

# Trabajo de Fin de Grado

## Grado en Ingeniería Aeroespacial

### Diseño de Herramienta para la Demanda de Empuje de Aeronaves

Autor: Rafael Félix Soriano

Tutor: Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar

Departamento de Ingeniería Energética  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

# **Diseño de Herramienta para la Demanda de Empuje de Aeronaves**

Autor:  
Rafael Félix Soriano

Tutor:  
Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar  
Catedrático

Departamento de Ingeniería Energética  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Grado: Diseño de Herramienta para la Demanda de Empuje de Aeronaves

Autor: Rafael Félix Soriano

Tutor: Francisco José Jiménez-Espadafor Aguilar

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

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal





*A mi familia*





# Resumen

---

El objetivo del presente Trabajo Fin de Grado es el desarrollo de una herramienta de software con fines docentes en el ámbito del diseño de motores de aeronaves. Mediante este programa, el usuario podrá obtener los requerimientos de empuje de su aeronave a lo largo de la misión que éste requiera de la misma.

El desarrollo del proyecto parte con la definición del modelo dinámico y cinemático empleado para el estudio de la operación de la aeronave, introduciendo las hipótesis y simplificaciones introducidas. Una vez introducidas las ecuaciones, se presenta la base de datos incluida en el código, que incluye una serie de aviones civiles y militares con distintos tipos de motor, así como unas misiones tipo.

Concluido el desarrollo del modelo, se explicará con detalle el funcionamiento de la aplicación, presentando dos ejemplos de uso de la herramienta, comentando paso por paso las variables a introducir. Por último, se estudiarán maniobras de aterrizaje y crucero típicas para una serie de aeronaves, comparando los resultados obtenidos con los valores extraídos de la bibliografía.



# Abstract

---

The goal of this End of Degree Project is to develop a software tool aimed at undergraduate students in the field of aircraft motor design. By means of this program, the user will be able to obtain the thrust requirements for his or her aircraft along the mission the user demands of it.

The development of this project begins with the definition of the dynamic and kinematic model employed for the study of the aircraft's operation, introducing the hypotheses and simplifications applied. Once the equations are stated, the database included in the code is presented, which includes a series of military and civil airplanes provided with different types of engines, as well as some archetypal missions.

Once the development of the model is concluded, the app workings is explained with detail, presenting two examples of the tool's use, commentating step by step on the variables to introduce. Lastly, typical landing and cruise manoeuvres will be studied for a series of airplanes, comparing the obtained results to those obtained from the bibliography.



<b>Resumen</b>	<b>x</b>
<b>Abstract</b>	<b>xii</b>
<b>Índice</b>	<b>xiv</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xviii</b>
<b>Notación</b>	<b>xxii</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
<b>2 Modelo Dinámico del Avión</b>	<b>3</b>
2.1 <i>Atmósfera ISA</i>	3
2.2 <i>Ecuaciones generales</i>	4
2.2.1 Vuelo simétrico en un plano vertical	5
2.2.2 Vuelo simétrico en un plano horizontal	5
2.3 <i>Modelo de polar</i>	6
2.4 <i>Ecuaciones para el despegue</i>	7
2.4.1 Recorrido en tierra	8
2.4.2 Transición	9
2.4.3 Subida rectilínea	10
2.5 <i>Ecuaciones para la subida/descenso</i>	11
2.5.1 Subida/descenso con $C_L$ constante	12
2.5.2 Subida/descenso con $V_e$ constante	12
2.5.3 Subida/descenso con $V$ constante	12
2.5.4 Planeo	12
2.6 <i>Ecuaciones para el crucero</i>	13
2.6.1 Cruise climb	14
2.7 <i>Ecuaciones para la aceleración/deceleración horizontal</i>	15
2.8 <i>Ecuaciones para el viraje</i>	16
2.9 <i>Ecuaciones para el aterrizaje</i>	17
2.9.1 Aproximación rectilínea	17
2.9.2 Redondeo	18
<b>3 Aviones y Misiones Empleados</b>	<b>21</b>
3.1 <i>Aviones introducidos</i>	21
3.1.1 Turbojet	21
3.1.2 Turbohélice	24
3.1.3 Turbofan	28
3.2 <i>Misiones introducidas</i>	38
3.2.1 Misión de ferry para turbofan	38
3.2.2 Misión de ferry para turbohélice	39
<b>4 Desarrollo de la Aplicación</b>	<b>41</b>
4.1 <i>Iniciar el programa</i>	41
4.2 <i>Introducción de datos del avión</i>	42
4.3 <i>Selección del avión</i>	43
4.4 <i>Pantalla de misión</i>	43

4.5	<i>Selección de la misión</i>	44
4.6	<i>Introducción de datos de despegue</i>	44
4.7	<i>Selección del siguiente tramo</i>	45
4.8	<i>Introducción de datos de subida</i>	46
4.9	<i>Introducción de datos de descenso</i>	47
4.10	<i>Introducción de datos de crucero</i>	48
4.11	<i>Introducción de datos de viraje</i>	49
4.12	<i>Introducción de datos de aceleración/deceleración horizontal</i>	50
4.13	<i>Introducción de datos de aterrizaje</i>	51
4.14	<i>Pantalla de resultados</i>	52
4.15	<i>Aspectos importantes</i>	53
<b>5</b>	<b>Uso Práctico del Código</b>	<b>55</b>
5.1	<i>Ejemplo turbofan – Airbus A340-300</i>	55
5.2	<i>Ejemplo turbohélice – Saab 2000</i>	66
<b>6</b>	<b>Validación del Código</b>	<b>79</b>
6.1	<i>Comprobación en despegue</i>	79
6.2	<i>Comprobación en crucero</i>	82
<b>7</b>	<b>Futuras Mejoras</b>	<b>87</b>
	<b>Referencias</b>	<b>89</b>







# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Ilustración 2-1. Polar parabólica simétrica y no simétrica [3]	7
Ilustración 2-2. Comparación de leyes de vuelo. Fuente: [1]	14
Ilustración 2-3. Esquema del despegue. Fuente: [1]	17
Ilustración 3-1. Esquema de funcionamiento de un motor turbojet	21
Ilustración 3-2. Boeing B-47 Stratojet	22
Ilustración 3-3. Bombardier Learjet 24F	23
Ilustración 3-4. Esquema de funcionamiento de un motor turbohélice	24
Ilustración 3-5. Rendimiento propulsivo en función de la velocidad según el tipo de motor. Fuente: [5]	24
Ilustración 3-6. Beechcraft Starship	25
Ilustración 3-7. Canadair CL-415	26
Ilustración 3-8. Saab 2000	27
Ilustración 3-9. Esquema de funcionamiento de un motor turbofan	28
Ilustración 3-10. Airbus A340-300	29
Ilustración 3-11. Boeing 720B	30
Ilustración 3-12. Boeing 747-400	31
Ilustración 3-13. Boeing 777-200	32
Ilustración 3-14. Boeing C-17 A	33
Ilustración 3-15. Bombardier Challenger 601	34
Ilustración 3-16. Cessna 525 CitationJet	35
Ilustración 3-17. Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II	36
Ilustración 3-18. Lockheed Martin F-22 Raptor	37
Ilustración 3-19. Perfil de misión de ferry para turbofan	38
Ilustración 3-20. Perfil de misión de ferry para turbohélice	39
Ilustración 4-1. Pantalla inicial	41
Ilustración 4-2. Introducción de datos del avión	42
Ilustración 4-3. Selección del avión	43
Ilustración 4-4. Pantalla de misión	43
Ilustración 4-5. Selección de misión	44
Ilustración 4-6. Coeficientes de fricción, con y sin frenos aplicados, para diferentes superficies. Fuente: [9]	44
Ilustración 4-7. Introducción de datos de despegue	45
Ilustración 4-8. Selección del siguiente tramo	46
Ilustración 4-9. Introducción de datos de la subida	47

Ilustración 4-10. Introducción de datos del descenso	48
Ilustración 4-11. Introducción de datos del crucero	49
Ilustración 4-12. Introducción de datos del viraje	50
Ilustración 4-13. Introducción de datos de la aceleración/deceleración horizontal	50
Ilustración 4-14. Introducción de datos del aterrizaje	51
Ilustración 4-15. Pantalla de resultados	52
Ilustración 5-1. Datos A340-300	55
Ilustración 5-2. Despegue A340-300	56
Ilustración 5-3. Subida 1 A340-300	57
Ilustración 5-4. Viraje 1 A340-300	58
Ilustración 5-5. Subida 2 A340-300	58
Ilustración 5-6. Aceleración A340-300	59
Ilustración 5-7. Subida 3 A340-300	60
Ilustración 5-8. Crucero A340-300	60
Ilustración 5-9. Descenso 1 A340-300	61
Ilustración 5-10. Viraje 2 A340-300	62
Ilustración 5-11. Descenso 2 A340-300	62
Ilustración 5-12. Aterrizaje A340-300	63
Ilustración 5-13. Perfil de misión A340-300	63
Ilustración 5-14. Perfil 2D A340-300	64
Ilustración 5-15. Perfil 2D A340-300. Detalle	64
Ilustración 5-16. Empuje A340-300	64
Ilustración 5-17. Empuje A340-300. Detalle 1	65
Ilustración 5-18. Empuje A340-300. Detalle 2	65
Ilustración 5-19. Peso A340-300	65
Ilustración 5-20. Datos Saab 2000	66
Ilustración 5-21. Despegue Saab 2000	67
Ilustración 5-22. Subida 1 Saab 2000	67
Ilustración 5-23. Viraje 1 Saab 2000	68
Ilustración 5-24. Subida 2 Saab 2000	69
Ilustración 5-25. Aceleración Saab 2000	69
Ilustración 5-26. Subida 3 Saab 2000	70
Ilustración 5-27. Crucero Saab 2000	71
Ilustración 5-28. Descenso 1 Saab 2000	71
Ilustración 5-29. Viraje	72
Ilustración 5-30. Deceleración Saab 2000	73
Ilustración 5-31. Aterrizaje Saab 2000	73
Ilustración 5-32. Perfil de misión Saab 2000	74
Ilustración 5-33. Perfil 2D Saab 2000	74

Ilustración 5-34. Perfil 2D Saab 2000. Detalle 1	74
Ilustración 5-35. Perfil 2D Saab 2000. Detalle 2	75
Ilustración 5-36. Empuje Saab 2000	75
Ilustración 5-37. Empuje Saab 2000. Detalle 1	75
Ilustración 5-38. Empuje Saab 2000. Detalle 2	76
Ilustración 5-39. Peso Saab 2000	76
Ilustración 6-1. Validación despegue A340-300	79
Ilustración 6-2. Validación despegue 747-400	80
Ilustración 6-3. Validación despegue Challenger 601	80
Ilustración 6-4. Validación despegue C-17 A	81
Ilustración 6-5. Validación despegue B-47 Stratojet	81
Ilustración 6-6. Validación crucero A340-300	82
Ilustración 6-7. Validación crucero 747-400	83
Ilustración 6-8. Validación crucero Challenger 601	83



# Notación

---

$\Theta$	Temperatura del aire
$\Theta_0$	Temperatura del aire al nivel del mar
$\alpha_T$	Gradiente vertical de temperatura
$h$	Altura sobre el nivel del mar / hora (unidad de medida)
$p$	Presión del aire
$p_0$	Presión del aire al nivel del mar
$g$	Aceleración de la gravedad
$R_a$	Constante del aire
$\rho$	Densidad del aire
$\rho_0$	Densidad del aire al nivel del mar / densidad del aire al comienzo del segmento
$\Theta_{11}$	Temperatura del aire en la tropopausa
$p_{11}$	Presión del aire en la tropopausa
$e$	Número de Euler
$h_{11}$	Altura de la tropopausa sobre el nivel del mar
$\rho_{11}$	Densidad del aire en la tropopausa
$x$	Posición sobre el eje de simetría del avión al comienzo de la operación, dirigido hacia el morro
$y$	Posición sobre el eje perpendicular a $x$ , contenido en el plano de simetría del avión, dirigido hacia el ala izquierda
$V$	Velocidad aerodinámica
$\gamma$	Ángulo de trayectoria
$\chi$	Ángulo de viraje
$\varepsilon$	Ángulo de ataque del empuje
$\mu$	Ángulo de alabeo
$\alpha$	Ángulo de ataque
$\theta$	Ángulo de asiento
$W$	Peso del avión
$T$	Empuje
$D$	Resistencia aerodinámica
$L$	Sustentación
$c_E$	Consumo específico de la planta motora
$\pi$	Parámetro de control del motor
$S$	Superficie alar
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$C_D$	Coefficiente de resistencia
$M$	Número de Mach
$Re$	Número de Reynolds
$C_{Lmax}$	Coefficiente de sustentación máximo

$C_{Lmax, TO}$	Coefficiente de sustentación máximo en configuración de despegue
$C_{Lmax, L}$	Coefficiente de sustentación máximo en configuración de aterrizaje
$\alpha_{max}$	Ángulo de entrada en pérdida (ángulo de ataque máximo)
$C_{D0}$	Coefficiente de resistencia parasitaria
$C_{Di}$	Coefficiente de resistencia inducida
$k$	Factor de resistencia inducida
$V_{LOF}$	Velocidad de despegue
$cte$	Constante
$aprox.$	Aproximadamente
$V_{stall}$	Velocidad de entrada en pérdida
$\mu_r$	Coefficiente de rodadura
$N_1$	Fuerza normal sobre el tren de aterrizaje principal
$N_2$	Fuerza normal sobre el tren de aterrizaje secundario
$x_{LOF}$	Carrera de despegue
$t_f$	Tiempo transcurrido al final del segmento
$n$	Factor de carga
$\gamma_s$	Ángulo de subida
$\gamma_d$	Ángulo de descenso
$V_0$	Velocidad al comienzo del segmento
$V_f$	Velocidad al final del segmento
$h_0$	Altura al comienzo del segmento
$h_f$	Altura al final del segmento
$\dot{V}$	Aceleración
$V_e$	Velocidad equivalente
$\dot{\gamma}$	Velocidad angular de trayectoria
$\dot{\chi}$	Velocidad angular de viraje
$W_0$	Peso al comienzo del segmento
$W_f$	Peso al final del segmento
$\rho_f$	Densidad del aire al final del segmento
$\chi_0$	Ángulo de viraje al comienzo del segmento
$\chi_f$	Ángulo de viraje al final del segmento
$\gamma_0$	Ángulo de trayectoria al comienzo del segmento
$\gamma_f$	Ángulo de trayectoria al final del segmento
$V_{TD}$	Velocidad de aterrizaje
$W_{TO}$	Peso al despegue
$C_{L0}$	Coefficiente de sustentación nula
$C_{D0, TO}$	Coefficiente de resistencia parasitaria en configuración de despegue
$C_{D0, L}$	Coefficiente de resistencia parasitaria en configuración de aterrizaje
$k_{TO}$	Factor de resistencia inducida en configuración de despegue
$k_L$	Factor de resistencia inducida en configuración de aterrizaje
$m^2$	Metros cuadrados
$N / kN$	Newtons / kilonewtons
$kg$	Kilogramos







# 1 INTRODUCCIÓN

---

El objeto del desarrollo aquí planteado es la creación de una herramienta que permita al usuario final la obtención de valores de empuje requerido en cada punto de la operación de vuelo introducida por el mismo, para una aeronave cualquiera. Resulta lógico que el análisis de un modelo completo y no simplificado de la dinámica y cinemática de la aeronave requiere una programación compleja y robusta, además de una gran cantidad de datos de la aeronave en cuestión.

Existen en la actualidad numerosas herramientas para el estudio de la operación de una aeronave, entre ellas el *AAA (Advanced Aircraft Analysis)* o el *APP (Aircraft Performance Program)*. Sin embargo, dado el coste de la licencia y la necesidad de estos programas de una gran cantidad de variables, surge la necesidad de desarrollar una herramienta en el software Matlab que permita reproducir lo obtenido por estos programas, realizando una serie de simplificaciones y reduciendo de manera significativa la cantidad de datos a introducir por el usuario final. Con esto, se pone a disposición del alumnado una aplicación que facilite el aprendizaje en el ámbito de la propulsión aeronáutica.

Se comienza el desarrollo del código estableciendo un modelo dinámico y cinemático de la aeronave que permita definir las ecuaciones empleadas y las hipótesis establecidas. Las simplificaciones realizadas en este modelo serán las que permitan finalmente al usuario el análisis de la operación deseada sin necesidad de disponer de todos los datos asociados con el avión introducido. Se presentarán en primer lugar las ecuaciones e hipótesis generales de la dinámica y cinemática del avión. Una vez definido el modelo genérico, se concretarán las ecuaciones para cada maniobra de vuelo introducida en el programa, presentando las hipótesis adicionales asociadas a estos segmentos. De igual forma, se introducirán las ecuaciones del modelo atmosférico empleado, así como la polar aerodinámica utilizada para la definición de la resistencia de la aeronave objeto de estudio.

A continuación, se presentará la base de datos incluida en la aplicación, introduciendo los datos necesarios de cada aeronave, diferenciando según sea su planta motora, incluyendo una breve descripción de cada aeronave y los motores que ésta emplee. Estos datos incluirán peso al despegue y consumo específico, así como los valores de las constantes de la polar, valores del coeficiente de sustentación, y superficie alar de la aeronave. Del mismo modo se presentarán las misiones tipo introducidas en el código.

Definido el modelo, se describirá el funcionamiento de la aplicación, explicando ventana a ventana los datos a introducir por el usuario, así como la utilización de la base de datos del programa y la obtención final de los resultados asociados a la operación introducida. Se presentará una utilización práctica del código, analizando dos de las aeronaves incluidas en la base de datos e introduciendo misiones compatibles con cada una de ellas, comentando los pasos a seguir y datos a escribir para la inclusión de las mismas en el programa. Tras esto se presentarán los datos obtenidos por el programa para cada uno de los casos estudiados.

Una vez explicado el correcto uso de la aplicación, se estudiarán las maniobras de despegue y crucero para una serie de aeronaves incluidas en el código y se compararán los valores obtenidos con los datos extraídos de la literatura. Obtenidos estos resultados, se comentarán los aspectos más importantes de los mismos, asociándolos con las hipótesis introducidas en el modelo.

Finalmente se comentarán una serie de aspectos a mejorar en futuras modificaciones del código, con objeto de obtener unos resultados más precisos y fiables, y dar al usuario mayores facilidades a la hora de utilizar la aplicación.



# 2 MODELO DINÁMICO DEL AVIÓN

Se introduce en este capítulo la definición del modelo dinámico de la aeronave que permita establecer las ecuaciones e hipótesis de las que partirá el código del programa. En primer lugar, se presentarán las ecuaciones generales de vuelo del avión, para después concretarlas con las hipótesis y características aplicables a cada segmento de vuelo. Del mismo modo, se definirá un modelo atmosférico, así como un modelo de la polar de la aeronave.

## 2.1 Atmósfera ISA

Las características del fluido de trabajo no serán constantes a lo largo de la misión que realice la aeronave en cuestión. Densidad, temperatura y presión variarán en función de la altitud de vuelo en cada momento. Si bien estas variables pueden considerarse aproximadamente constantes en determinadas operaciones de vuelo (despegue, por ejemplo), el estudio completo de una misión requiere de un modelo de atmósfera del que se puedan obtener las variables necesarias para el estudio de la dinámica del avión en cada punto.

El modelo de atmósfera estándar internacional ISA (International Standard Atmosphere) permite obtener densidad, temperatura y presión del aire según la altitud. Las ecuaciones de dicho modelo se diferencian según la región de la atmósfera de estudio, siendo la tropopausa (11000 pies) la altitud diferenciadora. Dichas ecuaciones son:

- En la troposfera (altitud inferior a la tropopausa):

$$\begin{aligned}\Theta &= \Theta_0 - \alpha_T h \\ p &= p_0 \left(1 - \frac{\alpha_T h}{\theta_0}\right)^{\frac{g}{R_a \alpha_T} - 1} \\ \rho &= \rho_0 \left(1 - \frac{\alpha_T h}{\theta_0}\right)^{\frac{g}{R_a \alpha_T} - 1}\end{aligned}\quad (1.1)$$

donde los valores al nivel del mar son  $\theta_0 = 288.15$  K,  $p_0 = 1.01325 \cdot 10^5$  N/m<sup>2</sup> y  $\rho_0 = 1.225$  kg/m<sup>3</sup>,  $\alpha_T = 6.5 \cdot 10^{-3}$  K/m y la constante del aire  $R_a = 287.05$  J/(kg·K). Por último, la aceleración de la gravedad  $g = 9.80665$  m/s<sup>2</sup>.

- En la baja estratosfera (altitud superior a la tropopausa):

$$\begin{aligned}\Theta &= \Theta_{11} \\ p &= p_{11} e^{-\frac{g(h-h_{11})}{R_a \theta_{11}}} \\ \rho &= \rho_{11} e^{-\frac{g(h-h_{11})}{R_a \theta_{11}}}\end{aligned}\quad (1.2)$$

donde los valores en la tropopausa son  $\theta_{11} = 216.65$  K,  $p_{11} = 0.22632 \cdot 10^5$  N/m<sup>2</sup> y  $\rho_{11} = 0.3639$  kg/m<sup>3</sup>.

