



Universidad de Valladolid



**ESCUELA DE INGENIERÍAS
INDUSTRIALES**

UNIVERSIDAD DE VALLADOLID

ESCUELA DE INGENIERIAS INDUSTRIALES

Máster en Energía: Generación, Gestión y Uso Eficiente

MODELADO Y CONTROL DE AERONAVES. MODELADO DINÁMICO DE MOTORES A REACCIÓN

Autor:

Hernando Herrero, Rodrigo

Tutor:

**Dr. Melgar Bachiller, Andrés
Departamento de Ingeniería
Energética y Fluidomecánica**

Valladolid, junio de 2021

RESUMEN

El presente Trabajo Fin de Máster, tiene por objeto desarrollar un modelo físico predictivo, que, implementado el LabVIEW, permita el estudio de la trayectoria de la aeronave, así como el comportamiento dinámico de los motores a reacción.

Una vez desarrollado e implementado el modelo en el software, el simulador de vuelo se utilizará para la realización de diversos estudios paramétricos que permitan obtener conocimiento de los motores a reacción, así como la influencia en las prestaciones de las condiciones de operación.

SUMMARY

The purpose of this Master's Final Project is to develop a predictive physical model, which, implemented by LabVIEW, allows the study of the trajectory of aeronautics, as well as the dynamic behavior of jet engines.

Once the model has been developed and implemented in the software, the flight simulator will be used to carry out various parametric studies that allow obtaining knowledge of jet engines, as well as the influence on the performance of operating conditions.

PALABRAS CLAVE

Aeronave, Mecánica de Vuelo, Aerodinámica, Ingeniería Aeronáutica, Motores a Reacción, Consumo, Simulador Predictivo, Empuje, Grado de Derivación, Gasto de Aire, Gasto de Combustible, Rendimiento Térmico, Rendimiento Propulsivo.

KEYWORDS

Aircraft, Flight Mechanics, Aerodynamics, Aeronautical Engineering, Reaction Engines, Consumption, Predictive Simulator, Thrust, Degree of Derivation, Mass Air Flow, Mass Fuel Flow, Thermal Performance, Propulsion Performance.

ÍNDICE GENERAL

RESUMEN.....	III
SUMMARY	III
PALABRAS CLAVE.....	III
KEYWORDS	III
ÍNDICE GENERAL	V
NOMENCLATURA.....	IX
CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS	23
1.1. Antecedentes y justificación	25
1.1.1. Objetivos planteados en el Trabajo Fin de Grado	25
1.1.2. Líneas de futuro propuestas en el Trabajo Fin de Grado	26
1.2. Objetivos planteados	28
1.3. Distribución de la memoria	29
1.4. Punto de partida. Modelo inicial	30
1.4.1. Sistemas de referencia	30
1.4.2. Fuerzas de actuación	31
1.4.3. Ecuaciones diferenciales del modelo	32
1.5. Bibliografía	33
1.5.1. Bibliografía utilizada	33
1.5.2. Bibliografía para consulta	33
CAPÍTULO 2: INTRODUCCIÓN A LABVIEW Y PROGRAMACIÓN EN C.	35
2.1. Introducción	37
2.2. Introducción a LabVIEW.....	38
2.2.1. Entorno de LabVIEW	38
2.2.2. Principales elementos de la paleta de control	40
2.2.3. Principales elementos de la paleta de funciones	42
2.2.4. Influencia de la programación en el coste computacional.....	45
2.3. Introducción a Lenguaje de programación C	47
2.3.1. Tipología de datos y variables	47
2.3.2. Arrays y punteros.....	48
2.3.3. Estructuras.....	49
2.3.4. Funciones.....	50
2.4. Estrategias de implementación del modelo	52
2.4.1. Estrategia de diseño del diagrama de bloques LabVIEW	52

2.4.2.	Estrategia de implementación del modelo de cálculo y creación de librería DLL con lenguaje C	54
2.4.3.	Implementación de librería DLL en LabVIEW	54
2.5.	Bibliografía	56
2.5.1.	Bibliografía utilizada	56
2.5.2.	Webgrafía utilizada	56
2.5.3.	Bibliografía para consulta	56
CAPÍTULO 3:	MODELADO DE LOS MOTORES A REACCIÓN	57
3.1.	Introducción	59
3.2.	Estudio termodinámico del Turbofan	61
3.2.1.	Introducción	61
3.2.2.	Ciclo termodinámico del Turbofan	62
3.3.	Modelado dinámico del Turbofan	68
3.3.1.	Curvas características	68
3.3.2.	Parametrización curvas características	71
3.3.3.	Ecuaciones del modelo dinámico	72
3.3.4.	Parametrización de la geometría del motor	75
3.4.	Bibliografía	78
3.4.1.	Bibliografía utilizada	78
3.4.2.	Webgrafía utilizada	78
CAPÍTULO 4:	IMPLEMENTACIÓN DEL MODELO	79
4.1.	Introducción	81
4.2.	Modelo físico planteado	82
4.2.1.	Desarrollo del modelo.	82
4.2.2.	Ecuaciones diferenciales del modelo planteado	84
4.3.	Implementación del modelo de los motores a reacción	86
4.3.1.	Estructura de datos	86
4.3.2.	Cálculo del gasto de aire y combustible	87
4.3.3.	Cálculo de la variación del régimen de giro	90
4.4.	Implementación del modelo de la trayectoria.	91
4.4.1.	Estructura de datos.	91
4.4.2.	Estructura del cálculo	92
4.5.	Control de vuelo y piloto automático.	94
4.5.1.	Piloto automático	94
4.5.2.	Área efectiva de la tobera de salida	97
4.5.3.	Aterrizaje.	97
4.6.	Aplicación ejecutable	101

4.7.	Validación del modelo.	104
4.7.1.	Validación del modelo motor.	104
4.7.2.	Validación del modelo trayectoria.	105
4.7.3.	Conclusiones.	108
4.8.	Efecto del paso de integración.	109
4.9.	Bibliografía.	111
4.9.1.	Bibliografía utilizada.	111
4.9.2.	Webgrafía utilizada.	111
CAPÍTULO 5: ESTUDIOS PARAMETRICOS		113
5.1.	Introducción.	115
5.2.	Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador.	116
5.2.1.	Análisis del empuje desarrollado.	116
5.2.2.	Análisis del rendimiento térmico.	118
5.2.3.	Análisis del rendimiento motopropulsivo.	120
5.2.4.	Análisis del gasto de aire.	121
5.2.5.	Análisis de la temperatura en la cámara de combustión.	124
5.3.	Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador.	126
5.3.1.	Análisis del empuje desarrollado.	126
5.3.2.	Análisis del rendimiento térmico.	129
5.3.3.	Análisis del rendimiento motopropulsivo.	131
5.3.4.	Análisis del gasto de aire.	132
5.3.5.	Análisis de la temperatura en la cámara de combustión.	134
5.4.	Variación de la altura de vuelo en operación.	136
CAPÍTULO 6: CONCLUSIONES		141
6.1.	Introducción	143
6.2.	Valoración de objetivos	144
6.3.	Conclusiones principales.	146
6.4.	Líneas de futuro	148
6.4.1.	Puntos de mejora del simulador.	148
6.4.2.	Línea de trabajo futuro.	149
CAPÍTULO 7: BIBLIOGRAFÍA		151
7.1.	Introducción	153
7.2.	Bibliografía utilizada	154
7.3.	Webgrafía utilizada	155
7.4.	Bibliografía para consulta	156

NOMENCLATURA

A_0	Área frontal de entrada al motor [m^2]
$A_{3'}$	Área efectiva de salida tobera secundaria (fan) [m^2]
A_6	Área efectiva de salida tobera principal (compresor) [m^2]
A_f	Área frontal del fuselaje [m^2]
C_0	Velocidad del aire de entrada al motor [m/s]
C_1	Velocidad del aire de salida del difusor [m/s]
C_2	Velocidad del aire de salida del compresor [m/s]
$C_{2'}$	Velocidad del aire de salida del fan [m/s]
C_3	Velocidad del aire de salida de la cámara de combustión [m/s]
$C_{3'}$	Velocidad del aire de salida de la tobera secundaria [m/s]
C_4	Velocidad del aire de salida turbina principal [m/s]
C_5	Velocidad del aire de salida turbina secundaria [m/s]
C_6	Velocidad del aire salida tobera principal [m/s]
C_{am}	Coefficiente del amortiguamiento [kg/s]
$C_{D_{alar}}$	Coefficiente de resistencia aerodinámica del perfil alar [-]
$C_{D_{cuerpo}}$	Coefficiente de resistencia aerodinámica del fuselaje [-]
C_L	Coefficiente de sustentación aerodinámica [-]
C_p	Calor específico a p=cte. [J/kgK]
C_{tierra}	Velocidad de entrada en pista [m/s]
C_{vuelo}	Velocidad de vuelo [m/s]
D_{alar}	Resistencia aerodinámica alar [N]
D_{cuerpo}	Resistencia aerodinámica del fuselaje [N]
$d_{frenado}$	Distancia de frenado [m]
E	Empuje [N]
E_{Cp}	Energía cinética eje principal [J]
E_{Cs}	Energía cinética eje secundario [J]
ESC_{comp}	Escalonamientos compresor [-]
ESC_{turbp}	Escalonamientos turbina principal [-]
ESC_{turbs}	Escalonamientos turbina secundaria [-]

F	Dosado [-]
\vec{F}_E	Vector de fuerzas referido al Sistema de Ejes de Tierra [N]
$F_{frenado}$	Fuerza de frenado [N]
\vec{F}_H	Vector de fuerzas referido al Sistema de Ejes de Horizonte Local [N]
g	Aceleración de la gravedad [m/s^2]
G_a	Gasto total de aire del motor [kg/s]
G_{ap}	Gasto de aire motor principal (compresor) [kg/s]
G_{as}	Gasto de aire secundario (tobera secundaria) [kg/s]
G_{der}	Grado de derivación [-]
G_f	Gasto de combustible [kg/s]
h	Entalpía específica [J/kgK]
h_0	Entalpía específica ambiente [J/kgK]
h_1	Entalpía específica de salida del difusor [J/kgK]
h_2	Entalpía específica de salida del compresor [J/kgK]
$h_{2'}$	Entalpía específica de salida del fan [J/kgK]
h_3	Entalpía específica de salida de la cámara de combustión [J/kgK]
$h_{3'}$	Entalpía específica de salida de la tobera secundaria [J/kgK]
h_4	Entalpía específica de salida turbina principal [J/kgK]
h_5	Entalpía específica de salida turbina secundaria [J/kgK]
h_6	Entalpía específica salida tobera principal [J/kgK]
h_{vuelo}	Altura de vuelo [m]
I	Momento de inercia [$kg \cdot m^2$]
I_p	Momento de inercia eje principal [$kg \cdot m^2$]
I_s	Momento de inercia eje secundario [$kg \cdot m^2$]
$K_{d-\delta}$	Constante de control diferencial inclinación [-]
$K_{d-\tau}$	Constante de control diferencial posición acelerador [-]

$K_{i-\delta}$	Constante de control integral inclinación [-]
$K_{i-\tau}$	Constante de control integral posición acelerador [-]
K_p	Constante de pérdidas mecánicas eje principal [-]
K_{p-Aeff}	Constante de control proporcional área efectiva tobera principal [-]
$K_{p-\delta}$	Constante de control proporcional inclinación [-]
$K_{p-\tau}$	Constante de control proporcional posición acelerador [-]
K_s	Constante de pérdidas mecánicas eje secundario [-]
K_{tren}	Constante elástica suspensión [N/m]
L	Sustentación aerodinámica [N]
M_a	Mach en el álabe [-]
m_0	Masa inicial [kg]
M_e	Mach en la entrada [-]
n	Régimen de giro [rpm]
n_p	Régimen de giro eje principal [rpm]
n_s	Régimen de giro eje secundario [rpm]
p	Presión [Pa]
p_0	Presión ambiente [Pa]
p_1	Presión de salida del difusor [Pa]
p_2	Presión de salida del compresor [Pa]
p_2'	Presión de salida del fan [Pa]
p_3	Presión de salida de la cámara de combustión [Pa]
p_3'	Presión de salida de la tobera secundaria [Pa]
p_4	Presión de salida turbina principal [Pa]
p_5	Presión de salida turbina secundaria [Pa]
p_6	Presión salida tobera principal [Pa]
R_{am}	Reacción del amortiguador [N]
r_{comp}	Radio del compresor [m]
r_{fan}	Radio del fan [m]
R_g	Constante del gas [J/kgK]
S_{alar}	Superficie alar [m^2]
T	Temperatura [K]
T_0	Temperatura ambiente [K]

T_1	Temperatura de salida del difusor [K]
T_2	Temperatura de salida del compresor [K]
T_2'	Temperatura de salida del fan [K]
T_3	Temperatura de salida de la cámara de combustión [K]
T_3'	Temperatura de salida de la tobera secundaria [K]
T_4	Temperatura de salida turbina principal [K]
T_5	Temperatura de salida turbina secundaria [K]
T_6	Temperatura salida tobera principal [K]
\vec{V}_E	Vector velocidad referido al Sistema de Ejes de Tierra [m/s]
V_{Bx}	Componente x de la velocidad referida al Sistema de Ejes de Cuerpo [m/s]
V_{Ex}	Componente x de la velocidad referida al Sistema de Ejes de Tierra [m/s]
V_{Ey}	Componente y de la velocidad referida al Sistema de Ejes de Tierra [m/s]
W	Peso [N]
W_{arr}	Potencia suministrada por el motor de arranque [W]
W_{comp}	Potencia absorbida por el compresor [W]
W_{effp}	Potencia efectiva eje principal [W]
W_{effs}	Potencia efectiva eje secundario [W]
W_{fan}	Potencia absorbida por el fan [W]
W_{perp}	Potencia pérdidas mecánicas eje principal [W]
W_{pers}	Potencia pérdidas mecánicas eje secundario [W]
W_{turbp}	Potencia desarrollada por la turbina principal [W]
W_{turbs}	Potencia desarrollada por la turbina secundaria [W]
x_E	Coordenada x referida al Sistema de Ejes de Tierra [m]
y_e	Coordenada y referida al Sistema de Ejes de Tierra [m]
α	Ángulo de ataque [°]
α_T	Variación térmica ambiente con la altitud [K/m]
γ	Cociente de calores específicos [-]
δ	Ángulo de inclinación [°]
η_c	Rendimiento isentrópico del compresor [%]
η_{fan}	Rendimiento isentrópico del fan [%]

η_{mp}	Rendimiento motopropulsivo [%]
η_p	Rendimiento propulsivo [%]
η_t	Rendimiento térmico [%]
η_{tp}	Rendimiento isentrópico de la turbina principal [%]
η_{ts}	Rendimiento isentrópico de la turbina secundaria [%]
μ_{rod}	Coefficiente de resistencia a la rodadura [-]
μ_{roz}	Coefficiente de rozamiento [-]
π_{comp}	Relación de compresión del compresor [-]
π_{fan}	Relación de compresión del fan [-]
π_{tp}	Relación de expansión de la turbina principal [-]
π_{ts}	Relación de expansión de la turbina secundaria [-]
θ	Ángulo de asiento de la velocidad [°]
ρ	Densidad $\left[\frac{kg}{m^3} \right]$
τ	Posición del acelerador [%]

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Posibles líneas de futuro	26
Tabla 2. Objetivos planteados.	28
Tabla 3. Fuerzas de actuación.....	31
Tabla 4. Tipos de datos primitivos en lenguaje C [2.5].....	48
Tabla 5. Clasificación de los diferentes motores a reacción en función de la velocidad de vuelo de la aeronave [3.1].....	59
Tabla 6. Aplicaciones de diferentes motores a reacción [3.3].....	59
Tabla 7. Parámetros utilizados para dimensionar curva de potencia de pérdidas mecánicas.....	73
Tabla 8. Parámetros geométricos necesarios.....	75
Tabla 9. Parámetros geométricos.	77
Tabla 10. Constantes de control.	96
Tabla 11. Constante de control tobera salida.	97
Tabla 12. Constantes control de aterrizaje.	98
Tabla 13. Resultados obtenidos actuación de aterrizaje.	99
Tabla 14. Resultados obtenidos en frenado en pista.....	100
Tabla 15. Datos del motor TRENT 500.	104
Tabla 16. Parámetros de configuración de la simulación.	105
Tabla 17. Resultados de la simulación.....	105
Tabla 18. Características de las diferentes aeronaves.	106
Tabla 19. Condiciones de simulación	106
Tabla 20. Resultados de las diferentes simulaciones.	106
Tabla 21. Características de los diferentes motores.	107
Tabla 22. Estudios paramétricos.	115
Tabla 23. Conclusiones principales.	146
Tabla 24. Principales deficiencias encontradas.	149
Tabla 25. Principales líneas de futuro planteadas.	150

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1. Sistemas de referencia utilizados.	30
Ilustración 2. Distribución de cargas sobre la aeronave.	31
Ilustración 3. Entorno de LabVIEW.	38
Ilustración 4. Paleta de control (Front Panel).	39
Ilustración 5. Paleta de funciones (Block Diagram).	40
Ilustración 6. Consumo de recursos sin bucle while [3].	45
Ilustración 7. Consumo de recursos con bucle while sin espaciado temporal entre ejecuciones [2.3].	46
Ilustración 8. Consumo de recursos con bucle while con espaciado temporal entre ejecuciones [2.3].	46
Ilustración 9. Lenguajes de programación [2.4]	47
Ilustración 10. Definición y declaración de estructuras.	50
Ilustración 11. Programa de prueba sin funciones.	50
Ilustración 12. Programa de prueba utilizando funciones.	51
Ilustración 13. Creación de Sub-VI [2.3]	52
Ilustración 14. Ejemplo de Sub-VI [2.3].	53
Ilustración 15. Call Library Function Node [2.3].	55
Ilustración 16. Roll Royce Trent 500 motor Turbofan de doble eje [W-3.1].	60
Ilustración 17. Ejes principal y secundario motor Trent 500 Roll Royce.	61
Ilustración 18. Representación cámara de combustión.	64
Ilustración 19. Diagrama h-s flujo secundario	66
Ilustración 20. Diagrama h-s flujo primario.	66
Ilustración 21. Ejemplo curvas características compresor [3.4] ¹	70
Ilustración 22. Curvas características turbina [3.7]	71
Ilustración 23. Estructura de datos y orden de cálculo del modelo de los motores a reacción.	87
Ilustración 24. Diagrama de bloques modelo motores a reacción.	89
Ilustración 25. Menú de configuración de la aeronave.	91
Ilustración 26. Estructura de datos general.	92
Ilustración 27. Diagrama de bloques general.	93
Ilustración 28. Cuadro de mandos.	94
Ilustración 29. Tipos de control PID [4.3.]	96
Ilustración 30. Menú de inicio de la aplicación.	101
Ilustración 31. Selección directorio de salida.	102
Ilustración 32. Selección configuración aeronave.	103
Ilustración 33. Cuadro de mandos.	103

ÍNDICE DE GRÁFICOS

Gráfico 1. Relación de compresión en función del Mach en el álabe.	72
Gráfico 2. Potencia de pérdidas eje principal.....	74
Gráfico 3. Potencia de pérdidas eje secundario	74
Gráfico 4. Variación del coeficiente de sustentación aerodinámica del perfil alar con el ángulo de ataque.....	83
Gráfico 5. Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica del perfil alar con el ángulo de ataque.....	83
Gráfico 6. Actuación de aterrizaje.	99
Gráfico 7. Velocidad horizontal en actuación de aterrizaje.....	99
Gráfico 8. Actuación de aterrizaje. Frenado en pista.....	100
Gráfico 9. Comparativa valores teóricos y resultados de simulación.....	105
Gráfico 10. Comparativa autonomías.	107
Gráfico 11. Comparativa trayectoria con diferentes pasos de integración.....	109
Gráfico 12. Comparativa velocidad horizontal con respecto al paso de integración.	110
Gráfico 13. Comparativa velocidad vertical con respecto al paso de integración.	110
Gráfico 14. Empuje en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.	116
Gráfico 15. Empuje en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.	117
Gráfico 16. Empuje desarrollado en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).	117
Gráfico 17. Incremento velocidad en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).	118
Gráfico 18. Rendimiento térmico en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.	118
Gráfico 19. Rendimiento térmico en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.	119
Gráfico 20. Temperatura máxima en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).....	119
Gráfico 21. Temperatura máxima en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).	120
Gráfico 22. Rendimiento motopropulsivo en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.....	120
Gráfico 23. Rendimiento motopropulsivo en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.....	121
Gráfico 24. Gasto de aire en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.....	122
Gráfico 25. Gasto de aire en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.....	122
Gráfico 26. Régimen de giro en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).....	123
Gráfico 27. Relación de expansión en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).....	123
Gráfico 28. Relación de expansión en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).	123
Gráfico 29. Grado de derivación en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).	124

Gráfico 30. Temperatura en la cámara de combustión en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.	124
Gráfico 31. Temperatura en la cámara de combustión en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.	125
Gráfico 32. Empuje desarrollado en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.	126
Gráfico 33. Empuje desarrollado en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.	127
Gráfico 34. Incremento de presión en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	127
Gráfico 35. Empuje desarrollado asociado al incremento de presión en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	128
Gráfico 36. Relación empuje en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	128
Gráfico 37. Gasto de aire en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	128
Gráfico 38. Velocidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	129
Gráfico 39. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.	129
Gráfico 40. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.	130
Gráfico 41. Temperatura máxima en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	130
Gráfico 42. Rendimiento motopropulsivo en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.	131
Gráfico 43. Rendimiento motopropulsivo en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.	131
Gráfico 44. Gasto de aire en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.	132
Gráfico 45. Gasto de aire en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.	133
Gráfico 46. Densidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	133
Gráfico 47. Velocidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).	134
Gráfico 48. Temperatura en la cámara de combustión en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.	134
Gráfico 49. Temperatura en la cámara de combustión en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.	135
Gráfico 50. Trayectoria general en función de la altura de vuelo.	136
Gráfico 51. Trayectoria de despegue en función de la altura de vuelo.	137
Gráfico 52. Velocidad horizontal en función de la altura de vuelo.	137
Gráfico 53. Velocidad vertical en función de la altura de vuelo.	138
Gráfico 54. Gasto de aire y combustible en función de la altura de vuelo. $C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$	138
Gráfico 55. Resistencia aerodinámica en función de la altura de vuelo. $C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$	139
Gráfico 56. Temperatura cámara de combustión y temperatura ambiente en función de la altura de vuelo. $C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$	139

Gráfico 57. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo. $C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$	140
Gráfico 58. Rendimiento Carnot en función de la altura de vuelo. $C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$	140



CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS



1.1. Antecedentes y justificación

El presente trabajo supone una continuación del Trabajo Fin de Grado “CÁLCULO DEL CONSUMO DE AERONAVES BASADO EN EL MODELADO DE LA TRAYECTORIA CON EXCEL”, desarrollado en 2019 [1.1].

En el TFG citado, se pretendió elaborar una hoja de cálculo Excel que permitiese modelar la trayectoria de una aeronave para así poder calcular el consumo de la misma en cada instante del vuelo. La bibliografía principal de este trabajo se muestra al final del capítulo.

Este Trabajo Fin de Máster se fundamenta en intentar fortalecer las deficiencias encontradas en el desarrollo anterior, así como desarrollar las líneas de futuro propuestas

1.1.1. Objetivos planteados en el Trabajo Fin de Grado

Antes de proceder al análisis de las líneas de futuro planteadas, cabe realizar una breve mención a los objetivos que se plantearon para el Trabajo Fin de Grado y el cumplimiento de los mismos:

- Objetivos propios: estos están fundamentados en el aprendizaje propio del desarrollador, teniendo:

Entender el movimiento de la aeronave



Comprender la importancia de las cargas aerodinámicas y su tratamiento



Aprender la importancia de la organización a la hora de programar un código para resolver un modelo



- Objetivos en los resultados: estos están fundamentados en los resultados buscados para el trabajo

Construcción del modelo predictivo



Creación del simulador de vuelo



Implementación en software



Cálculo de prestaciones





El resultado obtenido, tanto desde el punto de vista del aprendizaje propio, como de las conclusiones obtenidas, satisfacen en líneas generales los objetivos planteados.

1.1.2. Líneas de futuro propuestas en el Trabajo Fin de Grado

Tras la construcción y validación de este modelo se apreciaron las siguientes limitaciones:

- **Modelo propulsivo:** el cálculo del empuje, basado en el modelo del motor planteado, era excesivamente simple, no teniendo en cuenta efectos dinámicos del funcionamiento de los motores a reacción ni la eficiencia de los mismos.
- **Modelo aerodinámico:** el modelo aerodinámico planteado no considera efectos tridimensionales como pueden ser los torbellinos de punta en el extremo de la superficie alar, y además se considera un modelo aditivo, en el que la carga aerodinámica supuesta es igual a la suma de la carga aerodinámica de cada una de las partes de la aeronave.
- **Estudio de la trayectoria:** en lo referente a la trayectoria estudiada, se observó que era imposible realizar una correcta predicción de la actuación de aterrizaje, pues no se consideran los efectos de la amortiguación de la suspensión.
- **Software utilizado:** el software empleado, no se considera el más adecuado para la resolución de este tipo de problemas, pues no tiene fácil solución para plantear métodos numéricos de resolución de ecuaciones diferenciales distintos al método de Euler, lo que disminuye la precisión de la solución. Además el entorno del programa generado presentaba bastantes deficiencias.

En base a dichas deficiencias, se plantearon las líneas de futuro que se muestran en la tabla 1.

Tabla 1. Posibles líneas de futuro

Nº	Posibles líneas de futuro	Posible Implantación
1	Implementar el modelo en un software más adecuado	Desarrollo del modelo en LabVIEW combinado con DLL en lenguaje C.
2	Implementación en el modelo de un estudio termodinámico del motor	Estudio dinámico del funcionamiento de los motores a reacción.
3	Estudio del aterrizaje	Estudio del efecto de la suspensión de la aeronave y el frenado de la misma que permita definir la actuación de aterrizaje.
4	Estudio del movimiento en tres dimensiones	Añadir grados de libertad al modelo, que permitan el estudio del movimiento en tres dimensiones. (No se desarrolla en el presente trabajo).
5	Mejora del modelo aerodinámico	Estudio del efecto de los Flaps de los perfiles alares y del timón de cola. (No se desarrolla en el presente trabajo)

A partir de dichas líneas de futuro, se plantea la nueva línea de trabajo del Trabajo Fin de Máster, centrada en los siguientes aspectos:



- Implementar el modelo en un software más adecuado: se ha seleccionado LabVIEW como lenguaje para programar la interfaz de usuario y para los algoritmos de control del piloto automático, y se utiliza código en lenguaje C, como herramienta para resolver el problema de integración de las ecuaciones diferenciales del modelo dinámico y termodinámico de la aeronave.
- Estudio termodinámico del motor: con el objetivo de mejorar de forma notable la precisión del modelo, así como dar a este trabajo la componente energética asociada a la titulación, se propone realizar un estudio dinámico de los motores a reacción, que, unido al estudio del movimiento ya planteado, permita mejorar la predicción en el consumo de combustible de la aeronave de estudio.
- Estudio del aterrizaje: con el desarrollo del modelo presentado en el Trabajo Fin de Grado, se observó, que era deficiente a la hora de predecir el aterrizaje de la aeronave, por ello, una de las mejoras planteadas, se centra en realizar este estudio de forma adecuada, lo que supone como modificaciones fundamentales, añadir al modelo un estudio de la suspensión que permita calcular la reacción del suelo de forma adecuada, así como un sistema de frenado para la aeronave.

Una vez planteada la línea de trabajo que seguirá este trabajo, se puede proceder a la definición de los objetivos planteados para este.



1.2. Objetivos planteados

En este punto se describen los principales objetivos perseguidos durante el desarrollo del trabajo, estos pueden clasificarse en tres grupos:

- Objetivos propios: son los objetivos basados en el aprendizaje propio de las diferentes áreas necesarias para el desarrollo de este trabajo.
- Objetivos en los resultados: objetivos orientados a la construcción del modelo y a la validez de los resultados obtenidos.
- Objetivos de transmisión de la información: orientados a la claridad de la información transmitida y la comprensión de los conceptos por parte del lector de esta memoria.

En la tabla 2., se muestran de forma esquemática los objetivos planteados:

Tabla 2. Objetivos planteados.

Tipo	Objetivo
Propios	Adquisición de conocimiento de programación en LabVIEW y en lenguaje C, que permitirán disponer de la herramienta adecuada para implementar el modelo. Adquisición de conocimientos en lo referente al modelado dinámico de los motores a reacción.
Resultados	En cuanto a los objetivos en los resultados, se basan tanto en el desarrollo del modelo de cálculo como en los resultados que pueden ser extraídos del mismo y las conclusiones derivadas. En referencia a la construcción del modelo, cabe destacar el modelado de los motores a reacción, que permita definir un modelo propulsivo más realista, capaz de predecir la respuesta dinámica de los motores, la eficiencia de los mismos y la necesidad de consumo energético para poder suministrar el empuje adecuado en base a las solicitudes planteadas. También se hace necesario desarrollar un estudio completo de la trayectoria, lo que implica tener presente en el modelo el efecto de la amortiguación de la suspensión de la aeronave. Desde el punto de vista de la implementación del modelo, el objetivo es disponer de un “simulador de vuelo”, que permita el control tanto manual como automático de la aeronave y la representación de los resultados obtenidos. En lo referente a los resultados, el objetivo es disponer de un modelo validado que permita obtener resultados satisfactorios, tanto del movimiento de la aeronave, como del consumo energético de esta, esto a su vez permite ampliar el conocimiento del funcionamiento de los motores a reacción.
Transmisión de información	Elaboración de memoria que garantice la fácil comprensión del planteamiento realizado.



1.3. Distribución de la memoria

En este apartado se describe la distribución que seguirá la memoria técnica.

- Capítulo 1: introducción y objetivos: se desarrolla una introducción de la misma, donde se tratan los antecedentes a este proyecto, su justificación, los objetivos planteados para el mismo y el punto de partida del trabajo, así como la propia distribución de la memoria.
- Capítulo 2: introducción a LabVIEW y programación en C: desarrollo breve de los conceptos de programación tanto en LabVIEW como en C, así como los recursos utilizados en el desarrollo del trabajo.
- Capítulo 3: modelado de los motores a reacción: se pretende describir y definir el modelado dinámico de los motores a reacción, que permita construir un modelo propulsivo adecuado y realista.
- Capítulo 4: Implantación del modelo: en este capítulo, se describirán los aspectos fundamentales a tener en cuenta a la hora de implantar los modelos descritos en los apartados anteriores, además de la creación del simulador de vuelo y la aplicación ejecutable. Además, en este, se desarrolla la validación del modelo.
- Capítulo 5: Estudios paramétricos: uso del modelo para ejecutar diferentes simulaciones que permitan sacar conclusiones de la variación de las prestaciones de los motores ante diferentes condiciones de funcionamiento.
- Capítulo 6: Conclusiones: en este capítulo se analizará el cumplimiento de los objetivos planteados para el trabajo, las conclusiones extraídas de los estudios paramétricos y el análisis de las posibles líneas de futuro.
- Capítulo 7: Bibliografía: en este capítulo se hace una recopilación de toda la bibliografía utilizada en el desarrollo del trabajo.



1.4. Punto de partida. Modelo inicial

En este apartado, se describe de forma breve el modelo planteado en el Trabajo fin de Grado, que supone a su vez el punto de partida de este nuevo trabajo.

Para poder plantear el modelo de ecuaciones diferenciales que rigen el movimiento de la aeronave, en primer lugar, es necesario conocer las cargas que actúan sobre esta, así como los sistemas de referencia utilizados para definir el modelo.

1.4.1. Sistemas de referencia

Para la definición del modelo de cálculo se utilizan cuatro sistemas de referencia principales:

- Sistema de ejes de tierra: $F_e(O_e, x_e, y_e)$
Sistema fijo, con origen en cualquier parte de la superficie terrestre. El eje y_e , es vertical dirigido hacia arriba. El eje x_e , está dirigido hacia delante, en la dirección del movimiento.
- Sistema de ejes de horizonte local: $F_H(O_H, x_H, y_H)$
Origen situado en el plano de simetría de la aeronave, por simplicidad, se toma como origen el centro de masas de la aeronave. Los ejes son paralelos a los del sistema de ejes de tierra.
- Sistema de ejes de cuerpo: $F_b(O_b, x_b, y_b)$
Origen situado en el centro de masas de la aeronave. El eje x_b , está contenido en el plano de simetría de la aeronave y dirigido hacia la cabina. El eje y_b , es perpendicular al anterior y hacia arriba.
- Sistema de ejes de viento: $F_w(O_w, x_w, y_w)$
Origen situado en el centro de masas de la aeronave. El eje x_w , está dirigido por el vector velocidad. El eje y_w , está contenido en el plano vertical, perpendicular al anterior y hacia arriba.

En la Ilustración 1., se representan los sistemas de ejes utilizados:

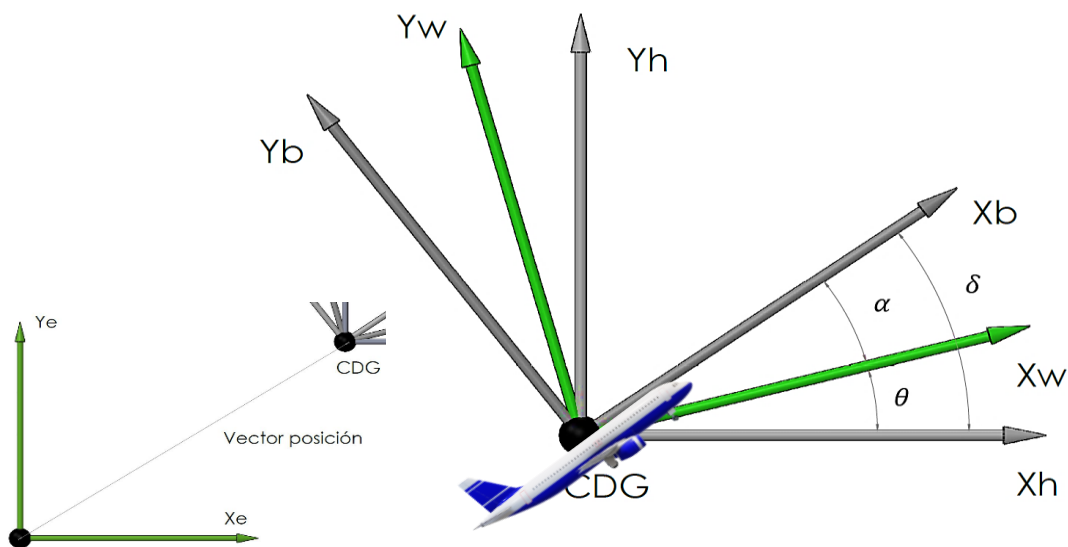


Ilustración 1. Sistemas de referencia utilizados.

1.4.2. Fuerzas de actuación

Para poder definir el movimiento de la aeronave, es necesario definir las cargas que actúan sobre la aeronave, éstas quedan reflejadas en la tabla 3.

Tabla 3. Fuerzas de actuación.

Tipo	Fuerza	Símbolo
Propulsión	Empuje	E
Aerodinámicas	Resistencia aerodinámica del fuselaje	D_{cuerpo}
	Resistencia aerodinámica del ala	D_{alar}
	Sustentación aerodinámica	L
Peso	Peso	mg
Fricción	Resistencia a la rodadura	F_{rod}
Reacción	Reacción de apoyo con la pista	R_{suelo}

La forma en que estas cargas se distribuyen en la aeronave, se representa en la Ilustración 2.

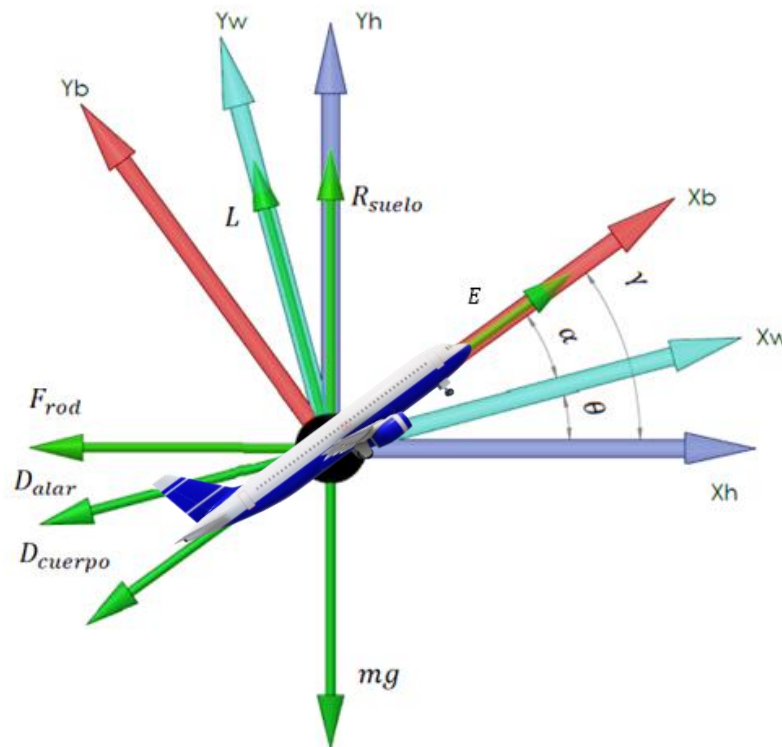


Ilustración 2. Distribución de cargas sobre la aeronave.

Por lo tanto, el vector de fuerzas obtenido es el siguiente:

$$\vec{F}_E = \vec{F}_H = \begin{pmatrix} E \cos \delta - D_{alar} \cos \theta - D_{cuerpo} \cos \delta - L \sin \theta - F_{rod} \\ E \sin \delta + L \cos \theta + R_{suelo} - D_{alar} \sin \theta - D_{cuerpo} \sin \delta - mg \end{pmatrix} (N)$$



1.4.3. Ecuaciones diferenciales del modelo

Para obtener las ecuaciones diferenciales que rigen el movimiento de la aeronave, es necesario realizar un análisis dinámico y cinemático.

- Modelo dinámico: se parte de la conservación de la cantidad de movimiento:

$$\vec{F}_E = \frac{d(m\vec{V}_E)}{dt} = \frac{dm}{dt}\vec{V}_E + m\frac{d\vec{V}_E}{dt} [N] \quad (\text{Ec. 1})$$

- Modelo cinemático:

$$\frac{d\vec{x}_E}{dt} = \begin{pmatrix} dx_E/dt \\ dy_E/dt \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} dx_H/dt \\ dy_H/dt \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{Ex} \\ V_{Ey} \end{pmatrix} [m/s] \quad (\text{Ec. 2})$$

A partir de las ecuaciones Ec. 1, y Ec. 2, pueden obtenerse las ecuaciones diferenciales que rigen el movimiento de la aeronave:

$$\begin{aligned} \frac{dV_{Ex}}{dt} &= \frac{1}{m} [(E \cos \delta - D_{alar} \cos \theta - D_{cuerpo} \cos \delta - L \sin \theta - F_{rod}) + G_f V_{Ex}] [m/s^2] \\ \frac{dV_{Ey}}{dt} &= \frac{1}{m} [(E \sin \delta + L \cos \theta + R_{suelo} - D_{alar} \sin \theta - D_{cuerpo} \sin \delta - mg) + G_f V_{Ey}] [m/s^2] \\ \frac{dx_E}{dt} &= V_{Ex} [m/s] \\ \frac{dy_E}{dt} &= V_{Ey} [m/s] \end{aligned}$$

A estas ecuaciones, es necesario agregar la ecuación asociada a la variación de la masa de la aeronave generada por el consumo de combustible de la misma.

$$\frac{dm}{dt} = -G_f [kg/s]$$



1.5. Bibliografía

1.5.1. Bibliografía utilizada

- [1.1] Hernando, R. (2019). *Cálculo del consumo de aeronaves basado en el modelado de la trayectoria con Excel*. Valladolid: Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.

