.	Resultados del diseño preliminar	44
3.2.1.	Diagrama W/S frente a T/W (o P/W)	44
3.2.2.	Diagrama T vs D	52
3.2.3.	Tabla de resultados	54
4.	Diseño Avanzado	57
4.1.	Menú Avanzado	57
4.1.1.	Crear misión avanzada	58
4.1.2.	Introducir nuevo segmento	59
4.1.3.	Modificar un segmento	67
4.1.4.	Borrar segmento	69
4.1.5.	Finalizar la misión	69

4.1.6.	Visualizar la misión	69
4.1.7.	Borrar misión	70
4.1.8.	Cargar misión	70
4.1.9.	Nuevo modelo	71
4.1.10.	Modificar modelo	74
4.1.11.	Borrar modelo	74
4.1.12.	Cargar modelo	74
4.2.	Procesar misión	74
4.3.	Resultados del diseño avanzado	76
4.3.1.	Tabla de resultados	77
4.3.2.	Gráficas de resultados	79
5.	Cálculo de la misión	85
5.1.	Definición de modelo propulsivo y aerodinámico	85
5.2.	Taxi	87
5.3.	Despegue	87
5.3.1.	Ecuaciones del movimiento	88
5.4.	Subida	92
5.4.1.	Ecuaciones generales del movimiento	92
5.4.2.	Subida dados ángulo de subida y Mach de vuelo	94
5.4.3.	Subida dados ángulo de subida y velocidad equivalente EAS	96
5.4.4.	Subida dados ángulo de subida y velocidad TAS	96
5.4.5.	Subida dados palanca de gases y Mach de vuelo	97
5.4.6.	Subida dados palanca de gases y velocidad EAS	99
5.4.7.	Subida dados palanca de gases y velocidad TAS	99
5.4.8.	Subida acelerada linealmente dados el ángulo de subida y la velocidad inicial y final	100

5.4.9.	Subida acelerada linealmente dados la posición de palanca y la velocidad inicial y final	102
5.5.	Crucero	104
5.5.1.	Ecuaciones generales del movimiento	104
5.5.2.	Crucero dado Mach de vuelo	106
5.5.3.	Crucero dado C_L constante	108
5.5.4.	Crucero acelerado dados velocidad inicial y final y posición de palanca de gases	109
5.5.5.	Crucero dado Mach de vuelo y coeficientes aerodinámicos	112
5.5.6.	Crucero de máximo alcance dado el peso final	112
5.5.7.	Crucero de máxima autonomía dado el peso final	116
5.6.	Giro mantenido	119
5.6.1.	Ecuaciones generales del movimiento	119
5.6.2.	Viraje dada la velocidad y la posición de palanca de gases	121
5.6.3.	Viraje dada la velocidad y C_L	122
5.6.4.	Viraje dada la velocidad y μ	123
5.6.5.	Viraje dada la velocidad y n	124
5.6.6.	Viraje dada la velocidad y R	125
5.6.7.	Viraje dada la velocidad y $\dot{\chi}$	125
5.6.8.	Viraje dada la posición de palanca de gases y a factor de carga máximo	125
5.6.9.	Viraje dada la posición de palanca de gases y a velocidad de guiñada máxima	126
5.6.10.	Viraje dada la posición de palanca de gases y a radio de giro mínimo	127
5.7.	Descenso	128
5.7.1.	Ecuaciones generales del movimiento	129
5.7.2.	Descenso dados ángulo de descenso y Mach de vuelo	130

5.7.3.	Descenso dados ángulo de descenso y velocidad equivalente EAS . . .	132
5.7.4.	Descenso dados ángulo de descenso y velocidad TAS	132
5.7.5.	Descenso dados palanca de gases y Mach de vuelo	133
5.7.6.	Descenso dados palanca de gases y velocidad EAS	134
5.7.7.	Descenso dados palanca de gases y velocidad TAS	135
5.7.8.	Descenso acelerado linealmente dados el ángulo de descenso y la velocidad inicial y final	135
5.7.9.	Descenso acelerado linealmente dados la posición de palanca y la velocidad inicial y final	137
5.8.	Aterrizaje	139
6.	Descripción de la herramienta	145
6.1.	Introducción	145
6.2.	Estructura interna	145
6.3.	Descripción del Diseño Preliminar	147
6.4.	Descripción del Diseño Avanzado	148
7.	Estudio de un caso de ejemplo	151
7.1.	RFP	151
7.1.1.	Misión Económica	151
7.1.2.	Misión de diseño	152
7.2.	Diseño preliminar sin empleo de Academic Performance	153
7.3.	Diseño preliminar mediante Academic Performance	154
7.4.	Diseño avanzado sin empleo de Academic Performance	155
7.4.1.	Misión Económica	156
7.4.2.	Misión de Diseño	157
7.5.	Diseño avanzado con Academic Performance	158
7.5.1.	Resultados de la misión de Diseño	158

7.5.2. Resultados de la misión Económica	161
7.5.3. Conclusión	163
8. Conclusiones	165
9. Líneas futuras	167
10. Bibliografía	169
A. Manual de funcionamiento de Academic Performance	173
A.1. Diseño Preliminar	174
A.2. Menú Preliminar	174
A.2.1. Introducir una misión	175
A.2.2. Modificar misión	177
A.2.3. Borrar misión	178
A.2.4. Cargar misión	178
A.2.5. Nuevo modelo	179
A.2.6. Modificar modelo	183
A.2.7. Borrar modelo	183
A.2.8. Cargar modelo	184
A.3. Resultados del diseño preliminar	184
A.3.1. Diagrama W/S frente a T/W (o P/W)	185
A.3.2. Diagrama T vs D	191
A.3.3. Tabla de resultados	192
A.4. Diseño Avanzado	193
A.5. Menú Avanzado	194
A.5.1. Crear misión avanzada	195
A.5.2. Introducir nuevo segmento	196

A.5.3. Modificar un segmento	202
A.5.4. Borrar segmento	204
A.5.5. Finalizar la misión	204
A.5.6. Visualizar la misión	204
A.5.7. Borrar misión	205
A.5.8. Cargar misión	205
A.5.9. Nuevo modelo	206
A.5.10. Modificar modelo	209
A.5.11. Borrar modelo	209
A.5.12. Cargar modelo	209
A.6. Procesar misión	209
A.7. Resultados del diseño avanzado	211
A.7.1. Tabla de resultados	212
A.7.2. Gráficas de resultados	214

1

Introducción

1.1. Motivación y objetivos

La asignatura de Cálculo de Aviones tiene como objetivo principal dotar al ingeniero aeronáutico de una formación básica teórica y práctica en el área de diseño de aeronaves. Esta asignatura es considerada como base en el aprendizaje de cualquier ingeniero aeronáutico, ya que permite entender el concepto de ingeniería concurrente de todas las diferentes áreas de ingeniería que son necesarias para diseñar un avión (también conocida como ingeniería colectiva). Los alumnos adquieren a lo largo de su formación una serie de herramientas (piezas del rompecabezas), pero no se les da las instrucciones que les permita encajar dichas piezas de tal manera que resulten en un diseño un avión completo.

Por esta complejidad se decide iniciar la creación de una serie de herramientas que permitan facilitar las tareas del alumno de ingeniería aeronáutica bajo el contexto de la asignatura de cálculo de aviones. Ésta pretende ser una solución para ahorrar tiempo en los cálculos que en numerosas ocasiones son repetitivos y han de realizarse cada vez que se produce una modificación en el diseño del avión.

En el desarrollo de la asignatura cálculo de aviones el alumno encargado de la sección de actuaciones se encuentra muy limitado en tiempo debido a la relevancia que tiene cualquier cambio en la aerodinámica, estructuras o en el sistema propulsivo de la aeronave a la hora de calcular las actuaciones. En ocasiones, el más mínimo cambio en algún coeficiente puede llevar al fracaso una misión completa por falta de capacidad propulsiva para alcanzar una cierta cota, velocidad, alcance o autonomía. Facilitar la iteración de los cálculos pasa a ser algo vital para el correcto desempeño en la asignatura.

La solución a este problema se pretende alcanzar de dos formas. La primera, proporcionando al alumno una herramienta que facilite las estimaciones iniciales para alcanzar un primer acercamiento a la solución buscada para el diseño inicial. Y la segunda, reuniendo todos los métodos descritos anteriormente y compilándolos en un programa informático que permita, con la introducción de los datos de la aeronave en una interfaz sencilla,

calcular las actuaciones de una forma automática. Para ello se utilizará la herramienta GUI que proporciona el programa MATLAB. La herramienta resultante será bautizada como 'Academic Performance'.

1.2. Contexto

1.2.1. Asignatura de Cálculo de aviones

El contexto educativo en el que está enmarcado este proyecto Fin de Carrera es la asignatura Cálculo de aviones de la Universidad de Sevilla.

Desde el punto de vista de un ingeniero, el diseño completo de un avión es el fruto de un compromiso entre el conocimiento, experiencia, y deseo de los muchos ingenieros que forman los distintos grupos de diseño necesarios para acometer dicha tarea. Resulta natural el entender que para cada uno de los grupos de diseño, pueden considerar que su área de responsabilidad es más importante que el resto de áreas necesarias para el diseño completo de un avión, lo que si no se conduce adecuadamente, puede llevar a la visión de C. W. Miller 1.2.1, en la que describe lo que podría pasar si se dejara que cada uno de los distintos grupos de diseño se tomaran en serio el que su grupo es el más importante a la hora de acometer el diseño de un avión.

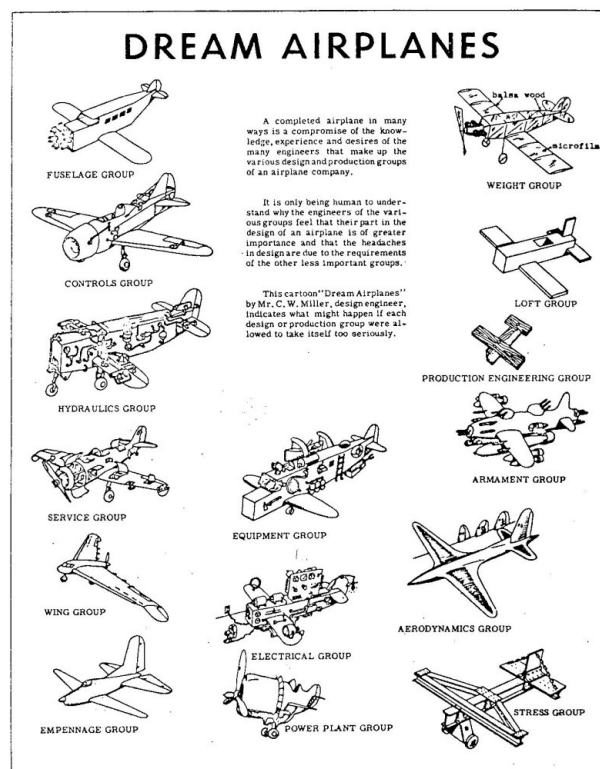


Figura 1.2.1: Dreams Airplanes

La asignatura de cálculo de aviones se centra en definir una serie de objetivos que sirven de ayuda y de guía al alumno para acometer el diseño de un avión. Un primer objetivo de la asignatura es que los alumnos sean capaces al final del curso de diseñar y defender un proyecto de avión que cumpla satisfactoriamente las especificaciones definidas en la propuesta de diseño efectuada por el instructor, también denominada Request For Proposal o RFP. Se enseña a los estudiantes todos los aspectos relacionados con el proceso de diseño de aviones, donde aprenden a emplear herramientas, métodos y procedimientos específicos de la industria aeroespacial durante el proceso de diseño conceptual de aeronaves. Se pretende que los alumnos sean capaces de unificar e interrelacionar los conocimientos aprendidos durante la carrera, lo que les permitirá ser capaces de aplicar dichos conocimientos en un problema real.

Como segundo objetivo los alumnos se familiarizan con algunos de los procesos de ingeniería concurrente que existen hoy en día en la industria aeronáutica al tener que enfrentarse a muchos de los desafíos a los que se enfrenta un ingeniero aeronáutico durante el proceso de diseño de un avión, lo que permite que los estudiantes tengan su primera experiencia con la industria.

Mediante el empleo de la metodología PBL, los alumnos aprenden a administrar un proyecto de grandes dimensiones con fechas y metas fijadas a priori, y experimentan los desafíos a los que se enfrentarán en una industria competitiva.

El aprendizaje basado en proyectos (ABP o, del inglés, PBL, project-based learning) es un método docente basado en el estudiante como protagonista de su propio aprendizaje. En este método, el aprendizaje de conocimientos tiene la misma importancia que la adquisición de habilidades y actitudes.

Consiste en que un grupo de estudiantes de manera autónoma, aunque guiados por el profesor, deben encontrar la respuesta a una pregunta o solución a un problema de forma que al conseguir resolverlo correctamente suponga que los estudiantes tuvieron que buscar, entender e integrar y aplicar los conceptos básicos del contenido del problema así como los relacionados. Los estudiantes, de este modo, consiguen elaborar un diagnóstico de las necesidades de aprendizaje, construir el conocimiento de la materia y trabajar cooperativamente.

Los alumnos trabajan en grupos y compiten con el resto de grupos diseñando el avión que cumple mejor los requisitos del RFP propuesto por el instructor.

En sentido estricto, el PBL no requiere que se incluya la solución de la situación o problema presentado. Al inicio de una materia, el estudiante no tiene suficientes conocimientos y habilidades que le permitan, en forma efectiva, resolver el problema. El objetivo, en estas etapas, es que el estudiante sea capaz de descubrir qué necesita conocer para avanzar en la resolución de la cuestión propuesta (diagnóstico de necesidades de aprendizaje). A lo largo del proceso educativo, a medida que el estudiante progresa en el programa se espera que sea competente en planificar y llevar a cabo intervenciones que le permitirán, finalmente resolver el problema de forma adecuada (construcción del conocimiento). Y todo ello, trabajando de manera cooperativa.

El PBL facilita, o fuerza, a la interdisciplinariedad y la integración de conocimiento, atravesando las barreras propias del conocimiento fragmentado en disciplinas y materias.

Cada grupo estará constituido por 6 áreas de investigación, las cuales están intrínsecamente relacionadas, creando un entorno de ingeniería concurrente altamente cohesionado. Las 6 áreas de trabajo en las que se dividirán los alumnos son: Aerodinámica, Actuaciones, Propulsión, Estabilidad y Control, Estructuras, y por último Diseño y Sistemas.

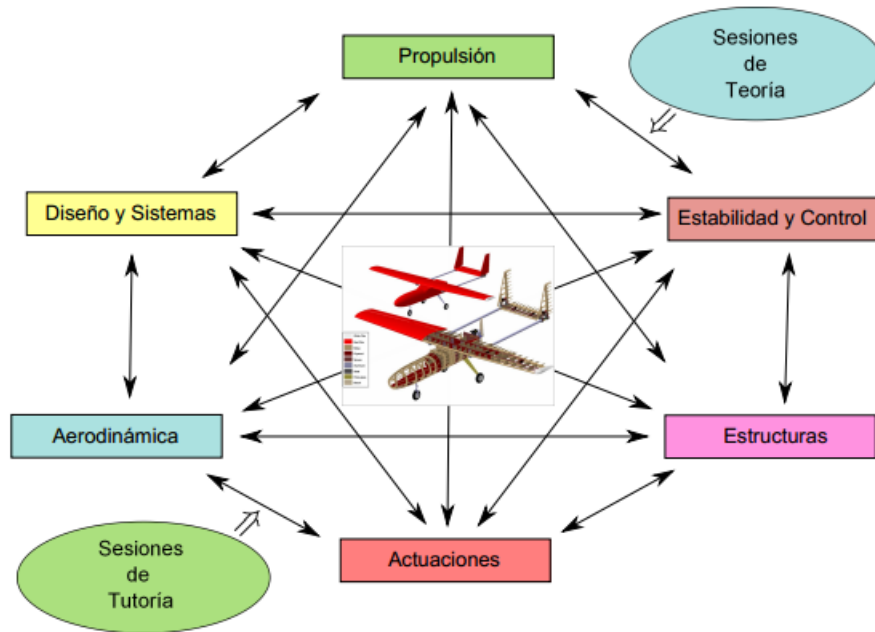


Figura 1.2.2: Interacción entre Áreas de Diseño para la Asignatura de Cálculo de Aviones

1.3. Estado del arte

Actualmente existen ciertas herramientas que abordan el problema del cálculo de aviones a partir de los datos de diseño de la aeronave.

1.3.1. Ceasiom

Los sistemas de diseño conceptual para aviones comerciales contemporáneos hacen un uso extenso de métodos de manual basados en teoría semi-empírica y datos históricos. Sin embargo, existe una tendencia hacia reemplazar este tipo de métodos a través de procedimientos computacionales que calculan la información requerida a partir de principios básicos.

Para hacer frente a esta necesidad, CEASIOM (Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods) surge como respuesta.

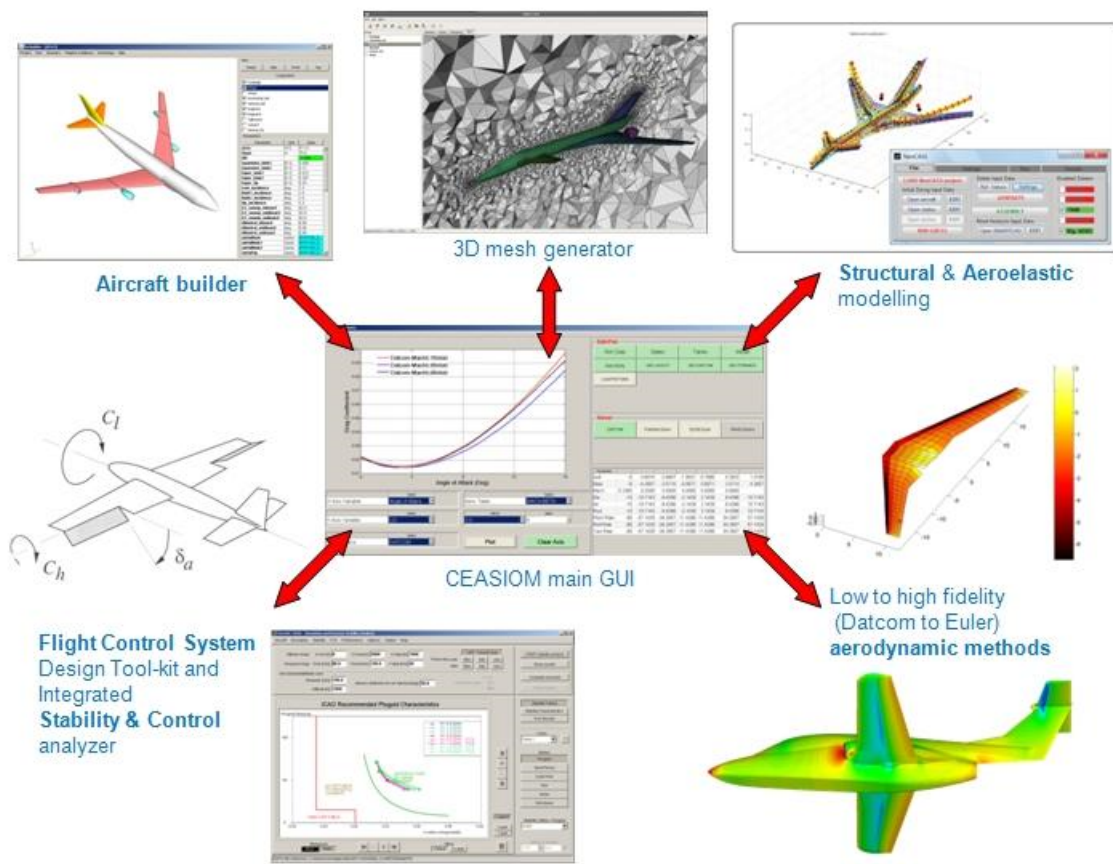


Figura 1.3.1: Esquema de los distintos módulos de CEASIOM

CEASIOM tiene cierta sinergia con este proyecto como herramienta de ayuda para el diseño en las fases tempranas del diseño conceptual. Sin embargo, no está excesivamente orientado a las actuaciones y sistemas propulsivos, por lo que no nos permite el nivel de detalle que Academic Performance puede aportar.

1.3.2. Advanced Aircraft Analysis

AAA es una aplicación de DARCorporation capaz de proveer de un marco de soporte para el proceso iterativo y único del diseño preliminar de aeronaves. Permite a los estudiantes y a los ingenieros de diseño tomar una configuración de aeronave desde la estimación de pesos inicial hasta los bucles abiertos y cerrados para la estabilidad dinámica y los análisis de sensibilidad finales, mientras se encuentra bajo las restricciones de normativas y de coste.

En esta ocasión, el análisis de las actuaciones es abordado con suma profundidad. Sin embargo, el coste de la licencia de esta aplicación es de un alto valor y el aprendizaje de uso de la herramienta no es sencillo, factor clave que se busca en este proyecto para simplificar la laboriosa tarea del diseño en la medida de lo posible, por lo que aunque

1.4. Antecedentes

Este proyecto se centrará en el área de trabajo de actuaciones y propulsión, teniendo como precedente el proyecto Fin de Carrera correspondiente al área de estabilidad.

En paralelo se encuentran en desarrollo proyectos análogos para aerodinámica y estructuras, de forma que juntos formen un conjunto de herramientas esenciales para el cálculo de aviones que faciliten la integración y concurrencia antes descritas.

1.5. Desarrollo del proyecto

Una vez sentadas las bases de la motivación y objetivos perseguidos con este proyecto, se comienza con el desarrollo del trabajo realizado.

En el capítulo 2 se encuentran las hipótesis tomadas en los cálculos realizados para las actuaciones, definiendo el modelo de ecuaciones de la mecánica del vuelo empleado, la atmósfera definida, y las hipótesis en torno al modelo aerodinámico y sistema propulsivo empleados.

Con todas las hipótesis establecidas, se empieza a detallar el aspecto técnico de la herramienta. Para lograr su propósito, la herramienta se subdivide en dos módulos: Diseño Preliminar y Diseño Avanzado.

En el capítulo 3 se abarca el diseño preliminar. La finalidad del diseño preliminar es la de proporcionar un punto de partida al usuario en el diseño de la aeronave desde el punto de vista de las actuaciones. Permitirá obtener una aproximación para el peso en vacío inicial mediante métodos estadísticos, la carga alar inicial con la que cumplir los distintos requerimientos de cada segmento, el empuje o potencia disponible al despegue aproximado que se necesitará, así como una serie de estimaciones iniciales en cuanto a consumos de combustible, tiempos empleados, y fracciones de pesos y empujes que servirán de base para la iteración de todos estos cálculos, y asentar los principales parámetros de la aeronave.

En el capítulo 4 y 5, se trata acerca del diseño avanzado. La finalidad del diseño avanzado es la de proporcionar un análisis exhaustivo de la misión introducida, en el que se establecerán un número mayor de posibilidades a la hora de configurar el modelado de la aeronave y el modelado de la misión, y que permitirá obtener resultados precisos en cuanto a las actuaciones necesarias para cumplir con los requerimientos a partir de una serie de datos de entrada que deben haber sido obtenidos previamente como son la superficie alar, el peso inicial al despegue o el empuje o potencia disponible a nivel del mar.

En el capítulo 6 se describe el aspecto más funcional de la herramienta a nivel más global, detallando un diagrama de flujo donde se puede apreciar el orden y sentido de los procesos internos de la herramienta, las entradas y salidas, y las iteraciones que transcu-

ren. Al ser desde un nivel más superior se puede apreciar con mayor facilidad el sentido físico que rodea al proceso de análisis y diseño y sus variables.

En el capítulo 7 se expone como ejemplo de funcionamiento una misión perteneciente a la asignatura de cálculo de aviones del año 2014, de forma que el alumno pueda seguir con la sencillez de un ejemplo el modo de empleo de la herramienta.

En el capítulo 8 se muestran las conclusiones alcanzadas durante el desarrollo de este proyecto Fin de Carrera, y finalmente en el capítulo 9 se establecen posibles líneas futuras de desarrollo de esta herramienta, abarcando un mayor alcance y precisión en el futuro.

2

Hipótesis de partida

2.1. Modelo de Atmósfera Estándar Internacional (ISA)

La Atmósfera Estándar Internacional, más conocida por sus siglas ISA, es un modelo de la atmósfera terrestre que permite obtener los valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud. Su función es proporcionar un marco de referencia invariante para la navegación aérea y para la realización de cálculos aerodinámicos consistentes.

El modelo ISA divide la atmósfera en capas con distribuciones lineales de temperatura. El modelo se basa en condiciones promedio en latitudes medias. Además, se considera que la aceleración de la gravedad no varía con la altura.

Para los cálculos que se van a efectuar en esta aplicación es suficiente plantear las ecuaciones para las dos primeras capas: troposfera, desde el nivel del mar hasta la tropopausa a 11000 metros sobre el nivel del mar y la estratosfera, alcanzando los 20000 metros de altura.

2.1.0.1. Troposfera

$$\theta(h) = \theta_{SL} - \lambda h \quad (2.1.1)$$

$$\rho(h) = \rho_{SL} \left(\frac{\theta(h)}{\theta_{SL}} \right)^{\frac{g}{R\lambda-1}} \quad (2.1.2)$$

$$p(h) = \rho(h) R \theta(h) \quad (2.1.3)$$

$$a(h) = \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} \quad (2.1.4)$$

2.1.0.2. Estratosfera

$$\theta(h) = \theta_{trop} \quad (2.1.5)$$

$$\rho(h) = \rho_{trop} \exp\left(\frac{-g(h - h_{trop})}{R \theta(h)}\right) \quad (2.1.6)$$

$$p(h) = \rho(h) R \theta(h) \quad (2.1.7)$$

$$a(h) = \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} \quad (2.1.8)$$

Donde los valores de las distintas magnitudes a nivel del mar y de la tropopausa han sido recogidos del modelo ISA.

2.2. Mecánica del vuelo

Partiendo del desarrollo matemático descrito en [14], se pasa a describir las ecuaciones que se tomarán como base para el resto de cálculos de actuaciones y se detallarán las simplificaciones e hipótesis realizadas para una mayor facilidad de los cálculos.

Considerando el movimiento del centro de masas de un vehículo bajo la acción de diversas fuerzas. Este movimiento está definido en cada instante por la posición, la velocidad y la masa del vehículo (considerado como una masa puntual). En cada instante el vehículo está sujeto a una fuerza total compuesta por la fuerza gravitatoria $m\vec{g}$, la fuerza aerodinámica \vec{F}_A y la fuerza propulsiva \vec{F}_T .

Las ecuaciones del movimiento respecto del sistema inercial geocéntrico son:

$$\left(\frac{d\vec{r}}{dt}\right)_I = \vec{V}_I \quad (2.2.1)$$

$$m \left(\frac{d\vec{V}_I}{dt}\right)_I = \vec{F}_A + \vec{F}_T + m\vec{g} \quad (2.2.2)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (2.2.3)$$

donde \vec{r} es el vector de posición, t el tiempo, \vec{V}_I la velocidad absoluta del vehículo (velocidad respecto del sistema inercial), m la masa del vehículo y c el gasto másico de combustible (en general la masa es una función del tiempo, como consecuencia del consumo de combustible); las derivadas de los vectores \vec{r} y \vec{V}_I se efectúan en el sistema inercial de referencia.

Se tiene un sistema de 7 ecuaciones diferenciales ordinarias no lineales, para las 3 componentes del vector de posición, las 3 de la velocidad y la masa. El estudio aerodinámico y propulsivo del vehículo permitirá definir \vec{F}_A , \vec{F}_T y c . En general, el campo gravitatorio no es uniforme.

Proyectando estas ecuaciones en un sistema de referencia concreto, llegamos a las ecuaciones dinámicas escalares de la mecánica del vuelo.

Tomaremos como hipótesis la despreciación de las fuerzas de inercia debidas a la rotación de la Tierra y considerar la aceleración de la gravedad constante con la variación de altura y equivalente a la correspondiente al nivel del mar, g_0 . Asimismo, se tomará como hipótesis adicional un modelo de Tierra plana, el cual es coherente para vuelos de corto recorrido. La atmósfera considerada en la Atmósfera Estándar Internacional, supuesta en calma adicionalmente.

Todos los tipos de vuelos considerados en la aplicación serán simétricos respecto del plano vertical, por lo que se considerará que el vector empuje y velocidad están contenidos en el plano vertical y que no existe ángulo de resbalamiento. Se considera que el ángulo de ataque y resbalamiento del sistema propulsivo es nulo.

Llegamos al conjunto de ecuaciones escalares siguiente:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (2.2.4)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (2.2.5)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (2.2.6)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (2.2.7)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (2.2.8)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (2.2.9)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (2.2.10)$$

donde T representa el empuje de la aeronave, D la resistencia aerodinámica, L la sustentación, x, y, h representan un triedro a derechas donde x es la distancia recorrida en el sentido longitudinal de la aeronave, h es la distancia recorrida en el sentido perpendicular al plano horizontal local de la Tierra y y es la distancia recorrida en el eje restante.

El ángulo de trayectoria γ representa el ángulo formado por el vector velocidad \vec{V}_I y el plano local, positivo cuando \vec{r} aumenta. El ángulo de rumbo χ representa el ángulo formado por la proyección del vector velocidad sobre el plano horizontal local con la

dirección del meridiano local. El ángulo de balanceo μ representa el ángulo formado por la proyección del vector velocidad sobre el plano vertical local o plano de simetría.

En estas ecuaciones se tiene la siguiente dependencia funcional:

$$L = L(h, V, \alpha) \quad (2.2.11)$$

$$D = D(h, V, \alpha) \quad (2.2.12)$$

$$T = T(h, V, \pi) \quad (2.2.13)$$

$$c = c(h, V, \pi) \quad (2.2.14)$$

Se tiene ahora un sistema de 7 ecuaciones diferenciales ordinarias con 10 variables dependientes: 7 variables de estado (variables derivadas), x , y , h , V , χ , γ , m ; y 3 variables de control (variables no derivadas): α , π , μ . En vuelo simétrico se tienen por tanto 3 grados de libertad matemáticos.

En posteriores capítulos se adentrará con mayor profundidad en el desarrollo de los cálculos efectuados tomando como base estas ecuaciones de la mecánica del vuelo.

2.3. Modelo aerodinámico

El modelo aerodinámico empleado para el cálculo de las actuaciones depende del módulo de la herramienta que se utilice, empleando mayor complejidad para el diseño avanzado que para el diseño preliminar.

2.3.1. Diseño Preliminar

En el diseño preliminar se ha optado por un modelo aerodinámico consistente en una polar parabólica no compensada de coeficientes constantes:

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (2.3.1)$$

Donde C_{D_0} es el coeficiente de resistencia parasitaria, k es el factor correctivo del coeficiente de resistencia inducida y C_L es el coeficiente de sustentación. En esta primera etapa no es necesario afinar más la precisión del modelo pues el objetivo es simplemente estimar a grandes rasgos los elementos fundamentales de la aeronave tales como la potencia del motor a nivel del mar, el peso inicial al despegue o la superficie alar.

2.3.2. Diseño avanzado

En el diseño avanzado la definición del modelo aerodinámico cobra un mayor protagonismo debido a que en este módulo se pretende una precisión lo más alta posible por lo que es importante modelar la aerodinámica de forma eficiente. El modelo aerodinámico se divide en tres:

- Modelo aerodinámico en el despegue
- Modelo aerodinámico en el aterrizaje
- Modelo aerodinámico en el resto de segmentos

2.3.2.1. Modelo aerodinámico en el despegue y aterrizaje

Se empleará una polar parabólica de coeficientes constantes no compensada.

$$C_D = C_{D_0} + k_{suelo} C_L^2 \quad (2.3.2)$$

Donde k_{suelo} representa el factor correctivo, debido al efecto suelo, del coeficiente aerodinámico de resistencia inducida, C_L representa el coeficiente de sustentación de la aeronave teniendo en cuenta el incremento de sustentación que proporcionan las superficies hipersustentadoras y C_{D_0} representa el coeficiente de resistencia parasitaria durante el despegue o aterrizaje.

En el caso del despegue, C_L y C_{D_0} serán inferiores que en el caso del aterrizaje, debido al distinto grado de deflexión de las superficies hipersustentadoras en uno y otro segmento.

2.3.2.2. Modelo aerodinámico en el resto de segmentos

Este modelo consiste en una polar parabólica de coeficientes constantes compensada, de forma que se añade un término lineal con el coeficiente de sustentación:

Este tipo de polar incluye los efectos que la sustentación del fuselaje y las derivas influyen sobre la resistencia de la aeronave.

De esta forma, se tiene:

$$C_D = C_{D_{min}} + k(C_L - C_{L_{min-drag}})^2 = C_{D_{min}} + kC_{L_{min-drag}}^2 + kC_L^2 - 2kC_L C_{L_{min-drag}} \quad (2.3.3)$$

Y reorganizando términos,

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k C_L^2 \quad (2.3.4)$$

Donde k_2 representa el factor corrector del coeficiente de resistencia inducida asociado a la compensación de la polar parabólica.

Dentro del menú de creación de misión también se permite la posibilidad de introducir una polar con coeficientes que dependan del número de Mach para el segmento de crucero, debido a que es posible que las velocidades alcanzadas en este segmento sean influyentes en los coeficientes aerodinámicos establecidos para el resto de segmentos.

2.4. Modelo propulsivo

En función de los diferentes regímenes de operación, se establecen unas pautas sobre la posible posición de la palanca de gases δ_T , de manera que cada grupo deberá decidir dicha posición en función de sus necesidades.

Las configuraciones de palanca de gases definida en la sección de potencia y par dictará cual tiene que ser la posición de palanca en cada uno de los segmentos de vuelo de tal manera que:

- Segmento de Despegue a potencia militar: $\delta_T = 1.15$, o lo que es lo mismo al 115 % de palanca, dando 100 % de potencia/empuje disponible (Full Throttle). La potencia máxima se puede emplear de forma extraordinaria en el segmento de despegue si es necesario un aporte adicional de empuje/potencia de forma puntual.
- Segmento de Despegue a potencia máxima continua: $\delta_T = 1.00$, o lo que es lo mismo al 100 % de palanca, dando 86.9 % de potencia/empuje disponible (Full Throttle).
- Segmento de Subida: $\delta_T = 0.95$, o lo que es lo mismo, al 95 % de palanca, dando aproximadamente el 82.6 % de potencia/empuje disponible (Full Throttle).
- Segmento de Crucero
 - Crucero 1: $\delta_T \approx 0.85$, o lo que es lo mismo aproximadamente al 85 % de palanca, dando aproximadamente el 73.9 % de potencia/empuje disponible (Normal Cruise) - Máximo alcance.
 - Crucero 2: $\delta_T \approx 0.65$, o lo que es lo mismo aproximadamente al 65 % de palanca, dando aproximadamente el 56.5 % de potencia/empuje disponible (Economy Cruise) - Máxima autonomía.
- Segmento de aterrizaje: $\delta_T \approx 0.40$, o lo que es lo mismo aproximadamente al 40 % de palanca, dando aproximadamente el 34.8 % de potencia/empuje disponible.
- Segmento de descenso: $\delta_T \approx 0.05$, o lo que es lo mismo aproximadamente al 5 % de palanca, dando aproximadamente el 4 % de potencia/empuje disponible.

Estas posiciones de palanca son las que han de servir como pautas al diseñador para determinar la potencia/empuje disponible en cada uno de los segmentos que se han de analizar.

2.4.1. Modelo Planta Propulsiva Turbo-Fan

El empuje proporcionado por la planta motora turbo-fan empleada elegida vendrá dada por la expresión[2]:

$$T = \delta_T T_M(V, h)$$

donde, δ_T es la palanca de gases ($0 < \delta_T \leq 1$), y $T_M(V, h)$ es el empuje máximo y viene dado por la expresión

$$T_M(V, h) = W_{TO} \delta C_T$$

donde W_{TO} es el peso de referencia del avión en despegue, δ es el ratio de presiones ($\delta = p/p_{SL}$) siendo p_{SL} la presión a nivel de mar, y p la presión a la altura de operación. El coeficiente de tracción (C_T) viene dado por la expresión analítica simple que incluye su dependencia con el número de Mach y que incluye el incremento de C_T en función de la altura con la siguiente expresión:

$$C_T = \frac{T_{SL}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{1}{\theta}$$

donde T_{SL} es el empuje máximo a nivel del mar para $M = 0$, que se puede extraer de las características de motores disponibles en <http://www.jet-engine.net/>. $\gamma = 1.4$ (ratio de calores específicos), y θ es el ratio de temperaturas ($\theta = t/t_{SL}$) siendo t_{SL} la temperatura a nivel de mar, y t la temperatura a la altura de operación. Por consiguiente el modelo de empuje vien dado por la expresión:

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta}$$

El coeficiente de consumo específico (Thrust Specific Fuel Consumption - $TSFC$) empleado viene definido por el modelo lineal definido por Mattingly, y simplificado por Miele:

$$C = c_{SL} \frac{L_H}{a_{SL}} (1.00 + 1.20M) \sqrt{\theta}$$

donde c_{SL} es el consumo específico a nivel de mar y $M = 0$, y viene determinado por los datos disponibles en <http://www.jet-engine.net/>. Hay que tener en cuenta que el $TSFC$ vienen en unidades de $[lb/lbf \cdot hr]$, y dado que el modelo empleado para analizar las actuaciones del avión (ecuaciones de Breguet para alcance y Autonomía) se realiza mediante

la variación de Peso (W) en vez de masa (m), es necesario multiplicar el $TSFC$ por la gravedad para obtener las unidades apropiadas cuando se convierte de unidades del sistema imperial al sistema métrico. El L_H es el poder calorífico del combustible (fuel latent heat), y tomaremos el valor $L_H = 43 \times 10^6 J/kg$. El $TSFC$ viene dado en función del tipo de derivación. Para motores turbo-fan de alta derivación (high bypass ratio):

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 1.2M) \sqrt{\theta}$$

mientras que para motores turbo-fan de baja derivación (low bypass ratio):

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 0.33M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar})$$

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 0.16875M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia maxima})$$

Se introduce una corrección adicional al modelo del c_{TSFC} para tener en cuenta el consumo de combustible con la posición de la palanca.

$$c_{SL} = c_{SL} (a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5)$$

siendo los coeficientes:

$$\begin{aligned} a_1 &= 3.559957437510763 \\ a_2 &= -10.739698199171459 \\ a_3 &= 11.989635150373475 \\ a_4 &= -5.869876557884609 \\ a_5 &= 2.059994459180667 \end{aligned}$$

2.4.1.1. Relaciones de empuje para distintos segmentos

Las relaciones de empuje para distintos segmentos se puede obtener ateniendo a la definición del modelo propulsivo propuesto resultando que para comparar los empujes entre dos segmentos (por ejemplo T_3 y T_0)

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{\delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M_3}) \rho_3}{\delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M_0}) \rho_0}$$

donde los subíndices en δ_T , M , y ρ , corresponden a las condiciones empleadas en cada uno de los segmentos

2.4.1.2. Corrección de posición de palanca en función de operación

Se puede determinar la correcta posición de palanca teniendo en cuenta que en dichos segmentos el empuje en vuelo horizontal rectilíneo uniforme viene dado por la relación

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D$$

con $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$ siendo

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

por lo que la posición de palanca puede venir dada por

$$\delta_T = \frac{1}{T_{SL}} \frac{\rho_{SL}}{\rho} \frac{D}{(1.00 - 0.49\sqrt{M})} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)}$$

2.4.2. Modelo Planta Propulsiva Turbo-Prop

La potencia proporcionado por la planta motora turbo-prop se puede definir como

$$P = \delta\delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \frac{p}{p_{SL}}$$

donde P_{SL} es la potencia máxima a nivel del mar para $M = 0$, que se puede extraer de las características de motores disponibles en <http://www.jet-engine.net/>. El empuje (en unidades del sistema imperial) viene definido por la relación

$$T = \frac{P}{V} \eta_p$$

donde V es la velocidad de vuelo, y η_p es la eficiencia propulsiva viene dada por la expresión

$$\eta_p = \frac{\eta_{installed}}{0.1} M \rightarrow M \leq 0.1$$

$$\eta_p = \eta_{installed} \rightarrow M \geq 0.1$$

donde $\eta_{installed}$ es la eficiencia propulsiva instalada. El consumo de combustible por unidad de potencia viene dado por la relación

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P}\right)_{SL} (1 + 1.44M)\sqrt{\theta}$$

donde $\left(\frac{c_P}{P}\right)_{SL}$ es el consumo específico por unidad de potencia y tiempo, y viene determinado por los datos disponibles en <http://www.jet-engine.net/> con unidades $\left(\frac{lb}{hp \cdot h}\right)$. Tener en cuenta que el consumo específico equivalente (SFC o C_{bhp}) vienen en unidades de $[lb/shp \cdot hr]$, por lo que hay que corregir atendiendo a:

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} = \left(\frac{lb}{hp \cdot h}\right) \times \left(\frac{1hp}{550ft \cdot lb/s}\right) \times \left(\frac{1h}{3600s}\right) \times \left(\frac{ft}{s}\right) = \frac{1}{s}$$

Hay que tener en cuenta, al igual que en el caso de los modelos para motores turbo-fan, el modelo empleado para analizar las actuaciones del avión (ecuaciones de Breguet para alcance y Autonomía) se realiza mediante la variación de Peso (W) en vez de masa (m), es necesario multiplicar el SFC por la gravedad para obtener las unidades apropiadas si se trabaja con unidades del sistema métrico. Se introduce una corrección adicional al modelo del C_{bhp} para tener en cuenta el consumo de combustible con la posición de la palanca.

$$c_{bhp} = c_{bhp} (a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5)$$

siendo los coeficientes:

$$\begin{aligned} a_1 &= 3.559957437510763 \\ a_2 &= -10.739698199171459 \\ a_3 &= 11.989635150373475 \\ a_4 &= -5.869876557884609 \\ a_5 &= 2.059994459180667 \end{aligned}$$

2.4.2.1. Relaciones de potencia para distintos segmentos

Las relaciones de empuje para distintos segmentos se puede obtener atendiendo a la definición del modelo propulsivo propuesto resultando que para comparar los empujes entre dos segmentos (por ejemplo P_3 y P_0)

$$\frac{P_3}{P_0} = \frac{p_3 \delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{p_0 \delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

donde los subíndices en δ_T , M , y p , corresponden a las condiciones empleadas en cada uno de los segmentos. Utilizando la relación $T = \frac{P}{V}\eta_p$, la relación de empujes puede escribirse como

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{p_3 \delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} V_0 \eta_{p_3}}{p_0 \delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} V_3 \eta_{p_0}}$$

2.4.2.2. Corrección de posición de palanca en función de operación

Se puede determinar la correcta posición de palanca teniendo en cuenta que en dichos segmentos

$$P = \frac{TV}{\eta_p}$$

donde el empuje en vuelo horizontal rectilíneo uniforme viene dado por

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

con $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$ siendo

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

$$\delta_T = \frac{1}{P_{SL}} \frac{p_{SL}}{p} \frac{DV}{\eta_p} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)}$$

2.4.3. Obtención de la potencia, dimensiones, y consumo específico para el escalado del motor base

Para determinar la potencia del motor se empleará la siguiente relación

$$P_{USE} = F_{SCALING} \cdot P_{BASE}$$

Donde

- P_{USE} representa la potencia útil del nuevo motor después del escalado, y de la corrección asociada a los diferentes factores de escalado $F_{SCALING}$

- P_{BASE} representa la potencia disponible del motor base elegido para escalar.
- $F_{SCALING}$ representa el coeficiente de escalado seleccionado por el diseñador para satisfacer los requisitos del análisis de las curvas de actuaciones y que podrá elegir entre: 0.80, 0.90, 1.10, y 1.20 y 1.30.

Para el escalado de las dimensiones del motor se asumirá que el Power-to-weight ratio se mantiene constante con el del motor base.

2.4.4. Modelo Planta Propulsiva Piston-Prop

El empuje proporcionado por la planta motora piston-prop se obtiene de seleccionar la potencia disponible para un régimen de palanca y corregir dicha potencia para la altura a la que está operando el motor utilizando la siguiente relación

$$Bhp = \delta_P \cdot Bhp_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_{SL}} - \frac{1 - \frac{\rho}{\rho_{SL}}}{7.55} \right) = \delta_P \cdot Bhp_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55} \right)$$

donde

- Bhp y Bhp_{SL} son el brake horsepower (potencia en caballos) a la altura de vuelo y a nivel del mar (SL) respectivamente. Bhp_{SL} es la potencia del motor a nivel del mar.
- ρ y ρ_{SL} son las densidades a la altura de vuelo y a nivel del mar (SL) respectivamente.
- δ_P es la palanca de gases y viene dada en función de porcentaje de potencia disponible, ($0 < \delta_P \leq 1$). Se recomienda emplear los mismo baremos de posición de palanca para las distintas misiones, tal como se han definido para los modelos de planta propulsiva turbo-prop y piston-prop.

El consumo de combustible por unidad de potencia es constante con la velocidad y la altitud por lo que viene dado por la relación

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P} \right)_{SL}$$

donde $\left(\frac{c_P}{P} \right)_{SL}$ es el consumo específico por unidad de potencia y tiempo, y viene determinado por los datos disponibles en <http://www.jet-engine.net/> con unidades $\left(\frac{lb}{hp \cdot h} \right)$. Tener en cuenta que el consumo específico equivalente (SFC o C_{bhp}) vienen en unidades de $[lb/shp \cdot hr]$, por lo que hay que corregir atendiendo a las unidades empleadas.

2.4.4.1. Relaciones de potencia para distintos segmentos

Las relaciones de potencia y empuje para distintos segmentos se puede obtener ateniéndose a la definición del modelo propulsivo propuesto resultando que para comparar los empujes entre dos segmentos (por ejemplo P_3 y P_0)

$$\frac{P_3}{P_0} = \frac{\delta_{P_3} \left(8.55 \frac{\rho_3}{\rho_{SL}} - 1 \right)}{\delta_{P_0} \left(8.55 \frac{\rho_0}{\rho_{SL}} - 1 \right)}$$

donde los subíndices en δ_T , M , y p , corresponden a las condiciones empleadas en cada uno de los segmentos. Utilizando la relación $T = \frac{P}{V} \eta_p$, la relación de empujes puede escribirse como

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{P_3}{P_0} = \frac{\rho_3 \delta_{P_3} V_0 \eta_{p_3} \left(8.55 \frac{\rho_3}{\rho_{SL}} - 1 \right)}{\rho_0 \delta_{P_0} V_3 \eta_{p_0} \left(8.55 \frac{\rho_0}{\rho_{SL}} - 1 \right)}$$

2.4.4.2. Corrección de posición de palanca en función de operación

Se puede determinar la correcta posición de palanca teniendo en cuenta que en dichos segmentos

$$P = \frac{TV}{\eta_p}$$

donde el empuje en vuelo horizontal rectilíneo uniforme viene dado por

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

con $C_D = C_{D_0} + kC_L^2$ llegando a

$$\delta_P = \frac{DV}{\eta_p} \frac{1}{Bhp_{SL}} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55} \right)^{-1}$$

3

Diseño Preliminar

El diseño preliminar es el primer módulo en que se subdivide el programa. El principal objetivo de este módulo es facilitar un punto de partida para el diseño de la aeronave desde el punto de vista de las actuaciones. La precisión de los cálculos que se realizan en este módulo es aún distante de la realidad pero dicha circunstancia no representa una inconveniencia debido a que el proyecto del cálculo del avión se encuentra en una fase temprana y las modificaciones son permisibles.

Al hacer clic desde el menú principal sobre el botón de diseño preliminar accederemos a este módulo. Esta parte del programa está diseñada con vistas a empezar de alguna forma el proceso de diseño del avión en base a sus actuaciones, cuando no se tiene claro aún las dimensiones de la aeronave, ni el motor o la superficie alar.

Su principal objetivo es tomar una referencia en cuanto a relación de carga alar y de empuje-peso que tomará el avión, de forma que se puedan llevar a buen puerto todas las actuaciones y operaciones para las que estará diseñada la aeronave. Una vez que se conozcan ciertas magnitudes principales se podrá comenzar a diseñar en el otro módulo con más profundidad y exactitud.

3.1. Menú Preliminar

La primera pantalla que nos aparece en diseño preliminar es un menú donde podremos crear, modificar, seleccionar y borrar los modelos de aeronave y de misión que creamos oportunos, de forma que se potencie lo máximo posible tanto la comodidad a la hora de probar modificaciones como la facilidad y la accesibilidad a los datos introducidos.

En la parte izquierda se sitúa el menú de misión y en la parte derecha el menú de modelado geométrico.