## 2.2 Ecuaciones generales

Se presentan a continuación las ecuaciones cinemáticas y dinámicas que modelan el comportamiento de la aeronave en cualquier segmento de vuelo. Estas ecuaciones permitirán el estudio de las actuaciones del avión considerando el movimiento del centro de masas del mismo, bajo las hipótesis siguientes:

- Avión cuerpo rígido
- Avión simétrico
- Planta motora fija respecto al avión
- Tierra plana
- Gravedad constante
- Atmósfera en calma

Bajo estas condiciones, y tomando vuelo simétrico, las ecuaciones son las que siguen:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \cos \chi \\
 \frac{dy}{dt} &= V \cos \gamma \sin \chi \\
 \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T \cos \varepsilon - D - W \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} V \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} &= (L + T \sin \varepsilon) \sin \mu \\
 \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} &= (L + T \sin \varepsilon) \cos \mu - W \cos \gamma \\
 \frac{dW}{dt} &= -c_E g T
 \end{aligned} \tag{1.3}$$

Con estas ecuaciones se tienen las siguientes dependencias funcionales:

$$\begin{aligned}
 L &= L(h, V, \alpha) \\
 D &= D(h, V, \alpha) \\
 T &= T(h, V, \pi) \\
 c_E &= c_E(h, V, \pi) \\
 \varepsilon &= \varepsilon(\alpha)
 \end{aligned} \tag{1.4}$$

Se tiene entonces un sistema de siete ecuaciones diferenciales ordinarias con diez variables dependientes: 7 variables de estado ( $x, y, h, V, \chi, \gamma, W$ ) y 3 variables de control ( $\alpha, \pi, \mu$ ). Las ecuaciones dinámicas del avión para vuelo simétrico tienen, por tanto, tres grados de libertad.

La demostración de estas ecuaciones no es importante para el objeto de estudio de este trabajo, por lo que no se incluirá en el mismo. En todo caso, esa información puede ser encontrada fácilmente en libros de Mecánica de Vuelo, como, por ejemplo, los libros de Rivas [1] o Hull [2].

Con objeto de simplificar el estudio de este trabajo, se toma la hipótesis adicional de consumo específico constante durante toda la misión.

Conviene particularizar las ecuaciones (1.3) para dos situaciones de vuelo simétrico concretas: vuelo simétrico en un plano vertical, y vuelo simétrico en un plano horizontal.

### 2.2.1 Vuelo simétrico en un plano vertical

El vuelo en un plano vertical viene definido por la condición del ángulo de viraje  $\chi = cte$ . Se deduce a su vez de las ecuaciones dinámicas que  $\mu = 0$ . Con esto, las ecuaciones para el vuelo simétrico en un plano vertical son:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \cos \chi \\
 \frac{dy}{dt} &= V \cos \gamma \sin \chi \\
 \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T \cos \varepsilon - D - W \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} &= (L + T \sin \varepsilon) \cos \mu - W \cos \gamma \\
 \frac{dW}{dt} &= -c_E g T
 \end{aligned} \tag{1.5}$$

Se tiene para este caso un sistema de cinco ecuaciones diferenciales ordinarias y una algebraica con siete variables dependientes: 5 variables de estado ( $x, h, V, \gamma, W$ ) y 2 variables de control ( $\alpha, \pi$ ), obteniendo por tanto un sistema con dos grados de libertad matemáticos.

### 2.2.2 Vuelo simétrico en un plano horizontal

El vuelo en un plano horizontal está definido por la condición  $h = cte$ , por lo que de (1.3) se deduce  $\gamma = 0$ . Las ecuaciones para el vuelo simétrico en un plano horizontal quedan como sigue:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \chi \\
 \frac{dy}{dt} &= V \sin \chi \\
 \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T \cos \varepsilon - D \\
 V \frac{d\chi}{dt} &= g \tan \mu \\
 0 &= (L + T \sin \varepsilon) \cos \mu - W \\
 \frac{dW}{dt} &= -c_E g T
 \end{aligned} \tag{1.6}$$

Se tiene para este caso un sistema de cinco ecuaciones diferenciales ordinarias y una algebraica con ocho variables dependientes: 5 variables de estado ( $x, h, V, \gamma, W$ ) y 3 variables de control ( $\alpha, \pi, \mu$ ), obteniendo por tanto un sistema con tres grados de libertad matemáticos.

## 2.3 Modelo de polar

La fuerza aerodinámica es el resultado del efecto de la presión y fricción causadas por el flujo de aire sobre la superficie de la aeronave. La sustentación y la resistencia son los componentes, perpendicular y paralelo al vector velocidad respectivamente, de dicha fuerza, y satisfacen las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \\ D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \end{aligned} \quad (1.7)$$

donde  $C_L$  es el coeficiente de sustentación y  $C_D$  el de resistencia.

Adimensionalizando las ecuaciones que gobiernan el comportamiento del aire y las condiciones de contorno, se alcanzan las siguientes dependencias funcionales [1] [2]:

$$\begin{aligned} C_L &= C_L(\alpha, M, R_e) \\ C_D &= C_D(\alpha, M, R_e) \end{aligned} \quad (1.8)$$

donde  $M$  es el número de Mach y  $R_e$  el número de Reynolds. En la práctica, los efectos del número de Reynolds sobre el coeficiente de sustentación se desprecian, pudiendo por tanto reescribir las ecuaciones (1.8) como:

$$\begin{aligned} C_L &= C_L(\alpha, M) \\ C_D &= C_D(\alpha, M, R_e) \end{aligned} \quad (1.9)$$

En la práctica se emplea el coeficiente de sustentación como variable en lugar de  $\alpha$ , por lo que, resolviendo  $C_L$  para  $\alpha$  y sustituyendo en la expresión del coeficiente de resistencia, se obtienen las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha(C_L, M) \\ C_D &= C_D(C_L, M, R_e) \end{aligned} \quad (1.10)$$

La relación para el coeficiente de resistencia es lo que se conoce como polar del avión.

Para un valor fijo de  $M$ , la variación de  $C_L$  es lineal para valores pequeños del ángulo de ataque [1], tomando un valor máximo  $C_{L_{\max}}$  correspondiente al ángulo de entrada en pérdida  $\alpha_{\max}$ .

El coeficiente de resistencia se descompone en  $C_D = C_{D_0} + C_{D_i}$ , donde  $C_{D_0}$  denota el coeficiente de resistencia parasitaria (coeficiente de resistencia con sustentación nula), y  $C_{D_i}$  el coeficiente de resistencia inducida. La dependencia del coeficiente de resistencia parasitaria con el número de Reynolds es despreciable [2]; no ocurre lo mismo con  $C_{D_0}$ . Si bien la dependencia de éste con  $R_e$  no es despreciable, debido a la variación de la fricción, se considera de aquí en adelante despreciable la dependencia de  $C_D$  con el número de Reynolds.

Del mismo modo que la variación del ángulo de ataque con  $C_L$  se puede suponer lineal en un rango alejado de  $C_{L_{\max}}$ , la variación del coeficiente de resistencia se puede suponer una función parabólica del coeficiente de sustentación para el mismo rango de valores. Dicho rango de validez incluye los valores de  $C_L$  alcanzadas durante una operación de vuelo usual.





### 2.4.1 Recorrido en tierra

Se considera un modelo simplificado para analizar el recorrido en tierra de la aeronave:

- Pista horizontal, por tanto  $\gamma = 0$  y  $\alpha = \theta$
- Un único segmento de aceleración desde  $V = 0$  a  $V = V_{LOF}$  con todas las ruedas en el suelo (esto supondrá una rotación instantánea a la velocidad de despegue)
- Geometría fija, flaps y slats extendidos
- Como consecuencia de esto, se tendrá  $\alpha = \theta = cte$ , y por tanto  $C_L$  constante. Con esto, y para la polar empleada en este estudio, se tiene también  $C_D$  constante
- Empuje horizontal en todo el segmento

La velocidad de despegue se define como  $V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{stall}$  [1], donde  $V_{stall}$  se define como la velocidad de entrada en pérdida en configuración de despegue, calculada como:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (1.14)$$

$C_{L_{max}}$  denota el coeficiente de sustentación máximo (en configuración de despegue).

Con esto, las ecuaciones del avión para el recorrido en tierra son:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - \mu_r (N_1 + N_2) \\ L + N_1 + N_2 &= W \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T \end{aligned} \quad (1.15)$$

Valores típicos para el coeficiente de rodadura en una pista de aterrizaje habitual son alrededor de  $\mu_r = 0.02$ .

De (1.15) se obtiene que el empuje requerido durante el recorrido en tierra es:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S [C_{D_0} + C_L (k C_L - \mu_r)] + W \left( \mu_r + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right) \quad (1.16)$$

Suponiendo aceleración constante en todo el tramo, se puede obtener:

$$\left. \begin{aligned} V(t) &= \frac{dV}{dt} t \\ x(t) &= \frac{dV}{dt} \frac{t^2}{2} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} V_{LOF} &= \frac{dV}{dt} t_f \\ x_{LOF} &= \frac{dV}{dt} \frac{t_f^2}{2} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} t_f &= \frac{2x_{LOF}}{V_{LOF}} \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{V_{LOF}^2}{2x_{LOF}} \end{aligned} \right. \quad (1.17)$$

## 2.4.2 Transición

A lo largo de este segmento el avión se posiciona en el ángulo de subida deseado mientras continúa acelerando desde  $V_{LOF}$ . Se toma un modelo simplificado para el estudio del avión durante la transición:

- $\alpha = cte$  y  $n = cte$
- Geometría fija, flaps y slats extendidos
- $C_L$  constante y, para la polar tomada,  $C_D$  constante
- Contribución vertical del empuje despreciable

Con esto, las ecuaciones (1.5) quedan, para el segmento de transición, de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - W \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{g}{V}(n-1) \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T\end{aligned}\quad (1.18)$$

donde  $n$ , denominado factor de carga, es  $n = \frac{L}{W}$ . Los valores de  $C_L$  y  $n$  constantes son conocidos. Puesto que la velocidad durante el tramo de transición es  $V_{LOF} \leq V \leq 1.2 \cdot V_{stall}$ , y  $C_L = 0.9 \cdot C_{L_{max,TO}}$  [3], queda:

$$n = \frac{\frac{1}{2} \rho (1.15 \cdot V_{stall})^2 S \cdot 0.9 \cdot C_{L_{max,TO}}}{\frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 S C_{L_{max,TO}}} = 1.2 \quad (1.19)$$

Con esto, el empuje necesario en el tramo de transición es:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + k C_L^2) + W \sin \gamma + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (1.20)$$

Tomando aceleración  $\frac{dV}{dt}$  constante, de (1.18) se obtiene:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{g}{V}(n-1) = \frac{g(n-1)}{V_{LOF} + \frac{dV}{dt}t} \Rightarrow \gamma(t) = \frac{g(n-1)}{\frac{dV}{dt}} \ln \left( \frac{V_{LOF} + \frac{dV}{dt}t}{V_{LOF}} \right) \quad (1.21)$$

De esta forma, se pueden calcular los valores para tiempo y aceleración. Con la ecuación (1.21) se tiene:

$$\left. \begin{aligned} \gamma_s &= \frac{g(n-1)}{\frac{dV}{dt}} \ln \left( \frac{V_{LOF} + \frac{dV}{dt} t_f}{V_{LOF}} \right) \\ \frac{dV}{dt} t_f &= 1.2 \cdot V_{stall} - V_{LOF} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} t_f &= \frac{V_{LOF}}{\frac{dV}{dt}} \left( e^{\frac{\frac{dV}{dt} \gamma_s}{g(n-1)}} - 1 \right) \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{g(n-1)}{\gamma_s} \ln \left( \frac{V_{LOF} + 0.1 \cdot V_{stall}}{V_{LOF}} \right) \end{aligned} \right. \quad (1.22)$$

### 2.4.3 Subida rectilínea

El último segmento del despegue es la subida rectilínea. Ésta comprende el tramo desde el final de la transición hasta que el avión alcanza una altura de 35 pies [1]. Si al final de la transición la altura es igual o superior a ésta, no existirá el tramo consecutivo de subida rectilínea.

Se toma un modelo simplificado para el estudio del avión durante la transición:

- $\alpha = cte$  y  $n = cte$
- Geometría fija, flaps y slats extendidos
- $C_L$  constante y, para la polar tomada,  $C_D$  constante
- Ángulo de subida  $\gamma_s$  constante
- Contribución vertical del empuje despreciable
- Aceleración constante e igual a la del segmento de transición

Haciendo estas suposiciones, las ecuaciones (1.5) quedan:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma_s \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma_s \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - W \sin \gamma_s \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T \end{aligned} \quad (1.23)$$

Por tanto, el empuje requerido para la subida rectilínea es el que sigue:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + k C_L^2) + W \sin \gamma_s + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (1.24)$$

donde el valor del coeficiente de sustentación será el correspondiente a la configuración de despegue para ángulo de ataque nulo.

Para la obtención del empuje en cada punto conviene cambiar la integración del tiempo a la altura para simplificar los cálculos. Haciendo este cambio de variable, la expresión de la velocidad toma la forma:

$$\frac{dV}{dh} = \frac{dV}{dt} \frac{dt}{dh} = \frac{\frac{dV}{dt}}{V \sin \gamma_s} \Rightarrow V(h) = \sqrt{\frac{2 \frac{dV}{dt} (h - h_0)}{\sin \gamma_s} + V_0^2} \quad (1.25)$$

donde  $h_0$ ,  $V_0$  son los valores de altura y velocidad al final de la transición.

## 2.5 Ecuaciones para la subida/descenso

La subida es un segmento importante para el estudio dinámico de la aeronave, y el tipo de subida realizada determinará en gran medida el empuje requerido para la realización de la misma. Las ecuaciones para el descenso son homólogas a las de subida, salvo para el caso del planeo, el cual se tratará más adelante. Por lo tanto, el desarrollo que procede será compatible con ambas situaciones de vuelo.

La subida y el descenso son situaciones de vuelo simétrico en un plano vertical, por lo que las ecuaciones para este segmento serán (1.5), de donde se obtiene:

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = \frac{2W}{\rho V^2 S} \left( \cos \gamma + \frac{V}{g} \frac{d\gamma}{dt} \right) \quad (1.26)$$

Cambiando la variable de integración por  $h$ , la ecuación (1.26) queda:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \left( \cos \gamma + \frac{V^2}{g} \frac{d\gamma}{dh} \sin \gamma \right) \quad (1.27)$$

De las ecuaciones (1.5) y (1.27) resulta la expresión del empuje a lo largo del segmento:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho V^2 S} \left( \cos \gamma + \frac{V^2}{g} \frac{d\gamma}{dh} \sin \gamma \right) + W \sin \gamma \left( 1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh} \right) \quad (1.28)$$

Se añade ahora una hipótesis adicional a las ya tomadas, y es la de aceleraciones con respecto a la altura constantes, esto es,  $\frac{dV}{dh}$ ,  $\frac{d\gamma}{dh}$  constantes. Bajo esta nueva hipótesis, y suponiendo conocidos los valores iniciales de velocidad, altura y ángulo de subida, se puede obtener:

$$\begin{aligned} V(h) &= V_0 + \frac{dV}{dh} (h - h_0) \Rightarrow \frac{dV}{dh} = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} \\ \gamma(h) &= \gamma_0 + \frac{d\gamma}{dh} (h - h_0) \Rightarrow \frac{d\gamma}{dh} = \frac{\gamma_f - \gamma_0}{h_f - h_0} \end{aligned} \quad (1.29)$$

Del mismo modo, en lugar de suponer conocidas velocidades finales, se puede suponer una ley de velocidades impuesta. En este trabajo se estudiarán tres:  $V = cte$ ,  $V_e = cte$  y  $C_L = cte$ . Para las tres leyes de vuelo se añade la hipótesis de  $\dot{V} = 0$ .

A continuación, se desarrollan las ecuaciones de vuelo para cada uno de los tres casos. Por último, se estudiará el caso del descenso con planeo.

### 2.5.1 Subida/descenso con $C_L$ constante

En este caso se impone un valor constante del coeficiente de sustentación. Por tanto, de (1.27) se obtiene la ley de velocidades:

$$V = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S \left( C_L - \frac{2W}{\rho S g} \frac{d\gamma}{dh} \sin \gamma \right)}} \quad (1.30)$$

El valor del coeficiente de sustentación puede obtenerse de los valores al comienzo de la subida/descenso (conocidos).

### 2.5.2 Subida/descenso con $V_e$ constante

Se impone un valor constante de la velocidad equivalente. La velocidad equivalente se define como:

$$V_e = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (1.31)$$

donde  $\rho_0$  denota la densidad del aire al nivel del mar. La ley de velocidades será, por tanto:

$$V = V_e \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (1.32)$$

El valor de la velocidad equivalente se puede obtener con los valores de velocidad y densidad (conocidos) al comienzo del tramo.

### 2.5.3 Subida/descenso con $V$ constante

Para el caso de velocidad constante, la ecuación (1.28) resulta:

$$T = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho V_0^2 S} \left( \cos \gamma + \frac{V_0^2}{g} \frac{d\gamma}{dh} \sin \gamma \right) + W \sin \gamma \quad (1.33)$$

### 2.5.4 Planeo

El planeo es un descenso con motores apagados, esto es, con empuje nulo. Puesto que el objeto de estudio de este trabajo no es otro que el empuje, el planeo no requerirá de un análisis dinámico. No obstante, sí será necesario estudiar la cinemática del avión durante el planeo con el fin de obtener valores iniciales de posición y velocidad para los tramos posteriores.

Se considera de nuevo aceleración angular constante e igual a la descrita en (1.29), y, de igual forma que en casos anteriores, se impone una ley de velocidades (o una velocidad final). Si bien con las ecuaciones dinámicas (1.5) ya se podría obtener una función para la velocidad, se decide, por comodidad del usuario final del programa aquí desarrollado, que éste pueda imponer una ley de velocidades determinada, para lo cual, en una situación de vuelo real, la resistencia debería ir variando (hecho que se produce en la práctica con el uso de spoilers, por ejemplo).

Suponiendo conocidos altura y ángulo de trayectoria finales, y tomando  $\chi = 0$  (con objeto de facilitar los cálculos), obtenemos:

$$\left. \begin{array}{l} \frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \end{array} \right\} \Rightarrow \frac{dx}{dh} = \frac{1}{\tan \gamma} \Rightarrow x(h) = x_0 + \int_{h_0}^h \frac{dh}{\tan \left[ \gamma_0 + \frac{d\gamma}{dh} (h - h_0) \right]} \quad (1.34)$$

## 2.6 Ecuaciones para el crucero

Si bien el segmento de crucero es el más extenso (en gran parte de las misiones), no resulta el de mayor importancia para el estudio del empuje, ya que su diseño lleva precisamente a minimizar sus requerimientos de empuje.

Se toman las siguientes hipótesis:

- Vuelo cuasi-estacionario:  $\dot{V} \approx 0$ ,  $\dot{\gamma} \approx 0$
- Ángulo de trayectoria muy pequeño:  $\gamma \ll 1$ ,  $W\gamma \ll D$

Con esto, las ecuaciones (1.5) quedan:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \\ \frac{dh}{dt} &= V\gamma \\ 0 &= T - D \\ 0 &= L - W \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T \end{aligned} \quad (1.35)$$

Por tanto, la expresión del empuje requerido en el segmento de crucero resulta:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho V^2 S} \quad (1.36)$$

Se consideran para el crucero tres leyes de pilotaje:

- 1)  $h$ ,  $V$  constantes
- 2)  $h$ ,  $C_L$  constantes
- 3)  $V$ ,  $C_L$  constantes

Para los dos primeros casos, el desarrollo es trivial, y la ecuación (1.36) resulta, para las leyes 1 y 2 respectivamente:

$$T = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho V_0^2 S} \quad (1.37)$$

$$T = W \frac{C_D}{C_L} = W \frac{C_{D_0} + kC_L^2}{C_L} \quad (1.38)$$

El tercer caso requiere de un estudio más completo que se desarrolla a continuación. La ley de vuelo en cuestión se conoce como *cruise climb*.

### 2.6.1 Cruise climb

En este caso la altitud no es constante, sino que varía a lo largo del crucero. Esto se evidencia en las ecuaciones (1.35), de donde se obtiene:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (1.39)$$

Donde se comprueba que, puesto que el peso disminuye y  $V$  y  $C_L$  permanecen constantes, la densidad habrá de disminuir (y por lo tanto la altura deberá aumentar) para mantener la igualdad. Es por ello que resulta necesario obtener una función que permita obtener la variación de la altura a lo largo del crucero.

El cambio de altitud durante el *cruise climb* se puede obtener a partir de (1.39):

$$\frac{W}{\rho} = \frac{W_0}{\rho_0} = \frac{W_f}{\rho_f} \Rightarrow \rho_f = \frac{2W_f}{V_0^2 S C_L} \quad (1.40)$$

Con la densidad al final del crucero, y con las ecuaciones (1.1) o (1.2), se logra obtener la altitud alcanzada durante el *cruise climb*. Las variaciones de altitud que se obtienen son muy pequeñas comparadas con el alcance del crucero, justificando la hipótesis de  $\gamma \ll 0$ .