1.5.2. Bibliografía para consulta

- [C-1] De la Fuente, M.^a J. *Sintonía de reguladores PID*. Valladolid: Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática., Valladolid: Facultad de Ciencias, Universidad de Valladolid.
- [C-2] Esteban, S. (2013). *Cálculo de aeronaves. Aerodinámica Fase Preliminar*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-3] Gómez, A.; Pérez, M. Puentes, C. (2012). *Mecánica de vuelo*. Madrid: Garceta
- [C-4] Melgar, A. (2017). *Motores a reacción*. Valladolid: EII Dpto. Ingeniería Energética y Fluidomecánica
- [C-5] Ogata, K. (2010). *Ingeniería de control moderna*. Madrid: Pearson Educación
- [C-6] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones de punto*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-7] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones en viraje*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-8] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones integrales*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-8] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Despegue y aterrizaje*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-9] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Ecuaciones del movimiento*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-10] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Modelos de atmósfera y de avión*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-11] Sacrpín, G.H. (2002). *Aerodinámica de perfiles, Apunte de la materia aeronáutica general*. Córdoba: IUA





**CAPÍTULO 2:
INTRODUCCIÓN A LABVIEW
Y PROGRAMACIÓN EN C.**



2.1. Introducción

En este capítulo de la memoria se realiza una introducción de los aspectos fundamentales a tener en cuenta a la hora de implementar el modelo descrito en el apartado anterior (modelo inicial), en el software elegido.

En este caso, se utilizará LabVIEW para implementar el modelo. Se ha seleccionado este software en base a tres aspectos fundamentales:

- Posibilidad de creación de ejecutable: LabVIEW permite crear un archivo ejecutable que contenga todo el código del programa y permita al usuario utilizar el simulador de vuelo.
- Utilización DLL construida en lenguaje C: LabVIEW permite acoplar al programa una DLL creada en lenguaje C, el cuál es un código abierto, con compiladores libres que permite estructurar el código, así como una correcta definición de las direcciones de memoria utilizadas.
- Agilidad de programación: LabVIEW, al tratarse de un software de programación gráfica, permite al usuario una ágil comprensión de los diferentes conceptos, así como una elaboración ágil del programa en cuestión.

A partir de ahora, se describirán los métodos de programación utilizados, tanto en LabVIEW como en C, para implementar el código y construir el programa.



2.2. Introducción a LabVIEW

LabVIEW (“*Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench*”) es un software de programación gráfica (Lenguaje G), que utiliza módulos e iconos para la creación de aplicaciones en lugar de líneas de código, lo que hace que el aprendizaje del mismo, así como la programación sean sumamente ágiles. A diferencia de los software de programación basados en texto, LabVIEW utiliza la filosofía de flujo de datos, de forma que dicho flujo es el que determina el orden de ejecución de las diferentes operaciones [2.1].

LabVIEW, además permite la creación de una interfaz de usuario basado en una serie objetos y gráficos controlados por el código generado a través de los bloques de programación. Esta interfaz de usuario, una vez desarrollado el programa, puede exportarse como un ejecutable, que permite al usuario el uso del programa generado. Además, aunque a efectos de este trabajo no supone una ventaja, LabVIEW permite el control directo de Hardware, además de tener la opción de recibir y utilizar datos de instrumentos de medida.

2.2.1. Entorno de LabVIEW

En este apartado de la memoria, se describe el entorno de LabVIEW, así como sus características y funciones principales:

En primer lugar, el entorno de LabVIEW, se divide en dos ventanas diferenciadas:

- Front panel: esta es la ventana de usuario, donde se introducen los objetos que el usuario podrá visualizar y manipular posteriormente.
- Block diagram: ventana de programación, donde se introducen los bloques que definen el código del programa, controla los objetos y utiliza los datos de la ventana de usuario.

En la Ilustración 3., se muestra el entorno de LabVIEW.

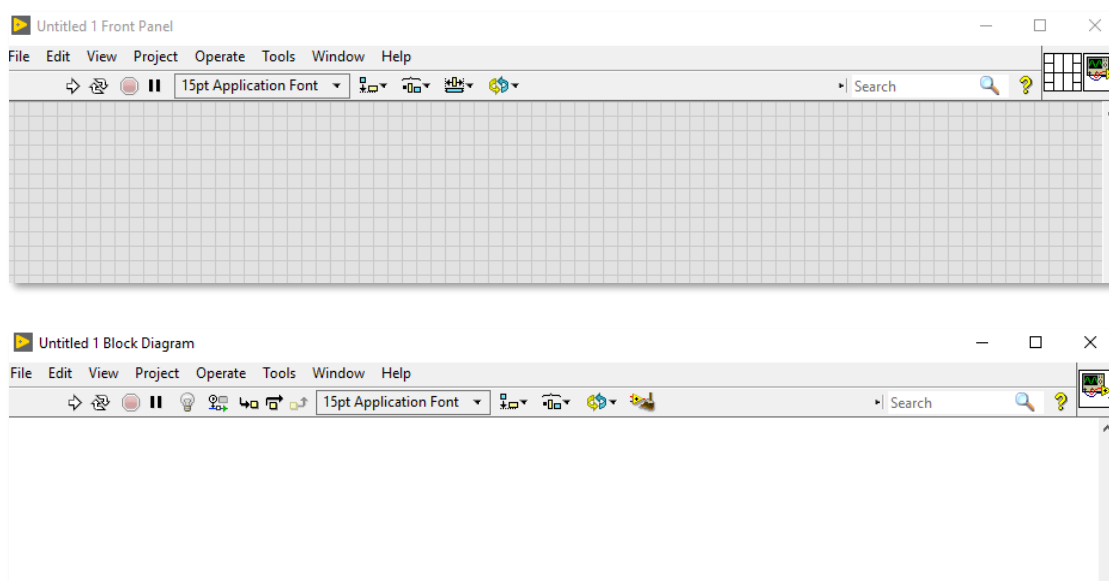


Ilustración 3. Entorno de LabVIEW.



En la ventana de usuario, pueden insertarse controles (que permiten introducir datos al programa “VI”, que posteriormente son utilizados por el diagrama de bloques, según el flujo de datos) e indicadores (que permiten la visualización de diferentes datos, estados, etc., generados por el diagrama de bloques, así como elementos decorativos. Estos elementos pueden insertarse a través de la paleta de control, representada en la Ilustración 4. Los controles e indicadores pueden ser de tipos diversos como numéricos, booleanos, de texto, agrupaciones (vectores, matrices, etc.)

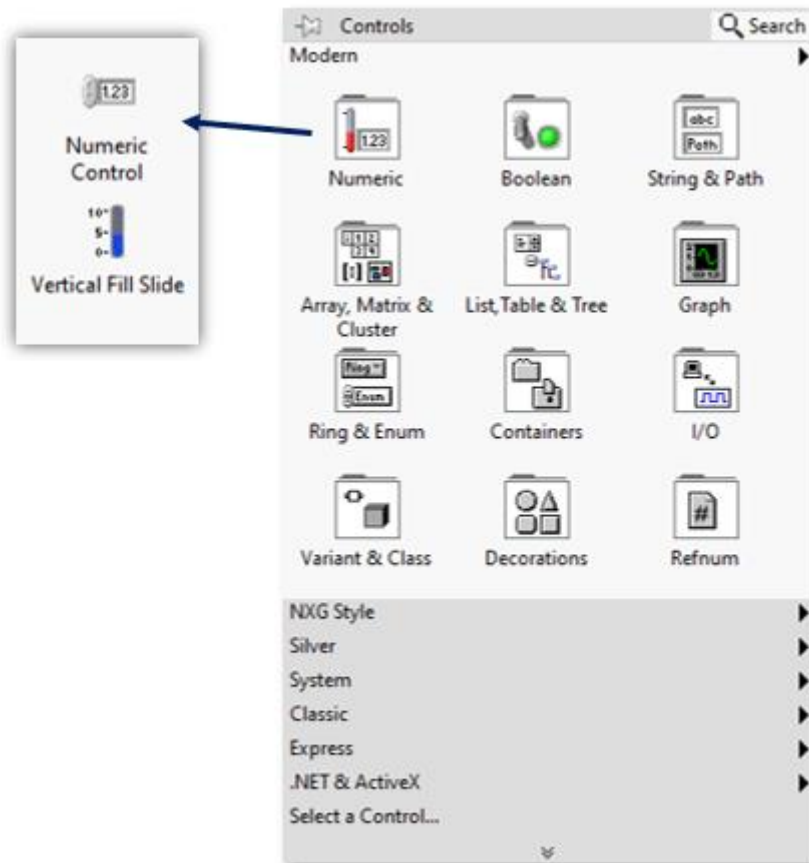


Ilustración 4. Paleta de control (Front Panel).

En la ventana del diagrama de bloques, se pueden introducir funciones (que son las diferentes estructuras o bloques operacionales que definen la operación del diagrama planteado), estas funciones se muestran en la Ilustración 5. Además, igual que en el caso anterior, se pueden encontrar funciones de diverso tipo: estructurales (bucles “while”, bucles “for”, estructuras temporales, etc.), numéricas (funciones operacionales como multiplicadores, sumatorios, etc.), comparativas (funciones de comparación entre diferentes datos), booleanas, etc.

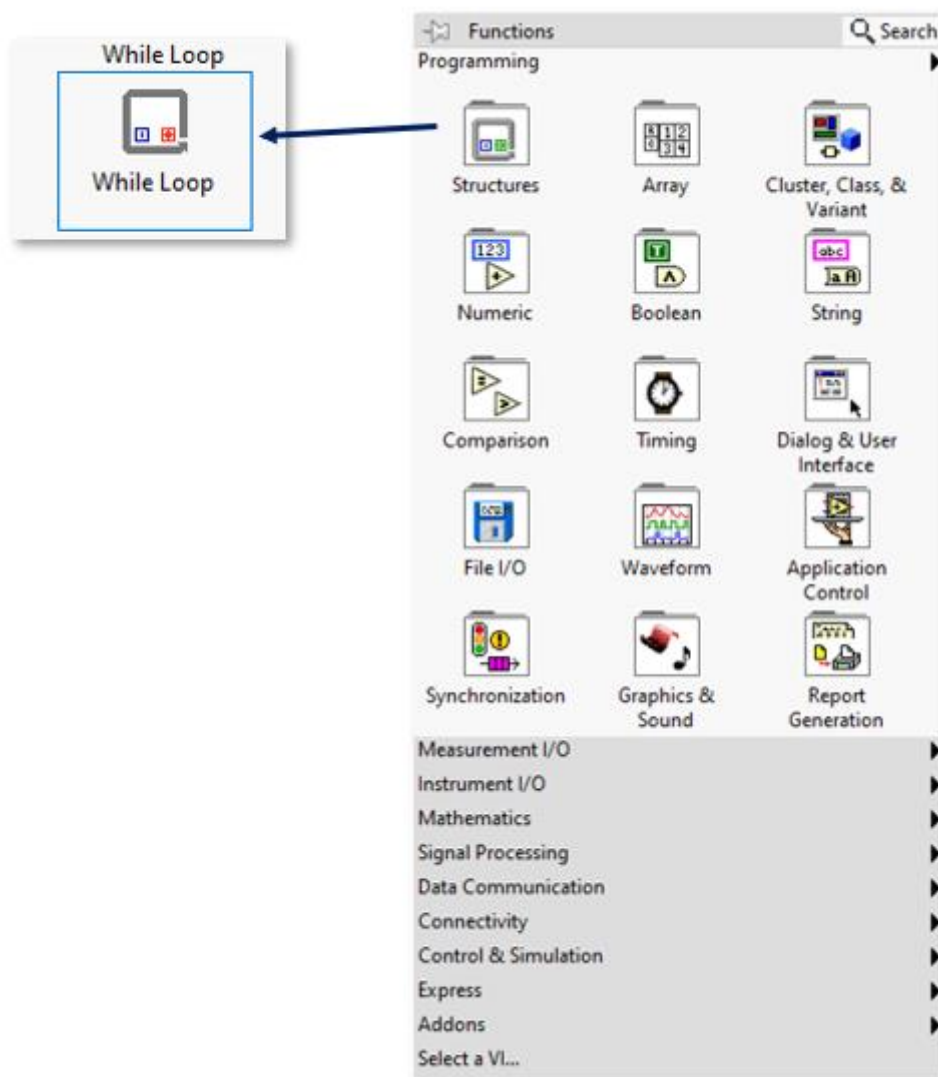
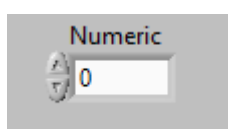


Ilustración 5. Paleta de funciones (Block Diagram).

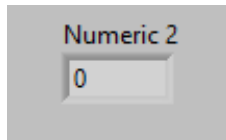
Una vez descrito de forma breve el entorno, se procederá a la descripción de los principales elementos de programación utilizados.

2.2.2. Principales elementos de la paleta de control

En este apartado se describen los principales elementos de control e indicadores que posteriormente se utilizarán en la implementación del modelo en el software [2.2]:



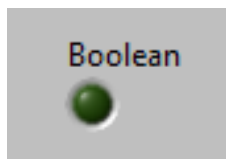
Numeric Control: elemento de la paleta de control que sirve para introducir datos numéricos, que posteriormente son utilizados por el VI. Su apariencia es variable, dependiendo de la función física del mismo. También se puede escoger el tipo de dato que este control proporciona (entero, decimal, doble precisión, etc).



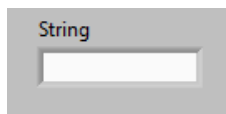
Numeric Indicator: elemento de la paleta de control que sirve para mostrar datos generados por el VI. Su apariencia es variable, y la tipología del dato representado puede ser modificada, no obstante, hay que asegurar que dicha tipología coincida con la que este elemento recibe del VI.



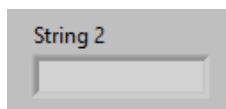
Boolean Control: elemento de la paleta de control que actúa de control booleano verdadero/falso, y sirve para mandar este tipo de dato al VI, para que en este se utilice la información proporcionada. No sirve a modo operacional, pero si para realizar comparativos y dar paso o no a las diferentes operaciones planteadas en el diagrama de bloques. Su apariencia es variable en función del criterio del desarrollador.



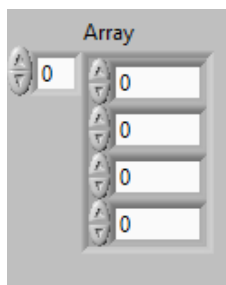
Boolean Indicator: elemento de la paleta de control que actúa de indicador booleano verdadero/falso, En función del dato que recibe muestra un resultado (en el caso mostrado encendido/apagado), sirve para mostrar estados por pantalla, por ejemplo el estado en el que se encuentra el equipo de bombeo de una instalación hidráulica (encendido/apagado). Su apariencia es variable.



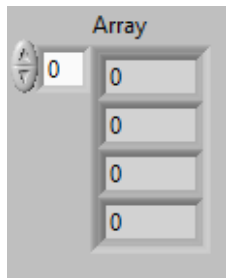
String Control: elemento de control que sirve para introducir texto por pantalla, en función de este texto, el VI puede realizar comparativos y elegir diferentes caminos en el diagrama de bloques. La estética de este elemento es más cerrada que la estética de los estudiados anteriormente.



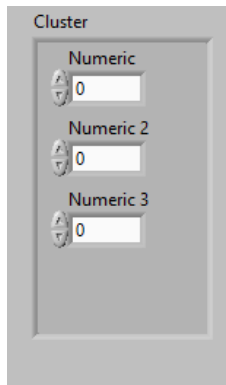
String Indicator: elemento de la paleta de control que sirve para mostrar por pantalla resultados textuales generados por el VI en el diagrama de bloques. Su apariencia, al igual que en el caso anterior es bastante cerrada.



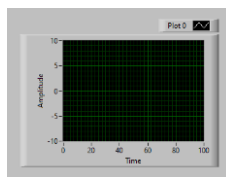
Array Control: elemento de la paleta de control que sirve para introducir al VI una cadena de datos con un número de dimensiones de memoria. La tipología de los datos encadenados es variable, en función de las necesidades. Su apariencia es fija. El número de datos que encadena el array, así como las dimensiones del mismo, también es variable a criterio del desarrollador.



Array Indicator: elemento de la paleta de control que sirve para mostrar por pantalla una cadena de datos generados por el VI en el diagrama de bloques. La tipología de datos debe coincidir con la de los datos que se aportan al indicador. Su apariencia es fija.



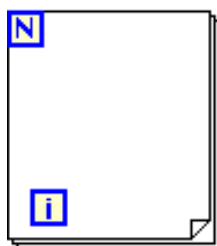
Cluster: elemento de la paleta de control que sirve para agrupar diferentes controles, como pueden ser controles de texto, numéricos, etc. No obstante, a diferencia de un array este no genera una cadena de datos. Su función es simplificar la vista del diagrama de bloques, a la vez de dar la posibilidad de convertir esta agrupación en una cadena de datos de forma posterior. El orden de los datos, es el mismo que el orden en que han sido introducidos en este. Su apariencia es fija.



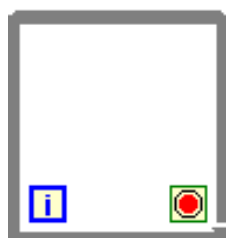
Graph: elemento de la paleta de control que sirve para mostrar gráficos, que actúan a modo indicador. Existen diferentes tipos de gráficos en función del resultado buscado, y además, se pueden mostrar diferentes tipos de datos numéricos.

2.2.3. Principales elementos de la paleta de funciones

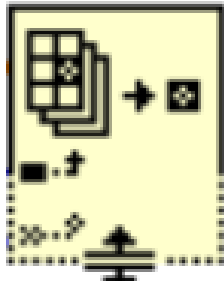
En este apartado se describen las principales funciones que posteriormente se utilizarán en la implementación del modelo en el software. Dicho esto, añadir que al final de este apartado, se hará una breve mención a las ventajas de utilizar el bucle “while” para la ejecución continua del programa [2.2].



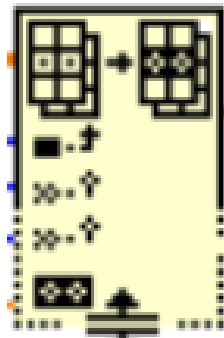
For Loop: el bucle for es un tipo de estructura que puede encontrarse en la paleta de funciones y sirve para repetir una determinada acción o conjunto de acciones (diagrama de bloques), “n” veces. El propio bucle proporciona el número de iteraciones para poder dar final bucle, sin necesidad de elementos booleanos que permitan finalizarlo.



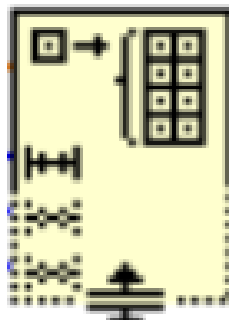
While Loop: el bucle while es un tipo de estructura que puede encontrarse en la paleta de funciones y sirve para repetir una determinada acción o conjunto de acciones (diagrama de bloques), hasta que se dé fin al bucle, necesita un control booleano que permita salir de este bucle.



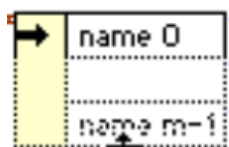
Index Array: elemento de la paleta de funciones que permite extraer un elemento o un sub-array de un determinado array de partida, permitiendo operar con este elemento de forma individual. Es necesario indicar el elemento del array con una constante numérica.



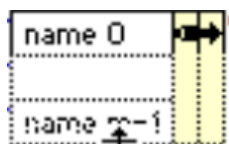
Replace Array Subset: elemento de la paleta de funciones que permite modificar un elemento de un array, es decir, permite modificar el dato almacenado en el elemento de dicho array. Es necesario indicar el elemento que se desea modificar, así como el nuevo valor que dicho elemento ha de tomar. Este da como resultado un nuevo array de los mismos elementos y dimensiones que el original pero con el dato modificado.



Initialize Array: elemento de la paleta de funciones que permite inicializar un Array a un determinado valor. Es necesario definir el número de elementos del Array y valor inicial que toman dichos elementos.



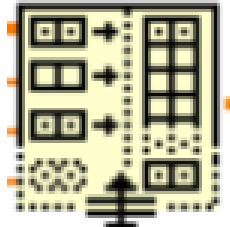
Unbundle By Name: elemento de la paleta de funciones que permite seleccionar de forma individual uno de los elementos de un cluster para poder operar con él. No requiere conocer el orden que este tiene dentro del cluster, sino que el elemento se extrae en base al nombre que se le ha dado. Pueden extraerse uno o varios elementos del mismo.



Bundle By Name: elemento de la paleta de funciones que permite reemplazar elementos de un cluster en base al nombre que estos han recibido. No es necesario conocer la posición del elemento dentro del cluster. La salida de esta función es un cluster donde alguno o todos sus elementos han sido reemplazados.



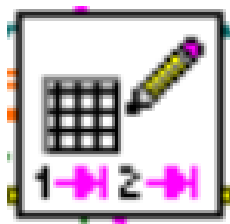
Cluster to Array: elemento de la paleta de funciones que permite convertir un cluster de varios elementos en un array que posee el mismo número de elementos y estos están en la misma posición que en el cluster. El tipo de dato de los diferentes elementos del array es el mismo que el de los elementos del Cluster



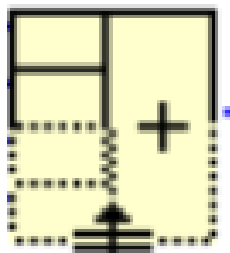
Build Array: elemento de la paleta de funciones que permite construir un array concatenando diferentes elementos individuales u otros arrays. La posición de los elementos del array generado es la misma que la posición en la que se introducen a la función.



Array Size: elemento de la paleta de funciones que permite obtener un dato numérico, que indica el número de elementos de un array.



Write Delimited Spreadsheet: elemento de la paleta de funciones que permite crear un fichero de texto en base a un array que contenga datos de tipo String, double precision, etc. Este archivo de texto puede configurarse para que se genere en un directorio determinado, y además, puede configurarse para que no se sobrescriba, es decir, que almacene datos de diferentes ejecuciones.



Compound Arithmetic: elemento de la paleta de funciones que permite sumar más de dos elementos en un solo paso.



Until Next: elemento de la paleta de funciones que se puede incorporar al bucle while, de forma que entre cada una de las ejecuciones de dicho bucle se espere una cantidad de tiempo determinada. Esta cantidad se introduce a modo de constante numérica de tipo entero, es necesario tener en cuenta que la constante introducida es introducir un múltiplo de 1 (ms).

2.2.4. Influencia de la programación en el coste computacional

Como se comentó al inicio de este apartado, a continuación, se realiza un breve comentario acerca del bucle while. Ya ha sido descrita la función de dicho bucle, este es un concepto de suma importancia en programación, pues LabVIEW tiene la posibilidad de realizar una ejecución continua de un VI o un conjunto de VIs, sin necesidad de incorporar un bucle while, no obstante, como se demuestra a través de las Ilustración 6, 7 y 8, utilizar este bucle combinado con la función Until Next, permite un ahorro importante en el consumo de CPU del programa en ejecución. Este es un aspecto fundamental a tener en cuenta en programación y es de sumo interés que el código generado consuma la menor cantidad posible de recursos.

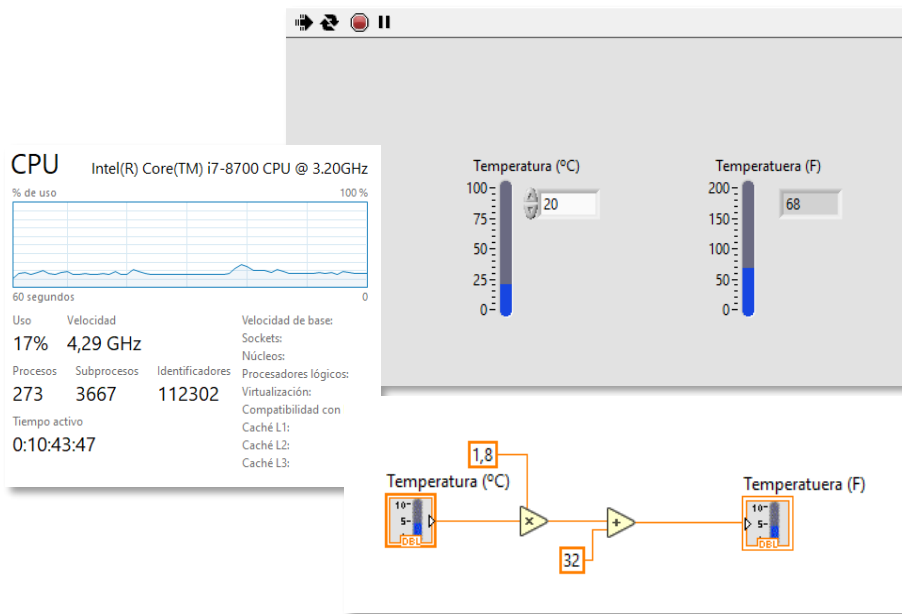


Ilustración 6. Consumo de recursos sin bucle while [3].

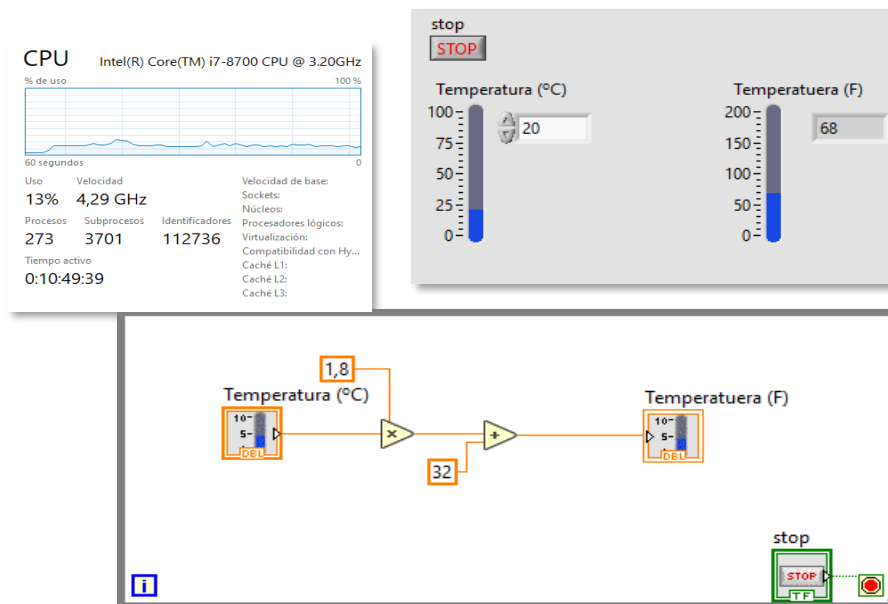




Ilustración 7. Consumo de recursos con bucle while sin espaciado temporal entre ejecuciones [2.3].

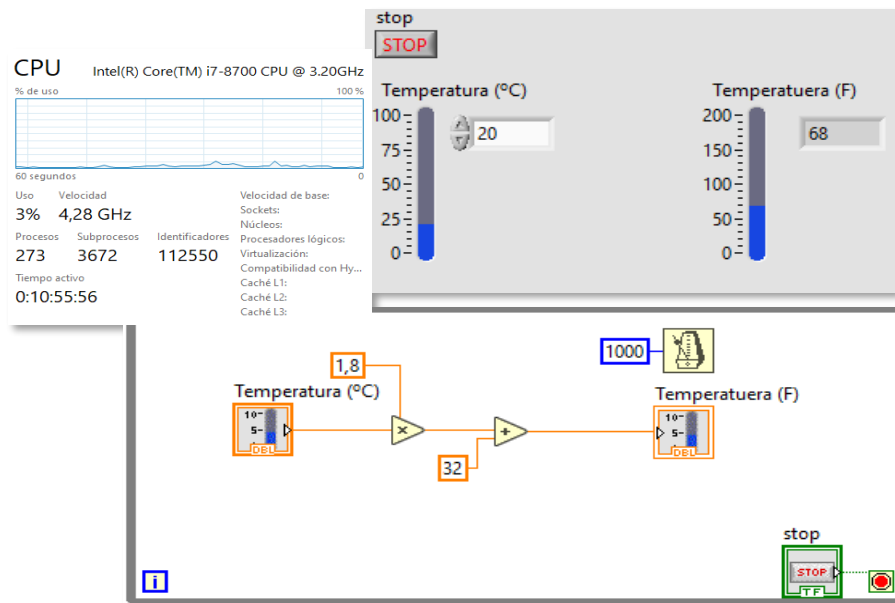


Ilustración 8. Consumo de recursos con bucle while con espaciado temporal entre ejecuciones [2.3].

2.3. Introducción a Lenguaje de programación C

El lenguaje C, es un lenguaje de programación desarrollado en la década de los 70 por Denis Ritchie (Bell Laboratorios) [2.3]. Este es un lenguaje denominado de nivel medio, como se muestra en la Ilustración 9., que se encuentra entre los lenguajes de alto nivel como FORTRAN, PASCAL, BASIC, etc. y los lenguajes de bajo nivel (lenguaje máquina). Esto otorga a C, ventajas de ambos tipos de lenguajes, como el uso de librerías y funciones complejas, unidas a al funcionalismo de un lenguaje ensamblador.

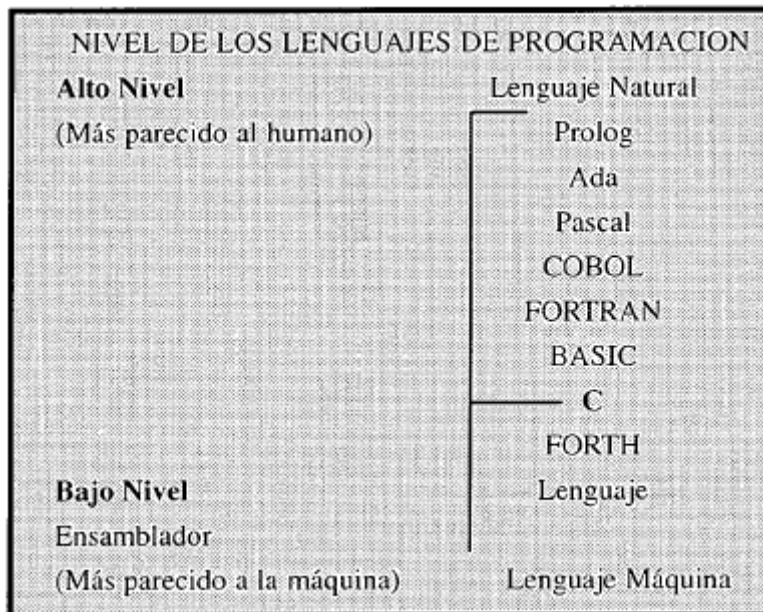


Ilustración 9. Lenguajes de programación [2.4]

Se trata de un lenguaje de programación ágil, que permite la incorporación de librerías y códigos externos, así como la fragmentación del código en varios programas independientes que otorgan facilidad a la hora tanto de programar como de revisar. Además, el lenguaje C, permite el tratamiento de direcciones de memoria, pudiendo modificar los datos contenidos en estas. No obstante, la asignación y posterior manipulación de direcciones de memoria, requiere tener presente que salirse de las direcciones de memoria asignadas al código o a partes de este puede generar problemas en la compilación y ejecución del código.

A continuación, se van a describir de forma breve los conceptos básicos para poder trabajar con el Lenguaje C.

2.3.1. Tipología de datos y variables

En C, al igual que en otros lenguajes de programación, es necesario asignar a las diferentes variables y parámetros, la tipología del dato que estas contienen, de forma que estos sean utilizados por el programa de forma adecuada. En la Tabla 4., se muestran los tipos de datos usuales en lenguaje C, así como la capacidad de los mismos.



Tabla 4. Tipos de datos primitivos en lenguaje C [2.5]

Signo	Tipo	Descripción	Bits	Rango de Valores	
				Menor	Mayor
Signed	Char	Introducción de caracteres	8	-128	127
Unsigned	Char	Introducción de caracteres	8	0	255
Signed	Short Int	Introducción de datos numéricos enteros	16	-32768	32767
Unsigned	Short Int	Introducción de datos numéricos enteros	16	0	65535
Signed	Long Int	Introducción de datos numéricos enteros	32	-2147483648	2147483647
Unsigned	Long Int	Introducción de datos numéricos enteros	32	0	4294967295
Signed	Float	Introducción datos numéricos con coma flotante. Simple precisión	32	±3,40E+38	
Signed	Double	Introducción datos numéricos con coma flotante. Doble precisión	64	±1,797693E+308	
Signed	Long Double	Introducción datos numéricos con coma flotante. Doble precisión	64	Depende del compilador	

Otro aspecto muy importante, es la declaración de variables, al declarar una variable, se define el tipo de dato que esta contiene, esencialmente se pueden distinguir dos tipos de variables:

- **Variables globales:** variables definidas de forma general para todo el código, es decir, se definen fuera de las diferentes funciones, manteniendo su valor durante todo el desarrollo del programa (salvo que expresamente dicha variable sea modificada dentro del propio programa). Este tipo de variables se han de definir de forma preferente al inicio del programa.
- **Variables locales:** Son aquellas que no se definen de forma global, sino dentro de la estructura de una de las funciones del programa, de forma que solo existen durante la ejecución de las sentencias de dicha función, liberando el espacio de memoria tras finalizar o salir de la función.

A parte de estas, existen otros tipos de variables, como pueden ser: variables externas, variables estáticas, variables de registro, etc.

2.3.2. Arrays y punteros.

En este apartado se describe de forma breve las diferentes metodologías de agrupación de datos como recurso útil en lenguaje C.

En primer lugar, los arrays son agrupaciones de datos de n dimensiones que contiene una lista (o tabla), de datos del mismo tipo, numerados de forma consecutiva (0, 1, 2, ..., n-1) [2.6]. Los arrays pueden ser unidimensionales, formando una matriz de una fila y n columnas, bidimensionales, con n filas y m columnas, o multidimensionales.

Los arrays permiten agrupar una serie de datos bajo una referencia única (denominación del array), lo que permite obtener una estructura más ordenada del



código fuente, pues una vez agrupados, y conocida la posición de cada uno de los elementos, se puede “llamar” a cada uno de estos de forma independiente en cualquier momento posterior a la declaración del array. Desde el punto de vista de la implementación de C y LabVIEW, este tipo de agrupaciones facilita la transmisión de datos entre el diagrama de bloques en LabVIEW y el código en Lenguaje C.

Los arrays, pueden contener datos o variables de la misma tipología, en caso de contener variables, es necesaria una inicialización de las mismas, esta debe darse al definir el array.

En cuanto a los punteros, son una herramienta del lenguaje C, que permite, además de pasar argumentos complejos a las funciones, aumentar la eficiencia del código. Un puntero, se define como una variable que además del valor lógico de esta contiene la dirección de memoria en la que se aloja, los punteros, a su vez, pueden aplicarse a los arrays. Desde el punto de vista de utilizar LabVIEW y C combinados, los punteros son esenciales, pues desde LabVIEW, es necesario facilitar a C las direcciones de memoria que se pretenden modificar, pues de no ser así, el código no modificaría los arrays facilitados, pues no dispone de acceso a su dirección de memoria.

Conocidos la tipología de datos, así como los diferentes tratamientos que se pueden dar a estos en lo referente a su agrupación y sus direcciones de memoria, se dispone de la información necesaria para poder construir el código que permita la resolución del problema. Nótese que en esta memoria no se hace referencia a todos los tipos de sentencias, operadores, funciones predefinidas y librerías que se utilizarán en el desarrollo del código, pues engrosaría en exceso la memoria sin necesidad, pues el objetivo no se basa en construir un manual de programación en C. Para obtenerse más información sobre este lenguaje de programación puede recurrirse a los manuales citados en la bibliografía utilizada, así como en la bibliografía para consulta.

2.3.3. Estructuras.

Una estructura es un recurso de programación de C, que permite la agrupación de datos de diferente tipo, constituyendo un nuevo tipo de dato asignado por el usuario, como se muestra en la Ilustración 10., como puede apreciarse, dentro de una función la estructura se declara como un tipo de variable “st_TermodinamicaMotor”, que es el definido por el programador. Además de esto, al pasar una estructura a una función, no solamente se pasa el valor, sino también la dirección de memoria, por ello, con este tipo de agrupaciones no sería estrictamente necesario el uso de punteros, aunque si pueden utilizar y en determinados casos será recomendable si lo que pretende tratarse es la dirección de memoria, a fin de modificar y almacenar datos que después puedan ser utilizados en otra parte del código o por otra función del mismo en caso de ser necesario.



```

typedef struct
{
    double Pres;
    double Vel;
    double Temp;
    double Ental;
    double Dens;
    double VelSon;
    double Mach;

    st_CondicionesFuncionamiento Func;
    st_PrestacionesMotor Pres;
    st_TermodinamicaMotor Ter[N_PTS_MOT];
}st_TermodinamicaMotor;

```

Ilustración 10. Definición y declaración de estructuras.

2.3.4. Funciones.

Fragmento de código independiente que pueden ser llamadas en otras partes del código, a modo de ejemplo, se muestra el código de las Ilustraciones 11 y 12., en este código se pretende realizar la suma de dos números enteros, esta suma se repetirá para tres parejas de números, utilizar la función suma (creada por el programador), permite no tener que reescribir el código necesario para efectuar la suma de las parejas de números enteros.

En el caso mostrado, no es crítico, pues apenas hay diferencia entre las líneas de código y el coste computacional de utilizar un método u otro, no obstante, a medida que el código se hace más complejo, el uso de funciones se hace necesario, tanto para optimizar este, como para hacer dicho código más visual y comprensible.

```

#include <stdio.h>
#include <windows.h>
#include <math.h>

void main ()
{
    int a1, a2, a3, a4, a5, a6;

    int resultado_1, resultado_2, resultado_3;

    a1=1;
    a2=3;
    a3=5;
    a4=45;
    a5=-57;
    a6=13;

    resultado_1=a1+a2;
    printf("%i\n", resultado_1);
    resultado_2=a3+a4;
    printf("%i\n", resultado_2);
    resultado_3=a5+a6;
    printf("%i\n", resultado_3);

    system ("pause");
    return 0;
}

```

```

4
50
-44
Presione una tecla para continuar

```

Ilustración 11. Programa de prueba sin funciones.



```
#include <stdio.h>
#include <windows.h>
#include <math.h>

int Func_Resultado (int a, int b);

void main ()
{
    int a1, a2, a3, a4, a5, a6;

    int resultado_1, resultado_2, resultado_3;

    a1=1;
    a2=3;
    a3=5;
    a4=45;
    a5=-57;
    a6=13;

    resultado_1=Func_Resultado(a1,a2);
    resultado_2=Func_Resultado(a3,a4);
    resultado_3=Func_Resultado(a5,a6);

    system ("pause");
    return 0;
}

int Func_Resultado (int a, int b)
{
    int resultado;

    resultado=a+b;
    printf("%i\n", resultado);
    return resultado;
}
```

```
4
50
-44
Presione una tecla para conti
```

Ilustración 12. Programa de prueba utilizando funciones.



2.4. Estrategias de implementación del modelo

En este apartado de la memoria, se describen las principales estrategias utilizadas en la implementación del modelo, desde el punto de vista del desarrollo del diagrama de bloques en LabVIEW, como desde el punto de vista del desarrollo del código en Lenguaje C.

2.4.1. Estrategia de diseño del diagrama de bloques LabVIEW

Para el desarrollo del diagrama de bloques, se utiliza la estrategia de dividir este en fragmentos, que faciliten la visualización y revisión del mismo, esto puede llevarse a cabo en LabVIEW pues existe la posibilidad de crear sub-VI, es decir, crear subprogramas que posteriormente pueden integrarse en el programa principal como nuevos módulos, de forma que el programa completo queda dividido en varios programas de menor envergadura.

La generación de sub-VI, puede realizarse en la ventana de usuario (Front Panel), donde se encuentra la herramienta mostrada en la Ilustración 13. Con esta herramienta se definen el número de entradas y salidas del sub-VI creado, de forma que posteriormente puedan conectarse a estas los elementos, controles, indicadores, etc. deseados. Además, puede modificarse la simbología del sub-VI, para que aparezca en LabVIEW con la representación que el desarrollador seleccione.

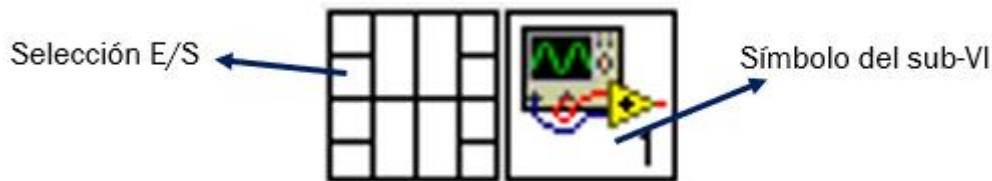


Ilustración 13. Creación de Sub-VI [2.3]

Para definir las entradas y salidas del Sub-VI, es necesario asignarlas a los elementos del insertados en el panel de usuario, es decir, antes de poder crear el Sub-VI, es necesario definir el diagrama de bloques por el que este se registrará. En la Ilustración 14., se muestra un ejemplo de sub-VI, utilizado en el desarrollo del programa para implementar el modelo. Este sub-VI creado, sirve para introducir la configuración básica de la aeronave. Como puede observarse, crear un sub-VI, permite sustituir en el programa principal todo el diagrama de bloques mostrado en la Ilustración por un simple icono, lo que facilita la visualización en modo general del programa, así como la detección de errores. El caso mostrado es un sub-VI que constan de una única salida. El tipo de datos que esta salida proporciona al programa principal depende del elemento al que dicha salida haya sido asociada al en sub-VI, en el caso mostrado se trata de un array que permite introducir al programa principal la configuración de la aeronave.