Para poder acceder a la selección de modelado primero deberemos cargar alguna mi-

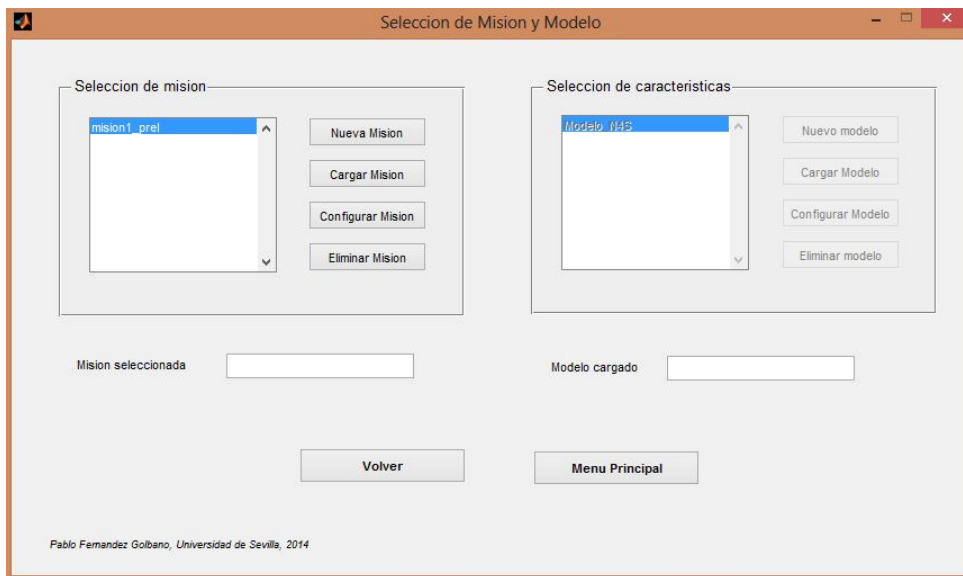


Figura 3.1.1: Menú preliminar

sión. Esto se debe a que para introducir ciertos datos como la posición de palanca en cada segmento de la misión, primero se deben conocer de cuántos segmentos constará la misión, qué tipos de segmento será cada uno, etc... lo cual se define en el menú de misión.

3.1.1. Introducir una misión

Hacemos clic en el botón de 'Nueva Misión' y accederemos al menú de crear misión.

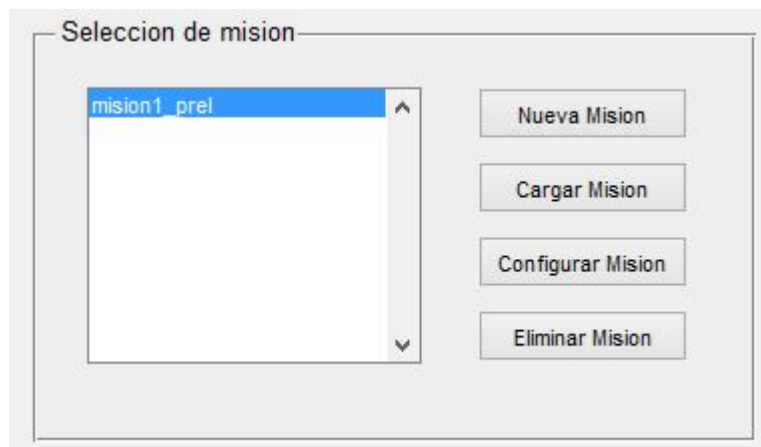


Figura 3.1.2: Pulsar botón para introducir una nueva misión

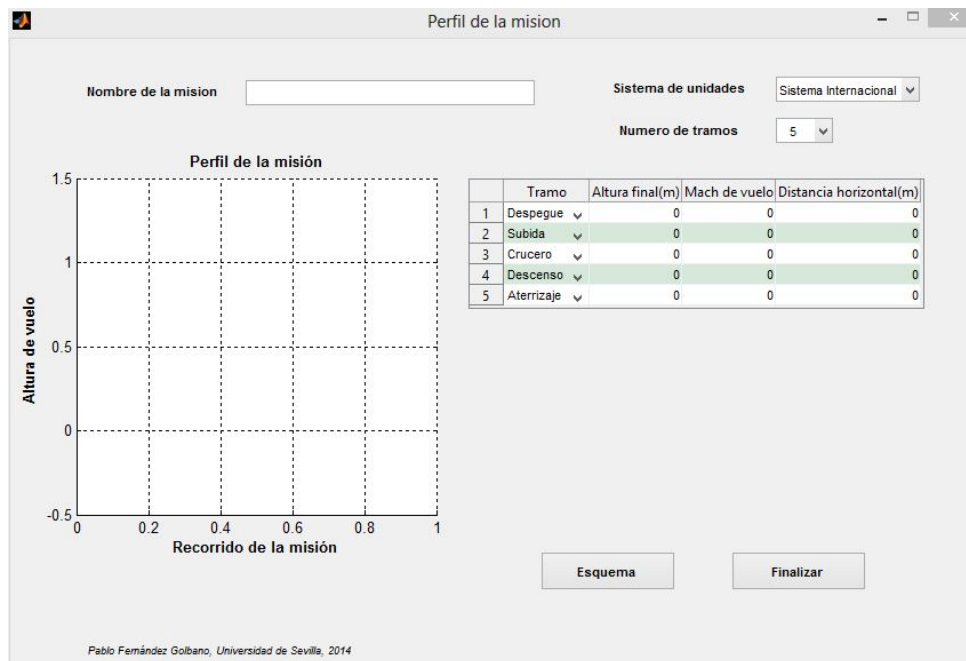


Figura 3.1.3: Esquema de misión preliminar

Nos encontramos con unos ejes coordenados donde se podrá representar un esquema a grandes rasgos de la misión introducida, y en la parte derecha de una tabla que nos servirá de vía para introducir nuestra misión deseada. Seleccionando el desplegable superior, podremos elegir el número de segmentos que tendrá nuestra misión de forma que las filas de la tabla concuerden con dicho número.

Dentro de la tabla tendremos cuatro columnas que muestran:

- **Tipo de segmento:** a elegir entre despegue, subida, crucero, viraje, descenso y aterrizaje.

- **Altura final del segmento:** altura final a la que llegará el segmento de vuelo.

Para viraje y crucero la altura final será idéntica a la altura final del segmento anterior, puesto que son segmentos de vuelo en los que la altura de vuelo no cambia.

Para subida y descenso delimitará la altura final a la que acabará el tramo de vuelo.

Para despegue y aterrizaje, la altura final estará marcando la altura a la que se encuentra situado el aeropuerto sobre el nivel del mar.

- **Mach de vuelo del segmento:** Establece la velocidad a la que la aeronave efectuará el segmento de vuelo, desde Mach 0 que resultaría en velocidad nula hasta Mach 1 que implicaría que la aeronave se desplaza a la velocidad del sonido.

En primera instancia se va a suponer una velocidad aproximadamente constante en cualquiera de los segmentos, y que el usuario deberá calcular o estimar mediante los procedimientos impartidos en la asignatura de cálculo de aviones.

- **Distancia horizontal final del segmento:** la distancia en paralelo a la superficie de la Tierra (supuesta plana) que recorrerá la aeronave. Se emplea como medida para saber cuándo finalizará el segmento.

En el caso de despegue y aterrizaje, establece la distancia que la aeronave recorre en la pista.

En el caso del crucero, establece la distancia que recorrerá la aeronave.

En el caso de los segmentos que varían de altura, como subida y descenso, sirve como medida indirecta del ángulo que tomará la aeronave tanto en subida como en descenso. El ángulo de subida será calculado como el arcotangente del cociente entre el incremento en altura dividido por la distancia en horizontal recorrida.

En el caso de un viraje, la distancia en horizontal introducida servirá como medida del tiempo que empleará la aeronave en hacer el viraje. El tiempo del viraje se calculará como la distancia en horizontal introducida dividida por la velocidad de la aeronave (igual al producto del Mach de vuelo por la velocidad de sonido a la altura que se encuentre la aeronave).

En todo momento se puede alternar entre sistema internacional y sistema imperial para las unidades, de forma que se facilite el manejo al usuario que le sea más cómodo para cada tipo de variable.

Una vez completados los segmentos, podremos representar la misión que hemos diseñado mediante el botón de 'Esquema' simplemente pulsándolo.

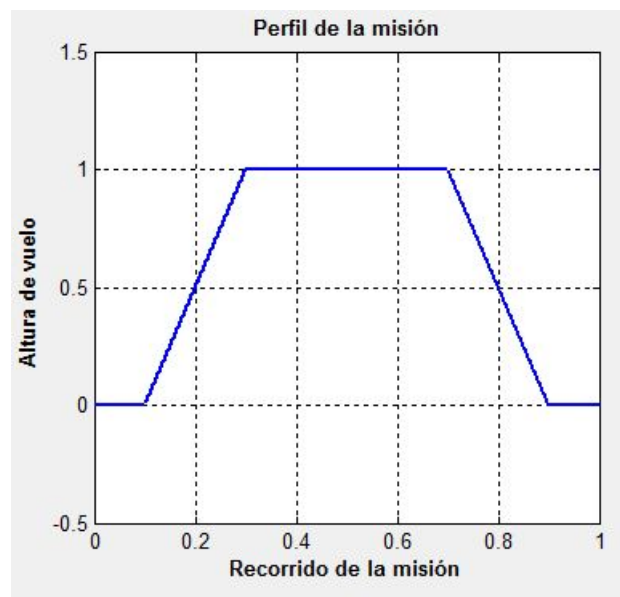


Figura 3.1.4: Esquema de misión preliminar

Finalmente, deberemos poner un nombre a la misión creada para almacenar los datos, de forma que la aplicación crea un fichero llamado 'nombre.mat' donde se guarda la misión para posibilitar su posterior recuperación.




A screenshot of a form with a label "Nombre de la mision" and a text input field containing "mision_de_prueba".

Figura 3.1.5: Nombre de misión preliminar de prueba

Con esto podemos ya guardar y salir del menú y volveremos al menú principal.

3.1.2. Modificar misión

Si queremos modificar algún parámetro de alguna misión, basta con seleccionarla en el menú principal y hacer clic sobre 'Modificar misión'. Accederemos de nuevo a la pantalla de selección de misión pero esta vez el nombre de la misión que anteriormente introdujimos se quedará bloqueado, de forma que estaremos automáticamente sobrescribiendo los datos introducidos.



A screenshot of a form with a label "Nombre de la mision" and a text input field containing "mision_de_prueba".

Figura 3.1.6: Nombre de misión preliminar de prueba

3.1.3. Borrar misión

Cuando no queramos seguir manteniendo alguna misión, podremos seleccionarla en el menú principal y haciendo clic sobre el botón 'Borrar misión', la aplicación la borrará tanto de la lista de misiones disponibles como el fichero .mat asociado a dicha misión.

Siempre se lanzará antes de borrar un aviso de confirmación al usuario para evitar cualquier despiste no intencionado.

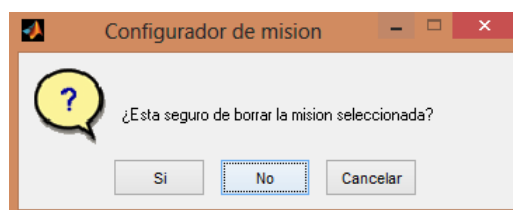


Figura 3.1.7: Confirmación antes de eliminar misión

3.1.4. Cargar misión

Una vez que tengamos una misión creada, podemos cargarla en el programa seleccionándola en la lista de misiones y posteriormente pulsando 'Cargar misión'. Con esto podremos acceder a la parte de modelado geométrico del avión, de forma que estaremos fijando para los cálculos posteriores la misión cargada.

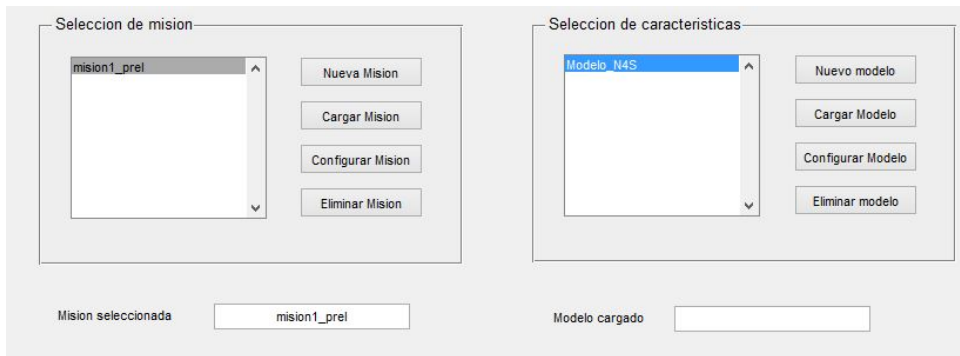


Figura 3.1.8: Modelo habilitado

3.1.5. Nuevo modelo

Para introducir un nuevo modelo deberemos tener **cargada** alguna misión previamente. Haciendo clic sobre el botón correspondiente accederemos al menú de modelo geométrico. Es importante notar que un modelo **siempre** estará asociado a una determinada misión, para que el posterior cálculo de la misión resulte correcto. Más adelante se incidirá sobre este tema.

Se encuentran divididos en 3 categorías los datos a introducir:

3.1.5.1. Propulsión

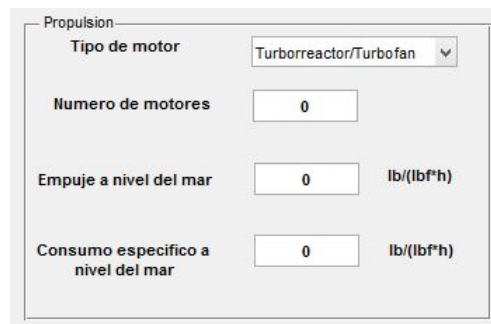
The image shows a window titled 'Propulsion'. It contains four rows of controls: 1. 'Tipo de motor' with a dropdown menu showing 'Turborreactor/Turbofan'. 2. 'Numero de motores' with a text box containing '0'. 3. 'Empuje a nivel del mar' with a text box containing '0' and the unit 'lb/(lb*h)' to its right. 4. 'Consumo especifico a nivel del mar' with a text box containing '0' and the unit 'lb/(lb*h)' to its right.

Figura 3.1.10: Propulsión para el caso de motor turbofán

Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1 Despegue	0	0
2 Subida	0	0
3 Crucero	0	0
4 Descenso	0	0
5 Aterrizaje	0	0

Figura 3.1.9: Menú de creador de modelos

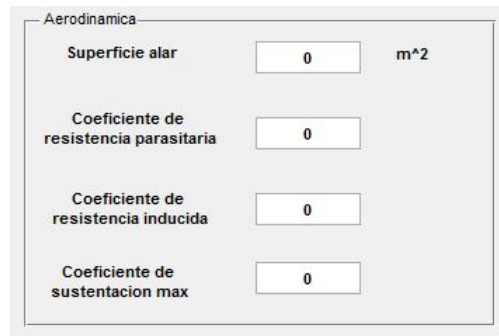
Se deberá introducir el empuje disponible a nivel del mar, el número de motores y el consumo específico, en las unidades imperiales que aparecen en la figura A.2.10.

Si se le desea hacer un escalado al motor, este deberá ser introducido en el empuje disponible o en el número de motores, al gusto del usuario, ya que el número de motores solo es un multiplicador de la potencia o empuje disponible a nivel del mar. Esto quiere decir que si se desea realizar un escalado de una magnitud 1.2 (por ejemplo), se deberá introducir en el empuje disponible 1.2 veces el empuje disponible del motor sin escalar.

Figura 3.1.11: Propulsión para el caso de motor turbo-hélice

En el caso de seleccionar un motor turbo-hélice o de pistón, el dato de entrada sería la potencia disponible a nivel del mar.

3.1.5.2. Aerodinámica



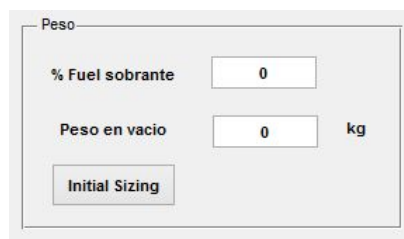
Aerodinamica	
Superficie alar	0 m ²
Coeficiente de resistencia parasitaria	0
Coeficiente de resistencia inducida	0
Coeficiente de sustentacion max	0

Figura 3.1.12: Aerodinámica preliminar

Se deberá introducir la superficie alar estimada, y los coeficientes aerodinámicos de la polar así como el coeficiente de sustentación máximo estimado. En el diseño preliminar se considera una polar parabólica de coeficientes constantes no compensada.

3.1.5.3. Estructuras

Se introducirá el peso en vacío de la aeronave y el porcentaje de combustible que se desea que sobre al final de la misión.



Peso	
% Fuel sobrante	0
Peso en vacio	0 kg
Initial Sizing	

Figura 3.1.13: Estructuras preliminar

Nos encontramos con un panel en la parte superior derecha donde se deberán introducir las posiciones de palanca seleccionadas para cada segmento, las cuales deberán estar comprendidas entre 0 y 1, y la carga de pago que portará la aeronave en cada segmento, de forma que podamos modelar una posible liberación de carga de pago en medio de la misión.

Dentro de la sección de estructuras nos encontramos con un anexo que nos permitirá mediante un sencillo cálculo obtener una aproximación al peso inicial de la aeronave en vacío. Haciendo clic en 'Initial sizing' entramos en dicho anexo:

	Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1	Despegue	0	0
2	Subida	0	0
3	Crucero	0	0
4	Descenso	0	0
5	Aterrizaje	0	0

Figura 3.1.14: Palancas de gases y fracciones de peso

3.1.5.4. Initial Sizing

Deberemos introducir las fracciones de peso que se hayan estimado para cada segmento así como la expresión para el peso en vacío que concuerde con nuestra aeronave. En el siguiente ejemplo se puede ver cómo deben introducirse los coeficientes y la ecuación:

	Tramo	Fraccion de peso
1	Despegue	0.9500
2	Subida	0.9000
3	Crucero	0.8000
4	Descenso	0.9500
5	Aterrizaje	0.9900

Expresion de la fraccion de peso en vacio

$\frac{W_e}{W_0} = 0.93 \cdot x^{(-0.07)}$

$W_0 = 26727.3963 \text{ kg}$

Peso inicial

Volver

Figura 3.1.15: Ejemplo de initial sizing

Para el cálculo del 'Initial Sizing', la aplicación toma como datos de entrada $\frac{W_i}{W_0}$, que son las fracciones en peso entre cada segmento; W_p , la carga de pago que portará la aeronave durante la misión; p_f , porcentaje de fuel sobrante al fin de la misión, y una expresión para la fracción de peso de en vacío de la forma

$$\frac{W_e}{W_0} = A W_0^c K_{vs} \quad (3.1.1)$$

donde A y K_{vs} son valores que deberá introducir el usuario al introducir dicha expresión y que se obtienen a partir de valores estadísticos según el tipo de aeronave y misión.

La relación entre el fuel sobrante que se estima al final de la misión con las fracciones en peso es:

$$\frac{W_f}{W_0} = (1 + p_f) \left(1 - \prod_i \left(\frac{W_i}{W_0}\right)\right) \quad (3.1.2)$$

La identidad resultante es

$$W_0 = \frac{W_p}{1 - \frac{W_f}{W_0} - \frac{W_e}{W_0}} \quad (3.1.3)$$

estableciendo una sola ecuación en términos de W_0 .

Empleando algoritmos de resolución de ecuaciones no lineales iterativos como Newton-Raphson, se obtiene W_0 .

Haciendo clic en 'Peso Inicial' la aplicación proporciona una estimación del peso en vacío de la aeronave. Una vez obtenida la aproximación inicial podremos emplearla para el modelado geométrico de la aeronave.

Cuando terminemos de introducir los datos haremos clic en 'Finalizar'.

3.1.6. Modificar modelo

Análogamente al caso de las misiones, el funcionamiento es completamente idéntico: acceso de nuevo al menú de modelado pero esta vez con el nombre del modelo fijado para sobrescribir los cambios realizados.

Características Preliminares

Nombre del modelo: Modelo_114S

Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1 Despegue	5100	1
2 Subida	5100	0.9500
3 Crucero	5100	0.8000
4 Descenso	5100	0.0500
5 Aterrizaje	5100	0.0500

Propulsion

Tipo de motor: Turbohelice

Numero de motores: 2

Empuje a nivel del mar: 5071 lbf

Consumo específico a nivel del mar: 0.468 lb/(lbf*h)

Aerodinamica

Superficie alar: 63 m²

Coeficiente de resistencia parasitaria: 0.02

Coeficiente de resistencia inducida: 0.03

Coeficiente de sustentacion max: 1.92

Peso

% Fuel sobrante: 5

Peso en vacio: 23000 kg

Initial Sizing

Finalizar

Pablo Fernandez Gorbano, Universidad de Sevilla, 2014

Figura 3.1.16: Ejemplo de pantalla de modificar misión

Es importante tener en cuenta que cada modelo está asociado a una determinada misión, por lo que intentar modificar un modelo asociado previamente a una misión cargando otra misión distinta puede dar lugar a errores. Esto se debe a que el número de tramos puede no ser el mismo, por lo que cuando se pide introducir la carga de pago de cada segmento o la palanca de gases introducida puede producirse un error debido a este problema.

Si se produce esto la solución sería borrar ambos (misión y modelo) y crearlos de nuevo.

3.1.7. Borrar modelo

De nuevo, es posible borrar los modelos que no queramos usar en un futuro usando este botón. El usuario deberá confirmar la acción para prevenir errores no deseados. Se borrará tanto el modelo de la lista como el archivo físico que lo alberga.

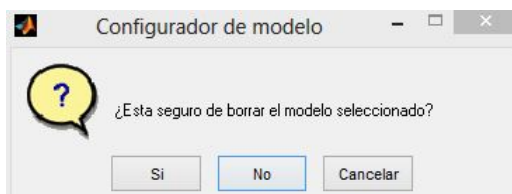


Figura 3.1.17: Borrar modelo preliminar

3.1.8. Cargar modelo

Cuando tengamos el modelo completado y seleccionado, podremos cargarlo para poder proceder a los cálculos. De esta forma tenemos la aeronave definida así como su misión que va a realizar, y podremos acceder a las funcionalidades del diseño preliminar.

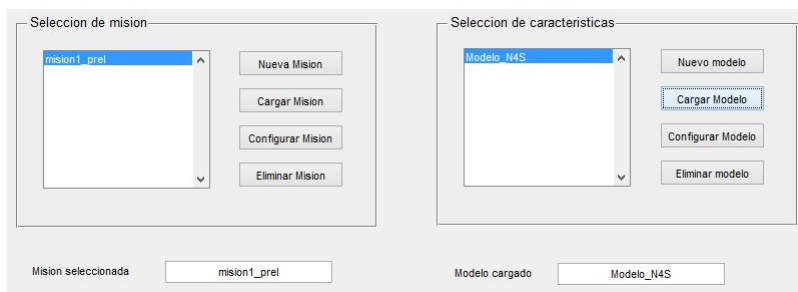


Figura 3.1.18: Misión y modelos cargados

3.2. Resultados del diseño preliminar

Disponemos de tres funciones principales: diagrama carga alar/ratio empuje peso, diagrama de empuje frente a resistencia aerodinámica y una tabla con los resultados obtenidos del cálculo de la misión y el modelo introducidos donde se detallan los consumos de combustible, tiempos empleados, distancias recorridas, etc.

Para entrar al diagrama de carga alar no es necesario haber fijado un determinado peso o superficie alar previamente pues no es necesario para poder emplear dicha funcionalidad. Para el diagrama empuje frente a resistencia es necesario introducir el tipo de motor que contendrá la aeronave pero ningún otro parámetro adicional. Para obtener los resultados sí deberemos completar el modelo de la aeronave para poder obtener resultados correctos.

3.2.1. Diagrama W/S frente a T/W (o P/W)

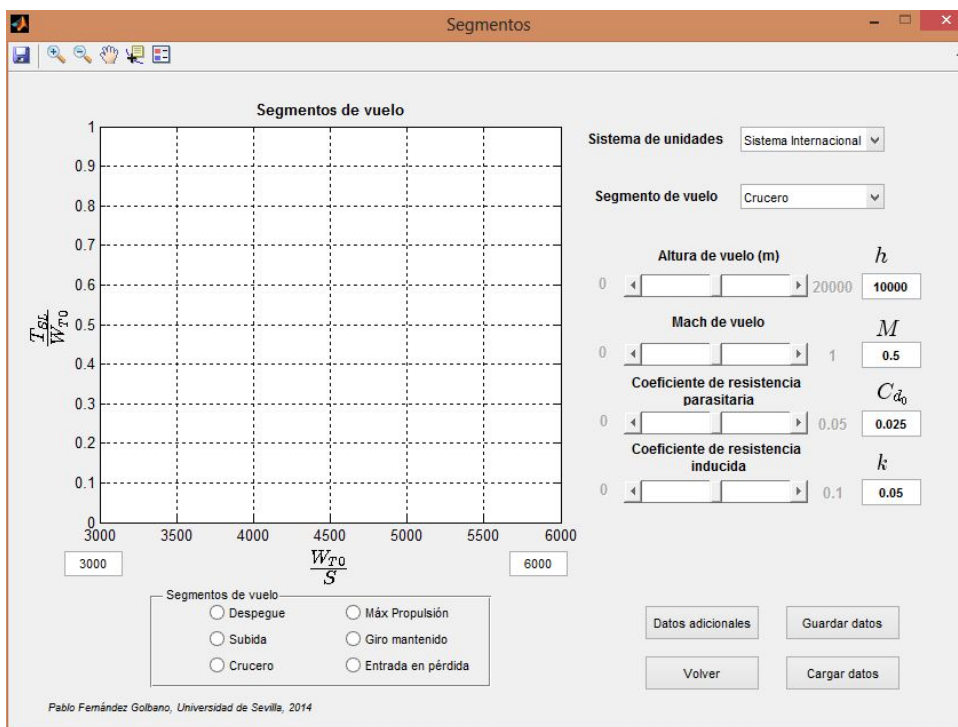


Figura 3.2.1: Diagrama de carga alar

Con esta interfaz podremos calcular las restricciones que nos suponen las distintas operaciones de la aeronave en cuanto a la relación de carga alar y de empuje-peso. El objetivo es simplificar al usuario la forma de entender las ecuaciones que están detrás de las curvas que aparecen en los ejes, mediante el empleo de barras deslizantes con las que regular las variables que intervienen en el cálculo.

A la derecha se encuentra el panel de control. Desde ahí podremos modificar variables

como la altura, velocidad, longitud de pista,... que intervienen en las ecuaciones para poder vislumbrar el efecto que tiene cada parámetro en la restricción de carga alar y de esta forma poder comprender qué parámetros representan cuellos de botella de nuestro problema de diseño y las variaciones de cuáles son despreciables frente a estos últimos.

Para modificar las variables de un determinado segmento, se pueden utilizar tanto las barras deslizantes como los cuadros de texto situados a la derecha para tal propósito.

Para alternar entre segmentos y modificar propiedades de distintos segmentos, deberemos emplear el desplegable indicado como 'Tipo de segmento' y elegir el segmento en el que queramos variar algún parámetro.

3.2.1.1. Despegue

Figura 3.2.2: Segmento de despegue

En el segmento de despegue podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura del aeropuerto** (h_{SL}): altura sobre el nivel del mar a la que se sitúa el aeropuerto.
- **Coeficiente de fricción** (μ): coeficiente de fricción de la pista de despegue con el tren de aterrizaje.
- **Coeficiente de resistencia en despegue** (C_{D_G}): coeficiente de resistencia tanto aerodinámica como de rozamiento.

Su expresión es:

$$C_{D_G} = C_{D_{T0}} - \mu C_{L_{T0}} \quad (3.2.1)$$

donde $C_{D_{T0}}$ es el coeficiente de resistencia aerodinámica en despegue y $C_{L_{T0}}$ es el coeficiente de sustentación en despegue.

- **Coeficiente de sustentación máxima en despegue** ($C_{L_{MAX}}$).

- **Distancia de despegue** (S_{TO}): distancia recorrida en pista que empleará la aeronave para realizar el despegue.

La relación entre la carga alar y el ratio empuje-peso que aparecerá en pantalla es la siguiente:

$$\frac{T}{W} = \frac{\mu - (\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}) \exp(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W})}{(1 - \exp(0.6\rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W}))} \quad (3.2.2)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{W}{S} \frac{V_{rot}}{\eta_p} \quad (3.2.3)$$

donde

$$V_{rot} = 1.15 \sqrt{\frac{2W}{C_{L_{MAX}} \rho}} \quad (3.2.4)$$

$$C_{L_R} = \frac{2W}{\rho V_{rot}^2} \quad (3.2.5)$$

Este y el resto de los desarrollos empleados forman parte de los apuntes de la asignatura de Cálculo de aviones y no es objeto de este proyecto entrar en más detalle de cómo se han realizado, pudiendo ser consultados para un mayor conocimiento del tema en cuestión.

3.2.1.2. Subida

Parámetro	Unidad	Valor
Altura de vuelo (m)	h	10000
Rate of climb (m/s)	ROC	12.7119
Coeficiente de resistencia parasitaria	C_{D_0}	0.025
Coeficiente de resistencia inducida	k	0.05

Figura 3.2.3: Segmento de subida

En el segmento de subida podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo** (h): altura sobre el nivel del mar a la que vuela la aeronave.
- **Rate of climb** (ROC): velocidad vertical con la que sube la aeronave.
- **Coefficiente de resistencia parasitaria** (C_{D_0}).
- **Factor de resistencia inducida** (k).

La relación entre la carga alar y el ratio empuje-peso que aparecerá en pantalla es la siguiente:

$$\frac{T}{W} = \frac{W_S T_{SL}}{W_0 T_S} \left[\frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho_S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Max}} \right] \quad (3.2.6)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Max} \eta_p} \right) \quad (3.2.7)$$

3.2.1.3. Crucero

Figura 3.2.4: Segmento de crucero

En el segmento de crucero podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo** (h): altura sobre el nivel del mar a la que vuela la aeronave.
- **Mach de vuelo** (M).
- **Coefficiente de resistencia parasitaria** (C_{D_0}).
- **Factor de resistencia inducida** (k).

La relación entre la carga alar y el ratio empuje-peso que aparecerá en pantalla es la siguiente:

$$\frac{T}{W} = \frac{W_c}{W_0} \frac{T_{SL}}{T_c} \left[\frac{k}{q} \frac{W_c}{W_0} \frac{W}{S} + \frac{q C_{d_0}}{\frac{W_c}{W_0} \frac{W}{S}} \right] \quad (3.2.8)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{T_{SL}}{T_c} \frac{\rho_{SL}}{\rho_c} \frac{V_c}{\eta_p} \frac{T}{W} \quad (3.2.9)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 \quad (3.2.10)$$

donde el subíndice 'c' determina las variables asociadas al vuelo en crucero

3.2.1.4. Máxima propulsión

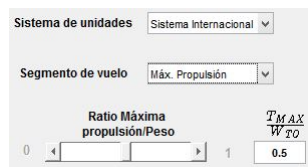


Figura 3.2.5: Máxima propulsión

En el segmento de máxima propulsión podremos modificar el siguiente parámetro:

- **Ratio máxima propulsión/peso** ($\frac{T_{max}}{W_0}$): representa el cociente entre el máximo empuje disponible para la aeronave y el peso de la aeronave en despegue.

En el caso de que estemos representando la gráfica T/W, la gráfica corresponderá a una recta paralela al eje de abscisas. En el caso que estemos representando la gráfica P/W, la gráfica corresponderá a $\frac{T_{max}}{W_0} \frac{V}{\eta_p}$.

3.2.1.5. Giro mantenido

En el segmento de giro mantenido podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo** (h): altura sobre el nivel del mar a la que realiza el viraje la aeronave.
- **Mach de vuelo** (M).
- **Coefficiente de resistencia parasitaria** (C_{D_0}).

Figura 3.2.6: Segmento de giro mantenido

- **Factor de resistencia inducida** (k).
- **Factor de carga** (n): relación entre la sustentación de la aeronave durante el viraje y su peso.

La relación entre la carga alar y el ratio empuje-peso que aparecerá en pantalla es la siguiente:

$$\frac{T}{W} = \frac{W_g T_{SL}}{W_0 T_g} \left[\frac{k W_g W}{q W_0 S} n^2 + \frac{q C_{D_0}}{\frac{W_g W}{W_0 S}} \right] \quad (3.2.11)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{T_{SL} \rho_{SL} V_g T}{T_g \rho_g \eta_p W} \quad (3.2.12)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_g V_g^2 \quad (3.2.13)$$

donde el subíndice 'g' determina las variables asociadas al vuelo en giro mantenido.

3.2.1.6. Entrada en pérdida

Figura 3.2.7: Entrada en pérdida

En el segmento de entrada en pérdida podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Coefficiente de sustentación máxima** ($C_{L_{MAX}}$).
- **Velocidad de entrada en pérdida** (V_S): velocidad a la que entra en pérdida la aeronave.

$$\frac{W_0}{S} = \frac{1}{2} \rho_{SL} V_S^2 C_{L_{MAX}} \quad (3.2.14)$$

La finalidad de este módulo es la de visualizar de forma gráfica las limitaciones a la hora de decidir la carga alar inicial para la aeronave y la relación entre empuje y peso inicial en función de los parámetros introducidos en estas barras deslizantes.

Esto es, se recomienda probar diversos valores para cada tipo de segmento y comprender como evolucionan las gráficas en función de dichas modificaciones, de forma que se llegue a un compromiso con cumplir las especificaciones de la misión.

Para mostrar las gráficas, disponemos de un panel inferior donde seleccionar las gráficas que queramos que sean mostradas en los ejes coordenados.

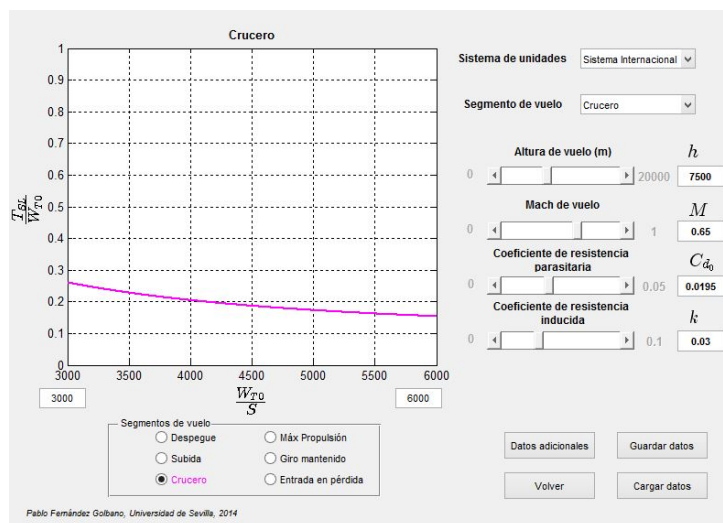


Figura 3.2.8: Ejemplo de gráfica: crucero

Adicionalmente, también disponemos de la posibilidad de alternar entre sistemas de unidades de medida para facilitar al usuario la introducción de datos. No obstante, las unidades mostradas en el gráfico siempre serán las correspondientes al sistema internacional.

Por otra parte, este módulo consta de una función de guardado de los datos introducidos en un fichero de Matlab o la posibilidad de exportar a Excel, mediante el uso del botón de guardado de datos. Para recuperar los datos anteriormente guardados, se dispone de un botón de cargado de datos.

Para exportar la gráfica obtenida a un fichero de imagen, haciendo clic derecho sobre los ejes coordenados se puede exportar el contenido al fichero seleccionado por el usuario.

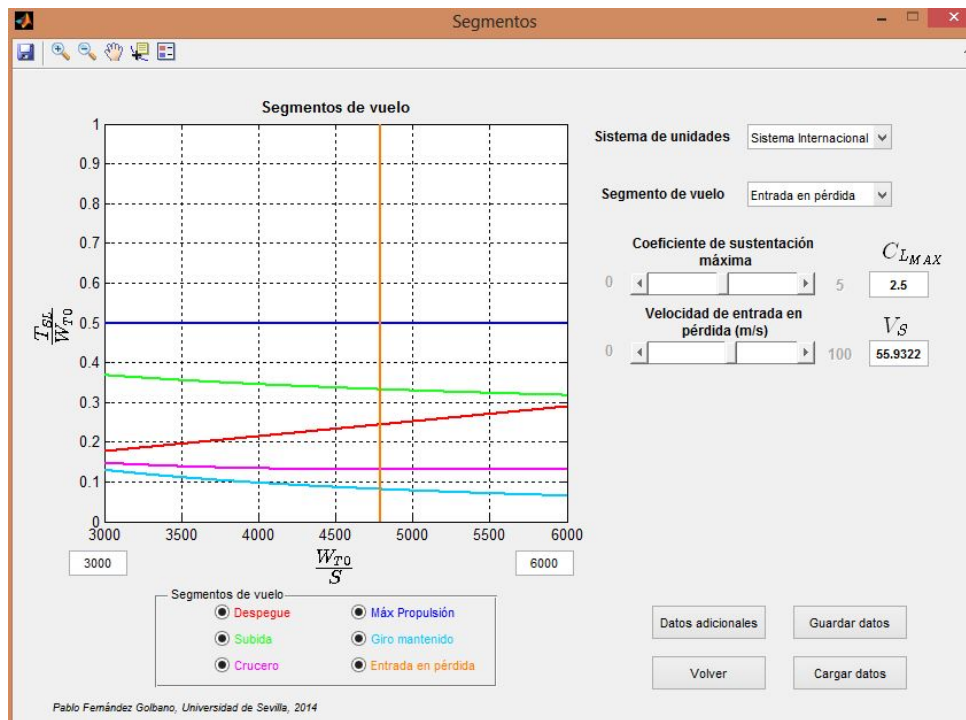


Figura 3.2.9: Ejemplo de diagrama de carga alar

Para alternar entre gráficos $\frac{T}{W}$ y $\frac{P}{W}$, haciendo clic derecho sobre los ejes coordenados se puede intercambiar las gráficas representadas a gusto del usuario.

Además, existe una ventana auxiliar a este módulo a la que se accede a través del botón 'Datos adicionales'.

3.2.1.7. Datos adicionales

Dentro de esta ventana podremos modificar las relaciones que se han tomado por defecto para el cociente entre pesos de los segmentos, o la relación de empujes entre cada segmento.

	Fracciones de pesos $\frac{W_i}{W_{i-1}}$	Relación de empujes $\frac{T_i}{T_{i-1}}$
Despegue	0.9725	1
Subida	0.985	0.35
Crucero	0.8	0.3
Viraje	0.99	0.25
Aterrizaje	0.985	0.7

Guardar datos Valores por defecto
Cargar datos Volver

Pablo Fernández Gorbano, Universidad de Sevilla, 2014

Figura 3.2.10: Datos adicionales

Estos datos servirán como entrada para el cálculo de las gráficas debido a que se requieren las fracciones en peso y en empuje para representar las inecuaciones asociadas a cada segmento de vuelo.

Finalmente para volver al menú principal pulsaremos sobre el botón 'Volver'

3.2.2. Diagrama T vs D

Con este módulo podremos representar la relación existente entre el empuje de motor disponible y la resistencia que ofrece la aeronave. En función del tipo de motor que se introdujese en el menú de modelo, el diagrama será T frente a D o P frente a D, donde P representa la potencia de la aeronave en aeronaves turbohélice o a pistón.

Los parámetros que disponemos para variar son:

- Altura de vuelo
- Masa de la aeronave
- Posición de palanca

Jugando con estos valores podremos ver gráficamente qué es lo que está sucediendo físicamente. Si se desea introducir un valor por encima del especificado se puede hacer a través de los recuadros dispuestos a la derecha de las barras deslizantes.

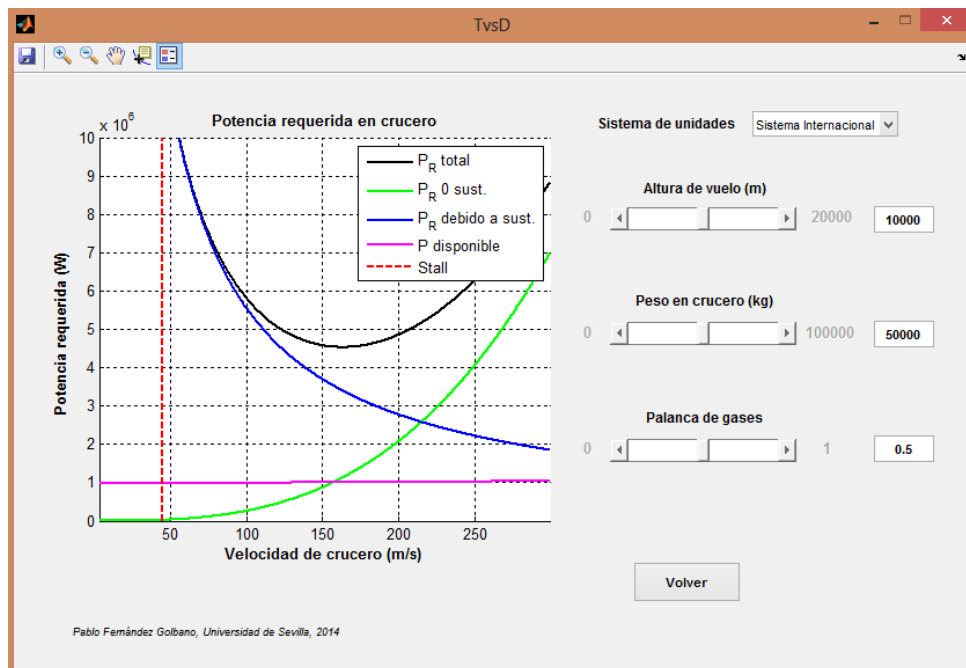


Figura 3.2.11: Diagrama T vs D

El diagrama representará empuje o potencia en función del tipo de motor que se haya definido en el apartado de propulsión.

Las ecuaciones correspondientes a lo mostrado en pantalla son las siguientes.

En el caso de motor turbofán, se mostrará en pantalla:

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} \quad (3.2.15)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (3.2.16)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (3.2.17)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (3.2.18)$$

donde D_1 representa la resistencia aerodinámica asociada a sustentación nula, D_2 representa la resistencia asociada a eficiencia máxima y D la resistencia total.

Y en el caso de motor turbohélice,

$$P = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{\rho \theta}{\rho_{SL} \theta_{SL}} \quad (3.2.19)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (3.2.20)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (3.2.21)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (3.2.22)$$

donde θ indica la temperatura asociada a la altura de vuelo introducida de acuerdo al modelo de atmósfera internacional.

En el caso del motor de pistón,

$$P = \delta_T B h p_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55}\right) \quad (3.2.23)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (3.2.24)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (3.2.25)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (3.2.26)$$

Se puede asimismo exportar la gráfica obtenida de la misma forma que en el caso del diagrama de carga alar, haciendo clic derecho sobre los ejes y seleccionando la opción correspondiente.

3.2.3. Tabla de resultados

Finalmente, en este módulo podremos ver el resultado del cálculo de actuaciones de nuestra misión para nuestro modelo de aeronave.

Se muestra una tabla con todos los segmentos programados en la que se informa de los tiempos empleados, combustible consumido, distancia recorrida, relación de empuje respecto al empuje de despegue, etc...

En la última fila se muestra el total de la suma de los distintos parámetros.

3.2.3.1. Procesado de misión preliminar

El análisis llevado a cabo en esta parte del diseño es poco preciso y altamente dependiente de las entradas que ha realizado el usuario. La razón de esto es que su finalidad es proporcionar un punto de partida de las magnitudes más fundamentales necesarias para comenzar el diseño de una aeronave, esto es W_0 , T_{SL} y S .

Teniendo en cuenta que para todos los segmentos los datos de entrada son la altura final h_{final} , la distancia recorrida d y la velocidad V , se puede calcular el tiempo t y combustible empleado $Fuel$ usando el modelo propulsivo para $T(h, V, \delta_T)$ y $C(h, V, \delta_T)$ definido en el apartado 2:

$$t = \frac{d}{V} \quad (3.2.27)$$

$$Fuel = C(h, V, \delta_T) T(h, V, \delta_T) t \quad (3.2.28)$$

En los segmentos de subida y descenso, debe hacerse un cálculo previo para hallar el tiempo empleado teniendo en cuenta el desnivel entre la altura final del segmento previo y del segmento de subida/descenso.

$$t = \frac{\Delta h}{V_{vert}} \quad (3.2.29)$$

$$V_{vert} = V \tan\left(\frac{\Delta h}{d}\right) \quad (3.2.30)$$

Una vez calculado el peso final debe realizarse un proceso iterativo debido a que para el primer segmento se ha supuesto un peso asociado al combustible nulo, por lo que en la siguiente iteración se añadirá al peso inicial al despegue el combustible empleado en la iteración anterior, añadiendo el extra de combustible correspondiente que seleccionó el usuario en el menú de creación de modelo.

Una vez los cálculos han sido completados se mostrarán en la tabla. Para guardar la tabla basta con hacer clic derecho sobre ella y seleccionar 'Guardar resultados'.

	Tramo	Peso(kg)	Fraccion	Fuel consumido(kg)	Relacion_Empuje	Tiempo(s)	Velocidad(m/s)
1	Inicial	3.5402e+04	1	0	0	0	0
2	Despegue	3.5387e+04	0.9996	14.2652	1	19.5907	51.0446
3	Subida	3.4489e+04	0.9746	898.6107	0.2573	1.4948e+03	133.7961
4	Crucero	2.8576e+04	0.8286	5.9123e+03	0.1352	9.3643e+03	213.5776
5	Descenso	2.8449e+04	0.9955	127.6015	0.0189	1.4948e+03	133.7961
6	Aterrizaje	2.8448e+04	1.0000	1.0182	0.0375	14.6930	68.0594
7	TOTAL			6.9538e+03		1.2388e+04	

Figura 3.2.12: Tabla de resultados preliminares

La precisión de estos resultados no es excesivamente alta pero permite ya dar una idea bastante aproximada del tipo de aeronave que necesitaremos para llevar a cabo la misión propuesta. El objetivo global del diseño preliminar es realizar este proceso de forma iterativa hasta obtener una aeronave de partida que satisfaga las restricciones requeridas.

Con los valores obtenidos de fracciones de peso por segmentos y relaciones entre empuje de cada segmento y el empuje de despegue, podremos volver a la figura A.3.12 e introducir estos nuevos valores.

De esta forma, la región de cargas alares y relaciones empuje/peso posibles mostrada en la figura anterior se verá actualizada, con lo que se podrá elegir una nueva carga alar y relación empuje/peso, analizar de nuevo y así de forma iterativa hasta obtener un grado de precisión más alto.

Sin embargo, es importante notificar que no se ha empleado la aerodinámica a la hora de calcular el consumo de combustible y el tiempo empleado en cada tramo, por lo que la precisión máxima posible alcanzable con este módulo converge de forma muy rápida, debiéndose pasar al diseño avanzado para disponer de un modelo de cálculo mucho más sofisticado y preciso.

4

Diseño Avanzado

La finalidad del diseño avanzado es la de proporcionar un análisis exhaustivo de la misión introducida, en el que se establecerán un número mayor de posibilidades a la hora de configurar el modelado de la aeronave y el modelado de la misión, y que permitirá obtener resultados precisos en cuanto a las actuaciones necesarias para cumplir con los requerimientos a partir de una serie de datos de entrada que deben haber sido obtenidos previamente como son la superficie alar, el peso inicial al despegue o el empuje o potencia disponible a nivel del mar.

Entrando desde la pantalla inicial podremos acceder a este módulo. Los datos de entrada para poder analizar las actuaciones en este módulo son ahora mucho más específicos, por lo que un estudio preliminar de la misión y de las características de la aeronave se hace especialmente necesario. Haciendo clic en el botón a la derecha entramos en el diseño avanzado.

4.1. Menú Avanzado

Nos encontramos con una pantalla de selección y creación de misiones y modelos similar a la que aparecía en el diseño preliminar, con la salvedad de que ahora el diseño del modelo geométrico y propulsivo de la aeronave es independiente de la misión que queramos analizar, debido a que ahora no será necesario introducir las palancas de gases para cada segmento sino que se emplearán las ecuaciones de la mecánica del vuelo para deducirlas.

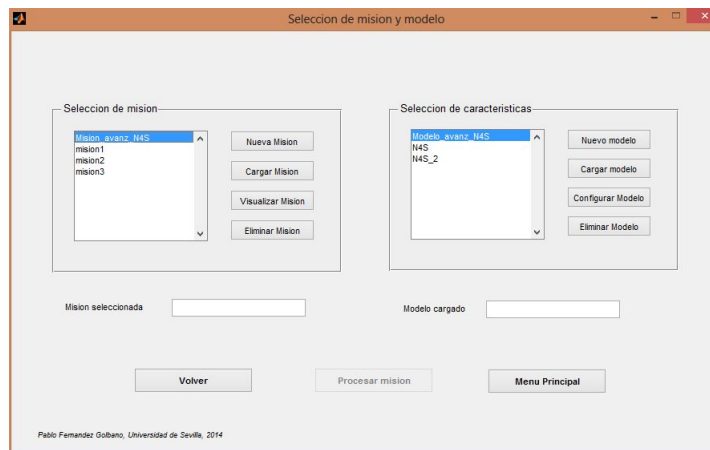


Figura 4.1.1: Menú de diseño avanzado

Comenzamos con la sección de crear misiones.