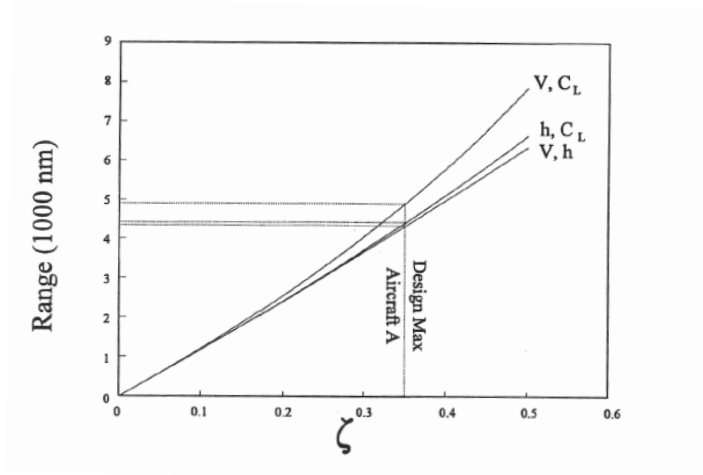


Ilustración 2-2. Comparación de leyes de vuelo. Fuente: [1]

## 2.7 Ecuaciones para la aceleración/deceleración horizontal

Se analiza ahora la maniobra de aceleración o deceleración horizontal. Las condiciones de este segmento son  $h = cte$ ,  $\gamma = 0$  y  $\chi = cte$  (se toma  $\chi = 0$  por comodidad). Se toma la hipótesis simplificadora de aceleración  $\dot{V}$  constante.

Se tiene por tanto una maniobra correspondiente a vuelo simétrico en un plano horizontal (así como vertical), por lo que de (1.6) se obtienen las ecuaciones para este segmento:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D \\ 0 &= L - W \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T \end{aligned} \quad (1.41)$$

De aquí obtenemos, en primer lugar, la expresión del coeficiente de sustentación para la maniobra de aceleración/deceleración:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (1.42)$$

Con esto, de (1.41) y (1.42) el empuje requerido durante la maniobra resulta:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2kW^2}{\rho V^2 S} + \frac{W}{g} \dot{V} \quad (1.43)$$

Por último, con la hipótesis de aceleración constante, y suponiendo conocida la distancia recorrida durante el segmento  $x_f$ , así como las velocidades inicial y final, se obtienen los valores de tiempo y aceleración:

$$\left. \begin{aligned} V(t) &= V_0 + \dot{V}t \\ x(t) &= x_0 + V_0 t + \dot{V} \frac{t^2}{2} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{V_f - V_0}{t_f} \\ t_f &= \frac{2(x_f - x_0)}{V_f + V_0} \end{aligned} \right. \quad (1.44)$$



## 2.8 Ecuaciones para el viraje

Para el estudio de las actuaciones en viraje se introduce un modelo simplificado de las ecuaciones cinemáticas y dinámicas de la aeronave:

- Aceleración constante:  $\dot{V} \approx cte$
- Aceleraciones angulares constantes:  $\dot{\chi} \approx cte$  ,  $\dot{\gamma} \approx cte$

Con esto, las ecuaciones para el viraje quedan:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \cos \chi \\
 \frac{dy}{dt} &= V \cos \gamma \sin \chi \\
 \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - W \sin \gamma \\
 \frac{W}{g} V \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} &= L \sin \mu \\
 \frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} &= L \cos \mu - W \cos \gamma \\
 \frac{dW}{dt} &= -c_E g T
 \end{aligned} \tag{1.45}$$

En primer lugar, de (1.45) se obtiene la expresión del coeficiente de sustentación durante el viraje:

$$C_L = \frac{2W \dot{\chi} \cos \gamma}{g \rho S V \sin \mu} \tag{1.46}$$

Introduciendo esta expresión en la polar, de (1.45) resulta la expresión del empuje requerido durante el viraje:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2k}{\rho S} \left( \frac{W \dot{\chi} \cos \gamma}{g \sin \mu} \right)^2 + W \sin \gamma + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \tag{1.47}$$

Por último, suponiendo conocida  $\dot{\chi}$  y tanto las variables al comienzo del viraje  $\chi_0$  ,  $\gamma_0$  ,  $V_0$  como al final de éste  $\chi_f$  ,  $\gamma_f$  ,  $V_f$  , podemos obtener los valores (constantes) de  $\dot{V}$  y  $\dot{\gamma}$  , así como del tiempo transcurrido durante el viraje:

$$\left. \begin{aligned}
 V &= V_0 + \dot{V}t \\
 \gamma &= \gamma_0 + \dot{\gamma}t \\
 \chi &= \chi_0 + \dot{\chi}t
 \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned}
 \dot{V} &= \frac{V_f - V_0}{t_f} \\
 \dot{\gamma} &= \frac{\gamma_f - \gamma_0}{t_f} \\
 t_f &= \frac{\chi_f - \chi_0}{\dot{\chi}}
 \end{aligned} \right. \tag{1.48}$$

## 2.9 Ecuaciones para el aterrizaje

La maniobra de aterrizaje se realiza con empuje pequeño, nulo o reversa (empuje negativo). Sin embargo, y con objeto de simplificar el estudio de este segmento, no se impondrá ninguna ligadura al empuje, pudiendo éste tomar valores negativos según los requisitos del aterrizaje.

El aterrizaje abarca desde una altura de 50 pies sobre la pista o desde el comienzo del segmento de transición (si la altura necesaria para comenzar este segmento supera los 50 pies), hasta la parada total y apagado de motores.

Puesto que interesa que las distancias de aterrizaje y los requerimientos de empuje sean pequeños, la maniobra de aterrizaje se realiza con la mayor resistencia posible. Con este fin, a los flaps y slats en configuración de aterrizaje, se sumarán spoilers, paracaídas, etc.

Se toma un modelo simplificado para el estudio del aterrizaje, con las siguientes hipótesis:

- Geometría fija, flaps, slats y demás dispositivos extendidos
- Contribución vertical del empuje despreciable

La maniobra de aterrizaje, al igual que la del despegue, se divide en una etapa en aire y otra en tierra, dividiéndose a su vez la primera en aproximación rectilínea y redondeo. En este documento se supone que la etapa en tierra se realiza con empuje nulo, por lo que su estudio no será de interés para el objeto de estudio de este trabajo.

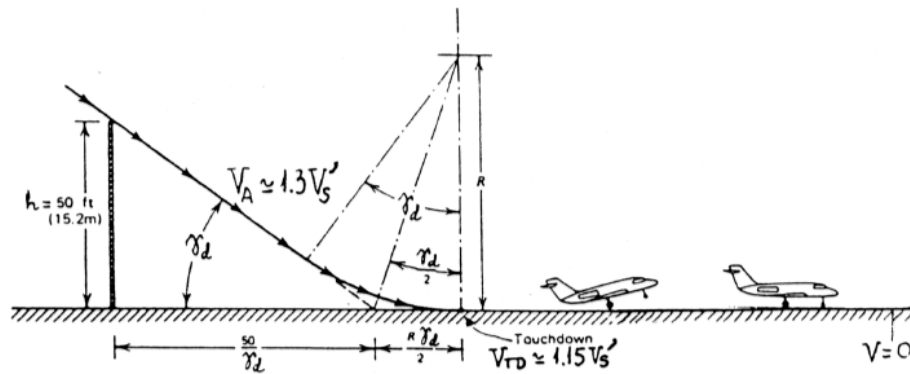


Ilustración 2-3. Esquema del despegue. Fuente: [1]

### 2.9.1 Aproximación rectilínea

La aproximación rectilínea comprende desde que el avión alcanza una altura de 50 pies sobre la pista hasta que el avión alcanza la altitud necesaria para comenzar el redondeo (si esta es mayor o igual que 50 pies, la aproximación rectilínea se obviará). Se toma la hipótesis de  $C_L$ , y por tanto  $C_D$  constantes.

Este segmento se realiza con velocidad constante  $V = 1.3 \cdot V_{stall}$ , donde  $V_{stall}$  se define como (1.14), donde  $C_{L_{max}}$  denota el coeficiente de sustentación máxima para la configuración de despegue. El ángulo de trayectoria es constante e igual a  $\gamma_d$ .

Con esto, las ecuaciones cinemáticas y dinámicas durante la aproximación rectilínea son:

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma_d \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma_d \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - W \sin \gamma_d \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T\end{aligned}\quad (1.49)$$

De esta forma, el empuje requerido para la aproximación rectilínea tomará la expresión:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + k C_L^2) + W \sin \gamma_d \quad (1.50)$$

De las ecuaciones (1.49), y conociendo la altura al comienzo del redondeo, se puede obtener el tiempo requerido para la aproximación:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma_d \Rightarrow h(t) = h_0 + V t \sin \gamma_d \Rightarrow t_f = \frac{h_f - h_0}{V \sin \gamma_d} \quad (1.51)$$

donde  $h_0$  es la altura al comienzo del tramo (50 pies), y  $h_f$  la altura al comienzo del redondeo.

## 2.9.2 Redondeo

La maniobra de redondeo consiste en un cambio del ángulo de trayectoria desde el ángulo de descenso  $\gamma_d$  hasta alcanzar un ángulo de trayectoria nulo a la altura de la pista de aterrizaje. En este tramo la velocidad disminuirá desde  $V_0 = 1.3 \cdot V_{stall}$  hasta  $V_{TD} = 1.15 \cdot V_{stall}$ .

Se realizan las siguientes hipótesis:

- Aceleración  $\dot{V}$  constante
- Coeficiente de sustentación  $C_L$  constante; por tanto,  $C_D$  y  $\alpha$  también lo serán

Con esto, las ecuaciones (1.5) quedan para el redondeo (se toma  $\chi = 0$  por comodidad):

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D - W \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{g}{V} (n - 1) \\ \frac{dW}{dt} &= -c_E g T\end{aligned}\quad (1.52)$$

Por tanto, el empuje requerido para el redondeo tomará la forma:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + k C_L^2) + W \sin \gamma + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (1.53)$$

El redondeo se realiza con factor de carga constante  $n = 1.2$  [3], teniendo, por tanto,  $C_L = 0.8 \cdot C_{L_{\max,L}}$ , donde  $C_{L_{\max,L}}$  denota el coeficiente de sustentación máxima en configuración de aterrizaje. Conocido esto, y con las hipótesis realizadas, podemos obtener de (1.52) la evolución temporal del ángulo de trayectoria:

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{g}{V} (n-1) \Rightarrow \gamma(t) = \gamma_d + \frac{g(n-1)}{\dot{V}} \ln \left( \frac{V_0 + \dot{V}t}{V_0} \right) \quad (1.54)$$

De esta expresión se puede obtener el tiempo transcurrido durante el redondeo, cuya demostración es trivial:

$$t_f = \frac{V_0}{\dot{V}} \left[ e^{\frac{-\dot{V}\gamma_0}{g(n-1)}} - 1 \right] \quad (1.55)$$

Finalmente, y puesto que la velocidad al final del redondeo es conocida, de (1.55) se logra obtener el valor de la aceleración (supuesta constante):

$$\left. \begin{array}{l} V_{TD} = V_0 + \dot{V}t_f \\ t_f = \frac{V_0}{\dot{V}} \left[ e^{\frac{-\dot{V}\gamma_0}{g(n-1)}} - 1 \right] \end{array} \right\} \Rightarrow \dot{V} = \frac{g(n-1)}{-\gamma_0} \ln \left( \frac{V_0 - 0.15V_{stall}}{V_0} \right) \quad (1.56)$$



# 3 AVIONES Y MISIONES EMPLEADOS

Se presenta en este capítulo la base de datos incluida en el programa realizado con el objeto de facilitar el uso del mismo, así como de proveer al usuario de ejemplos predefinidos de la utilización del programa. En primer lugar, se introducen los aviones contemplados, indicando en cada caso los datos de interés para el programa. Por último, se presentan tres misiones tipo, describiendo los datos necesarios de cada segmento de vuelo de éstas.

## 3.1 Aviones introducidos

El grupo de aviones incluidos en la base de datos pretende abarcar la mayor parte posible del espectro. Con este objeto, se incluyen aeronaves militares, comerciales y de uso privado, con motores turbohélice, turbofan o turbojet, y de distintos periodos de tiempo, desde aeronaves empleadas a mediados de siglo, hasta aviones más modernos introducidos al mercado recientemente.

Puesto que el objeto de estudio de este documento no es otro que el empuje requerido por la aeronave en cuestión, se considera conveniente clasificar las aeronaves introducidas en función del tipo de planta motora que empleen.

Los datos introducidos, si no se indica lo contrario, han sido obtenidos del software *AAA Reader*.

### 3.1.1 Turbojet

El más antiguo de los tres aquí contemplados, el motor turbojet o turborreactor ha ido dejando paso a motores más eficientes como el turbohélice o el turbofan. Su uso es cada vez más escaso, limitándose a aeronaves antiguas o misiles, entre otros.

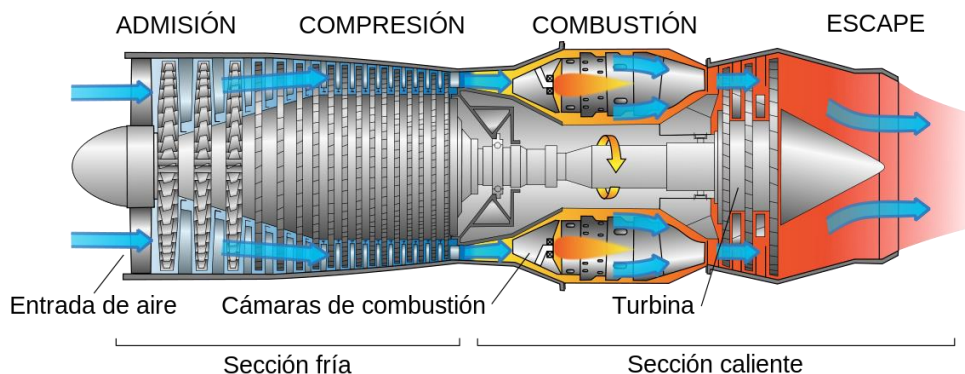


Ilustración 3-1. Esquema de funcionamiento de un motor turbojet

Se presentan a continuación los aviones turbojet incluidos en el programa.

### 3.1.1.1 Boeing B-47 Stratojet

El Boeing B-47 Stratojet, o Boeing 450, fue un bombardero de largo alcance, cuya función primaria era la de bombardero nuclear. Equipado con seis motores turbojet General Electric J47-GE-25, fue puesto en servicio por los Estados Unidos en el año 1951 hasta su retirada completa en 1977, si bien desde 1965 dejó de ser utilizado como bombardero para pasar a realizar operaciones de reconocimiento y de banco de pruebas.



Ilustración 3-2. Boeing B-47 Stratojet

Los datos del B-47 Stratojet requeridos son:

- $S = 131.322813850539 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 836791.35079713 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.310$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.641$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.917$
- $C_{L_0} = 0.311021314813771$
- $C_{D_0} = 0.0252782452641306$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0352782452641306$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0402782452641306$
- $k = 0.0384808233453718$
- $k_{TO} = 0.0408858748044575$
- $k_L = 0.0436115997914214$
- $c_E = 103.36 \text{ kg/(h}\cdot\text{kN)}$  [4] (por motor)

### 3.1.1.2 Bombardier Learjet 24F

El Bombardier Learjet 24F es un avión de transporte corporativo o jet privado, con espacio para 6-8 pasajeros. Última versión del Learjet 24, introducido al mercado en el año 1977, el Learjet 24F está equipado con dos motores turbojet General Electric CJ610-8A.



Ilustración 3-3. Bombardier Learjet 24F

Los datos del Learjet 24F requeridos son:

- $S = 21.5321283099994 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 58730.3305374976 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.35$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.51$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.65$
- $C_{L_0} = 0.0692932365408283$
- $C_{D_0} = 0.0275419706439062$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0622419706439062$
- $C_{D_{0,L}} = 0.112241970643906$
- $k = 0.076352725062831$
- $k_{TO} = 0.0812177640828601$
- $k_L = 0.0867806246364806$
- $c_E = 98 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN}) [4] \text{ (por motor)}$



### 3.1.2 Turbohélice

El motor de turbohélice es un sistema de propulsión mixta entre la propulsión por chorro y la propulsión por hélice. Las ventajas e inconvenientes de este tipo de motor son análogas a las de la hélice: si bien son muy eficientes a bajas velocidades, las velocidades de vuelo que puede desarrollar son relativamente bajas, debido a la proximidad de la velocidad de la punta de las palas al régimen supersónico, causando esto una pérdida de eficiencia (Ilustración 3-5).

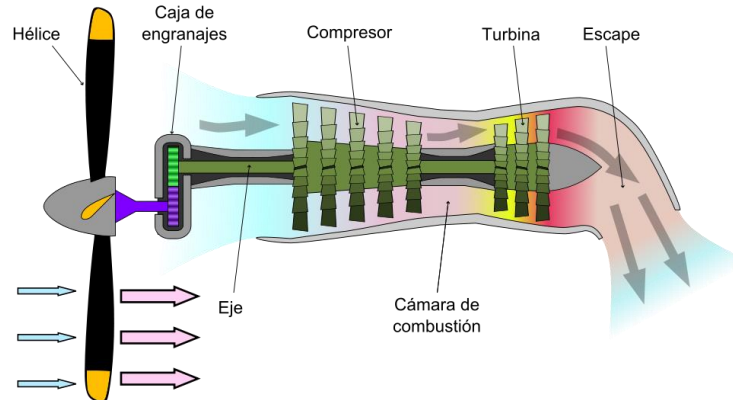


Ilustración 3-4. Esquema de funcionamiento de un motor turbohélice

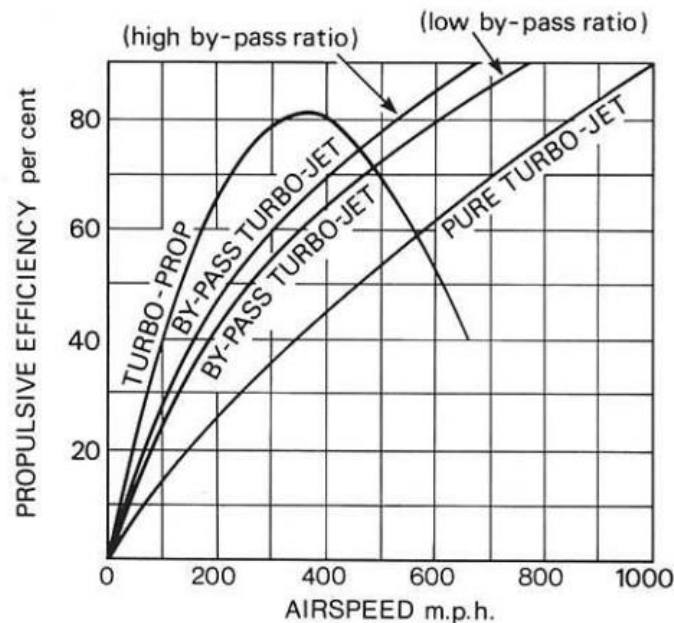


Ilustración 3-5. Rendimiento propulsivo en función de la velocidad según el tipo de motor. Fuente: [5]

Se presentan a continuación los aviones equipados con motores turbohélice incluidos en el programa.

### 3.1.2.1 Beechcraft Starship

El Beechcraft Starship es un avión de transporte corporativo con capacidad para 6-8 pasajeros, equipado con dos motores turbohélice equipado con dos motores Pratt & Whitney Canada PT6A-67A de turbina libre. Realizó su primer vuelo en el año 1986 y, debido a su bajo éxito comercial, su uso a día de hoy es limitado.



Ilustración 3-6. Beechcraft Starship

Los datos del Beechcraft Starship requeridos en el programa son:

- $S = 41.4207063850725 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 65791.0102420358 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.400$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.611$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.811$
- $C_{L_0} = 0.101020814296532$
- $C_{D_0} = 0.0154079300015106$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0504079300015106$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0904079300015106$
- $k = 0.0568240592806121$
- $k_{TO} = 0.0603755629856504$
- $k_L = 0.0644006005180271$
- $c_E = 55.68 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN})$  [4] (por motor)

### 3.1.2.2 Canadair CL-415

El Canadair CL-415 es un avión anfíbio diseñado específicamente como avión antiincendios. Está equipado con dos motores Pratt & Whitney Canada PW123AF de doble eje y turbina libre. Realizó su primer vuelo en el año 1993, y a día de hoy presta servicio en países como España, Canadá, Francia o Italia.



Ilustración 3-7. Canadair CL-415

Los datos del CL-415 introducidos en el programa son los siguientes:

- $S = 100.435128593508 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 173147.215070682 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.43$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.626$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.770$
- $C_{L_0} = 0.445524898277736$
- $C_{D_0} = 0.0232296410591292$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0332296410591292$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0382296410591292$
- $k = 0.0485228537848845$
- $k_{TO} = 0.0517577107038768$
- $k_L = 0.055454690039868$
- $c_E = 47.9 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN}) [4] \text{ (por motor)}$

### 3.1.2.3 Saab 2000

El Saab 2000 es un avión comercial con capacidad para 50-58 pasajeros, equipado con dos motores turbohélice de un eje y turbina libre Allison AE 2100A. Realizó su primer vuelo en 1992 y actualmente cumple funciones de avión comercial y de AEW&C (*Airborne Early Warning & Control*, alerta temprana y control aerotransportado).