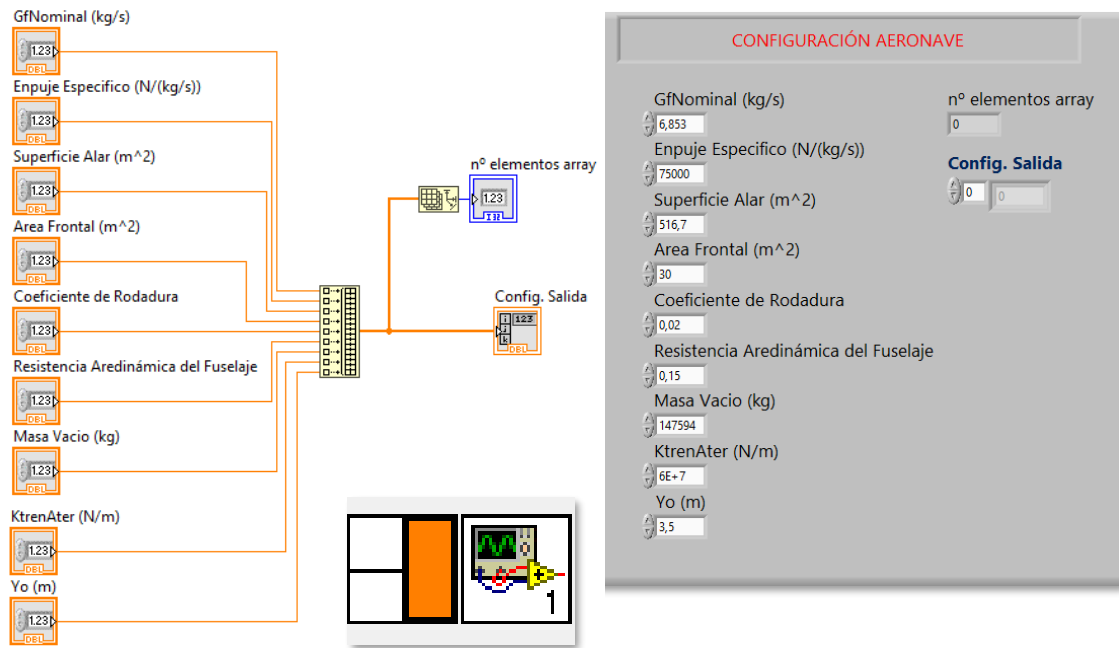


Ilustración 14. Ejemplo de Sub-VI [2.3].

Para el desarrollo del programa principal, se han utilizado los siguientes VI:

- **Cuadro de mandos:** está compuesto por los mandos de control de la aeronave, y constituye el cuerpo principal del programa.
- **Configuración aeronave:** es el sub-VI mostrado en la Ilustración 10., permite introducir al programa principal la configuración básica de la aeronave.
- **Función:** en este sub-VI, se inserta la librería en C que integra el modelo de cálculo. Este apartado se desarrollará de forma más detallada en el apartado 2.4.3 de la memoria.
- **Gráficos:** este sub-VI, permitirá mostrar en pantalla los resultados graficados.
- **Directorio de salida:** este sub VI permite al usuario del programa seleccionar el directorio de salida en el cual se almacenan las hojas de cálculo Excel generadas con los datos calculados.
- **Control tobera de salida:** este sub VI es el encargado de controlar el área efectiva de salida de la tobera principal.
- **Control Inc Ace!**: este sub VI, hace las veces de piloto automático, controlando la inclinación y la posición del acelerador de la aeronave.
- **Aterrizaje:** este sub VI, permite el control automático de la actuación de aterrizaje, modificando de forma controlada las consignas de altura de vuelo y velocidad de vuelo para que la aeronave descienda de forma gradual.

A parte de esto, otro hecho importante en el desarrollo del programa es la utilización del bucle while, con la función “Until Next”, que como se mostró en el apartado 2.2.3 de la memoria, permite un importante ahorro en el consumo de recursos de la CPU.

Además de este ahorro de recursos, el parámetro de espera entre ejecución es configurable por el usuario, lo que a su vez otorga versatilidad a la simulación, pues se puede configurar la velocidad de ejecución del simulador adaptándolo a las necesidades y objetivos del usuario.



2.4.2. Estrategia de implementación del modelo de cálculo y creación de librería DLL con lenguaje C

Para el desarrollo del código en lenguaje C que permita la resolución del modelo de ecuaciones diferenciales, que permita la simulación de la trayectoria de la aeronave, así como el modelado dinámico de los motores a reacción, se utilizará la aplicación Dev-C++, aplicación libre que permite el desarrollo de programas en C o C++, así como tener disponible el compilador necesario.

El compilador es el encargado de realizar la traducción del código desarrollado al lenguaje máquina (de bajo nivel), en binario, de modo que el código pueda ser ejecutado.

El objetivo tras el desarrollo del código es la construcción de una librería (DLL), que pueda incorporarse a LabVIEW, y así disponer del software de modelado y control completo.

Respecto al desarrollo del código, cabe destacar que este se fragmenta, de forma que se dispone de varios programas de menor envergadura integrados dentro de un mismo proyecto, lo que agiliza tanto la programación como la revisión del mismo. Este es recurso denominado como modularidad, suele utilizarse en códigos de gran envergadura, de forma que programadores diferentes solo dispongan de acceso a su parte del código, teniendo enlaces comunes (variables, agrupaciones o funciones), que sean utilizados por más de un desarrollador.

En cuanto a la estructura de datos, estos se agruparán en arrays y estructuras, lo que aumenta el rendimiento del código, además de agilizar y simplificar el trasvase de datos entre LabVIEW y C. Además, es necesario el uso de punteros, pues desde LabVIEW es necesario facilitar las direcciones de memoria asignadas a las variables que se envía al código para que este pueda realizar modificaciones sobre dichas variables.

Es imprescindible que las dimensiones de los arrays definidos en LabVIEW, así como es orden de definición de las diferentes variables de operación, coincidan con las dimensiones y orden asignados en el código en C. De no ser así, pueden generarse errores, que en el mejor de los casos impiden la ejecución del programa (esto sucederá en el caso en el que las longitudes de los arrays facilitados a C no coincidan con las dimensiones asignadas en el código), en caso de alterar el orden, los resultados estarán comprometidos, obteniendo valores dispares para los diferentes parámetros, además, este tipo de códigos son difíciles de identificar.

También es imprescindible que la tipología de datos utilizada en el código coincida con la utilizada en LabVIEW.

Una vez generado el código, es necesario compilar este y construir la DLL que se incorpore en LabVIEW.

2.4.3. Implementación de librería DLL en LabVIEW

El último paso para definir la implementación del modelo de cálculo, consiste en el método seleccionado para poder utilizar la librería creada con lenguaje C, que contiene tanto el desarrollo del modelo como el método numérico de resolución de

ecuaciones diferenciales seleccionado, en LabVIEW. Para ello se utiliza la función “*Call Library Function Node*”, representada en la Ilustración 15., esta función, permite llamar a una determinada librería (DLL) creada en lenguaje C.

A parte de llamar a esta librerías, a esta función hay que introducir los parámetros de entrada y salida en el orden adecuado y con el tipo adecuado. Es decir, en función del objetivo del parámetro que se manda a la librería, es necesario escoger el tipo del mismo, por ejemplo, cuando un parámetro ha de ser modificado por la DLL, es necesario introducirle un puntero de forma que al mismo se le asigne una dirección de memoria, de forma que la DLL pueda hacer modificaciones sobre esa dirección de memoria.

Es fundamental que las direcciones de memoria que se introducen a la función coincidan con las direcciones del código desarrollado en C, pues de no ser así, pueden generarse fallos en la ejecución, llegando incluso a hacer imposible dicha ejecución.

A parte de la necesidad de cuadrar las direcciones de memoria, el orden y tipología de los parámetros introducidos en LabVIEW, y los utilizados en C, es necesario asignar y conocer el directorio en el que se encuentra ubicada la librería. Una vez creada la librería, no es necesario disponer del código fuente, no obstante, este es necesario si se pretende realizar algún tipo de modificación sobre dicha librería. Además, una vez asociada la librería el LabVIEW, el código fuente que da origen a dicha librería no puede ser modificado, por lo tanto, es necesario eliminar la conexión con LabVIEW para poder hacer modificaciones sobre la librería.

La función, aparte de retornar los parámetros indicados, otorga la posibilidad de devolver un parámetro de error, que puede ser interesante de cara al análisis del correcto funcionamiento del programa.

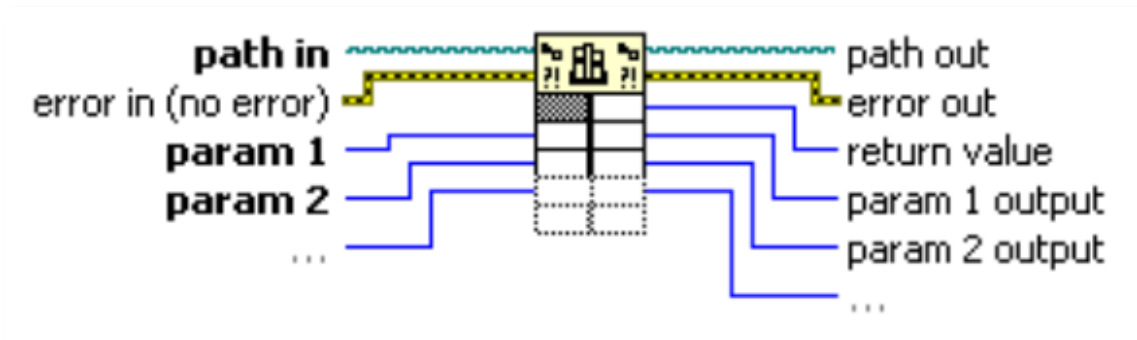


Ilustración 15. Call Library Function Node [2.3].



2.5. Bibliografía

2.5.1. Bibliografía utilizada


- [2.1] LabVIEW (2005) [Software]. *LabVIEW Fundamentals*. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US)
- [2.2] LabVIEW (2018) [Software]. *User Help of LabVIEW*. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US).
- [2.3] Servicios Informáticos UCM (2014). *Curso básico de programación en C*. Madrid: Universidad Complutense
- [2.4] Martínez F.J. (2011). *Lenguaje <<TURBO C>> para estudiantes*. La Rioja: Universidad de la Rioja
- [2.5] Alcover, P. M. (2010). *Informática aplicada programación en Lenguaje C*. Cartagena: Universidad Politécnica de Cartagena
- [2.6] Joyanes, L.; Fernández, M.; Sánchez, L. Zahonero, I. (2005). *Estructuras de datos en C*. Salamanca, España: McGraw-Hill
- [2.7] LabVIEW (2018) [Software]. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US).

2.5.2. Webgrafía utilizada

- [W-2.1] <https://www.ni.com/es-es.html>
Día última consulta:

2.5.3. Bibliografía para consulta

- [C-12] Álvarez, I. (2013). *Programación en C*. Oviedo, España: Universidad de Oviedo
- [C-13] Zhang, T. (2001). *Aprendiendo C en 24 horas*. Pearson Education



**CAPÍTULO 3:
MODELADO DE LOS
MOTORES A REACCIÓN**



3.1. Introducción

En este capítulo de la memoria se describe el modelo planteado para realizar el estudio del comportamiento dinámico de los motores a reacción de la aeronave analizada.

Este modelo se basa en el análisis dinámico de las prestaciones de los motores, así como el comportamiento de los mismos ante las diferentes sollicitaciones en los diferentes puntos de la trayectoria de la aeronave.

En la actualidad, la tipología de los motores a reacción utilizados en la industria aeronáutica y aeroespacial es diversa, en la tabla 5., se muestra una clasificación de diferentes motores a reacción en función de la velocidad de vuelo.

Tabla 5. Clasificación de los diferentes motores a reacción en función de la velocidad de vuelo de la aeronave [3.1].

Sistema de propulsión	Velocidad [m/s]
Helicopter lifting rotor	>30
Propeller	30-200
Remote ducted fan, unducted fan or propfan	100-300
Turbofan	200-600
Turbojet	350-600
Ramjet	1800-2400
Solid-propellant rocket	1500-2600
Liquid-propellant rocket	2000-3500

Los motores más utilizados actualmente en la aviación comercial son los motores Turbofan, distinguiendo tres fabricantes principales [3.2]:

- Roll Royce
- General Electric
- Pratt and Whitney

Dentro de los fabricantes mencionados, pueden encontrarse modelos con prestaciones muy diversas, en la tabla 6., se muestran algunos de los motores comerciales actuales y sus aplicaciones en la aviación comercial.

Tabla 6. Aplicaciones de diferentes motores a reacción [3.3]

Marca	Modelo	Aplicación
General Electric	GE-90-94B	Boeing 777-200 y 777-200ER
	GE-90-115B	Boeing 777-200ER y 777-300ER
	GP7200	Airbus A380
Pratt & Whitney	PW4000-94	B747, B767, A300-300, A300-600
	PW4000-100	A330-200, A330-300
Roll Royce	TRENT 500	A340-500, A340-600
	TRENT 700	A330-200, A330-300
	TRENT 900	A380



Dada la importancia del motor Turbofan en la aviación civil actual, el modelo de propulsión planteado se centra en el análisis dinámico de un Turbofan, como el representado en la Ilustración 16.

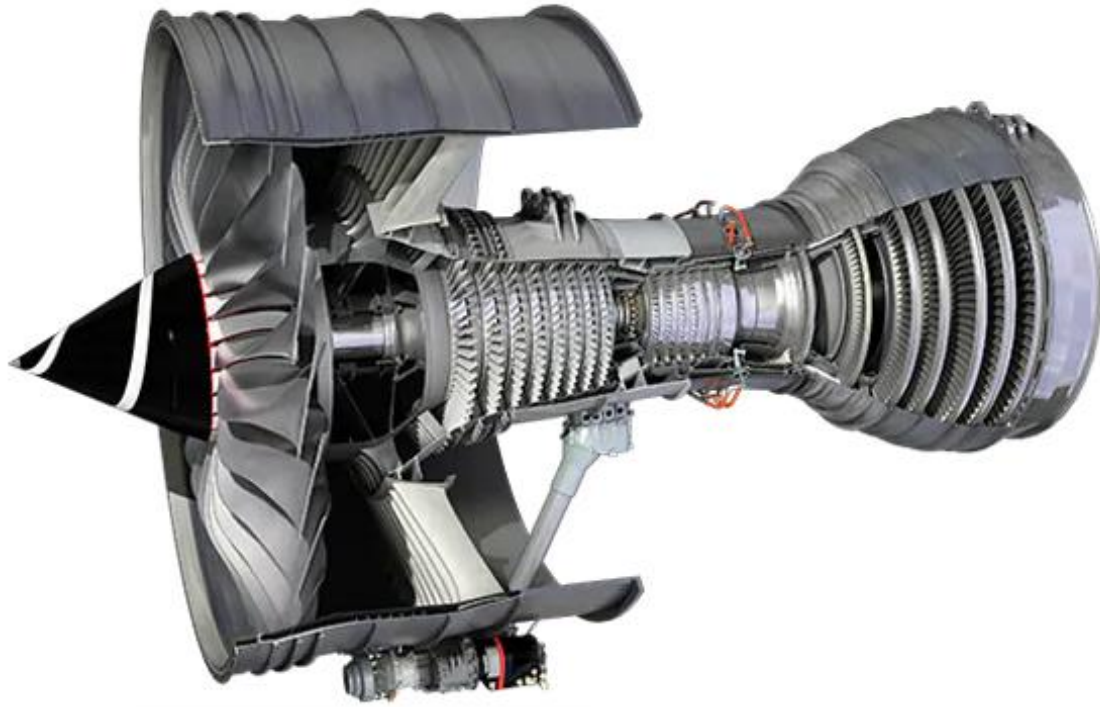


Ilustración 16. Roll Royce Trent 500 motor Turbofan de doble eje [W-3.1].



3.2. Estudio termodinámico del Turbofan

En este apartado se muestra de forma breve el modelo termodinámico de los motores a reacción:

3.2.1. Introducción

El motor de estudio es un Turbofan de doble eje, el mismo está integrado por:

- Difusor
- Fan
- Compresor
- Cámara de combustión
- Turbina de alta presión
- Turbina de baja presión
- Tobera

Al tratarse de un motor Turbofan con doble eje, el accionamiento del fan es independiente al del compresor, de forma que el fan se encuentra ligado a la turbina de baja presión, y el compresor a la turbina de alta presión como se representa en la Ilustración 17.

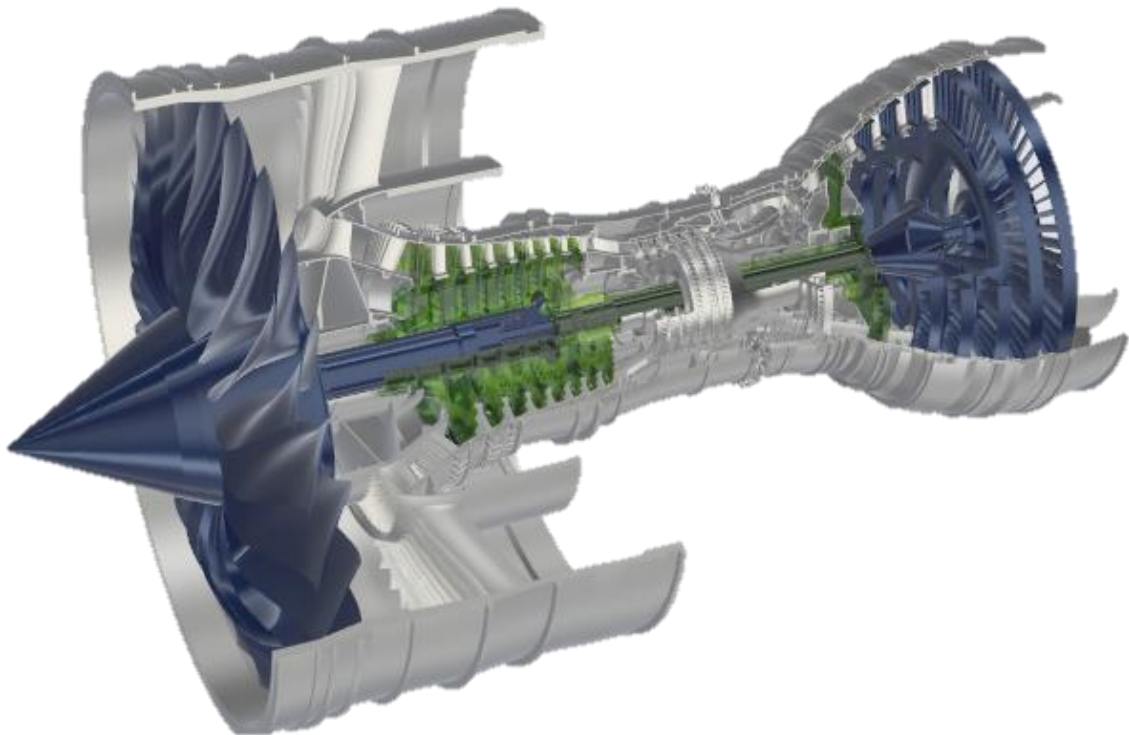


Ilustración 17. Ejes principal y secundario motor Trent 500 Roll Royce.



3.2.2. Ciclo termodinámico del Turbofan

El primer paso, antes de definir el ciclo termodinámico experimentado en el motor a reacción, es definir las hipótesis de partida utilizadas para la construcción del modelo:

- Se consideran rendimientos isentrópicos de difusor y toberas iguales a la unidad.
- Se aplica la hipótesis de gas perfecto al fluido de trabajo
- Se considera que las propiedades del gas de combustión (γ, c_p, R_g) , coinciden con las propiedades del aire.
- Se considera despreciable el aporte energético derivado de la temperatura de entrada del flujo de combustible a la cámara de combustión.
- Se considera despreciable la pérdida de carga de la cámara de combustión.
- Se considera despreciable la pérdida de calor a través de la cámara de combustión.

El ciclo termodinámico del motor se representa a través del diagrama h-s, no obstante, antes de representar dichos diagramas, cabe mencionar que en este tipo de motores se distinguen dos flujos:

- Flujo principal: gasto de aire que trasiega el motor principal, es decir es el flujo de aire que, tras ser comprimido, se mezcla con el combustible y experimenta la reacción de combustión.
- Flujo secundario: gasto de aire que atraviesa el Fan y no experimenta la reacción de combustión.

El distinguir entre estos dos flujos, permite dividir en dos partes el motor:

- Principal: difusor, fan, compresor, cámara de combustión, turbinas y tobera principal.
- Secundario: difusor, fan, tobera secundaria.

En lo referente al flujo principal, experimenta las siguientes etapas a lo largo del ciclo:

- 1ª Etapa: el flujo de aire exterior accede al motor a través del difusor. Donde experimenta la compresión dinámica, perdiendo parte de su energía cinética y ganando presión.
- 2ª Etapa: tras la primera etapa, dicho flujo pasa por el fan, donde aumenta la presión del mismo y se da la división de dicho flujo en primario y secundario en función del grado de derivación.
- 3ª Etapa: El flujo de aire primario tras su paso por el fan, se encuentra con el compresor, en el mismo sigue aumentando su presión en función de la relación de compresión del compresor, que varía en base a la velocidad de giro de este componente.
- 4ª Etapa: Una vez comprimido, el flujo de aire primario entra en la cámara de combustión, donde se inyecta el combustible y se produce la reacción de combustión, lo que aumenta la temperatura del aire, y con esta su energía.
- 5ª Etapa: El aumento de energía obtenido se aprovecha en la turbina, donde se reduce la presión y la temperatura del fluido. El objetivo de esta es producir el trabajo necesario para accionar al compresor y vencer las pérdidas mecánicas del sistema. Como se trata de un motor Turbofan de doble eje, la turbina de alta presión es la



encargada del accionamiento del compresor, y la turbina de baja presión se encarga del accionamiento del fan. Dependiendo del balance de energía, la velocidad de giro de los ejes primario y secundario varía.

- 6ª Etapa: Por último, el fluido, tras trasegar la turbina, saldrá del motor por una tobera, en esta el funcionamiento es inverso al difusor, pues la energía de presión y temperatura se transforma en energía cinética. La velocidad de salida de los gases de combustión de la tobera serán los responsables de generar el empuje que propulsa la aeronave. La tobera es de geometría variable, por lo tanto, el área de salida de esta puede modificarse en función de las solicitudes de funcionamiento

En lo referente al flujo secundario, tras su paso por el fan, experimenta una transformación de energía de presión y temperatura en energía cinética a través de una tobera.

A lo largo del ciclo pueden encontrarse los puntos de interés:

- Punto 0: ambiente, flujo de aire antes de entrar al motor

$$\begin{aligned} T_0 &= T_{amb} [K] \\ p_0 &= p_{amb} [Pa] \\ C_0 &= V_{vuelo} [m/s] \\ h_0 &= C_p T_0 [J/kg] \end{aligned}$$

- Punto 1: el flujo de aire exterior experimenta la compresión dinámica en el difusor

$$\begin{aligned} h_1 &= h_0 + \frac{V_0^2}{2} [J/kg] \\ T_1 &= \frac{h_1}{C_p} [K] \\ p_1 &= p_0 \left(\frac{T_0}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} [Pa] \end{aligned}$$

- Punto 2': El flujo total de aire trasiega el fan, donde gana energía en forma de presión.

$$\begin{aligned} p_{2'} &= p_1 \pi_{fan} [Pa] \\ T_{2'S} &= T_1 \left(\frac{p_1}{p_{2'}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} [K] \\ \eta_{fan} &= \frac{T_{2'S} - T_1}{T_{2'} - T_1} \Rightarrow T_{2'} = T_1 + \frac{T_{2'S} - T_1}{\eta_c} [K] \\ h_{2'} &= C_p T_{2'} [J/kg] \end{aligned}$$

- Punto 3': el flujo de aire secundario tras su paso por el fan sale al exterior por la tobera. Las condiciones de operación varían dependiendo si la misma se encuentra o no bloqueada. El primer paso es determinar la presión crítica de la misma.

$$p_{3'critica} = p_{2'} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right)} [Pa]$$

Una vez conocida la presión crítica pueden definirse dos situaciones:



Si $p_{3' \text{ crítica}} > p_{amb} \Rightarrow \text{tobera bloqueada} \Rightarrow p_{3'} = p_{3' \text{ crítica}} [Pa]$

Si $p_{3' \text{ crítica}} < p_{amb} \Rightarrow \text{tobera no bloqueada} \Rightarrow p_{3'} = p_{amb} [Pa]$

Una vez definida la Discretización se puede proseguir con el cálculo

$$T_{3'} = T_{2'} \left(\frac{p_{2'}}{p_{3'}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} [K]$$

$$C_{3'} = \sqrt{2C_p(T_{2'} - T_{3'})} [m/s]$$

- Punto 2: el flujo primario de aire trasiega el compresor, donde aumenta su presión, en función de la relación de compresión de este componente (o de sus escalonamientos si se realiza un estudio independiente).

$$p_2 = p_{2'} \pi_{comp} [Pa]$$

$$T_{2S} = T_{2'} \left(\frac{p_{2'}}{p_2} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} [K]$$

$$\eta_c = \frac{T_{2S} - T_{2'}}{T_2 - T_{2'}} \Rightarrow T_2 = T_{2'} + \frac{T_{2S} - T_{2'}}{\eta_c} [K]$$

$$h_2 = C_p T_2 [J/kg]$$

- Punto 3: el flujo de aire primario atraviesa la cámara de combustión, donde experimenta la reacción de combustión. En la Ilustración 18., se representa el balance energético aplicado a la cámara de combustión.

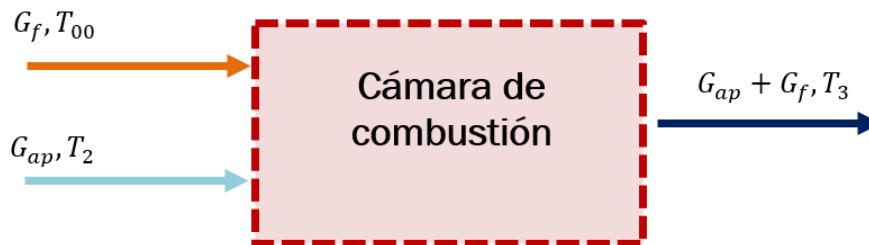


Ilustración 18. Representación cámara de combustión.

Balance de energía:

$$G_f c_p T_{00} + G_{ap} c_p T_2 + G_f H_C = (G_{ap} + G_f) c_p T_3$$

De este balance puede deducirse la temperatura a la salida de la cámara de combustión:

$$T_3 = \frac{G_{ap} c_p T_2 + G_f H_C}{(G_{ap} + G_f) c_p} = G_{ap} \frac{c_p T_2 + F H_C}{(1 + F) c_p} [K]$$

$$p_3 = p_2 [Pa]$$

- Puntos 4 y 5: el flujo de aire primario, cede parte de la energía ganada en la reacción de combustión en la turbina, reduciendo así su presión y su temperatura.



$$\begin{aligned}
 p_4 &= p_3 \pi_{tp} \text{ [Pa]} \\
 p_5 &= p_4 \pi_{ts} \text{ [Pa]} \\
 T_{4S} &= T_3 \left(\frac{p_3}{p_{4S}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \text{ [K]} \\
 \eta_{tp} &= \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4S}} \Rightarrow T_4 = T_3 - \eta_{tp}(T_3 - T_{4S}) \text{ [K]} \\
 T_{5S} &= T_4 \left(\frac{p_4}{p_{5S}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \text{ [K]} \\
 \eta_{ts} &= \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5S}} \Rightarrow T_5 = T_4 - \eta_{ts}(T_4 - T_{5S}) \text{ [K]}
 \end{aligned}$$

En este motor existen dos etapas dentro de la turbina, una turbina de alta presión, donde se extrae la energía necesaria para poner en funcionamiento el compresor y la turbina de baja presión, que sirve para dar energía al fan. Dependiendo del balance energético, podrán darse tres situaciones:

- Caso 1: el trabajo aportado por la correspondiente etapa de turbinado es superior al trabajo requerido por el fan o el compresor, en este caso el motor se acelerará, aumentando su velocidad angular.
- Caso 2: el trabajo aportado por la correspondiente etapa de turbinado es igual al trabajo requerido por el fan o el compresor, en este caso el motor mantiene su velocidad angular constante.
- Caso 3: el trabajo aportado por la correspondiente etapa de turbinado es inferior al trabajo requerido por el fan o el compresor, en este caso el motor reduce su velocidad angular.

En cualquiera de las tres situaciones, los balances energéticos planteados serán:

$$\dot{W}_{comp} - \dot{W}_{t1} \eta_{mpc} = \dot{W}_{uc}$$

$$\dot{W}_{fan} - \dot{W}_{t2} \eta_{mpf} = \dot{W}_{uf}$$

- Punto 6: tras las dos etapas de turbinado, el flujo de aire primario, sale del motor principal a través de la tobera de geometría variable. El primer paso es determinar la presión crítica de la tobera:

$$p_{6\text{crítica}} = p_5 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)} \text{ [Pa]}$$

A partir de este valor, podrá definirse el límite de bloqueo de la tobera, distinguiendo dos situaciones:

$$\begin{aligned}
 \text{Si } p_{6\text{crítica}} > p_{amb} &\Rightarrow \text{tobera bloqueada} \Rightarrow p_6 = p_{6\text{crítica}} \text{ [Pa]} \\
 \text{Si } p_{6\text{crítica}} < p_{amb} &\Rightarrow \text{tobera no bloqueada} \Rightarrow p_6 = p_{amb} \text{ [Pa]}
 \end{aligned}$$



Una vez definida la Discretización se puede proseguir con el cálculo:

$$T_6 = T_5 \left(\frac{p_5}{p_6} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} [K]$$

$$C_6 = \sqrt{2C_p(T_5 - T_6)} [m/s]$$

Todos estos puntos y etapas quedan representados en los diagramas h-s del ciclo termodinámico, representados en las Ilustraciones 19 y 20.

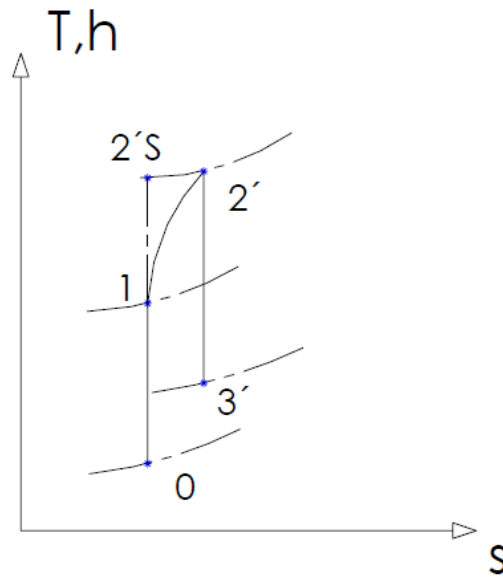


Ilustración 19. Diagrama h-s flujo secundario

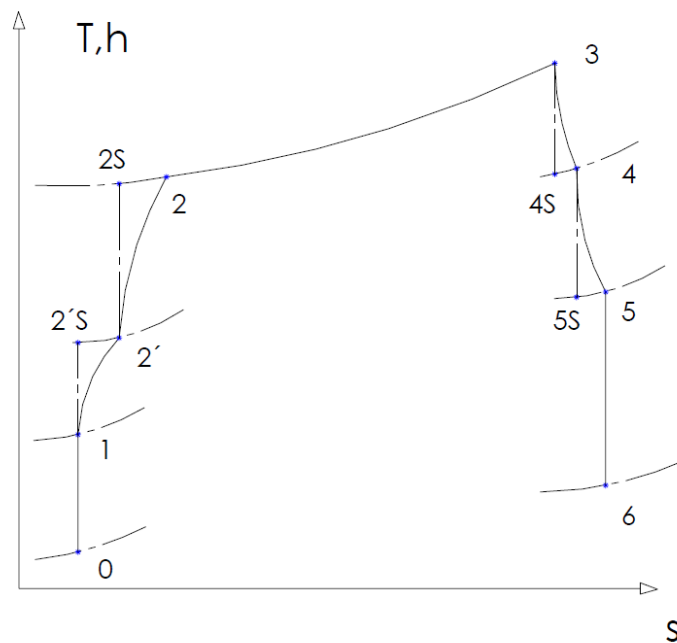


Ilustración 20. Diagrama h-s flujo primario.



Una vez calculadas las propiedades del fluido en todos los puntos del ciclo, es el momento de calcular el empuje desarrollado por el motor, a través de la expresión Ec. 3:

$$E = (p_6 - p_0)A_6 + (p_{3'} - p_0)A_{3'} + G_{ap}(1 + F)C_6 + G_{as}C_{3'} - G_a C_0 \quad [N] \quad (\text{Ec. 3})$$

Además del empuje, es de interés el estudio del rendimiento de los motores a reacción [3.4]:

- Rendimiento térmico del motor: desde un punto de vista térmico, no se podría considerar el empuje como el efecto útil, por lo tanto, dicho efecto será el incremento de energía cinética que experimentan los gases de combustión, así como la energía cinética de los gases que trasiegan la tobera del fan. Por lo tanto, el rendimiento térmico del motor a reacción tomará la forma mostrada en la expresión Ec 4.

$$\eta_t = 100 \cdot \frac{G_{as}C_3^2 + (G_{ap} + G_f)C_6^2 - G_a C_0^2}{2 \cdot G_f \cdot H_C} \quad [\%] \quad (\text{Ec. 4})$$

- Rendimiento propulsivo: el efecto útil de un motor a reacción, no es la energía mecánica en el eje del motor, sino el empuje que este desarrolla, por lo tanto, este parámetro se define como la relación entre el empuje desarrollado y la energía mecánica disponible. Queda definido por la expresión Ec. 5

$$\eta_p = 100 \cdot \frac{2EC_0}{G_{as}C_3^2 + (G_{ap} + G_f)C_6^2 - G_a C_0^2} \quad [\%] \quad (\text{Ec. 5})$$

- Rendimiento motopropulsivo: se trata de la relación entre el efecto útil (Empuje) y la energía aportada a través del combustible, queda definido a partir de la expresión Ec. 6

$$\eta_{mp} = 100 \cdot \frac{EC_0}{G_f H_C} \quad [\%] \quad (\text{Ec. 6})$$



3.3. Modelado dinámico del Turbofan

Hasta ahora, se ha planteado el estudio termodinámico del motor a reacción, no obstante, este planteamiento es válido para unas condiciones de funcionamiento determinadas. La intención del planteamiento propuesto, es conseguir un modelo que permita el estudio dinámico del motor a reacción, es decir, el cálculo de prestaciones en cualquier condición de funcionamiento (trayectoria de la aeronave).

Para poder construir dicho modelo, es necesario conocer las curvas características del motor a reacción, es decir, las curvas del fan, compresor y turbina, disponiendo de dichas curvas, ante una situación de funcionamiento dada (velocidad de giro del motor, gasto corregido, etc.), pueden calcularse las relaciones de compresión o expansión, así como el rendimiento isentrópico, que permiten definir el modelo termodinámico y determinar las prestaciones del motor.

3.3.1. Curvas características

Las curvas características o mapas de funcionamiento, constituyen una representación gráfica del comportamiento de los componentes del motor a reacción ante unas condiciones de funcionamiento (régimen de giro y gasto de aire).

Para poder plantear un modelo dinámico del motor a reacción, así como implementarlo en un código que permita el cálculo de las prestaciones del motor, es necesario parametrizar dichos mapas de funcionamiento, no obstante, esta es una tarea compleja, pues no se dispone de datos reales por motivos de confidencialidad. Por la tanto, es preciso realizar un planteamiento teórico que permita describir estos mapas de funcionamiento. Unos de los planteamientos más utilizados en este campo es el “*stage-stacking*” [3.5], que consiste en dividir el estudio en cada uno de los escalonamientos de compresor y turbina, a fin simplificar el análisis.

Este trabajo no se centra en la caracterización de los mapas de funcionamiento de los motores a reacción, sino en la construcción del modelo de cálculo, que, alimentado con los mapas de funcionamiento parametrizados permita determinar las prestaciones del motor.

A pesar de no ser uno de los objetivos de este trabajo, en este apartado de la memoria, se realiza una breve descripción de los procedimientos, representación y adimensionalización utilizados en dicha parametrización.

En primer lugar, las curvas características, relacionan las prestaciones de los componentes del motor a reacción (relación de compresión/expansión y rendimiento isentrópico), con el régimen de giro y el gasto de aire que trasiega el motor. No obstante, la parametrización no se realiza en función del gasto y el régimen de giro, sino en base a parámetros adimensionalizados, que otorgan mayor versatilidad. Estos parámetros suelen ser [3.6]:

- Mach entrada: para adimensionalizar el gasto de aire que trasiega el motor térmico y por lo tanto el fan, compresor, turbina, etc. se utiliza el Mach en una sección representativa del componente analizado. Esta sección suele utilizarse como referencia la sección de entrada a dicho componente. El cálculo de este parámetro queda reflejado en la expresión Ec. 7.



$$M_e = \frac{4}{\pi D^2 \sqrt{\gamma R_g}} \cdot \frac{G_a \sqrt{T_0}}{p_0} [-] \quad (\text{Ec. 7})$$

- Mach en el álabe: el régimen de giro al que opera la turbomáquina se suele parametrizar en función del Mach en el álabe de esta. El cálculo de este parámetro queda reflejado en la expresión Ec. 8

$$M_a = \frac{\pi D n}{\sqrt{\gamma R_g T_0}} [-] \quad (\text{Ec. 8})$$

En la ilustraciones 21, se representan curvas características teóricas para compresor, en las gráficas existen tres regiones principales, la zona de bombeo, la zona de choque y la zona de operación. Dentro de la zona de operación, a medida que aumenta el régimen de giro, aumenta la relación de compresión obtenida, esta tendencia se invertirá cuando el régimen de giro es tal que se supere el valor de la unidad para el Mach en el álabe, es decir, que la velocidad del fluido en la punta del álabe alcance o supere la velocidad del sonido en las condiciones de temperatura en las que se encuentre. Cuando se fija el régimen de giro, si aumenta el gasto de aire, la relación de compresión disminuye.

En lo referente a las zonas de bombeo o choque, la primera se da cuando el gasto de aire es insuficiente para un régimen de giro dado, y la segunda en el caso contrario, cuando el gasto es excesivo para dicho régimen de giro.

Para el estudio del rendimiento, el funcionamiento es similar, de forma que el rendimiento aumenta con el régimen de giro, hasta que la tendencia se invierte, no obstante, ahora este efecto se produce antes de alcanzar un valor del Mach igual a la unidad. Para un régimen de giro dado, este rendimiento plantea un máximo y si el gasto es inferior o superior al de rendimiento máximo, este disminuirá.

No se dispone de información del rendimiento en las zonas de choque y bombeo, no obstante, cabe esperar una disminución brusca del mismo, pues el motor se encontraría trabajando fuera de condiciones de diseño, que perjudican tanto las prestaciones del mismo como su durabilidad, y se trata de zonas que sería conveniente evitar.