4.1.1. Crear misión avanzada

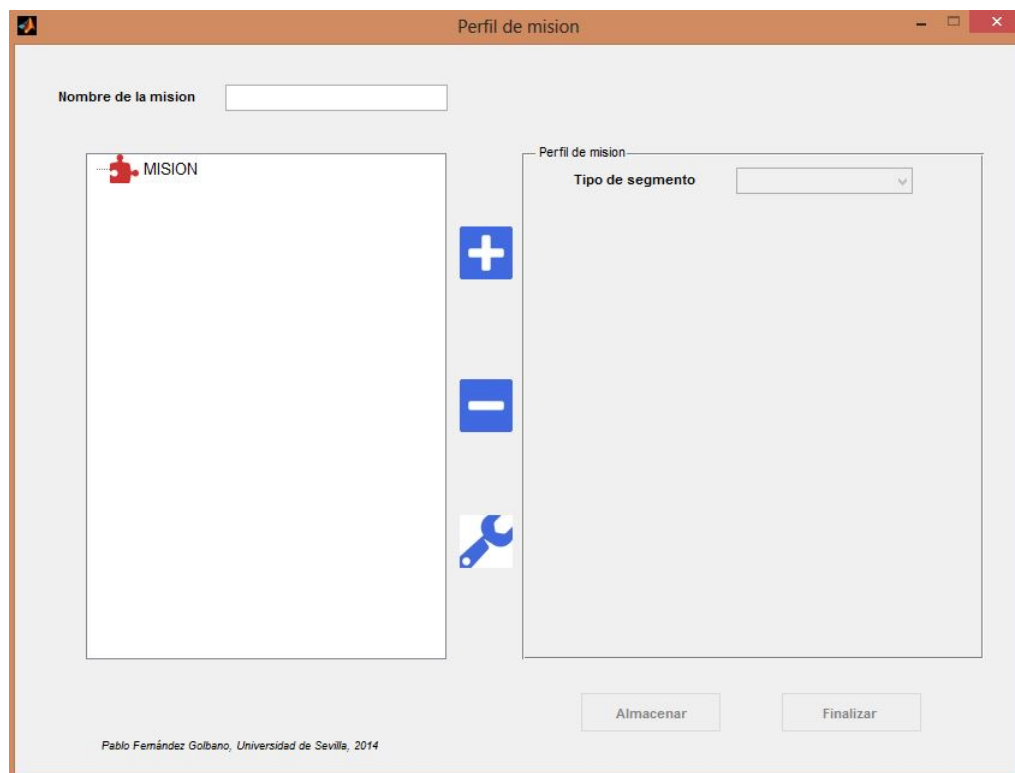


Figura 4.1.2: Menú de misión avanzada

Este menú para la creación de misiones rompe por completo con la estética del menú para el diseño preliminar, siendo mucho más versátil y cómodo de utilizar, así como

añadiendo numerosos parámetros que en el preliminar no se pueden introducir.

Para comenzar el proceso de crear una misión se deberá introducir el nombre deseado que tenga el archivo .mat que recoja todos los datos introducidos de la misión.

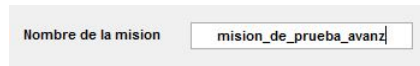
A screenshot of a web interface showing a text input field. The label 'Nombre de la mision' is on the left, and the text 'mision_de_prueba_avanz' is entered in the field.

Figura 4.1.3: Nombre de misión

A la izquierda se puede observar un árbol que comienza con el título 'MISION', bajo del cual colgarán los distintos segmentos que se creen del avión a modo de ramas del árbol, y los parámetros introducidos para cada segmento se representarán como ramas de los segmentos, generando de forma fácil de visualizar el espectro completo de la misión.

4.1.2. Introducir nuevo segmento

Para introducir un nuevo segmento haremos clic en el icono con el símbolo de la suma, y aparecerá en el lado derecho de la pantalla un desplegable que nos permitirá decidir el tipo de segmento que queremos añadir.

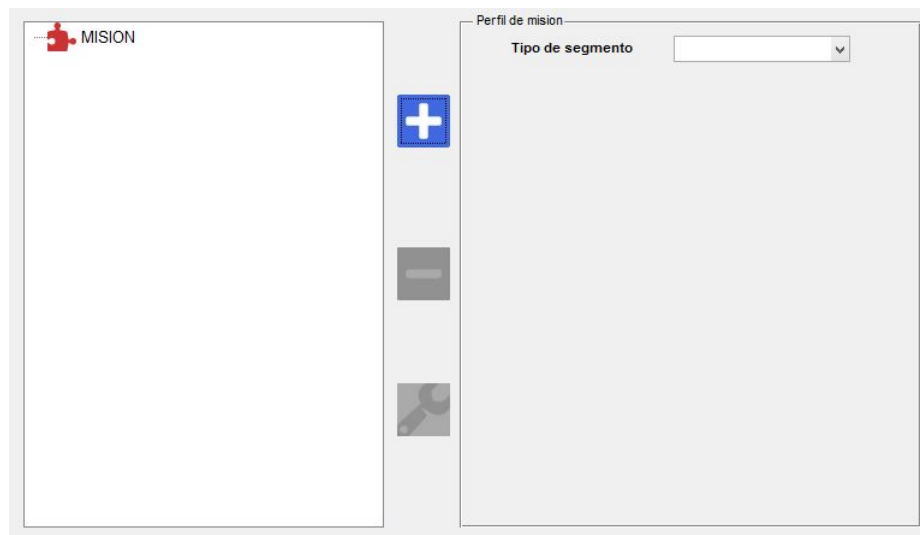


Figura 4.1.4: Crear segmento

Una vez seleccionado, deberemos elegir el subtipo de segmento si procede, y en caso contrario nos aparecerá una serie de valores relativos al segmento que deberemos introducir.

4.1.2.1. Taxi

Perfil de mision

Tipo de segmento: Taxi

Temperatura local: 0 [K]

Altura local: 0 [m]

Presion local: 0 [Pa]

Velocidad de taxi: 0 [m/s]

Tiempo de espera: 0 [s]

Figura 4.1.5: Parámetros del segmento tipo taxi

Los parámetros que configuran el segmento del taxi son:

- (I) **Temperatura local** (Θ_{taxi}): Temperatura local del aeropuerto donde se efectúa la operación.
- (II) **Altura local** (h_{taxi}): Altura local sobre el nivel del mar donde se efectúa la operación.
- (III) **Presión local** (P_{taxi}): Presión atmosférica local.
- (IV) **Velocidad del taxi** (V_{taxi}): Como velocidad del taxi se deberá tomar una velocidad media a la que la aeronave realizará el taxi.
- (V) **Tiempo de espera** (t_{wait}): tiempo de espera medio de la aeronave.

4.1.2.2. Despegue

Perfil de mision

Tipo de segmento: Despegue

Temperatura local: 0 [K]

Altura local: 0 [m]

Presion local: 0 [Pa]

Coef de friccion: 0 [-]

Palanca de gases: 0 [-]

Figura 4.1.6: Parámetros del segmento tipo despegue

- (i) **Temperatura local** (Θ_{desp}): Temperatura local del aeropuerto donde se efectúa la operación.
- (ii) **Altura local** (h_{desp}): Altura local sobre el nivel del mar donde se efectúa la operación.
- (iii) **Presión local** (P_{desp}): Presión atmosférica local.
- (iv) **Coefficiente de fricción** (μ): coeficiente de fricción de la pista con el tren de aterrizaje.
- (v) **Palanca de gases** (δ_T): posición de la palanca de gases con la que se efectúa el despegue.

4.1.2.3. Subida

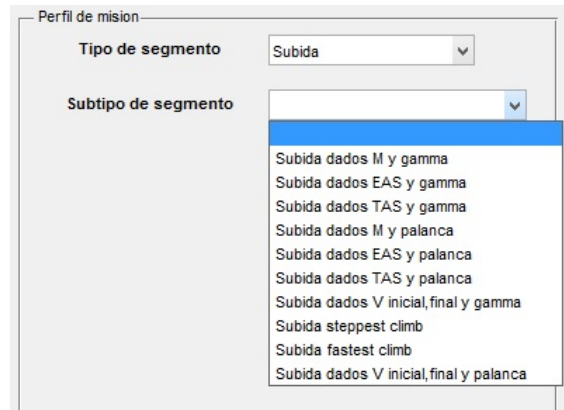


Figura 4.1.7: Parámetros del segmento tipo subida

Para definir la subida disponemos de 7 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- (I) **Mach de subida** (M_{sub}): mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará la subida.
- (II) **EAS** (V_{EAS}): velocidad calibrada equivalente en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará la subida.
- (III) **TAS** (V_{TAS}): velocidad real en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará la subida.
- (IV) **Ángulo de subida** (γ): ángulo de subida de la aeronave con el suelo.
- (V) **Palanca de gases** (δ_T): palanca de gases fija que se empleará en la subida.
- (VI) **Steepest Climb**: subida con el mayor ángulo de subida posible calculado por la aplicación.
- (VII) **Fastest Climb**: subida con la mayor velocidad vertical posible calculada por la aplicación.

4.1.2.4. Crucero

Perfil de mision

Tipo de segmento: Crucero

Subtipo de segmento:

- Crucero dado M y distancia
- Crucero dado CL y distancia
- Crucero dados V inicial, final y palanca
- Crucero con polar en funcion de M
- Crucero de max alcance dado peso final
- Crucero de max autonomia dado peso final

Figura 4.1.8: Parámetros del segmento tipo crucero

Para definir el crucero disponemos de 6 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- (I) **Mach de crucero** (M_{cru}): Mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará el crucero.
- (II) **Coefficiente de sustentación** (C_L): coeficiente de sustentación a mantener en todo el crucero.
- (III) **Palanca de gases** (δ_T): palanca de gases fija que se empleará en el crucero.
- (IV) **Polar en función del Mach** (C_{D0}, k_1, k_2): crucero en el que se permite fijar una polar distinta de la introducida en el modelado para tener en cuenta los efectos de la compresibilidad del aire.
- (v) **Máximo alcance**: crucero con configuración tal que maximice su alcance, para un peso de combustible dado.
- (VI) **Máxima autonomía**: crucero con configuración tal que maximice su autonomía, para un peso de combustible dado.

4.1.2.5. Soltar carga

Perfil de mision

Tipo de segmento: Soltar carga

Carga lanzada: 0 kg

Figura 4.1.9: Parámetros del segmento tipo soltar carga

Simplemente se deberá fijar la masa de la carga soltada.

4.1.2.6. Viraje



Figura 4.1.10: Parámetros del segmento tipo viraje

Para definir el viraje disponemos de 9 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- (I) **Velocidad** (V_{giro}): velocidad de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará durante el viraje.
- (II) **Palanca de gases** (δ_T): palanca de gases fija que se empleará en el viraje.
- (III) **Coeficiente de sustentación** (C_L): coeficiente de sustentación a mantener en todo el viraje.
- (IV) **Balance** (μ): ángulo de alabeo a fijar durante el viraje.
- (V) **Factor de carga** (n): factor de carga a mantener durante el viraje.
- (VI) **Radio de giro** (R_{giro}): radio de giro a seguir durante el viraje.
- (VII) **Velocidad de guiñada** (χ): velocidad de guiñada con la que se realizará el viraje.
- (VIII) **Factor de carga máximo** (n_{max}): viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante el factor de carga sea máximo.
- (IX) **Velocidad de guiñada máxima** (χ_{max}): viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante la velocidad de guiñada sea máxima.
- (X) **Radio de giro mínimo** (R_{min}): viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante el radio de giro sea mínimo.

4.1.2.7. Descenso

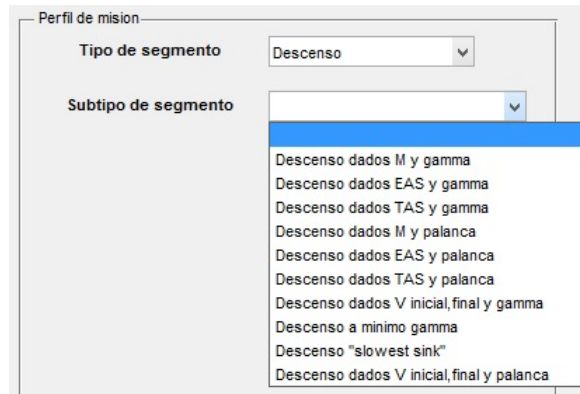


Figura 4.1.11: Parámetros del segmento tipo descenso

Para definir el descenso disponemos de 7 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- (I) **Mach de descenso** (M_{des}): Mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará el descenso.
- (II) **EAS** (V_{EAS}): velocidad calibrada equivalente en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará el descenso.
- (III) **TAS** (V_{TAS}): velocidad real en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará el descenso.
- (IV) **Ángulo de descenso** (γ): ángulo de descenso de la aeronave con el suelo (debe ser introducido positivo).
- (V) **Palanca de gases** (δ_T): palanca de gases fija que se empleará en el descenso.
- (VI) **Mínimo ángulo** (γ_{min}): descenso con el menor ángulo de descenso posible calculado por la aplicación.
- (VII) **Slowest sink** (V_{vmin}): descenso con la menor velocidad vertical posible calculada por la aplicación.

4.1.2.8. Aterrizaje

Perfil de mision		
Tipo de segmento	Aterrizaje	
Temperatura local	0	[K]
Altura local	0	[m]
Presion local	0	[Pa]
Coef de friccion	0	[-]
Palanca de reversa	0	[-]
Tiempo en activar frenos	0	[s]

Figura 4.1.12: Parámetros del segmento tipo aterrizaje

- (I) **Temperatura local** (Θ_{at}): Temperatura local del aeropuerto donde se efectúa la operación.
- (II) **Altura local** (h_{at}): Altura local sobre el nivel del mar donde se efectúa la operación.
- (III) **Presión local** (P_{at}). Presión local atmosférica.
- (IV) **Coefficiente de fricción** (μ): coeficiente de fricción de la pista con el tren de aterrizaje.
- (V) **Palanca de gases** (δ_T): posición de la palanca de gases con la que se efectúa el despegue.
- (VI) **Tiempo en activar frenos** (t_{frenos}): tiempo de free roll de la aeronave en el aterrizaje.

Para terminar la creación de un nuevo segmento, haremos clic en 'Almacenar'. El segmento se añadirá al árbol de la misión.

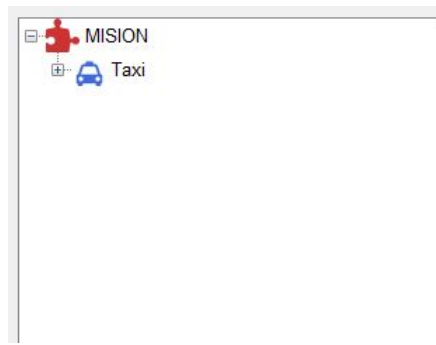


Figura 4.1.13: Ejemplo de creación de un segmento

Si hacemos clic en el desplegable que nos aparece al lado de taxi, podremos visualizar los datos introducidos.



Figura 4.1.14: Datos dentro de taxi

Realizando este procedimiento con el resto de la misión que queramos diseñar obtendremos algo así:



Figura 4.1.15: Ejemplo de creación de una misión

4.1.3. Modificar un segmento

Para modificar un segmento ya incluido en el árbol, deberemos seleccionar el segmento que se desee modificar y a continuación hacer clic sobre el icono de la llave inglesa.

Nos aparecerán los valores que habíamos introducido para dicho segmento previamente, modificaremos aquellos que deseemos y finalmente se pulsará de nuevo el botón de 'Almacenar'.

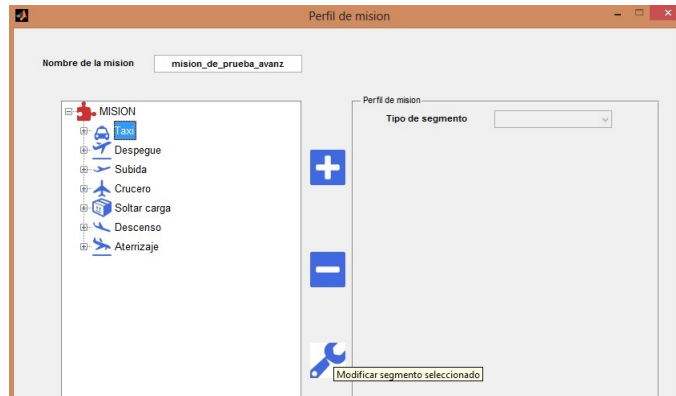


Figura 4.1.16: Modificar segmento

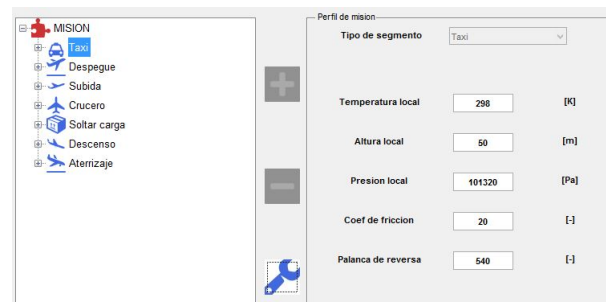


Figura 4.1.17: Introducción de nuevos valores para el segmento

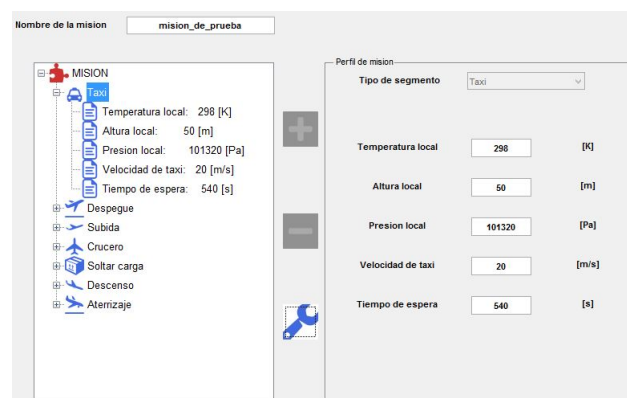


Figura 4.1.18: Resultado de haber modificado el segmento

4.1.4. Borrar segmento

Para borrar un segmento que no queramos mantener en la misión, basta con seleccionar el segmento en el árbol y a continuación hacer clic sobre el icono con el símbolo de la resta.

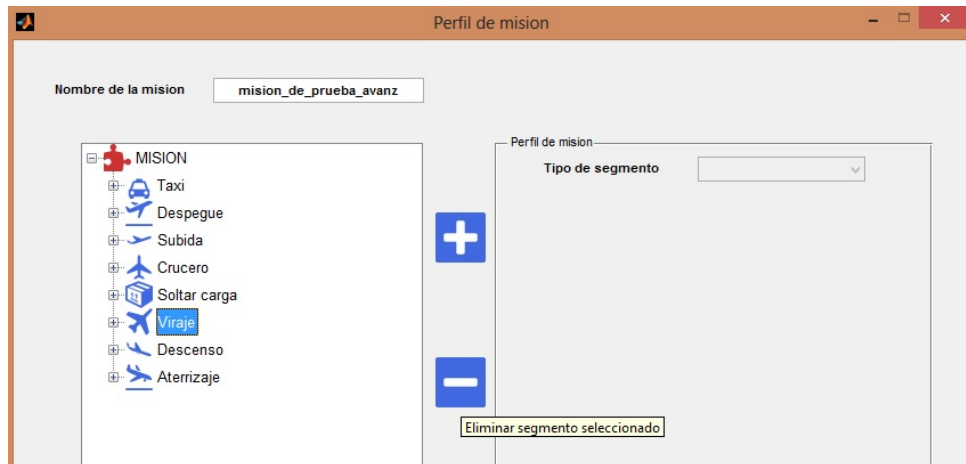


Figura 4.1.19: Borrar un segmento

4.1.5. Finalizar la misión

Para finalizar la misión, una vez se tengan todos los segmentos introducidos, se deberá pulsar el botón 'Finalizar' dispuesto para ello. De nuevo volveremos al menú anterior.

4.1.6. Visualizar la misión

Para visualizar alguna misión que tengamos almacenada, basta con seleccionar la misión en la lista de misiones del menú y a continuación hacer clic sobre 'Visualizar misión'. No se podrán modificar los datos pero sí se podrá asegurar que han sido introducidos de forma correcta.

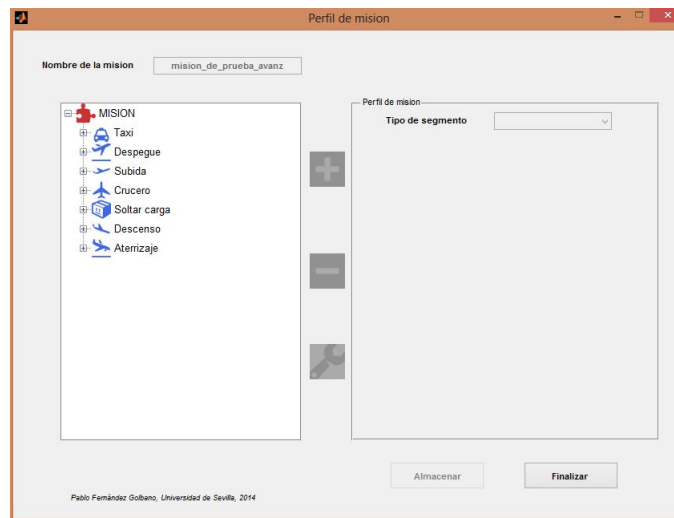


Figura 4.1.20: Visualizar misión previamente creada

4.1.7. Borrar misión

Idéntico proceso que para el diseño preliminar.

4.1.8. Cargar misión

Carga la misión seleccionada para su posterior cálculo.

Yéndonos a la parte derecha de la pantalla, tenemos la sección para crear el modelado geométrico y propulsivo de la aeronave.

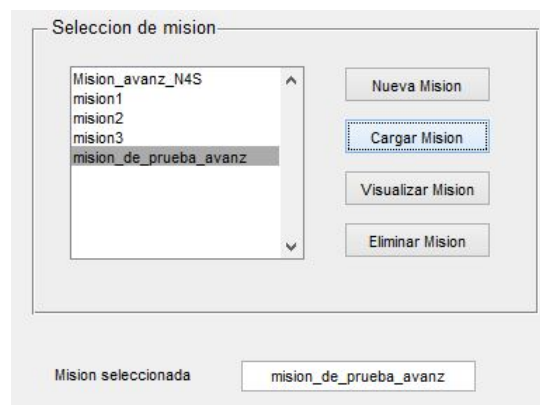


Figura 4.1.21: Cargar misión previamente creada

4.1.9. Nuevo modelo

Nos aparecerá una pantalla para introducir datos de la aeronave que constará de 3 pestañas:

4.1.9.1. Aerodinámica avanzada

Figura 4.1.22: Aerodinámica avanzada

En esta sección se requieren al usuario los coeficientes aerodinámicos que modelarán la resistencia aerodinámica en despegue, aterrizaje, y el resto de segmentos.

La aplicación empleará una polar compensada (que puede ser no compensada anulando el coeficiente k_2 de la resistencia inducida) de la forma:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2 \quad (4.1.1)$$

En despegue y aterrizaje se considerará que el coeficiente k_1 modela el efecto suelo. El coeficiente de sustentación que se requiere se refiere al coeficiente de sustentación que se estima que tendrá la aeronave durante la fase del despegue y puede modelarse como:

$$C_{LT0} = C_{L_c} + \Delta C_{L_{flaps}} \quad (4.1.2)$$

Donde C_{L_c} representa una estimación para el coeficiente de sustentación en crucero y $C_{L_{flaps}}$ representa la estimación para el incremento en sustentación que proporcionan los flaps desplegados el ángulo correspondiente.

Se recuerda que si el vuelo de crucero se hace a un Mach tal que los coeficientes empiezan a variar con la velocidad, se puede introducir en el menú de misión dichos coeficientes modificados.

4.1.9.2. Propulsión avanzada

Figura 4.1.23: Propulsión avanzada

Se establece el empuje o potencia a nivel del mar, el consumo específico, el tipo de motor que vamos a emplear, el número de motores que llevará incorporado la aeronave y según el tipo de motor que sea se deberán introducir datos adicionales:

- (I) **Normativa:** si se trata de una aeronave en misión civil o militar.
- (II) **Rendimiento de la hélice (η_p):** si se trata de un motor con hélice, especificar el rendimiento medio de la hélice.
- (III) **Relación de derivación:** se requiere especificar el tipo de régimen al que se verá empleado el motor de la aeronave, lo cual repercutirá directamente en su consumo.

Figura 4.1.24: Propulsión avanzada, detalle del turbohélice

4.1.9.3. Estructuras avanzado

Figura 4.1.25: Estructuras avanzado

- (I) **Peso en vacío** (W_e): determina el peso en vacío de la aeronave.
- (II) **Carga de pago al inicio** (W_p): determina la masa de carga de pago que porta la aeronave al comienzo de la misión.
- (III) **Peso de la tripulación** (W_t): peso de los integrantes de la tripulación.
- (IV) **Porcentaje de fuel de reserva** ($W_{f_{extra}}$): porcentaje de combustible que se desea que sea sobrante al fin de la misión.

Quando se finalice la entrada de datos se hará clic en 'Finalizar'.

4.1.10. Modificar modelo

Similar a los casos anteriores, haciendo clic en el botón 'Modificar modelo' accedemos de nuevo a la pantalla de creación de modelos pero fijando el nombre establecido antes y permitiendo el cambio de cualquier dato de la aeronave.

4.1.11. Borrar modelo

Idéntico al caso del diseño preliminar.

4.1.12. Cargar modelo

Para seleccionar un determinado modelo en memoria y proceder posteriormente a su cálculo.



Figura 4.1.26: Carga de misión y modelo

4.2. Procesar misión

Para calcular una misión emplearemos el botón de 'Procesar misión'. Este solo se activará cuando se haya cargado una determinada misión y un determinado modelo.

Al pulsarlo aparecerá una ventana auxiliar que mostrará el progreso del cálculo.

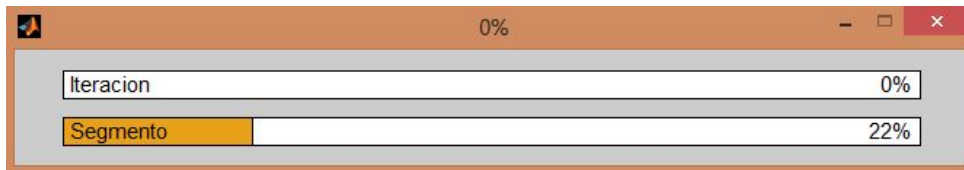


Figura 4.2.1: Barra de procesamiento de misión

En la barra inferior se mostrará el progreso de la iteración actual por la que va procesando Matlab, mientras que en la barra superior se mostrará el número de iteraciones realizadas.

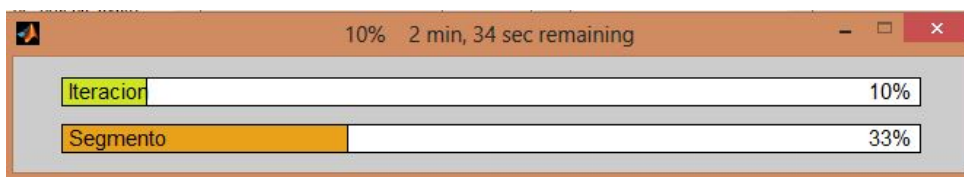


Figura 4.2.2: Barra de procesamiento de misión con tiempo estimado

Es necesario iterar debido a que a priori no podemos conocer la cantidad de combustible que deberá cargar la aeronave para cumplir la misión, y una vez estimada y recalculada la misión obtendremos que en realidad hará falta un poco más debido a que el aumento de peso inicial hace que gastemos mayor cantidad de combustible.

Se ha estimado 10 iteraciones máximas para lograr una alta precisión del peso inicial de la aeronave, si bien en la mayoría de los casos con la mitad será suficiente para lograr una alta precisión.

Cuando el combustible planificado y el empleado se acercan mucho el programa termina el procesamiento de la misión y aparecerá en pantalla una ventana que indicará que hemos acabado con éxito la el cálculo de la misión.

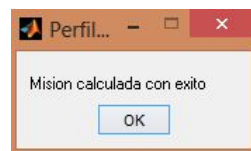


Figura 4.2.3: Misión completada con éxito

Si se introdujeran parámetros de forma errónea el programa puede que no termine de calcular la misión o que se produzca algún error. En ese caso sería conveniente revisar que todo lo introducido ha sido realizado de forma coherente con la naturaleza de la misión a analizar.

Si se desea procesar una misión y un modelo que ya han sido previamente analizados,

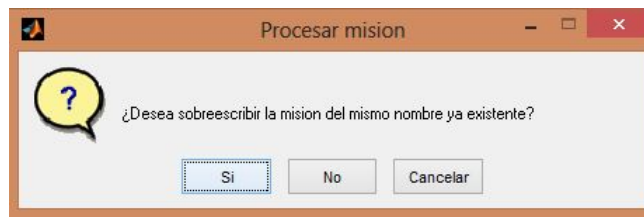


Figura 4.2.4: Confirmación de sobrescribir misión procesada

se le preguntará al usuario si desea sobrescribir el archivo creado previamente con el resultado del cálculo.

Cuando hayamos calculado la misión podremos visualizar los resultados. Para continuar, hacer clic en 'Menú principal'.

4.3. Resultados del diseño avanzado

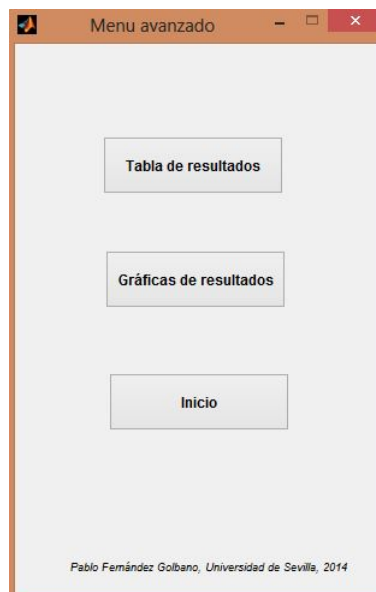


Figura 4.3.1: Menú para acceder a los resultados del diseño avanzado

Dentro del menú principal para el diseño avanzado nos encontramos con dos módulos disponibles para la visualización y análisis de los resultados obtenidos: los resultados en bruto, detallados en una estructura de árbol, y un sistema de análisis gráfico que nos permitirá comparar resultados entre las distintas misiones y modelos de aeronave que configuraremos de cara a optimizar el proceso de diseño.

4.3.1. Tabla de resultados

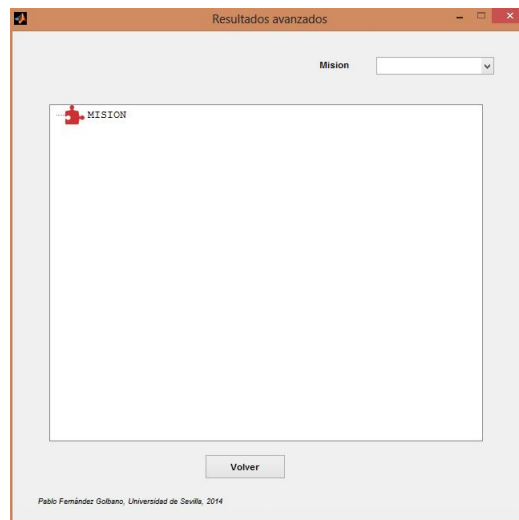


Figura 4.3.2: Tabla de resultados avanzado

En este apartado aparecerá un desplegable en el que deberemos elegir nuestra misión previamente calculada. Al procesar una misión, Academic Performance crea un archivo .mat en el que se guardan todos los datos obtenidos provenientes del análisis para su posterior consulta, ya sea usando el programa o manualmente a través de Matlab.

Seleccionamos la misión que queremos visualizar y se desplegará en el árbol todos los segmentos disponibles para consultar:

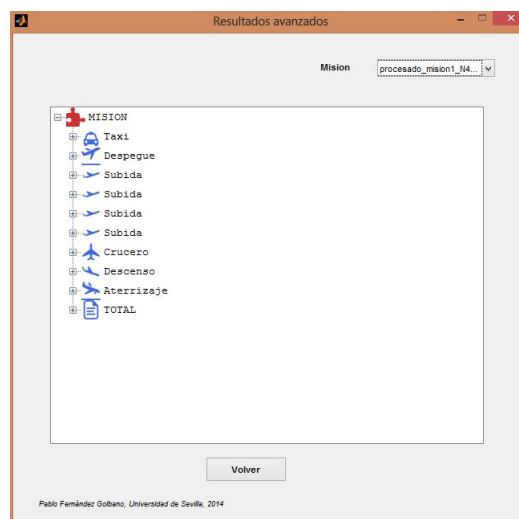


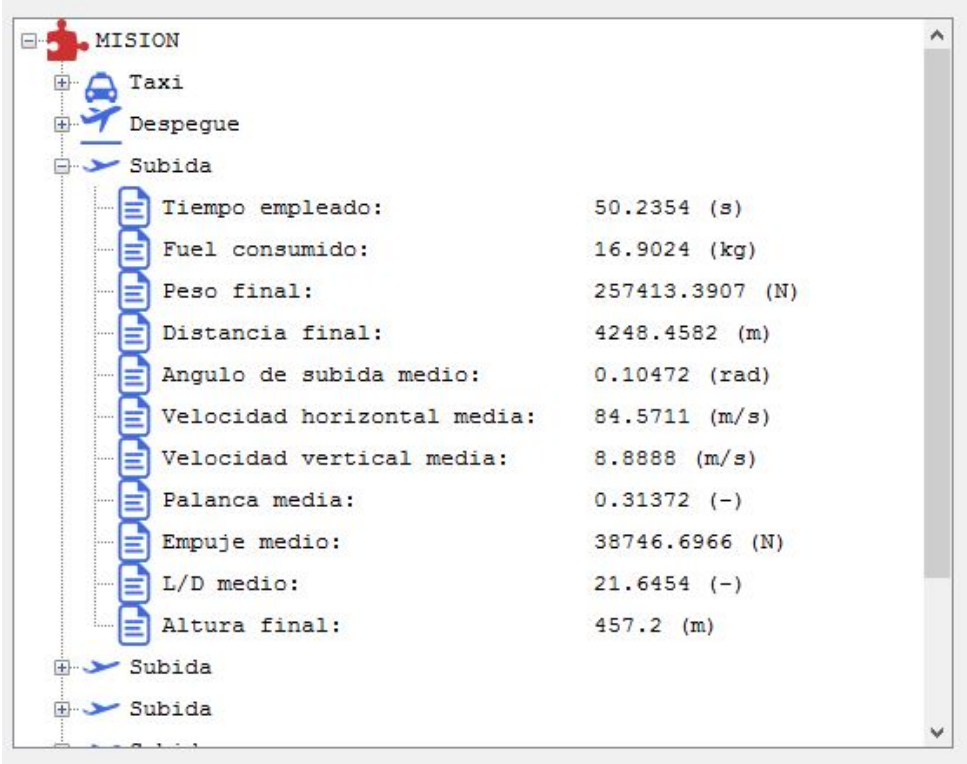
Figura 4.3.3: Tabla de resultados desplegada

Expandiendo los nodos podremos ver las características de cada segmento, y los valores obtenidos. Aquellos valores que varíen a lo largo de un segmento se mostrarán como su

valor medio, pues en la mayoría de los casos las variaciones no son muy importantes.

Sin embargo, el programa posee los vectores con todos los datos obtenidos y no solo el valor medio, de forma que si se quiere precisar en la naturaleza de las soluciones se puede realizar ya sea a través de la interfaz de análisis gráfico o a través de Matlab manualmente.

Se recomienda encarecidamente consultar esta herramienta a la hora de valorar la validez de un determinado diseño, ya que es la mejor forma de visualizar qué está sucediendo durante cada tramo y tomar decisiones respecto a las modificaciones potenciales que mejoren los resultados obtenidos.



Tiempo empleado:	50.2354 (s)
Fuel consumido:	16.9024 (kg)
Peso final:	257413.3907 (N)
Distancia final:	4248.4582 (m)
Angulo de subida medio:	0.10472 (rad)
Velocidad horizontal media:	84.5711 (m/s)
Velocidad vertical media:	8.8888 (m/s)
Palanca media:	0.31372 (-)
Empuje medio:	38746.6966 (N)
L/D medio:	21.6454 (-)
Altura final:	457.2 (m)

Figura 4.3.4: Ejemplo de resultados de una misión

4.3.2. Gráficas de resultados

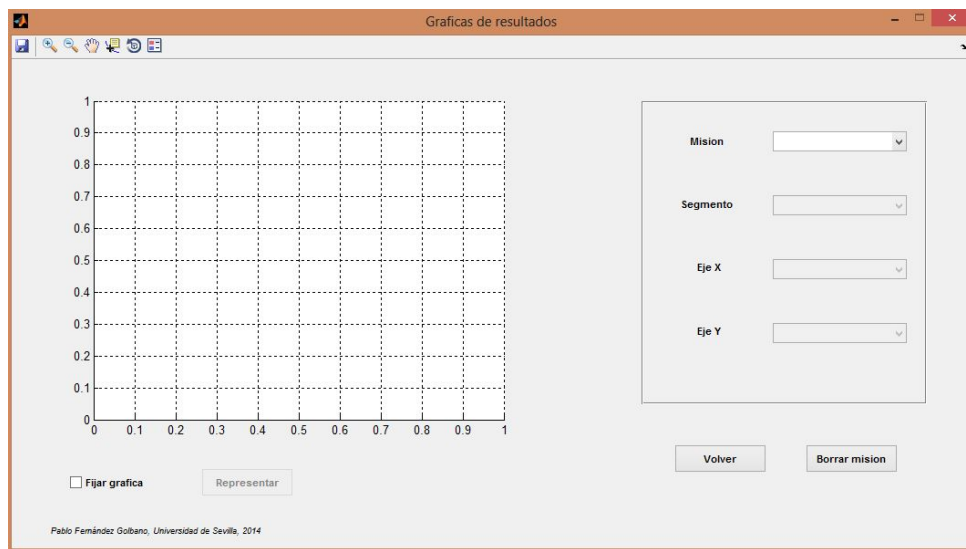


Figura 4.3.5: Gráficas de resultados

En este módulo podremos utilizar todo el potencial que ofrece Academic Performance para facilitar y optimizar el diseño de la aeronave y de la misión.

Nos aparecen unos ejes coordenados y una serie de desplegables que nos permiten seleccionar los siguientes elementos:

- Misión preprocesada: misión que ya hayamos calculado previamente y que queramos visualizar las soluciones obtenidas.

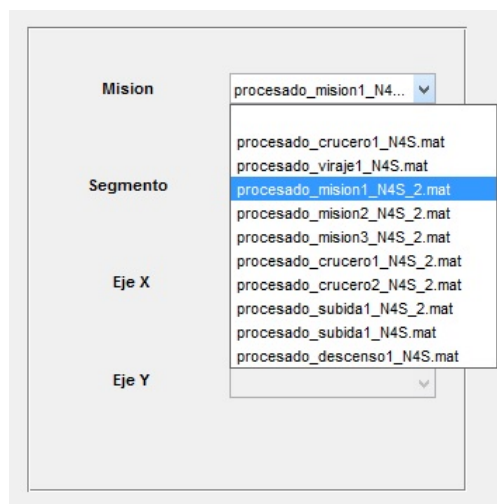


Figura 4.3.6: Selección de misión procesada

- Segmento: dentro de la misión, seleccionaremos el segmento en concreto en el que queremos profundizar.

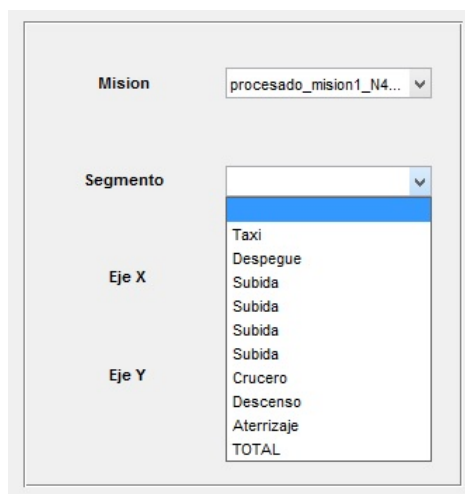


Figura 4.3.7: Selección de segmento dentro de la misión

- Eje X: seleccionaremos la variable que queramos introducir en el eje X de la gráfica para representarla.
- Eje Y: ídem que Eje X pero para el eje de coordenadas.

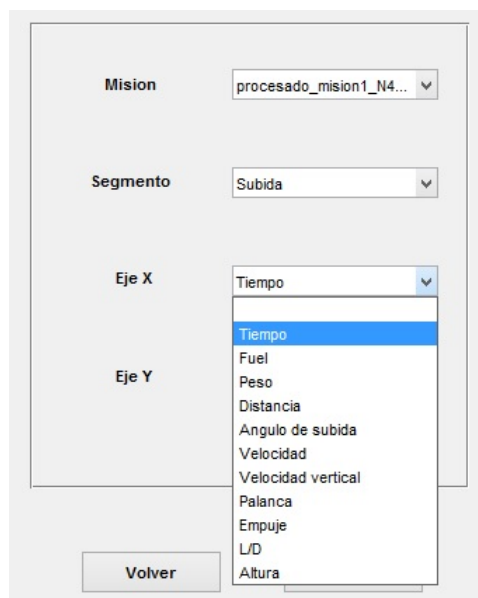


Figura 4.3.8: Selección de variables a representar en los ejes

Con todo esto seleccionado, haremos clic en 'Representar' para disponer de la gráfica correspondiente.

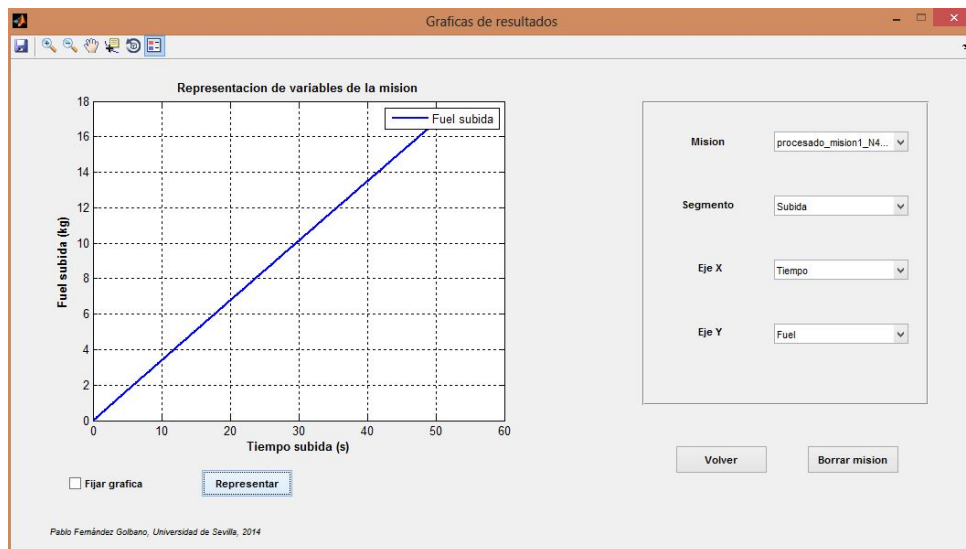


Figura 4.3.9: Ejemplo de gráfica

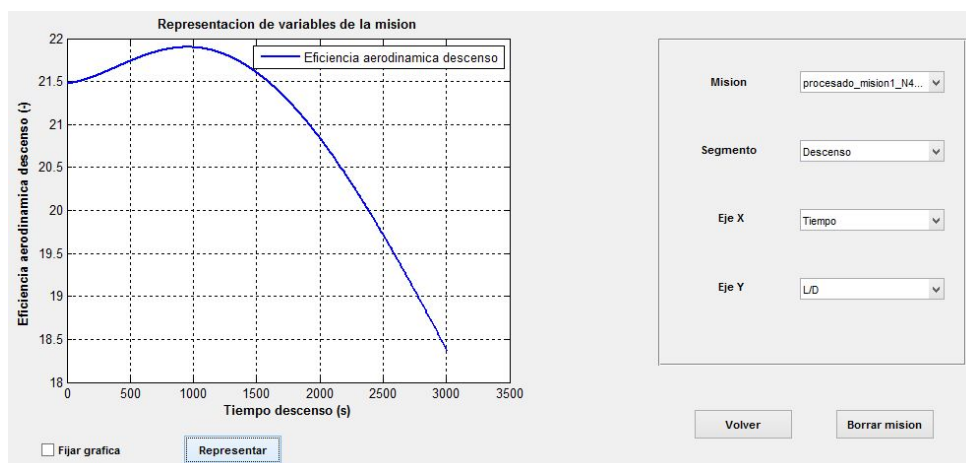


Figura 4.3.10: Ejemplo de gráfica 2

Esto nos permite la libertad de representar todo tipo de magnitudes unas frente a otras y observar sus variaciones a lo largo de los segmentos, obtener gráficamente sus puntos de inflexión y máximos y mínimos, comprender físicamente la explicación a la curva matemática que aparece, a qué se deben las singularidades...

Sin embargo aún no hemos usado el recuadro de 'Fijar gráfica'. Gracias a dicha funcionalidad, podremos fijar la gráfica en pantalla a nuestro antojo de forma que podamos comparar distintas magnitudes frente a una en común dentro de un mismo segmento, o dentro de la misma misión, o incluso comparar dos, tres, cuatro... todas las misiones distintas que se requieran para poder observar los pros y los contras de las misiones calculadas y así tomar una decisión con mayor perspectiva y profundidad.

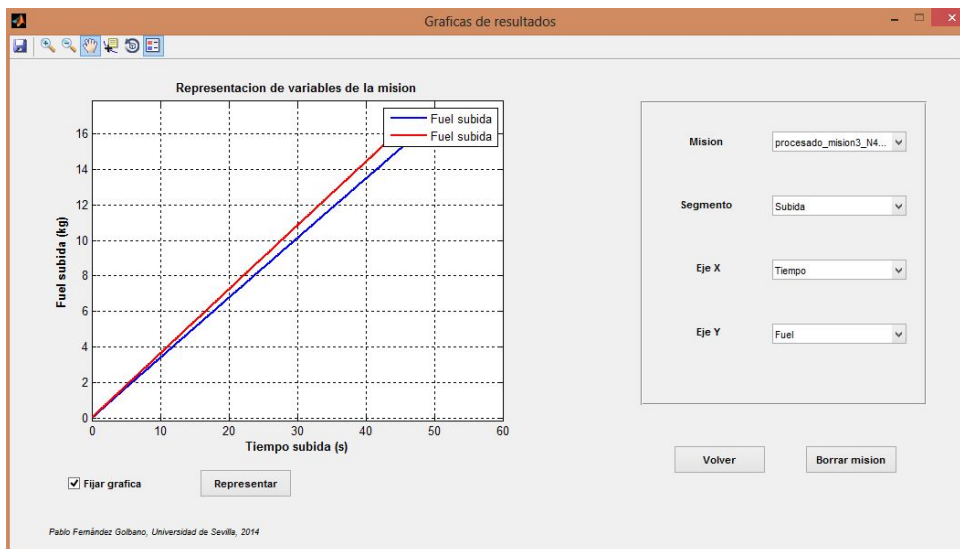


Figura 4.3.11: Ejemplo de la utilidad de fijar gráfica

Para volver al modo previo, basta con borrar el marcado del recuadro y al representar la próxima vez solo se representará en pantalla la nueva gráfica.

Haciendo clic derecho sobre los ejes podremos exportar las gráficas obtenidas a un fichero de imagen.

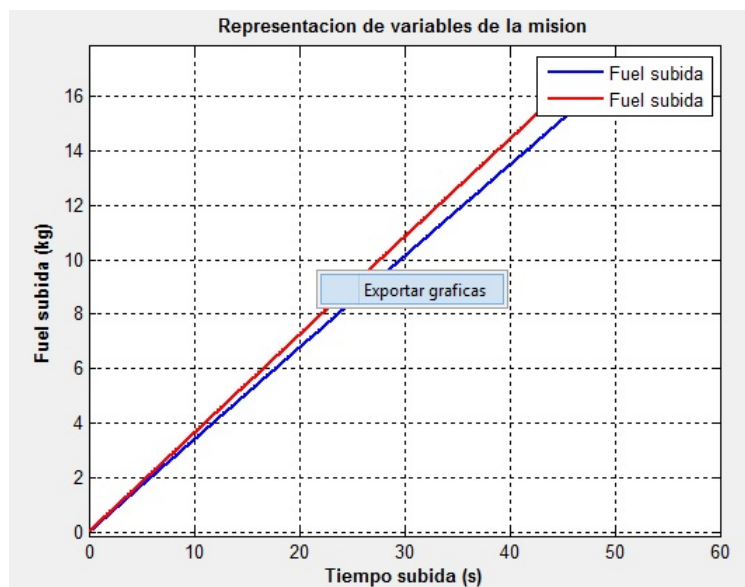


Figura 4.3.12: Exportar gráfica

Finalmente, se ha de comentar que se ha añadido a la misión calculada un apartado denominado 'TOTAL' en el que se valoran en un diagrama de barras las magnitudes fundamentales comunes a cada segmento, como son la distancia recorrida, el tiempo em-

pleado o el combustible quemado, de forma que facilite la visión global de los cuellos de botella para el CASM de la misión.