Ilustración 3-8. Saab 2000

Los datos del Saab 2000 requeridos para el programa son:

- $S = 56.3290934112569 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 218105.46270975 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.650$
- $C_{L_{\max,TO}} = 2.095$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.561$
- $C_{L_0} = 0.444347102888922$
- $C_{D_0} = 0.0515404039161275$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0861404039161275$
- $C_{D_{0,L}} = 0.136140403916127$
- $k = 0.0361113842108987$
- $k_{TO} = 0.038487133172142$
- $k_L = 0.0411974946631379$
- $c_E = 46.9 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{kN}) [4] \text{ (por motor)}$

### 3.1.3 Turbofan

El turbofan se obtiene del turbojet, añadiéndole una hélice carenada (fan) inmediatamente después del difusor de entrada (Ilustración 3-9), pudiendo ésta mover un flujo de aire de hasta 6 u 8 veces el flujo de la corriente central. El empuje resultante del chorro del fan puede alcanzar valores del orden del 85% del total. Como ventajas, su bajo consumo y contaminación acústica; como desventaja, su mayor resistencia aerodinámica y peso. El turbofan es, hoy en día, el sistema de propulsión óptimo para el vuelo comercial a velocidades subsónicas altas (Ilustración 3-5).

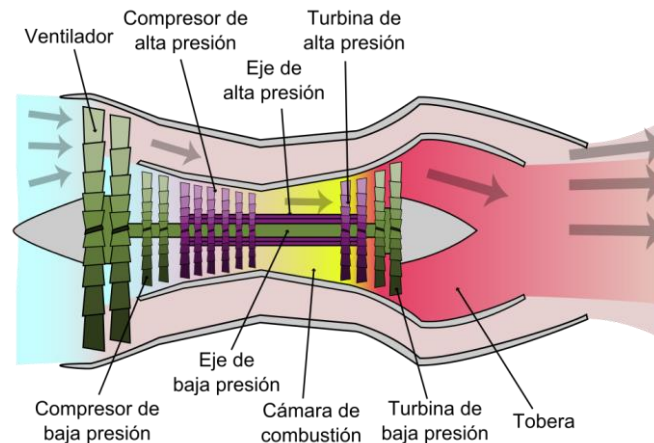


Ilustración 3-9. Esquema de funcionamiento de un motor turbofan

Los motores turbofan se diferencian entre sí por diversos factores; dos de ellos son su relación de derivación o *bypass*, y el número de ejes que emplee. La relación de derivación es la relación entre el flujo movido por el fan (flujo secundario) y el flujo central (flujo primario), alcanzando valores mayores según el fan sea mayor con respecto al resto del motor.

Se presentan a continuación los aviones con planta motora de tipo turbofan incluidos en la base de datos del programa, comprendiendo éstos motores turbofan de distintas características.

### 3.1.3.1 Airbus A340-300

El Airbus A340-300 es un avión de transporte comercial de largo alcance, variante del A340, con capacidad para 295 pasajeros. Realizó su primer vuelo en el año 1991, y está equipado con cuatro motores turbofan CFM International CFM56-5C de doble eje y alta relación de derivación.



Ilustración 3-10. Airbus A340-300

Los datos del A340-300 requeridos en el programa son:

- $S = 373.475305927894 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 2554352.62073703 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.310$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.815$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.307$
- $C_{L_0} = 0.121684270671544$
- $C_{D_0} = 0.0172259025482902$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0422259025482958$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0972259025483027$
- $k = 0.0373361075356229$
- $k_{TO} = 0.0423142552070885$
- $k_L = 0.0423142552070885$
- $c_E = 55.57 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{kN})$  [4] (por motor)

### 3.1.3.2 Boeing 720B

El Boeing 720 fue un avión de transporte comercial de corto-medio alcance con capacidad para 170 pasajeros. Realizó su primer vuelo en el año 1959 y, tras ser algunos modificados al 720B, fue retirado finalmente en el año 2010. El Boeing 720B está equipado con cuatro motores turbofan Pratt & Whitney JT3D de doble eje y baja relación de derivación.



Ilustración 3-11. Boeing 720B

Los datos del 720B introducidos en el código son los siguientes:

- $S = 232.065350999933 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 1001032.97183509 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.448$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.505$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.704$
- $C_{L_0} = 0.18872221081427$
- $C_{D_0} = 0.013496091223713$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.048496091223713$
- $C_{D_{0,L}} = 0.088496091223713$
- $k = 0.0550273639432654$
- $k_{TO} = 0.0584665741897195$
- $k_L = 0.0623643458023675$
- $c_E = 80 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN}) [4] \text{ (por motor)}$

### 3.1.3.3 Boeing 747-400

El Boeing 747-400 es un avión de transporte comercial de largo alcance con capacidad para 416 ocupantes. Realizó su primer vuelo en el año 1988, y cumple tareas tanto de transporte de pasajeros como de avión de carga. Está equipado con cuatro motores turbofan de *bypass* alto, que pueden ser los siguientes: Pratt & Whitney PW4000 (dos ejes), General Electric CF6 (dos ejes), o Rolls-Royce RB211 (tres ejes).



Ilustración 3-12. Boeing 747-400

Se introducen los siguientes datos del 747-400:

- $S = 556.880806456896 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 3892192.9375 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.500$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.85$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.418$
- $C_{L_0} = 0.244441135938048$
- $C_{D_0} = 0.0156384717556532$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0356384717556532$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0856384717556532$
- $k = 0.051677181806346$
- $k_{TO} = 0.0549070056692426$
- $k_L = 0.0585674727138588$
- $c_E = 58.1 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{kN}) [4]$  (por motor)



### 3.1.3.4 Boeing 777-200

El Boeing 777-200 es un avión de transporte comercial de largo alcance con capacidad para 305 pasajeros. Realizó su primer vuelo en 1994, y está equipado con dos motores turbofan de alta relación de derivación, pudiendo ser: Pratt & Whitney PW4000 (dos ejes), Rolls-Royce Trent 800 (tres ejes), o General Electric GE90 (dos ejes).



Ilustración 3-13. Boeing 777-200

Se introducen los siguientes datos del 777-200:

- $S = 449.040444861557 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 2432786.05479397 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.370$
- $C_{L_{\max,TO}} = 2.031$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.431$
- $C_{L_0} = 0.113635530273258$
- $C_{D_0} = 0.01232936893494$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0468293689349653$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0518293689349608$
- $k = 0.0452886022909618$
- $k_{TO} = 0.0481191399341566$
- $k_L = 0.0481191399341566$
- $c_E = 55.57 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN})$  [4] (por motor)

### 3.1.3.5 Boeing C-17 A

El Boeing C-17 A es un avión de transporte militar pesado de largo alcance que puede cumplir funciones de transporte de tropas y suministros o evacuación médica, entre otras. Realizó su primer vuelo en 1991 y a día de hoy forma parte de las fuerzas aéreas de EEUU, Reino Unido, Canadá o India, entre otros. Está equipado con cuatro motores turbofan Pratt & Whitney F117-PW-100 de doble eje y alta relación de derivación.



Ilustración 3-14. Boeing C-17 A

Del C-17 A se introducen al programa los datos que siguen:

- $S = 355.050646705 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 2602211.21824834 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.300$
- $C_{L_{\max,TO}} = 2.200$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.200$
- $C_{L_0} = 0.0908567191542195$
- $C_{D_0} = 0.0225120376161948$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0625120376161948$
- $C_{D_{0,L}} = 0.122512037616195$
- $k = 0.0481592080778011$
- $k_{TO} = 0.0576803569828124$
- $k_L = 0.055517343595957$
- $c_E = 59.35 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN})$  [4] (por motor)

### 3.1.3.6 Bombardier Challenger 601

El Bombardier Challenger 601 es un avión de transporte corporativo de capacidad media. Realizó su primer vuelo en el año 1978 y actualmente lo emplean tanto operadores privados como gobiernos como el canadiense. Está equipado con dos motores turbofan General Electric CF34-1A de doble eje y alta relación de derivación.



Ilustración 3-15. Bombardier Challenger 601

Los datos del Challenger 601 introducidos son:

- $S = 55.2040156073761 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 188295.484315561 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.750$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.846$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.044$
- $C_{L_0} = 0.319281103133933$
- $C_{D_0} = 0.0195507485369438$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0495507485369438$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0595507485369438$
- $k = 0.0453298328340155$
- $k_{TO} = 0.0526785579335565$
- $k_L = 0.0570684377613529$
- $c_E = 70 \text{ kg}/(\text{h}\cdot\text{kN})$  [4] (por motor)

### 3.1.3.7 Cessna 525 CitationJet

El Cessna 525 CitationJet es un avión de transporte corporativo. Realizó su primer vuelo en el año 1991, y está equipado con dos motores turbofan Williams FJ44-1A de dos ejes y relación de derivación media.



Ilustración 3-16. Cessna 525 CitationJet

Los datos del CitationJet requeridos para el programa son los siguientes:

- $S = 22.3132319598666 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 46700.6224165229 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.480$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.600$
- $C_{L_{\max,L}} = 2.200$
- $C_{L_0} = 0.192792099471869$
- $C_{D_0} = 0.0272059626548501$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0547059626548501$
- $C_{D_{0,L}} = 0.10520596265485$
- $k = 0.0467752387136413$
- $k_{TO} = 0.0482841173818233$
- $k_L = 0.0516140565116042$
- $c_E = 76.5 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{kN})$  [6] (por motor)

### 3.1.3.8 Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

El Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II es un avión monoplaza de ataque a tierra. Diseñado para tareas de apoyo a tropas de tierra, ataque a vehículos blindados y control aéreo avanzado, entre otros, sigue sirviendo al ejército estadounidense en tareas de apoyo aéreo, fue introducido al servicio en el año 1977 y a día de hoy continúan siendo utilizados por el ejército estadounidense. Está equipado con dos motores turbofan General Electric TF34-GE-100A de doble eje y alta relación de derivación.



Ilustración 3-17. Fairchild Republic A-10 Thunderbolt II

Del Thunderbolt II se incluyen los siguientes datos en el código:

- $S = 46.649673711875 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 228004.528733479 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 1.540$
- $C_{L_{\max,TO}} = 1.700$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.964$
- $C_{L_0} = 0.56571466888019$
- $C_{D_0} = 0.0206607004071857$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0306607004071857$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0356607004071857$
- $k = 0.061163961679896$
- $k_{TO} = 0.0652415591252224$
- $k_L = 0.0699016704913097$
- $c_E = 68.1 \text{ kg/(h}\cdot\text{kN)}$  [4] (por motor)

### 3.1.3.9 Lockheed Martin F-22 Raptor

El Lockheed Martin F-22 Raptor es un avión monoplaza de combate táctico desarrollado para el ejército del aire de los EE. UU. Diseñado como caza de superioridad aérea, también puede ejercer roles de ataque a tierra o guerra electrónica, entre otros. Introducido en el servicio en el año 2005, el F-22 está equipado con dos motores turbofan Pratt & Whitney F119-PW-100 de baja relación de derivación y doble eje, con postcombustión y empuje vectorial (estas dos últimas características no han sido contempladas en el programa).



Ilustración 3-18. Lockheed Martin F-22 Raptor

Se presentan a continuación los datos del F-22 incluidos en el código:

- $S = 77.7409702715994 \text{ m}^2$
- $W_{TO} = 266893.322489642 \text{ N}$
- $C_{L_{\max}} = 0.635$
- $C_{L_{\max,TO}} = 0.920$
- $C_{L_{\max,L}} = 1.465$
- $C_{L_0} = 0.0324159429829935$
- $C_{D_0} = 0.0437107187810546$
- $C_{D_{0,TO}} = 0.0537107187810546$
- $C_{D_{0,L}} = 0.0637107187810547$
- $k = 0.16813585499995$
- $k_{TO} = 0.179344911999947$
- $k_L = 0.179344911999947$
- $c_E = 62.2 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{kN})$  [7] (por motor)

## 3.2 Misiones introducidas

Se incluye en la base de datos dos misiones tipo: una misión de ferry para aviones turbofan y otra para aviones con planta motora de turbohélice. A continuación se describen cada una de estas dos, presentando las variables necesarias para el análisis de cada segmento de las mismas.

### 3.2.1 Misión de ferry para turbofan

Las maniobras que componen la misión de ferry tipo para una aeronave con planta motora de tipo turbofan son las que siguen:

- Despegue al nivel del mar, con carrera de despegue de 2500 m sobre una pista de asfalto (coeficiente de rodadura de 0.02), ángulo de subida de  $8^\circ$
- Subida con velocidad equivalente constante, hasta una altitud de 2000 m, con ángulo de subida constante de  $10^\circ$
- Viraje de  $60^\circ$  en sentido contrario al reloj, con velocidad constante y ángulos de trayectoria inicial y final de  $10^\circ$  y  $8^\circ$  respectivamente, velocidad angular de  $4^\circ/s$
- Subida con coeficiente de sustentación constante hasta una altitud de 5000 m, con ángulo de subida constante de  $8^\circ$
- Aceleración constante durante 10 km hasta una velocidad de 180 m/s
- Subida hasta una altitud de 11000 m y velocidad final de 250 m/s, con ángulos de trayectoria inicial y final de  $8^\circ$  y  $2^\circ$  respectivamente
- Crucero de 1000 km con altura y velocidad constantes
- Descenso con coeficiente de sustentación constante hasta una altitud de 2000 m, con ángulo de trayectoria constante de  $-3^\circ$
- Viraje de  $30^\circ$  en sentido contrario al reloj con velocidad angular de  $3^\circ/s$ , ángulo de trayectoria constante de  $-3^\circ$
- Descenso final hasta una pista de aterrizaje al nivel del mar, con ángulo de trayectoria constante de  $-2^\circ$
- Aterrizaje con ángulo de aproximación de  $-3^\circ$ , carrera de aterrizaje de 2000 m

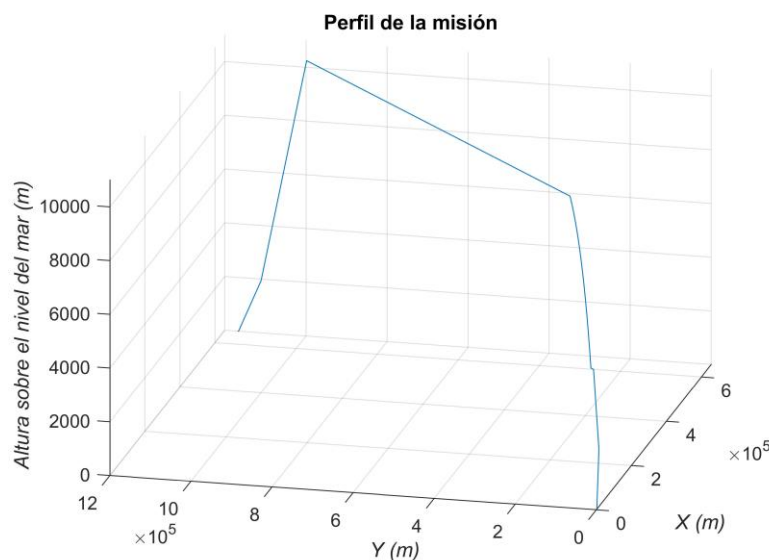


Ilustración 3-19. Perfil de misión de ferry para turbofan

### 3.2.2 Misión de ferry para turbohélice

Las maniobras que componen la misión de ferry tipo para una aeronave con planta motora de tipo turbofan son las que siguen:

- Despegue al nivel del mar, con carrera de despegue de 2500 m sobre una pista de asfalto (coeficiente de rodadura de 0.02), ángulo de subida de  $10^\circ$
- Subida con velocidad equivalente constante, hasta una altitud de 2000 m, con ángulo de subida constante de  $10^\circ$
- Viraje de  $60^\circ$  en sentido contrario al reloj, con velocidad constante y ángulos de trayectoria inicial y final de  $10^\circ$  y  $8^\circ$  respectivamente, velocidad angular de  $4^\circ/s$
- Subida con coeficiente de sustentación constante hasta una altitud de 4000 m, con ángulo de subida constante de  $8^\circ$
- Aceleración constante durante 5 km hasta una velocidad de 150 m/s
- Subida hasta una altitud de 5500 m y velocidad final de 180 m/s, con ángulos de trayectoria inicial y final de  $8^\circ$  y  $3^\circ$  respectivamente
- Crucero de 500 km con altura y velocidad constantes
- Descenso con coeficiente de sustentación constante hasta una altitud de 1000 m, con ángulo de trayectoria constante de  $-4^\circ$
- Viraje de  $50^\circ$  en el sentido del reloj con velocidad angular de  $3^\circ/s$  y ángulo de trayectoria constante de  $-3^\circ$
- Descenso final hasta una pista de aterrizaje al nivel del mar, con ángulo de trayectoria constante de  $-2^\circ$
- Aterrizaje con ángulo de aproximación de  $-3^\circ$ , carrera de aterrizaje de 2000 m

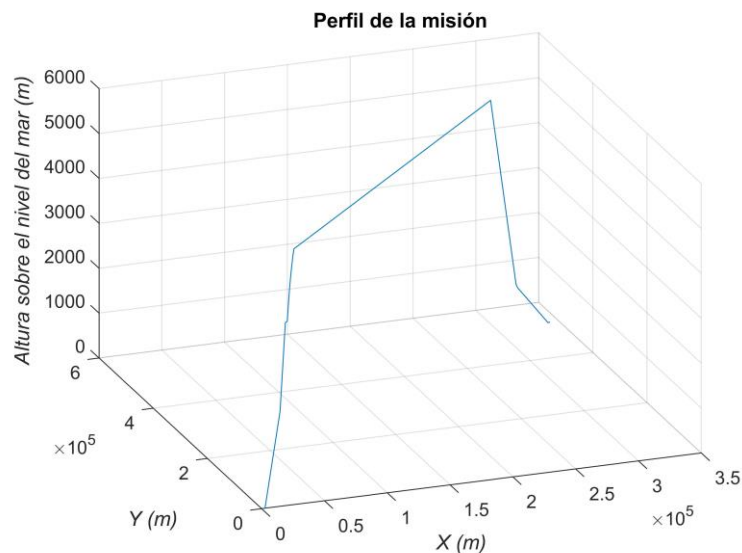


Ilustración 3-20. Perfil de misión de ferry para turbohélice





# 4 DESARROLLO DE LA APLICACIÓN

---

En este capítulo se va a describir el uso de la aplicación desarrollada por parte del usuario. Se explicará cómo introducir los datos necesarios para el funcionamiento del código, así como la utilización de la base de datos expuesta en el capítulo 3. Del mismo modo, se presentará la obtención de los resultados obtenidos por el código tras la introducción de todos los datos necesarios para el funcionamiento del mismo.

## 4.1 Iniciar el programa

Puesto que el programa ha sido realizado mediante la herramienta *App Designer* del software informático Matlab, es necesario tener instalado dicho programa para que la ejecución del código sea posible. La herramienta *App Designer* fue introducida en la versión r2016a, por lo que el programa aquí desarrollado podría dar problemas de compatibilidad en versiones previas a ésta.

Antes de poder ejecutar el programa, debe ser instalado. Para ello, en la pestaña *APPS* se clica sobre *Install App* y en la ventana emergente se selecciona el archivo *ThrustAnalyzer.mlappinstall*. Una vez instalada, aparecerá en la pestaña *APPS* y basta con hacer clic sobre su icono para ejecutarla.

Una vez ejecutado el programa, se abrirá la ventana inicial. El usuario deberá hacer clic sobre una de las opciones para continuar. “Introducir datos del avión” permite al usuario introducir manualmente los datos de la aeronave que desee estudiar requeridos para el funcionamiento del programa (4.2). “Seleccionar avión” posibilita al usuario la elección de uno de los aviones incluidos en la base de datos del programa (3.1)(4.3). Una vez clique en una de las dos opciones, se pasará a la pantalla siguiente.



Ilustración 4-1. Pantalla inicial

## 4.2 Introducción de datos del avión

Esta pantalla permite al usuario la introducción manual de los datos requeridos para el funcionamiento del programa de la aeronave que se pretende estudiar. Dichos datos son:

- **Superficie alar:** superficie en planta de las alas, medido en  $m^2$
- **CL<sub>máx</sub> en conf. limpia:** coeficiente de sustentación máximo de la aeronave en configuración limpia, esto es, con dispositivos hipersustentadores y tren de aterrizaje retraído
- **CL<sub>máx</sub> en despegue:** coeficiente de sustentación máximo de la aeronave en configuración de despegue, esto es, con dispositivos hipersustentadores en configuración de despegue y tren extendido
- **CL<sub>máx</sub> en aterrizaje:** coeficiente de sustentación máximo de la aeronave en configuración de aterrizaje, esto es, con dispositivos hipersustentadores en configuración de aterrizaje y tren extendido
- **CL<sub>0</sub> en conf. limpia:** coeficiente de sustentación nula de la aeronave
- **Peso al despegue:** peso total de la aeronave al comienzo del despegue, medido en  $kg$
- **Consumo específico:** consumo específico de la planta motora de la aeronave, medido en  $kg / (s \cdot N)$
- **CD<sub>0</sub>/k configuración limpia:** coeficiente de resistencia parasitaria/factor de resistencia inducida de la aeronave en configuración limpia
- **CD<sub>0</sub>/k configuración despegue:** coeficiente de resistencia parasitaria/factor de resistencia inducida de la aeronave en configuración de despegue
- **CD<sub>0</sub>/k configuración aterrizaje:** coeficiente de resistencia parasitaria/factor de resistencia inducida de la aeronave en configuración de aterrizaje

Una vez introducidos los datos, pulsando el botón “Continuar” se pasará a la pantalla de misión (4.4). Clicando sobre el botón “Volver” se retorna a la pantalla inicial (**¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**).