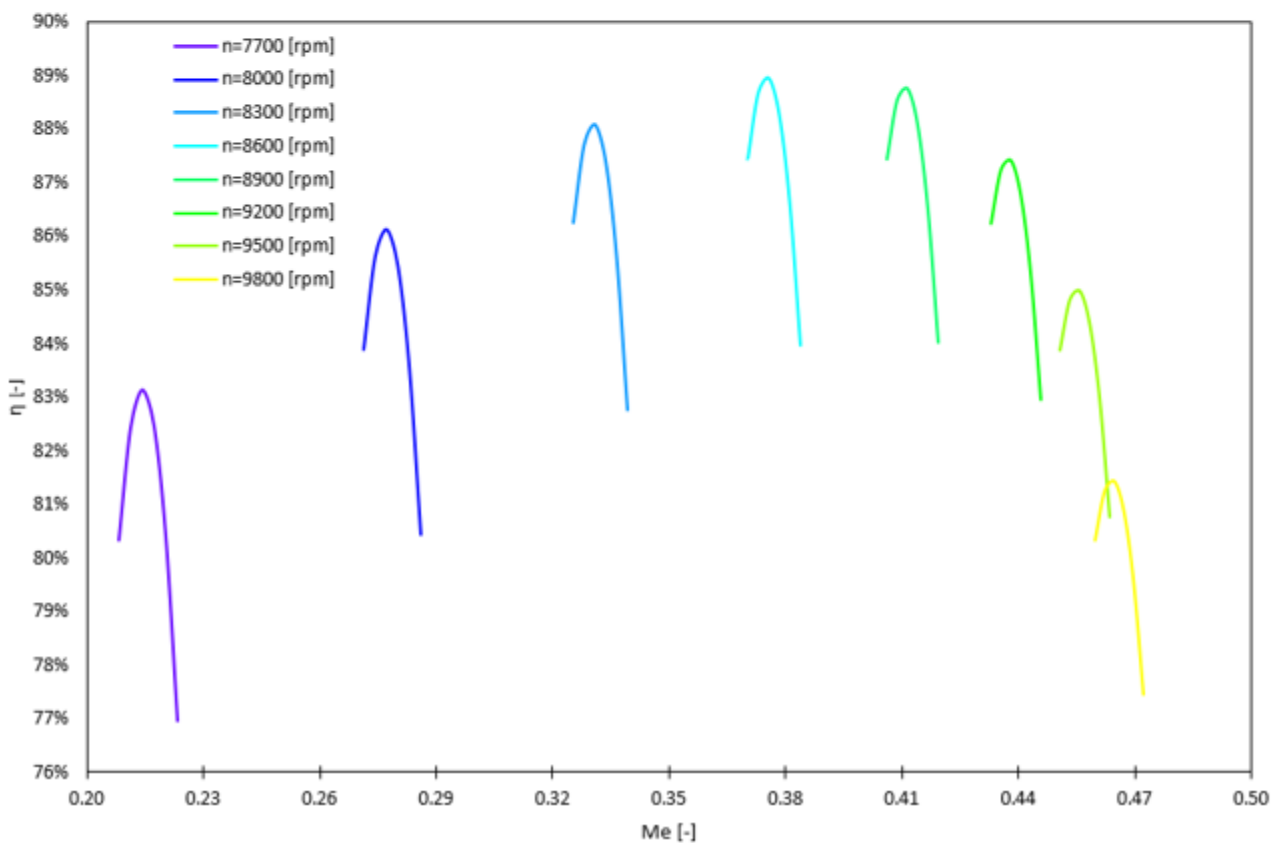
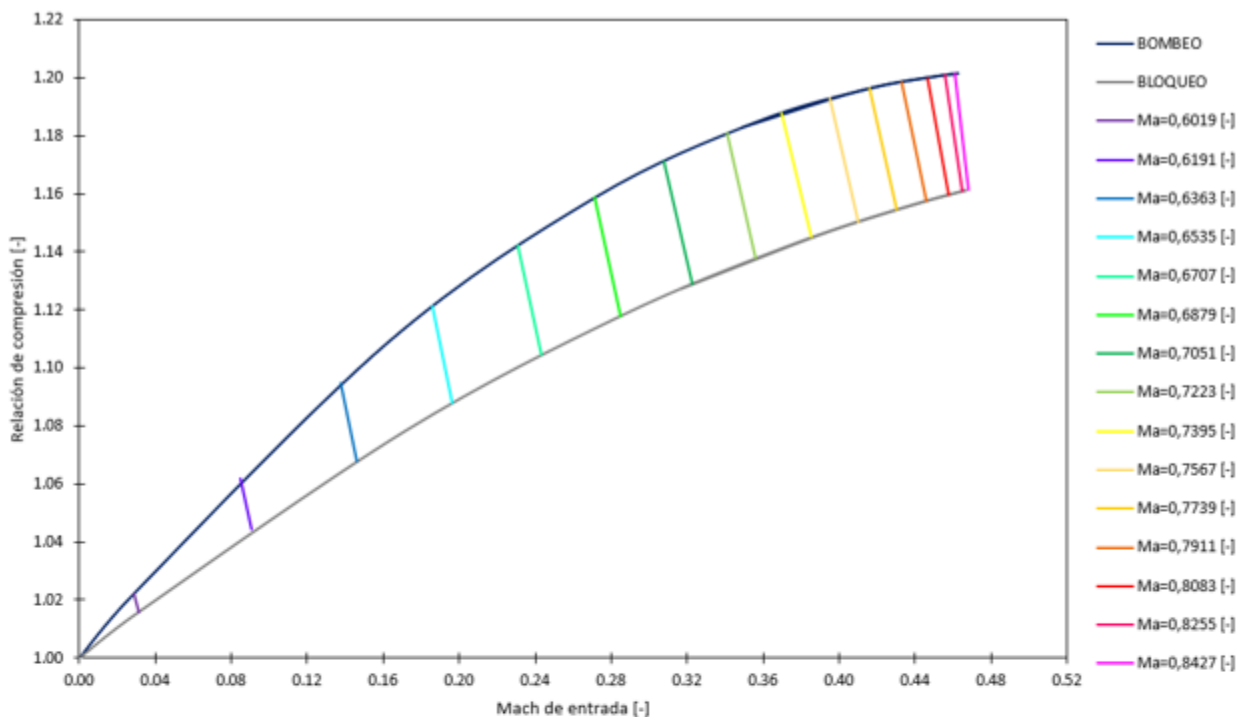


Ilustración 21. Ejemplo curvas características compresor [3.4]¹.

¹ Ante la dificultad de encontrar curvas características de compresores de motores a reacción, se han parametrizado las curvas mostradas en base a la referencia citada.

En la Ilustración 22., se muestra un ejemplo de las curvas características de la turbina. En el caso de este componente, la influencia del régimen de giro no es tan acusada, además no se utiliza la influencia del gasto, sino que en este caso, se parte de la relación de expansión y el régimen de giro, lo que permite definir el rendimiento isentrópico de la turbina.

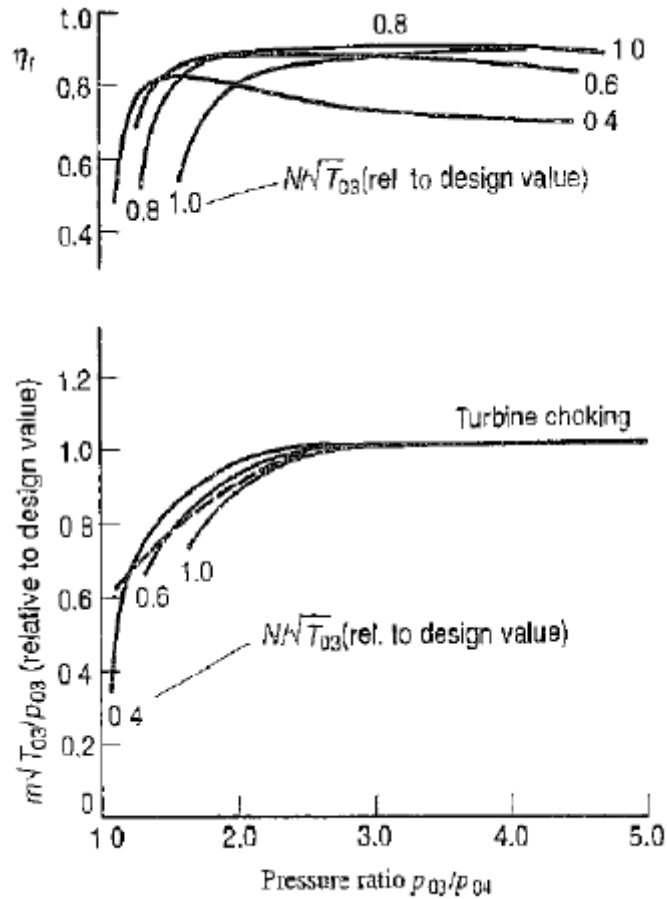


Ilustración 22. Curvas características turbina [3.7]

3.3.2. Parametrización curvas características

Como ya se ha comentado, el presente trabajo no se base en realizar un análisis profundo de los mapas de funcionamiento. Ahora bien, estas curvas son necesarias para el desarrollo del modelo, por lo tanto se utilizarán curvas muy simplificadas, de modo que la filosofía de trabajo sea alimentar unas curvas al modelo y estas pueden modificarse en caso de disponer de las parametrizaciones adecuadas.

En el caso del rendimiento, tanto para el fan, compresor y turbina se suponen constantes.

$$\begin{aligned}\eta_{fan} &= 0,8 [-] \\ \eta_{comp} &= 0,8 [-] \\ \eta_{turbina} &= 0,85 [-]\end{aligned}$$



Se considera que el rendimiento de la turbina es mayor al del compresor, pues en este componente se produce la expansión del fluido a alta presión, que sigue la tendencia que tendría el fluido de por sí.

En cuanto a la relación de compresión del fan y del compresor, ambas seguirán la misma tendencia, se considera que la relación de compresión únicamente varía con el régimen de giro de la turbomáquina y no con el gasto que la trasiega, además se considera que esta variación es lineal, hasta alcanzar un Mach en el álabe igual a la unidad, donde la relación de compresión se estabiliza. En el gráfico 1., se muestra la tendencia que sigue la relación de compresión de fan y compresor.

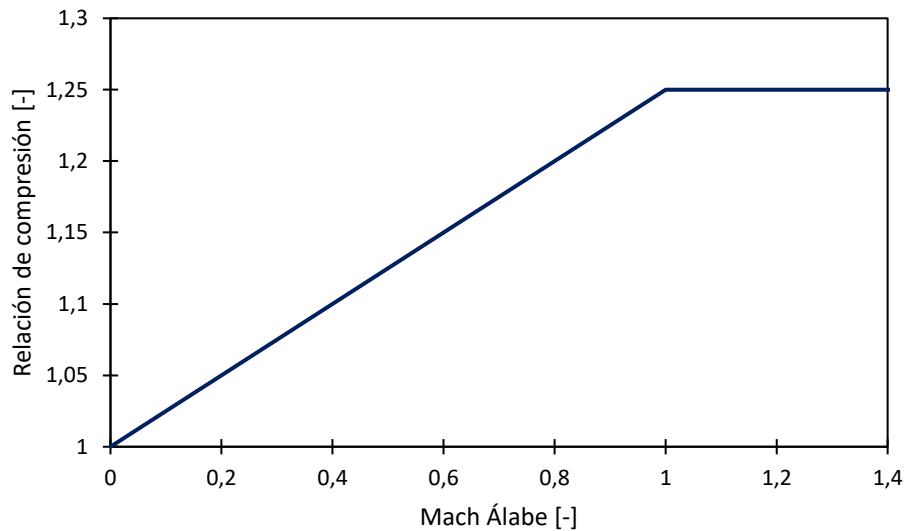


Gráfico 1. Relación de compresión en función del Mach en el álabe.

3.3.3. Ecuaciones del modelo dinámico

El cálculo del régimen de giro del motor se realiza de forma indirecta a través del cálculo de la variación de la energía cinética de cada uno de los ejes del motor a reacción. Por ello las ecuaciones diferenciales a resolver serán:

$$\frac{dE_{c_p}}{dt} = W_{eff_p} + W_{arr} [W]$$

$$\frac{dE_{c_s}}{dt} = W_{eff_s} [W]$$

La potencia efectiva del eje principal queda representada en la expresión Ec.9:

$$W_{eff_p} = W_{turb_p} - W_{comp} - W_{per_p} [W]$$

$$W_{eff_p} = (G_{ap} + G_f)(h_3 - h_4) - G_{ap}(h_{2'} - h_2) - K_p r_{comp}^2 n_p^4 [W] \quad (Ec. 9)$$

La potencia efectiva del eje principal queda representada en la expresión Ec. 10:



$$W_{eff_s} = W_{turb_s} - W_{fan} - W_{per_s} [W]$$

$$W_{eff_s} = (G_{ap} + G_f)(h_4 - h_5) - (G_{ap} + G_{as})(h_{2'} - h_1) - K_s r_{fan}^2 n_s^4 [W] \quad (Ec. 10)$$

Como puede apreciarse en la ecuación Ec. 9, existe un término de la expresión que hace referencia a la potencia de arranque, esta potencia, en el modelo se tomará como un valor constante, que simula la existencia de un motor de arranque que permite poner en funcionamiento el motor. Esto es necesario, pues de no existir, el motor no arrancarían, pues parte de una situación en la cual no existe gasto de aire y por lo tanto no puede producirse la combustión que aporte energía y permita disponer de energía mecánica en los ejes del motor.

La potencia de pérdidas mecánicas de los ejes, es desconocida, por lo tanto, es necesario hacer una estimación razonada de la misma, pues de no tener pérdidas mecánicas el motor no se estabilizaría ante un grado de carga. Para realizar dicha estimación, se asume que las pérdidas mecánicas de los ejes dependen de la geometría del mismo y del régimen de giro del motor, además de una constante que será necesario ajustar.

Tanto el par de arranque como las pérdidas mecánicas han de ser ajustadas en función del motor que se pretenda simular.

En el gráfico 2 y 3., se muestra un ejemplo de la potencia de pérdidas mecánicas en función del régimen de giro (para ambos ejes), siguiendo la expresión propuesta. Los parámetros utilizados para dimensionar las curvas de pérdidas mecánicas representadas, se muestran en la tabla 7.

Tabla 7. Parámetros utilizados para dimensionar curva de potencia de pérdidas mecánicas.

Variable	Símbolo	Unidad	Valor
Radio Compresor	r_{comp}	[m]	0,419
Radio Fan	r_{fan}	[m]	1,219
Constante de pérdidas (eje principal)	K_p	$\left[\frac{Ns^3}{m}\right]$	0,00001
Constante de pérdidas (eje secundario)	K_s	$\left[\frac{Ns^3}{m}\right]$	0,000035

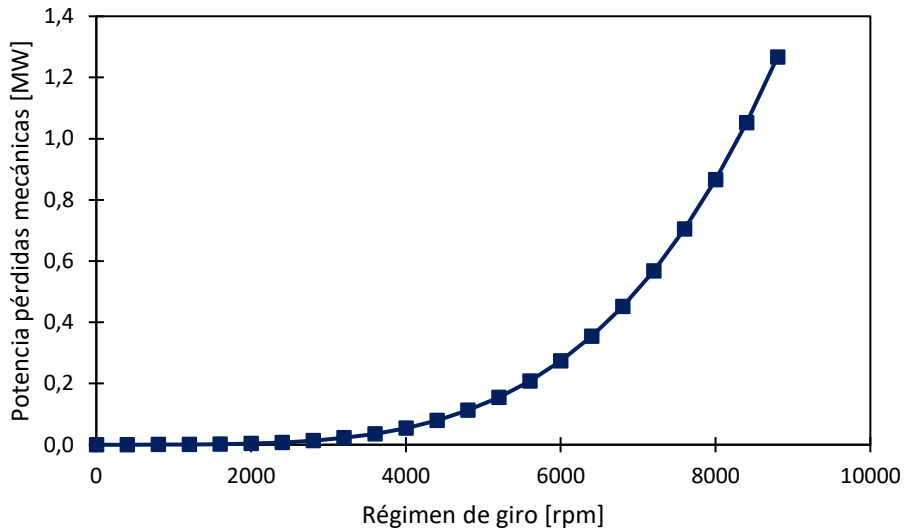


Gráfico 2. Potencia de pérdidas eje principal.

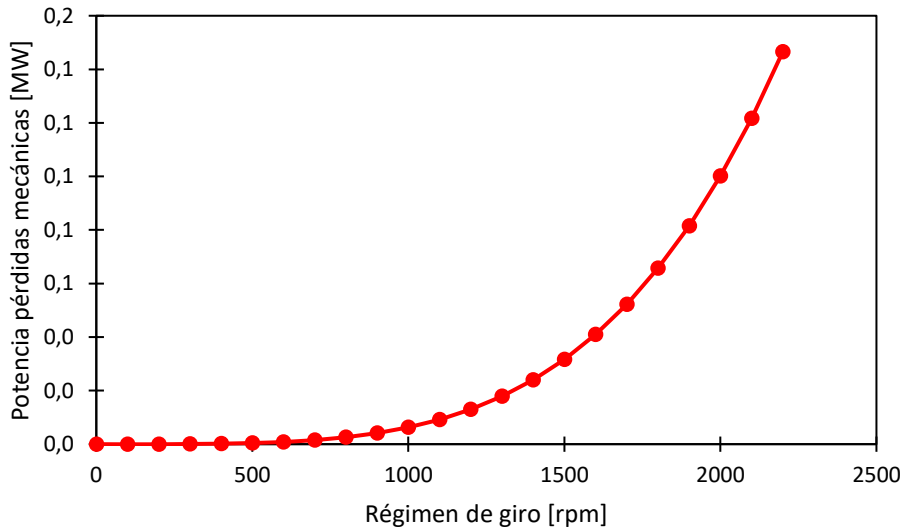


Gráfico 3. Potencia de pérdidas eje secundario

Por lo tanto, las ecuaciones diferenciales del modelo dinámico del motor a reacción, seguirán las expresiones Ec. 11 y Ec. 12.-

$$\frac{dE_{Cp}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_3 - h_4) - G_{ap}(h_{2'} - h_2) - K_p r_{comp}^2 n_p^4 + W_{arr} [W] \quad (Ec. 11)$$

$$\frac{dE_{Cs}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_4 - h_5) - (G_{ap} + G_{as})(h_{2'} - h_1) - K_s r_{fan}^2 n_s^4 [W] \quad (Ec. 12)$$

El cálculo del régimen de giro del motor se efectúa a partir de la energía cinética:

$$E_c = \frac{1}{2} I w^2 [J] \Rightarrow w = \sqrt{\frac{2E_c}{I}} \Rightarrow n = \sqrt{\frac{2E_c}{I}} \frac{60}{2\pi} [rpm]$$



De donde se obtiene la velocidad de giro de cada uno de los ejes del motor, según las expresiones Ec 13 y 14.

$$n_p = \sqrt{\frac{2E_{c_p}}{I_p} \frac{60}{2\pi}} [rpm] \quad (\text{Ec. 13})$$

$$n_s = \sqrt{\frac{2E_{c_s}}{I_s} \frac{60}{2\pi}} [rpm] \quad (\text{Ec. 14})$$

Una vez se dispone de la velocidad de giro y de las curvas características del motor, puede efectuarse todo el cálculo termodinámico del mismo, obteniendo así las prestaciones.

3.3.4. Parametrización de la geometría del motor

Para el estudio termodinámico es necesario disponer de información sobre la geometría del motor a simular. Como se ha comentado a lo largo del trabajo, disponer de datos reales de la geometría del motor es bastante complicado, pues son datos que los fabricantes no suelen aportar, por lo tanto es necesario hacer un dimensionado previo. En la tabla 8., se muestran los parámetros necesarios para el modelo.

Para modelar inicialmente la geometría del motor, se utilizará el motor TRENT 500 de Roll Royce como punto de partida [W-3.1].

Tabla 8. Parámetros geométricos necesarios.

Parámetro geométrico	Símbolo	Unidad	Cálculo asociado
Radio del fan	r_{fan}	[m]	Mach álabe fan
Radio del compresor	r_{comp}	[m]	Mach álabe compresor
Área efectiva turbina principal	A_{eff_5}	[m ²]	Gasto de aire turbina principal
Área efectiva tobera principal	A_{eff_6}	[m ²]	Gasto de aire tobera principal
Área efectiva tobera secundaria	$A_{eff_{3'}}$	[m ²]	Gasto de aire tobera secundaria
Escalonamientos compresor	ESC_{comp}	[-]	Relación de compresión del compresor
Escalonamientos turbina principal	ESC_{turbP}	[-]	Relación de expansión turbina principal
Escalonamientos turbina secundaria	ESC_{turbS}	[-]	Relación de expansión turbina secundaria

- Radio del fan: este parámetro geométrico, es el más sencillo de obtener, pues si se dispone de datos en las referencias bibliográficas, por lo tanto, se tomará el dato del motor que se utiliza como modelo.
- Radio del compresor: para el cálculo del radio del compresor se utiliza como estimación de partida el diámetro del fan conocido, de forma que

$$r_{comp} = 0,35 \cdot r_{fan} [m]$$



- Área efectiva turbina principal: para el dimensionado de esta área se asumen varias hipótesis:

- El motor se encuentra operando en condiciones de máximo consumo de combustible, es decir, con el máximo aporte de energía posible.
- Las turbinas se calculan con un modelo de área efectiva, como si se tratase de toberas.
- Se asume que cuando el consumo de combustible es máximo, también lo es el gasto de aire (ambos datos obtenidos de bibliografía)
- Se asume que en estas condiciones, la tobera que simula la turbina estará operando en condiciones críticas, por lo tanto el mach y la velocidad de salida son conocidos.
- Se asume una temperatura de salida de la cámara de combustión de:

$$T_3 = 1300 [K]$$

Utilizando estas hipótesis, y habiendo realizado un estudio termodinámico del motor (conocido el radio del fan y del compresor, el gasto de aire, el gasto de combustible y la temperatura de salida de la cámara de combustión), puede dimensionarse el área efectiva de la turbina principal a través de la expresión Ec. 15

$$A_{eff_5} = \frac{G_{ap}}{\rho_4 \cdot C_4} [m^2] \quad (Ec. 15)$$

Donde:

$$G_{ap} = \frac{G_f [(c_p \cdot T_3) - (H_c \cdot 1000 \cdot \eta_{cc})]}{c_p (T_2 - T_3)} [kg/s]$$

$$\rho_4 = \frac{p_3 \cdot \frac{1}{\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}}{R_g \cdot T_3 \cdot \frac{\gamma+1}{2}} [kg/m^3]$$

$$C_4 = \sqrt{\gamma \cdot R_g \cdot T_3 \cdot \frac{\gamma+1}{2}} [m/s]$$

- Área efectiva tobera secundaria: en las mismas condiciones planteadas para el caso anterior, puede dimensionarse el área efectiva de la tobera secundaria. Para ello, se realizará un estudio de la tobera, siguiendo el procedimiento citado en el apartado 3.2.2 de este trabajo. El cálculo del área efectiva se realizará siguiendo la expresión Ec. 16.

$$A_{3'} = \frac{G_{as}}{\rho_{3'} \cdot C_{3'}} [m^2] \quad (Ec. 16)$$



- Área efectiva de la tobera principal: la tobera principal se trata de un caso particular, pues dispone de geometría variable, por lo tanto, el área efectiva estará contenido en un rango de valores, se estima que:

$$0,2 \cdot A_{3'} \leq A_6 \leq 0,8 \cdot A_{3'}$$

- Escalonamientos del compresor: el número de escalonamientos, se trata de un dato que puede encontrarse en la bibliografía, y no es necesario realizar un dimensionado de los mismos.
- Escalonamientos de la turbina: la turbina se divide en dos etapas, una de alta presión para dar energía mecánica al eje principal y una secundaria para dar energía mecánica al eje secundario. El reparto del número de escalonamientos a cada una de las etapas, se estima en base a las necesidades energéticas de cada uno de los ejes, es decir, el compresor consume más trabajo que el fan, por lo tanto, la turbina principal tendrá más escalonamientos que la turbina secundaria.

Los valores geométricos calculados, se parametrizan en función del gasto máximo de combustible, pues este parámetro condicionará la potencia y empuje máximos desarrollados por el motor. Se obtienen los datos presentados en la tabla 9.

Tabla 9. Parámetros geométricos.

Parámetro	Símbolo	Unidad	Valor
Relación radio fan	r_{comp}^*	[m/(kg/s)]	0.32
Relación radio compresor	r_{fan}^*	[m/(kg/s)]	0.11
Relación área efectiva turbina.	A_{eff5}^*	[m ² /(kg/s)]	0.035
Relación área efectiva tobera secundaria	$A_{3'}^*$	[m ² /(kg/s)]	0,45
Relación área efectiva tobera principal	A_6^*	[m ² /(kg/s)]	0,09-0,36
Escalonamientos compresor	ESC_{comp}	-	16
Escalonamientos turbina principal	ESC_{turbP}	-	6
Escalonamientos turbina secundaria	ESC_{turbS}	-	1



3.4. Bibliografía

3.4.1. Bibliografía utilizada

- [3.1] Ahmed F. El-Sayed (2008). *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. Zagazig: Zagazig University (Egypt)
- [3.2] Hernández, V. (2018). *Análisis y estudio de los motores a reacción civiles*. Valladolid: Escuela de Ingenierías Industriales de Valladolid. Universidad de Valladolid.
- [3.3] López, J.M. (2012). *Estudio de un Turbofan*. Tarrasa: Escuela Superior de Ingenierías Industrial, Aeroespacial y Audiovisual de Terrassa. Universidad Politécnica de Cataluña
- [3.4] Melgar A. (2017). *Motores a reacción*. Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.
- [3.5] Vaquero F. J. (2018). *Simulación de turbinas de gas a partir de curvas características de compresor generadas mediante la metodología de "stage-stacking"*. Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales. Universidad de Sevilla
- [3.6] Melgar A. (2017). *Parámetros y curvas características*. Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.
- [3.7] Sánchez, D. *Monitorización del comportamiento de una turbina de gas afectada por fouling en el compresor*. Escuela Técnica Superior de Ingeniería. Universidad de Sevilla

3.4.2. Webgrafía utilizada

- [W-3.1] <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-500.aspx#/>

Día última consulta: 09/05/2021



CAPÍTULO 4: IMPLEMENTACIÓN DEL MODELO



4.1. Introducción

En este capítulo de la memoria, se describe el proceso seguido a la hora de implementar el modelo que permita resolver el caso de estudio de forma adecuada. Esta implementación se desarrolla en los siguientes pasos:

- Paso 1: construcción del modelo que define la trayectoria de la aeronave. Este modelo quedó definido en la realización del Trabajo Fin de Grado según lo descrito en el capítulo 1 de la memoria. Desde este punto de vista, como podrá visualizarse en el apartado 4.2.1. de la memoria, solamente se añade el estudio de la suspensión de la aeronave en contacto con la pista, así como la fuerza de frenado.
- Paso 2: a partir del modelo dinámico y termodinámico planteado en el capítulo 3., de la memoria, se presenta el modelo matemático de cálculo, además de tener en cuenta las peculiaridades en la implementación de este.
- Paso 4: construcción del código en lenguaje C, que unido al método numérico planteado, permita la resolución del modelo y posterior creación de librería DLL.
- Paso 5: construcción del diagrama de bloques en LabVIEW que permita la transmisión de variables y datos a la DLL para la resolución del modelo matemático que permita disponer de una herramienta de modelado y control de la aeronave.
- Paso 6: creación de aplicación ejecutable que contenga el software desarrollado y sirva de herramienta de control y simulación de aeronaves sin necesidad de disponer de licencias ni software.

A partir de aquí, se describen de forma independiente cada uno de los pasos resumidos hasta ahora.



4.2. Modelo físico planteado

El primer paso para poder construir el software que da origen a este trabajo, es la elaboración del modelo que permita definir la trayectoria de la aeronave, así la definición de las prestaciones del sistema de propulsión de la aeronave, basado en el modelado dinámico de estos.

4.2.1. Desarrollo del modelo.

El modelo que define la trayectoria de la aeronave, ya fue planteado de forma breve en el capítulo 1., de esta memoria, no obstante, en este apartado se desarrolla cada una de las expresiones necesarias para el cálculo, además las ecuaciones globales tienen cierta variación con respecto a las reflejadas en el capítulo 1., pues se incorpora el estudio de la suspensión de la aeronave, así como la fuerza de frenado.

El primer paso es definir las fuerzas de actuación sobre la aeronave y el modelo de cálculo de estas:

- Carga propulsiva: las ecuaciones del modelo propulsivo se definen en el capítulo 3., de la memoria.
- Cargas aerodinámicas del fuselaje: respecto a la resistencia aerodinámica generada por el fuselaje de la aeronave, se supone que el coeficiente de resistencia aerodinámica es constante e igual a:

$$C_{d_{cuerpo}} = 0,11 [-]$$

Por lo tanto la resistencia aerodinámica del fuselaje, vendrá dada por la expresión Ec. 17.

$$D_{cuerpo} = 0,11 \cdot \frac{1}{2} \rho(h) A_f V_{bx}^2 [N] \quad (Ec. 17)$$

- Carga aerodinámica de la superficie alar: la resistencia aerodinámica generada por la superficie alar vendrá dada por la expresión Ec. 18.

$$D_{alar} = \frac{1}{2} \rho(h) S_{alar} C_{D_{alar}} V^2 [N] \quad (Ec. 18)$$

- Sustentación aerodinámica: vendrá definida por la expresión Ec. 19.

$$L = \frac{1}{2} \rho(h) S_{alar} C_L V^2 [N] \quad (Ec. 19)$$

Los coeficientes de resistencia y sustentación aerodinámicos varían en función del ángulo de ataque α . La parametrización de los coeficientes, se obtiene a partir de las curvas representadas en los gráficos 4 y 5, que pertenecen al perfil aerodinámico NACA 6412 [W-4.1].

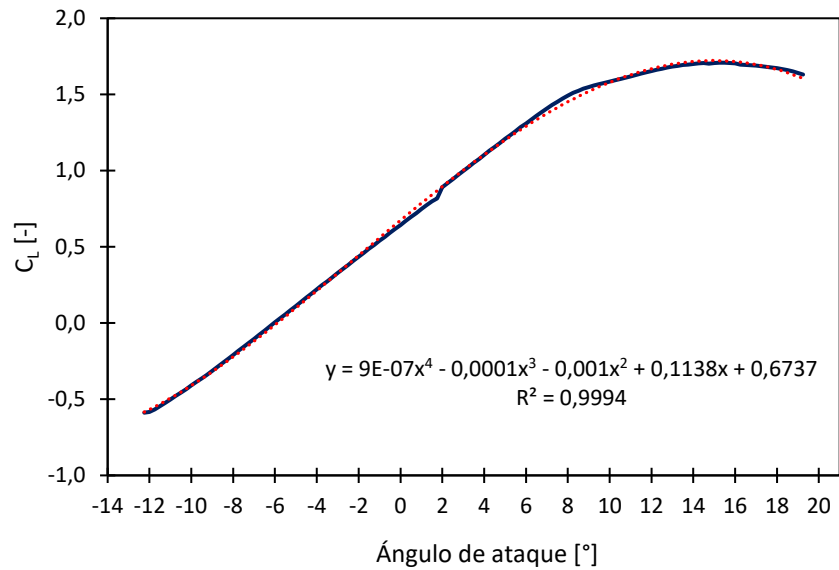


Gráfico 4. Variación del coeficiente de sustentación aerodinámica del perfil alar con el ángulo de ataque.

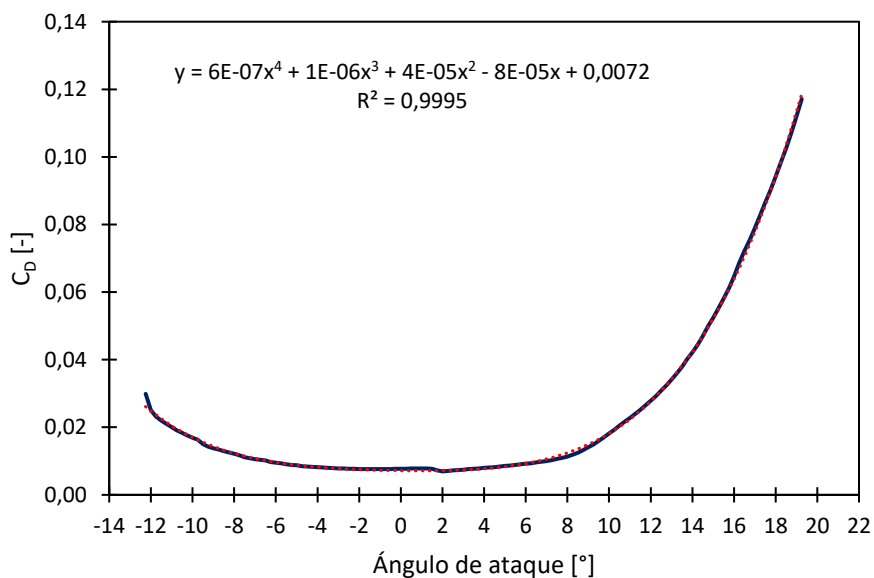


Gráfico 5. Variación del coeficiente de resistencia aerodinámica del perfil alar con el ángulo de ataque.

Con la parametrización de estas curvas se obtienen las expresiones Ec 20 y 21.

$$C_L = 9 \cdot 10^{-7} \alpha^4 - 1 \cdot 10^{-4} \alpha^3 - 1 \cdot 10^{-3} \alpha^2 + 0,1138 \alpha + 0,9737 \quad [-] \quad (\text{Ec. 20})$$

$$C_{D_{\text{alar}}} = 6 \cdot 10^{-7} \alpha^4 + 1 \cdot 10^{-6} \alpha^3 + 4 \cdot 10^{-5} \alpha^2 + 8 \cdot 10^{-5} \alpha + 7,2 \cdot 10^{-3} \quad [-] \quad (\text{Ec. 21})$$

- **Peso:** el peso será función de tres componentes, la masa propia de la aeronave, la masa de la carga y la masa de combustible, quedará definido por la expresión Ec. 22.

$$W = mg = g(m_0 - G_{ft}) \quad [N] \quad (\text{Ec. 22})$$



- Reacción del amortiguador: es en este punto en el cual se incorpora el estudio de la suspensión de la aeronave, que además de completar el modelo permitirá realizar un estudio del aterrizaje de forma adecuada. Para ello se ha considerado la existencia de un amortiguador que genera una reacción aplicada sobre el centro de gravedad de la aeronave, esta reacción queda representada en la expresión Ec. 23. [4.1.].

$$R_{am} = K_{tren} \cdot (y_0 - y_e) - C_{am} \cdot V_{ey} [N] \quad (Ec. 23)$$

Donde:

$$K_{tren} = 6 \cdot 10^6 [N/m]$$

$$C_{am} = 150000 [kg/s]$$

- Resistencia a la rodadura: la resistencia a la rodadura, dependerá de la reacción del amortiguador y del coeficiente de resistencia a la rodadura, esta fuerza existirá siempre que la aeronave esté en contacto con la pista y su valor vendrá dado por la expresión Ec 24.

$$F_{rod} = R_{am} \cdot \mu_{rod} [N] \quad (Ec. 24)$$

Donde:

$$\mu_{rod} = 0,013 [-]$$

- Fuerza de frenado: dentro del modelo esta fuerza de frenado solamente será considerada en el caso en cual la aeronave esté aterrizando, se estima que el valor de la fuerza de frenado coincide con la fuerza de rozamiento, y por lo tanto seguirá la siguiente expresión Ec. 25

$$F_{frenado} = K_{frenado} \cdot R_{am} \cdot \mu_{roz} [N]$$

Donde [4.2.]:

$$\mu_{roz} = 0,8 [-]$$

Asumiendo un coeficiente de rozamiento entre el neumático y el asfalto seco.

Con estas expresiones puede definirse el modelo de forma completa, las ecuaciones diferenciales a resolver, a modo recopilatorio, se muestran en el apartado 4.2.2 de la memoria.

4.2.2. Ecuaciones diferenciales del modelo planteado

En este apartado se realiza una recopilación y resumen de las ecuaciones diferenciales a resolver por el simulador. El planteamiento se puede dividir en dos modelos dependientes, por un lado se dispone del modelo planteado en el capítulo 3 para los motores de la aeronave y por otra parte tenemos el modelo de la trayectoria de la aeronave, mientras que, el primero puede ser resuelto y utilizado de forma independiente, el primero necesita ser alimentado con los datos proporcionados por el modelo del motor. A continuación se presenta la recopilación de ecuaciones diferenciales a resolver.



- Modelo de los motores a reacción:

$$\frac{dE_{Cp}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_3 - h_4) - G_{ap}(h_{2'} - h_2) - K_p r_{comp}^2 n_p^4 + W_{arr} [W]$$

$$\frac{dE_{Cs}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_4 - h_5) - (G_{ap} + G_{as})(h_{2'} - h_1) - K_s r_{fan}^2 n_s^4 [W]$$

- Modelo de la trayectoria de la aeronave:

$$\frac{dV_{Ex}}{dt} = \frac{1}{m} [(E \cos \delta - D_{alar} \cos \theta - D_{cuerpo} \cos \delta - L \sin \theta - F_{rod} - F_{frenado}) + G_f V_{Ex}] [m/s^2]$$

$$\frac{dV_{Ey}}{dt} = \frac{1}{m} [(E \sin \delta + L \cos \theta + R_{am} - D_{alar} \sin \theta - D_{cuerpo} \sin \delta - mg) + G_f V_{Ey}] [m/s^2]$$

$$\frac{dx_E}{dt} = V_{Ex} [m/s]$$

$$\frac{dy_E}{dt} = V_{Ey} [m/s]$$

$$\frac{dm}{dt} = -G_f [kg/s]$$

Estas son las ecuaciones definitivas del modelo, en las cuales se incorporan todas las consideración añadidas en este trabajo, en referencia al Trabajo Fin de Grado.

Una vez definido el modelo, el siguiente paso es disponer de un sistema de resolución de las ecuaciones diferenciales y posteriormente implementarlo en C y en LabVIEW.

Para poder integrar estas ecuaciones diferenciales se utilizará un método numérico implementado en C. Se ha escogido un Runge-Kutta de cuarto orden para resolver el problema.



4.3. Implementación del modelo de los motores a reacción

En este apartado de la memoria no se va a describir todo el código implementado en lenguaje C, sino que se va a realizar una descripción de la filosofía seguida para la implementación, así como una descripción de los aspectos fundamentales a tener en cuenta a la hora de desarrollar el código que permite la resolución del modelo y la integración de las ecuaciones diferenciales.

Cómo ya se comentó en el capítulo 2., de la memoria, se ha recurrido a la modularidad a la hora de desarrollar el código, lo que permite fraccionar dicho código, haciendo que su seguimiento sea más sencillo y más versátil a la hora de combinarlo con la resolución del modelo de la trayectoria de la aeronave.

4.3.1. Estructura de datos

En primer lugar, las variables necesarias para la resolución del problema, se agrupan en estructuras de datos en función de la tipología de los mismos.

Hacer referencia a la tipología del dato, no se refiere a la asignación del tipo de variable en lenguaje C, pues todos son considerados “double”, sino a una agrupación en función de la “categoría” física de los mismos, así mismo, podemos definir las siguientes estructuras:

- st_MotorCondDis: agrupa las variables que define las condiciones de diseño de los motores a reacción utilizados, como son el gasto máximo de combustible, las temperaturas máxima y mínima de operación, etc.
- st_MotorGeometria: agrupa las variables que definen los parámetros geométricos de los motores a reacción, como son el diámetro del fan, el número de escalonamientos, etc.
- st_CondicionesFuncionamiento: agrupa las variables que definen las condiciones de operación de los motores a reacción, como son el régimen de giro, la velocidad de vuelo, etc.
- st_PrestacionesMotor: agrupa las variables que definen las prestaciones que aportan los motores en unas determinadas condiciones de operación, como puede ser el empuje, la potencia mecánica en cada uno de los ejes, el rendimiento, etc. Estas variables serían el resultado del modelo de los motores a reacción.
- st_TermodinamicaMotor: define las variables que permiten realizar el estudio termodinámico del motor dadas unas condiciones concretas.

Se puede definir el flujo de uso de las siguientes variables siguiendo el diagrama de flujo representado en la ilustración 23., como puede apreciarse, a partir de las condiciones de diseño y la geometría se define el motor a simular, con las condiciones de operación (condiciones de funcionamiento), se define el caso de estudio. El estudio termodinámico, compondría las variables intermedias que permiten el cálculo de las prestaciones de los motores, siendo estas los resultados del modelo planteado.

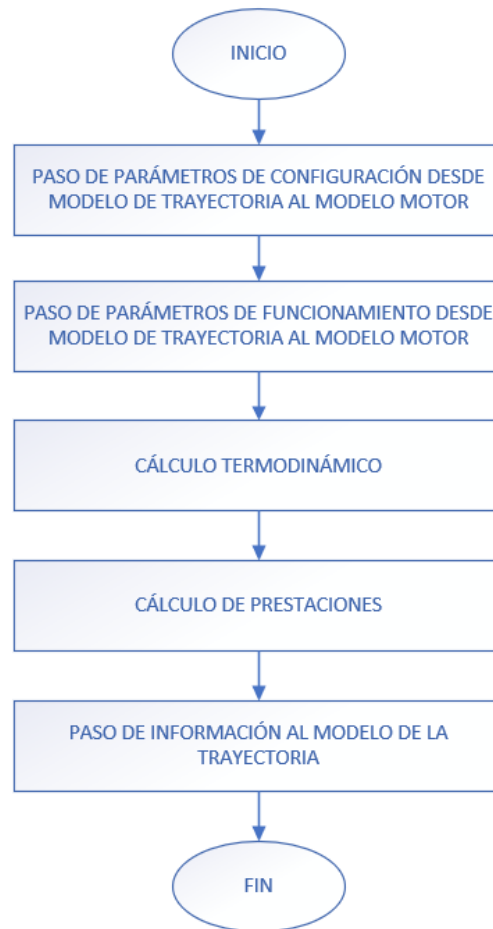


Ilustración 23. Estructura de datos y orden de cálculo del modelo de los motores a reacción.