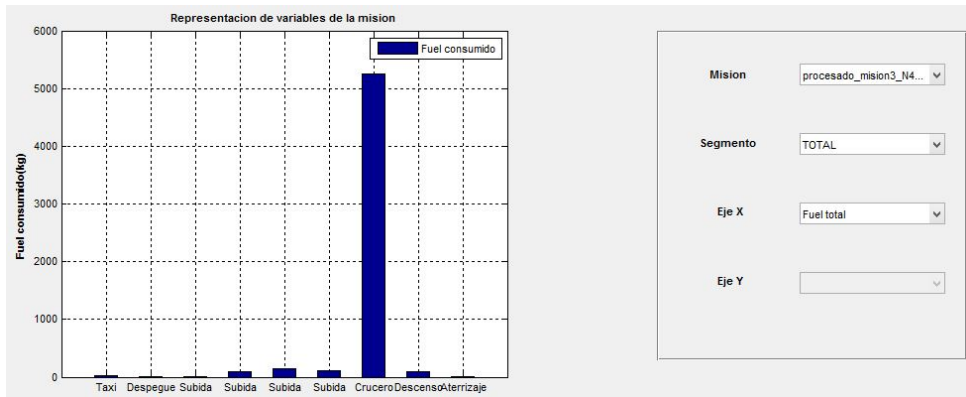


Figura 4.3.13: Fuel desglosado por segmentos

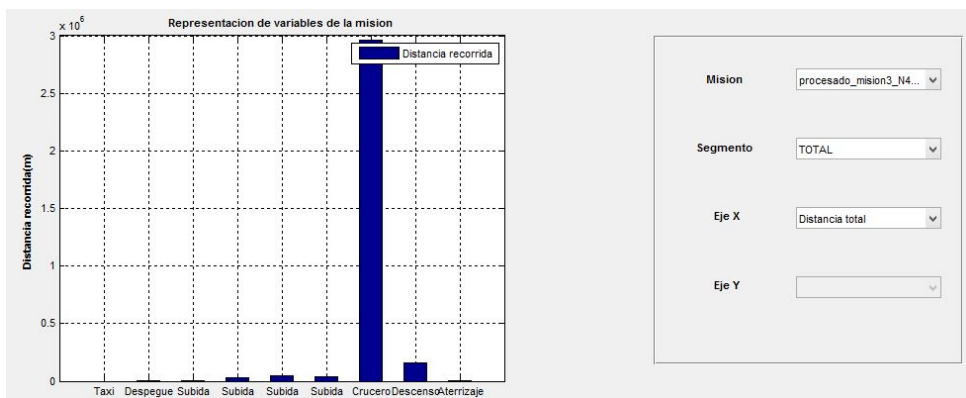


Figura 4.3.14: Distancia desglosada por segmentos

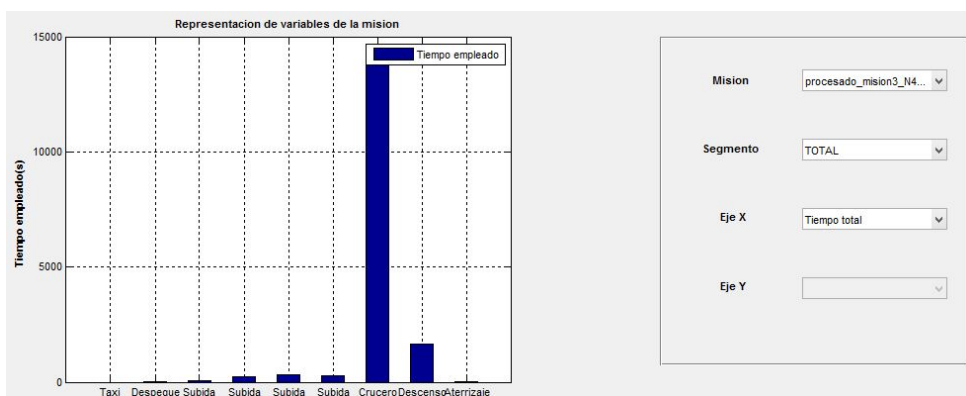


Figura 4.3.15: Tiempo desglosado por segmentos

Asimismo, se puede ver el CASM calculado en este mismo apartado, teniendo en

cuenta que el programa emplea un coeficiente que relaciona el combustible empleado con el tiempo de forma que 1 kg de combustible equivale a 1 segundo de vuelo.

Para el número de pasajeros se supondrá que cada pasajero representa 100 kilos (entre su persona y su equipaje) y que se encuentra medido en la carga de pago introducida en el modelo.

Si la misión tuviera carga de pago mixta entre personas y objetos, se recomienda introducir el peso que no sea de personas dentro del peso de la tripulación o tener en cuenta este hecho para calcular el CASM de forma manual.

La expresión empleada para el CASM es:

$$DOC = 97.003 \frac{(nm)(cts\ de\ \$)}{kg} (Tiempo_{total}\ CI + Fuel_{total}) \quad (4.3.1)$$

$$ASM = \frac{W_p(kg)}{100\ kg} d_{total}(nm) \quad (4.3.2)$$

$$CASM = \frac{DOC}{ASM} (cts\ de\ \$) \quad (4.3.3)$$

Donde CI es el índice de coste que determina la relevancia entre el tiempo empleado en la misión y el peso del combustible. Se asume que un $CI = 1 \frac{kg}{s}$.

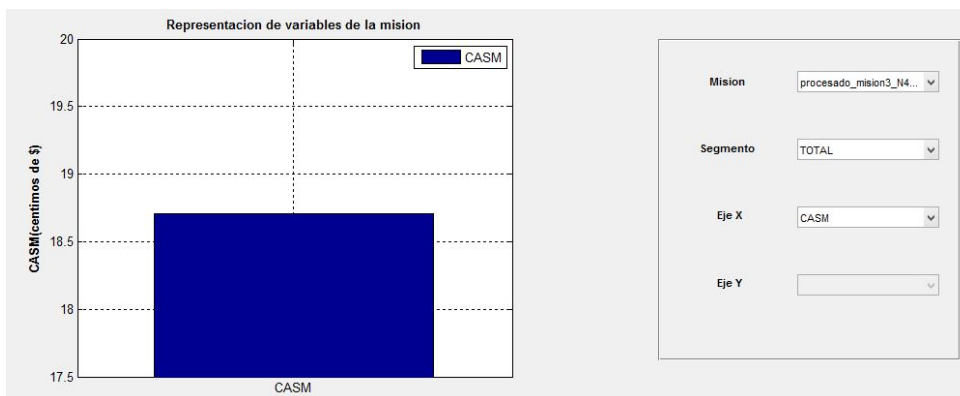


Figura 4.3.16: CASM

5

Cálculo de la misión

En este apartado se describirá de forma detallada la algoritmia y la naturaleza de las ecuaciones empleadas para calcular cada segmento de la misión introducida.

5.1. Definición de modelo propulsivo y aerodinámico

Para mayor facilidad en el seguimiento de los desarrollos matemáticos, se va a trabajar con relaciones funcionales para el modelo propulsivo y aerodinámico. Tal y como se comentó en el apartado 2, el modelo propulsivo empleado es el siguiente:

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} \quad (5.1.1)$$

$$T = \delta_T P_{SL} \frac{\eta_p}{V} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{p}{p_{SL}} \quad (5.1.2)$$

$$T = \delta_P \frac{\eta_p}{V} B h p_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55}\right) \quad (5.1.3)$$

Para turbofán, turbohélice y motor de pistón respectivamente. Por tanto, cuando se emplee el empuje se hablará de $T = T(\delta_T, h, V)$.

Para los consumos, tenemos:

$$c_{SL} = c_{SL} \left(a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5\right) \quad (5.1.4)$$

siendo los coeficientes:

$$\begin{aligned}a_1 &= 3.559957437510763 \\a_2 &= -10.739698199171459 \\a_3 &= 11.989635150373475 \\a_4 &= -5.869876557884609 \\a_5 &= 2.059994459180667\end{aligned}$$

$$C = c_{SL} (1.0 + 1.2M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia alta}) \quad (5.1.5)$$

$$C = c_{SL} (1.0 + 0.33M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar}) \quad (5.1.6)$$

$$C = c_{SL} (1.0 + 0.16875M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia maxima}) \quad (5.1.7)$$

$$C = c_{SL} \frac{V}{\eta_p} (1.0 + 1.44M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{turbohélice}) \quad (5.1.8)$$

$$C = c_{SL} \frac{V}{\eta_p} \rightarrow (\text{pistón}) \quad (5.1.9)$$

De esta forma, tendremos siempre la dependencia $C = C(\delta_T, h, V)$.

En cuanto al modelo aerodinámico, se empleará de forma predeterminada el definido en el apartado 2, esto es:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k C_L^2 \quad (5.1.10)$$

Finalmente, recordando las ecuaciones simplificadas de la mecánica del vuelo obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (5.1.11)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (5.1.12)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (5.1.13)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (5.1.14)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (5.1.15)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (5.1.16)$$

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \quad (5.1.17)$$

5.2. Taxi

De forma totalmente análoga al caso del diseño preliminar, el combustible empleado para este segmento se calcula mediante la ecuación 5.1.17

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \rightarrow \Delta W = -C(\delta_{T_{taxi}}, h_{taxi}, V_{taxi}) g T(\delta_{T_{taxi}}, h_{taxi}, V_{taxi}) \Delta t \quad (5.2.1)$$

Y de ahí se obtiene el combustible quemado durante esta fase. No hay más variables calculadas para este segmento.

5.3. Despegue

Es necesario incluir un análisis mucho más detallado a las maniobras de despegue y aterrizaje para saber si la configuración elegida es capaz de satisfacer los requisitos de despegue y aterrizaje.

En general, el despegue se puede dividir en tres fases principales: rodadura, transición y ascensión. En la siguiente figura se puede ver un esquema de las fases descritas.

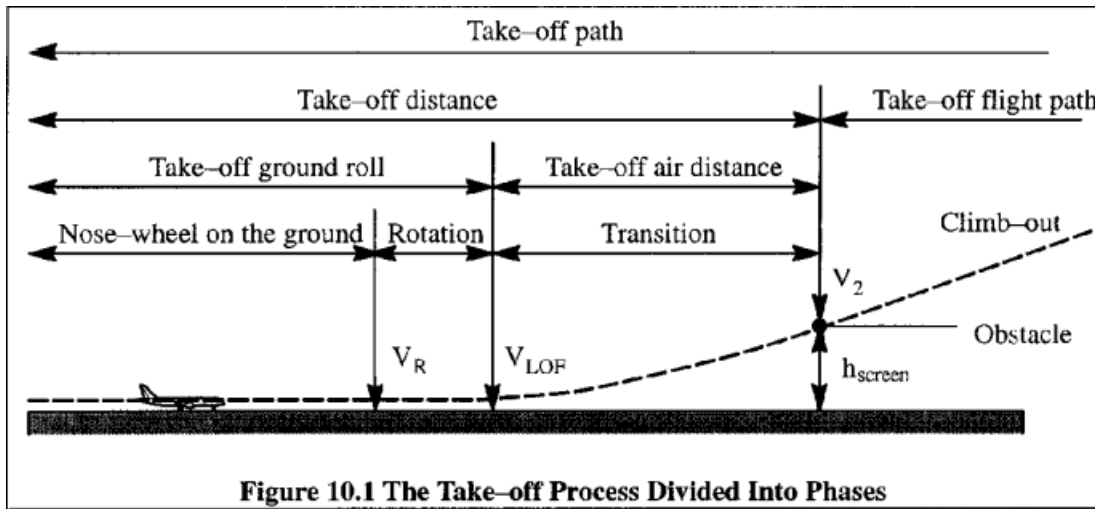


Figura 5.3.1: Fases del despegue

Una vez que el despegue ha tenido lugar, el ángulo de ascensión varía desde 0 hasta un valor constante a la altura del obstáculo. La altura de este obstáculo varía dependiendo de si se aplica la normativa militar o civil. Para el FAR 25 la altura del obstáculo se define en 35 pies mientras que para el FAR 23 se define en 50 pies.

Durante el despegue la configuración de la aeronave (en términos de empuje de potencia, posición de flaps y posición del tren de aterrizaje) permanece constante. El tren de aterrizaje es normalmente retraído pronto después de que el avión haya despegado. Una vez que la aeronave exceda la altura del obstáculo, se seguirá la ruta de vuelo hasta llegar a una altura 'segura' a 1500 pies sobre el terreno. A partir de ese punto la subida hasta altura de crucero comienza.

5.3.1. Ecuaciones del movimiento

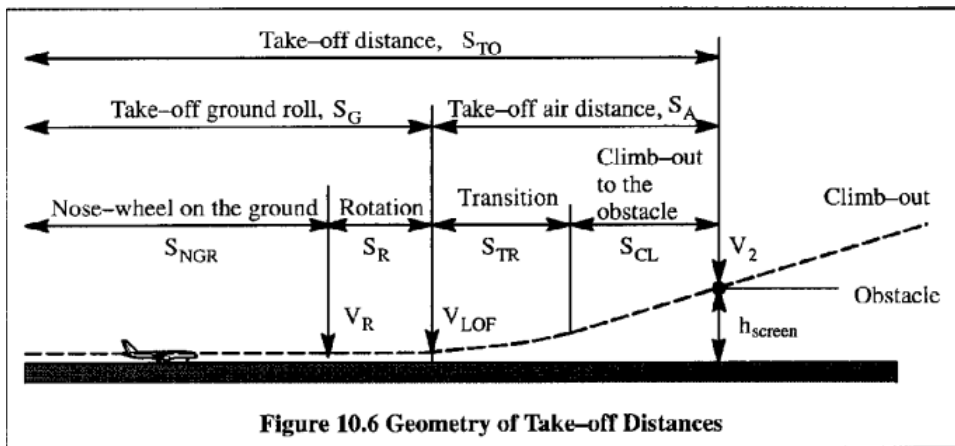


Figura 5.3.2: Geometría de las distancias de despegue

En la figura 5.3.2 se pueden observar las distintas distancias que comprenden cada una de las fases del despegue, así como las velocidades más características que marcan el inicio y fin de esas velocidades.

Evidentemente:

$$S_{TO} = S_G + S_A = S_{NGR} + S_R + S_{TR} + S_{CL} \quad (5.3.1)$$

La velocidad V_R es la velocidad a la cual el piloto inicia la rotación. La velocidad V_{LOF} es la velocidad calibrada a la que la aeronave deja de estar en contacto con el terreno.

5.3.1.1. Ecuaciones del movimiento durante la rodadura

La figura 5.3.3 muestra las fuerzas que actúan en la aeronave durante la etapa de rodadura con el tren de morro en tierra.

Se asume que la aeronave se encuentra en equilibrio de momentos y que el efecto de la dinámica del tren de aterrizaje y de los neumáticos es despreciable. Es debido apreciar también que se ha incluido un subíndice 'g' a las fuerzas aerodinámicas debido a que es necesario tener en cuenta la proximidad al suelo para su correcto cálculo, como se detalla en el capítulo 3.

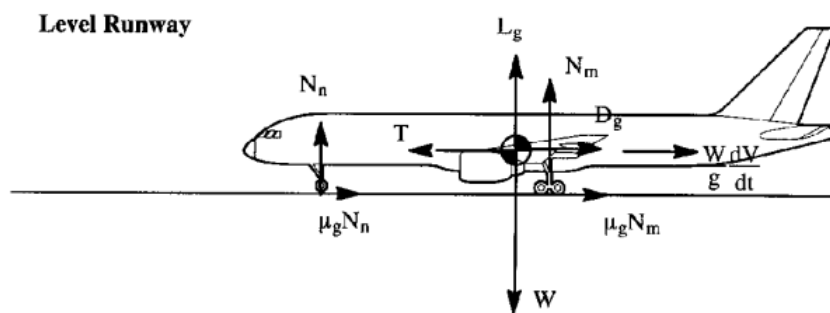


Figura 5.3.3: Esquema de las fuerzas que aparecen en la etapa de rodadura

Las ecuaciones del movimiento resultan ser:

$$L_g + N_n + N_m = W \quad (5.3.2)$$

$$T - D_g - \mu_g N_m = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (5.3.3)$$

(1) L_g es la sustentación de la aeronave con efecto suelo

(II) N_n es la fuerza de reacción del tren de morro

(III) N_m es la principal fuerza de reacción

(IV) W es el peso de la aeronave

(V) T es el empuje instalado, supuesto sin inclinación

(VI) D_g es la resistencia aerodinámica con efecto suelo

(VII) μ_g es el coeficiente de fricción del tren con la pista

(VIII) V es la velocidad de la aeronave relativa al suelo.

Combinando estas ecuaciones se puede mostrar que la aceleración a lo largo de la pista puede ser expresada así:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} (T - D_g - \mu_g W + \mu_g L_g) \quad (5.3.4)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \left\{ \left(\frac{T}{W} - \mu_g \right) - \frac{(C_{D_g} - \mu_g C_{L_g}) q}{\frac{W}{S}} \right\} = a_g(V) \quad (5.3.5)$$

De esta forma, podemos definir la distancia recorrida S_G , el tiempo empleado t_G y el combustible quemado $fuel_G$ así:

$$t_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{1}{a_g(V)} dV \quad (5.3.6)$$

$$S_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V}{a_g(V)} dV \quad (5.3.7)$$

$$fuel_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{C(V) T(V)}{a_g(V)} dV \quad (5.3.8)$$

$$(5.3.9)$$

Las hipótesis adicionales que permiten validar estas ecuaciones son:

(I) El gradiente de inclinación de la pista es nulo o despreciable.

- (II) Se asume que no se produce variación del peso para el cálculo de t_G y S_G durante la fase de rodadura.
- (III) Se asume que C_{D_g}, C_{L_g} y μ_g son constantes.
- (IV) El consumo y el empuje solo dependen de la velocidad debido a que se fijan δ_T y h_{desp} .

5.3.1.2. Ecuaciones del movimiento durante la fase de transición

La transición comienza a partir de V_{LOF} y continúa hasta que se establece una trayectoria recta en dirección al obstáculo.

Asumiendo que el coeficiente de sustentación media durante toda la maniobra de transición es aproximadamente el 90 por ciento del coeficiente para máxima sustentación con flaps bajados, y que la velocidad de transición es prácticamente constante y equivalente a $V_{TR} = 1.15V_{stall}$, se tiene:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho S 0.9 C_{L_{max}} (1.15V_{stall})^2}{\frac{1}{2}\rho S C_{L_{max}} V_{stall}^2} = 1.2 \quad (5.3.10)$$

$$R_{giro} = \frac{V_{TR}^2}{g(n-1)} \quad (5.3.11)$$

$$\gamma_{climb} = \arcsin \left[\frac{T}{W} - \frac{1}{D} \right] \quad (5.3.12)$$

$$S_{TR} = R_{giro} \sin \gamma_{climb} \quad (5.3.13)$$

$$h_{TR} = R_{giro} (1 - \cos \gamma_{climb}) \quad (5.3.14)$$

$$t_{TR} = \frac{S_{TR}}{V_{TR}} \quad (5.3.15)$$

$$fuel_{TR} = C(V_{TR}) T(V_{TR}) t_{TR} \quad (5.3.16)$$

En el caso que el ángulo de transición sea demasiado elevado, para reducir la distancia recorrida durante la transición, se fijará una altura de transición igual a la altura del obstáculo de forma que se asegure la correcta ascensión de la aeronave.

5.3.1.3. Ecuaciones del movimiento durante la fase de ascensión

En esta etapa la aceleración en la dirección perpendicular a la trayectoria de vuelo es nula. Sin embargo, la aceleración longitudinal sigue existiendo debido a que es necesario aumentar la velocidad al llegar al obstáculo.

En el caso que se haya fijado previamente la altura de transición igual a la altura del obstáculo, este segmento será inexistente en el cálculo final. El efecto suelo deberá ser valorado en esta etapa en función del tipo de aeronave.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$S_{cl} = \frac{h_{obs} - h_{TR}}{\tan \gamma_{climb}} \quad (5.3.17)$$

$$t_{cl} = \frac{S_{cl}}{V_{TR} \cos \gamma_{climb}} \quad (5.3.18)$$

$$fuel_{cl} = C(V_{TR}) T(V_{TR}) t_{cl} \quad (5.3.19)$$

Con esto finaliza el segmento de despegue.

5.4. Subida

En este capítulo se detallarán los métodos de cálculo empleados para el cálculo del segmento de subida en el perfil de vuelo.

Las ecuaciones de movimiento para una situación general de subida se desarrollarán en el primer apartado, siendo después simplificadas bajo las hipótesis adecuadas en función de los subtipos de subida que presenta la aplicación y del tipo de motor que porte la aeronave.

La mayoría de vuelos en subida son conducidos en relativamente estrechos ángulos de subida: 15 grados o menos. En ese rango de ángulos, ciertas simplificaciones en las ecuaciones de movimiento son aceptables. Para ángulos superiores esas simplificaciones dejarán de ser tan adecuadas.

Asimismo se considerará un subtipo de subida donde exista aceleración en la dirección del movimiento, si bien virajes verticales no son objeto de estudio en esta aplicación.

Las actuaciones en subida de las aeronaves están además sujetas a los requerimientos de las autoridades aeronáuticas, las cuales estipulan la tasa mínima y máxima de subida así como el gradiente. Estos requerimientos no están incluidos en el programa y será materia del alumno tenerlos en cuenta o no.

5.4.1. Ecuaciones generales del movimiento

Se asume que el centro de gravedad se mueve solidario a la aeronave, perpendicular a la superficie de la Tierra. También se supone que la aeronave está completamente estabilizada

en momentos.

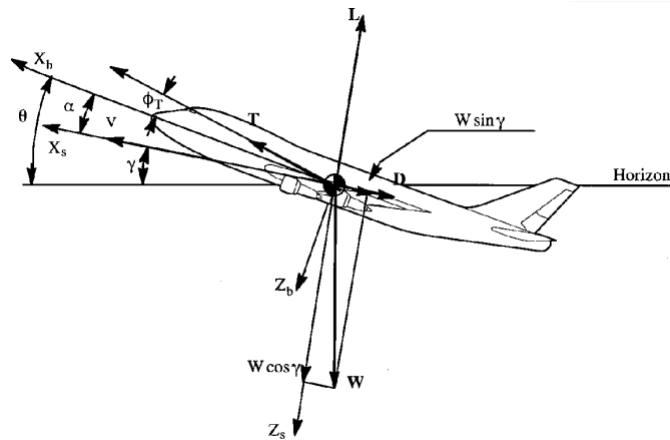


Figure 9.2 Definition of Forces in a Straight Line, Un-accelerated Climb

Figura 5.4.1: Fuerzas generales sobre la aeronave en subida

Las ecuaciones de movimiento generales para la subida a lo largo de la trayectoria y perpendicular a ella son:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (5.4.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (5.4.2)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (5.4.3)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma \quad (5.4.4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c T \quad (5.4.5)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (5.4.6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (5.4.7)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.4.8)$$

Dichas ecuaciones serán particularizadas para cada subtipo de subida, en función de los grados de libertad que sean proporcionados por el usuario.

5.4.2. Subida dados ángulo de subida y Mach de vuelo

Conocidos M y γ , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (5.4.9)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.4.10)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.11)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.4.12)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.4.13)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.4.14)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) - g T(h, \delta_T) \quad (5.4.15)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \delta_T(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$ (debido a que tenemos 2 ecuaciones adicionales para $T(\delta_T, h)$ y $C(\delta_T, h)$ del modelo propulsivo). Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (5.4.16)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (5.4.17)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (5.4.18)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (5.4.19)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (5.4.20)$$

$$C = C(h, W) \quad (5.4.21)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) - g T(h, W) \quad (5.4.22)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = -\frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (5.4.23)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V(h_{ini}) \quad (5.4.24)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.4.25)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.4.26)$$

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(h)$, con lo cual podemos obtener para cada altura de vuelo entre la altura inicial y la altura final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera, empleando las ecuaciones 5.4.16.

Por último, para hallar $t = t(h)$, no es necesario emplear los resultados numéricos obtenidos de la ecuación diferencial.

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.27)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (5.4.28)$$

La cual es una integral que puede ser resuelta de forma analítica cuya solución es una función a trozos debido a la dependencia del modelo de atmósfera estándar con la altura.

$$t(h) = \begin{cases} C^* \left(\sqrt{\theta_{SL} - \lambda h_{ini}} - \sqrt{\theta_{SL} - \lambda h} \right) & si \quad h \leq h_{trop} \\ C^* \left(\sqrt{\theta_{SL} - \lambda h_{ini}} - \sqrt{\theta_{SL} - \lambda h_{trop}} \right) + \frac{h-h_{trop}}{V(h)\sin(\gamma)} & si \quad (h_{ini} - h_{trop})(h - h_{trop}) < 0 \\ \frac{h-h_{ini}}{V(h)\sin(\gamma)} & si \quad (h_{ini} - h_{trop})(h - h_{trop}) \geq 0 \end{cases} \quad (5.4.29)$$

donde $C^* = \frac{2}{M \sin(\gamma) \lambda \sqrt{\gamma_{atm} R}}$ y $h_{trop} = 11000$ metros sobre el nivel del mar.

5.4.3. Subida dados ángulo de subida y velocidad equivalente EAS

Conocidos V_{EAS} y γ , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (5.4.30)$$

A partir de este punto el procedimiento es exactamente el mismo que para el caso anterior.

5.4.4. Subida dados ángulo de subida y velocidad TAS

En esta ocasión conocemos $V_{TAS} = V$ y γ de forma que la velocidad V no depende de la altura de vuelo. Sin embargo, el número de Mach $M = M(h)$ debido a que la velocidad del sonido sigue dependiendo de la altura, por lo que el resto de magnitudes seguirán dependiendo de la altura y del peso como en los dos casos anteriores.

Se puede emplear el mismo procedimiento que en los casos anteriores solo que particularizado para el caso en que la velocidad es independiente de la altura.

Para el cálculo de $t = t(h)$, partiendo de:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (5.4.31)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V \sin \gamma} = \frac{h - h_{ini}}{V \sin \gamma} \quad (5.4.32)$$

5.4.5. Subida dados palanca de gases y Mach de vuelo

Conocidos M y δ_T , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (5.4.33)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.4.34)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.35)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.4.36)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.4.37)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.4.38)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (5.4.39)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \gamma(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

Si intentamos despejar $\gamma = \gamma(h, W)$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} = \quad (5.4.40)$$

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S \left\{ C_{D_0} - k_2 \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} + k_1 \left(\frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \right)^2 \right\} + W \sin \gamma + m \frac{dV}{dh} V \sin \gamma \quad (5.4.41)$$

Llegando a una expresión del tipo

$$A(h, W) \sin \gamma + B(h, W) \cos \gamma + C(h, W) \cos^2 \gamma + D(h) = 0 \quad (5.4.42)$$

Mediante el empleo de la relación trigonométrica $\cos^2 \gamma = 1 - \sin^2 \gamma$ y despejando radicales, llegamos a una ecuación del tipo:

$$A(h, W) \sin^4 \gamma + B(h, W) \sin^3 \gamma + C(h, W) \sin^2 \gamma + D(h, W) \sin \gamma + E(h, W) = 0 \quad (5.4.43)$$

Con lo que llegamos finalmente a una ecuación algebraica de cuarto grado, de manera que podría ser despejado $\gamma = \gamma(h, W)$ en virtud del teorema de Abel-Ruffini. Sin embargo, no es en apariencia nada práctico tomar este camino para resolver el ángulo de subida.

Debido a la naturaleza matemática de las ecuaciones, es mejor escoger un algoritmo que nos permita mediante iteraciones hallar el valor de γ .

Un algoritmo que converge muy rápidamente y permite hallar el valor de γ es el siguiente:

- (I) Se asume que el peso, la altura, la velocidad de vuelo y el ratio $\frac{T}{W}$ son dados inicialmente.
- (II) Inicialmente se considera el ángulo de subida nulo, con lo que empleando $L = W$ calculamos C_L .
- (III) Empleando la polar obtenemos C_D .
- (IV) Calculamos el ángulo de subida empleando la ecuación $T = D + W \sin \gamma$.
- (V) Sustituimos el γ calculado en la ecuación $L = W \cos \gamma$ e iteramos hasta converger.

De esta forma podemos hallar para cada altura con unas pocas iteraciones el ángulo de subida correspondiente, y conocido este tenemos todas las magnitudes conocidas.

El inconveniente de este tipo de subida es que el cálculo debe realizarse de forma discreta para un número finito de posibles alturas por lo que se debe discretizar en un alto número de elementos (en el caso de esta aplicación se discretiza en 10000 partes) para garantizar la precisión de los resultados.

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (5.4.44)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (5.4.45)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (5.4.46)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (5.4.47)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (5.4.48)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (5.4.49)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (5.4.50)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (5.4.51)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (5.4.52)$$

5.4.6. Subida dados palanca de gases y velocidad EAS

Conocidos V_{EAS} y δ_T , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (5.4.53)$$

A partir de este punto el procedimiento es exactamente el mismo que para el caso anterior.

5.4.7. Subida dados palanca de gases y velocidad TAS

En esta ocasión conocemos $V_{TAS} = V$ y γ de forma que la velocidad V no depende de la altura de vuelo. Sin embargo, el número de Mach $M = M(h)$ debido a que la velocidad del sonido sigue dependiendo de la altura, por lo que el resto de magnitudes seguirán dependiendo de la altura y del peso como en los dos casos anteriores.

Se puede emplear el mismo procedimiento que en los casos anteriores solo que particularizado para el caso en que la velocidad es independiente de la altura.

5.4.8. Subida acelerada linealmente dados el ángulo de subida y la velocidad inicial y final

Para determinar el valor numérico del factor de la aceleración, la relación $V = V(h)$ debe conocerse. Se conoce que el número de Mach asociado a la máxima velocidad de subida se incrementa con la altura. Por tanto, una aeronave debe acelerar a lo largo de su trayectoria de vuelo para mantener su máximo ROC. Esto resulta en una ley de vuelo bastante complicada para el piloto durante la subida. Para la mayoría de aeronaves, se puede encontrar una velocidad calibrada constante que se corresponda bastante fidedignamente con la ley de vuelo asociada a una subida acelerada para máxima ROC.

En la práctica, la mayoría de pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en subida a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura de cruce, momento en el cual se vuela manteniendo el Mach de vuelo.

En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar el abanico de posibilidades ofrecido al alumno.

Al ser la aceleración lineal, tenemos la siguiente ley de velocidades:

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (5.4.54)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.4.55)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.56)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.4.57)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.4.58)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.4.59)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (5.4.60)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \delta_T(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (5.4.61)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (5.4.62)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (5.4.63)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (5.4.64)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (5.4.65)$$

$$C = C(h, W) \quad (5.4.66)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (5.4.67)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = -\frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (5.4.68)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (5.4.69)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.4.70)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.4.71)$$

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(h)$, con lo cual podemos obtener para cada altura de vuelo entre la altura inicial y la altura final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera.

Por último, para hallar $t = t(h)$, no es necesario emplear los resultados numéricos obtenidos de la ecuación diferencial.

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.72)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (5.4.73)$$

$$(5.4.74)$$

$$t(h) = \frac{\log \left\{ \frac{C_A h + C_B}{C_A h_{ini} + C_B} \right\}}{C_A \sin \gamma} \quad (5.4.75)$$

donde

$$C_A = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} \quad (5.4.76)$$

$$C_B = \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} \quad (5.4.77)$$

5.4.9. Subida acelerada linealmente dados la posición de palanca y la velocidad inicial y final

Como se comentó en el segmento anterior, en la práctica, la mayoría de pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en subida a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura de crucero, momento en el cual se vuela manteniendo el Mach de vuelo.

En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar el abanico de posibilidades ofrecido al alumno.

El procedimiento a seguir en este subtipo es una combinación entre la subida acelerada con ángulo de subida constante y la subida a velocidad y palanca de gases constante.

Al ser la aceleración lineal, tenemos la siguiente ley de velocidades:

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (5.4.78)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.4.79)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.4.80)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.4.81)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.4.82)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.4.83)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (5.4.84)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \gamma(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

Debido a la naturaleza matemática de las ecuaciones, la única forma de despejar γ consiste en resolver una ecuación algebraica de cuarto grado, lo cual aunque es posible no es en apariencia nada práctico para resolver el sistema de ecuaciones.

Un algoritmo que converge muy rápidamente y permite hallar el valor de γ es el siguiente:

- (I) Se asume que el peso, la altura, la velocidad de vuelo y el ratio T/W son dados inicialmente.
- (II) Inicialmente se considera el ángulo de subida nulo, con lo que empleando $L = W$ calculamos C_L .
- (III) Empleando la polar obtenemos C_D .
- (IV) Calculamos el ángulo de subida empleando la ecuación $T = D + W \sin \gamma$.
- (V) Sustituimos el γ calculado en la ecuación $L = W \cos \gamma$ e iteramos hasta converger.

De esta forma podemos hallar para cada altura con unas pocas iteraciones el ángulo de subida correspondiente, y conocido este tenemos todas las magnitudes conocidas.

El inconveniente de este tipo de subida es que el cálculo debe realizarse de forma discreta para un número finito de posibles alturas por lo que se debe discretizar en un alto número de elementos (en el caso de esta aplicación se discretiza en 10000 partes) para garantizar la precisión de los resultados.

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (5.4.85)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (5.4.86)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (5.4.87)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (5.4.88)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (5.4.89)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (5.4.90)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (5.4.91)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (5.4.92)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (5.4.93)$$

Con esto finaliza el segmento de subida.

5.5. Crucero

En este capítulo se detallarán los métodos de cálculo empleados para el cálculo del segmento de crucero en el perfil de vuelo.

Las ecuaciones de movimiento para una situación general de crucero se desarrollarán en el primer apartado, siendo después especificadas ecuaciones adicionales y métodos alternativos para el cálculo del alcance y autonomía.

5.5.1. Ecuaciones generales del movimiento

En el caso del crucero tendremos la altura de vuelo fijada por lo que tenemos un grado de libertad menos respecto al segmento de subida. Las variables serán calculadas respecto a la distancia de crucero recorrida.

Se asume que el centro de gravedad se mueve solidario a la aeronave, perpendicular a la superficie de la Tierra. También se supone que la aeronave está completamente estabilizada en momentos.

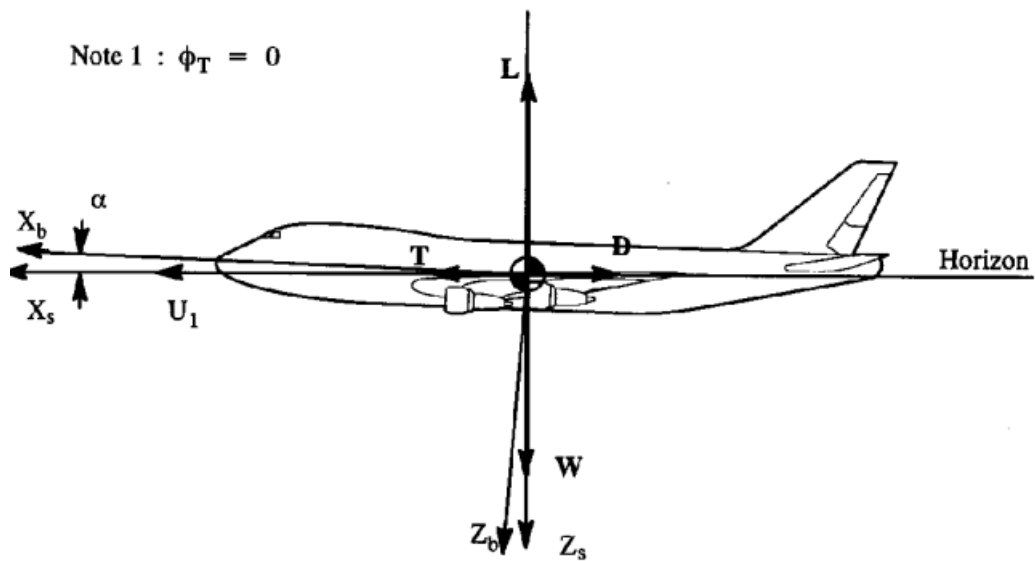


Figure 8.17b Definition of Forces in Steady, Symmetrical, Straight Line, Level Flight

Figura 5.5.1: Fuerzas generales sobre la aeronave en crucero

Las ecuaciones de movimiento generales para el crucero a lo largo de la trayectoria son:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5.5.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (5.5.2)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D \quad (5.5.3)$$

$$L = W \quad (5.5.4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c T \quad (5.5.5)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (5.5.6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (5.5.7)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.5.8)$$

Dichas ecuaciones serán particularizadas para cada subtipo de crucero, en función de los grados de libertad que sean proporcionados por el usuario.

5.5.2. Crucero dado Mach de vuelo

Conocido el Mach de vuelo y la altura de crucero, podemos conocer la velocidad de vuelo:

$$V = M a \quad (5.5.9)$$

$$\frac{dV}{dt} = 0 \quad (5.5.10)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5.5.11)$$

$$T(\delta_T, V) = D(V, C_D) \quad (5.5.12)$$

$$L(V, C_L) = W \quad (5.5.13)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.5.14)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T, V) \text{ g } T(\delta_T, V) \quad (5.5.15)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 5 magnitudes que deseamos calcular: $W(x), t(x), \delta_T(x), C_D(x), C_L(x)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(W) \quad (5.5.16)$$

$$C_D = C_D(W) \quad (5.5.17)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(W) = D(W) \quad (5.5.18)$$

$$T = D(W) = T(W) \quad (5.5.19)$$

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (5.5.20)$$

$$C = C(W) \quad (5.5.21)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(W) \text{ g } T(W) \quad (5.5.22)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dx} = -\frac{C(W) g T(W)}{V} \quad (5.5.23)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$X_{ini} = 0 \quad (5.5.24)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (5.5.25)$$

Para hallar las magnitudes globales no sería necesario resolver la ecuación diferencial sino que bastaría con integrar numéricamente para $x = x_{ini}$ respecto del peso.

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(x)$, con lo cual podemos obtener para cada distancia recorrida entre 0 y la distancia final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera, ya que todas dependen de W .

5.5.2.1. Cálculo de velocidad máxima

Dentro de este subtipo de crucero también es posible calcular la velocidad máxima que es capaz de alcanzar la aeronave para una altura dada con posición de palanca de gases máxima ($\delta_T = 1$).

Para el cálculo de la velocidad máxima se supondrá que el peso es constante e igual al peso inicial ($W = W_{ini}$) al comenzar el segmento de crucero.

Por lo tanto, dejaremos como incógnita la velocidad $V = V_{max}$ para, imponiendo las ecuaciones de movimiento, obtener su valor.

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_L(V) \quad (5.5.26)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (5.5.27)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (5.5.28)$$

$$T = T(V) = D(V) \quad (5.5.29)$$

Resolviendo la ecuación $T(V) = D(V)$ y quedándonos con la solución máxima obten-

dremos la velocidad máxima que cumple con las restricciones impuestas.

5.5.3. Crucero dado C_L constante

Al conocer C_L y ser constante (lo que equivale a fijar el ángulo de ataque de la aeronave), podemos conocer además C_D . El objetivo en esta ocasión es obtener una ecuación diferencial dependiente únicamente del peso W y de la posición x al igual que en el caso anterior.

El procedimiento a seguir es:

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S C_L}} = V(W) \quad (5.5.30)$$

$$\frac{dV}{dW} = \frac{1}{\sqrt{2\rho S C_L W}} = \frac{dV}{dW}(W) \quad (5.5.31)$$

$$M = \frac{V(W)}{a} = M(W) \quad (5.5.32)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V(W)^2 S C_D = D(W) \quad (5.5.33)$$

$$C = C(W) \quad (5.5.34)$$

En primera instancia establecemos que el consumo es independiente de la posición de palanca de gases ($C \neq C(\delta_T)$) para continuar la formulación y más adelante se explicará por qué.

Empleando la ecuación de la aceleración y de la conservación de la masa llegamos a:

$$\frac{dW}{dt} = -C(W) g T(W) = \quad (5.5.35)$$

$$= -C(W) g \left(D(W) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \right) = \quad (5.5.36)$$

$$= -C(W) g D(W) - C(W) W \frac{dV}{dW} \frac{dW}{dt} = \quad (5.5.37)$$

$$= \frac{-C(W) g D(W)}{\left(1 + C(W) W \frac{dV}{dW}(W) \right)} \quad (5.5.38)$$

$$\frac{dW}{dx} = \frac{dW}{dt} \frac{dt}{dx} = \frac{-C(W) g D(W)}{V \left(1 + C(W) W \frac{dV}{dW} \right)} \quad (5.5.39)$$

Y por tanto podemos obtener el empuje en función del peso y la posición tal que así:

$$T = D(W) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dW} \frac{dW}{dx} V(W) = T(W) \quad (5.5.40)$$

Por tanto, mediante el modelo propulsivo, podemos obtener la posición de palanca de gases en función del peso

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (5.5.41)$$

Y ahora podemos calcular la corrección de la posición de palanca para calibrar el consumo. Supondremos que la corrección será constante durante el segmento de crucero debido a que la posición de palanca no variará demasiado en la mayoría de misiones típicas. La variación aproximada es del orden del 0.1 %.

$$\text{Correccion} = \text{Correccion}(\delta_T(W_{ini})) \quad (5.5.42)$$

Una vez que tenemos calculada la corrección del consumo repetimos el procedimiento detallado hasta ahora con el consumo actualizado y resolvemos la ecuación diferencial definida por $\frac{dW}{dx}$.

Las condiciones iniciales son:

$$X_{ini} = 0 \quad (5.5.43)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (5.5.44)$$

Para hallar las magnitudes globales no sería necesario resolver la ecuación diferencial sino que bastaría con integrar numéricamente para $x = x_{ini}$ respecto del peso.

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(x)$, con lo cual podemos obtener para cada distancia recorrida entre 0 y la distancia final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera, ya que todas dependen de W .

5.5.4. Crucero acelerado dados velocidad inicial y final y posición de palanca de gases

En este subtipo se procede a desarrollar un crucero acelerado, el cual es común de ser empleado durante la transición entre la subida a la altura de crucero y la adquisición de la velocidad de crucero establecida para la misión, debido a que es mucho más económico

acelerar de forma nivelada que en subida.

Al ser la aceleración lineal, tenemos la siguiente ley de velocidades:

$$M = \frac{V}{a} = M(V) \quad (5.5.45)$$

$$\frac{dV}{dt} \neq 0 \quad (5.5.46)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (5.5.47)$$

$$T(\delta_T, V) = D(V, C_D) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (5.5.48)$$

$$L(V, C_L) = W \quad (5.5.49)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.5.50)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T, V) g T(\delta_T, V) \quad (5.5.51)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 5 magnitudes que deseamos calcular: $W(V), t(V), x(V), C_D(V), C_L(V)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

En este subtipo la dependencia de las variables es con la velocidad y no la posición debido a que es más simple realizar la integración para cada una de las velocidades entre la velocidad inicial y final.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la velocidad es el siguiente:

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V, W) \quad (5.5.52)$$

$$C_D = C_D(V, W) \quad (5.5.53)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V, W) = D(V, W) \quad (5.5.54)$$

$$T = T(V) \quad (5.5.55)$$

$$C = C(V) \quad (5.5.56)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(V) g T(V) \quad (5.5.57)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dV} = \frac{dW}{dt} \frac{dt}{dV} = \quad (5.5.58)$$

$$= -C(V) g T(V) \left[\frac{W}{g(T(V) - D(V, W))} \right] = \quad (5.5.59)$$

$$= \frac{-C(V) T(V) W}{T(V) - D(V, W)} = \quad (5.5.60)$$

$$= \frac{dW}{dV}(V, W) \quad (5.5.61)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (5.5.62)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (5.5.63)$$

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(V)$, con lo cual podemos obtener para cada velocidad entre la velocidad inicial y la velocidad final cualquier magnitud que se requiera, ya que todas dependen de (V, W) .

Para el cálculo del tiempo $t = t(V)$ y la distancia recorrida $x = x(V)$ se emplearán las siguientes diferenciales:

$$dt = \frac{W(V)}{g(T(V) - D(V, W(V)))} dV \quad (5.5.64)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g(T(V) - D(V, W(V)))}{W(V)} \quad (5.5.65)$$

$$dx = \frac{V}{\frac{dV}{dt}} dV \quad (5.5.66)$$

Y por tanto, integrando respecto a la velocidad podemos obtener las relaciones buscadas:

$$t = \int_{V_k}^{V_{k+1}} dt \quad (5.5.67)$$

$$x = \int_{V_k}^{V_{k+1}} dx \quad (5.5.68)$$

Donde V_k hace referencia a la velocidad correspondiente a la discretización de índice 'k', dado que al haber empleado cálculo numérico para hallar $W(V)$ ha sido necesario discretizar la velocidad en partes iguales entre la velocidad inicial y final. La discretización usada ha sido de nuevo 10000 partes.

5.5.5. Crucero dado Mach de vuelo y coeficientes aerodinámicos

Conocido el Mach de vuelo y la altura de crucero, podemos conocer la velocidad de vuelo:

$$V = M a \quad (5.5.69)$$

$$\frac{dV}{dt} = 0 \quad (5.5.70)$$

En esta ocasión disponemos de una polar distinta de la introducida en el modelo de la aeronave. Este subtipo de crucero está pensado para aquellas misiones donde se alcancen en crucero altos números de Mach donde los efectos de la compresibilidad sean influyentes de forma significativa en la polar de vuelo para velocidades inferiores.

De esta forma, el programa empleará para este crucero la polar introducida específicamente para él.

El desarrollo del cálculo es idéntico al del primer subtipo.

5.5.6. Crucero de máximo alcance dado el peso final

En este crucero el único parámetro que se requiere al usuario es el combustible que se consumirá durante el segmento a fin de determinar el fin del tramo, debido a que la condición de que sea un crucero de máximo alcance fija el resto de grados de libertad.

Comenzaremos definiendo el alcance de la aeronave, partiendo de las ecuaciones de movimiento particularizadas para el crucero:

$$x = \int_{W_{ini}}^W \frac{-V \left(1 + C(V, \delta_T) W \frac{dV}{dW}\right)}{C(V, \delta_T) g D(V, W)} dW \quad (5.5.71)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W \frac{-V}{C(V) g D(V, W)} dW \quad (5.5.72)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W F(V, W) \quad (5.5.73)$$

Se puede comprobar que el alcance depende de tres parámetros a priori. Sin embargo, supondremos inicialmente que el consumo es independiente de la posición de palanca ($C \neq C(\delta_T)$), esto es, que no se le aplica corrección al cálculo del consumo. Asimismo, se puede comprobar que se desprecia el término $C(V, \delta_T) W \frac{dV}{dW}$ frente a la unidad debido a que simplifica en gran medida el análisis realizado.

Una vez resolvamos la expresión de la palanca de gases podremos obtener la palanca de gases media entre el inicio y fin de la misión y repetir el proceso de cálculo con el valor hallado, a fin de aumentar la precisión del cálculo.

Empleando los teoremas del cálculo variacional para una optimización sin ligaduras, podemos aplicar las ecuaciones de Euler-Lagrange a la expresión anterior y obtener una condición necesaria para la existencia del óptimo (aunque no suficiente):

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (5.5.74)$$

$$V(W_{ini}) = V_{ini} \quad (5.5.75)$$

$$V(W_{fin}) = V_{fin} \quad (5.5.76)$$

Donde las condiciones de contorno son la velocidad inicial y final asociadas al peso inicial y final y aún no son conocidas pero se obtendrán de la primera ecuación.

Resolviendo la primera ecuación obtendremos la ley de velocidades $V(W)$ que proporciona el máximo alcance a la aeronave.

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (5.5.77)$$

$$C D - V \left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (5.5.78)$$

Esto implica que según sea el tipo de consumo (el cual cambia según el tipo de motor), de una forma u otra será la expresión $V(W)$ que proporciona el máximo alcance.