**Introducir datos de avión**

Volver

Superficie alar (m2)

CL<sub>máx</sub> en conf. limpia

CL<sub>máx</sub> en despegue

CL<sub>máx</sub> en aterrizaje

CL<sub>0</sub> en conf. limpia

Peso al despegue (kg)

Consumo específico (kg/s/N)

CD<sub>0</sub> configuración limpia

k configuración limpia

CD<sub>0</sub> configuración despegue

k configuración despegue

CD<sub>0</sub> configuración aterrizaje

k configuración aterrizaje

Continuar

Ilustración 4-2. Introducción de datos del avión

### 4.3 Selección del avión

Esta pantalla permite al usuario seleccionar una de las aeronaves incluidas en la base de datos del programa (3.1). Haciendo clic sobre la pestaña “Seleccionar avión” se despliega una lista de todas las aeronaves introducidas. Clicando sobre cualquiera de ellas, el programa carga automáticamente los datos del avión seleccionado. Bajo esta pestaña, aparece una pequeña descripción del avión seleccionado y su planta motora.

Una vez elegido un avión, pulsando el botón “Continuar” se pasará a la pantalla de introducción de datos del avión (4.2), donde se mostrarán los datos de la aeronave escogida, permitiendo editar los datos de consumo específico y peso al despegue. Queda bajo responsabilidad del usuario no introducir un peso inferior al peso en vacío de la aeronave seleccionada (este dato resulta sencillo de encontrar, tanto en la red como en documentación como [8]). Clicando sobre el botón “Volver” se retorna a la pantalla inicial (4.1).

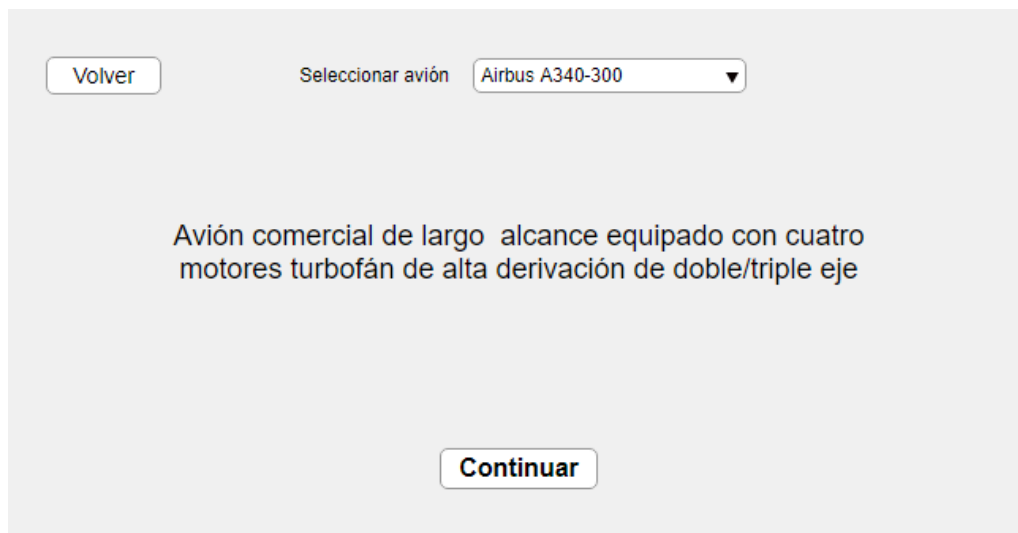


Ilustración 4-3. Selección del avión

### 4.4 Pantalla de misión

A continuación, el usuario deberá introducir la misión a realizar por la aeronave escogida. Seleccionando “Introducir misión”, se lleva al usuario a la pantalla de introducción de datos de despegue, donde el usuario debe introducir manualmente los datos del tramo de despegue. Clicando sobre “Seleccionar misión” se abre la ventana de selección de la misión, donde el usuario podrá escoger una de las misiones de vuelo incluidas en la base de datos.

Haciendo clic sobre el botón “Volver”, el programa vuelve a la pantalla inicial (4.1).



Ilustración 4-4. Pantalla de misión

## 4.5 Selección de la misión

Esta pantalla permite al usuario seleccionar una de las misiones tipo introducidas en la base de datos (4.5). Clicando sobre una misión el programa carga automáticamente los datos de la opción seleccionada, y aparece en pantalla una descripción de la misma.

Una vez escogida una misión, pulsando el botón “Continuar” se pasará a la pantalla de resultados (4.14). Clicando sobre el botón “Volver” se retorna a la pantalla de misión (4.4).

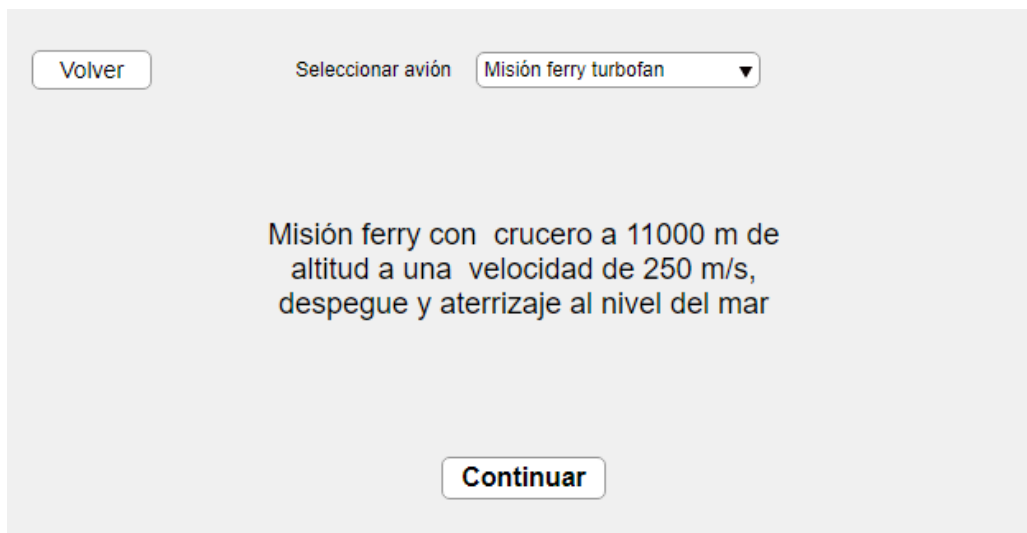


Ilustración 4-5. Selección de misión

## 4.6 Introducción de datos de despegue

Esta pantalla permite al usuario la introducción manual de los datos requeridos por el programa para el segmento del despegue. Estos datos son:

- **Carrera de despegue:** distancia recorrida durante la rodadura en el suelo, es decir, desde la suelta de frenos hasta alcanzar la velocidad de despegue, medida en  $m$
- **Altura de despegue:** altura respecto al nivel del mar desde la que se realiza el despegue, medida en  $m$
- **Coefficiente de rodadura:** coeficiente de fricción de rodadura, esto es, coeficiente de fricción de la superficie de despegue durante la rodadura. Se toma el valor 0.02 (asfalto) como predeterminado

Type of Surface	Brakes Off, Average Ground Resistance Coefficient	Brakes Fully Applied, Average Wheel-Braking Coefficient
Concrete or macadam	0.015–0.04	0.3–0.6
Hard turf	0.05	0.4
Firm and dry dirt	0.04	0.30
Soft turf	0.07	0.5
Wet concrete	0.05	0.2
Wet grass	0.10	0.2
Snow- or ice-covered field	0.01	0.07–0.10

Ilustración 4-6. Coeficientes de fricción, con y sin frenos aplicados, para diferentes superficies. Fuente: [9]

- **Ángulo de subida:** ángulo de trayectoria de la subida inmediatamente posterior al despegue, medida en grados



La imagen muestra una interfaz de usuario con el título "Introducir datos de despegue". En la esquina superior izquierda hay un botón "Volver". En la parte superior central, el título "Introducir datos de despegue" está en negrita. Abajo del título, hay cuatro filas de campos de entrada de texto, cada una con una etiqueta a la izquierda y un campo de entrada a la derecha. Las etiquetas y sus respectivos valores son: "Carrera de despegue (m)" con "0", "Altura de despegue (m)" con "0", "Coeficiente de rodadura" con "0.02", y "Ángulo de subida (°)" con "0". En la parte inferior central, hay un botón "Continuar".

Ilustración 4-7. Introducción de datos de despegue

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de misión (4.4).

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

## 4.7 Selección del siguiente tramo

Esta pantalla permite al usuario la selección del segmento consecuente a realizar por la aeronave de estudio. Para ello, el usuario deberá clicar en una de las opciones:

- **Subida:** lleva al usuario a la pantalla de introducción manual de los datos de la subida (4.8)
- **Descenso:** lleva al usuario a la pantalla de introducción manual de los datos del descenso (4.9)
- **Crucero:** lleva al usuario a la pantalla de introducción manual de los datos del crucero (4.10)
- **Viraje:** lleva al usuario a la pantalla de introducción manual de los datos del viraje (4.11)
- **Aceleración/deceleración horizontal:** lleva al usuario a la pantalla de introducción manual de los datos de aceleración/deceleración horizontal (4.12)

Los datos del aterrizaje se podrán introducir una vez introducidos los datos del descenso final.

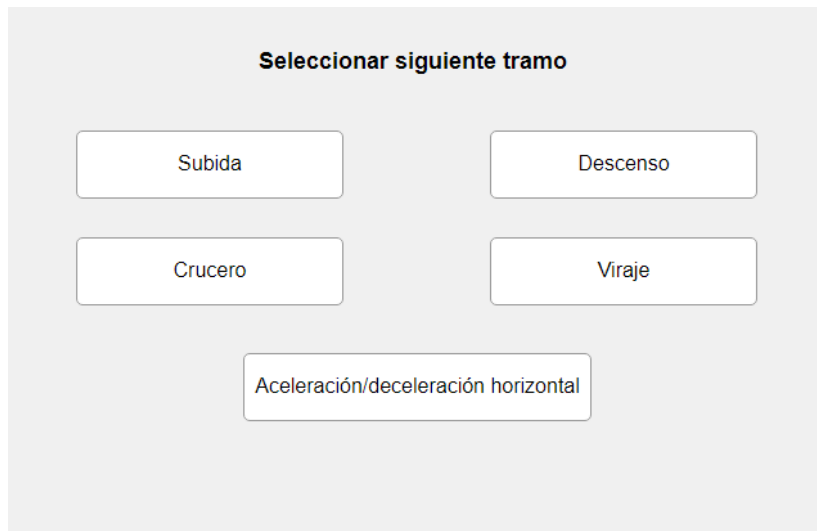


Ilustración 4-8. Selección del siguiente tramo

En caso de equivocación, en la siguiente pantalla se da la opción a volver a ésta.

## 4.8 Introducción de datos de subida

Esta ventana permite al usuario la introducción manual de los datos de subida. Las variables a escribir por parte del usuario son:

- **Altura final:** altura sobre el nivel del mar, medida en  $m$ , al final de la subida
- **Ángulo de subida inicial:** ángulo de trayectoria de la aeronave al comienzo de la subida, medido en grados
- **Ángulo de subida final:** ángulo de trayectoria de la aeronave al final de la subida, medido en grados
- **Ley de vuelo:** ley de velocidades impuesta a la subida. Las opciones son las siguientes:
  - **CL constante:** subida con coeficiente de sustentación constante
  - **Ve constante:** subida con velocidad equivalente constante
  - **V constante:** subida con velocidad constante
  - **Variables no constantes:** subida sin ley de vuelo impuesta. Seleccionar esta opción activará "Velocidad final"
- **Velocidad final:** velocidad al final de la subida, medida en  $\frac{m}{s}$ , en caso de no imponer una ley de velocidades

Ilustración 4-9. Introducción de datos de la subida

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de selección del siguiente tramo (4.7).

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

## 4.9 Introducción de datos de descenso

Esta pantalla posibilita al usuario la introducción manual de los datos de la maniobra de descenso, que son las que siguen:

- **Altura final:** altura sobre el nivel del mar al final del descenso, medida en  $m$
- **Ángulo de descenso inicial:** ángulo de trayectoria al comienzo del descenso (debe ser negativo), medido en grados
- **Ángulo de descenso final:** ángulo de trayectoria al final del descenso (debe ser negativo), medido en grados
- **Ley de vuelo:** ley de velocidades impuesta al descenso. Análogo a la subida
- **Velocidad final:** velocidad al final de la maniobra de descenso, medida en  $\frac{m}{s}$ , en caso de no imponer una ley de velocidades
- **Planeo:** opción a seleccionar si el descenso deseado es un planeo (empuje nulo)
- **Descenso final:** clicar sobre esta opción si la maniobra siguiente será el aterrizaje. Pulsar esta opción habilita “Altura de aterrizaje” y deshabilita “Altura final”
- **Altura de aterrizaje:** altura sobre el nivel del mar de la pista de aterrizaje, medida en  $m$ . La altura final del descenso se calculará en función de ésta.



Ilustración 4-10. Introducción de datos del descenso

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de selección del siguiente tramo (4.7). En caso de haber escogido la opción de descenso final, hacer clic en “Continuar” abrirá la venta de introducción de datos del aterrizaje (4.13)

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

#### 4.10 Introducción de datos de crucero

Esta ventana permite al usuario la introducción manual del segmento de crucero de la misión de la aeronave a estudiar. Dichos datos son los que siguen:

- **Distancia de crucero:** distancia recorrida durante la maniobra de crucero, medida en  $m$
- **Ley de vuelo:** ley de pilotaje impuesta sobre el segmento del crucero. Las opciones ofrecidas al usuario son:
  - **h, V constantes:** maniobra de crucero con altura sobre el nivel del mar y velocidad constantes
  - **h, CL constantes:** maniobra de crucero con altura sobre el nivel del mar y coeficiente de sustentación constantes
  - **V, CL constantes:** maniobra de crucero con velocidad y coeficiente de sustentación constantes. Esta ley de vuelo da como resultado lo que se conoce como *cruise climb*

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de selección del siguiente tramo (4.7).

Ilustración 4-11. Introducción de datos del crucero

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

#### 4.11 Introducción de datos de viraje

Esta ventana permite al usuario introducir manualmente los datos requeridos para el estudio de la maniobra de viraje. Estos datos son:

- **Ángulo de viraje final:** ángulo de viraje al final de la maniobra de viraje, medido en grados. En caso de que el viraje sea mayor a  $360^\circ$ , el ángulo de viraje final deberá ser mayor que éste
- **Velocidad angular de viraje:** velocidad angular de viraje, supuesta constante durante toda la maniobra, medida en  $\frac{^\circ}{s}$
- **Ángulo de trayectoria inicial:** ángulo de trayectoria de la aeronave al comienzo del viraje, medido en grados
- **Ángulo de trayectoria final:** ángulo de trayectoria de la aeronave al final del viraje, medido en grados. Deberá ser del mismo signo que el inicial. En caso de seleccionar la opción “Constante”, el ángulo de trayectoria se mantendrá constante e igual al inicial durante toda la maniobra
- **Velocidad final:** velocidad al final de la maniobra de viraje. En caso de seleccionar la opción “Constante”, la velocidad se mantendrá constante e igual a la inicial durante toda la maniobra

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de selección del siguiente tramo (4.7).



The screenshot shows a form titled "Introducir datos de viraje" (Enter turning data). It features a "Volver" (Return) button at the top left and a "Continuar" (Continue) button at the bottom center. The form contains several input fields, each with a value of "0":

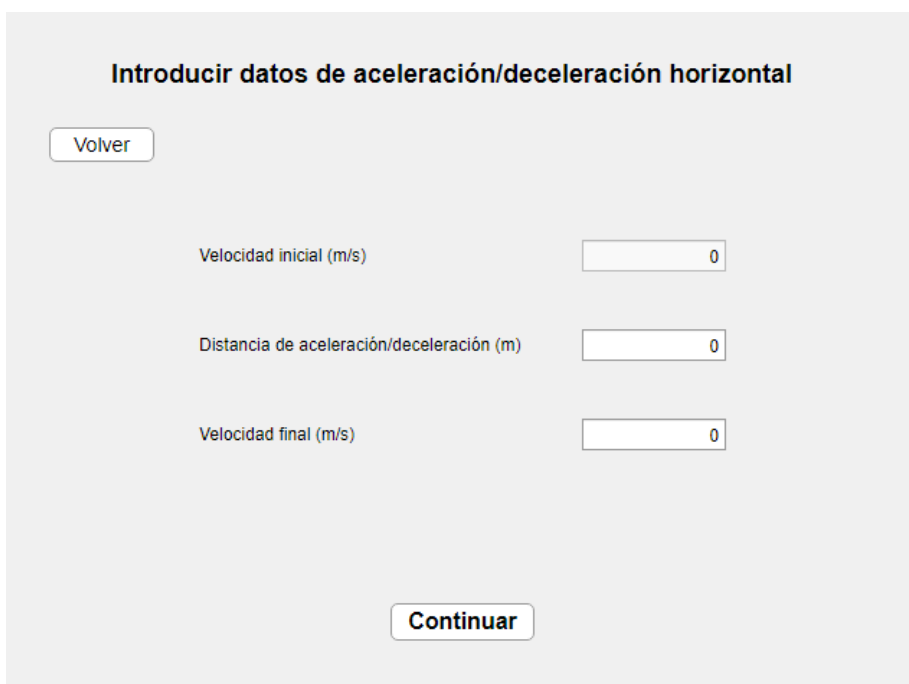
- Velocidad inicial (m/s)
- Altura inicial (m)
- Ángulo de viraje final (°)
- Velocidad angular de viraje (°/s)
- Ángulo de trayectoria inicial (°)
- Ángulo de trayectoria final (°) with a checkbox labeled "Constante" (unchecked)
- Velocidad final (m/s) with a checkbox labeled "Constante" (unchecked)

Ilustración 4-12. Introducción de datos del viraje

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

#### 4.12 Introducción de datos de aceleración/deceleración horizontal

Esta pantalla posibilita al usuario introducir manualmente los datos requeridos para el estudio de una maniobra de aceleración o deceleración con altura constante. Dichos datos son:



The screenshot shows a form titled "Introducir datos de aceleración/deceleración horizontal" (Enter horizontal acceleration/deceleration data). It features a "Volver" (Return) button at the top left and a "Continuar" (Continue) button at the bottom center. The form contains three input fields, each with a value of "0":

- Velocidad inicial (m/s)
- Distancia de aceleración/deceleración (m)
- Velocidad final (m/s)

Ilustración 4-13. Introducción de datos de la aceleración/deceleración horizontal

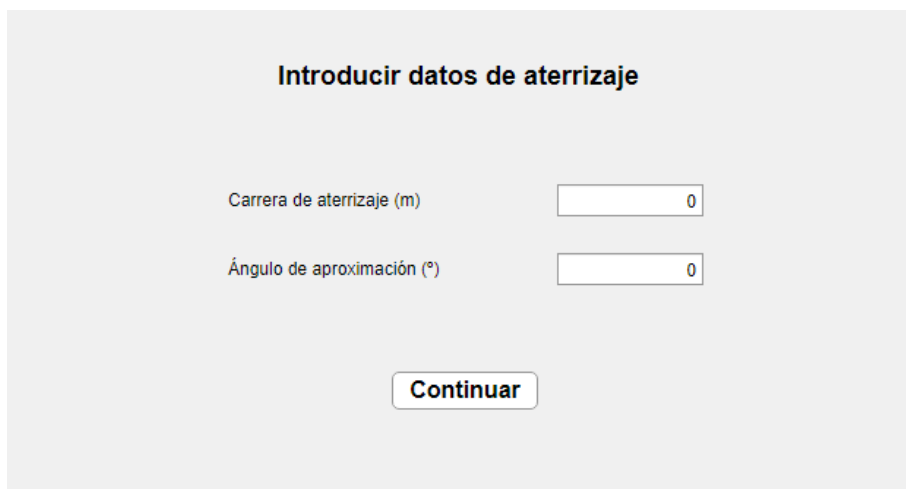
- **Distancia de aceleración/deceleración:** distancia horizontal recorrida durante la maniobra de aceleración o deceleración, medida en  $m$
- **Velocidad final:** velocidad al término de la maniobra de aceleración/deceleración, medida en  $\frac{m}{s}$

Una vez introducidos los datos, clicando sobre el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla para pasar a la elección del siguiente segmento (4.7). Haciendo clic en “Volver”, se retorna a la pantalla de selección del siguiente tramo (4.7).