4.3.2. Cálculo del gasto de aire y combustible

Una vez descrita la estructura general, la parte fundamental del modelo es el cálculo del gasto de aire y combustible.

Respecto al gasto de combustible, se trata de un cálculo directo, pues queda definido por el usuario del simulador, ya sea a través del control manual o del piloto automático (se estudiará en el apartado 4.6. del presente documento).

La definición del gasto de aire no es inmediata, y requiere realizar una iteración sobre el modelo termodinámico del motor, para aumentar la complejidad de este hecho, al no disponer del gasto de aire (que a su vez se divide en el flujo primario, que trasiega el motor principal, y el flujo secundario, que trasiega la tobera secundaria), implica que la temperatura en la cámara de combustión es desconocida, pues a pesar de conocer la relación de compresión y poder realizar el cálculo de la variación de entalpía, es necesario disponer del gasto de aire para poder determinar este parámetro. A mayores también es desconocida la presión de descarga de las turbinas, es decir la presión de remanso de la tobera principal.

Por lo tanto, es necesario realizar dos iteraciones anidadas, la primera para cuadrar el gasto de aire y la segunda para cuadrar la temperatura en la salida de la cámara de combustión.



El hecho de tener dos iteraciones anidadas puede repercutir en la robustez del modelo, no obstante, como queda demostrado en la validación del mismo, esto no ocurre.

Para poder resolver el modelo, es necesario partir de dos hipótesis iniciales:

$$T_3 = T_{3max} [K]$$

$$p_5 = \frac{p_0 + p_3}{2} [Pa]$$

Una vez definida estas hipótesis puede procederse al cálculo termodinámico, el gasto de aire de la tobera secundaria quedará definido en base a la geometría de la tobera de salida y a las condiciones de remanso de la misma, quedando estas definidas por las condiciones ambientales y las prestaciones del fan ante las condiciones de funcionamiento dadas. Para el cálculo del gasto de aire que trasiega el motor principal se utilizará la hipótesis de la presión de descarga de las turbinas, así como la temperatura de salida de la cámara de combustión, que dará las condiciones a la entrada de la tobera y conocida la geometría permite el cálculo. Para cuadrar el gasto de aire (el calculado para las turbinas y el calculado para la tobera principal), se utilizará el método de bisección, mediante dicho método se calculará una nueva presión de descarga de las turbinas en cada iteración, hasta alcanzar el error deseado. Para ello, se utiliza la expresión Ec. 25:

- Caso 1: $G_{a_{turbina}} > G_{a_{Tobera}} \Rightarrow p_{5min} = p_{5ant} ; p_{5Max} = p_3$
- Caso 2: $G_{a_{turbina}} < G_{a_{Tobera}} \Rightarrow p_{5min} = p_0 ; p_{5Max} = p_{5ant}$

$$p_5 = \frac{p_{5max} + p_{5min}}{2} \quad (Ec. 25)$$

El error se define según la expresión Ec. 26, y se toma como error máximo:

$$e_{GaMax} = 0,01 [-]$$

$$e_{Ga} = \frac{|G_{a_{turbina}} - G_{a_{tobera}}|}{G_{fmax}} [-] \quad (Ec. 26)$$

Una vez se alcanza el error deseado, se cierra esta parte del cálculo, y se fija el gasto de aire principal y secundario, iniciando una nueva iteración para calcular la temperatura en la salida de la cámara de combustión, para este cálculo, conocido el gasto de aire y el gasto de combustible, se puede aplicar el balance de energía a la cámara de combustión para así determinar la temperatura de salida de la cámara de combustión. La nueva hipótesis de temperatura se calcula a través del error que viene dado por la expresión Ec. 27.

$$e_{T_3} = \frac{T_{3calculado} - T_{3hipotesis}}{T_{3calculado}} [-] \quad (Ec. 27)$$

Una vez definido el error la nueva hipótesis para la temperatura de la cámara de combustión, se obtiene con la expresión Ec. 28.



$$T_{3hipotesis} = T_{3hipotesis_{ant}} + 200 \cdot e_{T_3} \quad (\text{Ec. 28})$$

El error máximo tomará el siguiente valor:

$$e_{T_3max} = 0,005$$

Una vez se calcula la nueva hipótesis de temperatura, se realiza de nuevo la iteración para el cálculo del gasto de aire y la nueva hipótesis de presión, y con el nuevo gasto de aire se calcula una nueva temperatura de salida de la cámara de combustión, y se analiza el error. Cuando el error en la temperatura está por debajo del máximo aceptable, se dan por concluidas las iteraciones (el método de cálculo converge) y se habrá dado una solución al problema planteado. En la Ilustración 24., se muestra el diagrama de bloques que seguiría el método explicado en este apartado.

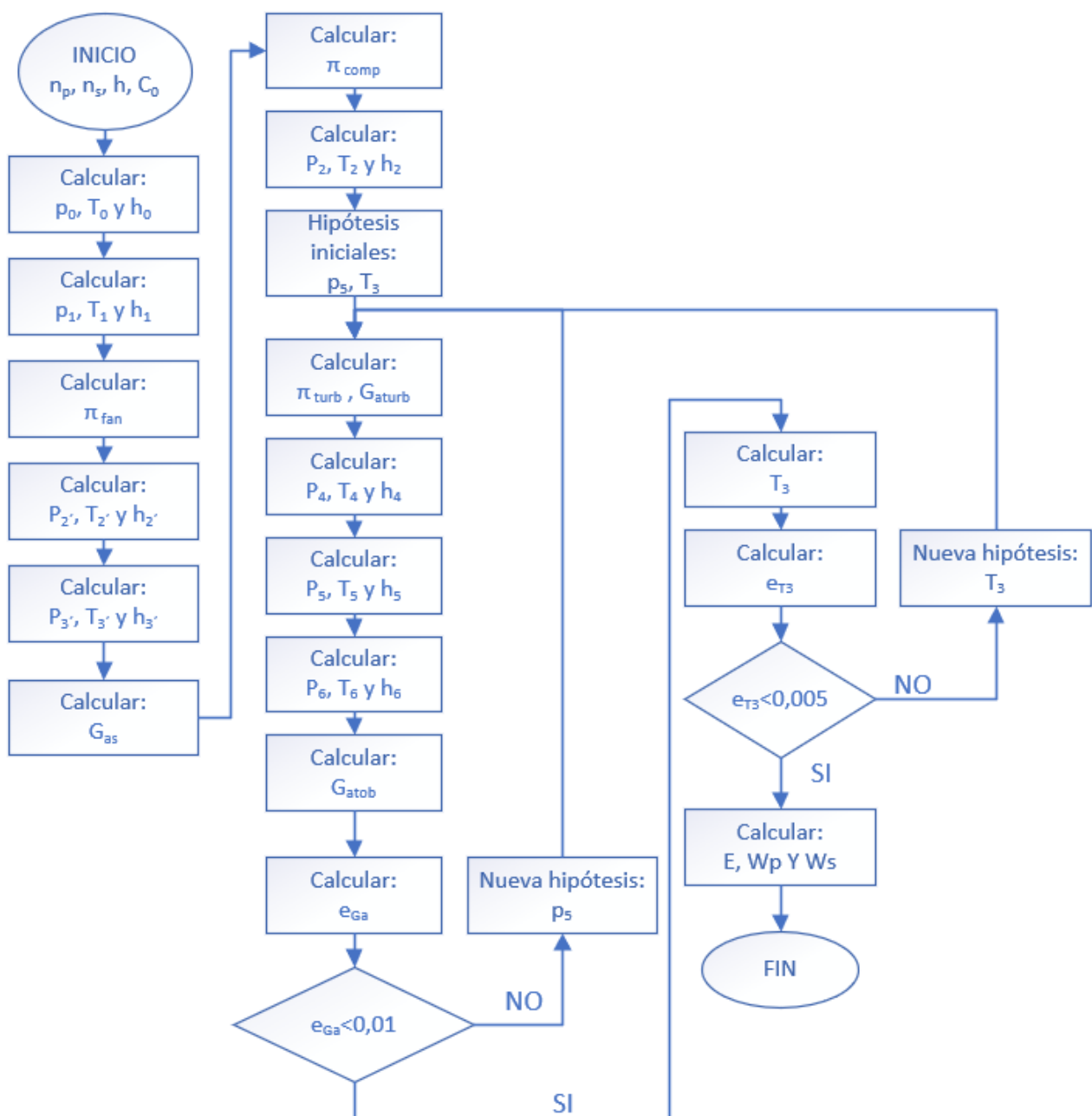


Ilustración 24. Diagrama de bloques modelo motores a reacción.



4.3.3. Cálculo de la variación del régimen de giro.

Una vez completado el proceso descrito en el apartado 4.4.2., para finalizar el cálculo de los motores a reacción queda pendiente el cálculo del nuevo régimen de giro de cada uno de los ejes, para ello se recurre a las expresiones Ec. 11 y Ec. 12., presentadas en el apartado 3.3.3 de la memoria.

$$\frac{dE_{c_p}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_3 - h_4) - G_{ap}(h_{2'} - h_2) - K_p r_{comp}^2 n_p^4 + W_{arr} [W]$$

$$\frac{dE_{c_s}}{dt} = (G_{ap} + G_f)(h_4 - h_5) - (G_{ap} + G_{as})(h_{2'} - h_1) - K_s r_{fan}^2 n_s^4 [W]$$

A partir de estas ecuaciones diferenciales, puede obtenerse la energía cinética, aplicando el método Runge-Kutta y con esta calcular el régimen de giro de cada uno de los ejes.

$$n_p = \sqrt{\frac{2E_{c_p}}{I_p} \frac{60}{2\pi}} [rpm]$$

$$n_s = \sqrt{\frac{2E_{c_s}}{I_s} \frac{60}{2\pi}} [rpm]$$

4.4. Implementación del modelo de la trayectoria.

Una vez desarrollado el modelo del motor, el siguiente paso es describir de forma breve el programa global, este programa será el encargado de simular el modelo de la aeronave y engloba el modelo de los motores a reacción.

El primer paso, al igual que en el apartado anterior, es entender la estructura de los datos que se emplea para la resolución. Además, en este punto, es necesario entender tanto el desarrollo en C como en LabVIEW, pues ambos están ligados y no pueden operar de forma independiente.

4.4.1. Estructura de datos.

Los parámetros que permiten definir el modelo completo de la aeronave, se definirán en el LabVIEW, de forma que el usuario del simulador pueda modificarlos y así realizar diferentes comprobaciones o simulaciones. Todos los parámetros, tanto de diseño como geométricos se definen en el SubVI “Configuración_aeronave”, mostrado en la Ilustración 25.

CONFIGURACIÓN AERONAVE				
Superficie Alar (m ²) 440	Masa Vacío (kg) 158920	Gasto máximo de combustible [kg/s] 3,8	Relación radio compresor/GFMax 0,11	Número de escalonamientos TurbS 1
Area Frontal (m ²) 25	Masa maxima de combustible (kg) 178280	Temperatura cc máxima [K] 1600	Relación radio fan/GFMax 0,32	Empuje específico [N/(kg/s)] 65000
Yo (m) 3,5	Masa por pasajero(kg) 440	Temperatura cc mínima [K] 900	Relación Aeff Tobera/GFMax 0,45	
Coefficiente de Rodadura 0,013	Número de motores 4	Potencia de arranque [W] 200000	Relación AeffTurb/GFMax 0,035	
Resistencia Aerodinámica del Fuselaje 0,11	Número de pasajeros 440	Inercia eje principal [kgm ²] 1500	Número de escalonamientos Comp 16	
KtrenAter [N/m] 6E+6	Porcentaje de carga de combustible 100	Inercia eje secundario [kgm ²] 1600	Número de escalonamientos TurbP 9	

Ilustración 25. Menú de configuración de la aeronave.

Una vez definidos los parámetros citados, estos se transmiten a la DLL que contiene el código en lenguaje C. El traspaso de datos se realiza a través de arrays, a parte de los parámetros de configuración, es necesario que la DLL posea la información de las condiciones de funcionamiento, es decir posición, velocidad, así como las fuerzas de actuación, de esta forma, podrán calcularse los nuevos valores que toman las variables.

Una vez se dispone de los datos en la DLL, estos se agrupan en arrays en el caso de las variables de operación, es decir la variables intermedias (como las fuerzas de actuación) y las variables a integrar (como la masa, posición, etc.). Respecto a los parámetros de configuración se agruparán en estructuras:

- st AeronaveGeometria: estructura donde se definen las condiciones geométricas de la aeronave, como puede ser la superficie alar o el área frontal.



- st AeronaveCondDis: estructura donde se definen las condiciones de diseño de la aeronave, como son la masa en vacío, el número de motores, etc.
- st AeronaveCondFunc: estructura donde se definen las condiciones de funcionamiento, no obstante en la misma solamente se define la carga de combustible y el número de pasajeros. El resto de condiciones de funcionamiento, velocidad de vuelo, altura, etc., se definen en el array correspondiente.

En la Ilustración 26., se define el diagrama de bloques que sigue la estructura de datos del modelo.

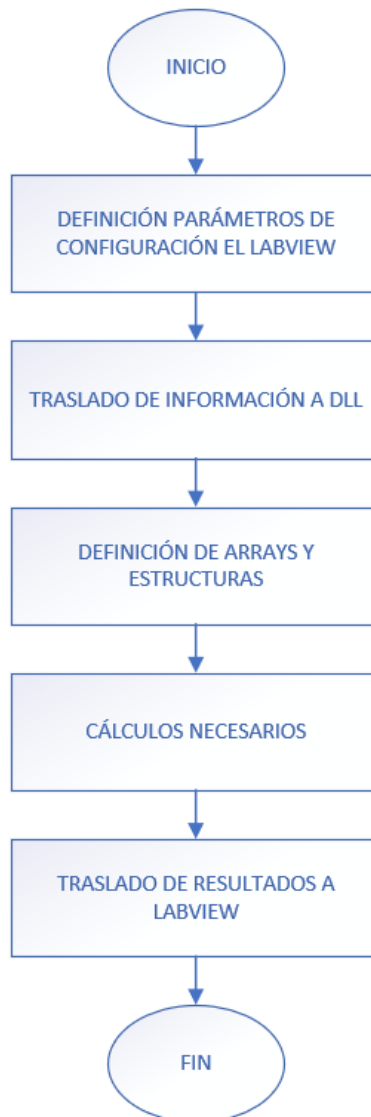


Ilustración 26. Estructura de datos general.

4.4.2. Estructura del cálculo.

Para poder efectuar el cálculo completo, antes de poder resolver las ecuaciones diferenciales, es necesario disponer de las variables intermedias, que son las fuerzas de actuación, por lo tanto, será necesario efectuar el cálculo de cada una de las



fuerzas que actúan sobre la aeronave. Todo el cálculo de las fuerzas de actuación quedó definido en el apartado 4.2.1. de la memoria.

Para poder efectuar el cálculo de las cargas propulsivas es necesario incluir en el modelo global el modelo de los motores a reacción, lo que requiere el trasvase de datos correspondiente y la extracción de los resultados.

Una vez se dispone de estas variables intermedias se podrán resolver todas las ecuaciones diferenciales utilizando el método Runge-Kutta.

En la Ilustración 27., se muestra el diagrama de bloques del modelo general.

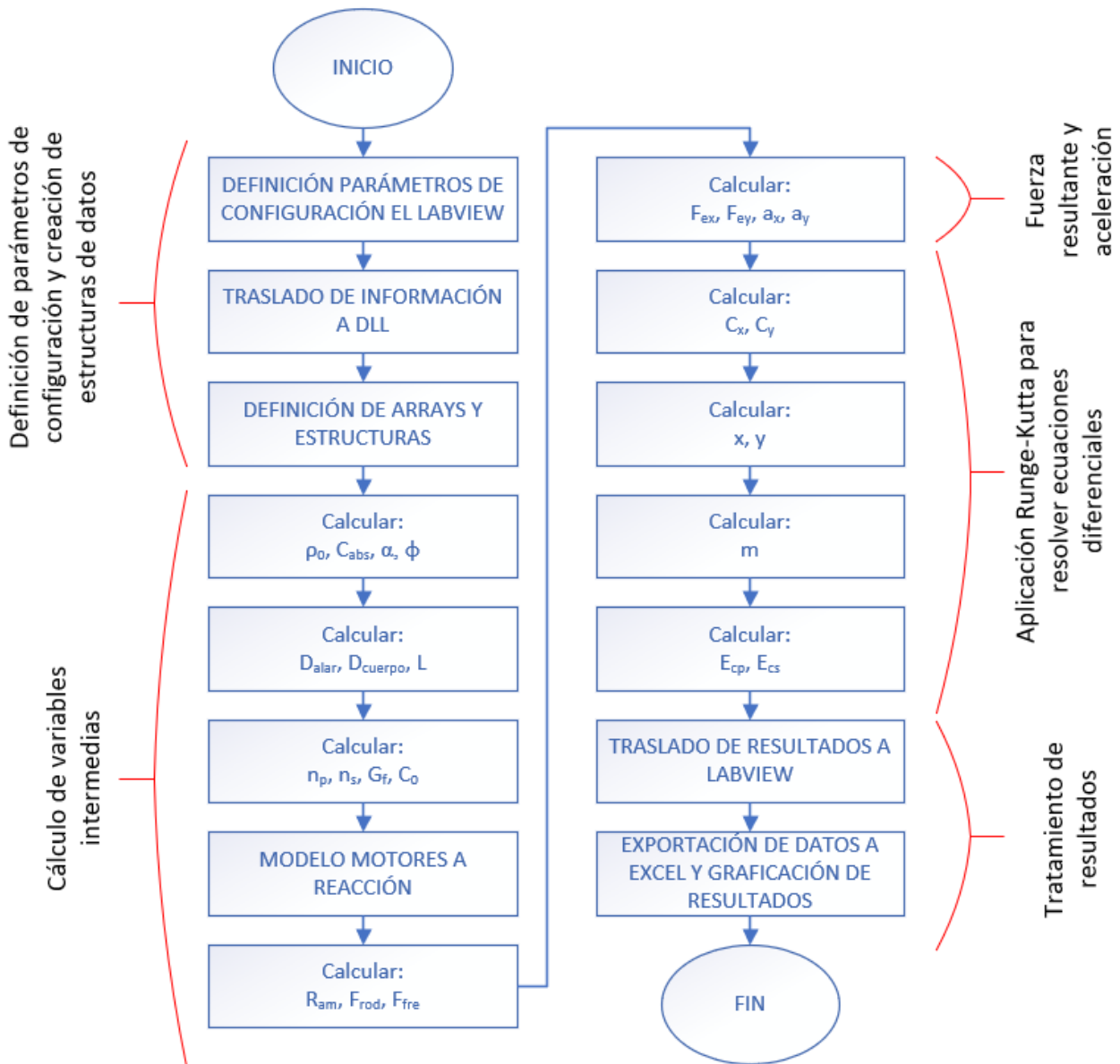


Ilustración 27. Diagrama de bloques general.



4.5. Control de vuelo y piloto automático.

En este apartado de la memoria se van a describir los controles propuestos para el simulador, que permitirán entre otras cosas disponer de un piloto automático, un control sobre el área efectiva de la tobera de salida y el aterrizaje de la aeronave.

Antes de proceder con la explicación de cada uno de los controles de forma independiente, cabe mencionar, que a pesar de disponer de estos controles, el simulador puede ejecutarse de forma manual y ser controlado tanto el acelerado como la inclinación por parte del usuario.

Respecto a los mandos que controlan la aeronave, se dispone de dos principales, en primer el acelerador que regula el gasto de combustible y en segundo lugar el timón de cola, que controla de forma directa la inclinación de la aeronave. A mayores se dispone de los controles del encendido del motor de arranque, el piloto automático, el aterrizaje y el área efectiva de la tobera principal. El cuadro de mandos queda representado en la Ilustración 28. A parte del control sobre la aeronave se dispone de dos variables de control sobre la simulación, siendo estas en laso de integración y el tiempo entre ciclos, que regulan la velocidad y precisión de la simulación. En el apartado 4.8., de la memoria se visualizará el efecto del paso de integración en la simulación.

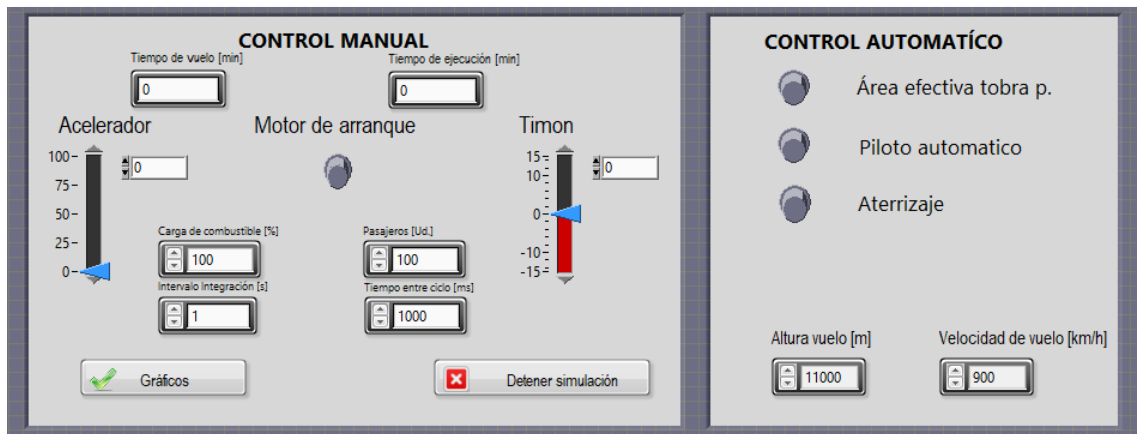


Ilustración 28. Cuadro de mandos.

4.5.1. Piloto automático.

La función del piloto automático es controlar los mandos del acelerador y el timón de cola de la aeronave para poder alcanzar las consignas establecidas de altura y velocidad de vuelo:

$$h_{vuelo} = 11000 [m]$$

$$C_{vuelo} = 900 [km/h]$$

Para alcanzar estas dos consignas se utilizarán dos PIDs independientes uno para cada variable a controlar.



No se va incidir de forma exhaustiva en la obtención de las ecuaciones de cada uno de los controladores, no obstante, si cabe hacer una breve reseña del planteamiento utilizado. La función de transferencia genérica de un controlador PID viene definida por la expresión Ec. 29.

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (\text{Ec. 29})$$

De donde se obtiene la expresión Ec. 30.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \Delta t e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (\text{Ec. 30})$$

El error ha de ser evaluado en cada uno de los casos de estudio, según las expresiones Ec 31., y Ec. 32.

$$e_\delta = y_{\text{objetivo}} - y_n \quad (\text{Ec. 31})$$

$$e_\tau = V_{Ex_{\text{objetivo}}} - V_{Ex_n} \quad (\text{Ec. 32})$$

Una vez definidos los errores, las expresiones Ec. 33., y Ec 34., muestran la expresión de cada controlador.

$$\delta_n = \delta_{n-1} + K_{P-\delta} (y_{\text{objetivo}} - y_n) + K_{i-\delta} \Delta t (y_{\text{objetivo}} - y_n) - \frac{K_{d-\delta}}{\Delta t} V_{Ey_{n-1}} \quad (\text{Ec. 33})$$

$$\tau_n = \tau_{n-1} + K_{P-\tau} (V_{Ex_{\text{obj}}} - V_{Ex_n}) + K_{i-\tau} \Delta t (V_{Ex_{\text{obj}}} - V_{Ex_n}) - \frac{K_{d-\tau}}{\Delta t} a_{Ex_{n-1}} \quad (\text{Ec. 34})$$

El último paso para definir el piloto automático es sintonizar los controladores a través del ajuste de las constantes proporcional, diferencia e integral. Para poder hacer esta sintonía, es importante el tipo de control buscado, es decir, el ajuste de constantes condicionará el modo en el que el sistema alcanza los valores de consigna, en la Ilustración 29., se muestran diferentes tipos de controles.

En el caso simulado, al tratarse de una aeronave, interesa que el control actúe de la forma que se muestra en la segunda gráfica de la Ilustración 29., pues esta es la forma de garantizar que la pendiente con la que la aeronave asciende no es excesiva, además, un ascenso muy rápido, generaría sobrepicos que a su vez causarían inestabilidad en el vuelo y aceleraciones excesivas.

Por otra parte hay que garantizar que el control converja a la solución consignada y sea estable, otorgando a la aeronave la estabilidad de vuelo que querida, sin que se produzcan aceleraciones verticales excesivamente brusca.

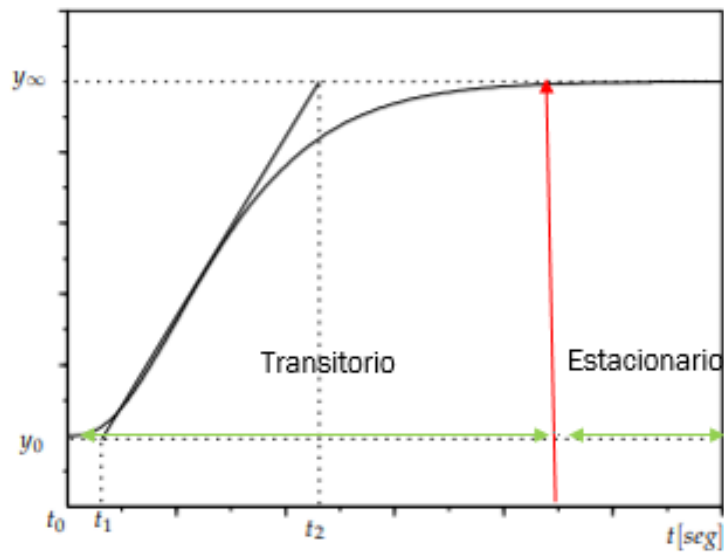
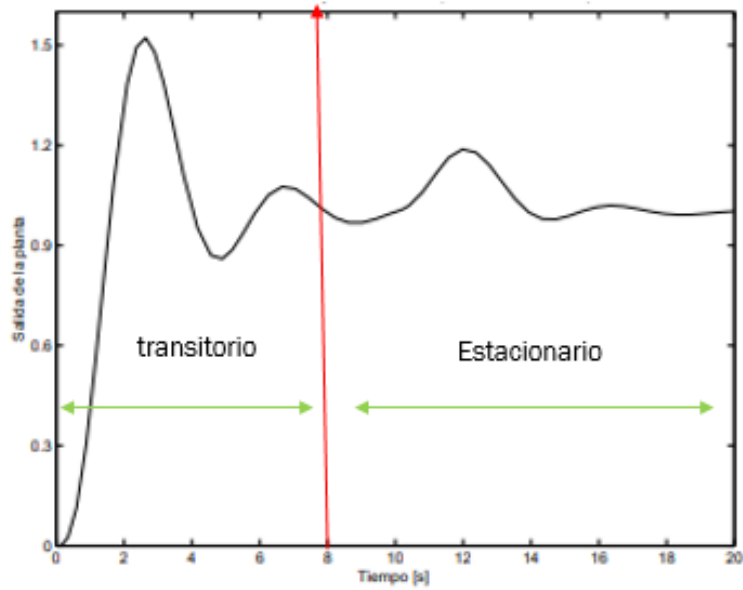


Ilustración 29. Tipos de control PID [4.3.]

En la tabla 10., se muestran los valores de las constantes de control utilizados.

Tabla 10. Constantes de control.

Constante de control	Valor
$K_{P-\delta}$	0,00012
$K_{i-\delta}$	0,00012
$K_{d-\delta}$	0,075
$K_{P-\tau}$	0,18
$K_{i-\tau}$	0,005
$K_{d-\tau}$	32



4.5.2. Área efectiva de la tobera de salida.

La tobera de descarga del motor principal es de geometría variable, por lo tanto es una variable más a controlar para desarrollar la simulación de la aeronave.

Con el control del área efectiva de esta parte del motor, se consigue establecer un control sobre el gasto de aire del motor principal y del grado de derivación, es decir de la relación entre el gasto total de aire y el que trasiega el motor principal

$$G_{der} = \frac{G_{ap} + G_{as}}{G_{ap}} [-]$$

Para el control de este parámetro geométrico se utilizará un control proporcional, por ello es necesario establecer una consigna objetivo sobre una variable determinada, se ha propuesto controlar la temperatura de la cámara de combustión a través de la geometría de la tobera. La consigna propuesta es:

$$T_{3cons} = 1300 [K]$$

Por lo tanto, el objetivo del control es mantener esa temperatura en la cámara de combustión, no obstante, es necesario comprender que la geometría de la tobera podrá variar en un determinado rango, por lo tanto, en momentos en los que el gasto de combustible es muy bajo, la temperatura será inferior a la de consigna, y en momentos en los que el gasto es el máximo, la temperatura puede ser superior, siempre que no se supere la temperatura máxima.

$$T_{3max} = 1600 [K]$$

El controlador seguirá la expresión Ec. 35.

$$A_{eff\ 6_n} = A_{eff\ 6_{n-1}} + K_{p_Aeff} \cdot (T_3 - T_{3cons}) [m^2] \quad (Ec. 35)$$

Al igual que en el piloto automático, es necesario ajustar la constante de control, obteniendo el valor reflejado en la tabla 11.

Tabla 11. Constante de control tobera salida.

Constante de control	Valor
K_{p_Aeff}	0,0001

4.5.3. Aterrizaje.

La actuación del aterrizaje es una de las más complejas de efectuar en un vuelo, pues es necesario descender de forma controlada y además estabilizar la velocidad antes de entrar en contacto con la pista de aterrizaje.

El objetivo del control del aterrizaje de la aeronave, será ese descenso progresivo, además cuando la aeronave se aproxima a tierra, se estabilizará la velocidad al valor propuesto como velocidad de toma de tierra. Este valor de velocidad de toma de tierra depende de la masa de la aeronave, pues esta velocidad coincidirá con la



mínima que permite mantener la aeronave estable a una altura cerca a tierra, es decir una velocidad que genere una sustentación similar al peso de la aeronave, pues si no se cumple esta condición la toma de tierra podría ser demasiado brusca

$$C_{tierra} = 310 \left[\frac{km}{h} \right]$$

Para conseguir este descenso progresivo, se efectuará una variación de las consignas de altura de vuelo y velocidad de vuelo, esta variación unida al control propuesto para el piloto automático, conseguirá un control sobre los mandos de la aeronave que hará que esta descienda de forma estable y progresiva sin grandes pendientes ni aceleraciones.

Otro punto importante del aterrizaje, además del descenso de la aeronave, es el frenado de la misma cuando toca la pista, para ello, en el punto 4.2.1. de la memoria, se introdujo la fuerza de frenado, no obstante, la definida en este apartado es la fuerza de frenado máxima. Para completar la definición de esta fuerza, es necesario definir una constante, que definirá el porcentaje con respecto a la fuerza de frenado máxima que se emplea en el aterrizaje, esta constante se definirá de forma que la distancia de frenado se encuentre en el rango de valores propuesto.

$$d_{frenado} \in (1300, 1600) [m]$$

La variación de las consignas de altura y velocidad de vuelo se divide en dos tramos, el tramo de descenso propiamente, es el que se inicia con el comienzo de la actuación de aterrizaje, y se mantiene hasta que la altura de vuelo es relativamente cercana al suelo. Una vez se alcanza dicha altura, el descenso se vuelve mucho más progresivo consiguiendo suavizar la entrada en pista. Las consignas de altura y velocidad quedarán definidas en las Ec. 36 y Ec. 37.

$$y_{cons_n} = y_0 - K_y [m] \tag{Ec. 36}$$

$$V_{x_{cons_n}} = V_{x_0} - K_{V_x} [m/s] \tag{Ec. 37}$$

Tras ajustarlas, las constantes toman el valor mostrado en la tabla 12.

Tabla 12. Constantes control de aterrizaje.

Constante de control	Valor
K_{V_x}	55
K_{y-1}	2000
K_{y-2}	200

Una vez definido el control del aterrizaje, el resultado se muestra en los gráficos 6. Y 7., como puede apreciarse, existen tres zonas claramente diferenciadas, la primera de ellas el descenso desde la altitud a la que se inicia el aterrizaje, esta debe ser prolongada y sin pendientes bruscas. Cuando se alcanza una altitud determinada cercana a tierra, empieza la segunda etapa, donde la pendiente de descenso disminuye y se estabiliza la velocidad hasta alcanzar la velocidad de entrada en pista, una vez se alcanza esta comienza la tercera etapa, donde la aeronave continúa descendiendo manteniendo la velocidad.



Para el ajuste de las constantes se ha planteado que la pendiente durante el descenso, en ningún momento supere un 5%.

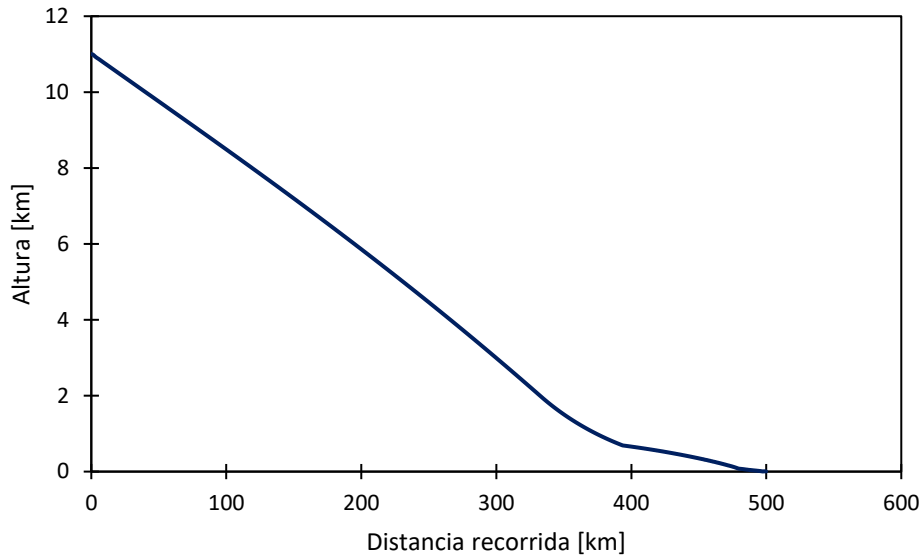


Gráfico 6. Actuación de aterrizaje.

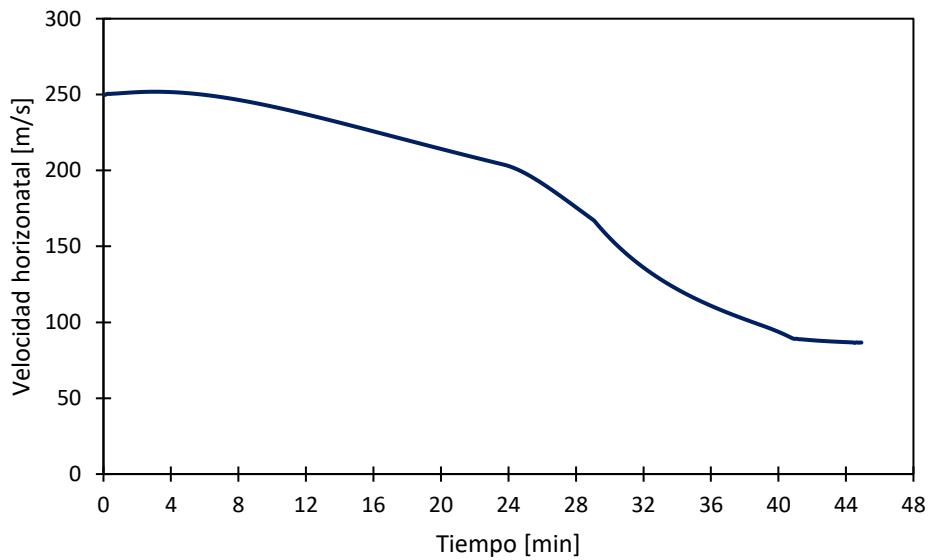


Gráfico 7. Velocidad horizontal en actuación de aterrizaje.

Con las constantes ajustadas, los resultados obtenidos se presentan en la tabla 13.

Tabla 13. Resultados obtenidos actuación de aterrizaje.

Variable	Símbolo	Valor	Unidad
Distancia de aterrizaje	d_{aterr}	499,8	[km]
Tiempo de aterrizaje	t_{aterr}	44,9	[min]
Pendiente media de aterrizaje	$pdte_{ater}$	2,20	[%]

La constante de frenado definida en este apartado toma el siguiente valor:



$$K_{frenado} = 100 \cdot \frac{F_{fre_{real}}}{F_{fre_{max}}} = 40 \text{ [\%]}$$

Los resultados obtenidos se representan en el Gráfico 8., y en la tabla 14.

Tabla 14. Resultados obtenidos en frenado en pista.

Variable	Símbolo	Valor	Unidad
Distancia de frenado	$d_{frenado}$	1532,3	[m]
Tiempo de frenado	$t_{frenado}$	34	[s]

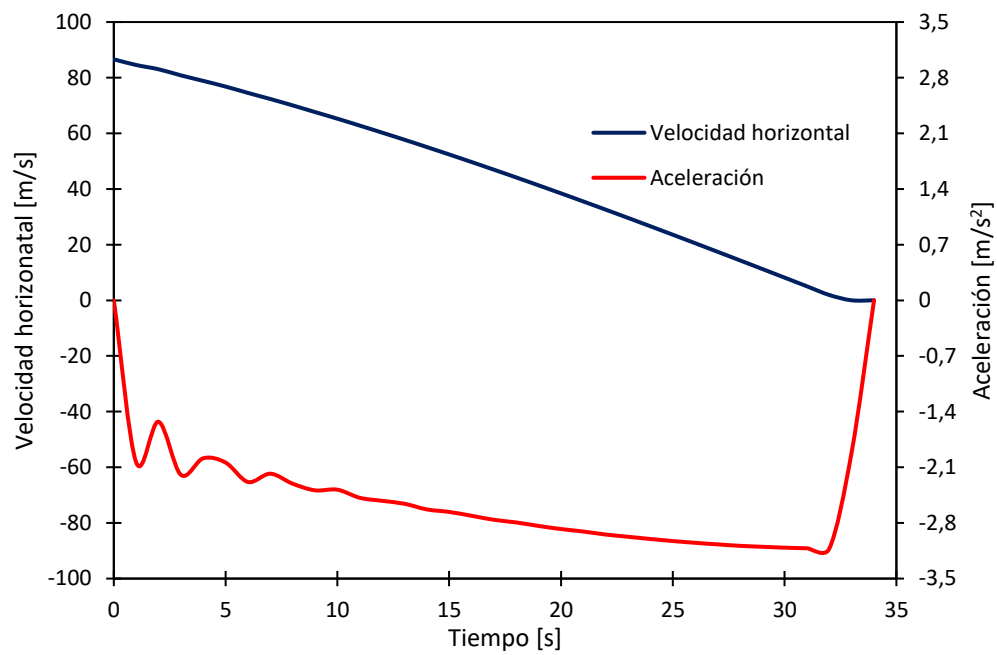


Gráfico 8. Actuación de aterrizaje. Frenado en pista.



4.6. Aplicación ejecutable.

En este apartado de la memoria se describe de forma breve la aplicación ejecutable generada a partir de los diagramas de bloques y la DLL (Lenguaje C), implementados en LabVIEW.

Con la aplicación, se pretende hacer manejable el simulador para el usuario. Además de esto, la aplicación puede ser ejecutada sin necesidad de disponer de una licencia de pago, pues National Instruments facilita la licencia necesaria para ejecutar este tipo de aplicaciones de forma gratuita.

Además de esto, la aplicación ha de permitir al usuario la selección de un directorio de salida donde se generen los documentos xls que almacenan los resultados de la simulación, así como la posibilidad de modificar la configuración de la aeronave.

En la ilustración 30., se representa el menú de inicio de la aplicación, esta a su vez dispone de tres submenús que dan acceso a la selección del directorio de salida, a la configuración de la aeronave y al propio simulador (cuadro de mandos).