Aunque ya están especificados en el modelo propulsivo y aerodinámico, un breve esquema de la estructura funcional del consumo y la resistencia aerodinámica es la siguiente:

$$C = A + B V \rightarrow Jet \quad (5.5.79)$$

$$C = V(A + B V) \rightarrow Prop/Pistón \quad (5.5.80)$$

$$D = A_2 V^2 - B_2 W + C_2 \frac{W^2}{V^2} \quad (5.5.81)$$

De esta forma podremos obtener la relación inversa a la buscada, $W(V)$, despejando de la ecuación de Euler-Lagrange.

A modo de ejemplo, se detalla cómo se despeja dicha función para el caso de motor turbofán, siendo el caso de motor turbohélice de forma análoga.

$$C D - V \left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (5.5.82)$$

$$(A+BV) \left\{ A_2 V^2 - B_2 W + C_2 \frac{W^2}{V^2} - V \left[B A_2 V^2 - B B_2 W + B C_2 \frac{W^2}{V^2} + (A+BV) \left(2A_2 V - 2C_2 \frac{W^2}{V^3} \right) \right] \right\} = 0 \quad (5.5.83)$$

Con lo que llegamos a una ecuación algebraica de segundo grado para W y por tanto podemos despejar y obtener $W(V)$ y $\frac{dW}{dV}$.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la velocidad es el siguiente:

$$M = \frac{V}{a} \quad (5.5.84)$$

$$C_L = \frac{W(V)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V) \quad (5.5.85)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (5.5.86)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (5.5.87)$$

$$C = C(V) \quad (5.5.88)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-C(V) g D(V)}{\frac{dW}{dV} + C(V) W(V)} \quad (5.5.89)$$

$$T = D(V) + \frac{W(V)}{g} \frac{dV}{dt} \quad (5.5.90)$$

$$\delta_T = \delta_T(V) \quad (5.5.91)$$

Con este desarrollo ya tenemos todas las funciones dependiendo exclusivamente de V , solo resta hallar las condiciones inicial y final que dejamos planteadas cuando aplicamos el cálculo variacional para hallar la relación $W(V)$.

Resolviendo y quedándonos con la solución real de las igualdades

$$W(V_{ini}) = W_{ini} \quad (5.5.92)$$

$$W(V_{fin}) = W_{fin} \quad (5.5.93)$$

Obtenemos finalmente las condiciones de contorno para cerrar el problema de la optimización.

Conocidas la velocidad inicial y final, empleamos la ecuación que define la posición de palanca de gases para obtener la posición de palanca inicial y final del segmento, y nos quedaremos con la posición media para el cálculo de la corrección del consumo ya que la variación es muy pequeña a lo largo del segmento y por tanto puede simplificarse como se describió anteriormente.

$$C = C(V, \delta T_{medio}) \quad (5.5.94)$$

Con esta corrección calculada repetimos todos los pasos seguidos hasta ahora para obtener todas las variables dependientes de V y barriendo todas las velocidades entre la velocidad inicial y final podremos obtener cualquier magnitud a lo largo del segmento.

Queda por determinar $t(V)$ y $x(V)$.

$$dt = \frac{-\frac{dW}{dV}(V) + C(V) W(V)}{C(V) g D(V)} \quad (5.5.95)$$

$$dx = V dt(V) \quad (5.5.96)$$

Con lo que integrando podemos hallar dichas variables en función de la velocidad.

$$x = \int_{V_{ini}}^V dx = x(V) \quad (5.5.97)$$

$$t = \int_{V_{ini}}^V dt = t(V) \quad (5.5.98)$$

Así que finalmente obtenemos el alcance máximo (y la autonomía asociada a dicho alcance máximo)

$$Alcance_{max} = x(V = V_{fin}) \quad (5.5.99)$$

5.5.7. Crucero de máxima autonomía dado el peso final

En este crucero el único parámetro que se requiere al usuario es el combustible que se consumirá durante el segmento a fin de determinar el fin del tramo, debido a que la condición de que sea un crucero de máxima autonomía fija el resto de grados de libertad.

Comenzaremos definiendo la autonomía de la aeronave, partiendo de las ecuaciones de movimiento particularizadas para el crucero:

$$x = \int_{W_{ini}}^W \frac{-\left(1 + C(V, \delta_T)W \frac{dV}{dW}\right)}{C(V, \delta_T) g D(V, W)} dW \quad (5.5.100)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W \frac{-1}{C(V) g D(V, W)} dW \quad (5.5.101)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W F(V, W) \quad (5.5.102)$$

Se puede comprobar que la autonomía depende de tres parámetros a priori. Sin embargo, supondremos inicialmente que el consumo es independiente de la posición de palanca ($C \neq C(\delta_T)$), esto es, que no se le aplica corrección al cálculo del consumo. Asimismo, se puede comprobar que se desprecia el término $C(V, \delta_T)W \frac{dV}{dW}$ frente a la unidad debido a que simplifica en gran medida el análisis realizado.

Una vez resolvamos la expresión de la palanca de gases podremos obtener la palanca de gases media entre el inicio y fin de la misión y repetir el proceso de cálculo con el valor hallado, a fin de aumentar la precisión del cálculo.

Empleando los teoremas del cálculo variacional para una optimización sin ligaduras, podemos aplicar las ecuaciones de Euler-Lagrange a la expresión anterior y obtener una condición necesaria para la existencia del óptimo (aunque no suficiente):

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (5.5.103)$$

$$V(W_{ini}) = V_{ini} \quad (5.5.104)$$

$$V(W_{fin}) = V_{fin} \quad (5.5.105)$$

Donde las condiciones de contorno son la velocidad inicial y final asociadas al peso inicial y final y aún no son conocidas pero se obtendrán de la primera ecuación.

Resolviendo la primera ecuación obtendremos la ley de velocidades $V(W)$ que proporciona la máxima autonomía a la aeronave.

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (5.5.106)$$

$$\left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (5.5.107)$$

Esto implica que según sea el tipo de consumo (el cual cambia según el tipo de motor), de una forma u otra será la expresión $V(W)$ que proporciona la máxima autonomía.

Aunque ya están especificados en el modelo propulsivo y aerodinámico, un breve esquema de la estructura funcional del consumo y la resistencia aerodinámica es la siguiente:

$$C = A + B V \rightarrow \text{Jet} \quad (5.5.108)$$

$$C = V(A + B V) \rightarrow \text{Prop/Pistón} \quad (5.5.109)$$

$$D = A_2 V^2 - B_2 W + C_2 \frac{W^2}{V^2} \quad (5.5.110)$$

De esta forma podremos obtener la relación inversa a la buscada, $W(V)$, despejando de la ecuación de Euler-Lagrange.

A modo de ejemplo, se detalla cómo se despeja dicha función para el caso de motor turbofán, siendo el caso de motor turbohélice de forma análoga.

$$\left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (5.5.111)$$

$$BA_2 V^2 - BB_2 W + BC_2 \frac{W^2}{V^2} + (A + BV)(2A_2 V - 2C_2 \frac{W^2}{V^3}) = 0 \quad (5.5.112)$$

Con lo que llegamos a una ecuación algebraica de segundo grado para W y por tanto podemos despejar y obtener $W(V)$ y $\frac{dW}{dV}$.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la velocidad es el siguiente:

$$M = \frac{V}{a} \quad (5.5.113)$$

$$C_L = \frac{W(V)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V) \quad (5.5.114)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (5.5.115)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (5.5.116)$$

$$C = C(V) \quad (5.5.117)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-C(V) g D(V)}{\frac{dW}{dV} + C(V)W(V)} \quad (5.5.118)$$

$$T = D(V) + \frac{W(V)}{g} \frac{dV}{dt} = T(V) \quad (5.5.119)$$

$$\delta_T = \delta_T(V) \quad (5.5.120)$$

Con este desarrollo ya tenemos todas las funciones dependiendo exclusivamente de V , solo resta hallar las condiciones inicial y final que dejamos planteadas cuando aplicamos el cálculo variacional para hallar la relación $W(V)$.

Resolviendo y quedándonos con la solución real de las igualdades

$$W(V_{ini}) = W_{ini} \quad (5.5.121)$$

$$W(V_{fin}) = W_{fin} \quad (5.5.122)$$

Obtenemos finalmente las condiciones de contorno para cerrar el problema de la optimización.

Conocidas la velocidad inicial y final, empleamos la ecuación que define la posición de palanca de gases para obtener la posición de palanca inicial y final del segmento, y nos quedaremos con la posición media para el cálculo de la corrección del consumo ya que la variación es muy pequeña a lo largo del segmento y por tanto puede simplificarse como se describió anteriormente.

$$C = C(V, \delta_{T_{medio}}) \quad (5.5.123)$$

Con esta corrección calculada repetimos todos los pasos seguidos hasta ahora para obtener todas las variables dependientes de V y barriendo todas las velocidades entre la velocidad inicial y final podremos obtener cualquier magnitud a lo largo del segmento.

Queda por determinar $t(V)$ y $x(V)$.

$$dt = \frac{-\frac{dW}{dV}(V) + C(V) W(V)}{C(V) g D(V)} \quad (5.5.124)$$

$$dx = V dt(V) \quad (5.5.125)$$

Con lo que integrando podemos hallar dichas variables en función de la velocidad.

$$x = \int_{V_{ini}}^V dx = x(V) \quad (5.5.126)$$

$$t = \int_{V_{ini}}^V dt = t(V) \quad (5.5.127)$$

Así que finalmente obtenemos la autonomía máxima (y el alcance asociado a dicha autonomía máxima)

$$Autonomía_{max} = t(V = V_{fin}) \quad (5.5.128)$$

5.6. Giro mantenido

En esta sección se detallarán los métodos de cálculo empleados para el cálculo del segmento de giro mantenido en el plano horizontal.

Las ecuaciones de movimiento para una situación general de viraje horizontal se desarrollarán en el primer apartado, siendo después especificadas las ecuaciones y algoritmos que describen virajes óptimos.

5.6.1. Ecuaciones generales del movimiento

En el caso del viraje tendremos la altura de vuelo fijada pero aparece un nuevo grado de libertad correspondiente a medir la inclinación de la aeronave: el ángulo de alabeo. Por lo tanto, tenemos los mismos grados de libertad que en el segmento de subida. Las variables serán calculadas respecto al tiempo empleado.

Se asume que el centro de gravedad se mueve solidario a la aeronave, perpendicular a la superficie de la Tierra. También se supone que la aeronave está completamente estabilizada en momentos.

Consideraremos una aeronave en vuelo nivelado y giro mantenido, es decir, la acelera-

ción neta de la aeronave en la dirección del eje Y es nula.

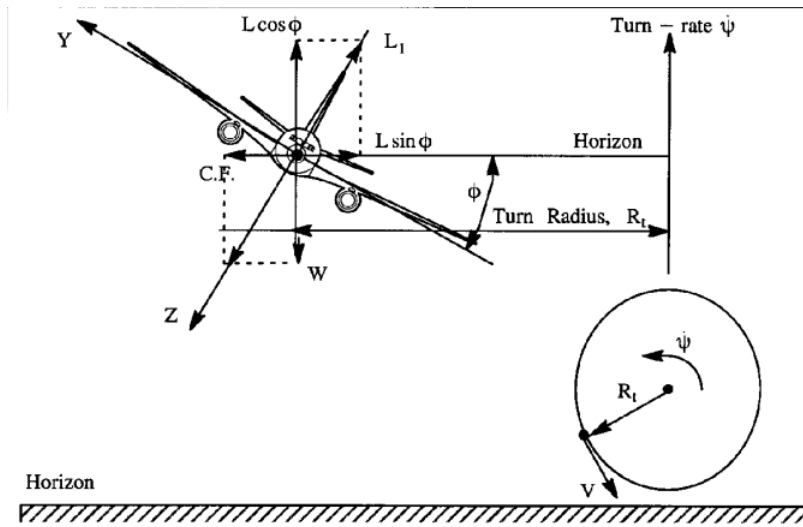


Figure 12.19 Geometry of the Steady, Level Turn

Figura 5.6.1: Fuerzas generales sobre la aeronave en viraje

Las ecuaciones de movimiento generales para el viraje a lo largo de la trayectoria son:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (5.6.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (5.6.2)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D \quad (5.6.3)$$

$$mV \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (5.6.4)$$

$$W = L \cos \mu \quad (5.6.5)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C_g T \quad (5.6.6)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, C_L) \quad (5.6.7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, C_D) \quad (5.6.8)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.6.9)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 7 magnitudes que deseamos calcular: $\dot{\chi}(t), \mu(t), \delta_T(t), C_D(t), x(t), W(t), V(t)$. Por lo tanto, el problema presenta 2 grados de libertad y una vez introducidos por el usuario el problema está cerrado matemáticamente.

Estas ecuaciones serán particularizadas para cada subtipo de viraje, en función de los grados de libertad que sean proporcionados por el usuario.

5.6.2. Viraje dada la velocidad y la posición de palanca de gases

Conocidos M y δ_T , podemos definir la velocidad $V = M$ a constante. De esta forma, al conocer altura de vuelo, velocidad y posición de palanca, automáticamente conocemos el empuje T y el consumo C mediante el empleo del modelo propulsivo correspondiente y ambos serán constantes.

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (5.6.10)$$

$$T = D(C_L) \quad (5.6.11)$$

$$L(C_L) \sin \mu = mV \frac{d\chi}{dt} \quad (5.6.12)$$

$$L(C_L) \cos \mu = W \quad (5.6.13)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C g T \quad (5.6.14)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 5 magnitudes que deseamos calcular: $\dot{\chi}(t), \mu(t), C_L(t), x(t), W(t)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$D = T \quad (5.6.15)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (5.6.16)$$

$$C_L = C_L(C_D) \quad (5.6.17)$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (5.6.18)$$

Siendo todas las magnitudes constantes.

Si integramos la ecuación de la conservación de la masa respecto del tiempo, llegamos

a:

$$W = \int_0^t -C g T dt = W_{ini} - C g T t = W(t) \quad (5.6.19)$$

Con lo que ya podemos calcular el resto de magnitudes en función del peso, y por tanto, en función del tiempo:

$$\mu(t) = \arccos\left(\frac{W(t)}{L}\right) \quad (5.6.20)$$

$$n(t) = \frac{1}{\cos \mu(t)} \quad (5.6.21)$$

$$\dot{\chi}(t) = \frac{L \sin \mu(t) g}{W(t) V} \quad (5.6.22)$$

$$\chi(t) = \int_0^t \dot{\chi}(t) dt \quad (5.6.23)$$

$$R(t) = \frac{V}{\dot{\chi}} \quad (5.6.24)$$

$$x(t) = \int_0^t V \cos \chi(t) dt \quad (5.6.25)$$

Por lo que podemos calcular el número de revoluciones efectuadas como:

$$Revoluciones = \frac{\chi(t_{fin})}{2\pi} = \frac{x(t_{fin})}{2\pi R(t_{fin})} \quad (5.6.26)$$

5.6.3. Viraje dada la velocidad y C_L

Conocidos M y C_L , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Empleando las ecuaciones del modelo aerodinámico:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2 \quad (5.6.27)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5.6.28)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (5.6.29)$$

$$T = D \quad (5.6.30)$$

Y empleando el modelo propulsivo, al ser constante T y la velocidad y altura de vuelo, también serán constantes C y δ_T .

Una vez que hemos obtenido δ_T nos encontramos en el caso anterior y el procedimiento a seguir es el mismo.

5.6.4. Viraje dada la velocidad y μ

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (5.6.31)$$

$$T(\delta_T) = D(C_L) \quad (5.6.32)$$

$$L(C_L) \sin \mu = mV \frac{d\chi}{dt} \quad (5.6.33)$$

$$L(C_L) \cos \mu = W \quad (5.6.34)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T) g T(\delta_T) \quad (5.6.35)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 5 magnitudes que deseamos calcular: $\dot{\chi}(t), \delta_T(t), C_L(t), x(t), W(t)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

En esta ocasión se empleará como parámetro el peso para el cálculo de todas las magnitudes. El procedimiento para hallar todas las variables en función del peso es el siguiente:

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S \cos \mu} = C_L(W) \quad (5.6.36)$$

$$C_D = C_D(C_L) = C_D(W) \quad (5.6.37)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D = D(W) \quad (5.6.38)$$

$$T = D(W) \quad (5.6.39)$$

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (5.6.40)$$

$$C = C(W) \quad (5.6.41)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(W) g T(W) \quad (5.6.42)$$

Resolviendo la ecuación diferencial resultante de la ecuación de la conservación de la masa obtendremos la dependencia $W(t)$. Una vez obtenida esta relación se pueden calcular el resto de magnitudes:

$$n(t) = \frac{1}{\cos \mu} \quad (5.6.43)$$

$$R(t) = \frac{V^2}{g \tan \mu} \quad (5.6.44)$$

$$\dot{\chi} = \frac{g \tan \mu}{V} \quad (5.6.45)$$

$$\chi(t) = \dot{\chi} t \quad (5.6.46)$$

$$x(t) = \frac{V}{\dot{\chi} \sin \chi(t)} \quad (5.6.47)$$

Por lo que podemos calcular el número de revoluciones efectuadas como:

$$\text{Revoluciones} = \frac{\chi(t_{fin})}{2\pi} = \frac{x(t_{fin})}{2\pi R(t_{fin})} \quad (5.6.48)$$

5.6.5. Viraje dada la velocidad y n

Empleando la relación

$$\mu = \arccos\left(\frac{1}{n}\right) \quad (5.6.49)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

5.6.6. Viraje dada la velocidad y R

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M$ a constante.

Empleando la relación

$$\mu = \arctan\left(\frac{V^2}{gR}\right) \quad (5.6.50)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

5.6.7. Viraje dada la velocidad y $\dot{\chi}$

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M$ a constante.

Empleando la relación

$$\mu = \arctan\left(\frac{V \dot{\chi}}{g}\right) \quad (5.6.51)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

5.6.8. Viraje dada la posición de palanca de gases y a factor de carga máximo

Tenemos como parámetro δ_T y un grado de libertad menos al exigir que el factor de carga sea máximo durante todo el segmento. De esta forma, al conocer la posición de palanca, podremos despejar todas las variables en función de la velocidad y de esta forma derivando e igualando a cero obtener la velocidad que maximiza el factor de carga para cada peso.

El procedimiento a seguir es el siguiente:

$$T = T(V) \quad (5.6.52)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D = \quad (5.6.53)$$

$$= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{D_0} - k_2 W n + k_1 \frac{n^2 W^2}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \quad (5.6.54)$$

$$= A_2 V^2 - B_2 W n + C_2 \frac{n^2 W^2}{V^2} \quad (5.6.55)$$

Con lo que podemos despejar $n = n(V)$ y derivar respecto de la velocidad para hallar para cada peso la velocidad que hace el factor de carga máximo.

Se observa que, en general, las variaciones de la velocidad que hace el factor de carga máximo son despreciables durante el trascurso del segmento, luego una vez calculada la velocidad V^* que hace el factor de carga máximo se puede resolver el resto del segmento suponiendo ésta constante. Es decir, nos encontraríamos de nuevo en el caso 1 y el resto de variables se calcularían forma idéntica.

5.6.9. Viraje dada la posición de palanca de gases y a velocidad de guiñada máxima

El desarrollo es análogo al caso anterior. Partiendo de la expresión $n = n(V)$, y de las ecuaciones de la mecánica del vuelo para el viraje mantenido, llegamos a la siguiente relación para la velocidad de guiñada:

$$\dot{\chi} = \frac{g\sqrt{n(V)^2 - 1}}{V} = \dot{\chi}(V, W) \quad (5.6.56)$$

De forma que derivando y resolviendo la ecuación no lineal resultante podemos hallar la velocidad V que maximiza la velocidad de guiñada para cada peso.

Las variables expresadas en función de V y W son:

$$n = n(V, W) \quad (5.6.57)$$

$$D = T(V) \quad (5.6.58)$$

$$C_D = \frac{D(V)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_D(V) \quad (5.6.59)$$

$$L = n W = L(V, W) \quad (5.6.60)$$

$$\mu = \arccos\left(\frac{1}{n}\right) = \mu(V, W) \quad (5.6.61)$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = R(V, W) \quad (5.6.62)$$

Y el algoritmo empleado es:

$$W_{k=1} = W_{ini} \quad (5.6.63)$$

$$\dot{\chi}(V) = 0 \rightarrow V_{\dot{\chi}=max} = V_k \quad (5.6.64)$$

$$n_k = n(V_k, W_k) \quad (5.6.65)$$

$$D_k = T(V_k) \quad (5.6.66)$$

$$C_{D_k} = C_D(V_k) \quad (5.6.67)$$

$$L_k = L(V_k, W_k) \quad (5.6.68)$$

$$\mu_k = \mu(V_k, W_k) \quad (5.6.69)$$

$$R_k = R(V_k, W_k) \quad (5.6.70)$$

$$W_{k+1} = W_k - C(V_k) g T(V_k)(t_{k+1} - t_k) \quad (5.6.71)$$

donde se ha discretizado el tiempo en 10000 intervalos desde $k = 1$ hasta $k = 10000$, de forma que se garantice una alta precisión.

5.6.10. Viraje dada la posición de palanca de gases y a radio de giro mínimo

El objetivo en este subtipo de viraje es minimizar el radio de giro de la aeronave calculando la velocidad de vuelo que logra esto. El procedimiento a seguir es análogo a los 2 anteriores, y partiendo del desarrollo anterior podemos llegar a:

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = R(V, W) \quad (5.6.72)$$

Iterando para cada peso y derivando la expresión resultante obtendremos la velocidad buscada. Sin embargo, la naturaleza matemática de la expresión del radio de giro hace que aparezcan singularidades en su dominio que impiden automatizar este proceso como en los dos casos anteriores.

El proceso seguido para evitar dichas singularidades, así como ciertas regiones donde se obtienen números imaginarios, ha sido encontrar de forma numérica la velocidad de radio de giro mínimo: evaluar la expresión del radio para un gran número de velocidades.

De esta forma, y descartando las velocidades que hacen diverger o llevar al campo de los complejos la solución, se logra averiguar la velocidad que logra radio mínimo.

A partir de ahí el proceso es análogo a los anteriores, y para facilitar la velocidad de procesamiento en cada iteración y no tener que probar tantas soluciones para cada peso, se asume que dado el gran número de partes en que se divide el tramo, la velocidad para un peso dado y el siguiente peso no varía más allá de un 5%. Así logramos aumentar en gran medida la velocidad de cálculo de Matlab sin perder en ningún momento precisión en los resultados.

Con esto finaliza el segmento de giro mantenido.

5.7. Descenso

En este capítulo se detallarán los métodos de cálculo empleados para el cálculo del segmento de descenso en el perfil de vuelo.

Las ecuaciones de movimiento para una situación general de descenso se desarrollarán en el primer apartado, siendo después simplificadas bajo las hipótesis adecuadas en función de los subtipos de descenso que presenta la aplicación y del tipo de motor que porte la aeronave.

La mayoría de vuelos en descenso son conducidos en relativamente estrechos ángulos de descenso: 15 grados o menos. En ese rango de ángulos, ciertas simplificaciones en las ecuaciones de movimiento son aceptables. Para ángulos superiores esas simplificaciones dejarán de ser tan adecuadas.

Sin embargo, es importante tener en cuenta a la hora de diseñar el descenso que establecer un ángulo de descenso o una velocidad elevada puede conducir a que la posición de palanca correspondiente para mantener esa ley de vuelo salga de su ámbito de disponibilidad ya sea por exceso de potencia o por defecto. En ese caso la aplicación alertará al usuario de la imposibilidad de cumplir con la ley de vuelo establecida.

Las actuaciones en descenso, al igual que las de subida, de las aeronaves están además sujetas a los requerimientos de las autoridades aeronáuticas, las cuales estipulan la tasa mínima y máxima de descenso así como el gradiente. Estos requerimientos no están

incluidos en el programa y será materia del alumno tenerlos en cuenta o no.

5.7.1. Ecuaciones generales del movimiento

Se asume que el centro de gravedad se mueve solidario a la aeronave, perpendicular a la superficie de la Tierra. También se supone que la aeronave está completamente estabilizada en momentos.

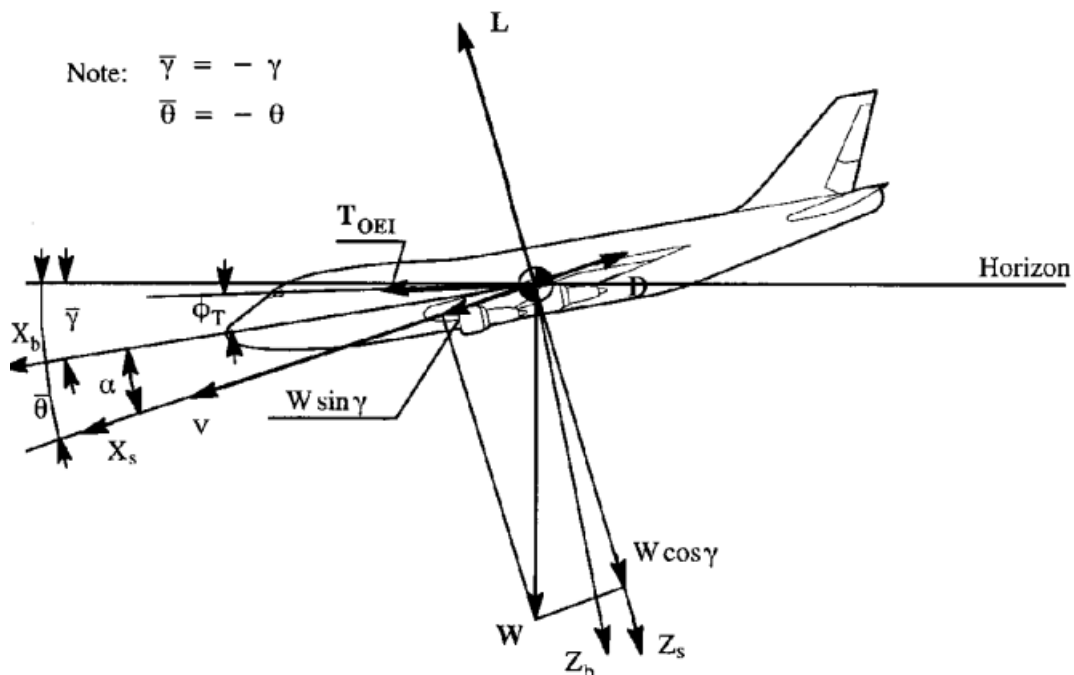


Figure 9.3 Definition of Forces in a Straight Line, Un-accelerated (Drift-down) Descent

Figura 5.7.1: Fuerzas generales sobre la aeronave en descenso

Las ecuaciones de movimiento generales para el descenso a lo largo de la trayectoria y perpendicular a ella son:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (5.7.1)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (5.7.2)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (5.7.3)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma \quad (5.7.4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c T \quad (5.7.5)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (5.7.6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (5.7.7)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.7.8)$$

Dichas ecuaciones serán particularizadas para cada subtipo de descenso, en función de los grados de libertad que sean proporcionados por el usuario.

5.7.2. Descenso dados ángulo de descenso y Mach de vuelo

Conocidos M y γ , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (5.7.9)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.7.10)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.11)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.7.12)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.7.13)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.7.14)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (5.7.15)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \delta_T(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (5.7.16)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (5.7.17)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (5.7.18)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (5.7.19)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (5.7.20)$$

$$C = C(h, W) \quad (5.7.21)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (5.7.22)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = -\frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (5.7.23)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V(h_{ini}) \quad (5.7.24)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.7.25)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.7.26)$$

Para hallar las magnitudes globales no sería necesario resolver la ecuación diferencial sino que bastaría con integrar numéricamente para $h = h_{ini}$ respecto del peso.

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(h)$, con lo cual podemos obtener para cada altura de vuelo entre la altura inicial y la altura final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera.

Por último, para hallar $t = t(h)$, no es necesario emplear los resultados numéricos obtenidos de la ecuación diferencial.

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.27)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (5.7.28)$$

La cual es una integral que puede ser resuelta de forma analítica cuya solución es una función a trozos debido a la dependencia del modelo de atmósfera estándar con la altura.

5.7.3. Descenso dados ángulo de descenso y velocidad equivalente EAS

Conocidos V_{EAS} y γ , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (5.7.29)$$

A partir de este punto el procedimiento es exactamente el mismo que para el caso anterior.

5.7.4. Descenso dados ángulo de descenso y velocidad TAS

En esta ocasión conocemos $V_{TAS} = V$ y γ de forma que la velocidad V no depende de la altura de vuelo. Sin embargo, el número de Mach $M = M(h)$ debido a que la velocidad del sonido sigue dependiendo de la altura, por lo que el resto de magnitudes seguirán dependiendo de la altura y del peso como en los dos casos anteriores.

Se puede emplear el mismo procedimiento que en los casos anteriores solo que particularizado para el caso en que la velocidad es independiente de la altura.

Para el cálculo de $t = t(h)$, partiendo de:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (5.7.30)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V \sin \gamma} = \frac{h - h_{ini}}{V \sin \gamma} \quad (5.7.31)$$

5.7.5. Descenso dados palanca de gases y Mach de vuelo

Conocidos M y δ_T , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (5.7.32)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.7.33)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.34)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.7.35)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.7.36)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.7.37)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (5.7.38)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \gamma(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

Debido a la naturaleza matemática de las ecuaciones, la única forma de despejar γ consiste en resolver una ecuación algebraica de cuarto grado, lo cual aunque es posible no es en apariencia nada práctico para resolver el sistema de ecuaciones.

Un algoritmo que converge muy rápidamente y permite hallar el valor de γ es el siguiente:

- (I) Se asume que el peso, la altura, la velocidad de vuelo y el ratio T/W son dados inicialmente.
- (II) Inicialmente se considera el ángulo de descenso nulo, con lo que empleando $L = W$ calculamos C_L .

- (III) Empleando la polar obtenemos C_D .
- (IV) Calculamos el ángulo de descenso empleando la ecuación $T = D + W \sin \gamma$.
- (V) Sustituimos el γ calculado en la ecuación $L = W \cos \gamma$ e iteramos hasta converger.

De esta forma podemos hallar para cada altura con unas pocas iteraciones el ángulo de descenso correspondiente, y conocido este tenemos todas las magnitudes conocidas.

El inconveniente de este tipo de descensp es que el cálculo debe realizarse de forma discreta para un número finito de posibles alturas por lo que se debe discretizar en un alto número de elementos (en el caso de esta aplicación se discretiza en 10000 partes) para garantizar la precisión de los resultados.

$$W_k = W_{ini} \quad (5.7.39)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (5.7.40)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (5.7.41)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (5.7.42)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (5.7.43)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (5.7.44)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (5.7.45)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (5.7.46)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (5.7.47)$$

5.7.6. Descenso dados palanca de gases y velocidad EAS

Conocidos V_{EAS} y δ_T , podemos definir la velocidad V en función de la altura de vuelo:

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (5.7.48)$$

A partir de este punto el procedimiento es exactamente el mismo que para el caso anterior.

5.7.7. Descenso dados palanca de gases y velocidad TAS

En esta ocasión conocemos $V_{TAS} = V$ y γ de forma que la velocidad V no depende de la altura de vuelo. Sin embargo, el número de Mach $M = M(h)$ debido a que la velocidad del sonido sigue dependiendo de la altura, por lo que el resto de magnitudes seguirán dependiendo de la altura y del peso como en los dos casos anteriores.

Se puede emplear el mismo procedimiento que en los casos anteriores solo que particularizado para el caso en que la velocidad es independiente de la altura.

5.7.8. Descenso acelerado linealmente dados el ángulo de descenso y la velocidad inicial y final

Para determinar el valor numérico del factor de la aceleración, la relación $V = V(h)$ debe conocerse.

En la práctica, la mayoría de pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en descenso a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura final. En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar el abanico de posibilidades ofrecido al alumno.

Al ser la aceleración lineal, tenemos la siguiente ley de velocidades:

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (5.7.49)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.7.50)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.51)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.7.52)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.7.53)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.7.54)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (5.7.55)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \delta_T(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

El procedimiento para hallar todas las variables en función de la altura es el siguiente:

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (5.7.56)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (5.7.57)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (5.7.58)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (5.7.59)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (5.7.60)$$

$$C = C(h, W) \quad (5.7.61)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (5.7.62)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = -\frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (5.7.63)$$

Nos encontramos con una ecuación diferencial no lineal que deberá ser resuelta mediante cálculo numérico.

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (5.7.64)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.7.65)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (5.7.66)$$

Para hallar las magnitudes globales no sería necesario resolver la ecuación diferencial sino que bastaría con integrar numéricamente para $h = h_{ini}$ respecto del peso.

El resultado obtenido de esta ecuación diferencial es $W = W(h)$, con lo cual podemos obtener para cada altura de vuelo entre la altura inicial y la altura final introducida por el usuario cualquier magnitud que se requiera.

Por último, para hallar $t = t(h)$, no es necesario emplear los resultados numéricos

obtenidos de la ecuación diferencial.

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.67)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (5.7.68)$$

$$(5.7.69)$$

$$t(h) = \frac{\log \left\{ \frac{C_A h + C_B}{C_A h_{ini} + C_B} \right\}}{C_A \sin \gamma} \quad (5.7.70)$$

donde

$$C_A = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} \quad (5.7.71)$$

$$C_B = \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} \quad (5.7.72)$$

5.7.9. Descenso acelerado linealmente dados la posición de palanca y la velocidad inicial y final

Como se comentó en el segmento anterior, en la práctica, la mayoría de pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en descenso a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura final.

En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar el abanico de posibilidades ofrecido al alumno.

El procedimiento a seguir en este subtipo es una combinación entre el descenso acelerado con ángulo de descenso constante y el descenso a velocidad y palanca de gases constante.

Al ser la aceleración lineal, tenemos la siguiente ley de velocidades:

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (5.7.73)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (5.7.74)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (5.7.75)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (5.7.76)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (5.7.77)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (5.7.78)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (5.7.79)$$

Con lo que tenemos 6 ecuaciones y 6 magnitudes que deseamos calcular: $x(h), t(h), \gamma(h), C_D(h), C_L(h), W(h)$. Por lo tanto, el problema está cerrado matemáticamente.

Debido a la naturaleza matemática de las ecuaciones, la única forma de despejar γ consiste en resolver una ecuación algebraica de cuarto grado, lo cual aunque es posible no es en apariencia nada práctico para resolver el sistema de ecuaciones.

Un algoritmo que converge muy rápidamente y permite hallar el valor de γ es el siguiente:

- (I) Se asume que el peso, la altura, la velocidad de vuelo y el ratio T/W son dados inicialmente.
- (II) Inicialmente se considera el ángulo de subida nulo, con lo que empleando $L = W$ calculamos C_L .
- (III) Empleando la polar obtenemos C_D .
- (IV) Calculamos el ángulo de subida empleando la ecuación $T = D + W \sin \gamma$.
- (V) Sustituimos el γ calculado en la ecuación $L = W \cos \gamma$ e iteramos hasta converger.

De esta forma podemos hallar para cada altura con unas pocas iteraciones el ángulo de subida correspondiente, y conocido este tenemos todas las magnitudes conocidas.

El inconveniente de este tipo de descenso es que el cálculo debe realizarse de forma discreta para un número finito de posibles alturas por lo que se debe discretizar en un alto

número de elementos (en el caso de esta aplicación se discretiza en 10000 partes) para garantizar la precisión de los resultados.

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (5.7.80)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (5.7.81)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (5.7.82)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (5.7.83)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (5.7.84)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (5.7.85)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (5.7.86)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (5.7.87)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (5.7.88)$$

Con esto finaliza el descenso

5.8. Aterrizaje

La maniobra de aterrizaje es muy similar a la maniobra de despegue realizada de forma inversa. Se puede dividir en cuatro etapas: aproximación, flare y rodadura.

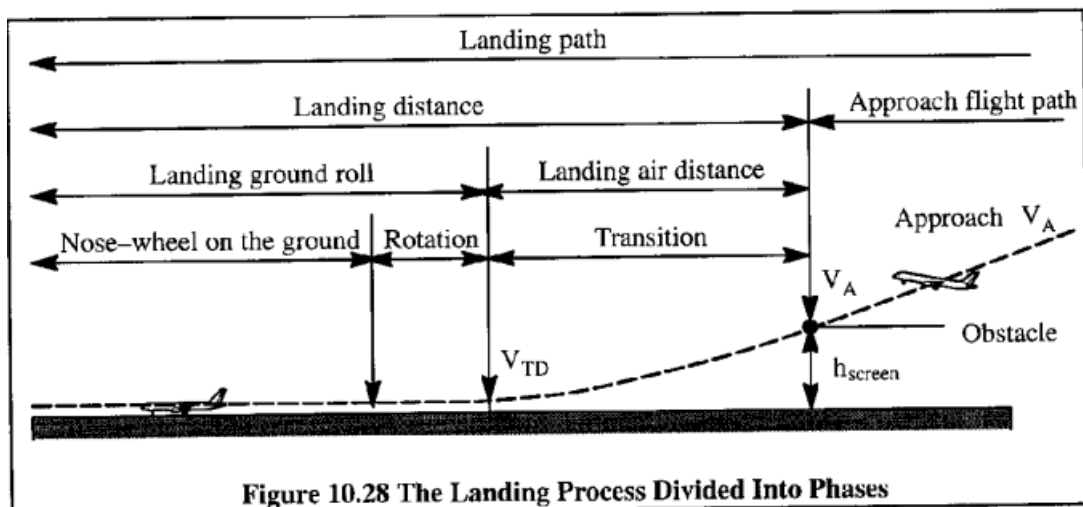


Figura 5.8.1: Fases del aterrizaje

La altura del obstáculo que marcará el fin de la aproximación está definida en 50 pies tanto por la FAR 25 como por la FAR 23. La velocidad máxima de aproximación que deberá llevar la aeronave depende de su normativa si es civil ($V_A = 1.3V_{stall}$) o militar ($V_A = 1.2V_{stall}$). El ángulo de acercamiento se calcula con una configuración de empuje en ralentí y flaps bajados.

5.8.0.1. Ecuaciones del movimiento durante el aterrizaje

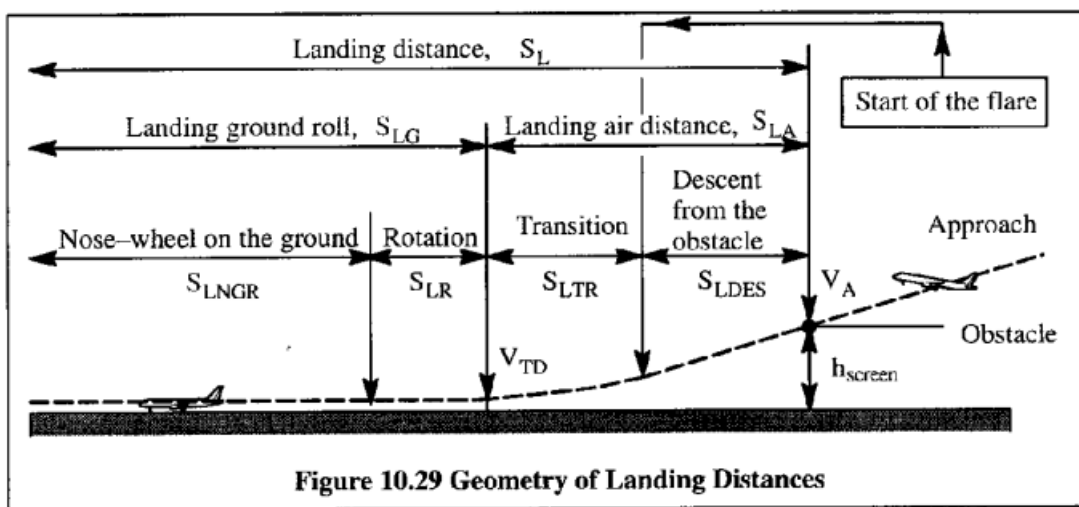


Figura 5.8.2: Geometría de las distancias de aterrizaje

En la figura 5.8.2 se pueden observar las distintas distancias que comprenden cada una de las fases del aterrizaje, así como las velocidades más características que marcan el inicio y fin de esas etapas.

Evidentemente:

$$S_L = S_{LG} + S_{LA} = S_{LNGR} + S_{LR} + S_{LTR} + S_{LDES} \tag{5.8.1}$$

Cuando la aeronave haya descendido a la altura del obstáculo, la transición (o flare) dará lugar. La velocidad que deberá llevar la aeronave en esta etapa es $V_f = 1.23V_{stall}$ para el caso civil y $V_f = 1.15V_{stall}$ para el caso militar.

La velocidad a la que debe realizarse este segmento deberá mantenerse hasta que el tren principal haga contacto con la pista a la velocidad V_{TD} , la cual también está definida de distinta forma según la normativa: para civil consideraremos $V_{TD} = 1.15V_{stall}$, y para militar $V_{TD} = 1.1V_{stall}$

5.8.0.2. Ecuaciones del movimiento durante la aproximación

En esta etapa la aceleración en la dirección perpendicular a la trayectoria de vuelo es nula. Sin embargo, la aceleración longitudinal sigue existiendo debido a que es necesario aumentar la velocidad al llegar al obstáculo.

El efecto suelo deberá ser valorado en esta etapa en función del tipo de aeronave.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$\gamma_A = \arcsin \left\{ \frac{T}{W} - \frac{1}{D} \right\} \quad (5.8.2)$$

$$S_A = \frac{h_{obs} - h_{TR}}{\tan(-\gamma_A)} \quad (5.8.3)$$

$$t_A = \frac{S_A}{V_A \cos \gamma_A} \quad (5.8.4)$$

$$fuel_A = C(V_A) T(V_A) t_A \quad (5.8.5)$$

5.8.0.3. Ecuaciones del movimiento durante la transición(flare)

La transición comienza a la altura del obstáculo y termina con el touchdown. Normalmente el touchdown ocurre con el tren principal tocando el suelo antes que el tren de morro haga contacto. Durante la transición las deceleraciones perpendiculares a la trayectoria no pueden ser despreciadas.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho S 0.9 C_{L_{max}} (1.15V_{stall})^2}{\frac{1}{2}\rho S C_{L_{max}} V_{stall}^2} = 1.2 \quad (5.8.6)$$

$$R_{giro} = \frac{V_f^2}{g(n-1)} \quad (5.8.7)$$

$$\gamma_f = \arcsin \left\{ \frac{T}{W} - \frac{1}{D} \right\} \quad (5.8.8)$$

$$S_f = R_{giro} \sin \gamma_f \quad (5.8.9)$$

$$h_f = R_{giro} (1 - \cos \gamma_f) \quad (5.8.10)$$

$$t_f = \frac{S_f}{V_f} \quad (5.8.11)$$

$$fuel_f = C(V_f) T(V_f) t_f \quad (5.8.12)$$

La posición de palanca para la transición así como para el tramo de acercamiento se asigna de forma que sea la mínima que cumpla con la condición de que la altura de transición permanezca menor que la altura del obstáculo, de forma que el ángulo de flare permanezca muy pequeño y reproduzca de forma veraz este segmento.

5.8.0.4. Ecuaciones del movimiento durante la fase de rodadura

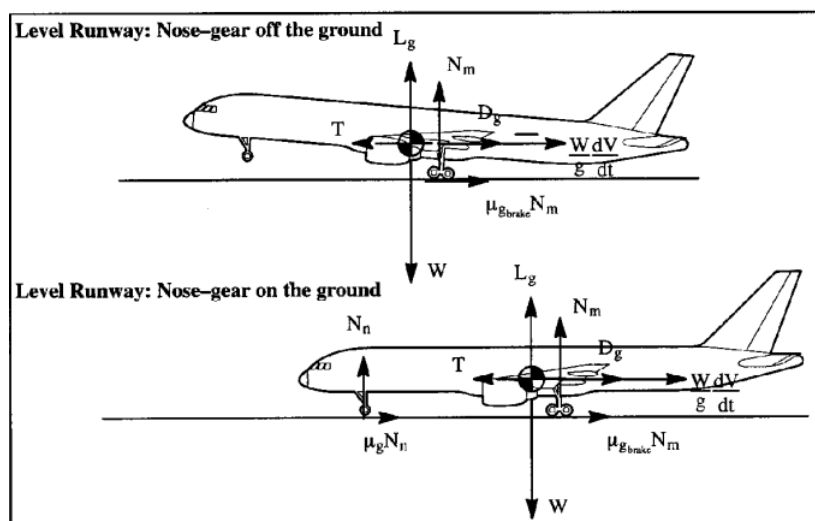


Figura 5.8.3: Esquema de las fuerzas que aparecen en la rodadura

La figura 5.8.3 muestra las fuerzas que actúan sobre la aeronave durante la etapa de rodadura dependiendo de si el tren de morro hace contacto con el terreno o no.

La sustentación y resistencia aerodinámica deberán ser evaluadas teniendo en cuenta el efecto suelo. Asimismo, dado que muchas aeronaves emplean dispositivos adicionales de frenado como los spoilers, estos también deberán ser tenidos en cuenta.

Aunque es posible usar reversa durante la fase de rodadura, para la certificación exclusivamente el freno deberá ser considerado a la hora de calcular la pista necesaria para el aterrizaje. Además se supone que sólo el tren principal de aterrizaje es el que frena durante la rodadura, tal y como sucede en la mayoría de aeronaves.

Finalmente se asume que la aeronave se encuentra en equilibrio de momentos al comenzar la rodadura y que los efectos dinámicos del tren de aterrizaje son despreciables.

La etapa que comprende el periodo entre que la aeronave hace contacto con la pista y se aplican los frenos se denomina 'Free Roll' y las ecuaciones que lo determinan son:

$$t_{free} = t_{frenos} \quad (5.8.13)$$

$$S_{free} = V_{TD} t_{frenos} \quad (5.8.14)$$

$$fuel_{free} = C(V_{TD}, \delta_{T_{free}}) T(V_{TD}, \delta_{T_{free}}) t_{frenos} \quad (5.8.15)$$

$$(5.8.16)$$

Una vez se comienzan a aplicar los frenos pasamos a la etapa de rodadura frenada. Las ecuaciones de movimiento que gobiernan en esta etapa son:

$$L_g + N_n + N_m = W \quad (5.8.17)$$

$$T - D_g - \mu_{g_{brake}} N_m = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (5.8.18)$$

- (i) L_g es la sustentación de la aeronave con efecto suelo
- (ii) N_n es la fuerza de reacción del tren de morro
- (iii) N_m es la principal fuerza de reacción
- (iv) W es el peso de la aeronave
- (v) T es el empuje instalado, supuesto sin inclinación
- (vi) D_g es la resistencia aerodinámica con efecto suelo
- (vii) $\mu_{g_{brake}}$ es el coeficiente de fricción con frenado del tren con la pista
- (viii) V es la velocidad de la aeronave relativa al suelo.

Combinando estas ecuaciones se puede mostrar que la aceleración a lo largo de la pista puede ser expresada así:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} (T - D_g - \mu_{gbrake} W + \mu_{gbrake} L_g + N_n(\mu_{gbrake} - \mu_g)) \quad (5.8.19)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \left\{ \left(\frac{T}{W} - \mu_{gbrake} \right) - \frac{(C_{Dg} - \mu_{gbrake} C_{Lg}) q}{\frac{W}{S}} + \frac{N_n}{W} (\mu_{gbrake} - \mu_g) \right\} = a_g(V) \quad (5.8.20)$$

donde:

- (a) a_g es la aceleración longitudinal de la aeronave a lo largo de la pista, negativa durante la fase de rodadura
- (b) $\frac{N_n}{W}$ es el ratio de la reacción del tren de morro frente al peso. Depende de la posición del centro de gravedad de la aeronave. Para análisis preliminar se puede suponer $\frac{N_n}{W} = 0.08$ aproximadamente.

De esta forma, podemos definir la distancia recorrida S_G , el tiempo empleado t_G y el combustible quemado $fuel_G$ así:

$$t_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{1}{a_g(V)} dV \quad (5.8.21)$$

$$S_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{V}{a_g(V)} dV \quad (5.8.22)$$

$$fuel_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{C(V) T(V)}{a_g(V)} dV \quad (5.8.23)$$

$$(5.8.24)$$

Las hipótesis adicionales que permiten validar estas ecuaciones son:

- (I) El gradiente de inclinación de la pista es nulo o despreciable.
- (II) Se asume que no se produce variación del peso para el cálculo de t_G y S_G durante la fase de rodadura.
- (III) Se asume que C_{Dg}, C_{Lg} y μ_g son constantes.
- (IV) El consumo y el empuje solo dependen de la velocidad debido a que se fijan δ_T y h_{at} .

6

Descripción de la herramienta

6.1. Introducción

En este capítulo se describirá la estructura de la herramienta Academic Performance, detallando la funcionalidad de sus dos módulos principales, esto es, diseño preliminar y diseño avanzado.

La estructura resultante es de naturaleza iterativa, en consonancia con el contexto de ingeniería concurrente en el que está situada, debiendo ser labor del usuario analizar y valorar en cada iteración la validez de los resultados obtenidos y la precisión con la que se quiere adentrar en los cálculos a fin de maximizar la precisión.