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

### 4.13 Introducción de datos de aterrizaje

Esta última ventana permite al usuario la introducción de los datos requeridos para el estudio de la maniobra de aterrizaje. La única variable restante es la **Carrera aterrizaje**, esto es, la distancia recorrida desde que el tren entra en contacto con la pista hasta la finalización de la maniobra de aterrizaje, medida en  $m$ . El resto de variables se obtienen de los datos obtenidos en la pantalla de descenso (final) (4.9). En caso de que el ángulo de aproximación (tomado por defecto el ángulo de descenso final del descenso final) sea excesivo, se pedirá al usuario reducirlo.



Introducir datos de aterrizaje

Carrera de aterrizaje (m)

Ángulo de aproximación (°)

Ilustración 4-14. Introducción de datos del aterrizaje

Una vez introducidos los datos requeridos, clicando en el botón “Continuar” se cerrará esta pantalla y finaliza la introducción de datos de la misión a estudiar, para pasar a la pantalla de resultados (0).

**ADVERTENCIA:** una vez pulsado el botón continuar, la siguiente pantalla no da opción a volver a ésta, por lo que, en caso de equivocación, habrá que ejecutar el programa de cero.

## 4.14 Pantalla de resultados

Tras la introducción o elección de la misión a realizar por la aeronave en cuestión, la pantalla final del programa permite al usuario la obtención de los resultados del análisis realizado por el código. Las opciones ofrecidas son:

- **Perfil de misión 3D:** recorrido de la aeronave a lo largo de la misión escogida
- **Perfil de misión 2D:** distancia recorrida por la aeronave frente a su altitud en cada punto
- **Empuje requerido:** empuje requerido para la operación impuesta a la aeronave frente a la distancia recorrida
- **Peso:** peso total de la aeronave en cada punto de la misión frente a la distancia recorrida

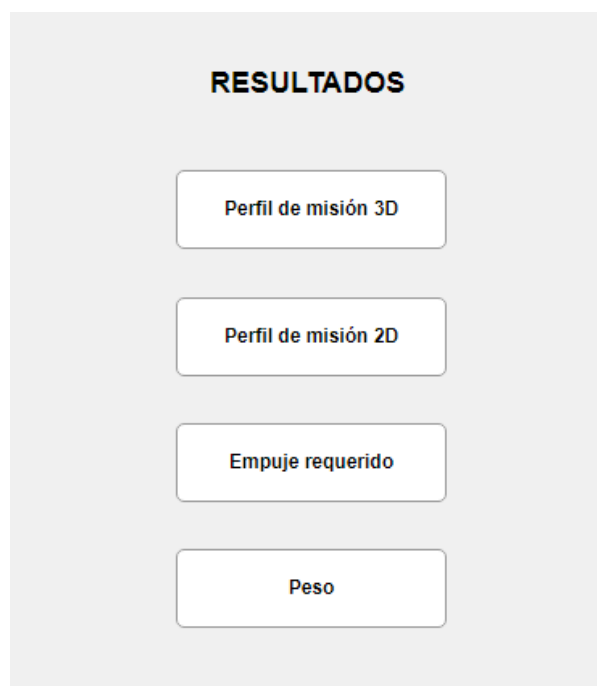


Ilustración 4-15. Pantalla de resultados

Clicando en cualquiera de las tres opciones, aparecerá en pantalla la gráfica (2D o 3D) de los resultados escogidos, en formato *figure* de Matlab, con objeto de que el usuario pueda manipular los resultados como juzgue conveniente.

Hacer clic en alguno de los botones no cerrará esta ventana, por lo que el usuario podrá manipularla hasta que desee dar por finalizado el programa.

## 4.15 Aspectos importantes

Se van a comentar por último una serie de características del funcionamiento del programa a tener en cuenta a la hora de su utilización.

- Tras seleccionar una aeronave, se le permite al usuario modificar el peso al despegue. El programa no limita los datos introducidos, por lo que queda a cargo del usuario el no introducir un valor superior al peso máximo al despegue o inferior al peso en vacío.
- El programa no contempla las maniobras de *pull up* y *push down*, por lo que el cambio de ángulo de trayectoria se aplicará al introducir el ángulo al comienzo del segmento (distinto al ángulo final del tramo previo).
- Si el usuario, aun teniendo en cuenta lo anterior, desea introducir valores nulos del ángulo de trayectoria al comienzo o al término de la maniobra, se recomienda tomar una aproximación del orden de  $1e-4$ .
- Ángulos positivos de viraje se realizan en sentido contrario al reloj; ángulos negativos suponen virajes opuestos. Virajes de más de una vuelta deberán expresarse con sus valores angulares completos, esto es, ángulos mayores (en valor absoluto) a  $360^\circ$ . El ángulo de viraje introducido no deberá ser el ángulo con respecto a la dirección al comienzo de la maniobra, sino el ángulo con respecto al eje primitivo. Esto es, si se realizan dos virajes, de  $20^\circ$  y  $50^\circ$  respectivamente, el usuario deberá introducir ángulos de viraje de  $20^\circ$  y  $70^\circ$  respectivamente.
- Dependiendo de la aeronave, ángulos de descenso excesivamente pronunciados o velocidades finales demasiado bajas provocarán requerimientos negativos de empuje, esto es, más frenada de la que la resistencia en configuración limpia ofrece. Se dará la opción al usuario de corregir los datos o continuar, teniendo en cuenta que, en caso de continuar, en una operación real de la aeronave se requerirían el uso de dispositivos como spoilers o aerofrenos para compensar dicha demanda. Lo mismo ocurrirá en las maniobras de viraje y deceleración horizontal.
- Del mismo modo, en caso de ángulo de aproximación a pista excesivo, el programa dará un mensaje de error. Este dato deberá ser corregido para poder continuar.
- El modelo utilizado para el programa resulta válido para velocidades subsónicas. Los resultados para regímenes supersónicos no tendrán validez.



# 5 USO PRÁCTICO DEL CÓDIGO

Tras la descripción del uso del programa, en este capítulo se presentan dos ejemplos prácticos del uso del código desarrollado, con el objeto de que el usuario final pueda emplearlos como referencia a la hora de realizar su propio análisis.

Con este fin, se muestran a continuación los pasos seguidos para la introducción en el programa de una aeronave con planta motora de tipo turbofan, y otra con planta motora de tipo turbohélice, así como los resultados obtenidos para cada uno de los casos.

## 5.1 Ejemplo turbofan – Airbus A340-300

Se toma para este ejemplo la aeronave Airbus A340-300 incluida en la base de datos del programa. Para ello, en la pestaña *APPS* de Matlab, se hace clic en la aplicación (ya instalada) *Thrust Analyzer*. En la pantalla de inicio (4.1) se hace clic en la opción “Seleccionar avión”. Una vez en la pantalla de selección del avión (4.3) se escoge el A340-300 y se pulsa “Continuar”.

Aparece en pantalla la ventana de introducción de datos del avión, donde se da la opción de modificar los datos de peso y consumo específico de la aeronave escogida. En este ejemplo no se manipularán las variables ofrecidas por la base de datos del programa. Clicar en “Continuar”.

Introducir datos del avión	
Superficie alar (m2)	373.5
CL <sub>máx</sub> en conf. limpia	1.31
CL <sub>máx</sub> en despegue	1.815
CL <sub>máx</sub> en aterrizaje	2.307
CL <sub>0</sub> en conf. limpia	0.1217
Peso al despegue (kg)	2.605e+05
Consumo específico (kg/s/N)	6.174e-05
CD <sub>0</sub> configuración limpia	0.01723
k configuración limpia	0.03734
CD <sub>0</sub> configuración despegue	0.04223
k configuración despegue	0.04231
CD <sub>0</sub> configuración aterrizaje	0.09723
k configuración aterrizaje	0.04231

Ilustración 5-1. Datos A340-300



En la siguiente pantalla, la de misión (4.4), se selecciona “Introducir misión”, apareciendo en pantalla por tanto la ventana de introducción de datos de despegue (4.6). El despegue a realizar por el A340-300 se produce a una altitud de 500 m, sobre una pista de asfalto, y con una carrera de despegue de 3 km. El ángulo de trayectoria requerido para la subida es de  $8^\circ$ . Se incluyen los siguientes datos:

- **Carrera de despegue:** 3000 m
- **Altura de despegue:** 500 m
- **Coefficiente de rodadura:** 0.02 (predeterminado)
- **Ángulo de subida:**  $8^\circ$

Volver	
<b>Introducir datos de despegue</b>	
Carrera de despegue (m)	<input type="text" value="3000"/>
Altura de despegue (m)	<input type="text" value="500"/>
Coeficiente de rodadura	<input type="text" value="0.02"/>
Ángulo de subida (°)	<input type="text" value="8"/>
<input type="button" value="Continuar"/>	

Ilustración 5-2. Despegue A340-300

Tras hacer clic en “Continuar”, se pasa a la pantalla de elección del siguiente tramo (4.7). Se selecciona “Subida” y aparece en pantalla la ventana correspondiente a la subida (4.8). La maniobra de subida se mantendrá hasta una altura de 2500 metros sobre el nivel del mar, aumentando el ángulo de trayectoria desde los  $8^\circ$  iniciales hasta  $12^\circ$ . La ley de vuelo impuesta es la de velocidad equivalente a lo largo de todo el tramo de subida. Se introducen los siguientes datos:

- **Altura final:** 2500 m
- **Ángulo de subida inicial:**  $8^\circ$
- **Ángulo de subida final:**  $12^\circ$
- **Ley de vuelo:**  $V_e$  constante

**Introducir datos de subida**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Altura inicial (m)

Altura final (m)

Ángulo de subida inicial (°)

Ángulo de subida final (°)

Ley de vuelo

CL constante

Ve constante

V constante

Variables no constantes

Velocidad final (m/s)

Continuar

Ilustración 5-3. Subida 1 A340-300

Se selecciona “Continuar” y, de nuevo en la pantalla de selección del siguiente segmento (4.7), se hace clic en “Viraje”. Aparece en pantalla la ventana correspondiente (4.11). Se desea realizar un viraje de  $60^\circ$  a velocidad y ángulo de subida constantes, girando a una velocidad angular  $\dot{\chi} = 5^\circ/s$ , con un ángulo de trayectoria  $\dot{\gamma} = 12^\circ$ . Se introducen los datos que siguen:

- **Ángulo de viraje final:**  $60^\circ$
- **Velocidad angular de viraje:**  $5^\circ/s$
- **Ángulo de trayectoria inicial:**  $12^\circ$
- **Ángulo de trayectoria final:** se selecciona la opción “Constante”
- **Velocidad final:** se selecciona la opción “Constante”

Haciendo clic en “Continuar”, se retorna a la pantalla de selección de segmento, y se escoge de nuevo una maniobra de subida. Se desea realizar una subida con coeficiente de sustentación constante, con un ángulo de subida constante de  $8^\circ$ , hasta una altura final de  $6000$  m (obsérvese el cambio de ángulo de trayectoria con respecto al final del viraje y recuérdese que se obvian las maniobras de *pull up/push down*). Se introducen por tanto los siguientes datos:

- **Altura final:**  $6000$  m
- **Ángulo de subida inicial:**  $8^\circ$
- **Ángulo de subida final:**  $8^\circ$
- **Ley de vuelo:**  $C_L$  constante

[Volver](#)

### Introducir datos de viraje

Velocidad inicial (m/s)       Altura inicial (m)

Ángulo de viraje final (°)

Velocidad angular de viraje (°/s)

Ángulo de trayectoria inicial (°)

Ángulo de trayectoria final (°)   Constante

Velocidad final (m/s)   Constante

[Continuar](#)

Ilustración 5-4. Viraje 1 A340-300

[Volver](#)

### Introducir datos de subida

Velocidad inicial (m/s)       Altura final (m)

Altura inicial (m)       Ángulo de subida inicial (°)

Ángulo de subida final (°)

Ley de vuelo

- CL constante
- Ve constante
- V constante
- Variables no constantes

Velocidad final (m/s)

[Continuar](#)

Ilustración 5-5. Subida 2 A340-300

Se hace clic de nuevo en “Continuar” y se selecciona “Aceleración/deceleración horizontal”. Se incluye ahora una maniobra de aceleración horizontal hasta una velocidad de 180 m/s en una distancia de 10 km. Se introducen por tanto en la aplicación como sigue:

- **Distancia de aceleración/deceleración:** 10000 m
- **Velocidad final:** 180 m/s

**Introducir datos de aceleración/deceleración horizontal**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Distancia de aceleración/deceleración (m)

Velocidad final (m/s)

Continuar

Ilustración 5-6. Aceleración A340-300

Clic en “Continuar”, se selecciona “Subida”. Se requiere una última subida a 11000 m, acelerada hasta 240 m/s, con ángulos de trayectoria inicial y final de  $8^\circ$  y  $2^\circ$  respectivamente. En pantalla se introducen los siguientes datos:

- **Altura final:** 11000 m
- **Ángulo de subida inicial:**  $8^\circ$
- **Ángulo de subida final:**  $2^\circ$
- **Ley de vuelo:** Variables no constantes
- **Velocidad final:** 240 m/s

Clic en “Continuar”, “Crucero”. Se introduce una maniobra de crucero con altura y velocidad constantes, con una distancia recorrida de 800 km. Los datos se introducen como sigue:

- **Distancia de crucero:**  $3 \cdot 10^6$  m
- **Ley de vuelo:**  $h$  ,  $V$  constantes

**Introducir datos de subida**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Altura inicial (m)

Altura final (m)

Ángulo de subida inicial (°)

Ángulo de subida final (°)

Ley de vuelo

CL constante

Ve constante

V constante

Variables no constantes

Velocidad final (m/s)

Continuar

Ilustración 5-7. Subida 3 A340-300

**Introducir datos de crucero**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Altura inicial (m)

Distancia de crucero (m)

Ley de vuelo

h, V constantes

h, CL constantes

V, CL constantes

Continuar

Ilustración 5-8. Crucero A340-300

Se hace clic en “Continuar”. Una vez concluido el crucero, se inicia la maniobra de descenso. Se selecciona “Descenso” en la pantalla de selección del siguiente segmento. Se pide ahora un segmento de descenso sin planeo hasta una altura de 5000 m, con ángulo de trayectoria constante de  $-3^\circ$ , con velocidad equivalente constante. Para ello, se introduce en pantalla lo siguiente:

- **Altura final:** 5000 m
- **Ángulo de descenso inicial:**  $-3^\circ$
- **Ángulo de descenso final:**  $-3^\circ$
- **Ley de vuelo:**  $V_e$  constante

Ilustración 5-9. Descenso 1 A340-300

Clic en “Continuar”, “Viraje”. Se introduce ahora un viraje de  $30^\circ$ , con ángulo de trayectoria constante  $\gamma = -3^\circ$  y velocidad constante, velocidad angular de viraje  $\dot{\chi} = 3^\circ/s$ . Resulta importante ahora recalcar que, si bien el viraje realizado es de  $30^\circ$ , en el programa se debe introducir  $90^\circ$ , ya que el ángulo de viraje (medido desde la dirección inicial del despegue) al comienzo del viraje es  $60^\circ$ . Con esto, en la aplicación se introduce lo siguiente:

- **Ángulo de viraje final:**  $90^\circ$
- **Velocidad angular de viraje:**  $3^\circ/s$
- **Ángulo de trayectoria inicial:**  $-3^\circ$
- **Ángulo de trayectoria final:** se selecciona la opción “Constante”
- **Velocidad final:** se selecciona la opción “Constante”

Volver

### Introducir datos de viraje

Velocidad inicial (m/s)	<input type="text" value="168.7"/>	Altura inicial (m)	<input type="text" value="5000"/>
Ángulo de viraje final (°)	<input type="text" value="90"/>		
Velocidad angular de viraje (°/s)	<input type="text" value="3"/>		
Ángulo de trayectoria inicial (°)	<input type="text" value="-3"/>		
Ángulo de trayectoria final (°)	<input type="text" value="0"/>	<input checked="" type="checkbox"/> Constante	
Velocidad final (m/s)	<input type="text" value="0"/>	<input checked="" type="checkbox"/> Constante	

Ilustración 5-10. Viraje 2 A340-300

Clic en “Continuar”, se selecciona “Descenso”. Se requiere un último descenso previo al aterrizaje, hasta una pista de aterrizaje a 100 m de altitud, con ángulo de trayectoria constante de  $-3^\circ$ , sin planeo. Los datos a introducir en pantalla son:

Volver

### Introducir datos de descenso

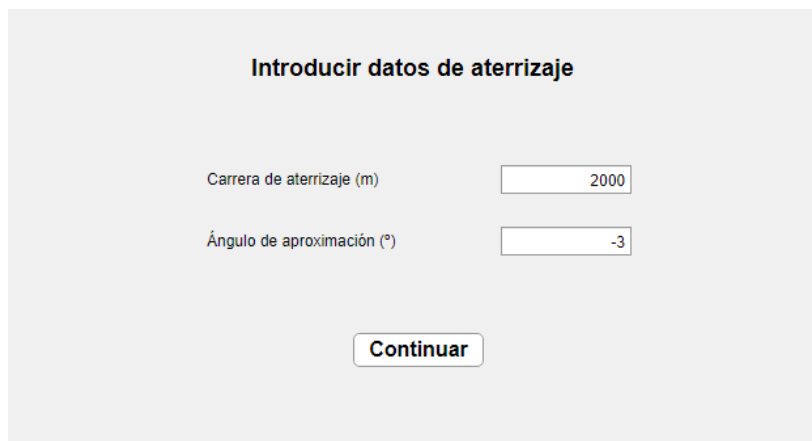
Velocidad inicial (m/s)	<input type="text" value="168.7"/>	Altura inicial (m)	<input type="text" value="4912"/>
Altura final (m)	<input type="text" value="115.2"/>		
Ángulo de descenso inicial (°)	<input type="text" value="-2"/>		
Ángulo de descenso final (°)	<input type="text" value="-2"/>		
Velocidad final (m/s)	<input type="text" value="71.07"/>		
<input type="checkbox"/> Planeo	<input checked="" type="checkbox"/> Descenso final	Altura de aterrizaje (m)	<input type="text" value="100"/>

Ilustración 5-11. Descenso 2 A340-300

- **Ángulo de descenso inicial:**  $-2^\circ$
- **Ángulo de descenso final:**  $-2^\circ$
- **Planeo:** no
- **Descenso final:** sí
- **Altura de aterrizaje:** 100 m

Por último, se hace clic en “Continuar” y aparece en pantalla la ventana del aterrizaje (al haber seleccionado descenso final). El único dato requerido al usuario es el de la carrera de aterrizaje, impuesta en 2000 m. Por tanto, el usuario introduce:

- **Carrera de aterrizaje:** 2000 m
- **Ángulo de aproximación:**  $-3^\circ$



**Introducir datos de aterrizaje**

Carrera de aterrizaje (m)

Ángulo de aproximación (°)

**Continuar**

Ilustración 5-12. Aterrizaje A340-300

Al hacer clic en “Continuar” se pasa finalmente a la ventana de resultados. Se presentan a continuación los resultados obtenidos. Como puede comprobarse en el perfil de misión obtenido (Ilustración 2-1), resulta necesaria la obtención de una gráfica altura-distancia recorrida para poder visualizar de forma más intuitiva el trayecto (2D) de la aeronave.