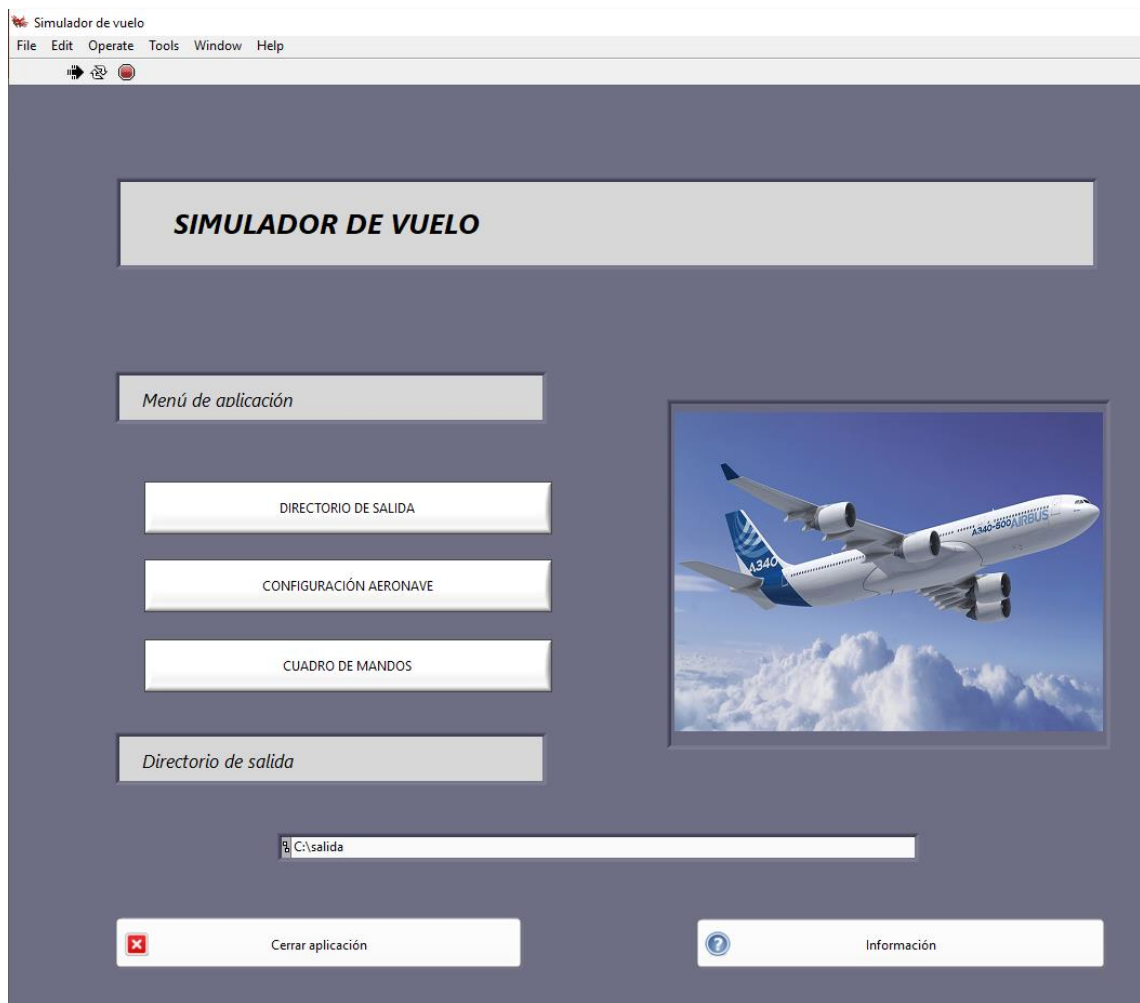


Ilustración 30. Menú de inicio de la aplicación.



En la Ilustración 31., se muestra el submenú “Directorio de salida”. En este, se selecciona la carpeta en la cual se alojarán los archivos generados por el simulador de vuelo con los datos de la simulación. Por cada simulación ejecutada se generarán tres archivos xls: VarInt (que incluye el tiempo de vuelo, las variables de control y las variables integradas, posición, velocidad, energía cinética y masa), VarNoInt (que incluye las variables de control y todas las variables intermedias necesarias para poder integrar las ecuaciones diferenciales como las cargas que actúan sobre la aeronave) y VarNoIntTermo (incluye el tiempo de vuelo, las variables de control y todas las variables de presión y temperatura asociadas al estudio termodinámico del motor). Además, los ficheros generados se denominan en base a la fecha y hora de inicio de ejecución de la simulación.

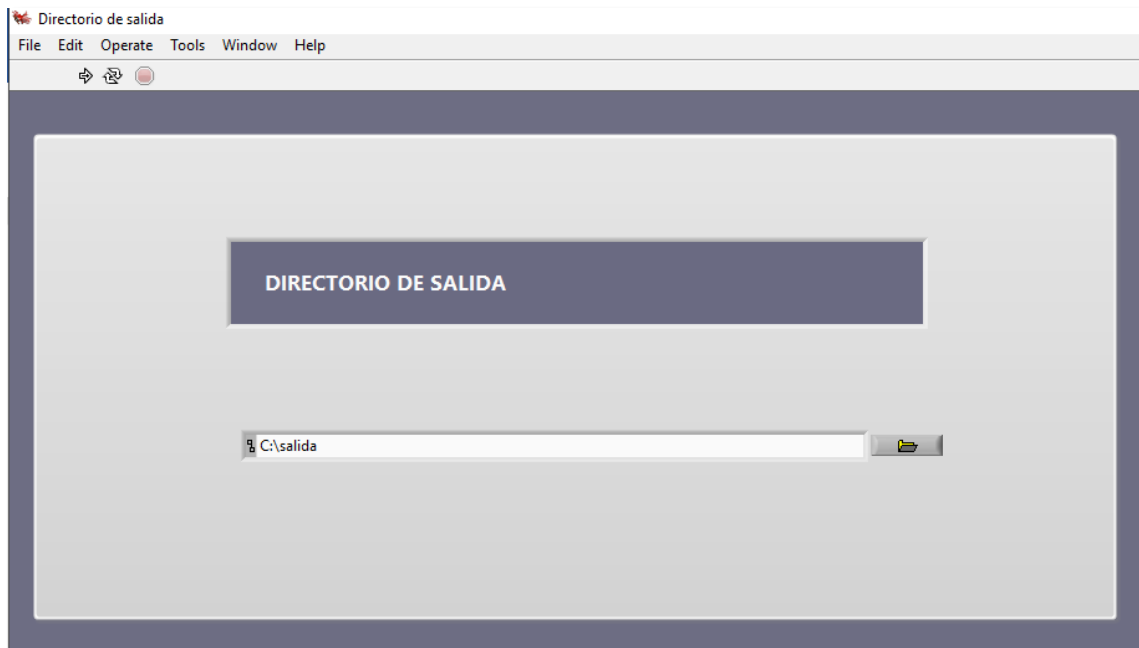


Ilustración 31. Selección directorio de salida.

En la Ilustración 32., se representa en submenú “Configuración de la aeronave”, donde se pueden modificar los parámetros de configuración de la aeronave, así como de los motores que esta utiliza.

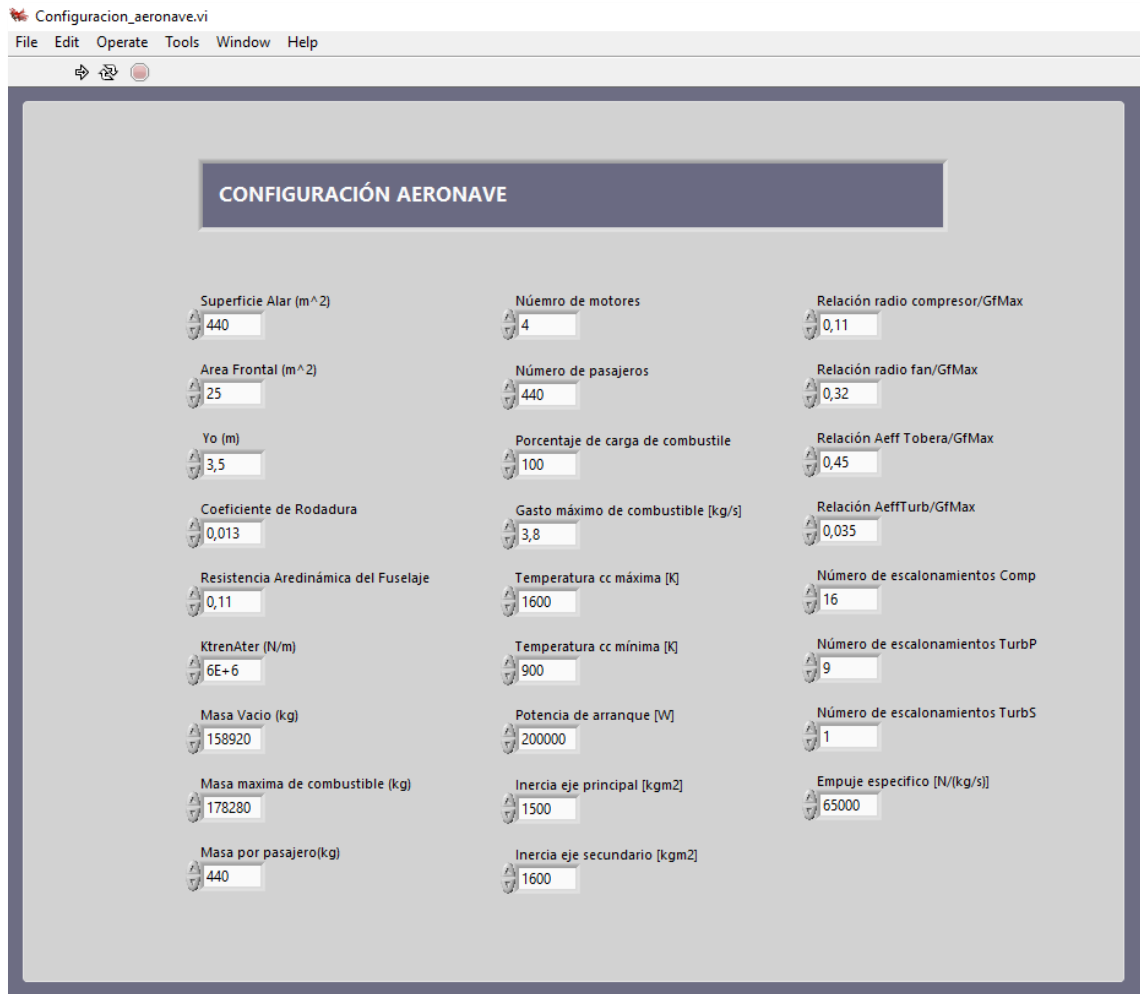


Ilustración 32. Selección configuración aeronave.

En la Ilustración 33., se muestra el menú del “Cuadro de mandos”, que constituye el simulador de vuelo y permite la ejecución de la simulación con las condiciones seleccionadas.

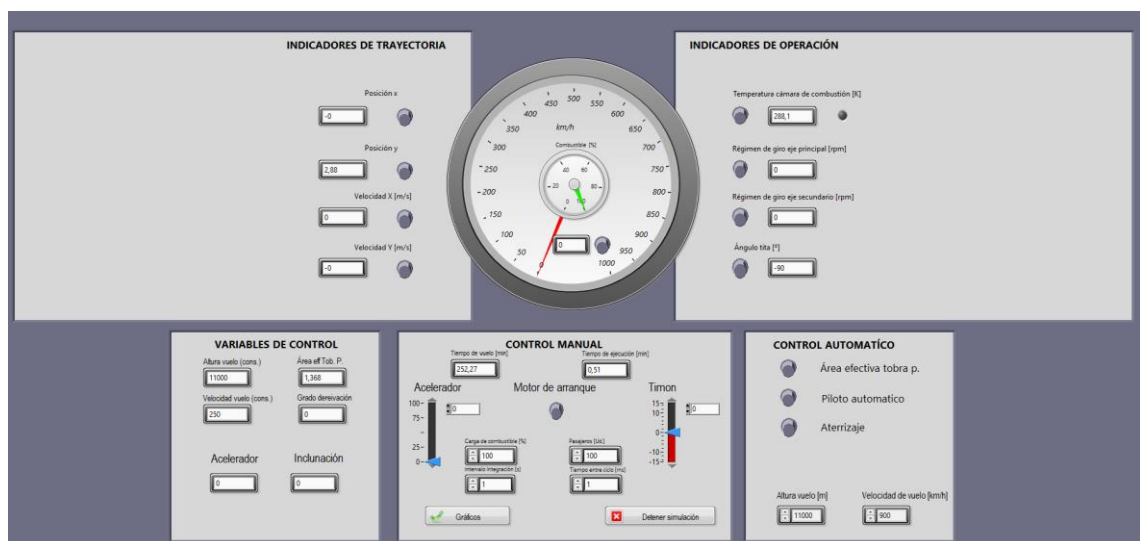


Ilustración 33. Cuadro de mandos.



4.7. Validación del modelo.

En este apartado de la memoria se va a desarrollar la validación del modelo de cálculo planteado, para poder determinar la validez de los resultados del mismo.

Dicha validación se divide en dos partes principales, en primer lugar, se validará el modelo de cálculo de los motores a reacción de forma individual, una vez este modelo esté validado se procederá a la validación del modelo completo de la aeronave.

Antes de proceder con la explicación detallada de cada uno de los procedimientos, cabe mencionar que dicha validación es una tarea bastante compleja, la razón de esto es la falta de un modelo experimental con el que poder contrastar los resultados obtenidos, a la ausencia de dicha experiencia, hay que añadir que los fabricantes, tanto de motores como de aeronaves no ponen a disposición los datos técnicos de sus diseños. Por lo tanto, la validación se basará en los datos obtenidos a partir de las diferentes bibliografías ya referenciadas en el presente trabajo.

4.7.1. Validación del modelo motor.

En primer lugar, decir que el modelo de motor se valida de forma independiente. De manera que se simulará el motor como si se tratase de un banco de ensayo, es decir:

$$C_0 = 0 \text{ [m/s]}$$

$$h_{vuelo} = 0 \text{ [m]}$$

$$\tau = 100 \text{ [%]}$$

Antes de proceder con el ensayo, cabe destacar que, para dimensionar el motor, como ya se ha mencionado en apartados anteriores, todas las dimensiones geométricas de interés se han parametrizado en función del gasto máximo de combustible del motor. Por esto, de los datos que podemos encontrar en las diferentes referencias bibliográficas, son de interés el gasto máximo de combustible del motor, el empuje máximo del mismo y además también puede resultar interesante comprobar el gasto máximo de aire del motor.

El modelo motor se ha diseñado para poder simular el motor TRENT 500 de Roll Royce, por lo tanto, se va a comparar con la simulación ejecutada con los datos (mostrados en la tabla 15.), de dicho motor.

Tabla 15. Datos del motor TRENT 500.

<i>Variable</i>	<i>Unidades</i>	<i>Datos</i>
Empuje máximo	[kN]	249
Gasto máximo de combustible	[kg/s]	3,81
Gasto máximo de aire	[kg/s]	879,6
Relación de derivación	[-]	7,6:1

En la tabla 16., se muestran las condiciones de la simulación planteada:



Tabla 16. Parámetros de configuración de la simulación.

Variable	Unidades	Dato
Gasto de combustible	[kg/s]	3,81
Régimen de giro eje principal	[rpm]	7127,53
Régimen de giro eje secundario	[rpm]	2598,71
Velocidad de vuelo	[m/s]	0,00
Altura de vuelo	[m]	0,00

En la tabla 17., se muestran los resultados de la simulación, así como el error relativo comprando los resultados obtenidos con los datos de partida.

Tabla 17. Resultados de la simulación.

Motor	Empuje calculado [kN]	Error relativo empuje [%]	Gasto de aire [kg/s]	Error relativo gasto de aire [%]
TRENT 500	226,91	8,91%	745,37	15,26%

A la vista de los resultados mostrados en el la tabla 17., y en el gráfico 9., el error relativo cometido entre la simulación y el valor teórico, en el caso del empuje es inferior al 10 %, y en el caso del gasto de aire entorno al 15%, la conclusión que se puede extraer es que los resultados se adecuan a la realidad, y por lo tanto podrán darse por válido (a efectos del presente trabajo), con lo cual el modelo motor quedaría validado.

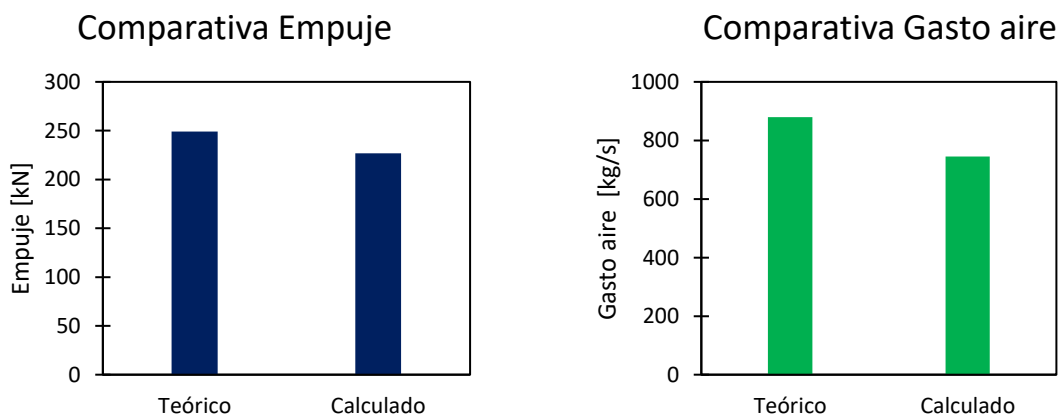


Gráfico 9. Comparativa valores teóricos y resultados de simulación.

4.7.2. Validación del modelo trayectoria.

El siguiente paso en la validación del modelo es validar el modelo de la aeronave, ante la falta de datos técnicos proporcionados por los fabricantes, se tomará el dato de la autonomía para proceder con dicha validación.

El proceso a seguir será similar al caso anterior, por lo tanto, se simularán varias aeronaves, de diferente tipología (capacidad de pasajeros y autonomía) y se contrastará con los datos teóricos proporcionados por los fabricantes.



En la tabla 18., se muestran las características de las diferentes aeronaves utilizadas para el estudio.

Tabla 18. Características de las diferentes aeronaves.

Característica	Unidad	Airbus A 340-500	Airbus A 318	Boeing 777-200
Motor	[-]	TRENT 500	PW6000	GE-90-94B
Nº de motores	[Ud.]	4,00	2,00	2,00
Autonomía	[km]	16670	6000	9700
Nº de pasajeros	[Ud.]	440	132	440
Masa de la carga	[kg]	44000	13200	44000
Capacidad de combustible	[kg]	178280	19368	93872
Masa aeronave	[kg]	158920	39500	109328
Masa máxima	[kg]	381200	72068	247200
Techo vuelo	[m]	12497	12000	13140
Techo de crucero	[m]	11000	11000	11000
Mach de crucero	[-]	0,83	0,82	0,84
Envergadura	[m]	63,45	34,10	63,70
Diámetro fuselaje	[m]	5,64	3,95	6,20
Área frontal fuselaje	[m2]	24,98	12,25	30,19
Superficie alar	[m2]	439,40	122,60	427,80

En la hora de realización de las simulaciones se parte de las condiciones mostradas en la tabla 19. Tener en cuenta que la carga mínima de combustible hace referencia a la reserva de combustible mínima para que la aeronave pueda realizar un aterrizaje de forma segura.

Tabla 19. Condiciones de simulación

Característica	Unidad	Valor
Altitud de vuelo	[m]	11000
Velocidad de crucero	[km/h]	900
Carga mínima de combustible	[%]	10%

En la tabla 20., se muestran los resultados obtenidos en las diferentes simulaciones.

Tabla 20. Resultados de las diferentes simulaciones.

Característica	Unidad	Airbus A 340-500	Airbus A 318	Boeing 777-200
Autonomía teórica	[km]	16670,00	6000	9700
Autonomía simulada	[km]	16333,47	4417,81	8209,15
Error	[%]	2,019%	26,370%	15,370%
% mínimo de combustible	[%]	10,000%	10,000%	10,001%

En el gráfico 10. Puede observarse la comparativa entre la autonomía teórica y la simulada para cada caso de estudio.



Como puede apreciarse el error varía en función de la configuración de la aeronave ensayada. Antes de proceder a dar justificación a esta variación, cabe mencionar que las tres aeronaves ensayadas utilizan motores diferentes, en la tabla 21., se muestran las características de interés de los diferentes motores.

Tabla 21. Características de los diferentes motores.

Característica	Unidad	TRENT 500	PW6000	GE-90-94B
Gasto máximo de combustible	[kg/s]	3,81	1,13	6,15
Empuje máximo	[kN]	249,1	105,87	418
Gasto máximo de aire	[kg/s]	879,6	150,14	532,6

Como puede apreciarse, todos estos motores distan bastante entre sí en lo que a prestaciones se refiere, y por ello en dimensiones geométricas. Como ya se ha explicado en apartados anteriores, el modelo del motor se ha diseñado de forma que las dimensiones geométricas han sido parametrizadas en función del estudio realizado sobre el motor TRENT 500 de Roll Royce, por esta razón la autonomía de la aeronave que utiliza este motor es mucho más próxima a la teórica que en el resto de motores.

De este razonamiento puede extraerse la conclusión que, si bien la parametrización no infunde un error excesivo, a medida que nos alejamos del valor para el cual se ha realizado el estudio de las dimensiones geométricas este error aumenta, siendo más acusado cuando se disminuye el gasto máximo de combustible. Por lo tanto, para optimizar el modelo al máximo posible, sería necesario realizar un ajuste de la geometría en función del motor que utilice la aeronave.

No obstante, entre los objetivos del presente trabajo, no se encuentra de parametrizar todos los motores a reacción comerciales, sino elaborar un modelo válido que permita el estudio del movimiento de una aeronave, aproximándose a la realidad lo máximo posible y que este modelo, permita a partir de diferentes estudios paramétricos, la obtención de conocimiento acerca de la influencia de la geometría de los motores a reacción en las condiciones de vuelo de una aeronave determinada.

Comparativa autonomía

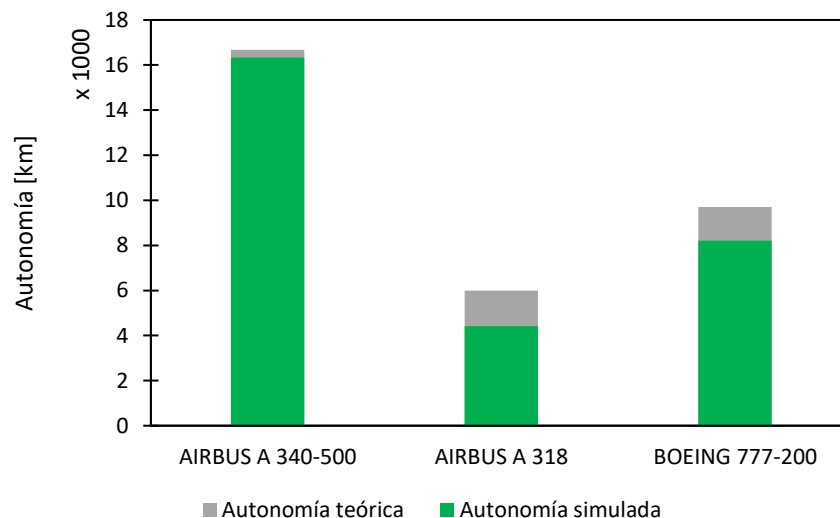


Gráfico 10. Comparativa autonomías.



4.7.3. Conclusiones.

A la vista de los resultados obtenidos en los apartados anteriores, se puede concluir que el modelo planteado es válido para simular tanto el funcionamiento del motor, como la trayectoria de vuelo de la aeronave para aeronaves que utilicen un motor TRENT 500, con lo cual este modelo será válido para el estudio, entre otras aeronaves, de:

- AIRBUS A 340-500
- AIRBUS A 340-600

Si bien el modelo puede utilizarse para simular otros motores y otras aeronaves, es necesario asumir que el error aumentará de forma notable.

De ahora en adelante se utilizará la aeronave A 340-500 para la realización de las diferentes simulaciones.



4.8. Efecto del paso de integración.

Una vez validado el modelo, llega el momento de la optimización del mismo, esta optimización se basa en buscar un paso de integración adecuado que permita la obtención de una solución de compromiso entre precisión y coste computacional, por ello en este apartado de la memoria, se presenta un estudio paramétrico de las diferentes soluciones obtenidas con pasos de integración diferentes.

En los gráficos 11., 12. Y 13., se muestra el estudio mencionado, del mismo puede concluirse que reducir el paso de integración no tiene sentido pues la solución no tiene una variación notable. Por lo tanto, puesto que el coste computacional del paso de integración elegido en primera instancia no es excesivo se tomará como valor fijo de este parámetro, no obstante, en el simulador es posible la manipulación de este.

Añadir que al modificar el paso de integración, es necesario ajustar nuevamente el PID tanto del acelerador como del timón, pues en ambos casos se depende del tiempo. En la tabla 22., se muestran las constantes utilizadas.

Constante de control	Valor $\Delta t = 1$	Valor $\Delta t = 0,8$
$K_{P-\delta}$	0,00012	0,00012
$K_{i-\delta}$	0,00012	0,00015
$K_{d-\delta}$	0,075	0,06
$K_{P-\tau}$	0,18	0,18
$K_{i-\tau}$	0,005	0,00625
$K_{d-\tau}$	32	25,6

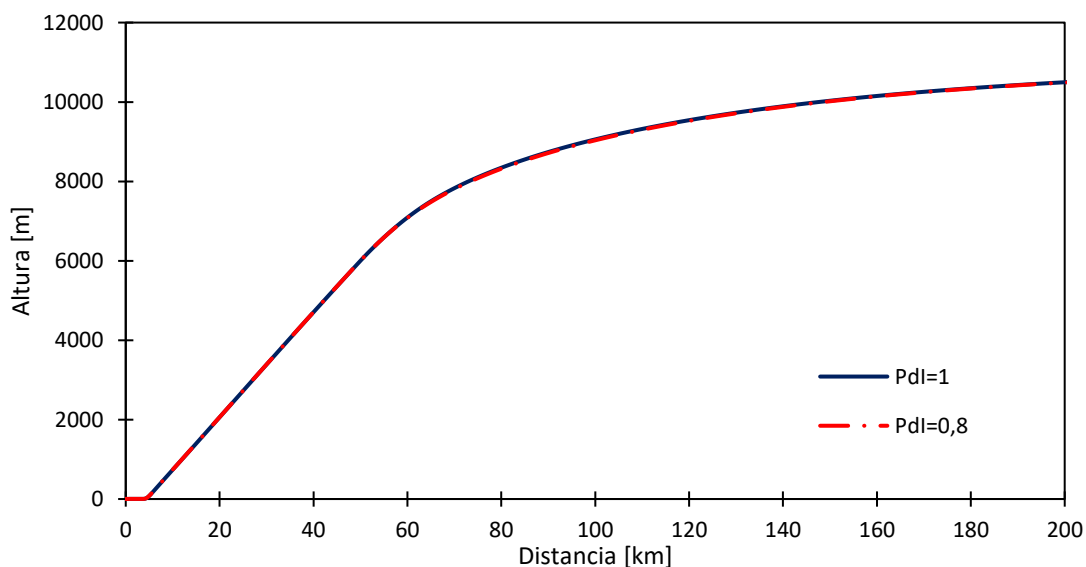


Gráfico 11. Comparativa trayectoria con diferentes pasos de integración.

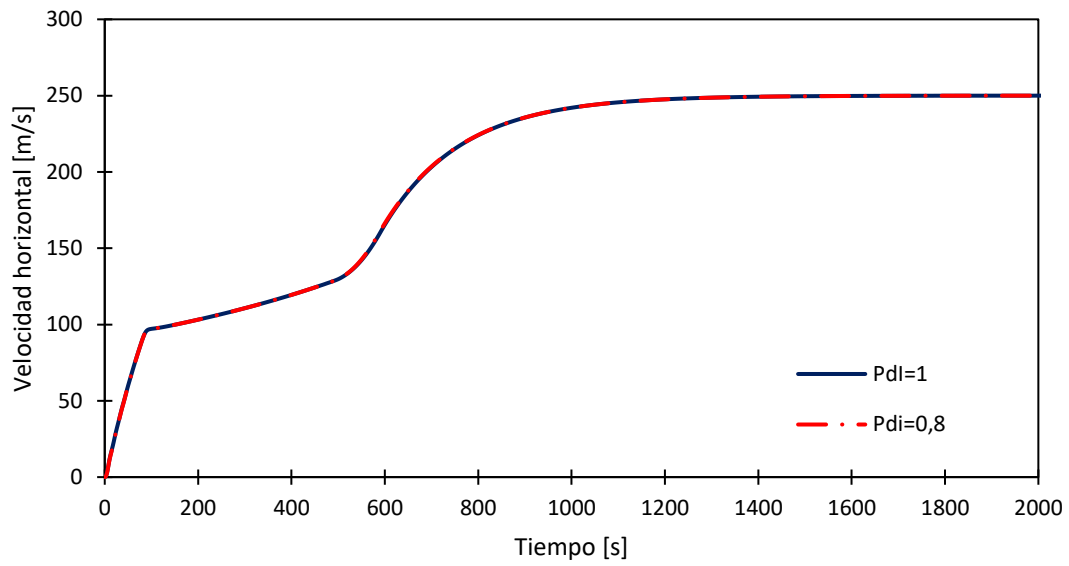


Gráfico 12. Comparativa velocidad horizontal con respecto al paso de integración.

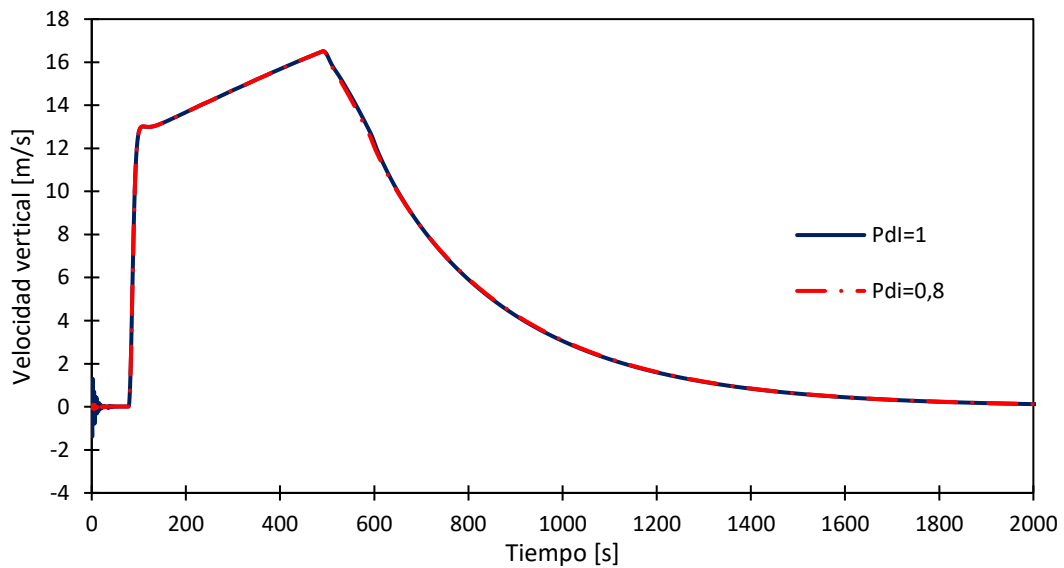


Gráfico 13. Comparativa velocidad vertical con respecto al paso de integración.



4.9. Bibliografía.

4.9.1. Bibliografía utilizada

- [4.1] Valenciano, S.I. *Determinación de los esfuerzos dinámicos verticales y laterales en el eje de la rueda del tren de aterrizaje delantero de un avión ligero*. Escuela de Ingeniería y Arquitectura. Universidad de Zaragoza.
- [4.2] Wong, J.Y. (2001). *Theory of ground vehicles*. New York: John Wiley & Sons, Inc..
- [4.3] Mazzone, V. (2002). *Controladores PID*. Universidad Nacional de Quilmes

4.9.2. Webgrafía utilizada

- [W-4.1] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca6412-il>
Día última consulta:





CAPÍTULO 5: ESTUDIOS PARAMÉTRICOS



5.1. Introducción.

Una vez se dispone un modelo funcional y validado, el siguiente paso en este trabajo es utilizar dicho modelo para el aprendizaje propio. Para ello, en este apartado de la memoria se van a realizar una serie de estudios paramétricos.

Estos estudios se pueden clasificar en dos bloques principales, estudios sobre los motores a reacción, para el análisis de las prestaciones de los mismos en diferentes condiciones de funcionamiento. Además, se realizará una serie de estudios paramétricos sobre la aeronave, para así analizar cómo se comporta ante diferentes condiciones de operación.

Debido a las hipótesis que se han planteado en los modelos y a la incertidumbre en las dimensiones geométricas, existen ciertas limitaciones en la exactitud de los resultados. Si bien estos resultados permiten obtener conocimiento acerca de las tendencias de las prestaciones de los motores ante la modificación de las condiciones de funcionamiento.

Los estudios paramétricos planteados, así como las variables analizadas se reflejan en la tabla 22., además en esta tabla se indican los parámetros de entrada de cada uno de los estudios (siendo estos las variables modificadas), así como los rangos de variación y el incremento.

Tabla 22. Estudios paramétricos.

Parámetros de entrada	Rango	Incremento	Variables analizadas	Comentarios
Velocidad de vuelo	0-900 [km/h]	100 [km/h]	Empuje	Variar la posición del acelerador supone la variación del gasto de combustible.
Posición del acelerador	10-100 [%]	10 [%]	Rendimiento motopropulsivo Gasto de aire Temperatura de la cámara de combustión	La altura de vuelo es constante e igual a 0 [m]
Altura de vuelo	0-11000 [m]	1000 [m]	Empuje	Variar la posición del acelerador supone la variación del gasto de combustible (grado de carga del motor).
Posición del acelerador	10-100 [%]	10 [%]	Rendimiento motopropulsivo Gasto de aire Temperatura de la cámara de combustión	La velocidad de vuelo es constante e igual a 900 [km/h]
Variación altura de vuelo	7000-11000 [m]	1000[m]	Trayectoria Velocidad horizontal Velocidad vertical Gasto de aire Gasto de combustible Temperatura cámara de combustión Temperatura ambiente Rendimiento térmico	Este estudio paramétrico se realiza con la aeronave en operación, es decir se varía la consigna de la altura de vuelo para analizar el efecto que esta tiene sobre la aeronave y en el funcionamiento de los motores a reacción. La consigna de velocidad de vuelo es 900 [km/h]



5.2. Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador.

En este apartado, se analizará la variación que experimentan las prestaciones del motor ante diferentes condiciones de funcionamiento.

Se considera altura de vuelo constante, velocidad de vuelo variable y posición del acelerador variable.

$$h_{vuelo} = 0 [m]$$

$$C_{vuelo} \in (0, 900) [km/h]$$

$$\tau \in (10, 100) [\%]$$

El estudio se desarrolla asumiendo que los motores se encuentran en un banco de ensayos, por lo tanto, no se consideran los efectos que la aeronave pudiese generar en el funcionamiento de los motores. A parte de esto, en la realización de los diferentes estudios, se considera fija la geometría de salida de la tobera principal $A_6 = 1,37 [m^2]$.

5.2.1. Análisis del empuje desarrollado.

En los gráficos 14. y 15., se analiza el empuje desarrollado por el motor a reacción en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

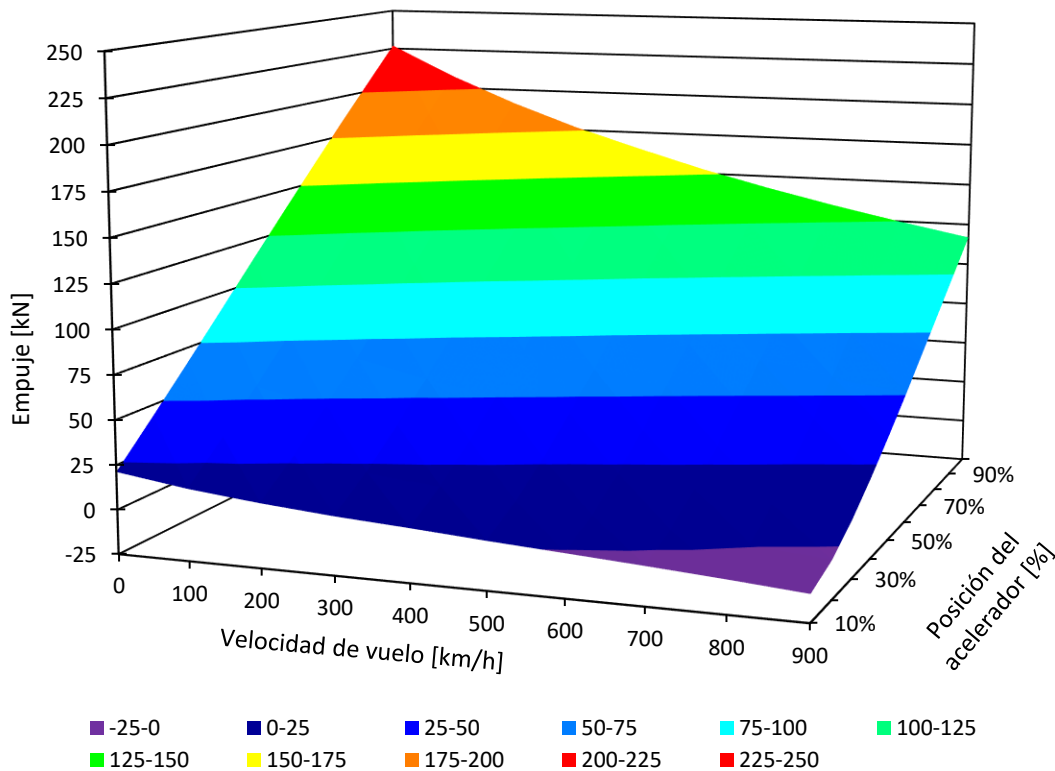


Gráfico 14. Empuje en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.

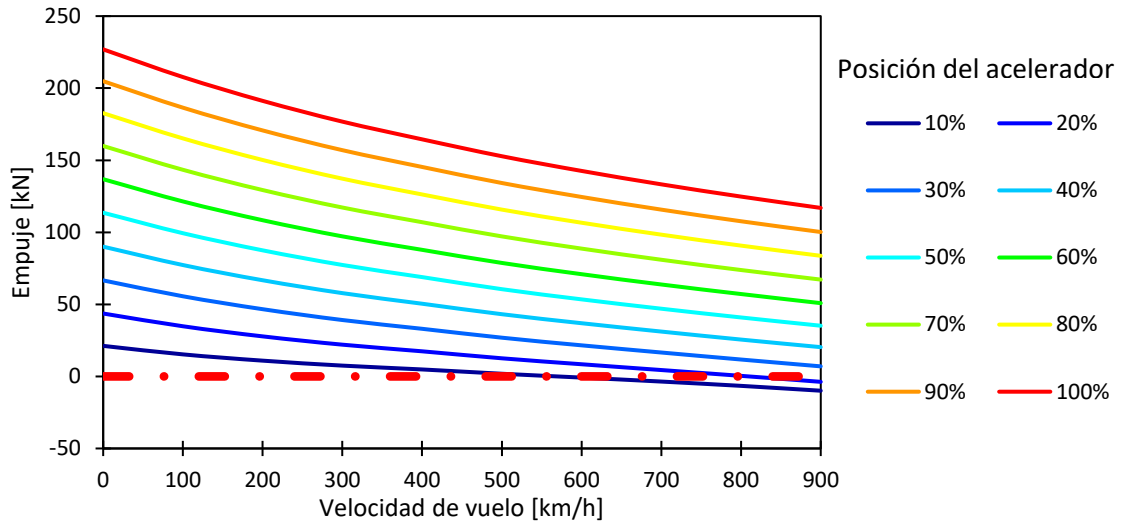


Gráfico 15. Empuje en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.

El empuje aumenta a medida que aumenta el gasto de combustible, consecuencia de la posición del acelerador, dado que aumenta la energía disponible en el fluido.

Para una posición de acelerador constante, es decir, fijando el gasto de combustible, el empuje disminuye a medida que aumenta la velocidad de entrada al motor (velocidad de vuelo), esto se debe fundamentalmente a que la diferencia entre la velocidad de vuelo y la velocidad de descarga por ambas toberas disminuye. En consecuencia, existen determinadas situaciones (velocidades de vuelo elevadas y bajas posiciones de acelerador), en las que el empuje desarrollado es negativo.

El empuje desarrollado se puede descomponer en dos términos, el empuje desarrollado por la tobera principal (asociada al compresor) y el empuje desarrollado por la tobera secundaria (asociada al fan), representadas en el gráfico 16.