Es labor del usuario alcanzar una solución de compromiso entre los requerimientos operacionales de la misión correspondiente y los requerimientos y restricciones de la aeronave que impone la aerodinámica, las estructuras y la propulsión empleadas. El empleo de esta herramienta facilitará la iteración de soluciones obtenidas, dará una visión detallada y a la vez minimalista de cómo afectan a la solución final cada una de las variables en juego, y gracias a la representación visual de los datos analizados permitirá facilitar el diseño de las actuaciones de la aeronave de manera que, cumpliendo las restricciones impuestas, se pueda realizar la misión de la forma más óptima posible tanto en reducción de tiempo como de combustible empleado.

6.2. Estructura interna

En la figura 6.2.1 se puede ver un diagrama de flujo de la estructura interna de la herramienta.

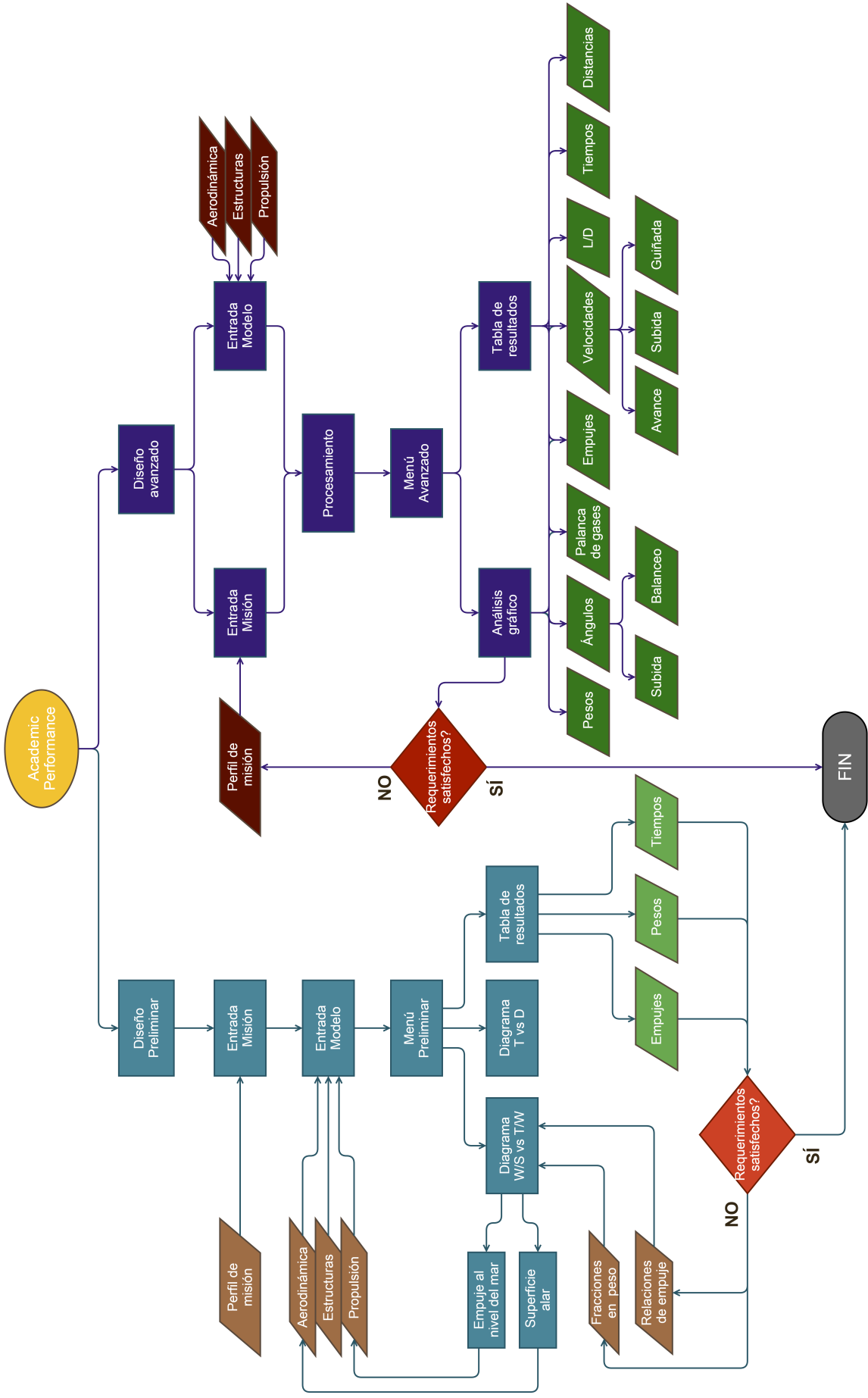


Figura 6.2.1: Diagrama de flujo de Academic Performance

Se ha resaltado en colores suaves el diseño preliminar y sus módulos dependientes y en colores más fuertes el diseño avanzado y los procesos y resultados que dependen de él, de forma que se diferencie el grado de complejidad de cada rama.

Los recuadros en forma de rectángulo corresponden a etapas o fases en los que se subdivide la herramienta. Los romboides de color marrón corresponden a las entradas de datos que debe recibir la herramienta para su correcto funcionamiento, correspondiendo a las áreas de aerodinámica, estructuras, y propulsión.

Los romboides verdes representan las salidas de datos que proporciona el programa al usuario. Finalmente, los rombos naranjas responden a un proceso de decisión en el que el usuario debe determinar si se han cumplido todos los requerimientos que se establecían a priori analizando los datos obtenidos.

En caso negativo, se deberá iterar dentro del algoritmo empleando los nuevos datos obtenidos en cada iteración como datos de partida para converger a una solución de compromiso. En caso positivo, el algoritmo habrá llegado a su fin.

6.3. Descripción del Diseño Preliminar

En esta sección pasaremos a analizar el diseño preliminar, desglosando sus principales aspectos más destacados y comparando sus analogías y diferencias con el diseño avanzado.

El primer detalle que destaca dentro del Diseño Preliminar es que para introducir un modelo es necesario haber introducido una misión antes, circunstancia que difiere del Diseño Avanzado donde ambos son independientes.

Esto se debe a que en el diseño preliminar se establecen de antemano las posiciones de palanca de gases que se van a mantener durante los segmentos, de forma que no es la dinámica de la mecánica del vuelo la que determine la posición de palanca sino el usuario en primera instancia mediante la estimación que considere más adecuada.

De esta forma, primero se deben establecer los segmentos de los que constará la misión y su naturaleza (despegue, crucero, subida...) antes de poder fijar las posiciones de palanca de gases.

Otra de sus principales diferencias con el Diseño Avanzado es la alta variabilidad de los datos de entrada. En primera instancia, se deberán hacer estimaciones de numerosas características tales como el peso inicial al despegue de la aeronave, la superficie alar, el tipo de motor elegido... de forma que una vez se tengan resultados iniciales se comience el proceso de iteración descrito en el diagrama hasta converger a una solución.

Para ayudar al usuario a seleccionar las variables principales que definirán la aeronave se dispone de dos funcionalidades ya descritas en anteriores capítulos: diagrama de carga alar y diagrama de empuje frente a resistencia. Ambos combinados con una selección

previa del peso inicial al despegue proporcionarán los 3 parámetros más importantes para las actuaciones en el diseño preliminar: W_{T0} , S y T_{SL} (P_{SL} si es un motor turbohélice).

Una vez introducidos todos los datos necesarios para modelar la aeronave se podrá proceder a analizar la misión introducida. Obtendremos como datos de salida el peso inicial al despegue considerando las reservas de combustible, el combustible consumido en cada segmento, el tiempo empleado en cada segmento y el empuje necesario para realizar cada segmento.

Las fracciones en peso y relaciones de empuje obtenidas servirán como datos de entrada para el diagrama de carga alar, iterativamente obteniendo una nueva relación $\frac{W_{T0}}{S}$ y $\frac{T_{SL}}{W_{T0}}$, con lo que se llega a un nuevo set de valores W_{T0} , S y T_{SL} se debe actualizar el modelado de la aeronave y se puede volver a analizar, completando este doble bucle representado en el diagrama 6.2.1.

Una vez cumplidos los requerimientos impuestos de la misión y valorado que se encuentra cerca del óptimo, se puede dar por finalizada esta fase.

6.4. Descripción del Diseño Avanzado

Situado en la parte derecha del diagrama de flujo, el Diseño Avanzado destaca en múltiples aspectos respecto del preliminar.

Comenzando con la entrada de datos, en este diseño se encuentran independientes el modelado de la misión y el modelado de la aeronave. Esto se debe a que ya no se define ningún parámetro de modo estadístico ni se debe presuponer la posición de palanca que se implementará en cada segmento sino que serán las ecuaciones de la mecánica del vuelo las que determinen todos y cada uno de los grados de libertad que seleccione el usuario.

Además, el alcance de los datos requeridos aumentan en gran medida, permitiendo una gran libertad a la hora de diseñar la misión y detallando con mayor precisión las características de la aeronave.

Cabe destacar que en este módulo no aparecen funcionalidades de ayuda al usuario para la selección del peso inicial en despegue, la superficie alar o el empuje disponible, debido a que en esta avanzada fase del diseño estos parámetros deben suponer una solución de compromiso para todos los departamentos implicados en el diseño y por tanto ya no hay tanta libertad de elección en el modelado de la aeronave por lo que habrá que centrarse en el modelado de la misión de forma que se logren cumplir los requerimientos previstos.

El amplio abanico de datos obtenidos para cada segmento es una muestra más del grado de profundidad en el que se analizan las misiones.

Mediante un análisis gráfico o mediante los resultados en bruto, pueden analizarse distintas configuraciones de misiones y modelos de aeronave hasta encontrar la solución

óptima que cumpla los requisitos impuestos y a su vez emplee la menor cantidad posible de combustible y tiempo.

7

Estudio de un caso de ejemplo

En este capítulo se realizará una comparativa entre un caso de estudio de la asignatura de Cálculo de Aviones, cuyo análisis fue llevado a cabo antes de existir esta herramienta, y el mismo caso de estudio pero esta vez analizado por Academic Performance.

El objetivo es dejar patente tanto la validez de la aplicación como valorar en qué medida facilita la tarea al alumnado en cuanto al diseño de misiones y cálculo de actuaciones. El RFP de la misión era el siguiente:

7.1. RFP

7.1.1. Misión Económica

La misión económica representa la misión típica en que la aeronave debe ser más eficiente: estimaciones y comparaciones de consumo de combustible, los costos de operación y tiempos de viaje usarán esta misión. Para los propósitos de este estudio, la misión económica consistirá en:

- Alcance de 400 millas náuticas.
- La carga útil de la misión económica será la carga completa de pasajeros (nominalmente 75 pasajeros).
- Deberá incorporar reservas de combustible de misión adecuados, sin embargo, los cálculos de consumo de combustible, los costos de operación y tiempos de viaje pueden asumir que las reservas de combustible no se consumen en la misión económica.

Requisitos:

- (I) 400 Nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
- (II) Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (75 pasajeros) = 17025 lbs.

- (III) Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,62 e inferior a Mach 0,68.
- (IV) Altitud de crucero en MTOW: superior a 25.000 pies sobre el nivel del mar y no más de 31.000 pies sobre el nivel del mar.
- (V) Distancia de despegue (TOFL): MTOW de Misión Económica: 4500' (1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (29,5° C).
- (VI) Distancia de aterrizaje (TOFL): MLW de Misión Económica: 4500' (1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (29,5° C).
- (VII) Factor de carga: Diseño: +2.5g/-1g. Último: +7.5g/-1.5g

7.1.2. Misión de diseño

A los efectos de este estudio, el avión será capaz de realizar una misión de diseño de 1.600 millas náuticas (con atmósfera en calma) con aproximadamente el 90 % de carga de pago (aproximadamente 67 pasajeros) para dar flexibilidad a las diferentes rutas de los clientes. La misión del diseño deberá incluir las reservas de combustibles correspondientes. Requisitos:

- (I) 1600 Nm de alcance con reservas de combustible (atmósfera en calma).
- (II) Configuración de clase única asumiendo 227 lbs/pasajero (65 pasajeros) = 14755 lbs
- (III) Velocidad de crucero deseada: superior a Mach 0,62 e inferior a Mach 0,68.
- (IV) Altitud de crucero en MTOW: superior a 25.000 pies sobre el nivel del mar y no más de 31.000 pies sobre el nivel del mar.
- (V) Distancia de despegue (TOFL): MTOW de Misión de Diseño: 4500' (1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (29,5° C).
- (VI) Distancia de aterrizaje (TOFL): MLW de Misión de Diseño: 4500' (1371 m) para aeropuerto a nivel del mar, y a 85° F (29,5° C).
- (VII) Factor de carga: Diseño: +2.5g/-1g. Último: +7.5g/-1.5g

7.2. Diseño preliminar sin empleo de Academic Performance

El objetivo del diseño preliminar es encontrar dos parámetros fundamentales para la consecución de las restricciones impuestas a la misión de la aeronave: la relación entre el empuje y el peso al despegue ($\frac{T}{W_{TO}}$) y la carga alar al despegue ($\frac{W_{TO}}{S}$).

Para obtener una primera aproximación de estos parámetros se disponen, en una misma gráfica que refleje la variación de la relación empuje-peso frente a la carga alar, las distintas limitaciones que debe cumplir la aeronave en los distintos segmentos: despegue, subida, crucero, factor de carga máximo,... buscando obtener el punto óptimo que exija el mínimo coste, esto es, minimizar el empuje y la superficie alar por unidad de peso.

Llegamos al siguiente diagrama:

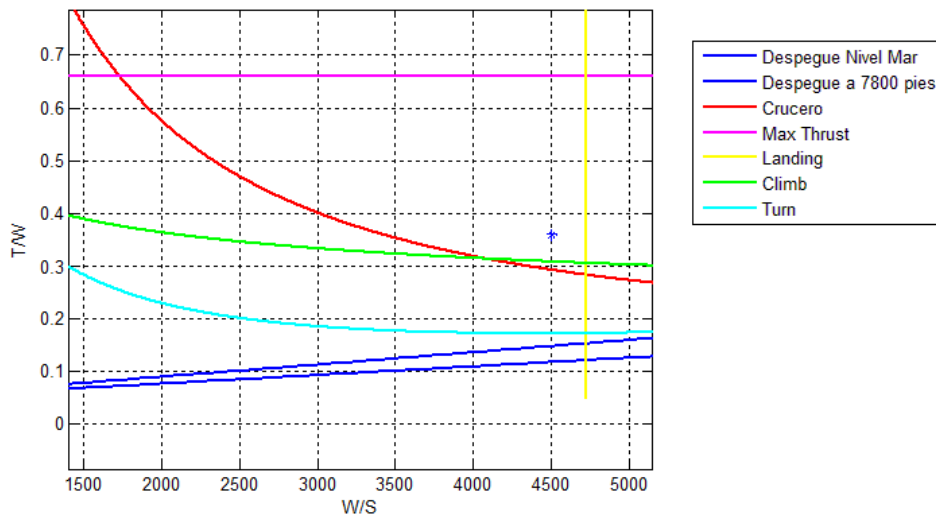


Figura 7.2.1: Diseño preliminar

Donde se ha empleado las restricciones del RFP anteriormente establecidas, considerando para las restricciones que establecen rangos admisibles la opción intermedia, tanto en alturas como velocidades.

El resultado escogido fue

$$\frac{W}{S} = 4500 Pa \quad (7.2.1)$$

$$\frac{T}{W} = 0.36 \quad (7.2.2)$$

7.3. Diseño preliminar mediante Academic Performance

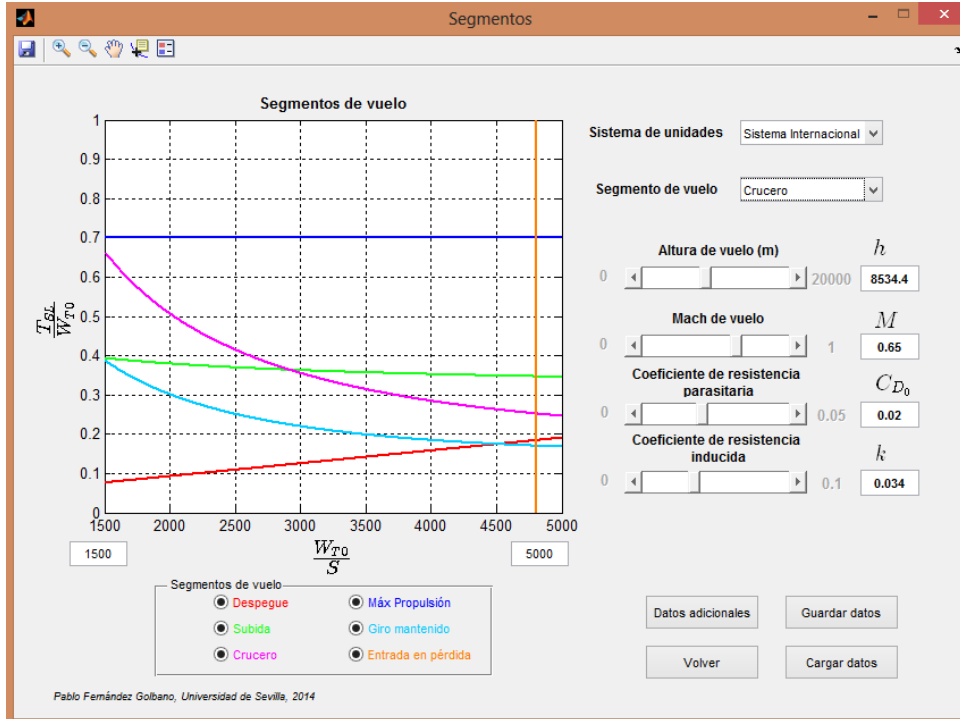


Figura 7.3.1: Diseño preliminar con AP

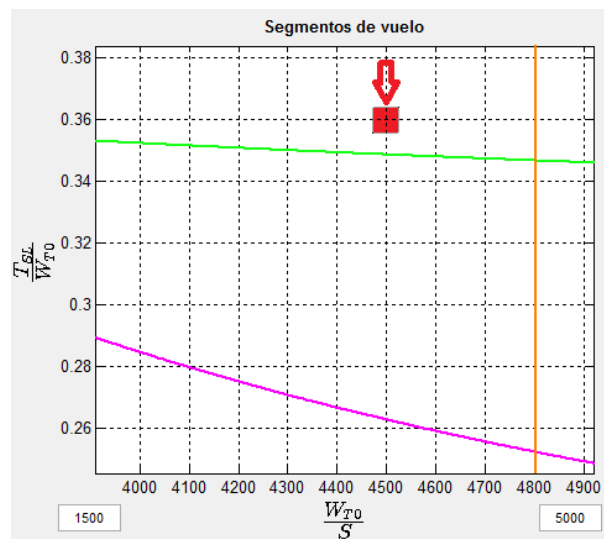


Figura 7.3.2: Punto escogido

Llegamos a una disposición de las restricciones muy similar a la calculada en la asignatura, debido a la sencillez de estos primeros cálculos.

El punto escogido sin emplear la herramienta sigue estando dentro de la región factible de soluciones a nuestro problema, si bien en esta ocasión podemos ver que se encuentra bastante más cerca de la restricción en subida que sin el empleo de Academic Performance.

Asimismo, Academic Performance te permite en esta temprana fase del diseño comenzar a analizar la misión empleando el modelo propulsivo establecido, aun sin tener en cuenta la aerodinámica en las ecuaciones de movimiento. En el diseño preliminar no se realizó ningún análisis de consumos de combustible ni tiempos empleados en esta fase debido a la falta de sincronización entre el departamento de actuaciones y propulsión.

7.4. Diseño avanzado sin empleo de Academic Performance

El diseño de la misión fue tedioso, debido a que en nuestra organización los roles de departamento de propulsión y departamento de actuaciones estaban localizados en personas distintas, de forma que la comunicación era clave para poder llevar a cabo cualquier análisis.

Además, fue casi imposible iterar los resultados una vez conocido el combustible empleado final, debido a que ello conllevaba tener que repetir todos los cálculos por separado y proporcionárselos al otro equipo para que pudiera continuar.

Cualquier tipo de segmento en el que fuera necesario emplear dependencias del modelo propulsivo de forma iterativa para integrar numéricamente, por ejemplo, era imposible de realizar, por lo que también limitaba en cuanto a los tipos de misiones que podíamos analizar.

Los datos de partida de la aeronave del caso de estudio son los siguientes:

(i) Aerodinámica

$C_{D_0-TO} = 0.2665$	$C_{D_0-LA} = 0.2665$	$C_{D_0-CR} = 0.0187$
$k = 0.027878$	$k = 0.027878$	$k = 0.027878$
$C_{L_{TO}} = 0.9$	$C_{L_{TO}} = 0.9$	$S = 62m^2$
$C_{L_{max}} = 3.03$	$C_{L_{max}} = 3.373$	$C_{L_{max}} = 1.85$

(II) Propulsión

$$\begin{aligned}
\textit{Tipo de motor} &= \textit{Turbohélice} \\
\textit{Numero de motores} &= 2 \\
P_{SL} &= 8800\textit{shp} \\
C_{SL} &= 0.3315 \textit{ lb}/(\textit{shp h}) \\
\textit{Normativa} &= \textit{Civil} \\
\eta_P &= 0.82
\end{aligned}$$

(III) Pesos

$$\begin{aligned}
\textit{Peso en vacio} &= 13515\textit{kg} \\
\textit{Carga de pago} &= 6692.8 \textit{ kg} \textit{ (7722.37 kg en económica)} \\
\textit{Peso de la tripulación} &= 412\textit{kg} \\
\textit{Fuel restante} &= 7.24
\end{aligned}$$

En cuanto a la misión que se decidió realizar, fue en gran medida en base a prueba y error en función de las posiciones de palancas que se fue obteniendo al intentar realizar cada segmento e intentando en la medida de lo posible minimizar el CASM.

Se emplearon dos perfiles de misión, uno para la misión económica y otro para la misión de diseño.

7.4.1. Misión Económica

(I) Taxi y Despegue

$$\begin{array}{ll}
\theta_{local} = 298K & \theta_{local} = 298K \\
h_{local} = 0m & h_{local} = 0m \\
P_{local} = 101325Pa & P_{local} = 101325Pa \\
V_{taxi} = 20 \frac{m}{s} & \mu = 0.04 \\
t_{wait} = 540s & \delta_T = 0.5s
\end{array}$$

(II) Subida dados TAS y ángulo de subida

$$\begin{array}{cccc}
h_{ini} = 10.866m & h_{ini} = 457.2m & h_{ini} = 3048m & h_{ini} = 6096m \\
h_{final} = 457.2m & h_{final} = 3048m & h_{final} = 6096m & h_{final} = 7620m \\
V = 90 \frac{m}{s} & V = 105 \frac{m}{s} & V = 141.388 \frac{m}{s} & V = 141.388 \frac{m}{s} \\
\gamma = 0.105rad & \gamma = 0.099rad & \gamma = 0.0698rad & \gamma = 0.06rad
\end{array}$$

(III) Crucero, Descenso y Aterrizaje

$$\begin{array}{lll}
h_{ini} = 7620m & h_{ini} = 7620m & \theta_{local} = 298K \\
d_{fin} = 740800m & h_{fin} = 10m & h_{local} = 0m \\
M = 0.68 & V_{ini} = 150\frac{m}{s} & P_{local} = 101325Pa \\
& V_{fin} = 60\frac{m}{s} & \mu_{brake} = 0.4 \\
& \gamma_d = 0.05235rad & \delta_T = 0.05s
\end{array}$$

7.4.2. Misión de Diseño

(i) Taxi y Despegue

$$\begin{array}{ll}
\theta_{local} = 298K & \theta_{local} = 298K \\
h_{local} = 0m & h_{local} = 0m \\
P_{local} = 101325Pa & P_{local} = 101325Pa \\
V_{taxi} = 20\frac{m}{s} & \mu = 0.04 \\
t_{wait} = 540s & \delta_T = 0.5s
\end{array}$$

(II) Subida dados TAS y ángulo de subida

$$\begin{array}{llll}
h_{ini} = 10.866m & h_{ini} = 457.2m & h_{ini} = 3048m & h_{ini} = 6096m \\
h_{final} = 457.2m & h_{final} = 3048m & h_{final} = 6096m & h_{final} = 8534.4m \\
V = 90\frac{m}{s} & V = 105\frac{m}{s} & V = 141.388\frac{m}{s} & V = 142\frac{m}{s} \\
\gamma = 0.105rad & \gamma = 0.099rad & \gamma = 0.0698rad & \gamma = 0.06rad
\end{array}$$

(III) Crucero, Descenso y Aterrizaje

$$\begin{array}{lll}
h_{ini} = 8534.4m & h_{ini} = 8534.4m & \theta_{local} = 298K \\
d_{fin} = 2963200m & h_{fin} = 10m & h_{local} = 0m \\
M = 0.68 & V_{ini} = 150\frac{m}{s} & P_{local} = 101325Pa \\
& V_{fin} = 60\frac{m}{s} & \mu_{brake} = 0.4 \\
& \gamma_d = 0.05235rad & \delta_T = 0.05s
\end{array}$$

Los resultados alcanzados son:

Actuaciones			
Misión Diseño		Misión Económica	
R_{max1} (km)	E_{max1} (h)	R_{max2} (km)	E_{max2} (h)
3864,15	9,31	799,40	1,86

Distancias despegue y aterrizaje			
Normal Day		Hot Day	
S_{TOF} (m)	S_{LG} (m)	S_{TOF} (m)	S_{LG} (m)
1166,90	1367,50	980,41	1304,30

Pesos de combustible Total		
$W_{f,m1}$ (kg)	$W_{f,m2}$ (kg)	$W_{f,m3}$ (kg)
5108,47	1350,43	5251,65

CASM		
$CASM_D$ (cents)	$CASM_E$ (cents)	$CASM_O$ (cents)
18,53	18,14	18,22

Pesos de combustible por tramos (Misión Diseño)				
$W_{f,TOF}$ (kg)	$W_{f,CL}$ (kg)	$W_{f,CR}$ (kg)	$W_{f,D}$ (kg)	$W_{f,LN}$ (kg)
42,98	379,34	4160,20	108,78	38,98

Pesos de combustible por tramos (Misión Económica)				
$W_{f,TOF}$ (kg)	$W_{f,CL}$ (kg)	$W_{f,CR}$ (kg)	$W_{f,D}$ (kg)	$W_{f,LN}$ (kg)
42,98	309,23	817,09	71,48	38,98

Velocidades				
$V_{MAX,SL}$ (km/h)	$V_{MAX,h1}$ (km/h)	$V_{MAX,h2}$ (km/h)	$V_{MAX,CR}$ (km/h)	$V_{MAX,CL}$ (km/h)
921,60	900,00	871,20	810,00	488,59

Figura 7.4.1: Resultados obtenidos en cálculo de aviones

Posteriormente se compararán estos resultados con los obtenidos con la herramienta como prueba de su validez.

7.5. Diseño avanzado con Academic Performance

Introducimos todos los datos necesarios para definir el modelo de la aeronave y las misiones en la herramienta, procesamos la misión Económica y la de Diseño y obtenemos los siguientes resultados:

7.5.1. Resultados de la misión de Diseño

TOTAL	
Peso inicial:	26828.4122 (kg)
Fuel consumido total:	5762.0135 (kg)
Distancia recorrida total:	3241600.7139 (m)
Tiempo empleado total:	16836.3455 (s)
CASM:	18.7127 (centimos de \$)

Figura 7.5.1: CASM de misión de diseño en Academic Performance

MISION	
Taxi	
Fuel consumido:	38.6034 (kg)
Despegue	
Tiempo ground:	14.9855 (s)
Distancia ground:	452.4556 (m)
Fuel ground:	5.2195 (kg)
Tiempo transicion:	2.9508 (s)
Distancia transicion:	169.1981 (m)
Fuel transicion:	1.132 (kg)
Tiempo climb:	0.36411 (s)
Distancia climb:	20.7715 (m)
Fuel climb:	0.13968 (kg)
Tiempo total:	18.3004 (s)
Distancia total:	642.4252 (m)
Fuel total:	6.4913 (kg)
Subida	
Tiempo empleado:	47.318 (s)
Fuel consumido:	17.0487 (kg)
Peso final:	262487.4305 (N)
Distancia final:	4235.1668 (m)
Angulo de subida medio:	0.105 (rad)
Velocidad horizontal media:	89.5043 (m/s)
Velocidad vertical media:	9.4326 (m/s)
Palanca media:	0.33804 (-)
Empuje medio:	39464.7502 (N)
L/D medio:	21.8598 (-)
Altura final:	457.2 (m)
Subida	
Tiempo empleado:	249.6428 (s)
Fuel consumido:	98.0719 (kg)
Peso final:	261525.674 (N)
Distancia final:	26084.1447 (m)
Angulo de subida medio:	0.099 (rad)
Velocidad horizontal media:	104.4859 (m/s)
Velocidad vertical media:	10.378 (m/s)
Palanca media:	0.45666 (-)
Empuje medio:	37895.7039 (N)
L/D medio:	21.728 (-)
Altura final:	3048 (m)
Subida	
Tiempo empleado:	309.1005 (s)
Fuel consumido:	143.1152 (kg)
Peso final:	260122.1937 (N)
Distancia final:	43596.6819 (m)
Angulo de subida medio:	0.0698 (rad)
Velocidad horizontal media:	141.0437 (m/s)
Velocidad vertical media:	9.8609 (m/s)
Palanca media:	0.72122 (-)
Empuje medio:	31124.508 (N)
L/D medio:	20.1421 (-)
Altura final:	6096 (m)

Subida	
Tiempo empleado:	286.369 (s)
Fuel consumido:	115.7409 (kg)
Peso final:	258987.1628 (N)
Distancia final:	40591.2203 (m)
Angulo de subida medio:	0.06 (rad)
Velocidad horizontal media:	141.7445 (m/s)
Velocidad vertical media:	8.5149 (m/s)
Palanca media:	0.93079 (-)
Empuje medio:	27512.4169 (N)
L/D medio:	21.6856 (-)
Altura final:	8534.4 (m)
Crucero	
Tiempo empleado:	14250.3995 (s)
Fuel consumido:	5254.3354 (kg)
Peso final:	207459.7342 (N)
Distancia final:	2962903.6504 (m)
Velocidad media:	207.938 (m/s)
Palanca media:	0.84957 (-)
Empuje medio:	14657.0833 (N)
L/D medio:	15.8782 (-)
Altura:	8534.4 (m)
Velocidad maxima:	219.9493 (m/s)
Descenso	
Tiempo empleado:	2715.1528 (s)
Fuel consumido:	87.3312 (kg)
Peso final:	206603.3079 (N)
Distancia final:	162685.988 (m)
Angulo de descenso medio:	-0.05235 (rad)
Velocidad media:	104.8562 (m/s)
Velocidad vertical media:	-5.4942 (m/s)
Palanca media:	0.047341 (-)
Empuje medio:	2291.4335 (N)
Eficiencia aerodinamica media:	21.1992 (-)
Altura media:	4272.2 (m)
Aterrizaje	
Tiempo acercamiento:	0.21855 (s)
Distancia acercamiento:	11.9005 (m)
Fuel acercamiento:	0.018052 (kg)
Tiempo flare:	3.7262 (s)
Distancia flare:	192.3292 (m)
Fuel flare:	0.30465 (kg)
Tiempo free:	2 (s)
Distancia free:	97.46 (m)
Fuel free:	0.16159 (kg)
Tiempo ground:	10.6911 (s)
Distancia ground:	263.3974 (m)
Fuel ground:	0.79123 (kg)
Tiempo total:	16.6359 (s)
Distancia total:	565.087 (m)
Fuel total:	1.2755 (kg)

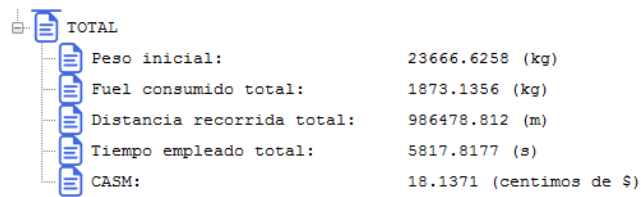
Figura 7.5.2: Resultados de misión de diseño en Academic Performance

7.5.2. Resultados de la misión Económica

MISION	
Taxi	
Fuel consumido:	38.6034 (kg)
Despegue	
Tiempo ground:	12.0938 (s)
Distancia ground:	340.411 (m)
Fuel ground:	4.1802 (kg)
Tiempo transicion:	4.3986 (s)
Distancia transicion:	236.8617 (m)
Fuel transicion:	1.6673 (kg)
Tiempo climb:	0 (s)
Distancia climb:	0 (m)
Fuel climb:	0 (kg)
Tiempo total:	16.4924 (s)
Distancia total:	577.2727 (m)
Fuel total:	5.8475 (kg)
Subida	
Tiempo empleado:	47.318 (s)
Fuel consumido:	15.6207 (kg)
Peso final:	231501.2147 (N)
Distancia final:	4235.1668 (m)
Angulo de subida medio:	0.105 (rad)
Velocidad horizontal media:	89.5043 (m/s)
Velocidad vertical media:	9.4326 (m/s)
Palanca media:	0.29819 (-)
Empuje medio:	34812.2354 (N)
L/D medio:	21.8477 (-)
Altura final:	457.2 (m)
Subida	
Tiempo empleado:	249.6428 (s)
Fuel consumido:	88.7654 (kg)
Peso final:	230630.724 (N)
Distancia final:	26084.1447 (m)
Angulo de subida medio:	0.099 (rad)
Velocidad horizontal media:	104.4859 (m/s)
Velocidad vertical media:	10.378 (m/s)
Palanca media:	0.40526 (-)
Empuje medio:	33639.1328 (N)
L/D medio:	21.2925 (-)
Altura final:	3048 (m)
Subida	
Tiempo empleado:	309.1005 (s)
Fuel consumido:	129.1595 (kg)
Peso final:	229364.1023 (N)
Distancia final:	43596.6819 (m)
Angulo de subida medio:	0.0698 (rad)
Velocidad horizontal media:	141.0437 (m/s)
Velocidad vertical media:	9.8609 (m/s)
Palanca media:	0.65058 (-)
Empuje medio:	28091.1981 (N)
L/D medio:	19.0779 (-)
Altura final:	6096 (m)

Subida	
Tiempo empleado:	179.7553 (s)
Fuel consumido:	64.6591 (kg)
Peso final:	228730.0131 (N)
Distancia final:	25369.5127 (m)
Angulo de subida medio:	0.06 (rad)
Velocidad horizontal media:	141.1336 (m/s)
Velocidad vertical media:	8.4782 (m/s)
Palanca media:	0.77476 (-)
Empuje medio:	24614.7607 (N)
L/D medio:	21.0176 (-)
Altura final:	7620 (m)
Crucero	
Tiempo empleado:	3517.9511 (s)
Fuel consumido:	1446.3633 (kg)
Peso final:	214546.0342 (N)
Distancia final:	740725.9126 (m)
Velocidad media:	210.5771 (m/s)
Palanca media:	0.81879 (-)
Empuje medio:	15926.3035 (N)
L/D medio:	13.9146 (-)
Altura:	7620 (m)
Velocidad maxima:	227.258 (m/s)
Descenso	
Tiempo empleado:	2423.9023 (s)
Fuel consumido:	82.8196 (kg)
Peso final:	213733.8516 (N)
Distancia final:	145234.8985 (m)
Angulo de descenso medio:	-0.05235 (rad)
Velocidad media:	104.8562 (m/s)
Velocidad vertical media:	-5.4942 (m/s)
Palanca media:	0.046103 (-)
Empuje medio:	2439.2448 (N)
Eficiencia aerodinamica media:	21.0338 (-)
Altura media:	3815 (m)
Atterrizaje	
Tiempo acercamiento:	0.09935 (s)
Distancia acercamiento:	5.5004 (m)
Fuel acercamiento:	0.0082329 (kg)
Tiempo flare:	3.8591 (s)
Distancia flare:	202.5216 (m)
Fuel flare:	0.31649 (kg)
Tiempo free:	2 (s)
Distancia free:	99.1275 (m)
Fuel free:	0.16207 (kg)
Tiempo ground:	10.9331 (s)
Distancia ground:	273.9853 (m)
Fuel ground:	0.81045 (kg)
Tiempo total:	16.8915 (s)
Distancia total:	581.1348 (m)
Fuel total:	1.2972 (kg)

Figura 7.5.3: Resultados de misión económica en Academic Performance



TOTAL	
Peso inicial:	23666.6258 (kg)
Fuel consumido total:	1873.1356 (kg)
Distancia recorrida total:	986478.812 (m)
Tiempo empleado total:	5817.8177 (s)
CASM:	18.1371 (centimos de \$)

Figura 7.5.4: CASM de misión económica en Academic Performance

7.5.3. Conclusión

Podemos comprobar que la mayoría de resultados son muy similares a los hallados por métodos tradicionales. Las integraciones numéricas empleadas en Academic Performance logran resultados muy precisos, especialmente en ciertos segmentos como el despegue, donde el método que se empleó en la asignatura es de mucha menos complejidad y por ello la diferencia de resultados.

Asimismo, al considerar ciertos aspectos como la variación de la palanca de gases durante el crucero, la corrección del consumo con la posición de palanca, etc... se llegan a resultados en pequeña medida distintos pero a grandes rasgos muy cercanos.

En cuanto al CASM obtenido, se puede comprobar que en la misión Económica el CASM es inferior al de la misión de Diseño debido a que se consideran más pasajeros, y ambos se encuentran muy próximos a los calculados sin el empleo de esta herramienta, lo que una vez más afianza su validez y su importancia para el cálculo y diseño de la misión.

8

Conclusiones

La metodología empleada en Academic Performance discurre en paralelo al proceso de ingeniería concurrente de la realidad. El sistema de aprendizaje empleado, la separación entre módulos preliminar y avanzado, y el distinto grado de detalle que abarca cada uno facilita el uso para el usuario, de forma que pueda gradualmente introducirse de lleno en el programa y aprovechar toda su funcionalidad.

Su mayor potencial es facilitar al alumno el diseño de la aeronave de partida desde el punto de vista de sus actuaciones y permitirle en una etapa más avanzada del proceso de diseño el cálculo de las prestaciones de la aeronave de forma que pueda comparar distintas misiones y encontrar la óptima en términos de tiempo y combustible.

En comparación con los resultados obtenidos en otros años en la asignatura de cálculo de aviones, Academic Performance logra sublimes resultados, verificando su correcto funcionamiento y destacando su alta casuística de tipos de misiones para implementar.

A largo plazo, el mayor potencial de mejora que puede tener Academic Performance es su integración con las herramientas correspondientes a los departamentos de estabilidad, aerodinámica y estructuras. La iteración entre datos de todos los departamentos sería instantánea por lo que el diseño se podría realizar en un período de tiempo muy reducido. También facilitaría el traspaso de los datos de entrada entre módulos y evitaría problemas de comunicación entre departamentos a la hora de analizar y realizar los cálculos.

9

Líneas futuras

A pesar del gran alcance que esta herramienta ofrece en el cálculo y análisis de las actuaciones, existen una serie de mejoras que podrían ser implementadas en el futuro con el objetivo de ahondar más en las capacidades de Academic Performance.

En el diseño avanzado se puede gozar de alta precisión en muchos de los segmentos ofrecidos por el programa, respetando de manera fidedigna las ecuaciones de la mecánica del vuelo con las hipótesis simplificadoras básicas.

Sin embargo, para ciertos tipos de misiones podría ser interesante no tener en cuenta estas hipótesis, de forma que la aplicación pudiera dimensionar y permitir valorar importantes aspectos de la aeronave tales como:

9.0.3.1. Respuesta a ráfagas

En ciertas operaciones puede ser importante conocer la respuesta de la aeronave frente a ráfagas, el efecto del viento cruzado en despegues y aterrizajes, la influencia sobre el factor de carga que puede soportar la aeronave, posibilidades de entrada en pérdida...

9.0.3.2. Efecto de la velocidad del viento

En vuelos de alta distancia tales como los intercontinentales el efecto de la velocidad del viento puede variar en gran medida magnitudes relacionadas con las actuaciones, como por ejemplo el alcance y la autonomía de la aeronave.

En tierra, para ciertos aeropuertos es un factor clave a la hora de determinar la longitud de pista para despegues y aterrizajes conocer la velocidad del viento por término medio y cómo afecta a las capacidades aeronáuticas.

9.0.3.3. Modelo de Tierra con curvatura

Para vuelos de alta distancia, el desprecio de la curvatura de la Tierra empieza a cobrar importancia a la hora de determinar con precisión las actuaciones a largo plazo de la aeronave.

9.0.3.4. Actuaciones transónicas y supersónicas

La herramienta no reproduce con alta veracidad los cálculos de misiones que se encuentren en régimen transónico y no está programada para realizar cálculos supersónicos, debido a que no se encuentra en el alcance y el contexto de la asignatura de cálculo de aviones el estudio de este tipo de misiones.

En el futuro podría ser interesante desarrollar la herramienta de forma que incluyera la posibilidad de analizar aeronaves militares en estos regímenes de vuelo.

9.0.3.5. Optimización

La herramienta permite el análisis manual de todo tipo de misiones dentro de su alcance, pero no proporciona de forma automática una optimización de la misión en términos de CASM.

Esto se debe a que reduciría en gran medida uno de sus objetivos fundamentales, el cual es potenciar y favorecer el diseño y sistema de aprendizaje ensayo-error de forma que mientras se busca la optimización mediante la variación de distintos parámetros se va entendiendo de qué manera afecta cada uno de ellos al objetivo global y se profundiza enormemente en la comprensión de las actuaciones.

No obstante, podría ser muy útil como herramienta para el profesor disponer de un sistema automatizado de optimización de parámetros sometidos a las restricciones del problema de la asignatura.

El CASM obtenido por los alumnos dividido por el CASM optimizado obtenido por Academic Performance serviría como indicador del rendimiento que han tenido cada uno de los grupos, y permitiría valorar segmento a segmento de vuelo cuánto se han desviado del óptimo.

10

Bibliografía

[1] Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Pratt, D. T., Aircraft Engine Design, 2nd ed., AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 2002, pp. 38, 71.

[2] Roskam, Jan. Airplane Aerodynamics and Performance. DARcorporation, 1997.

[3] Roskam, Jan. Airplane cost estimation: design, development, manufacturing and operating, 1990.

[4] Roskam, Jan. Preliminary sizing of airplanes, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985

[5] Miller, C. Dream Airplanes, 1984.

[6] Pérez Cortés, M. Puentes Márquez, C. Gómez Tierno, M.A. Mecánica del Vuelo, 2ª Ed., Garceta, 2012.

[7] Hull, D. G. Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, Springer-Verlag, 2007.

[8] Asselin, M. An Introduction to Aircraft Performance, AIAA Education Series, 1997.

[9] Vinh, N.X. Flight Mechanics of High-Performance Aircraft, Cambridge Univ. Press, 1993.

[10] Schmidt, L.V. Introduction to Aircraft Flight Dynamics, AIAA Education Series, 1998.

[11] Miele, A., Flight Mechanics. Theory of Flight Paths, Addison-Wesley, Reading, MA, 1962, pp. 107, 225.

[12] Raymer, Daniel P. Aircraft design: A conceptual approach, AIAA Educacion Series.

[13] Esteban Roncero, S. Apuntes de cálculo de aviones. Universidad de Sevilla.

- [14] Rivas Rivas, D. Esteban, S. Apuntes de mecánica del vuelo. Universidad de Sevilla.
- [15] Moore, H. MATLAB para ingenieros, Pearson Prentice Hall.
- [16] Barragán Guerrero, D. O. Manual de interfaz gráfica de usuario en MATLAB.
- [17] Manual de uso de MATLAB. [Http://es.mathworks.com/help/matlab/](http://es.mathworks.com/help/matlab/)
- [18] Chapman, S. J. MATLAB Programming with Applications for Engineers, BAE System Australia, First edition, 2013.
- [19] Chapman, S. J. Essentials of MATLAB Programming, BAE System Australia, Second edition, 2009.
- [20] Altman, Y. Undocumented Secrets of MATLAB-Java programming, CRC Press, 2012.

Apéndice

Apéndice A

Manual de funcionamiento de Academic Performance

En este anexo se detallará el manual de funcionamiento de la aplicación Academic Performance, explicando paso a paso los procedimientos que han de seguirse para el correcto funcionamiento del programa. En primer lugar, deberemos ejecutar el programa iniciando el archivo 'Inicio.m'. Aparecerá la pantalla descrita en la siguiente figura.



Figura A.0.1: Pantalla de inicio

Nos encontramos con dos diferentes rutas para seguir dentro del programa: diseño preliminar y diseño avanzado.

A.1. Diseño Preliminar

Al hacer clic sobre el botón de diseño preliminar accederemos a este módulo. Esta parte del programa está diseñada con vistas a empezar de alguna forma el proceso de diseño del avión en base a sus actuaciones, cuando no se tiene claro aún las dimensiones de la aeronave, ni el motor o la superficie alar.

Su principal objetivo es tomar una referencia en cuanto a relación de carga alar y de empuje-peso que tomará el avión, de forma que se puedan llevar a buen puerto todas las actuaciones y operaciones para las que estará diseñada la aeronave. Una vez que se conozcan ciertas magnitudes principales se podrá comenzar a diseñar en el otro módulo con más profundidad y exactitud.

A.2. Menú Preliminar

La primera pantalla que nos aparece en diseño preliminar es un menú donde podremos crear, modificar, seleccionar y borrar los modelos de aeronave y de misión que creamos oportunos, de forma que se potencie lo máximo posible tanto la comodidad a la hora de probar modificaciones como la facilidad y la accesibilidad a los datos introducidos.

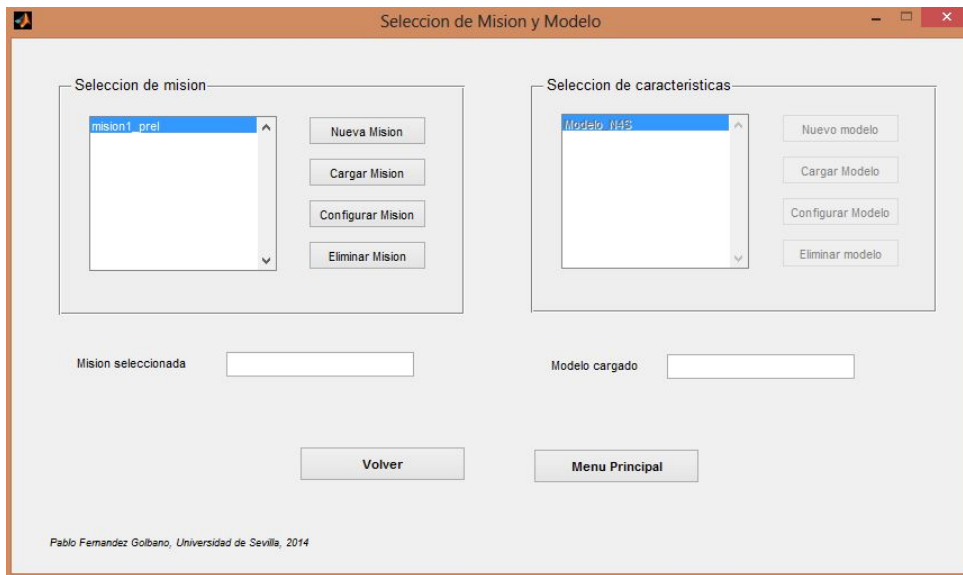


Figura A.2.1: Menú preliminar

En la parte izquierda se sitúa el menú de misión y en la parte derecha el menú de modelado geométrico.

Para poder acceder a la selección de modelado primero deberemos cargar alguna misión. Esto se debe a que para introducir ciertos datos como la posición de palanca en cada segmento de la misión, primero se deben conocer de cuántos segmentos constará la

misión, qué tipos de segmento será cada uno, etc... lo cual se define en el menú de misión.

A.2.1. Introducir una misión

Hacemos clic en el botón de 'Nueva Misión' y accederemos al menú de crear misión.