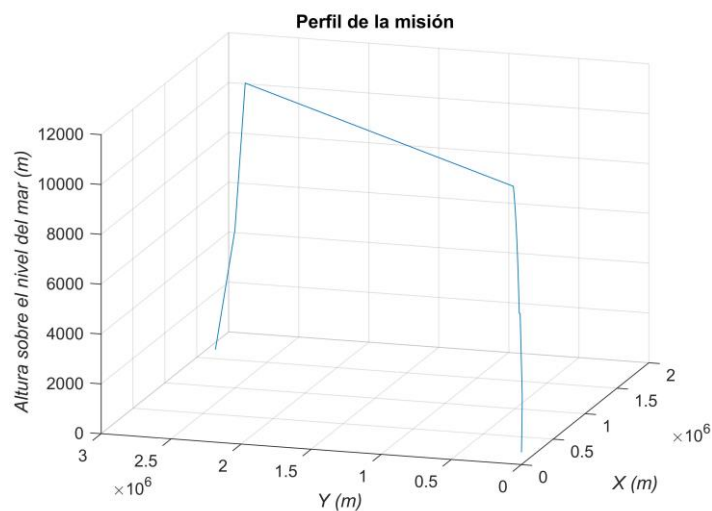


Ilustración 5-13. Perfil de misión A340-300



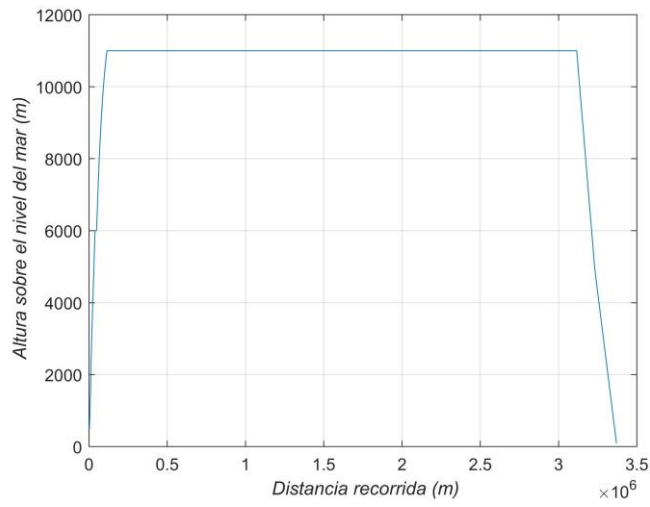


Ilustración 5-14. Perfil 2D A340-300

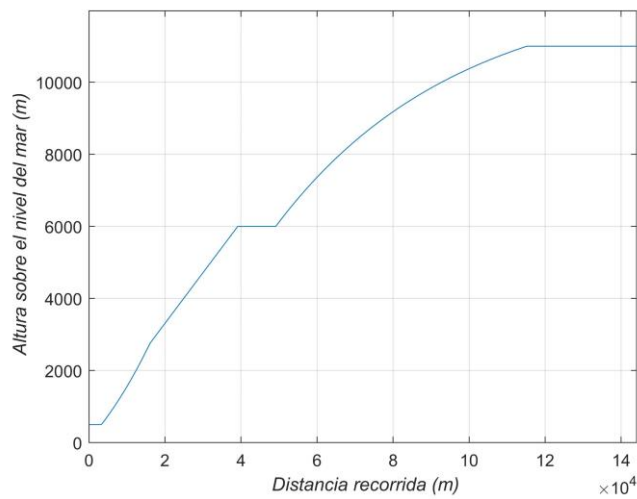


Ilustración 5-15. Perfil 2D A340-300. Detalle

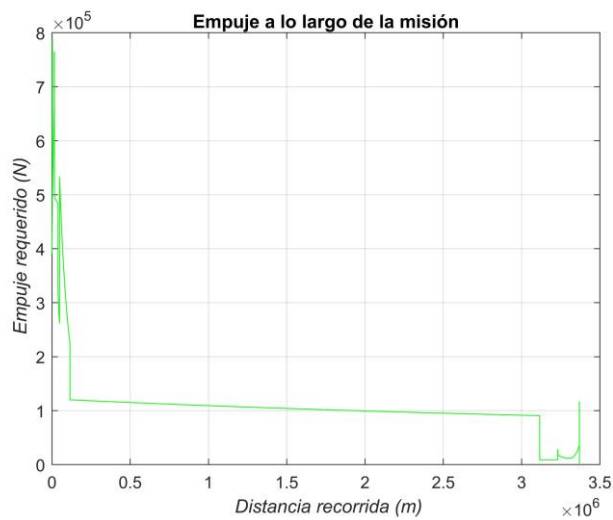


Ilustración 5-16. Empuje A340-300

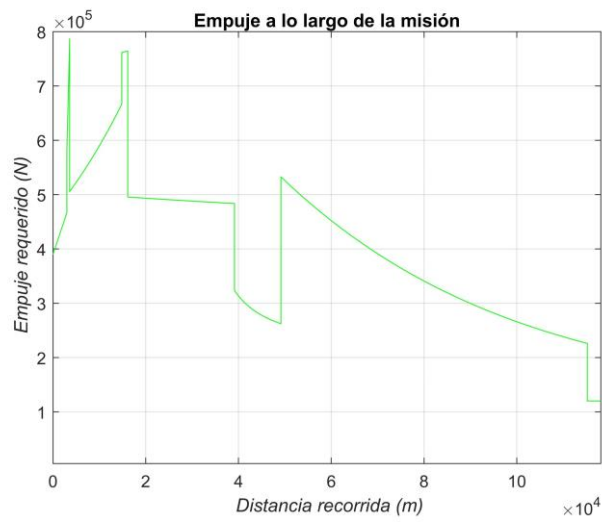


Ilustración 5-17. Empuje A340-300. Detalle 1

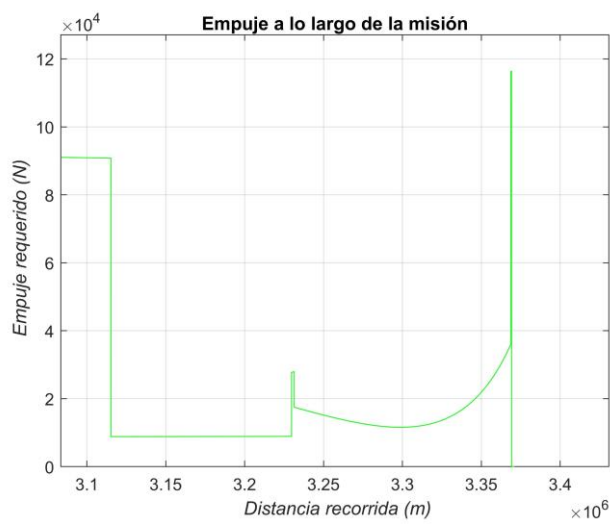


Ilustración 5-18. Empuje A340-300. Detalle 2

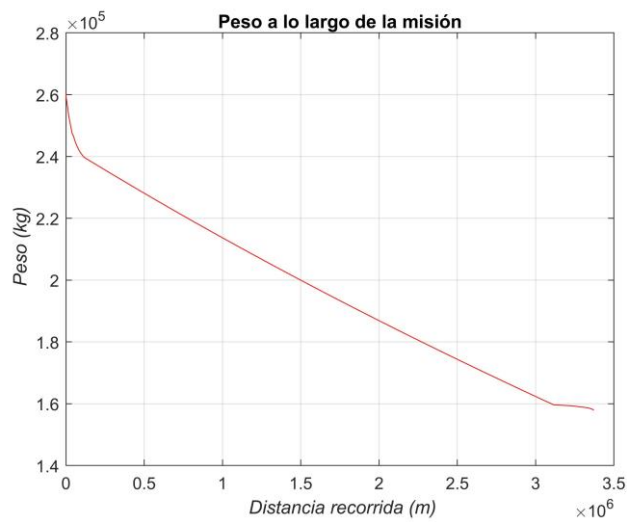


Ilustración 5-19. Peso A340-300

## 5.2 Ejemplo turbohélice – Saab 2000

En este ejemplo se va a analizar una misión acorde con una operación de una aeronave con planta motora turbohélice. El avión objeto de estudio es el Saab 2000, incluido en la base de datos del código.

Se ejecuta la aplicación en la pestaña *APPS*, clic en “Seleccionar avión” y se escoge el Saab 2000. Al hacer clic en “Continuar” aparecen en pantalla los datos de la aeronave tomada. No se modifican los datos ofrecidos, clic en “Continuar”.

Introducir datos del avión	
Superficie alar (m2)	56.33
CL <sub>máx</sub> en conf. limpia	1.65
CL <sub>máx</sub> en despegue	2.095
CL <sub>máx</sub> en aterrizaje	2.561
CL <sub>0</sub> en conf. limpia	0.4443
Peso al despegue (kg)	2.224e+04
Consumo específico (kg/s/N)	2.606e-05
CD <sub>0</sub> configuración limpia	0.05154
k configuración limpia	0.03611
CD <sub>0</sub> configuración despegue	0.08614
k configuración despegue	0.03849
CD <sub>0</sub> configuración aterrizaje	0.1361
k configuración aterrizaje	0.0412

Ilustración 5-20. Datos Saab 2000

En la pantalla de misión se selecciona “Introducir misión” y se pasa a la pantalla de introducción de datos de despegue. Se requiere una maniobra de despegue con una carrera de 1500 m, desde el nivel del mar y con un ángulo de subida de 8°. Para ello, los datos a introducir en pantalla son:

- **Carrera de despegue:** 1500 m
- **Altura de despegue:** 0 m
- **Coefficiente de rodadura:** 0.02 (predeterminado)
- **Ángulo de subida:** 8°

En la pantalla de selección de siguiente segmento, se escoge “Subida”. Se requiere una subida con coeficiente de sustentación constante, hasta una altitud de 2000 m, con ángulos de trayectoria inicial y final de 8° y 11° respectivamente. En pantalla se escribe:

**Introducir datos de despegue**

Volver

Carrera de despegue (m) 1500

Altura de despegue (m) 0

Coeficiente de rodadura 0.02

Ángulo de subida (°) 8

Continuar

Ilustración 5-21. Despegue Saab 2000

- **Altura final:** 2000 m
- **Ángulo de subida inicial:** 8°
- **Ángulo de subida final:** 11°
- **Ley de vuelo:**  $C_L$  constante

**Introducir datos de subida**

Volver

Velocidad inicial (m/s) 65.92

Altura inicial (m) 20.36

Altura final (m) 2000

Ángulo de subida inicial (°) 8

Ángulo de subida final (°) 11

Ley de vuelo

CL constante

Ve constante

V constante

Variables no constantes

Velocidad final (m/s) 0

Continuar

Ilustración 5-22. Subida 1 Saab 2000

En la pantalla de selección de tramo se escoge “Viraje”. Se requiere una maniobra de viraje de  $45^\circ$  en el sentido del reloj, con una velocidad angular de viraje de  $3^\circ/\text{s}$ , ángulos de trayectoria inicial y final de  $11^\circ$  y  $10^\circ$  respectivamente, y velocidad constante. Para ello se introduce:

- **Ángulo de viraje final:**  $-45^\circ$
- **Velocidad angular de viraje:**  $3^\circ/\text{s}$
- **Ángulo de trayectoria inicial:**  $11^\circ$
- **Ángulo de trayectoria final:**  $10^\circ$
- **Velocidad final:** se selecciona la opción “Constante”

**Introducir datos de viraje**

Volver

Velocidad inicial (m/s)  Altura inicial (m)

Ángulo de viraje final (°)

Velocidad angular de viraje (°/s)

Ángulo de trayectoria inicial (°)

Ángulo de trayectoria final (°)   Constante

Velocidad final (m/s)   Constante

Continuar

Ilustración 5-23. Viraje 1 Saab 2000

El siguiente tramo será de nuevo una subida. En la pantalla de selección de tramo se escoge “Subida”. La maniobra a analizar será una subida hasta una altitud de 5000 m, con coeficiente de sustentación constante y ángulos de subida inicial y final de  $10^\circ$  y  $8^\circ$  respectivamente. En la ventana correspondiente se introduce:

- **Altura final:** 5000 m
- **Ángulo de subida inicial:**  $10^\circ$
- **Ángulo de subida final:**  $8^\circ$
- **Ley de vuelo:**  $C_L$  constante

**Introducir datos de subida**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Altura inicial (m)

Altura final (m)

Ángulo de subida inicial (°)

Ángulo de subida final (°)

Ley de vuelo

CL constante

Ve constante

V constante

Variables no constantes

Velocidad final (m/s)

Continuar

Ilustración 5-24. Subida 2 Saab 2000

Clic en continuar; se selecciona una operación de aceleración horizontal. Se requiere una velocidad final de 160 m/s alcanzada en una distancia de 10 km. Para ello se escribe en pantalla:

- **Distancia de aceleración/deceleración:** 10000 m
- **Velocidad final:** 160 m/s

**Introducir datos de aceleración/deceleración horizontal**

Volver

Velocidad inicial (m/s)

Distancia de aceleración/deceleración (m)

Velocidad final (m/s)

Continuar

Ilustración 5-25. Aceleración Saab 2000

A continuación, se analiza una última maniobra de subida hasta la altitud de crucero. Esta operación se realiza con ángulo de trayectoria inicial de  $6^\circ$  y final de  $3^\circ$ , hasta una altitud de 7500 m y velocidad final de 180 m/s. En la ventana correspondiente se escribe:

- **Altura final:** 7500 m
- **Ángulo de subida inicial:**  $6^\circ$
- **Ángulo de subida final:**  $3^\circ$
- **Ley de vuelo:** Variables no constantes
- **Velocidad final:** 180 m/s

The screenshot shows a software interface titled "Introducir datos de subida". It features a "Volver" button at the top left. The main area contains several input fields: "Velocidad inicial (m/s)" with the value 160, "Altura inicial (m)" with 5000, "Altura final (m)" with 7500, "Ángulo de subida inicial (°)" with 6, and "Ángulo de subida final (°)" with 3. Below these is a "Ley de vuelo" section with four radio button options: "CL constante", "Ve constante", "V constante", and "Variables no constantes" (which is selected). At the bottom, there is a "Velocidad final (m/s)" field with the value 180 and a "Continuar" button.

Ilustración 5-26. Subida 3 Saab 2000

Una vez alcanzada la velocidad y altitud de crucero, se procede a la maniobra consecutiva. La operación de crucero objeto de análisis será de 500 km con altitud y velocidad constantes. Se introduce lo siguiente:

- **Distancia de crucero:**  $5 \cdot 10^5$  m
- **Ley de vuelo:**  $h$ ,  $V$  constantes

Concluido el crucero, se inicia el descenso. Se selecciona "Descenso" en la pantalla de selección de tramo. La maniobra de descenso requerida será hasta una altitud de 4500 m, con velocidad equivalente constante y ángulo de descenso de  $-2^\circ$  y  $-5^\circ$  respectivamente. En pantalla se escribe:

**Introducir datos de crucero**

Volver

Velocidad inicial (m/s)  Altura inicial (m)

Distancia de crucero (m)

Ley de vuelo

- h, V constantes
- h, CL constantes
- V, CL constantes

Continuar

Ilustración 5-27. Crucero Saab 2000

- **Altura final:** 4500 m
- **Ángulo de descenso inicial:**  $-2^\circ$
- **Ángulo de descenso final:**  $-5^\circ$
- **Ley de vuelo:**  $V_e$  constante

**Introducir datos de descenso**

Volver

Velocidad inicial (m/s)  Altura inicial (m)

Altura final (m)

Ángulo de descenso inicial ( $^\circ$ )

Ángulo de descenso final ( $^\circ$ )

Ley de vuelo

- CL constante
- $V_e$  constante
- V constante
- Variables no constantes

Velocidad final (m/s)

Planeo  Descenso final Altura de aterrizaje (m)

Continuar

Ilustración 5-28. Descenso 1 Saab 2000



A continuación, se desea realizar una maniobra de viraje de  $55^\circ$  en sentido contrario al reloj, con velocidad angular de viraje de  $2^\circ/\text{s}$ , ángulos de trayectoria inicial y final de  $-5^\circ$  y  $-2^\circ$  respectivamente y velocidad final de  $140 \text{ m/s}$ . Para ello se introduce:

- **Ángulo de viraje final:**  $10^\circ$
- **Velocidad angular de viraje:**  $2^\circ/\text{s}$
- **Ángulo de trayectoria inicial:**  $-5^\circ$
- **Ángulo de trayectoria final:**  $-2^\circ$
- **Velocidad final:**  $140 \text{ m/s}$

**Introducir datos de viraje**

Volver

Velocidad inicial (m/s)  Altura inicial (m)

Ángulo de viraje final (°)

Velocidad angular de viraje (°/s)

Ángulo de trayectoria inicial (°)

Ángulo de trayectoria final (°)   Constante

Velocidad final (m/s)   Constante

Continuar

Ilustración 5-29. Viraje

De nuevo en la pantalla de selección de tramo se presiona en “Descenso”. La operación requerida será un descenso final hasta una pista de aterrizaje situada a  $100 \text{ m}$  sobre el nivel del mar, con ángulo de descenso constante de  $-4^\circ$ .

- **Ángulo de descenso inicial:**  $-4^\circ$
- **Ángulo de descenso final:**  $-4^\circ$
- **Planeo:** no
- **Descenso final:** sí
- **Altura de aterrizaje:**  $100 \text{ m}$

**Introducir datos de descenso**

Volver

Velocidad inicial (m/s)  Altura inicial (m)

Altura final (m)

Ángulo de descenso inicial (°)

Ángulo de descenso final (°)

Velocidad final (m/s)

Planeo  Descenso final

Altura de aterrizaje (m)

Continuar

Ilustración 5-30. Deceleración Saab 2000

Haciendo clic en “Continuar” se pasa finalmente a la pantalla de aterrizaje. La maniobra se realizará con ángulo de descenso de  $-4^\circ$  y una carrera de aterrizaje de 1000 m. Se introduce lo que sigue:

- **Carrera de aterrizaje:** 1000 m
- **Ángulo de aproximación:**  $-4^\circ$

**Introducir datos de aterrizaje**

Carrera de aterrizaje (m)

Ángulo de aproximación (°)

Continuar

Ilustración 5-31. Aterrizaje Saab 2000

Una vez concluida la introducción de datos de la misión se pasa a la pantalla de resultados. Los datos resultantes del análisis de la misión introducida son los que siguen.