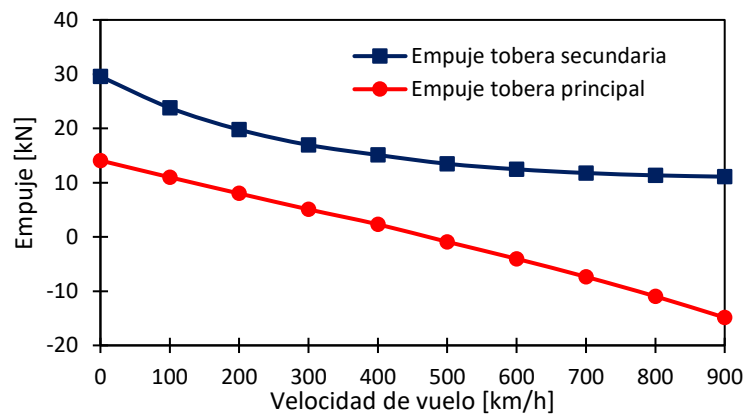


Gráfico 16. Empuje desarrollado en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).

La contribución al empuje aportada por la tobera secundaria siempre será positiva, encontrando su valor mínimo cuando el fan no comprime el fluido, en este punto la velocidad de entra al motor y salida por la tobera secundaria sería iguales y el empuje desarrollado sería nulo (considerando rendimientos isentrópicos iguales a la unidad en toma dinámica y toberas).

En el caso de la contribución de la tobera principal, el fluido tras la cámara de combustión, cede energía en la turbina, por lo tanto, si es posible la situación en la



cual la velocidad de salida de los gases por la tobera sea inferior a la velocidad de entrada.

En el gráfico 17., se representa el incremento entre la velocidad de salida por cada una de las toberas y la velocidad de entrada al motor (velocidad de vuelo). Este incremento, tanto en el caso de la tobera principal como en la secundaria, desciende con la velocidad de vuelo, siendo más acusado en la tobera principal, llegando a ser negativo cuando la velocidad de vuelo es elevada (para la posición de acelerador analizada).

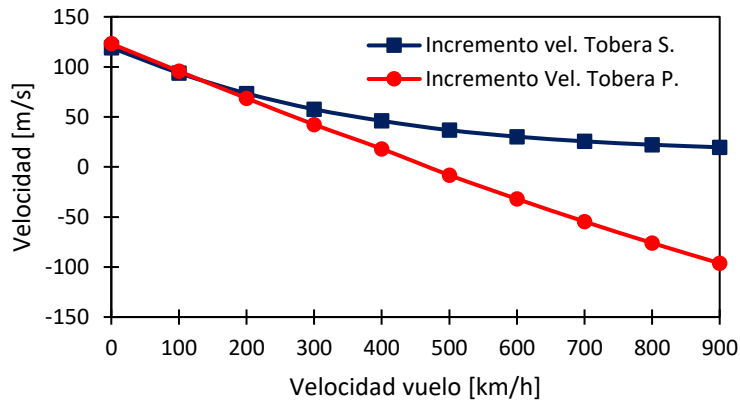


Gráfico 17. Incremento velocidad en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).

5.2.2. Análisis del rendimiento térmico.

En los gráficos 18 y 19., se analiza el rendimiento térmico del motor a reacción en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

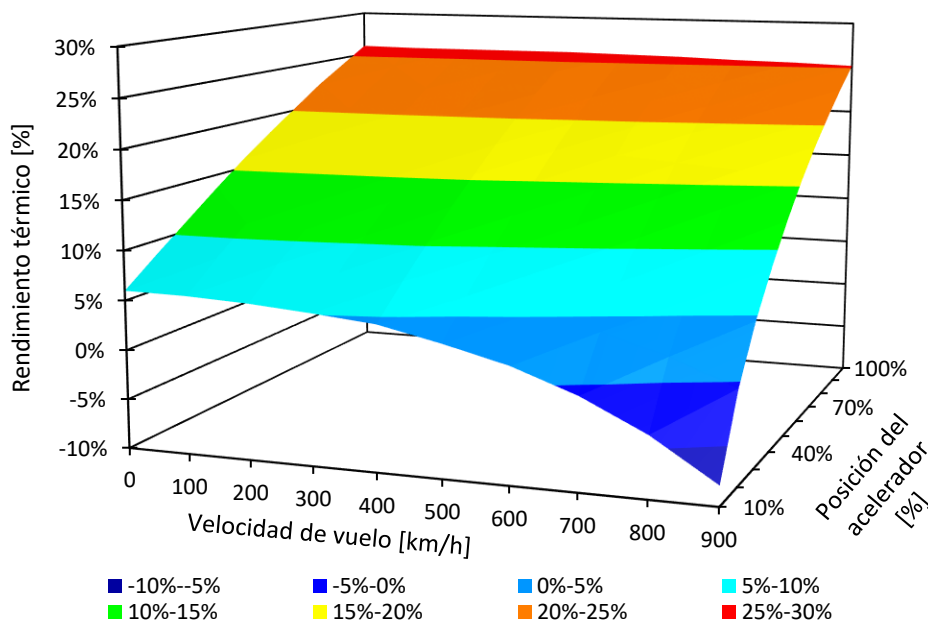


Gráfico 18. Rendimiento térmico en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.

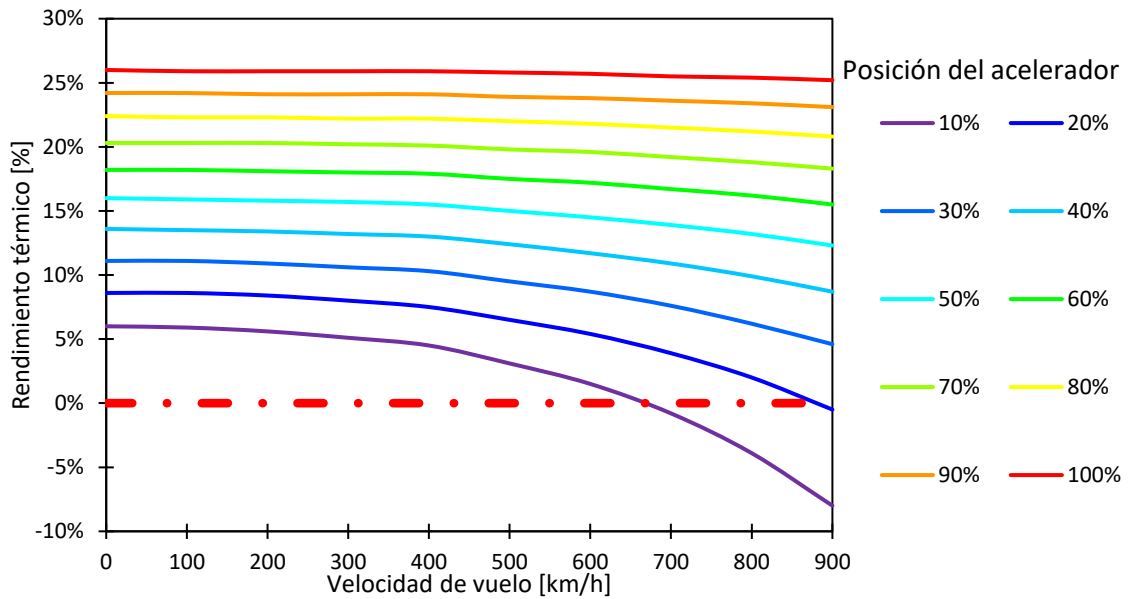


Gráfico 19. Rendimiento térmico en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.

El aumento del rendimiento térmico con la posición del acelerador se debe al aumento de la temperatura máxima del ciclo termodinámico del motor. Por otra parte, cuando aumenta la velocidad de entrada al motor (velocidad de vuelo), aumenta el gasto de aire, en consecuencia, si se mantienen una posición del acelerador constante, la temperatura máxima del ciclo disminuirá, provocando la pérdida de rendimiento térmico.

En el gráfico 20., se muestra la variación de la temperatura en función de la posición del acelerador para una velocidad de vuelo constante (900 km/h).

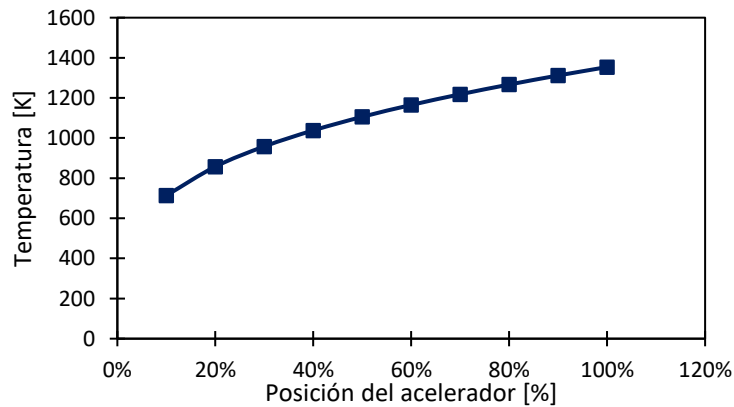


Gráfico 20. Temperatura máxima en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$)

En el gráfico 21., se muestra la variación de la temperatura en función de la velocidad de vuelo para posición del acelerador constante (20%).

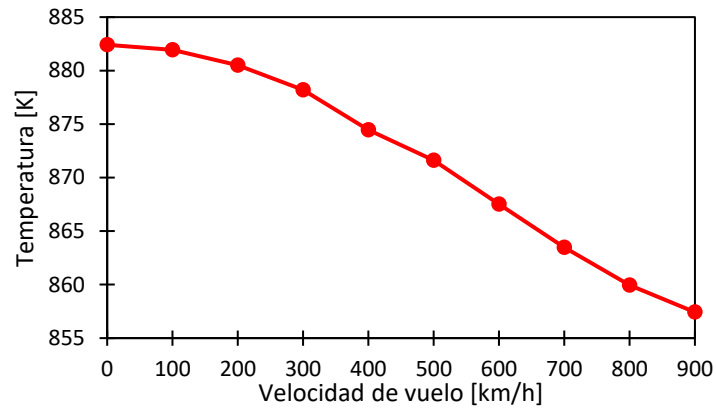


Gráfico 21. Temperatura máxima en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).

5.2.3. Análisis del rendimiento motopropulsivo.

En los gráficos 22. y 23., se analiza el rendimiento motopropulsivo del motor a reacción en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

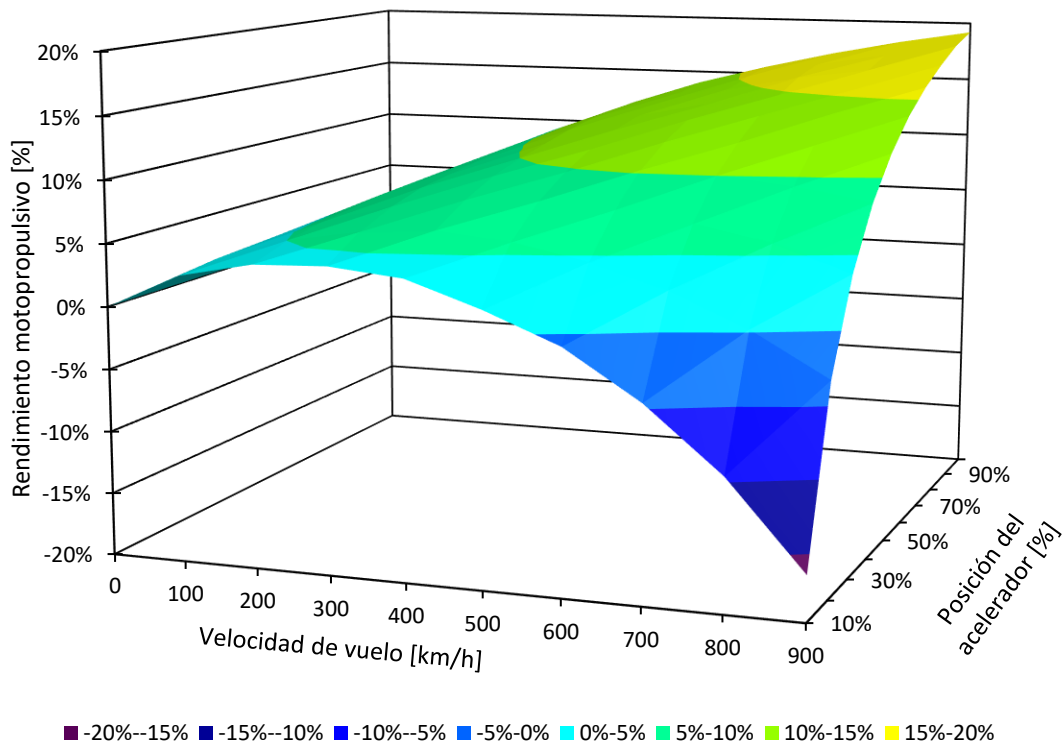


Gráfico 22. Rendimiento motopropulsivo en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.

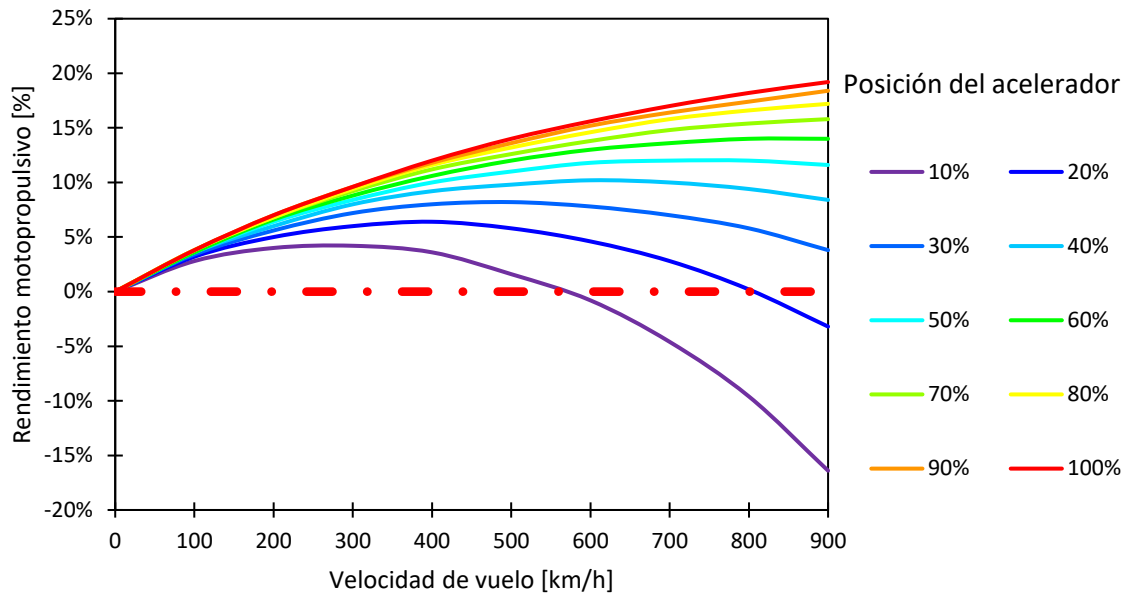


Gráfico 23. Rendimiento motopropulsivo en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.

Para una posición del acelerador determinada, hay una velocidad de vuelo en la cual el empuje desarrollado se anula, y en consecuencia, el rendimiento motopropulsivo. Si se tratase de un Aerorreactor, en esas condiciones, la velocidad de vuelo coincidiría con la velocidad de descarga de la tobera del motor. Al tratarse de un Turbofan, es necesario tener en cuenta que existen dos velocidades de descarga, y la velocidad de vuelo a la cual el empuje desarrollado es nulo, toma un valor entre las dos velocidades de descarga de las toberas.

Al aumentar la posición del acelerador, las velocidades de salida por las toberas aumentan, en consecuencia, la velocidad de vuelo a la cual el empuje se anula aumenta.

En el caso de un Aerorreactor, la velocidad de vuelo a la que se consigue el máximo rendimiento motopropulsivo se aproxima a la mitad de la velocidad de descarga de la tobera del motor. En el caso de un Turbofan, como se aprecia en los gráficos 22. y 23., el máximo rendimiento motopropulsivo, también se da aproximadamente a la mitad de la velocidad de vuelo a la cual el empuje desarrollado se anula.

5.2.4. Análisis del gasto de aire.

En los gráficos 24. y 25., se analiza el gasto de aire del motor a reacción en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

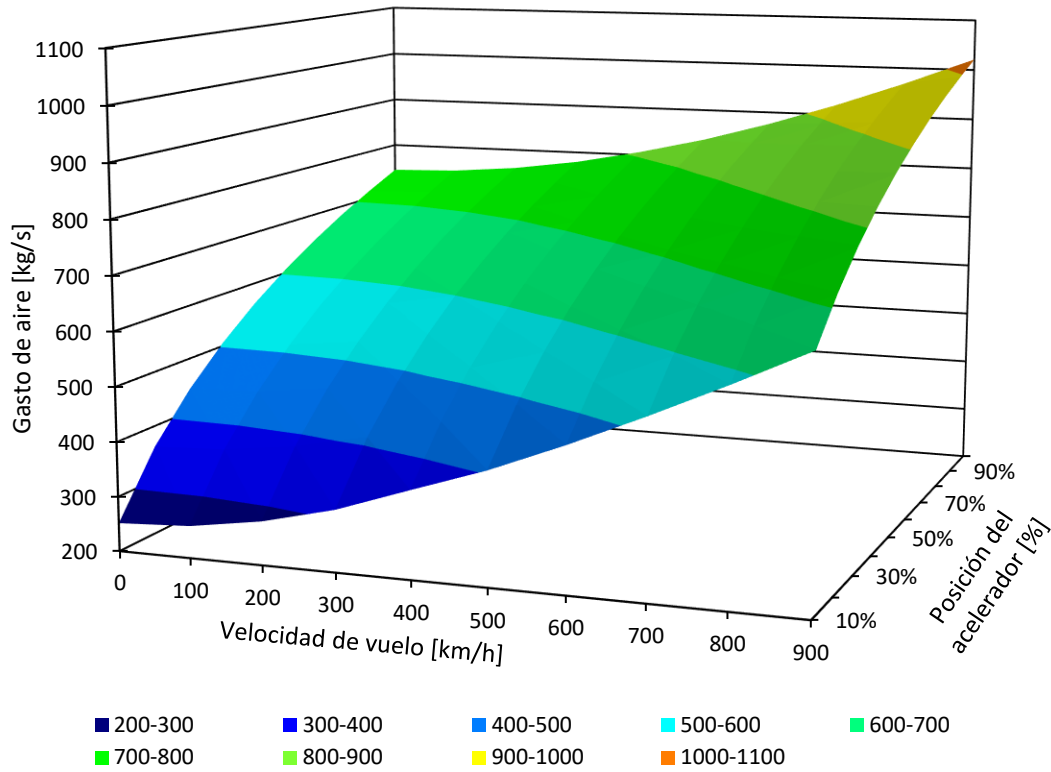


Gráfico 24. Gasto de aire en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.

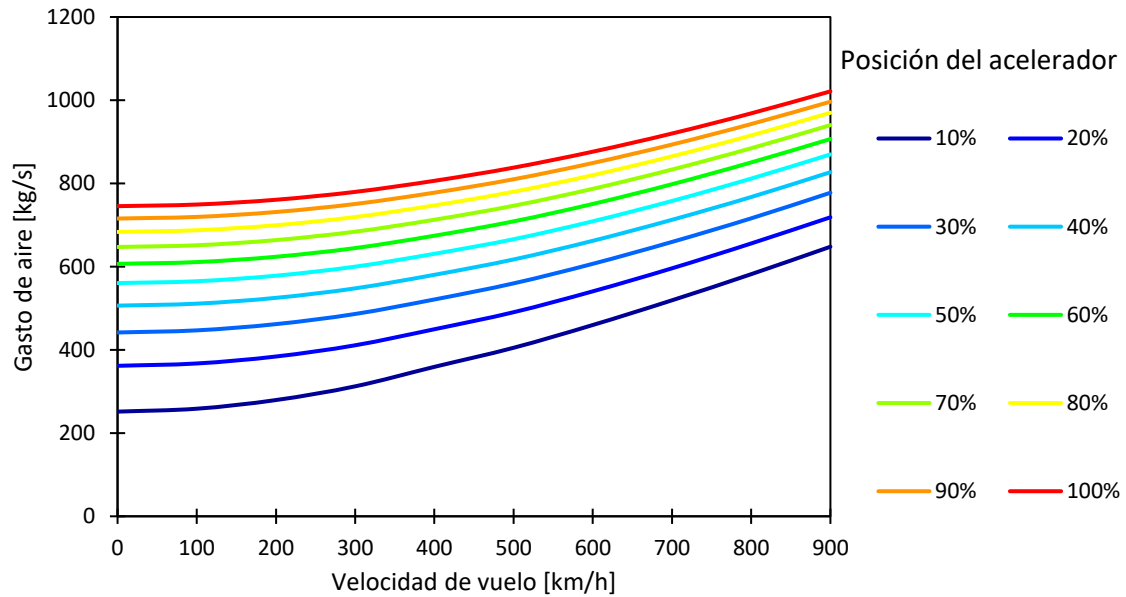


Gráfico 25. Gasto de aire en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.

El aumento del gasto de aire con la posición del acelerador, es consecuencia del aumento de la relación de compresión del fan y el compresor derivado del incremento del régimen de giro del motor al acelerar este. En el gráfico 26., se muestra la variación del régimen de giro en función de la posición del acelerador para una velocidad de vuelo constante (900 km/h).

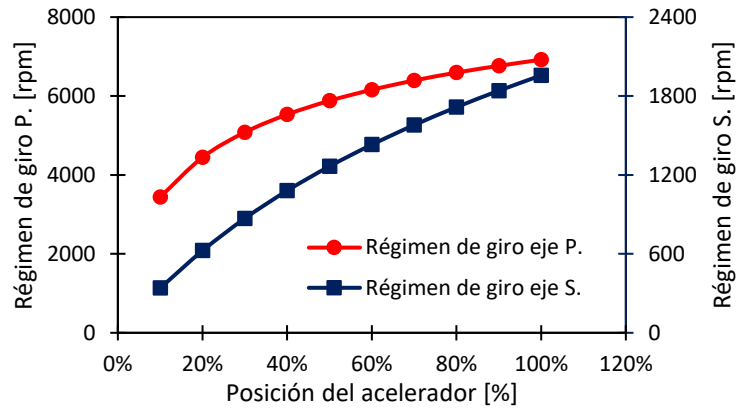


Gráfico 26. Régimen de giro en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).

Con este incremento de la relación de compresión, se produce un aumento de la relación de expansión de ambas toberas, y en consecuencia el gasto de aire. En el gráfico 27., se muestra cómo varía la relación de expansión de cada una de las toberas en función de la posición del acelerador para una velocidad de vuelo constante (900 km/h).

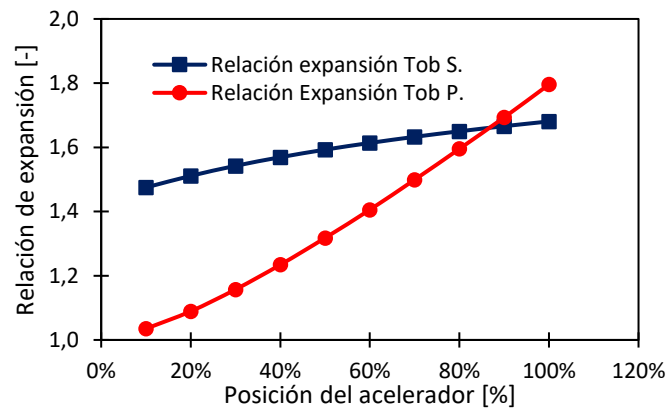


Gráfico 27. Relación de expansión en función de la posición del acelerador ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).

El aumento de la velocidad de vuelo aumenta la compresión dinámica en el difusor, esto provoca que la relación de expansión en ambas toberas aumente, y en consecuencia lo haga el gasto de aire. En el gráfico 28., se muestra cómo varía la relación de expansión de cada una de las toberas en función de la velocidad de vuelo para una posición del acelerador constante (20%).

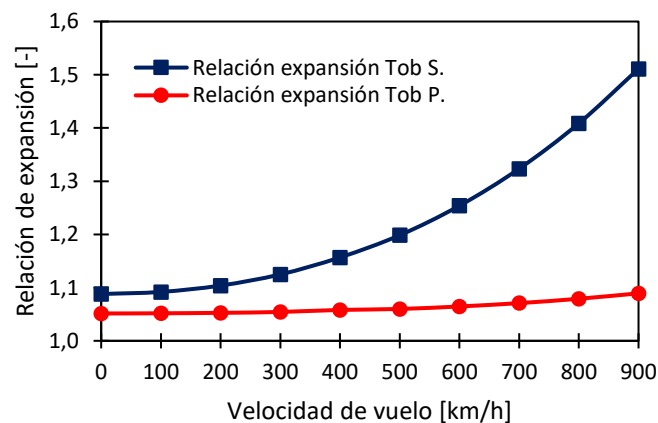


Gráfico 28. Relación de expansión en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20 \%$).



Dado de que el incremento de la relación de expansión con la velocidad de vuelo es mayor en la tobera secundaria, también lo será el gasto por esta tobera, es decir, el grado de derivación aumentará a medida que aumenta la velocidad de vuelo (manteniendo una posición de acelerador constante). En el gráfico 29., se muestra cómo varía el grado de derivación en función de la velocidad de vuelo para una posición constante del acelerador (20%).

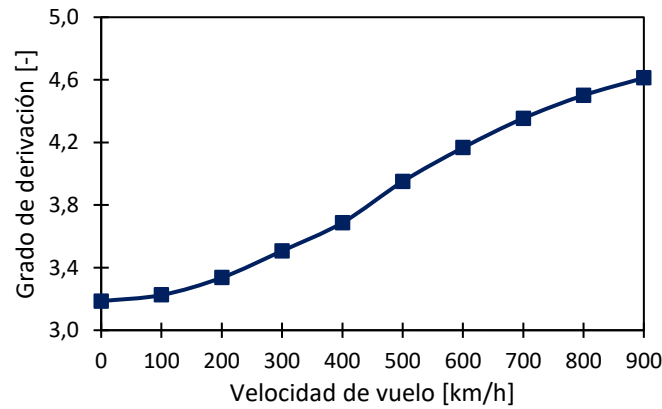


Gráfico 29. Grado de derivación en función de la velocidad de vuelo ($\tau = 20\%$).

5.2.5. Análisis de la temperatura en la cámara de combustión.

En los gráficos 30. y 31., se analiza la temperatura en la cámara de combustión en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas. A la hora de analizar los resultados obtenidos, conviene recordar que el área efectiva de salida de la tobera principal, es constante e igual a su máximo valor.

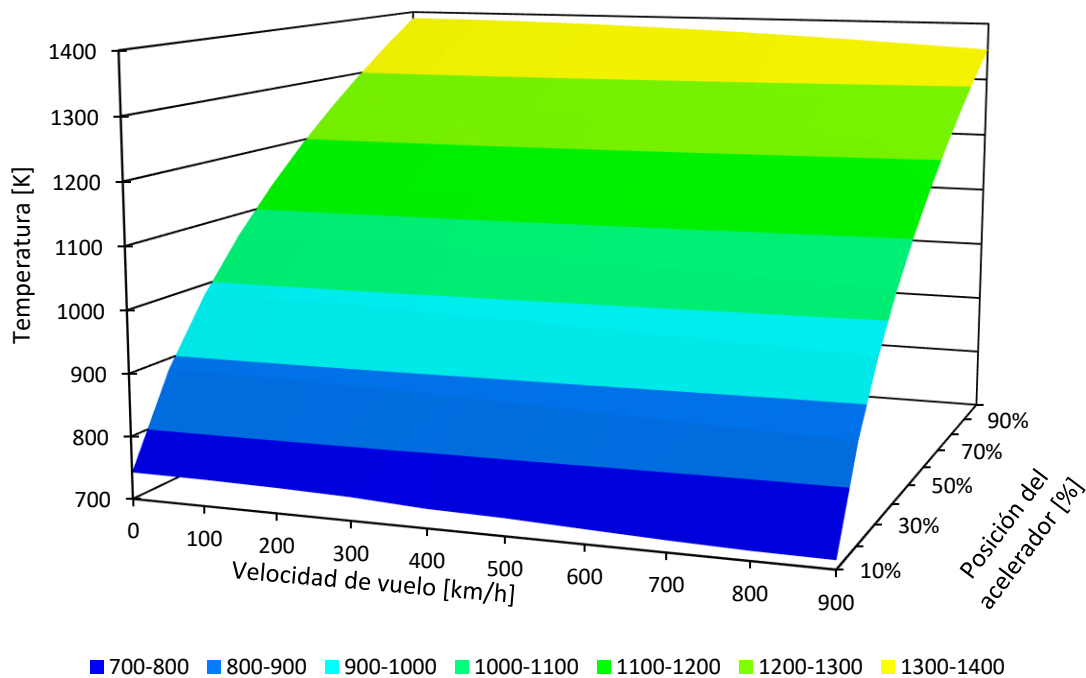


Gráfico 30. Temperatura en la cámara de combustión en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 3D.

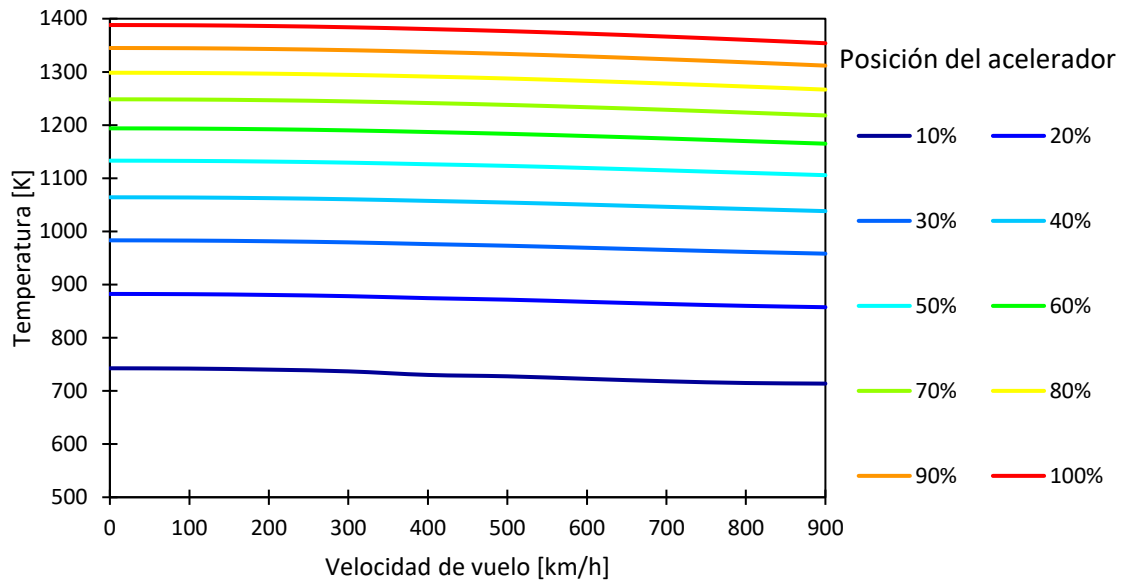


Gráfico 31. Temperatura en la cámara de combustión en función de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador 2D.

El aumento de la posición del acelerador conlleva un mayor consumo de combustible que a su vez incrementa la energía liberada al fluido y en consecuencia la temperatura de este.

El aumento de la velocidad de vuelo, genera un aumento del gasto de aire, no obstante, como se ha mostrado en los gráficos 27. Y 28., este aumento es más notable en la tobera secundaria. Por esta razón, el gasto que trasiega el motor principal aumenta de forma leve, lo que provoca una disminución leve de la temperatura de la cámara de combustión (ante una posición del acelerador constante).



5.3. Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador.

En este apartado, se analizará la variación que experimentan las prestaciones del motor ante diferentes condiciones de funcionamiento.

Se considera velocidad de vuelo constante, altura de vuelo variable y posición del acelerador variable.

$$h_{vuelo} \in (0,11000) [m]$$

$$C_{vuelo} = 900 [km/h]$$

$$\tau \in (10,100) [\%]$$

El estudio se desarrolla asumiendo que los motores se encuentran en un banco de ensayos, por lo tanto, no se consideran los efectos que la aeronave pudiese generar en el funcionamiento de los motores. A parte de esto, en la realización de los diferentes estudios, se considera fija la geometría de salida de la tobera principal $A_6 = 1,37 [m^2]$.

5.3.1. Análisis del empuje desarrollado.

En los gráficos 32. y 33., se analiza el empuje desarrollado en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

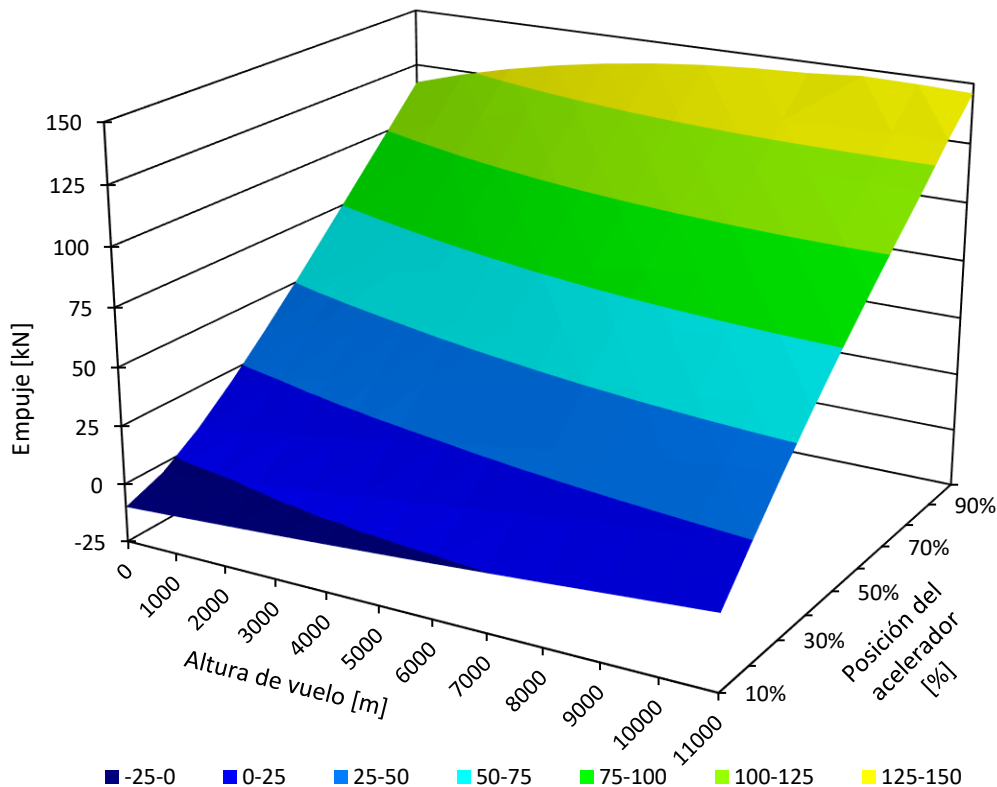


Gráfico 32. Empuje desarrollado en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D

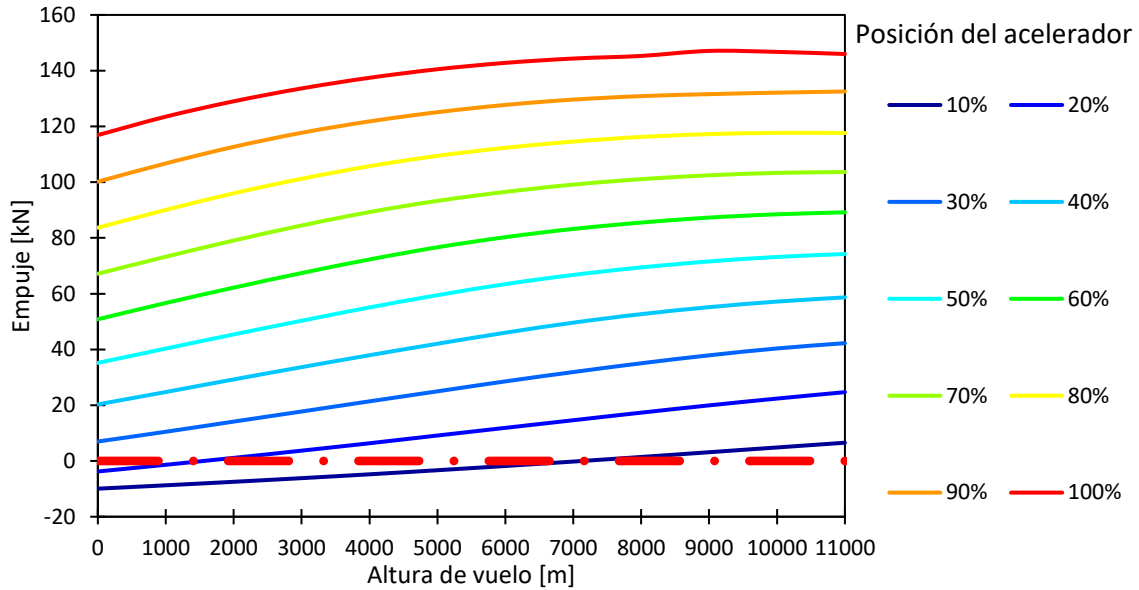


Gráfico 33. Empuje desarrollado en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D

Como consecuencia del aumento de la altura de vuelo, la presión atmosférica disminuye, debido a este decremento de presión, se alcanzan condiciones sónicas en ambas toberas, lo que aumenta el empuje desarrollado gracias a la diferencia de presión que existe entre la presión de descarga de ambas toberas y la presión ambiente. En el gráfico 34., se muestra la variación del incremento de presión de descarga con respecto a la presión ambiente para ambas toberas, considerando una posición de acelerador constante (80 %) y una velocidad de vuelo constante (900 km/h).

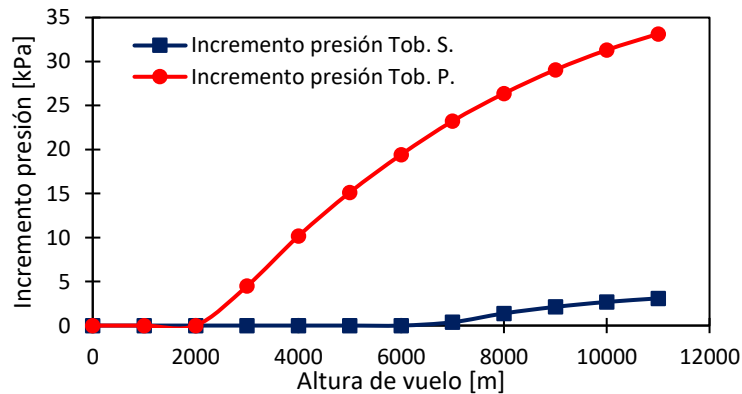


Gráfico 34. Incremento de presión en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

En el gráfico 35., se muestra la contribución al empuje en función de la altura de vuelo generada por el incremento de presión mostrado. Si se compara el empuje total desarrollado con el asociado al incremento de presión, esta contribución supone aproximadamente un 50% del total del empuje (para las condiciones de posición del acelerador y velocidad de vuelo citadas). En el gráfico 36., se muestra la relación entre el empuje asociado al incremento de presión y el empuje total en función de la altura, esta relación sigue la siguiente expresión:

$$R_E = \frac{E_{presión}}{E_{total}} [\%]$$

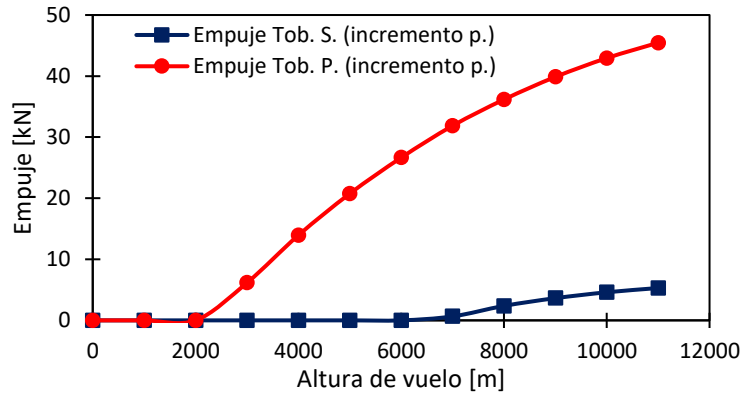


Gráfico 35. Empuje desarrollado asociado al incremento de presión en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

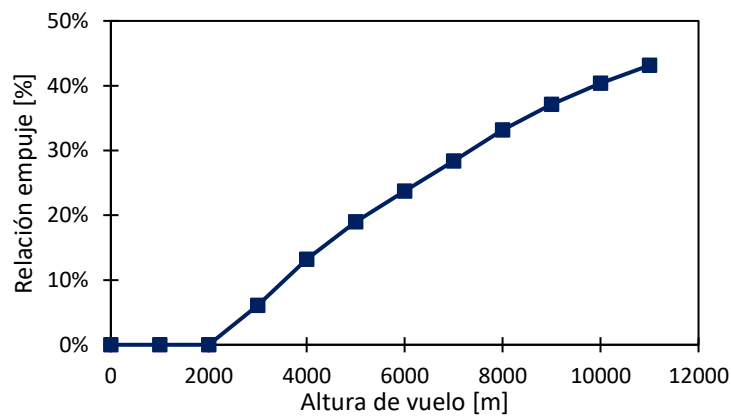


Gráfico 36. Relación empuje en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

El incremento de presión juega un papel muy importante en la variación del empuje con la altura de vuelo, no obstante, ante los resultados presentados cabría esperar un aumento más notable. El aumento del empuje total desarrollado se ve minorado dado que el gasto de aire que trasiega el motor descende a medida que aumenta la altura de vuelo, en consecuencia, a pesar del aumento de la velocidad de descarga por la tobera principal, el empuje derivado de la energía cinética del fluido disminuye. En los gráficos 37. y 38., se muestran respectivamente, la variación del gasto de aire por cada una de las toberas, así como la variación de la velocidad de descarga de cada una de las toberas en función de la altura de vuelo, para una velocidad de vuelo constante (900 km/h) y una posición del acelerador constante (80%).