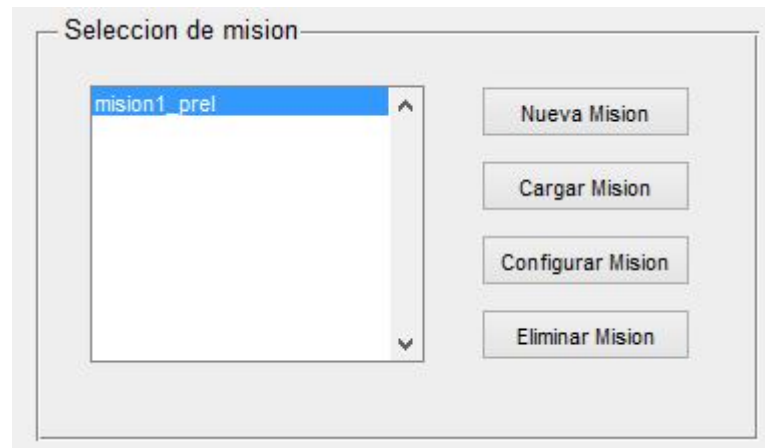


Figura A.2.2: Pulsar botón para introducir una nueva misión

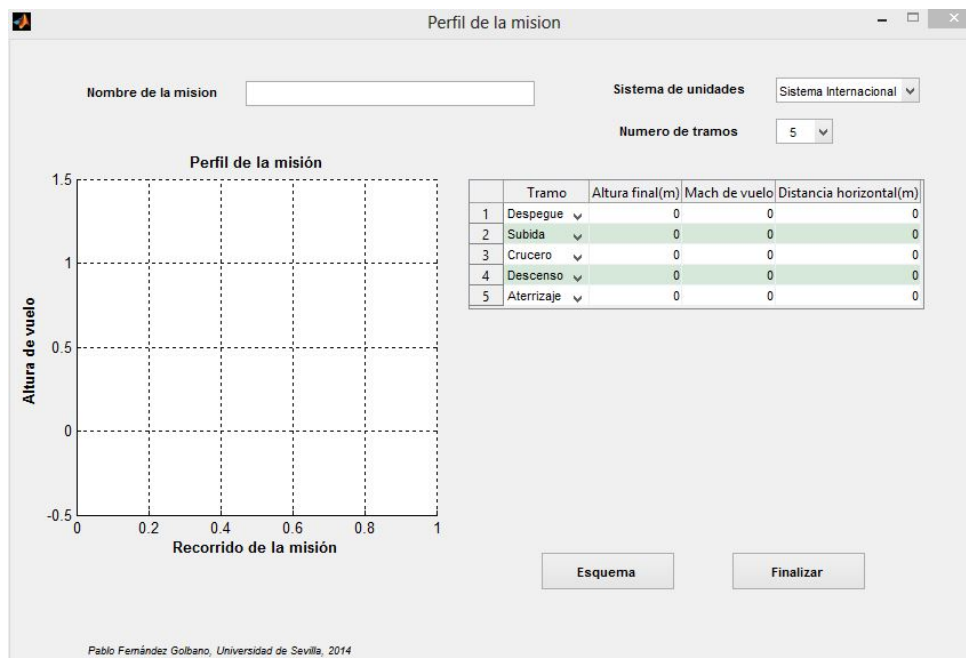


Figura A.2.3: Esquema de misión preliminar

Nos encontramos con unos ejes coordenados donde se podrá representar un esquema a grandes rasgos de la misión introducida, y en la parte derecha de una tabla que nos servirá

de vía para introducir nuestra misión deseada. Seleccionando el desplegable superior, podremos elegir el número de segmentos que tendrá nuestra misión de forma que las filas de la tabla concuerden con dicho número.

Dentro de la tabla tendremos cuatro columnas que muestran:

- **Tipo de segmento:** a elegir entre despegue, subida, crucero, viraje, descenso y aterrizaje.

- **Altura final del segmento:** altura final a la que llegará el segmento de vuelo.

Para viraje y crucero la altura final será idéntica a la altura final del segmento anterior, puesto que son segmentos de vuelo en los que la altura de vuelo no cambia.

Para subida y descenso delimitará la altura final a la que acabará el tramo de vuelo.

Para despegue y aterrizaje, la altura final estará marcando la altura a la que se encuentra situado el aeropuerto sobre el nivel del mar, dado que en este diseño preliminar solo se considerará la fase de rodadura del despegue por lo que la altura a la que finaliza el segmento es la misma que a la que lo empieza, esto es, la altura del aeropuerto.

- **Mach de vuelo del segmento:** Establece la velocidad a la que la aeronave efectuará el segmento de vuelo, desde Mach 0 que resultaría en velocidad nula hasta Mach 1 que implicaría que la aeronave se desplaza a la velocidad del sonido.

En primera instancia se va a suponer una velocidad aproximadamente constante en cualquiera de los segmentos, y que el usuario deberá calcular o estimar mediante los procedimientos impartidos en la asignatura de cálculo de aviones.

- **Distancia horizontal final del segmento:** la distancia en paralelo a la superficie de la Tierra (supuesta plana) que recorrerá la aeronave. Se emplea como medida para saber cuándo finalizará el segmento.

En el caso de despegue y aterrizaje, establece la distancia que la aeronave recorre en la pista.

En el caso del crucero, establece la distancia que recorrerá la aeronave.

En el caso de los segmentos que varían de altura, como subida y descenso, sirve como medida indirecta del ángulo que tomará la aeronave tanto en subida como en descenso. El ángulo de subida será calculado como el arcotangente del cociente entre el incremento en altura dividido por la distancia en horizontal recorrida.

En el caso de un viraje, la distancia en horizontal introducida servirá como medida del tiempo que empleará la aeronave en hacer el viraje. El tiempo del viraje se calculará como la distancia en horizontal introducida dividida por la velocidad de la aeronave (igual al producto del Mach de vuelo por la velocidad de sonido a la altura que se encuentre la aeronave).

En todo momento se puede alternar entre sistema internacional y sistema imperial para las unidades, de forma que se facilite el manejo al usuario que le sea más cómodo para cada tipo de variable.

Una vez completados los segmentos, podremos representar la misión que hemos diseñado mediante el botón de 'Esquema' simplemente pulsándolo.

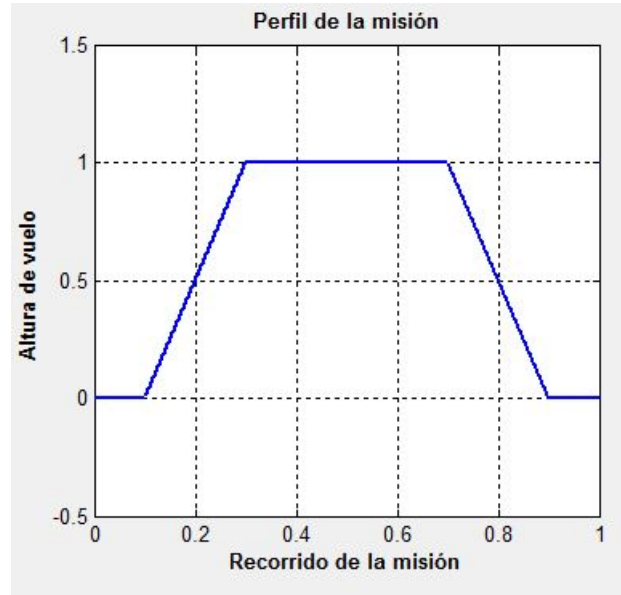


Figura A.2.4: Esquema de misión preliminar

Finalmente, deberemos poner un nombre a la misión creada para almacenar los datos, de forma que la aplicación crea un fichero llamado 'nombre.mat' donde se guarda la misión para posibilitar su posterior recuperación.

Un formulario con el label 'Nombre de la mision' a la izquierda y un campo de entrada de texto a la derecha que contiene el texto 'mision_de_prueba'.

Figura A.2.5: Nombre de misión preliminar de prueba

Con esto podemos ya guardar y salir del menú y volveremos al menú principal.

A.2.2. Modificar misión

Si queremos modificar algún parámetro de alguna misión, basta con seleccionarla en el menú principal y hacer clic sobre 'Modificar misión'. Accederemos de nuevo a la pantalla de selección de misión pero esta vez el nombre de la misión que anteriormente introdujimos se quedará bloqueado, de forma que estaremos automáticamente sobrescribiendo los datos introducidos.



Figura A.2.6: Nombre de misión preliminar de prueba

A.2.3. Borrar misión

Cuando no queramos seguir manteniendo alguna misión, podremos seleccionarla en el menú principal y haciendo clic sobre el botón 'Borrar misión', la aplicación la borrará tanto de la lista de misiones disponibles como el fichero .mat asociado a dicha misión.

Siempre se lanzará antes de borrar un aviso de confirmación al usuario para evitar cualquier despiste no intencionado.

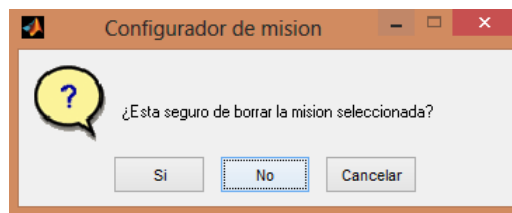


Figura A.2.7: Confirmación antes de eliminar misión

A.2.4. Cargar misión

Una vez que tengamos una misión creada, podemos cargarla en el programa seleccionándola en la lista de misiones y posteriormente pulsando 'Cargar misión'. Con esto podremos acceder a la parte de modelado geométrico del avión, de forma que estaremos fijando para los cálculos posteriores la misión cargada.

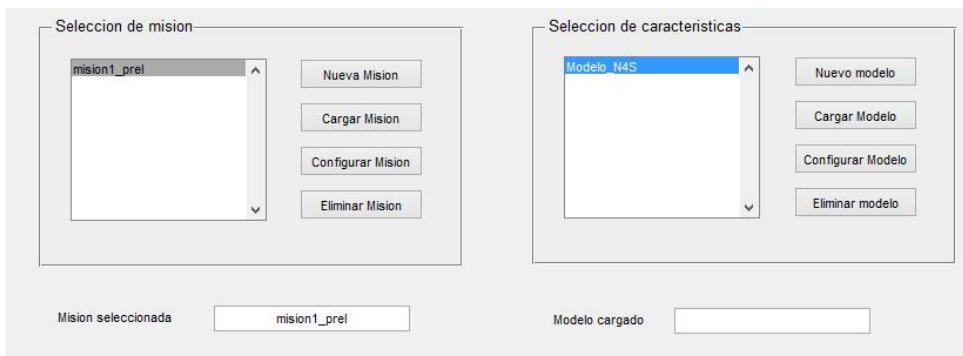


Figura A.2.8: Modelo habilitado

A.2.5. Nuevo modelo

Para introducir un nuevo modelo deberemos tener **cargada** alguna misión previamente. Haciendo clic sobre el botón correspondiente accederemos al menú de modelo geométrico. Es importante notar que un modelo **siempre** estará asociado a una determinada misión, para que el posterior cálculo de la misión resulte correcto. Más adelante se incidirá sobre este tema.

	Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1	Despegue	0	0
2	Subida	0	0
3	Crucero	0	0
4	Descenso	0	0
5	Aterrizaje	0	0

Figura A.2.9: Menú de creador de modelos

Se encuentran divididos en 3 categorías los datos a introducir:

A.2.5.1. Propulsión

Figura A.2.10: Propulsión para el caso de motor turbofán

Se deberá introducir el empuje disponible a nivel del mar, el número de motores y el consumo específico, en las unidades imperiales que aparecen en la figura A.2.10.

Si se le desea hacer un escalado al motor, este deberá ser introducido en el empuje disponible o en el número de motores, al gusto del usuario, ya que el número de motores solo es un multiplicador de la potencia o empuje disponible a nivel del mar. Esto quiere decir que si se desea realizar un escalado de una magnitud 1.2 (por ejemplo), se deberá introducir en el empuje disponible 1.2 veces el empuje disponible del motor sin escalar.

Propulsion		
Tipo de motor	<input type="text" value="Turbohelice"/>	
Numero de motores	<input type="text" value="0"/>	
Potencia a nivel del mar	<input type="text" value="0"/>	lb/(shp*h)
Consumo especifico a nivel del mar	<input type="text" value="0"/>	lb/(lb*h)

Figura A.2.11: Propulsión para el caso de motor turbo-hélice

En el caso de seleccionar un motor turbo-hélice o de pistón, el dato de entrada sería la potencia disponible a nivel del mar.

A.2.5.2. Aerodinámica

Aerodinamica		
Superficie alar	<input type="text" value="0"/>	m ²
Coeficiente de resistencia parasitaria	<input type="text" value="0"/>	
Coeficiente de resistencia inducida	<input type="text" value="0"/>	
Coeficiente de sustentacion max	<input type="text" value="0"/>	

Figura A.2.12: Aerodinámica preliminar

Se deberá introducir la superficie alar estimada, y los coeficientes aerodinámicos de la polar así como el coeficiente de sustentación máximo estimado. En el diseño preliminar se considera una polar parabólica de coeficientes constantes no compensada.

A.2.5.3. Estructuras

Se introducirá el peso en vacío de la aeronave y el porcentaje de combustible que se desea que sobre al final de la misión.

Figura A.2.13: Estructuras preliminar

Dentro de la sección de estructuras nos encontramos con un anexo que nos permitirá mediante un sencillo cálculo obtener una aproximación al peso inicial de la aeronave en vacío. Haciendo clic en 'Initial sizing' entramos en dicho anexo:

A.2.5.4. Initial Sizing

Tramo	Fraccion de peso
1 Despegue	0
2 Subida	0
3 Crucero	0
4 Descenso	0
5 Aterrizaje	0

Expresion de la fraccion de peso en vacio $\frac{W_e}{W_0} = A \cdot x^C$

$W_0 =$

Peso inicial

Volver

Figura A.2.14: Initial Sizing

Deberemos introducir las fracciones de peso que se hayan estimado para cada segmento así como la expresión para el peso en vacío que concuerde con nuestra aeronave. En el siguiente ejemplo se puede ver cómo deben introducirse los coeficientes y la ecuación:

Haciendo clic en 'Peso Inicial' la aplicación proporciona una estimación del peso en vacío de la aeronave. Una vez obtenida la aproximación inicial podremos emplearla para el modelado geométrico de la aeronave.

Finalmente, nos encontramos con un panel en la parte superior derecha donde se deberán introducir las posiciones de palanca seleccionadas para cada segmento, las cuales deberán estar comprendidas entre 0 y 1, y la carga de pago que portará la aeronave en cada segmento, de forma que podamos modelar una posible liberación de carga de pago en medio de la misión.

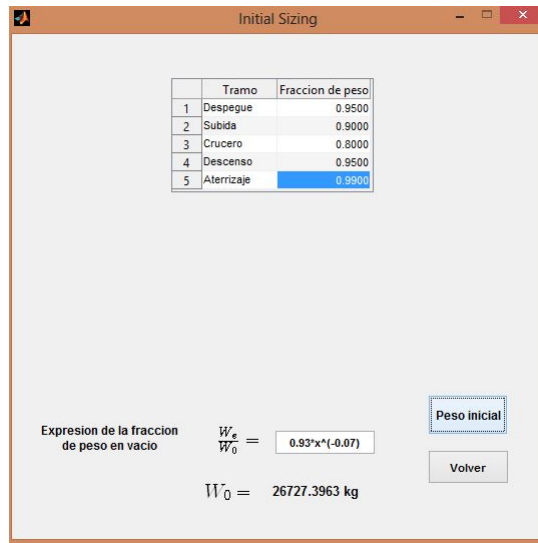


Figura A.2.15: Ejemplo de initial sizing

	Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1	Despegue	0	0
2	Subida	0	0
3	Crucero	0	0
4	Descenso	0	0
5	Aterrizaje	0	0

Figura A.2.16: Palancas de gases y fracciones de peso

Cuando terminemos de introducir los datos haremos clic en 'Finalizar'.

A.2.6. Modificar modelo

Análogamente al caso de las misiones, el funcionamiento es completamente idéntico: acceso de nuevo al menú de modelado pero esta vez con el nombre del modelo fijado para sobrescribir los cambios realizados.

The screenshot shows a software window titled "Características Preliminares" with the following components:

- Nombre del modelo:** A text field containing "Modelo_M4S".
- Propulsion:**
 - Tipo de motor:** A dropdown menu set to "Turbohelice".
 - Numero de motores:** A text field containing "2".
 - Empuje a nivel del mar:** A text field containing "5071" with the unit "lbf".
 - Consumo específico a nivel del mar:** A text field containing "0.468" with the unit "lb/(lb*h)".
- Aerodinamica:**
 - Superficie alar:** A text field containing "63" with the unit "m^2".
 - Coefficiente de resistencia parasitaria:** A text field containing "0.02".
 - Coefficiente de resistencia inducida:** A text field containing "0.03".
 - Coefficiente de sustentacion max:** A text field containing "1.92".
- Peso:**
 - % Fuel sobrante:** A text field containing "5".
 - Peso en vacio:** A text field containing "23000" with the unit "kg".
 - An "Initial Sizing" button.
- Table:** A table with 5 rows and 4 columns: "Tramo", "Carga de pago(kg)", and "Palanca de gases".

	Tramo	Carga de pago(kg)	Palanca de gases
1	Despegue	5100	1
2	Subida	5100	0.9500
3	Crucero	5100	0.8000
4	Descenso	5100	0.0500
5	Aterrizaje	5100	0.0500
- Buttons:** "Finalizar" at the bottom right.
- Footer:** "Pablo Fernandez Golbano, Universidad de Sevilla, 2014".

Figura A.2.17: Ejemplo de pantalla de modificar misión

Es importante tener en cuenta que cada modelo está asociado a una determinada misión, por lo que intentar modificar un modelo asociado previamente a una misión cargando otra misión distinta puede dar lugar a errores. Esto se debe a que el número de tramos puede no ser el mismo, por lo que cuando se pide introducir la carga de pago de cada segmento o la palanca de gases introducida puede producirse un error debido a este problema.

Si se produce esto la solución sería borrar ambos (misión y modelo) y crearlos de nuevo.

A.2.7. Borrar modelo

De nuevo, es posible borrar los modelos que no queramos usar en un futuro usando este botón. El usuario deberá confirmar la acción para prevenir errores no deseados. Se borrará tanto el modelo de la lista como el archivo físico que lo alberga.

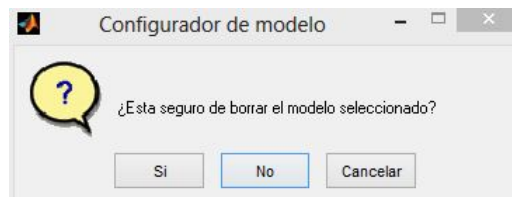


Figura A.2.18: Borrar modelo preliminar

A.2.8. Cargar modelo

Cuando tengamos el modelo completado y seleccionado, podremos cargarlo para poder proceder a los cálculos. De esta forma tenemos la aeronave definida así como su misión que va a realizar, y podremos acceder a las funcionalidades del diseño preliminar.

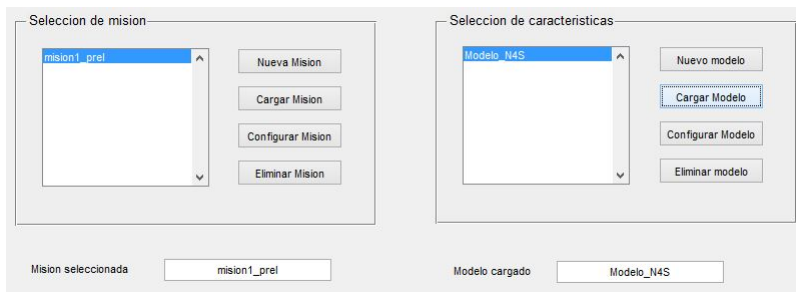


Figura A.2.19: Misión y modelos cargados

A.3. Resultados del diseño preliminar

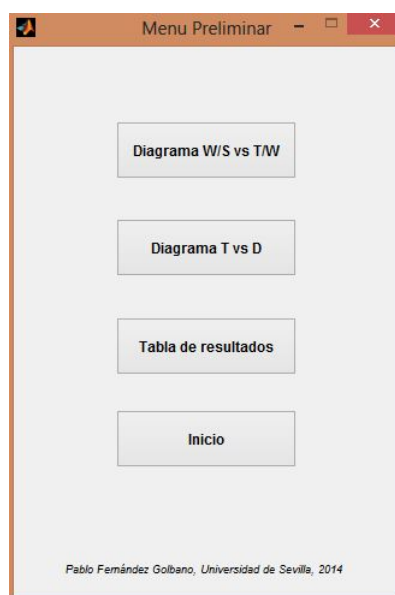


Figura A.3.1: Misión y modelos cargados

Disponemos de tres funciones principales: diagrama carga alar/ratio empuje peso, diagrama de empuje frente a resistencia aerodinámica y una tabla con los resultados obtenidos del cálculo de la misión y el modelo introducidos donde se detallan los consumos de combustible, tiempos empleados, distancias recorridas, etc.

Para entrar al diagrama de carga alar *no es necesario* haber fijado un determinado peso o superficie alar previamente pues no es necesario para poder emplear dicha funcionalidad. Para el diagrama empuje frente a resistencia es necesario introducir el tipo de motor que contendrá la aeronave pero ningún otro parámetro adicional. Para obtener los resultados *sí* deberemos completar el modelo de la aeronave para poder obtener resultados correctos.

A.3.1. Diagrama W/S frente a T/W (o P/W)

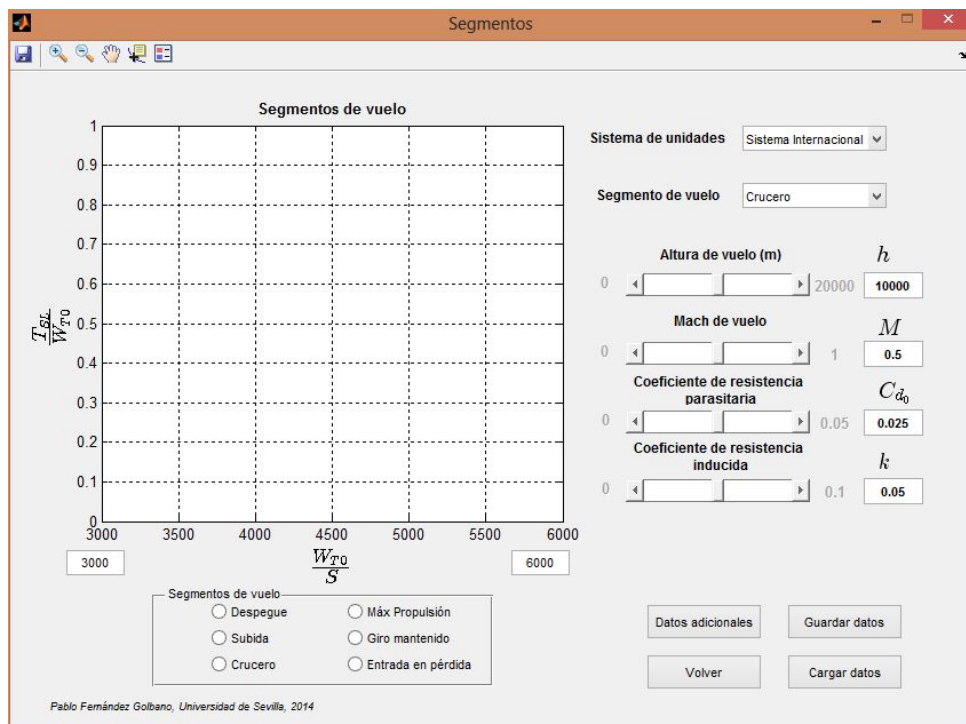


Figura A.3.2: Diagrama de carga alar

Con esta interfaz podremos calcular las restricciones que nos suponen las distintas operaciones de la aeronave en cuanto a la relación de carga alar y de empuje-peso. El objetivo es simplificar al usuario la forma de entender las ecuaciones que están detrás de las curvas que aparecen en los ejes, mediante el empleo de barras deslizantes con las que regular las variables que intervienen en el cálculo.

A la derecha se encuentra el panel de control. Desde ahí podremos modificar variables como la altura, velocidad, longitud de pista,... que intervienen en las ecuaciones para poder vislumbrar el efecto que tiene cada parámetro en la restricción de carga alar y de

esta forma poder comprender qué parámetros representan cuellos de botella de nuestro problema de diseño y las variaciones de cuáles son despreciables frente a estos últimos.

Para modificar las variables de un determinado segmento, se pueden utilizar tanto las barras deslizantes como los cuadros de texto situados a la derecha para tal propósito.

Para alternar entre segmentos y modificar propiedades de distintos segmentos, deberemos emplear el desplegable indicado como 'Tipo de segmento' y elegir el segmento en el que queramos variar algún parámetro.

Figura A.3.3: Segmento de despegue

En el segmento de despegue podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura del aeropuerto:** altura sobre el nivel del mar a la que se sitúa el aeropuerto.
- **Coeficiente de fricción:** coeficiente de fricción de la pista de despegue con el tren de aterrizaje.
- **Coeficiente de resistencia en despegue:** coeficiente de resistencia tanto aerodinámica como de rozamiento.

Su expresión es:

$$C_{DG} = C_{DT0} - \mu C_{LT0} \quad (\text{A.3.1})$$

donde C_{DT0} es el coeficiente de resistencia aerodinámica en despegue y C_{LT0} es el coeficiente de sustentación en despegue.

- **Coeficiente de sustentación máxima en despegue.**
- **Distancia de despegue:** distancia recorrida en pista que empleará la aeronave para realizar el despegue.

En el segmento de subida podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo:** altura sobre el nivel del mar a la que vuela la aeronave.

Sistema de unidades: Sistema Internacional

Segmento de vuelo: Subida

Altura de vuelo (m) h
 0 < [] > 20000 10000

Rate of climb (m/s) ROC
 0 < [] > 25 12.7119

Coeficiente de resistencia parasitaria C_{D_0}
 0 < [] > 0.05 0.025

Coeficiente de resistencia inducida k
 0 < [] > 0.1 0.05

Figura A.3.4: Segmento de subida

- **Rate of climb:** velocidad vertical con la que sube la aeronave.
- **Coeficiente de resistencia parasitaria.**
- **Coeficiente de resistencia inducida.**

Sistema de unidades: Sistema Internacional

Segmento de vuelo: Crucero

Altura de vuelo (m) h
 0 < [] > 20000 10000

Mach de vuelo M
 0 < [] > 1 0.5

Coeficiente de resistencia parasitaria C_{D_0}
 0 < [] > 0.05 0.025

Coeficiente de resistencia inducida k
 0 < [] > 0.1 0.05

Figura A.3.5: Segmento de crucero

En el segmento de crucero podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo:** altura sobre el nivel del mar a la que vuela la aeronave.
- **Mach de vuelo.**
- **Coeficiente de resistencia parasitaria.**
- **Coeficiente de resistencia inducida.**

En el segmento de máxima propulsión podremos modificar el siguiente parámetro:

- **Ratio máxima propulsión/peso:** representa el cociente entre el máximo empuje disponible para la aeronave y el peso de la aeronave en despegue.

Figura A.3.6: Máxima propulsión

Figura A.3.7: Segmento de giro mantenido

En el segmento de giro mantenido podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Altura de vuelo:** altura sobre el nivel del mar a la que realiza el viraje la aeronave.
- **Mach de vuelo.**
- **Coeficiente de resistencia parasitaria.**
- **Coeficiente de resistencia inducida.**
- **Factor de carga:** relación entre la sustentación de la aeronave durante el viraje y su peso.

Figura A.3.8: Entrada en pérdida

En el segmento de entrada en pérdida podremos modificar los siguientes parámetros:

- **Coeficiente de sustentación máxima.**

- **Velocidad de entrada en pérdida:** velocidad a la que entra en pérdida la aeronave.

La finalidad de este módulo es la de visualizar de forma gráfica las limitaciones a la hora de decidir la carga alar inicial para la aeronave y la relación entre empuje y peso inicial en función de los parámetros introducidos en estas barras deslizantes.

Esto es, se recomienda probar diversos valores para cada tipo de segmento y comprender como evolucionan las gráficas en función de dichas modificaciones, de forma que se llegue a un compromiso con cumplir las especificaciones de la misión.

Para mostrar las gráficas, disponemos de un panel inferior donde seleccionar las gráficas que queramos que sean mostradas en los ejes coordenados.

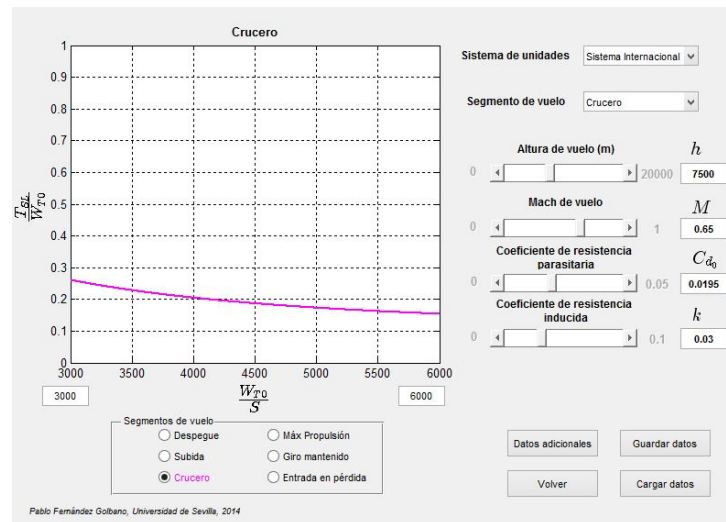


Figura A.3.9: Ejemplo de gráfica: crucero

Adicionalmente, también disponemos de la posibilidad de alternar entre sistemas de unidades de medida para facilitar al usuario la introducción de datos. No obstante, las unidades mostradas en el gráfico siempre serán las correspondientes al sistema internacional.

Por otra parte, este módulo consta de una función de guardado de los datos introducidos en un fichero de Matlab o la posibilidad de exportar a Excel, mediante el uso del botón de guardado de datos. Para recuperar los datos anteriormente guardados, se dispone de un botón de cargado de datos.

Para exportar la gráfica obtenida a un fichero de imagen, haciendo clic derecho sobre los ejes coordenados se puede exportar el contenido al fichero seleccionado por el usuario.

Para alternar entre gráficos T/W y P/W , haciendo clic derecho sobre los ejes coordenados se puede intercambiar las gráficas representadas a gusto del usuario.

Además, existe una ventana auxiliar a este módulo a la que se accede a través del botón 'Datos adicionales'.

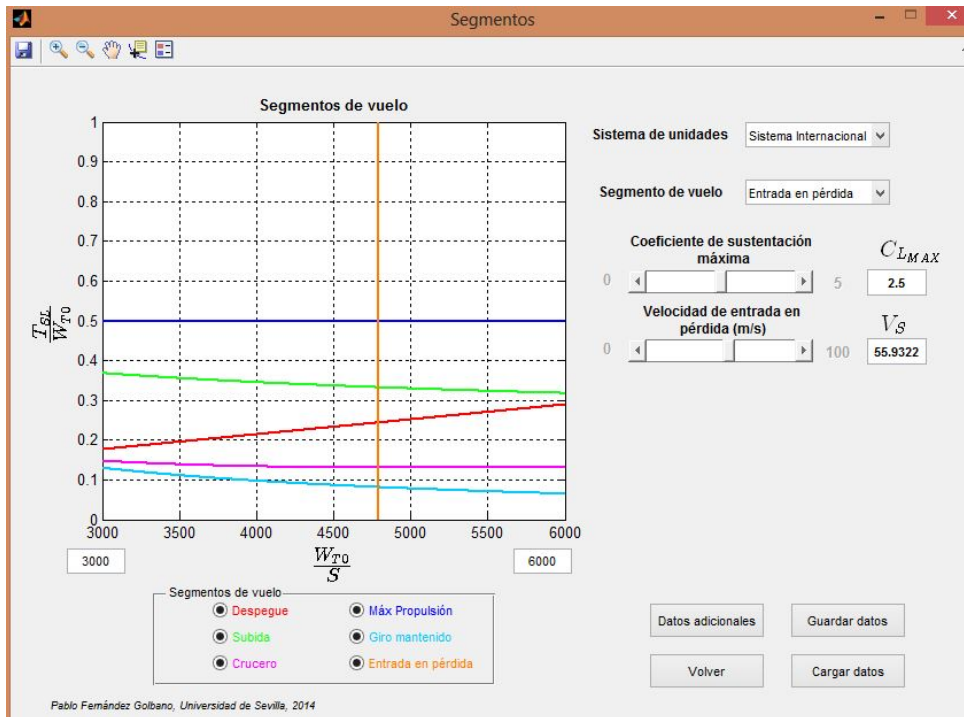


Figura A.3.10: Ejemplo de diagrama de carga alar

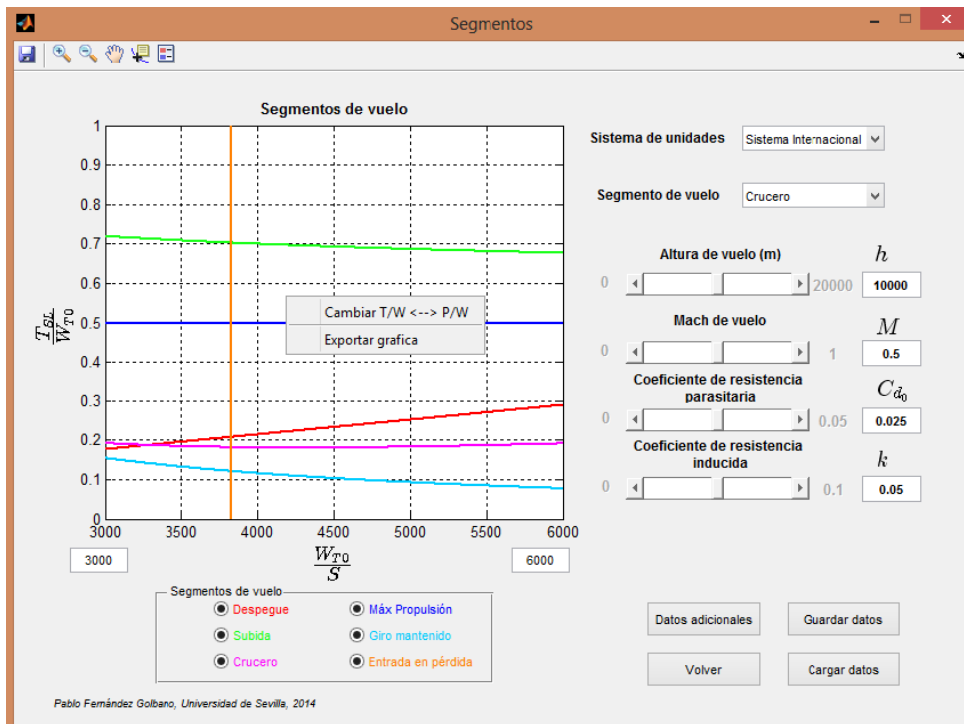


Figura A.3.11: Opciones para el diagrama

A.3.1.1. Datos adicionales

Dentro de esta ventana podremos modificar las relaciones que se han tomado por defecto para el cociente entre pesos de los segmentos, o la relación de empujes entre cada segmento.

The screenshot shows a window titled 'Datos adicionales' with two columns of input fields. The first column is labeled 'Fracciones de pesos' with the formula $\frac{W_i}{W_{i-1}}$ above it. The second column is labeled 'Relación de empujes' with the formula $\frac{T_i}{T_{SL}}$ above it. The rows represent different flight phases: Despegue, Subida, Crucero, Viraje, and Aterrizaje. Below the input fields are four buttons: 'Guardar datos', 'Valores por defecto', 'Cargar datos', and 'Volver'. At the bottom, there is a small text credit: 'Pablo Fernández Golbano, Universidad de Sevilla, 2014'.

	Fracciones de pesos $\frac{W_i}{W_{i-1}}$	Relación de empujes $\frac{T_i}{T_{SL}}$
Despegue	0.9725	1
Subida	0.985	0.35
Crucero	0.8	0.3
Viraje	0.99	0.25
Aterrizaje	0.995	0.7

Figura A.3.12: Datos adicionales

Finalmente para volver al menú principal pulsaremos sobre el botón 'Volver'

A.3.2. Diagrama T vs D

Con este módulo podremos representar la relación existente entre el empuje de motor disponible y la resistencia que ofrece la aeronave. En función del tipo de motor que se introdujese en el menú de modelo, el diagrama será T frente a D o P frente a D, donde P representa la potencia de la aeronave en aeronaves turbohélice o a pistón.

Los parámetros que disponemos para variar son:

- Altura de vuelo
- Masa de la aeronave

- Posición de palanca

Jugando con estos valores podremos ver gráficamente qué es lo que está sucediendo físicamente. Si se desea introducir un valor por encima del especificado se puede hacer a través de los recuadros dispuestos a la derecha de las barras deslizantes.

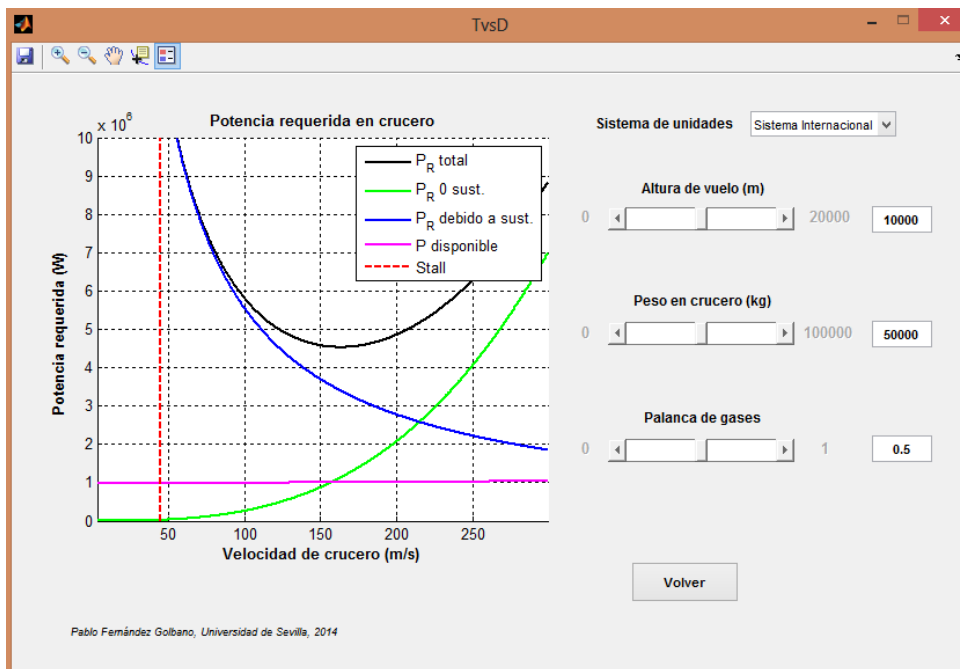


Figura A.3.13: Diagrama T vs D

El diagrama representará empuje o potencia en función del tipo de motor que se haya definido en el apartado de propulsión.

Se puede asimismo exportar la gráfica obtenida de la misma forma que en el caso del diagrama de carga alar, haciendo clic derecho sobre los ejes y seleccionando la opción correspondiente.

A.3.3. Tabla de resultados

Finalmente, en este módulo podremos ver el resultado del cálculo de actuaciones de nuestra misión para nuestro modelo de aeronave.

Se muestra una tabla con todos los segmentos programados en la que se informa de los tiempos empleados, combustible consumido, distancia recorrida, relación de empuje respecto al empuje de despegue, etc...

En la última fila se muestra el total de la suma de los distintos parámetros.

Para guardar la tabla basta con hacer clic derecho sobre ella y seleccionar 'Guardar resultados'.

	Tramo	Peso(kg)	Fraccion	Fuel consumido(kg)	Relacion_Empuje	Tiempo(s)	Velocidad(m/s)
1	Inicial	3.5402e+04	1	0	0	0	0
2	Despegue	3.5387e+04	0.9996	14.2652	1	19.5907	51.0446
3	Subida	3.4489e+04	0.9746	898.6107	0.2573	1.4948e+03	133.7961
4	Crucero	2.8576e+04	0.8286	5.9123e+03	0.1352	9.3643e+03	213.5776
5	Descenso	2.8449e+04	0.9955	127.6015	0.0189	1.4948e+03	133.7961
6	Aterrizaje	2.8448e+04	1.0000	1.0182	0.0375	14.6930	68.0594
7	TOTAL			6.9538e+03		1.2388e+04	

Figura A.3.14: Tabla de resultados preliminares

La precisión de estos resultados no es excesivamente alta pero permite ya dar una idea bastante aproximada del tipo de aeronave que necesitaremos para llevar a cabo la misión propuesta.

El objetivo global del diseño preliminar es realizar este proceso de forma iterativa hasta obtener una aeronave de partida que satisfaga las restricciones requeridas.

Con los valores obtenidos de fracciones de peso por segmentos y relaciones entre empuje de cada segmento y el empuje de despegue, podremos volver a la figura A.3.12 e introducir estos nuevos valores.

De esta forma, la región de cargas alares y relaciones empuje/peso posibles mostrada en la figura A.3.10 se verá actualizada, con lo que se podrá elegir una nueva carga alar y relación empuje/peso, analizar de nuevo y así de forma iterativa hasta obtener un grado de precisión más alto.

A.4. Diseño Avanzado

Entrando desde la pantalla inicial podremos acceder a este módulo. Los datos de entrada para poder analizar las actuaciones en este módulo son ahora mucho más específicos, por lo que un estudio preliminar de la misión y de las características de la aeronave se

hace especialmente necesario. Haciendo clic en el botón a la derecha entramos en el diseño avanzado.

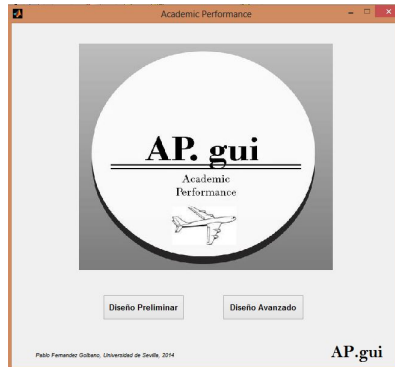


Figura A.4.1: Entrada al diseño avanzado

A.5. Menú Avanzado

Nos encontramos con una pantalla de selección y creación de misiones y modelos similar a la que aparecía en el diseño preliminar, con la salvedad de que ahora el diseño del modelo geométrico y propulsivo de la aeronave es independiente de la misión que queramos analizar, debido a que ahora no será necesario introducir las palancas de gases para cada segmento sino que se emplearán las ecuaciones de la mecánica del vuelo para deducirlas.

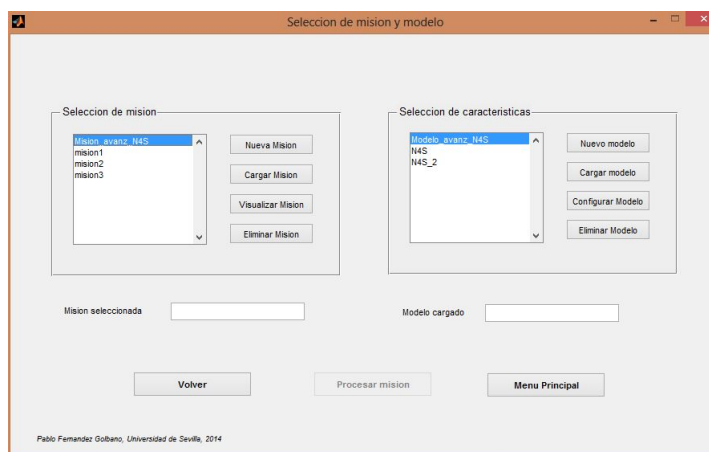


Figura A.5.1: Menú de diseño avanzado

Comenzamos con la sección de crear misiones.

A.5.1. Crear misión avanzada

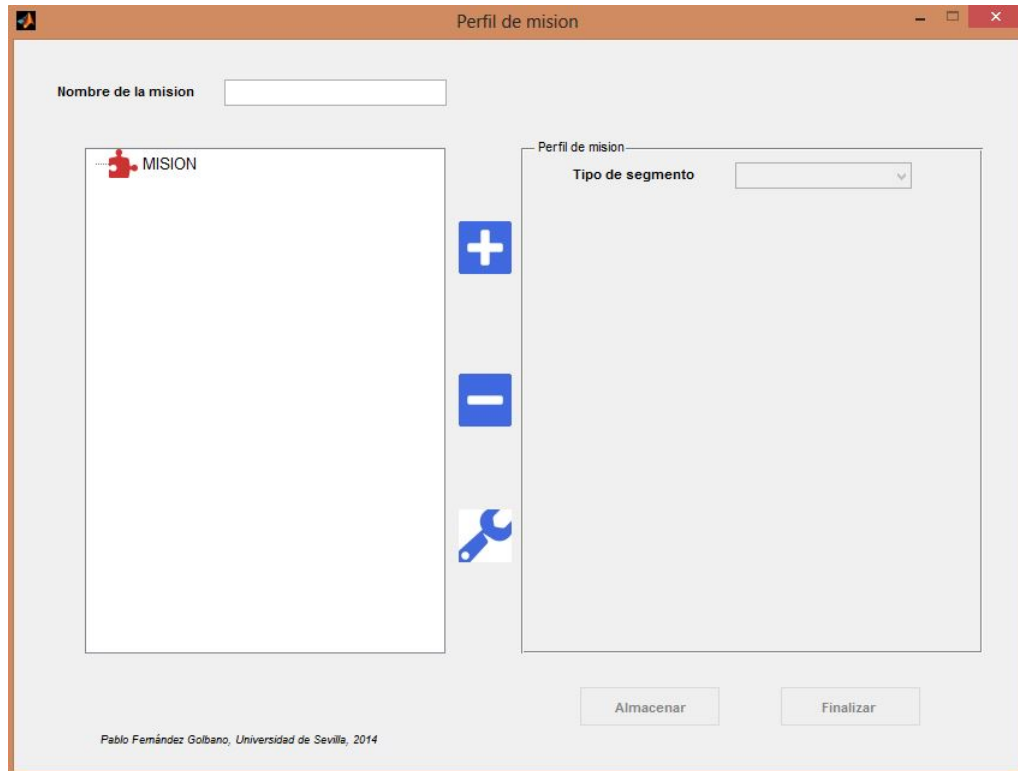


Figura A.5.2: Menú de misión avanzado

Este menú para la creación de misiones rompe por completo con la estética del menú para el diseño preliminar, siendo mucho más versátil y cómodo de utilizar, así como añadiendo numerosos parámetros que en el preliminar no se pueden introducir.

Para comenzar el proceso de crear una misión se deberá introducir el nombre deseado que tenga el archivo .mat que recoja todos los datos introducidos de la misión.

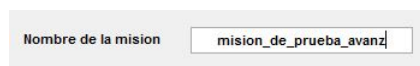


Figura A.5.3: Nombre de misión

A la izquierda se puede observar un árbol que comienza con el título 'MISION', bajo del cual colgarán los distintos segmentos que se creen del avión a modo de ramas del árbol, y los parámetros introducidos para cada segmento se representarán como ramas de los segmentos, generando de forma fácil de visualizar el espectro completo de la misión.

A.5.2. Introducir nuevo segmento

Para introducir un nuevo segmento haremos clic en el icono con el símbolo de la suma, y aparecerá en el lado derecho de la pantalla un desplegable que nos permitirá decidir el tipo de segmento que queremos añadir.

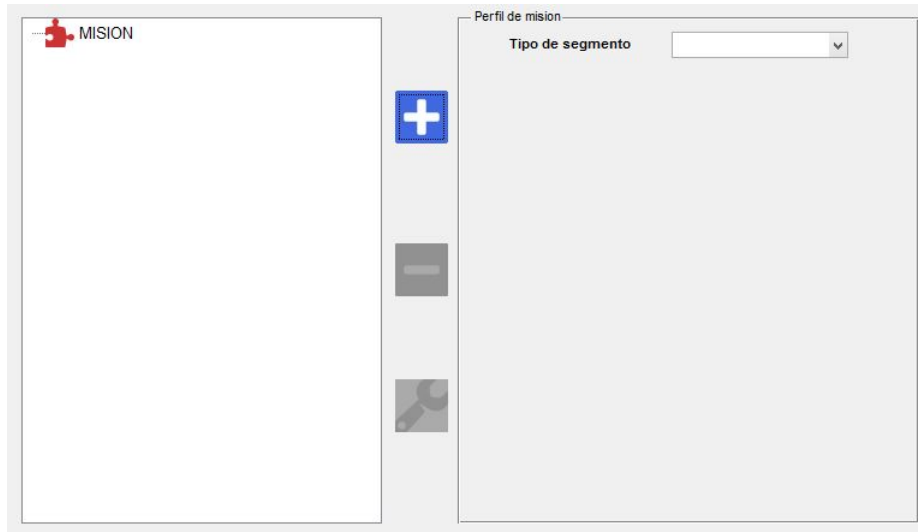
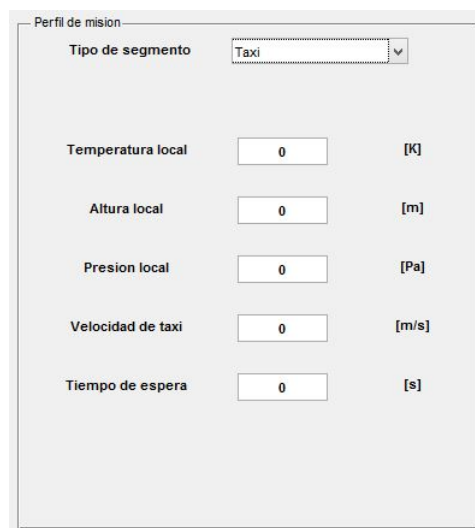


Figura A.5.4: Crear segmento

Una vez seleccionado, deberemos elegir el subtipo de segmento si procede, y en caso contrario nos aparecerá una serie de valores relativos al segmento que deberemos introducir.