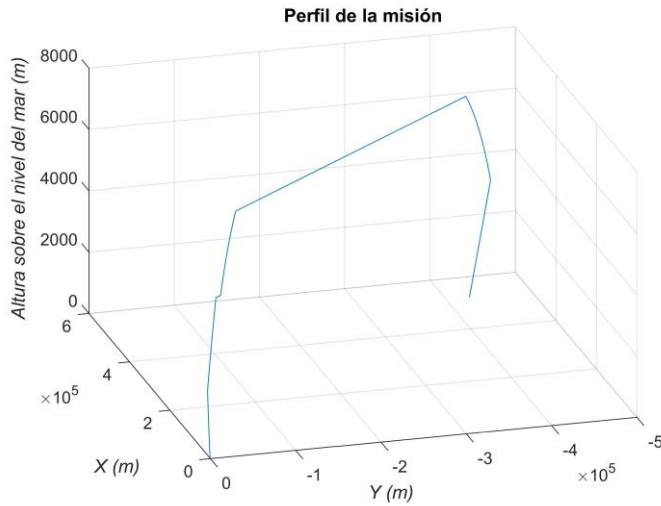


Ilustración 5-32. Perfil de misión Saab 2000

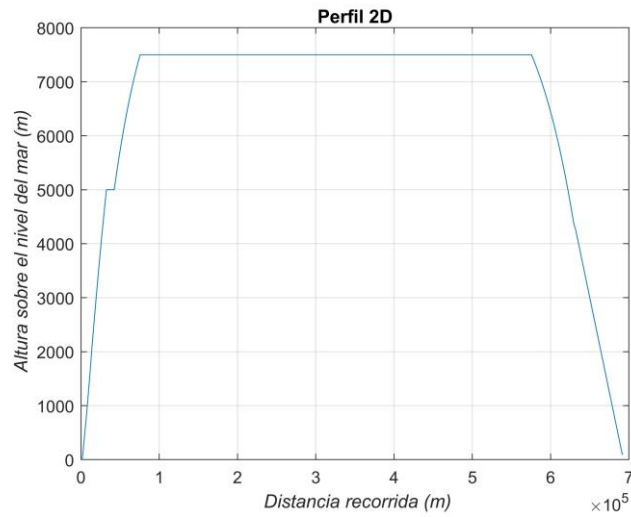


Ilustración 5-33. Perfil 2D Saab 2000

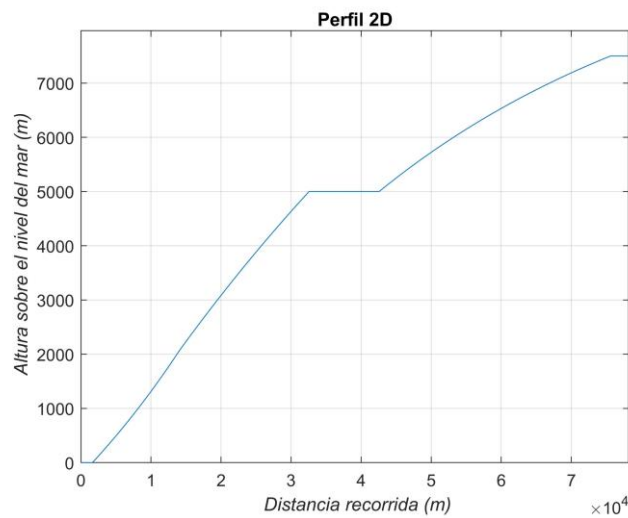


Ilustración 5-34. Perfil 2D Saab 2000. Detalle 1

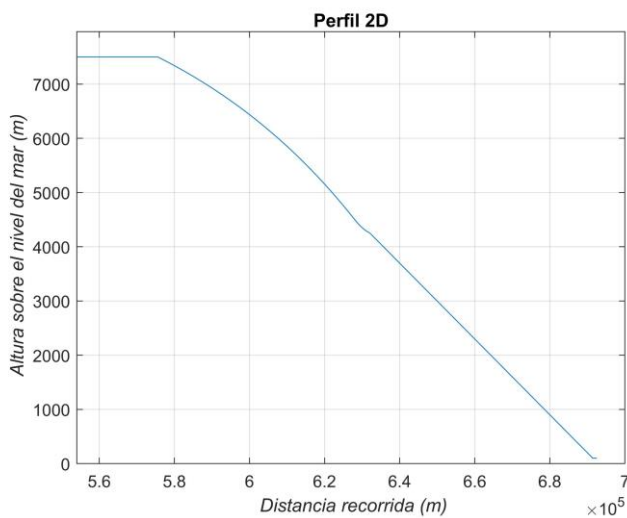


Ilustración 5-35. Perfil 2D Saab 2000. Detalle 2

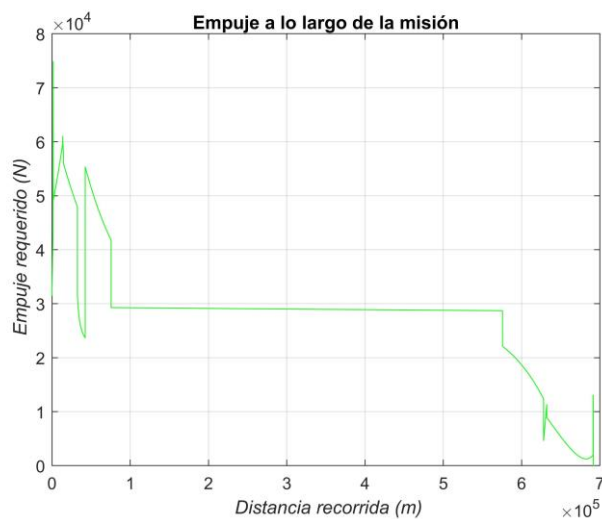


Ilustración 5-36. Empuje Saab 2000

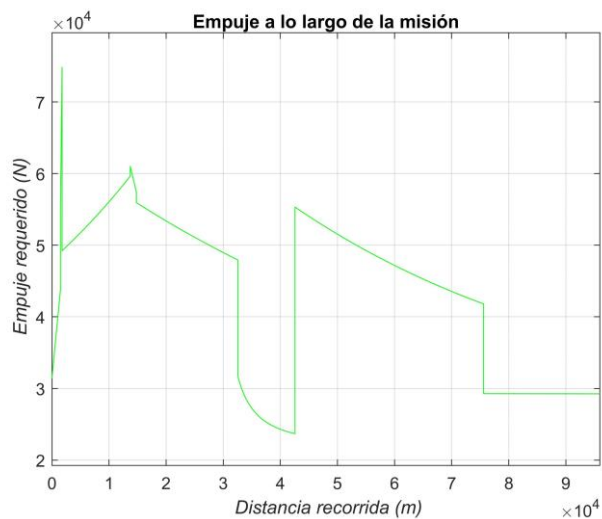


Ilustración 5-37. Empuje Saab 2000. Detalle 1

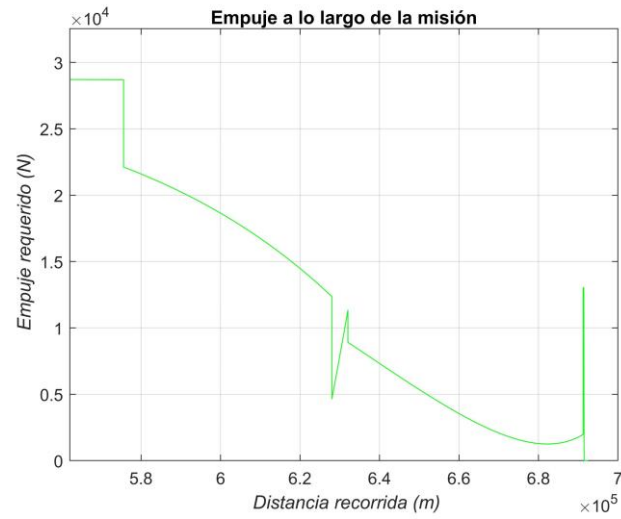


Ilustración 5-38. Empuje Saab 2000. Detalle 2

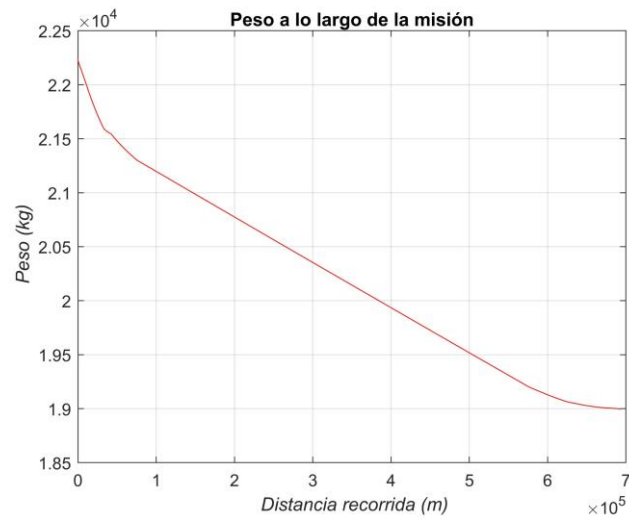


Ilustración 5-39. Peso Saab 2000





# 6 VALIDACIÓN DEL CÓDIGO

En este capítulo se van a comparar los resultados obtenidos con el código desarrollado con valores reales de empuje requerido de algunos de los aviones introducidos en la base de datos. Para ello, se utilizarán los valores de empuje en despegue y crucero para los motores comerciales incorporados en dichos aviones, los cuales se obtienen de la literatura asociada.

En primer lugar, se obtendrán los resultados de empuje requerido en una operación de despegue y en otra de crucero obtenidos a través del programa para una serie de aeronaves. Una vez realizados estos análisis, se contrastarán con los datos bibliográficos, comentándose las diferencias entre ellos y explicando las causas de éstas.

## 6.1 Comprobación en despegue

Bajo estas líneas, se muestran los valores de empuje en despegue obtenidos a través del código desarrollado, así como los datos obtenidos de la bibliografía, para las siguientes aeronaves:

- **A340-300**
  - Despegue al nivel del mar
  - Coeficiente de rodadura  $\mu_r = 0.02$
  - Ángulo de subida de  $8^\circ$
  - Carrera de despegue de 3000 m
  - Dato de bibliografía: 32500 lbf por motor [4] (580 kN aprox. total)
  - Resultado del código: Ilustración 6-1

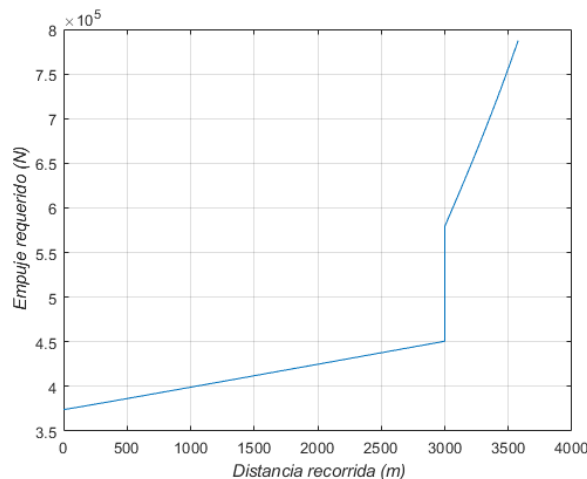


Ilustración 6-1. Validación despegue A340-300



- **747-400**

- Despegue al nivel del mar
- Coeficiente de rodadura  $\mu_r = 0.02$
- Ángulo de subida de  $8^\circ$
- Carrera de despegue de 3000 m
- Dato de bibliografía: 62100 lbf por motor [4] (1105 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-2

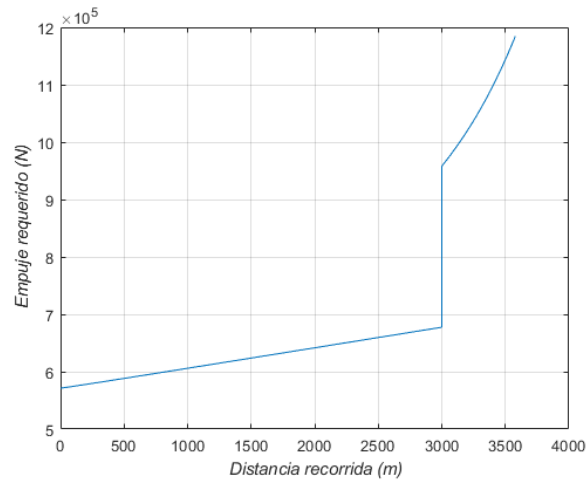


Ilustración 6-2. Validación despegue 747-400

- **Bombardier Challenger 601**

- Despegue al nivel del mar
- Coeficiente de rodadura  $\mu_r = 0.02$
- Ángulo de subida de  $8^\circ$
- Carrera de despegue de 2000 m
- Dato de bibliografía: 9220 lbf por motor [4] (82 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-3

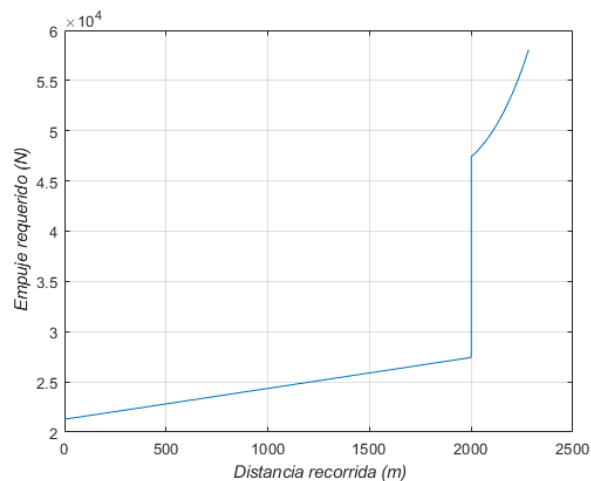


Ilustración 6-3. Validación despegue Challenger 601

- **C-17 A**

- Despegue al nivel del mar
- Coeficiente de rodadura  $\mu_r = 0.02$
- Ángulo de subida de  $8^\circ$
- Carrera de despegue de 2000 m
- Dato de bibliografía: 41700 lbf por motor [10] (742 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-4

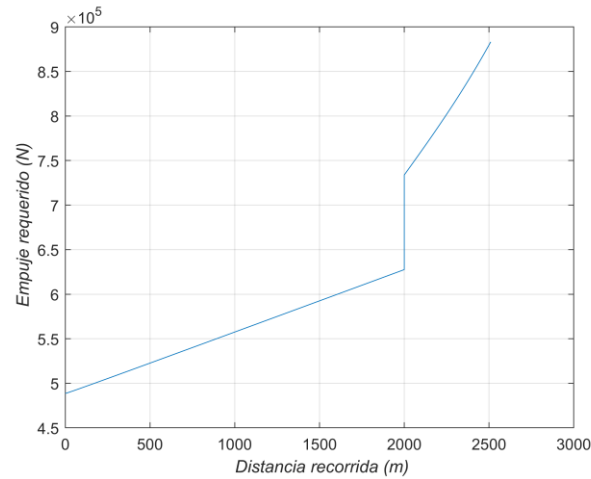


Ilustración 6-4. Validación despegue C-17 A

- **B-47 Stratojet**

- Despegue al nivel del mar
- Coeficiente de rodadura  $\mu_r = 0.02$
- Ángulo de subida de  $8^\circ$
- Carrera de despegue de 3000 m
- Dato de bibliografía: 5970 lbf por motor [4] (151 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-5

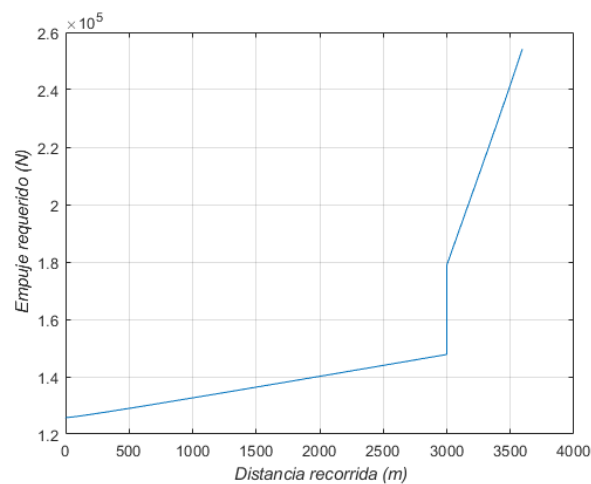


Ilustración 6-5. Validación despegue B-47 Stratojet

Con estos resultados, se puede observar que, si bien existen diferencias entre lo obtenido por el código y los datos bibliográficos, éstos son asumibles, y las divergencias entre valores coherentes con el modelo empleado.

En efecto, las ecuaciones para el despegue aquí usadas (1.15)-(1.25) toman como hipótesis factor de carga constante. En la práctica, en la maniobra de transición el ángulo de ataque disminuye hasta ser nulo al final del segmento, por lo que el factor de carga se vería reducido hasta  $n = 1$ , disminuyendo por tanto la aceleración (1.22) y con ella el empuje requerido (1.20).

Resaltar dos aspectos de lo obtenido. En primer lugar, el empuje requerido para el B-47 presenta una diferencia mayor con respecto a la bibliografía que el resto de aeronaves; esto, sin embargo, es coherente. El B-47, en situaciones de despegue con carga alta, requería de asistencia mediante reactores para poder despegar, por lo que este exceso de empuje se vería compensado con dicha asistencia. En segundo lugar, el salto producido al finalizar la carrera de despegue. Esto es debido a dos factores: el cambio en las aceleraciones de tierra y transición, y a la hipótesis de rotación instantánea a la velocidad de despegue, causando esto un aumento súbito del coeficiente de sustentación.

## 6.2 Comprobación en crucero

A continuación, se presentan los resultados obtenidos para maniobras de crucero para los aviones siguientes, así como los datos obtenidos de la literatura:

- **A340-300**
  - Altitud de 11000 m, constante
  - Velocidad de 240 m/s, constante
  - Peso al comienzo del crucero de  $2.5076 \times 10^5$  kg
  - Dato de bibliografía: 6910 lbf por motor [4] (123 kN aprox. total)
  - Resultado del código: Ilustración 6-6

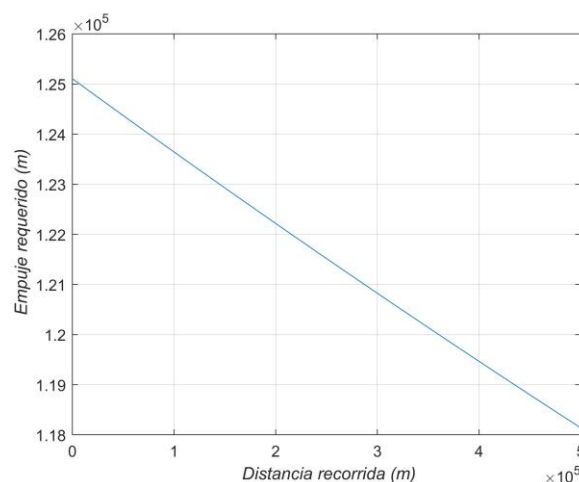


Ilustración 6-6. Validación crucero A340-300

- **Boeing 747-400**

- Altitud de 11000 m, constante
- Velocidad de 260 m/s, constante
- Peso al comienzo del crucero de  $3.8013 \times 10^5$  kg
- Dato de bibliografía: 12820 lbf por motor [4] (211 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-7

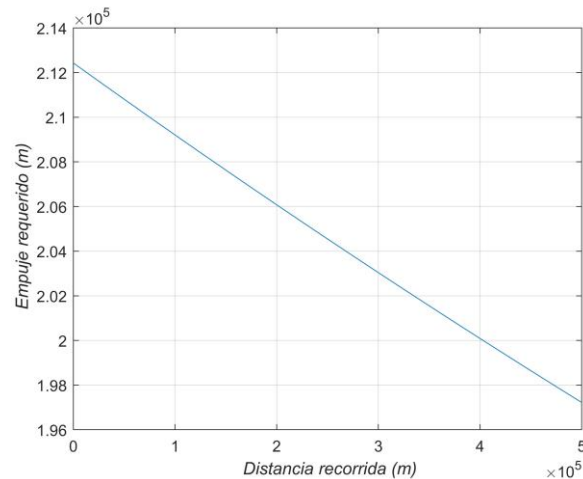


Ilustración 6-7. Validación crucero 747-400

- **Bombardier Challenger 601**

- Altitud de 11000 m, constante
- Velocidad de 220 m/s, constante
- Peso al comienzo del crucero de  $1.8714 \times 10^4$  kg
- Dato de bibliografía: 2150 lbf por motor [4] (19 kN aprox. total)
- Resultado del código: Ilustración 6-8

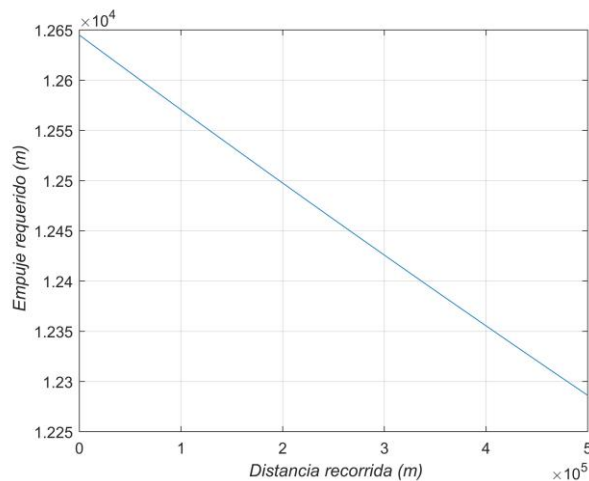


Ilustración 6-8. Validación crucero Challenger 601

Como se puede comprobar con los resultados obtenidos mediante el programa desarrollado, los valores de empuje requerido calculado por el código se ajustan bien a los valores referenciados, aún con las hipótesis y simplificaciones tomadas.





## 7 FUTURAS MEJORAS

---

Todo documento oficial que recoge el desarrollo y programación de una herramienta software suele incluir un apartado de sugerencias y propuestas para mejorar el código y la calidad de la interfaz en futuras versiones. Se detallan a continuación una serie de propuestas para una futura modificación del código:

- En primer lugar, si en futuras versiones del software Matlab incluye de nuevo una funcionalidad ya presente en la interfaz gráfica de usuario (GUI), la función *ginput*. Este comando permitiría la interacción del usuario con las gráficas dentro de la interfaz de la aplicación. De este modo los resultados obtenidos podrían obtenerse y manipularse dentro de la interfaz, sin necesidad de abrirlos en formato *figure*.
- Si en futuras versiones la herramienta Matlab lo permitiera, resultaría conveniente la modificación de la interacción entre las distintas ventanas de la aplicación. De esta forma, los datos compartidos entre ellas serían más fácilmente compartidos, y la navegación del usuario por las mismas sería más fluida.
- A las ya introducidas leyes de vuelo de subida de coeficiente de sustentación constante, velocidad constante y velocidad equivalente constante interesaría incluir velocidad con Mach constante y con TAS constante.
- Dar la opción a lanzamiento de cargas en misiones de aeronaves militares, especialmente en aviones de combate
- Convendría la ampliación de la base de datos de aeronaves incluida en el código, de forma que el usuario disponga de un abanico más amplio para el análisis de la misión deseada.
- El empleo de una polar más realista en el modelo empleado mejoraría la precisión de los resultados obtenidos. En efecto, empleando un modelo de polar parabólica de tres coeficientes no constantes, los valores de resistencia obtenidos se ajustarían en mayor medida a la situación real.
- Podría ser conveniente la inclusión en futuras versiones del efecto de dispositivos como spoilers o aerofrenos, de forma que el usuario pudiera seleccionar en operaciones de descenso o aterrizaje la utilización de los mismos para aumentar la resistencia de su aeronave. Para ello sería necesario la ampliación de los valores introducidos en la base de datos del código desarrollado.
- El modelo dinámico introducido en el código introduce una hipótesis simplificadora en varios segmentos del vuelo: aceleraciones constantes. Si bien la introducción de esta suposición simplifica de manera significativa los cálculos realizados, convendría eliminarla en futuras versiones del código con objeto de mejorar la validez del mismo. Esto significaría sin embargo la necesidad de una mayor cantidad de datos a introducir por el usuario.
- Resultaría interesante en futuras versiones dar la posibilidad al usuario de introducir los datos de la misión requerida en forma de matriz, siendo los vectores que la compongan vectores de posición, ángulo, velocidad y aceleración en cada punto de la operación realizada.





# REFERENCIAS

---

- [1] D. Rivas, *Mecánica del Vuelo y Operaciones de Vuelo*, 2017.
- [2] D. G. Hull, *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*, 2007.
- [3] S. Esteban, *Apuntes de Cálculo de Aeronaves*, 2018.
- [4] *Jet Engine Specification Database*, [En línea]. Disponible: [www.jet-engine.net](http://www.jet-engine.net). [Último acceso: 2 diciembre 2018].
- [5] Rolls-Royce, *The Jet Engine*, 5ª ed., 1986.
- [6] A. K. Kundu, *Aircraft Design*, vol. 27, 2010.
- [7] Forecast International Inc., *Forecast International* [En línea]. Disponible: [https://www.forecastinternational.com/archive/disp\\_pdf.cfm?DACH\\_RECNO=901](https://www.forecastinternational.com/archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=901). [Último acceso: 20 diciembre 2018].
- [8] P. Jackson e. l., L. T. Peacock e. l. y K. Munson e. l., *Jane's All The World's Aircraft: 2009-2010*, 2009.
- [9] L. M. Nicolai y G. E. Carichner, *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*, Vol. 1 - Aircraft Design, 2010.
- [10] J. D. Mattingly, W. H. Heiser y D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, 2000.