A.5.2.1. Taxi

The image shows the 'Perfil de mision' interface with the 'Tipo de segmento' dropdown menu set to 'Taxi'. Below the dropdown, there are five rows of input fields, each with a label, a text box containing the number '0', and a unit symbol in brackets. The parameters are: 'Temperatura local' [K], 'Altura local' [m], 'Presion local' [Pa], 'Velocidad de taxi' [m/s], and 'Tiempo de espera' [s].

Label	Value	Unit
Temperatura local	0	[K]
Altura local	0	[m]
Presion local	0	[Pa]
Velocidad de taxi	0	[m/s]
Tiempo de espera	0	[s]

Figura A.5.5: Parámetros del segmento tipo taxi

Se introducirán los parámetros que aparecen en pantalla. Como velocidad del taxi se deberá tomar una velocidad media a la que la aeronave realizará el taxi, y de la misma forma con el tiempo de espera medio, para el cálculo del combustible empleado en el ralenti.

A.5.2.2. Despegue

The screenshot shows a software interface titled 'Perfil de misión'. At the top, there is a dropdown menu labeled 'Tipo de segmento' with 'Despegue' selected. Below this, there are five rows of input fields, each with a label on the left, a text box in the center containing the value '0', and a unit label on the right:

Label	Value	Unit
Temperatura local	0	[K]
Altura local	0	[m]
Presion local	0	[Pa]
Coef de friccion	0	[-]
Palanca de gases	0	[-]

Figura A.5.6: Parámetros del segmento tipo despegue

En esta ocasión habrá que definir el coeficiente de fricción de la pista con el tren de aterrizaje, las condiciones atmosféricas en el despegue y la posición de palanca con la que se efectúa el despegue.

A.5.2.3. Subida

The screenshot shows the 'Perfil de misión' window with 'Tipo de segmento' set to 'Subida'. The 'Subtipo de segmento' dropdown menu is open, displaying a list of options:

- Subida dados M y gamma
- Subida dados EAS y gamma
- Subida dados TAS y gamma
- Subida dados M y palanca
- Subida dados EAS y palanca
- Subida dados TAS y palanca
- Subida dados V inicial, final y gamma
- Subida steppest climb
- Subida fastest climb
- Subida dados V inicial, final y palanca

Figura A.5.7: Parámetros del segmento tipo subida

Para definir la subida disponemos de 10 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- Mach de subida: mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará la subida.
- EAS: velocidad calibrada equivalente en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará la subida.
- TAS: velocidad real en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará la subida.
- Gamma: ángulo de subida de la aeronave con el suelo.
- Palanca de gases: palanca de gases fija que se empleará en la subida.
- Steepest Climb: subida con el mayor ángulo de subida posible calculado por la aplicación.
- Fastest Climb: subida con la mayor velocidad vertical posible calculada por la aplicación.

A.5.2.4. Crucero

The screenshot shows a software interface titled 'Perfil de mision'. It contains two dropdown menus. The first, 'Tipo de segmento', is set to 'Crucero'. The second, 'Subtipo de segmento', is open, showing a list of six options: 'Crucero dado M y distancia', 'Crucero dado CL y distancia', 'Crucero dados V inicial, final y palanca', 'Crucero con polar en funcion de M', 'Crucero de max alcance dado peso final', and 'Crucero de max autonomia dado peso final'.

Figura A.5.8: Parámetros del segmento tipo crucero

Para definir el crucero disponemos de 6 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- Mach de crucero: mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará el crucero.
- CL: coeficiente de sustentación a mantener en todo el crucero.

- Palanca de gases: palanca de gases fija que se empleará en el crucero.
- Polar en función del Mach: crucero en el que se permite fijar una polar distinta de la introducida en el modelado para tener en cuenta los efectos de la compresibilidad del aire.
- Máximo alcance: crucero con configuración tal que maximice su alcance, para un peso de combustible dado.
- Máxima autonomía: crucero con configuración tal que maximice su autonomía, para un peso de combustible dado.

A.5.2.5. Soltar carga

The screenshot shows a window titled 'Perfil de mision'. It contains two main fields: 'Tipo de segmento' with a dropdown menu set to 'Soltar carga', and 'Carga lanzada' with a text input field containing '0' and the unit 'kg' to its right.

Figura A.5.9: Parámetros del segmento tipo soltar carga

Simplemente se deberá fijar la masa de la carga soltada.

A.5.2.6. Viraje

The screenshot shows the 'Perfil de mision' window with 'Tipo de segmento' set to 'Viraje'. The 'Subtipo de segmento' dropdown menu is open, displaying a list of nine options: 'Viraje horizontal dado V y palanca', 'Viraje horizontal dado V y CL', 'Viraje horizontal dado V y balance', 'Viraje horizontal dado V y n', 'V.H dado V y radio de giro', 'V.H dado V y velocidad de guiñada', 'V.H dado palanca y a factor de carga max', 'V.H dado palanca y a v de guiñada max', and 'V.H dado palanca y a radio min'.

Figura A.5.10: Parámetros del segmento tipo viraje

Para definir el viraje disponemos de 9 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- Velocidad: velocidad de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará durante el viraje.
- Palanca de gases: palanca de gases fija que se empleará en el viraje.
- CL: coeficiente de sustentación a mantener en todo el viraje.
- Balance: ángulo de alabeo a fijar durante el viraje.
- N: factor de carga a mantener durante el viraje.
- Radio de giro: radio de giro a seguir durante el viraje.
- Velocidad de guiñada: velocidad de guiñada con la que se realizará el viraje.
- Factor de carga máximo: viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante el factor de carga sea máximo.
- Velocidad de guiñada máxima: viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante la velocidad de guiñada sea máxima.
- Radio de giro mínimo: viraje con configuración calculada por la herramienta tal que en todo instante el radio de giro sea mínimo.

A.5.2.7. Descenso

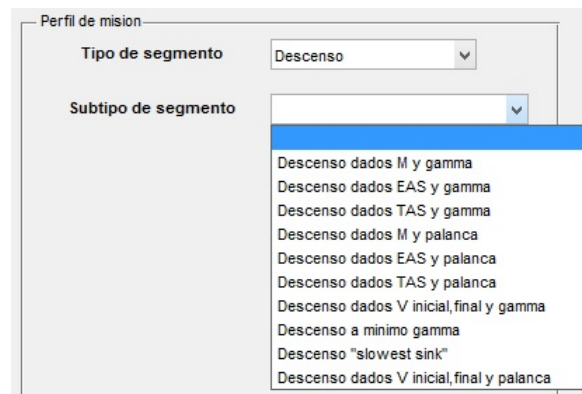


Figura A.5.11: Parámetros del segmento tipo descenso

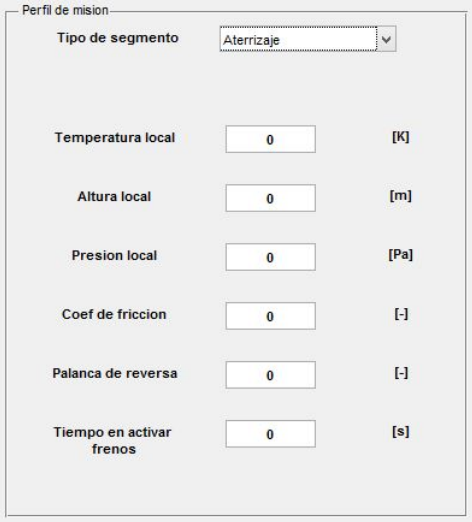
Para definir el descenso disponemos de 10 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados.

Entre las diferentes opciones, podemos fijar:

- Mach de descenso: Mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará el descenso.

- EAS: velocidad calibrada equivalente en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará el descenso.
- TAS: velocidad real en dirección paralela al suelo al que la aeronave realizará el descenso.
- Gamma: ángulo de descenso de la aeronave con el suelo (debe ser introducido positivo).
- Palanca de gases: palanca de gases fija que se empleará en el descenso.
- Mínimo gamma: descenso con el menor ángulo de descenso posible calculado por la aplicación.
- Slowest sink: descenso con la menor velocidad vertical posible calculada por la aplicación.

A.5.2.8. Aterrizaje



Perfil de misión		
Tipo de segmento	Aterrizaje	
Temperatura local	0	[K]
Altura local	0	[m]
Presion local	0	[Pa]
Coef de friccion	0	[-]
Palanca de reversa	0	[-]
Tiempo en activar frenos	0	[s]

Figura A.5.12: Parámetros del segmento tipo aterrizaje

En esta ocasión habrá que definir el coeficiente de fricción de la pista con el tren de aterrizaje, las condiciones atmosféricas en el aterrizaje, la posición de palanca para la reversa si fuera el caso y el tiempo que se tarda en aplicar los frenos.

Para terminar la creación de un nuevo segmento, haremos clic en 'Almacenar'. El segmento se añadirá al árbol de la misión.

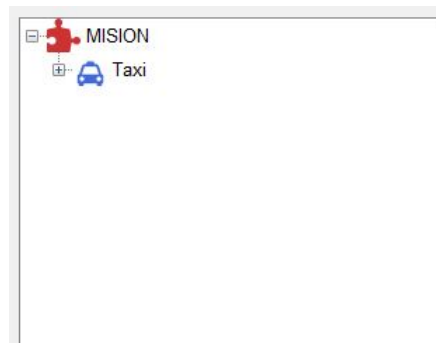


Figura A.5.13: Ejemplo de creación de un segmento

Si hacemos clic en el desplegable que nos aparece al lado de taxi, podremos visualizar los datos introducidos.



Figura A.5.14: Datos dentro de taxi

Realizando este procedimiento con el resto de la misión que queramos diseñar obtendremos algo así:



Figura A.5.15: Ejemplo de creación de una misión

A.5.3. Modificar un segmento

Para modificar un segmento ya incluido en el árbol, deberemos seleccionar el segmento que se desee modificar y a continuación hacer clic sobre el icono de la llave inglesa.

Nos aparecerán los valores que habíamos introducido para dicho segmento previamente, modificaremos aquellos que deseemos y finalmente se pulsará de nuevo el botón de 'Almacenar'.

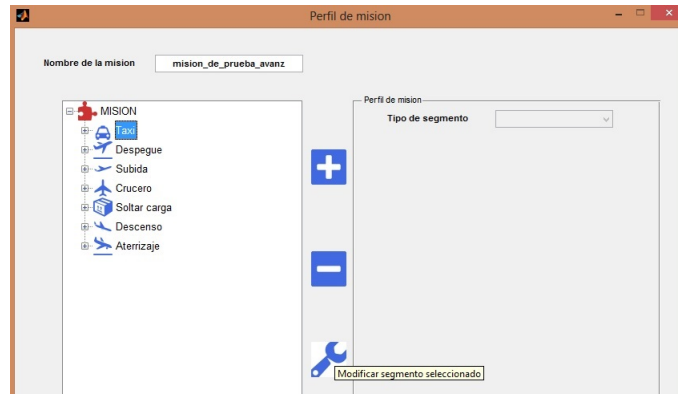


Figura A.5.16: Modificar segmento



Figura A.5.17: Introducción de nuevos valores para el segmento

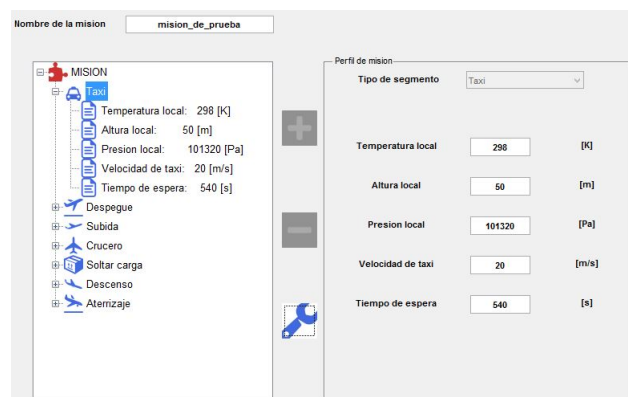


Figura A.5.18: Resultado de haber modificado el segmento

En el árbol de misión podremos ver que se han actualizado los datos.

A.5.4. Borrar segmento

Para borrar un segmento que no queramos mantener en la misión, basta con seleccionar el segmento en el árbol y a continuación hacer clic sobre el icono con el símbolo de la resta.



Figura A.5.19: Borrar un segmento

A.5.5. Finalizar la misión

Para finalizar la misión, una vez se tengan todos los segmentos introducidos, se deberá pulsar el botón 'Finalizar' dispuesto para ello. De nuevo volveremos al menú anterior.

A.5.6. Visualizar la misión

Para visualizar alguna misión que tengamos almacenada, basta con seleccionar la misión en la lista de misiones del menú y a continuación hacer clic sobre 'Visualizar misión'. No se podrán modificar los datos pero sí se podrá asegurar que han sido introducidos de forma correcta.

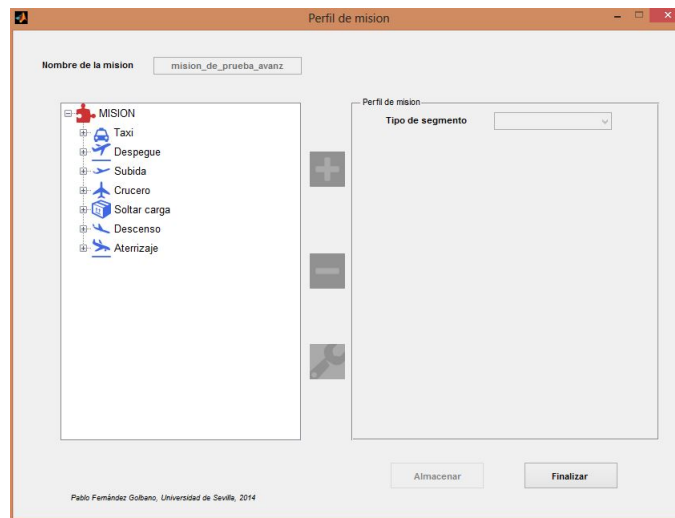


Figura A.5.20: Visualizar misión previamente creada

A.5.7. Borrar misión

Idéntico proceso que para el diseño preliminar.

A.5.8. Cargar misión

Carga la misión seleccionada para su posterior cálculo.

Yéndonos a la parte derecha de la pantalla, tenemos la sección para crear el modelado geométrico y propulsivo de la aeronave.

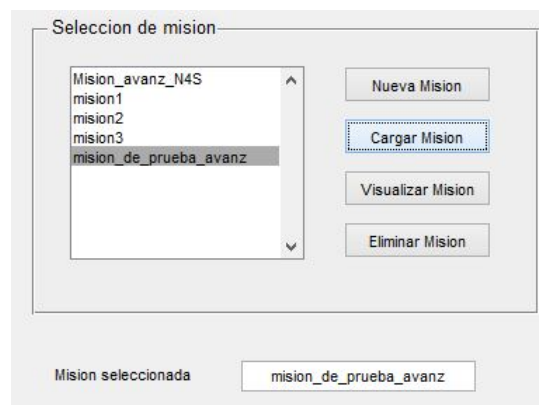


Figura A.5.21: Cargar misión previamente creada

A.5.9. Nuevo modelo

Nos aparecerá una pantalla para introducir datos de la aeronave que constará de 3 pestañas:

A.5.9.1. Aerodinámica avanzada

Figura A.5.22: Aerodinámica avanzada

En esta sección se requieren al usuario los coeficientes aerodinámicos que modelarán la resistencia aerodinámica en despegue, aterrizaje, y el resto de segmentos.

La aplicación empleará una polar compensada (que puede ser no compensada anulando el coeficiente k_2 de la resistencia inducida) de la forma:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2 \quad (\text{A.5.1})$$

En despegue y aterrizaje se considerará que el coeficiente k_1 modela el efecto suelo. El coeficiente de sustentación que se requiere se refiere al coeficiente de sustentación que se estima que tendrá la aeronave durante la fase del despegue y puede modelarse como:

$$C_{LT0} = C_{Lc} + \Delta C_{L_{flaps}} \quad (\text{A.5.2})$$

Donde C_{L_c} representa una estimación para el coeficiente de sustentación en crucero y $C_{L_{flaps}}$ representa la estimación para el incremento en sustentación que proporcionan los flaps desplegados el ángulo correspondiente.

Se recuerda que si el vuelo de crucero se hace a un Mach tal que los coeficientes empiezan a variar con la velocidad, se puede introducir en el menú de misión dichos coeficientes modificados.

A.5.9.2. Propulsión avanzada

Figura A.5.23: Propulsión avanzada

Se establece el empuje o potencia a nivel del mar, el consumo específico, el tipo de motor que vamos a emplear, el número de motores que llevará incorporado la aeronave y según el tipo de motor que sea se deberán introducir datos adicionales:

- Normativa: si se trata de una aeronave en misión civil o militar.
- Rendimiento de la hélice: si se trata de un motor con hélice, especificar el rendimiento medio de la hélice.
- Relación de derivación: se requiere especificar el tipo de régimen al que se verá empleado el motor de la aeronave, lo cual repercutirá directamente en su consumo.

The screenshot shows a software window with three tabs: 'Aerodinamica', 'Propulsion', and 'Pesos'. The 'Propulsion' tab is active. It contains two sections, both titled 'Propulsion'. The first section includes a dropdown menu for 'Tipo de motor' set to 'Turbohelice', a text input for 'Numero de motores' with the value '0', a text input for 'Potencia a nivel del mar' with the value '0' and the unit 'shp', and a text input for 'Consumo esp. a nivel del mar' with the value '0' and the unit 'lb/(shp·h)'. The second section includes a dropdown menu for 'Normativa' set to 'Civil', a text input for 'Rendimiento de la helice' with the value '0', and a dropdown menu for 'Relacion de derivacion' set to 'Alta'. A 'Nomb' label is visible in the top right corner of the window.

Figura A.5.24: Propulsión avanzada, detalle del turbohélice

A.5.9.3. Estructuras avanzado

The screenshot shows a software window titled 'caracteristicas_avanz' with three tabs: 'Aerodinamica', 'Propulsion', and 'Pesos'. The 'Pesos' tab is active. It contains a text input for 'Nombre del modelo'. Below this, there are four text inputs for weight-related parameters, each followed by the unit 'kg': 'Peso en vacio' (with a small blue icon), 'Carga de pago al inicio', 'Peso de la tripulacion', and '% Fuel restante al final'. A 'Finalizar' button is located at the bottom right of the main panel. At the bottom of the window, there is a small copyright notice: 'Pablo Fernandez Gobbato, Universidad de Sevilla, 2014'.

Figura A.5.25: Estructuras avanzado

Se fijará el peso en vacío, la carga de pago al inicio de la misión, el peso de la tripulación y muy importante, el porcentaje de combustible que se desea que sobre al final de la misión.

De esta forma se puede analizar por separado una misión típica, la misión en caso de emergencia, y realizar de nuevo la misión típica pero estableciendo que quede restante el combustible necesario para cumplir con una posible emergencia.

Cuando se finalice la entrada de datos se hará clic en 'Finalizar'.

A.5.10. Modificar modelo

Similar a los casos anteriores, haciendo clic en el botón 'Modificar modelo' accedemos de nuevo a la pantalla de creación de modelos pero fijando el nombre establecido antes y permitiendo el cambio de cualquier dato de la aeronave.

A.5.11. Borrar modelo

Idéntico al caso del diseño preliminar.

A.5.12. Cargar modelo

Para seleccionar un determinado modelo en memoria y proceder posteriormente a su cálculo.



Figura A.5.26: Carga de misión y modelo

A.6. Procesar misión

Para calcular una misión emplearemos el botón de 'Procesar misión'. Este solo se activará cuando se haya cargado una determinada misión y un determinado modelo.

Al pulsarlo aparecerá una ventana auxiliar que mostrará el progreso del cálculo.

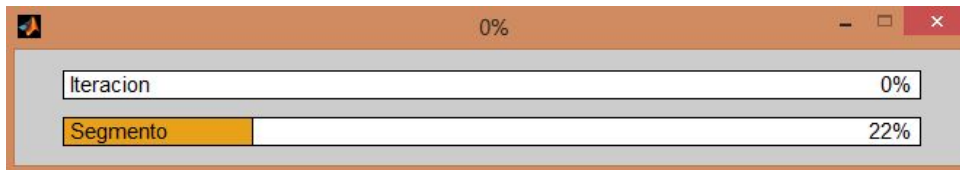


Figura A.6.1: Barra de procesamiento de misión

En la barra inferior se mostrará el progreso de la iteración actual por la que va procesando Matlab, mientras que en la barra superior se mostrará el número de iteraciones realizadas.

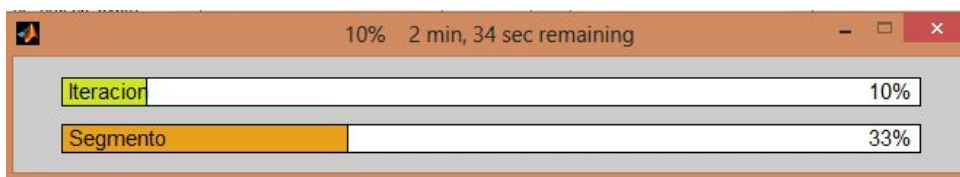


Figura A.6.2: Barra de procesamiento de misión con tiempo estimado

Es necesario iterar debido a que a priori no podemos conocer la cantidad de combustible que deberá cargar la aeronave para cumplir la misión, y una vez estimada y recalculada la misión obtendremos que en realidad hará falta un poco más debido a que el aumento de peso inicial hace que gastemos mayor cantidad de combustible.

Se ha estimado 10 iteraciones máximas para lograr una alta precisión del peso inicial de la aeronave, si bien en la mayoría de los casos con la mitad será suficiente para lograr una alta precisión.

Cuando el combustible planificado y el empleado se acercan mucho el programa termina el procesamiento de la misión y aparecerá en pantalla una ventana que indicará que hemos acabado con éxito la el cálculo de la misión.

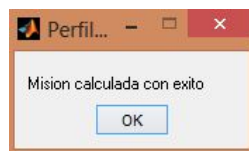


Figura A.6.3: Misión completada con éxito

Si se introdujeran parámetros de forma errónea el programa puede que no termine de calcular la misión o que se produzca algún error. En ese caso sería conveniente revisar que todo lo introducido ha sido realizado de forma coherente con la naturaleza de la misión a analizar.

Si se desea procesar una misión y un modelo que ya han sido previamente analizados,

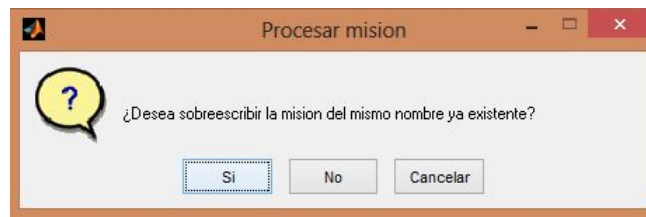


Figura A.6.4: Confirmación de sobrescribir misión procesada

se le preguntará al usuario si desea sobrescribir el archivo creado previamente con el resultado del cálculo.

Cuando hayamos calculado la misión podremos visualizar los resultados. Para continuar, hacer clic en 'Menú principal'.

A.7. Resultados del diseño avanzado

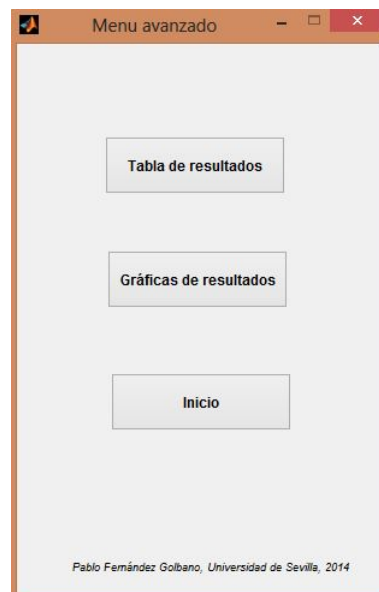


Figura A.7.1: Menú para acceder a los resultados del diseño avanzado

Dentro del menú principal para el diseño avanzado nos encontramos con dos módulos disponibles para la visualización y análisis de los resultados obtenidos: los resultados en bruto, detallados en una estructura de árbol, y un sistema de análisis gráfico que nos permitirá comparar resultados entre las distintas misiones y modelos de aeronave que configuremos de cara a optimizar el proceso de diseño.

A.7.1. Tabla de resultados

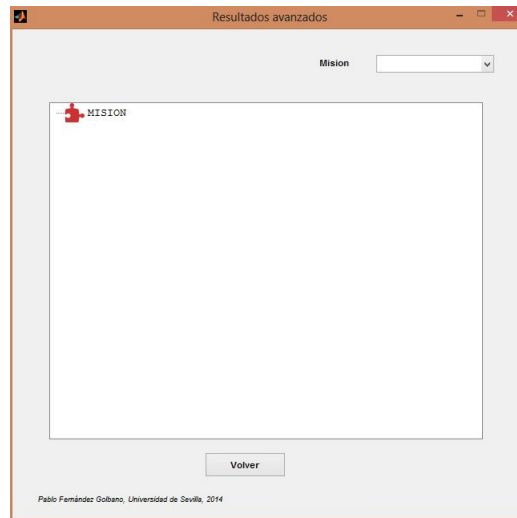


Figura A.7.2: Tabla de resultados avanzado

En este apartado aparecerá un desplegable en el que deberemos elegir nuestra misión previamente calculada. Al procesar una misión, Academic Performance crea un archivo .mat en el que se guardan todos los datos obtenidos provenientes del análisis para su posterior consulta, ya sea usando el programa o manualmente a través de Matlab.

Seleccionamos la misión que queremos visualizar y se desplegará en el árbol todos los segmentos disponibles para consultar:

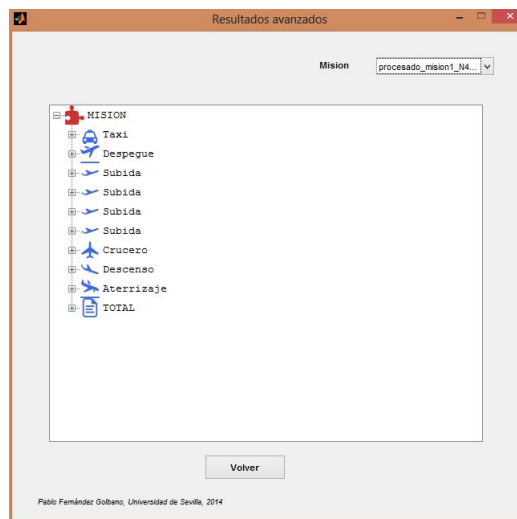
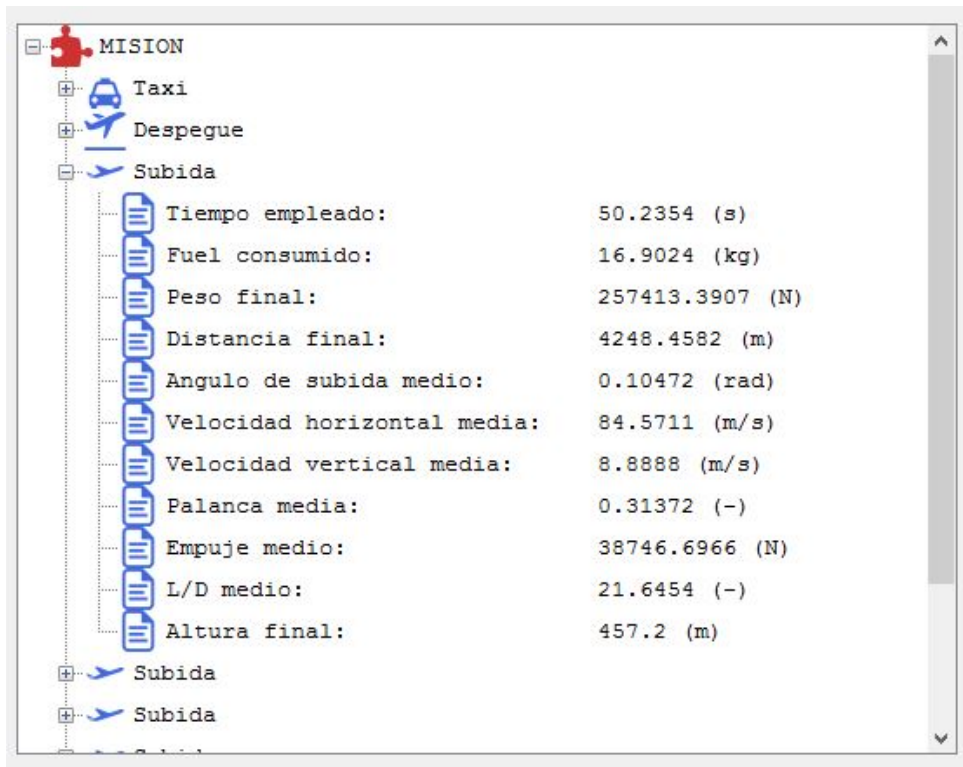


Figura A.7.3: Tabla de resultados desplegada

Expandiendo los nodos podremos ver las características de cada segmento, y los valores obtenidos. Aquellos valores que varíen a lo largo de un segmento se mostrarán como su

valor medio, pues en la mayoría de los casos las variaciones no son muy importantes.

Sin embargo, el programa posee los vectores con todos los datos obtenidos y no solo el valor medio, de forma que si se quiere precisar en la naturaleza de las soluciones se puede realizar ya sea a través de la interfaz de análisis gráfico o a través de Matlab manualmente.



The screenshot shows a software interface for mission analysis. On the left, a tree view displays the mission structure: 'MISION' (root), 'Taxi', 'Despegue', and 'Subida'. The 'Subida' phase is expanded, showing a list of performance metrics. Each metric is accompanied by a document icon, indicating that detailed data is available for each. The metrics and their values are as follows:

Metric	Value
Tiempo empleado:	50.2354 (s)
Fuel consumido:	16.9024 (kg)
Peso final:	257413.3907 (N)
Distancia final:	4248.4582 (m)
Angulo de subida medio:	0.10472 (rad)
Velocidad horizontal media:	84.5711 (m/s)
Velocidad vertical media:	8.8888 (m/s)
Palanca media:	0.31372 (-)
Empuje medio:	38746.6966 (N)
L/D medio:	21.6454 (-)
Altura final:	457.2 (m)

Figura A.7.4: Ejemplo de resultados de una misión

A.7.2. Gráficas de resultados

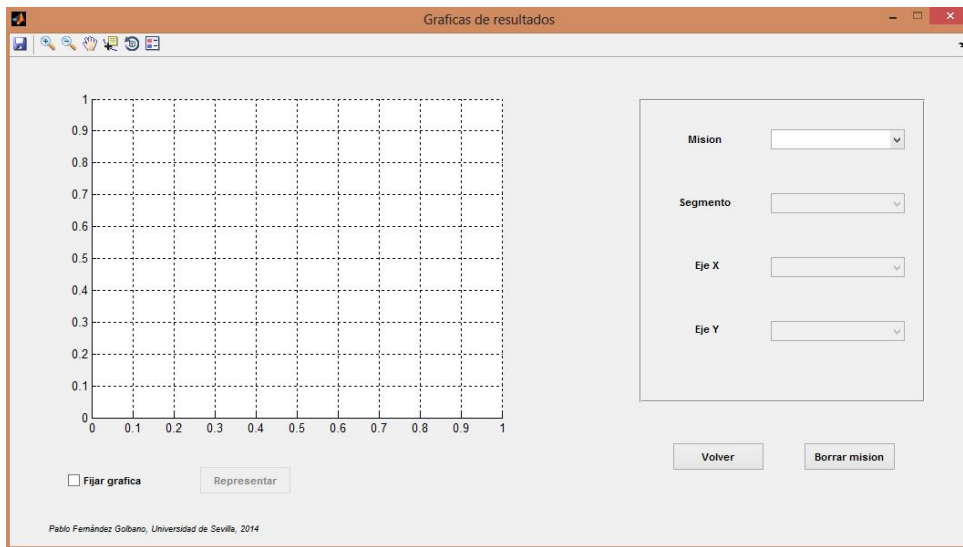


Figura A.7.5: Gráficas de resultados

En este módulo podremos utilizar todo el potencial que ofrece Academic Performance para facilitar y optimizar el diseño de la aeronave y de la misión.

Nos aparecen unos ejes coordenados y una serie de desplegados que nos permiten seleccionar los siguientes elementos:

- Misión preprocesada: misión que ya hayamos calculado previamente y que queramos visualizar las soluciones obtenidas.

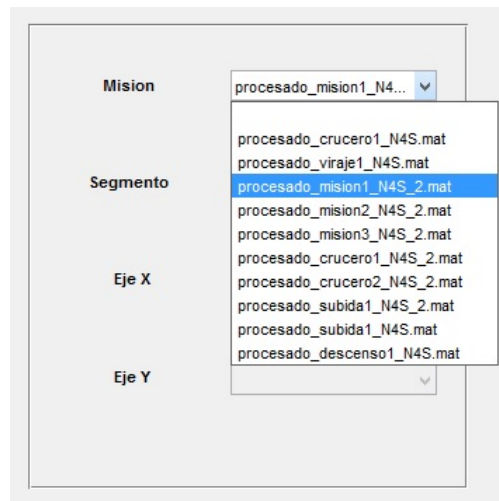


Figura A.7.6: Selección de misión procesada

- Segmento: dentro de la misión, seleccionaremos el segmento en concreto en el que queremos profundizar.

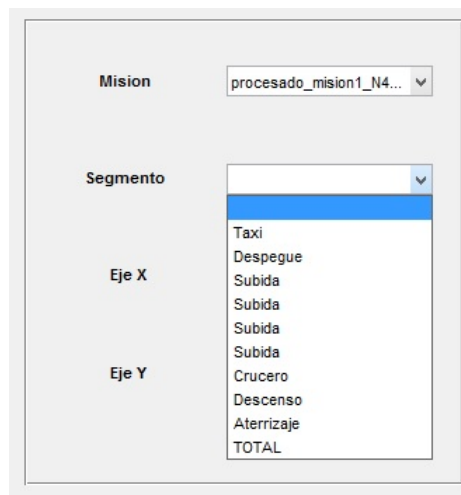


Figura A.7.7: Selección de segmento dentro de la misión

- Eje X: seleccionaremos la variable que queramos introducir en el eje X de la gráfica para representarla.
- Eje Y: ídem que Eje X pero para el eje de coordenadas.

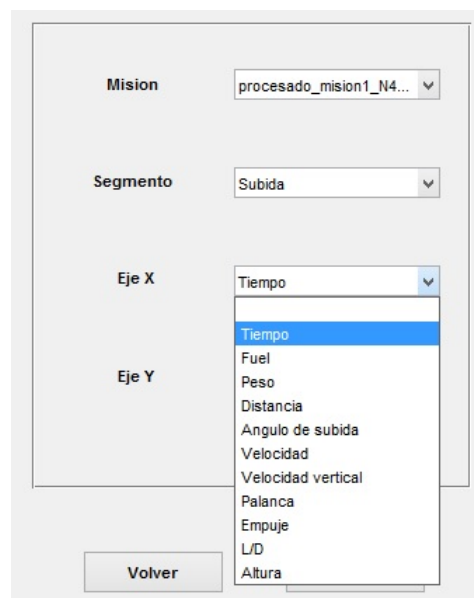


Figura A.7.8: Selección de variables a representar en los ejes

Con todo esto seleccionado, haremos clic en 'Representar' para disponer de la gráfica correspondiente.

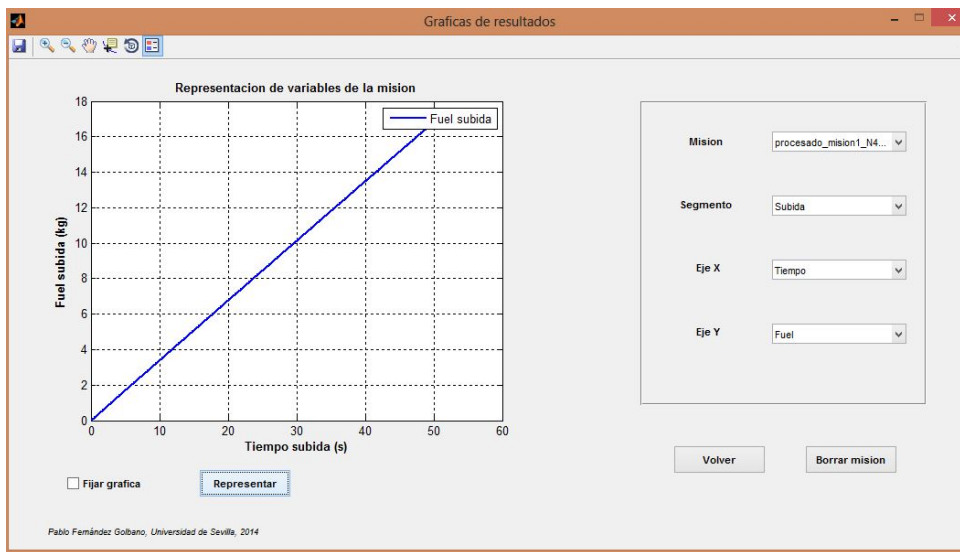


Figura A.7.9: Ejemplo de gráfica

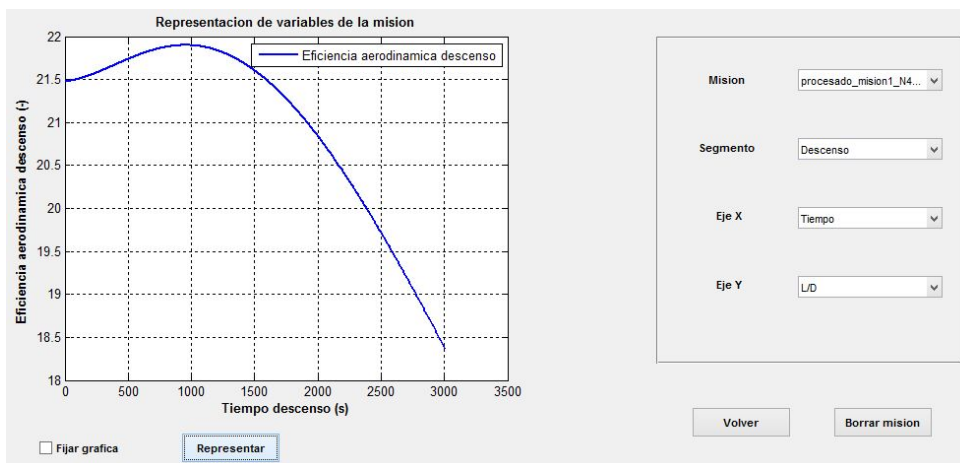


Figura A.7.10: Ejemplo de gráfica 2

Esto nos permite la libertad de representar todo tipo de magnitudes unas frente a otras y observar sus variaciones a lo largo de los segmentos, obtener gráficamente sus puntos de inflexión y máximos y mínimos, comprender físicamente la explicación a la curva matemática que aparece, a qué se deben las singularidades...

Sin embargo aún no hemos usado el recuadro de 'Fijar gráfica'. Gracias a dicha funcionalidad, podremos fijar la gráfica en pantalla a nuestro antojo de forma que podamos comparar distintas magnitudes frente a una en común dentro de un mismo segmento, o dentro de la misma misión, o incluso comparar dos, tres, cuatro... todas las misiones distintas que se requieran para poder observar los pros y los contras de las misiones calculadas y así tomar una decisión con mayor perspectiva y profundidad.

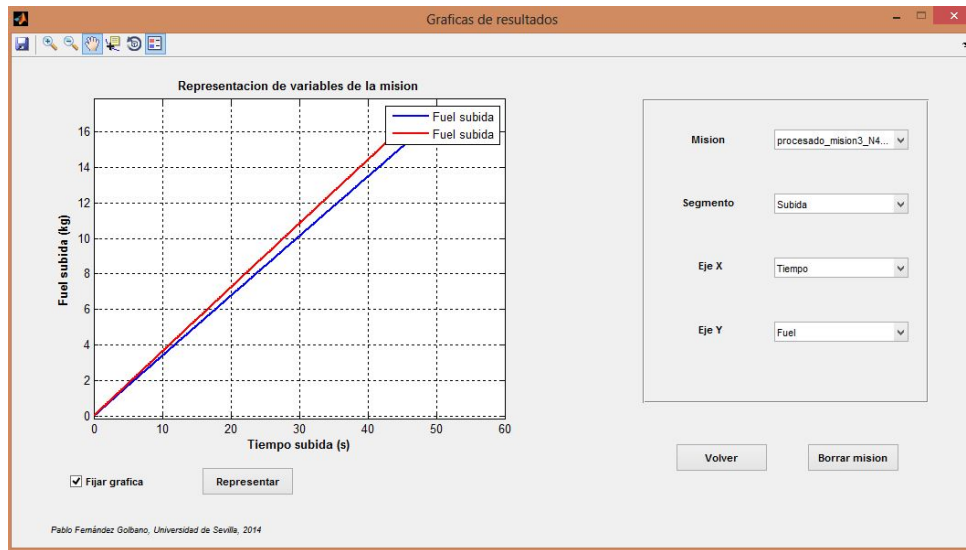


Figura A.7.11: Ejemplo de la utilidad de fijar gráfica

Para volver al modo previo, basta con borrar el marcado del recuadro y al representar la próxima vez solo se representará en pantalla la nueva gráfica.

Haciendo clic derecho sobre los ejes podremos exportar las gráficas obtenidas a un fichero de imagen.

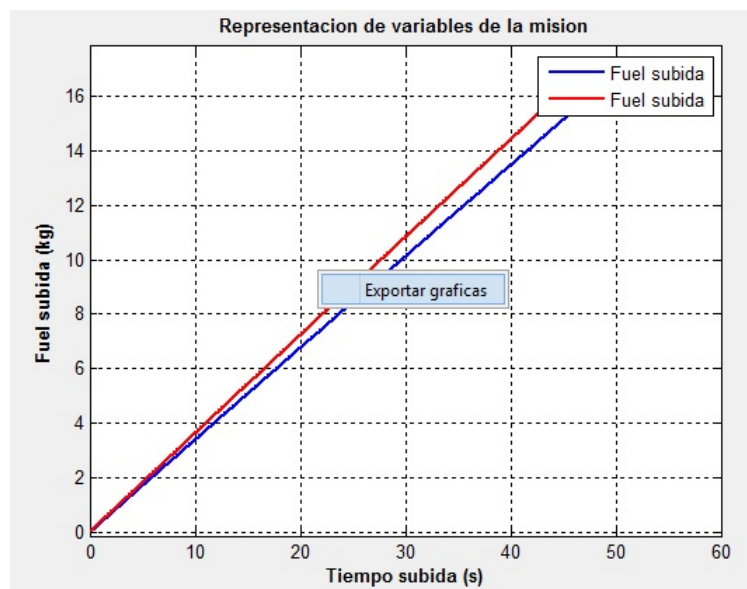


Figura A.7.12: Exportar gráfica

Finalmente, se ha de comentar que se ha añadido a la misión calculada un apartado denominado 'TOTAL' en el que se valoran en un diagrama de barras las magnitudes fundamentales comunes a cada segmento, como son la distancia recorrida, el tiempo em-

pleado o el combustible quemado, de forma que facilite la visión global de los cuellos de botella para el CASM de la misión.

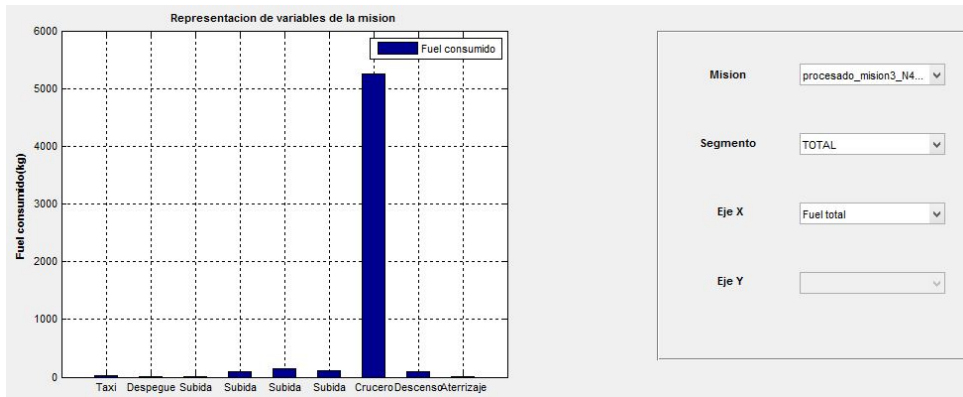


Figura A.7.13: Fuel desglosado por segmentos

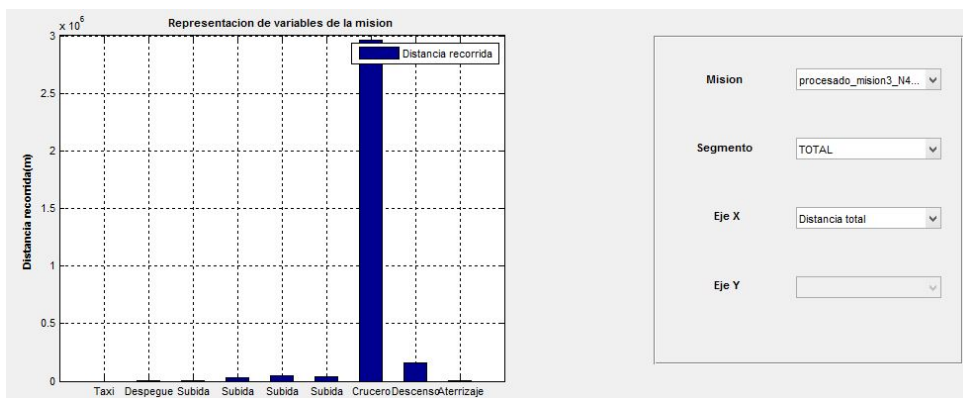


Figura A.7.14: Distancia desglosada por segmentos

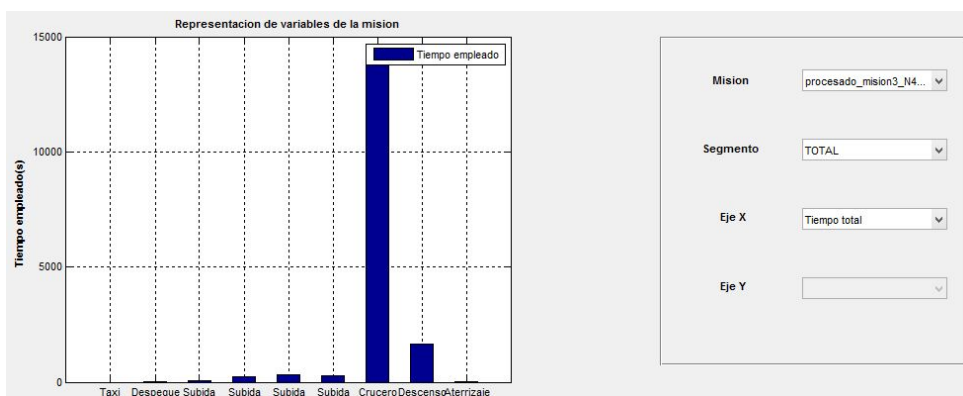


Figura A.7.15: Tiempo desglosado por segmentos

Asimismo, se puede ver el CASM calculado en este mismo apartado, teniendo en

cuenta que el programa emplea un coeficiente que relaciona el combustible empleado con el tiempo de forma que 1 kg de combustible equivale a 1 segundo de vuelo.

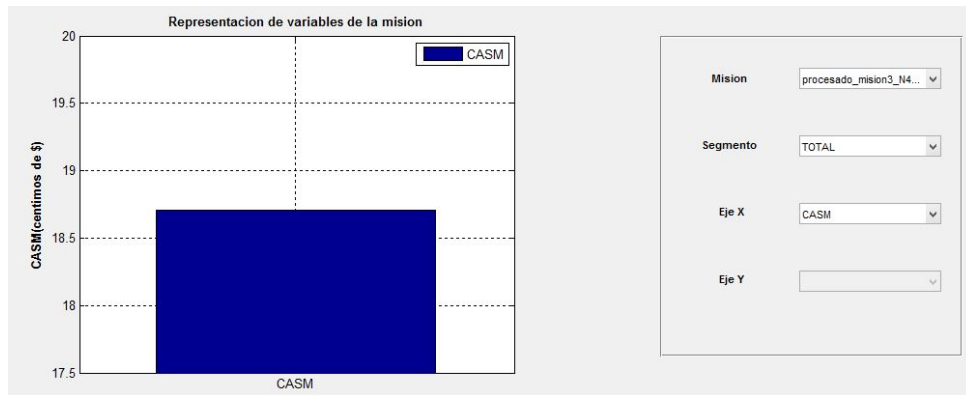


Figura A.7.16: CASM