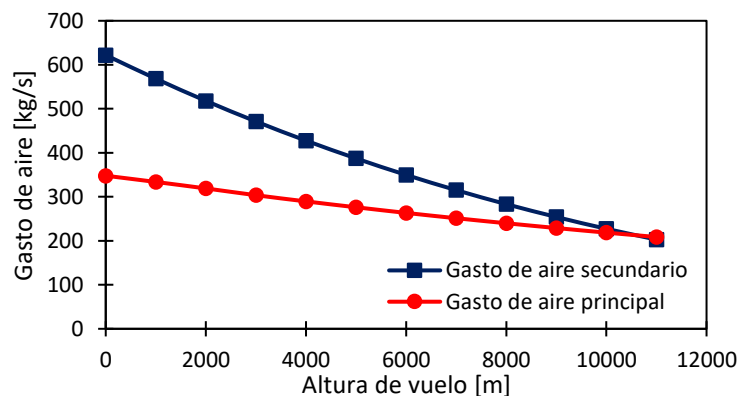


Gráfico 37. Gasto de aire en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

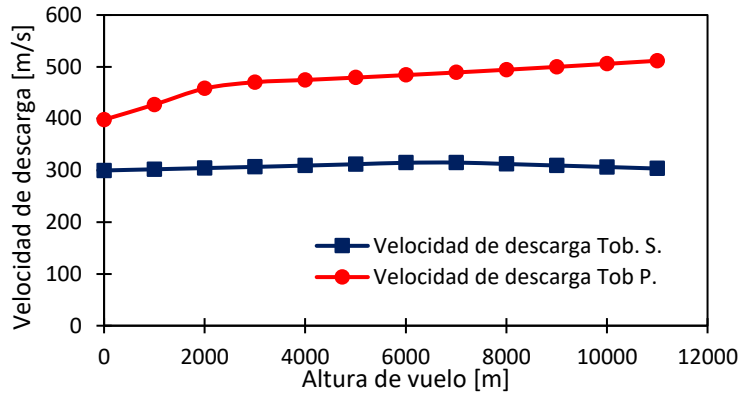


Gráfico 38. Velocidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

5.3.2. Análisis del rendimiento térmico.

En los gráficos 39. y 40., se analiza el rendimiento térmico en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

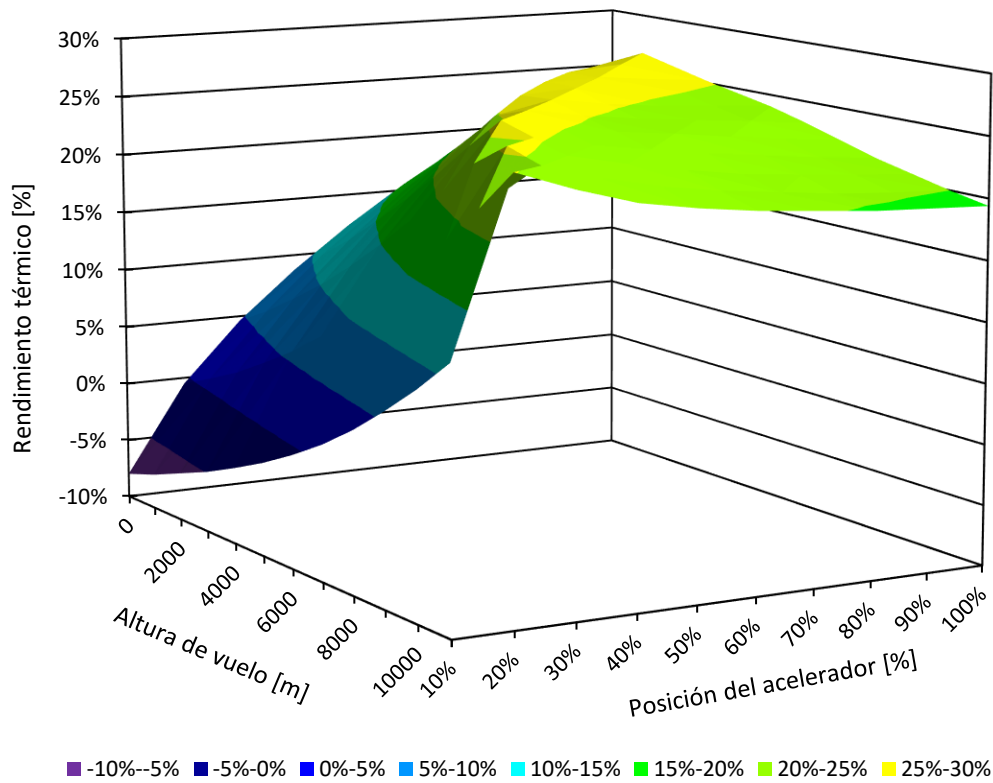


Gráfico 39. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D

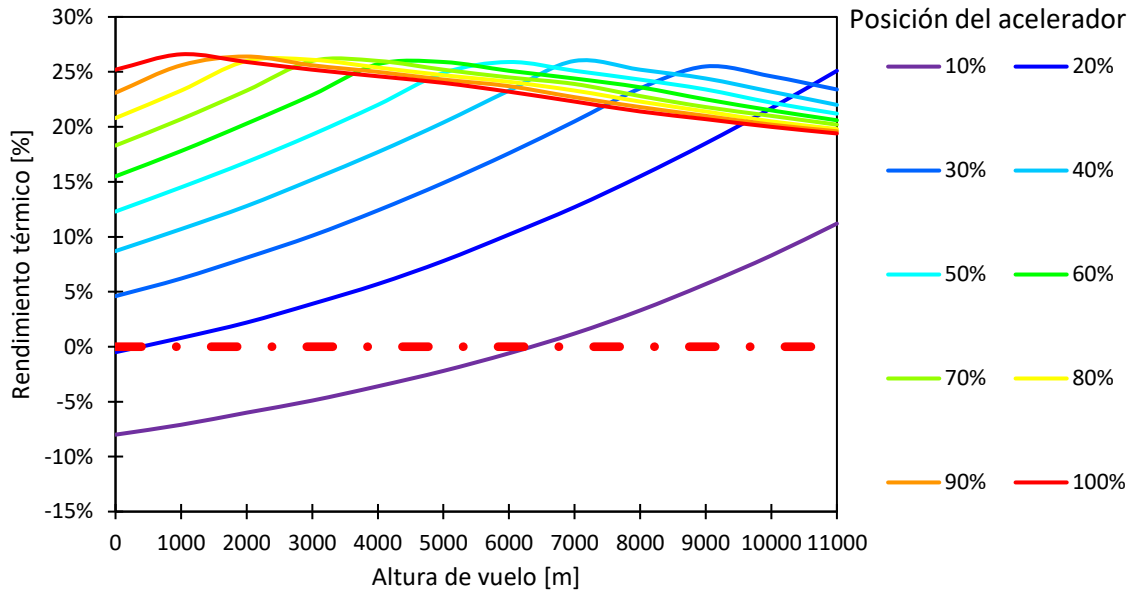


Gráfico 40. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D

El aumento de la altura de vuelo, supone una disminución del gasto de aire que trasiega el motor, en consecuencia, ante una misma posición del acelerador (gasto de combustible constante), la temperatura máxima del ciclo mejora el rendimiento térmico. En el gráfico 41., se muestra la variación de la temperatura máxima en función de la altura de vuelo, para una velocidad de vuelo constante (900 km/h), y una posición del acelerador constante (80 %).

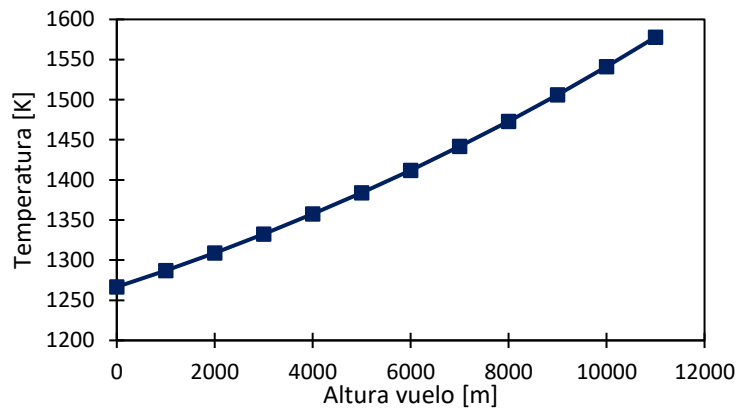


Gráfico 41. Temperatura máxima en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

Al aumentar la altura de vuelo, se observa que aparecen máximos en el rendimiento térmico, los cuales son consecuencia del funcionamiento de las toberas, es decir cuando estas comienzan a operar en régimen crítico, el rendimiento comienza a decrecer.

Esto se debe esencialmente a que en el rendimiento térmico no se contabiliza el trabajo asociado al incremento de presión del fluido representado en el gráfico 32., por lo tanto, cómo el gasto de aire decrece, y por lo tanto, lo hace también el trabajo asociado a la energía cinética, cuando la tobera se bloquea, el aumento de temperatura máxima no compensa la disminución de este trabajo y el rendimiento comienza a decrecer.



5.3.3. Análisis del rendimiento motopropulsivo.

En los gráficos 42. y 43., se analiza el rendimiento motopropulsivo en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

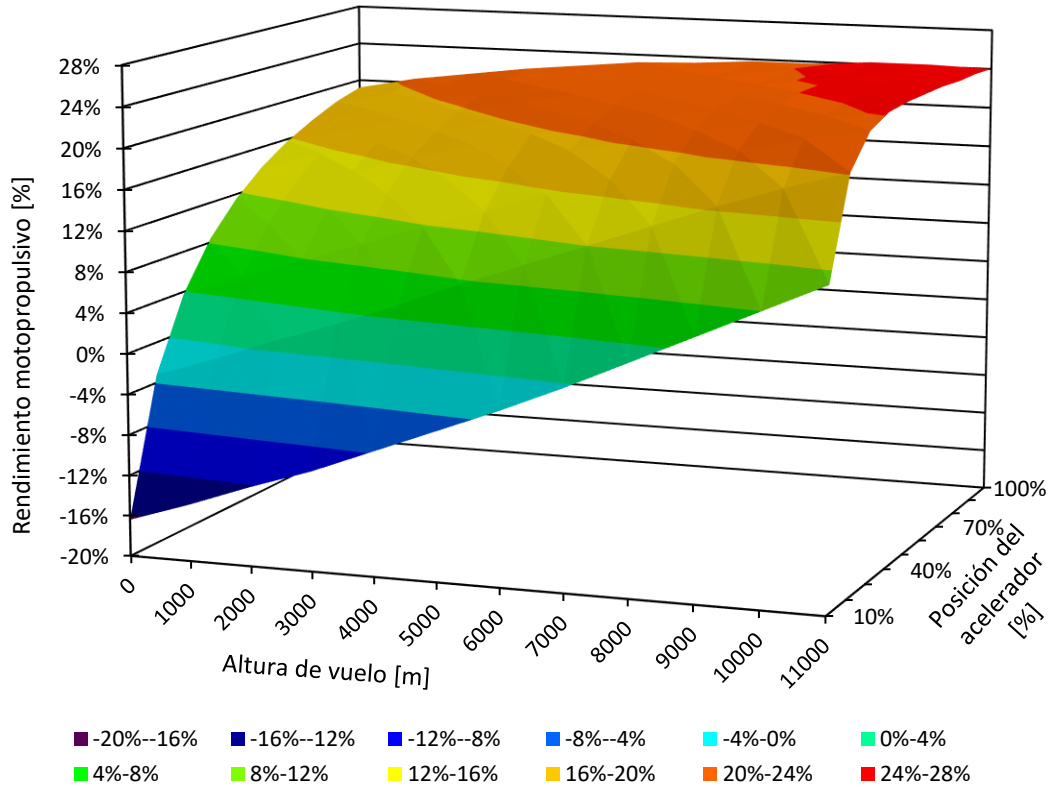


Gráfico 42. Rendimiento motopropulsivo en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D

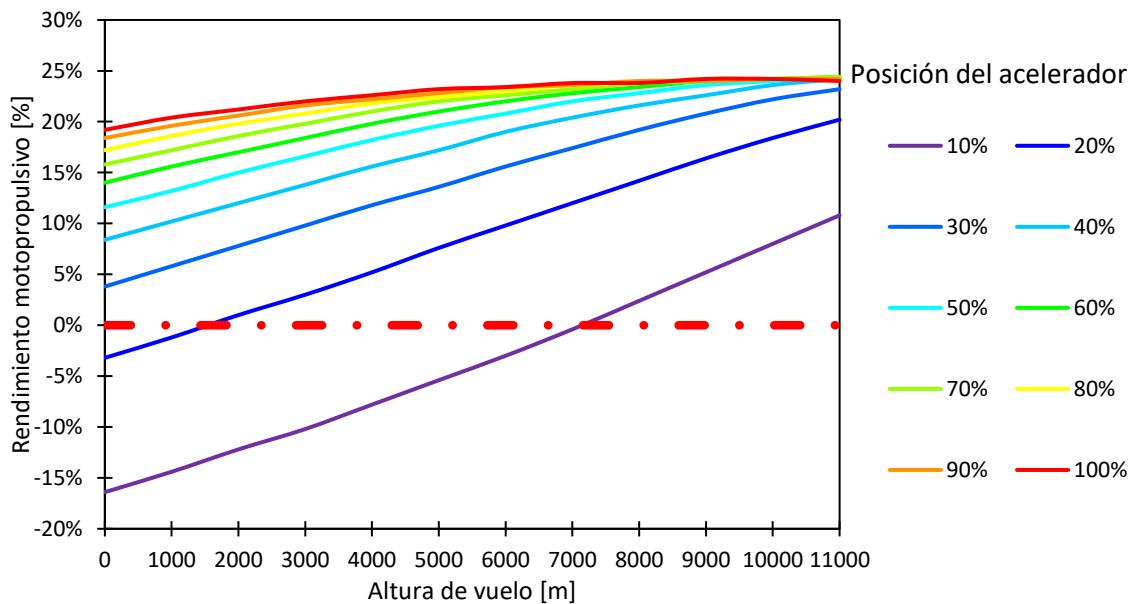


Gráfico 43 Rendimiento motopropulsivo en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D.



A posiciones de acelerador elevadas, el rendimiento motopropulsivo, prácticamente no varía con la altura de vuelo. Sin embargo, a bajas posiciones de acelerador, a medida que se aumenta la altura de vuelo, el rendimiento aumenta con mayor pendiente, cuanto menor es la posición del acelerador. Con grados de carga del 10%, el rendimiento motopropulsivo es positivo a partir de 7500 m de altura.

En los estudios realizados, para las condiciones de vuelo de crucero, la posición del acelerador está entre el 15% y el 20%, es decir, en esas condiciones, se consigue el empuje necesario para mantener el vuelo a una velocidad y altura constantes (11000 m y 900 km/h). Llama la atención que, en estas condiciones, el rendimiento motopropulsivo del motor es bueno, lo cual no ocurre a nivel de suelo, además, si se controla el área efectiva de salida de la tobera principal, de modo que se mantenga una temperatura constante en la cámara de combustión (1300 K), el rendimiento térmico mejoraría y, en consecuencia, el motopropulsivo.

5.3.4. Análisis del gasto de aire.

En los gráficos 44. y 45., se analiza el gasto de aire en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

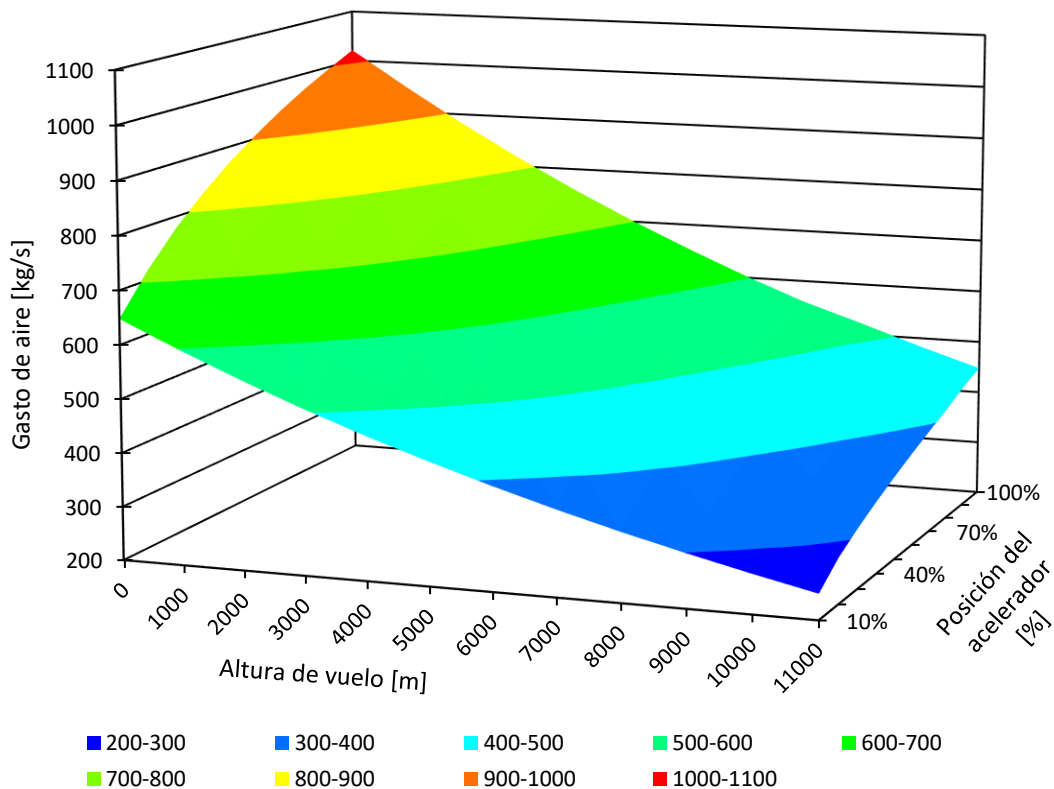


Gráfico 44. Gasto de aire en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D.

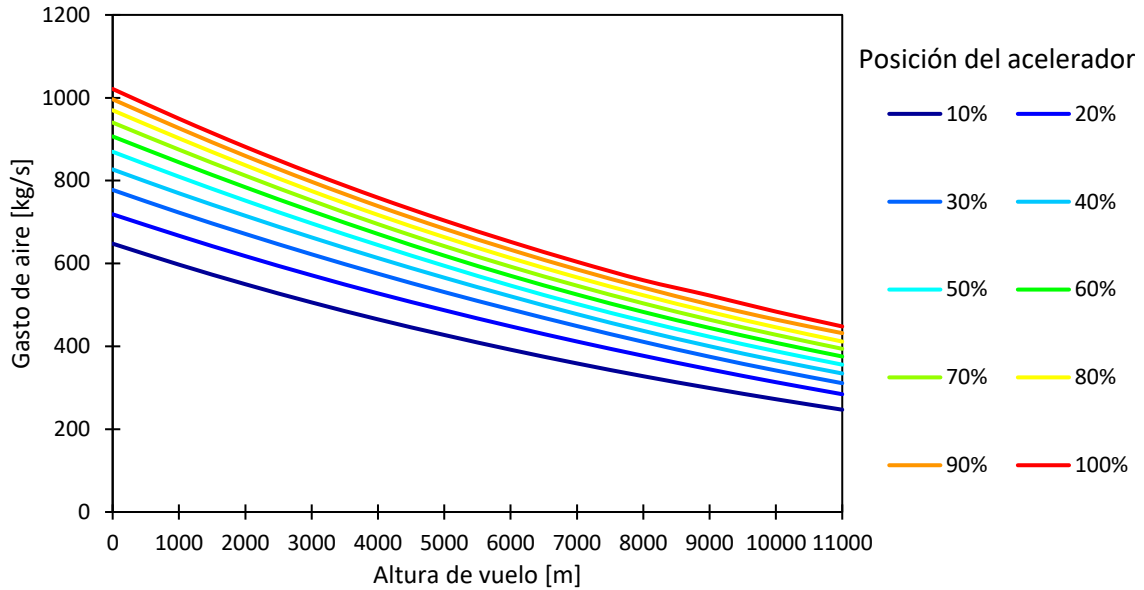


Gráfico 45. Gasto de aire en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D

La disminución del gasto de aire con la altura de vuelo, es el efecto combinado de la velocidad de descarga de las toberas, y la densidad, ya que las áreas de salida no varían. Como se observa en los gráficos 46. y 47., en la tobera principal, la densidad de descarga disminuye un 30% y la velocidad de descarga aumenta un 25% (entre la altura de suelo y vuelo de crucero), en la tobera secundaria, la velocidad de descarga disminuye entorno al 60% y la velocidad de descarga se mantiene (entre la altura de suelo y vuelo de crucero). Por lo tanto, ante una geometría de salida fija para ambas toberas, como la bajada de la densidad es superior al aumento de la velocidad de descarga, el gasto disminuye.

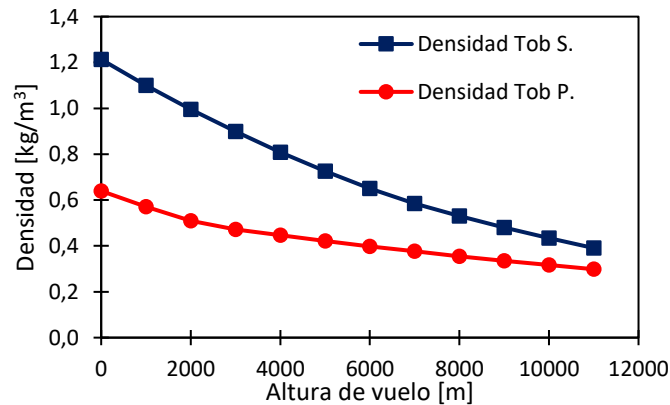


Gráfico 46. Densidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

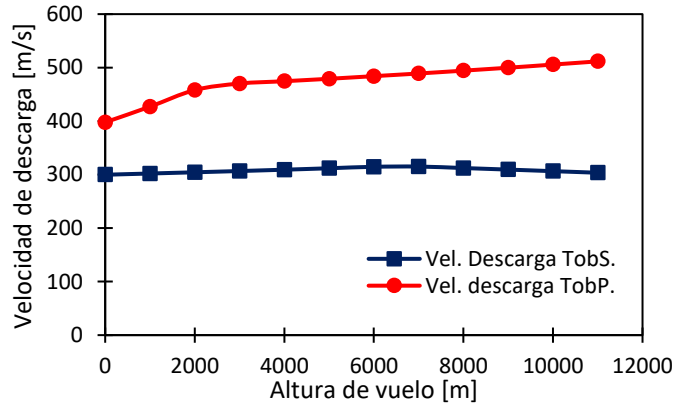


Gráfico 47. Velocidad descarga en función de la altura de vuelo ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$; $\tau = 80\%$).

5.3.5. Análisis de la temperatura en la cámara de combustión.

En los gráficos 48. y 49., se analiza la temperatura en la cámara de combustión en cada una de las condiciones de funcionamiento propuestas.

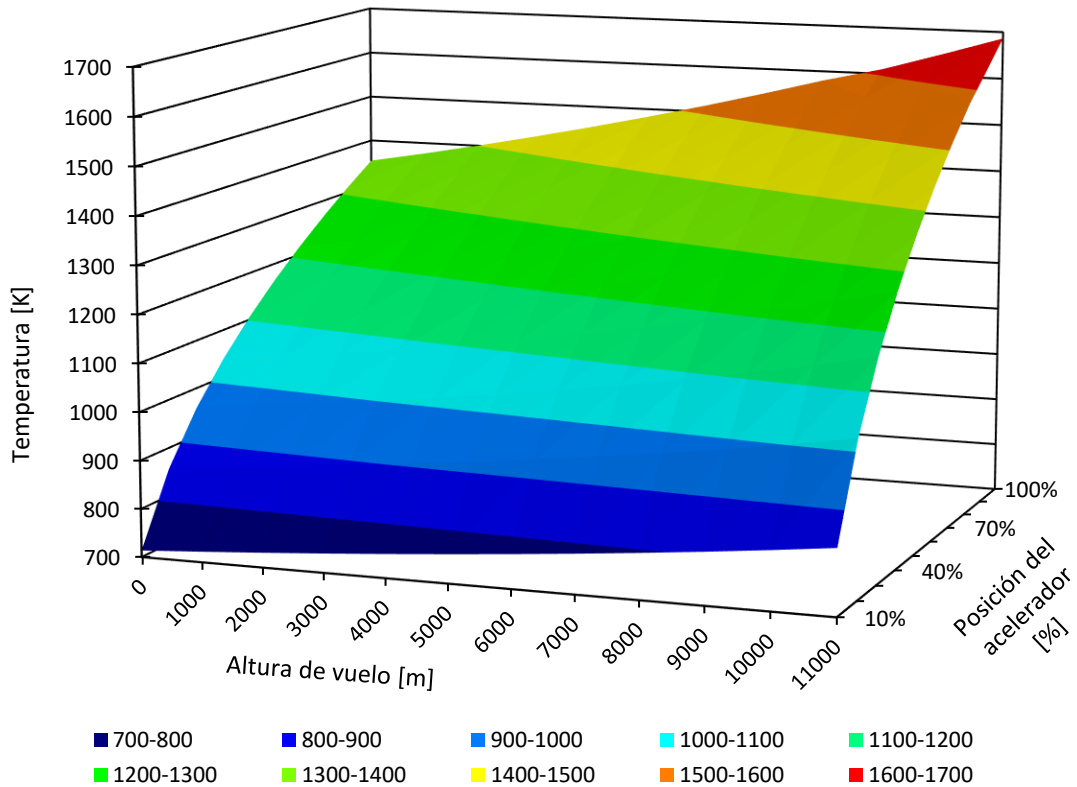


Gráfico 48. Temperatura en la cámara de combustión en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 3D

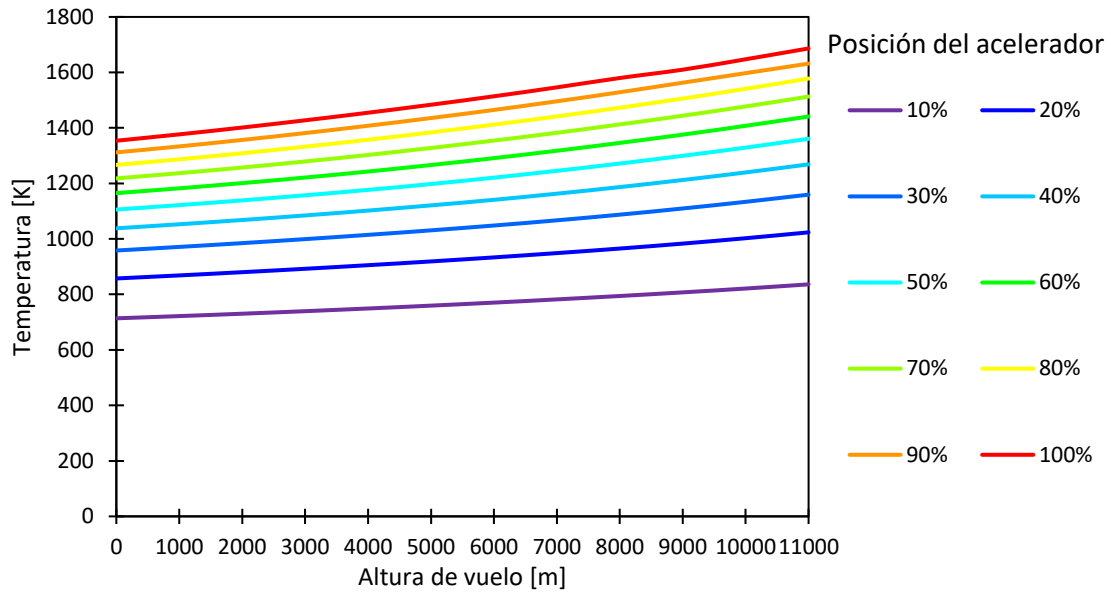


Gráfico 49. Temperatura en la cámara de combustión en función de la altura de vuelo y la posición del acelerador 2D

El aumento de la altura de vuelo es consecuencia de la disminución del gasto de aire (ya presentado en el apartado 5.3.4.), por lo tanto, para una posición del acelerador constante, la temperatura de la cámara de combustión aumentará.



5.4. Variación de la altura de vuelo en operación.

En este apartado, se van a desarrollar un de estudio paramétrico para visualizar la variación de las prestaciones del motor en operación, es decir, no considerando que el motor se encuentra en un banco de ensayos, sino en un caso de vuelo.

Para realizar ello, se analizarán las prestaciones variando la altura de vuelo, de modo que:

$$h \in (7000, 11000) \text{ [m]}$$

$$C_{vuelo} = 900 \left[\frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$$

En los gráficos 50. Y 51., se muestra la trayectoria de cada uno de los casos de estudio, como se observa en dichos gráficos, el control propuesto tiene una gran estabilidad a pesar de la variación en las condiciones de funcionamiento, a parte de la variación de altura no se aprecia una variación significativa en las trayectorias, ni tampoco en la distancia de despegue.

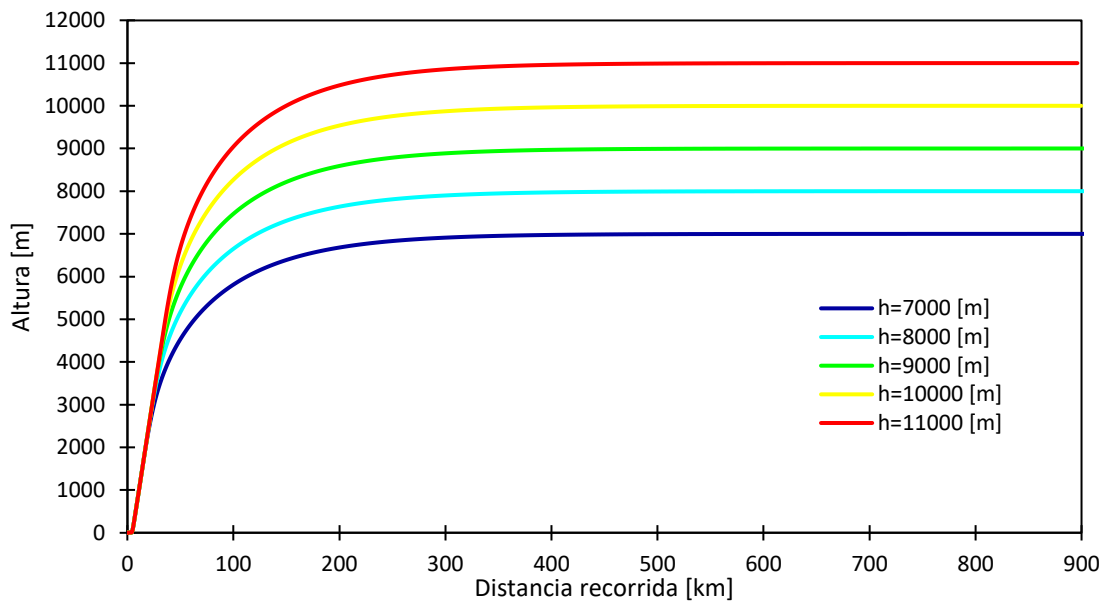


Gráfico 50. Trayectoria general en función de la altura de vuelo.

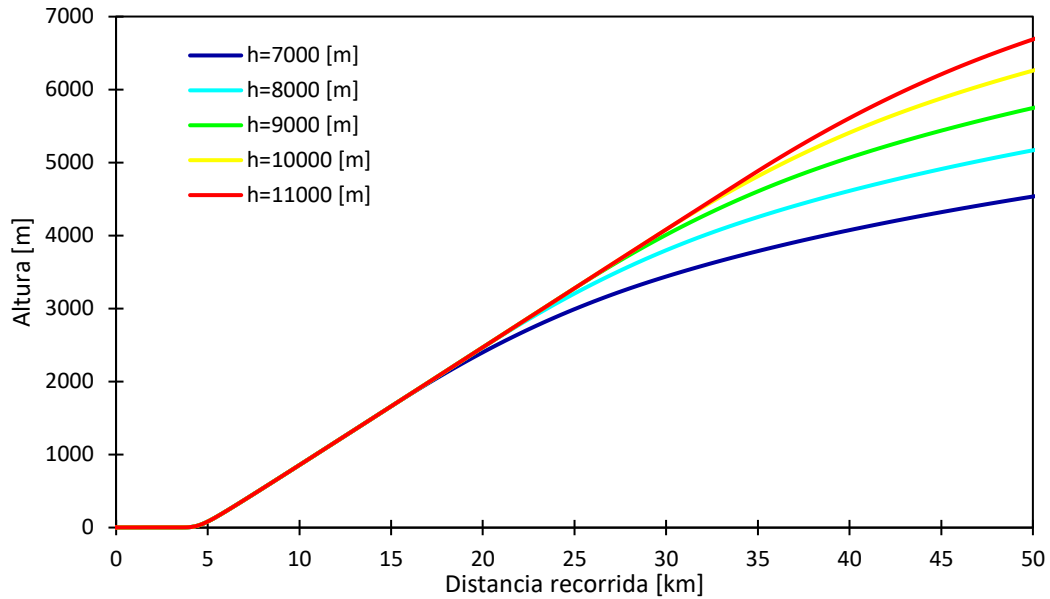


Gráfico 51. Trayectoria de despegue en función de la altura de vuelo.

En lo referente a la velocidad de vuelo, al igual que sucede en el caso de la trayectoria, se aprecia la estabilidad del control, así como la estabilidad de la velocidad en vuelo de crucero. En el gráfico 52., se observa la variación de la velocidad vertical y en el gráfico 53., la velocidad vertical. Se puede apreciar que la velocidad vertical aumenta al aumentar la altura de vuelo, esto se debe a que para alcanzar dicha altura, la aeronave invierte más tiempo en ascender, y mantiene durante más tiempo aceleración en el eje vertical, lo que a su vez aumenta ligeramente el valor de la velocidad.

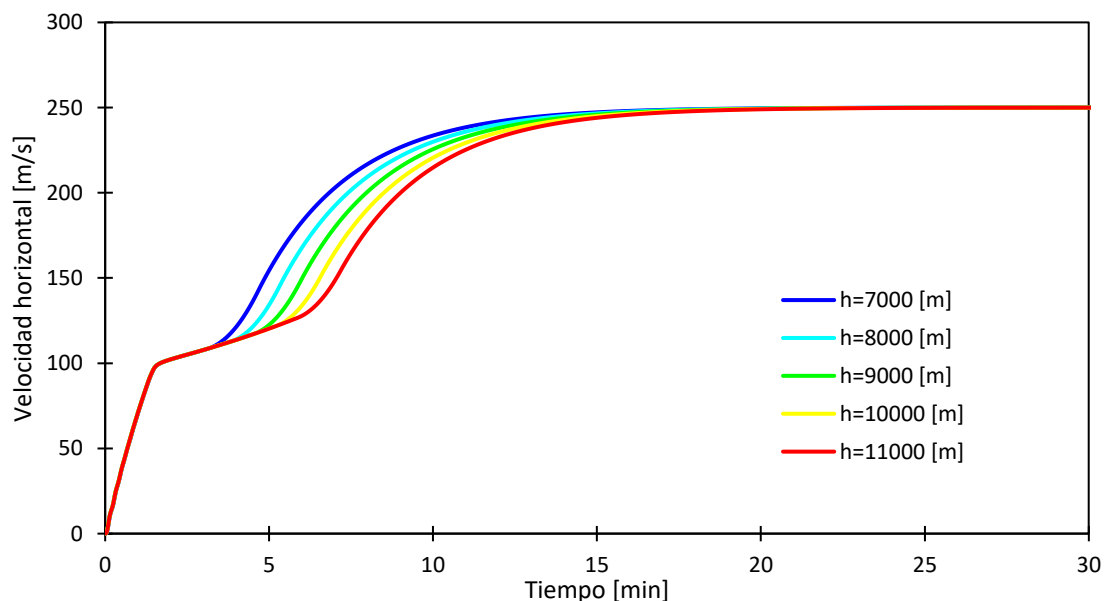


Gráfico 52. Velocidad horizontal en función de la altura de vuelo.

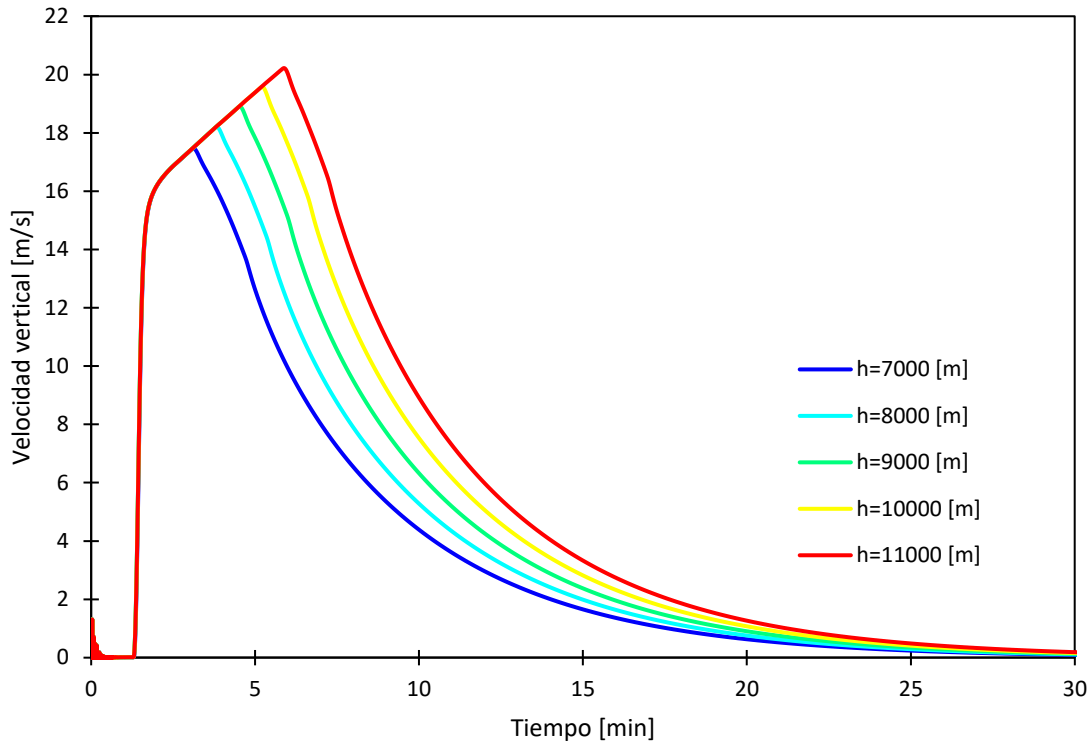


Gráfico 53. Velocidad vertical en función de la altura de vuelo.

La variación de la altura de vuelo, genera una variación en las condiciones de operación de los motores a reacción, en el gráfico 54., se representa el gasto de aire y combustible en función de la altura de vuelo, para una velocidad de vuelo constante de 900 km/h. Como se aprecia, ambos disminuyen cuando aumenta la altura de vuelo. La disminución del consumo de la aeronave (entorno al 40 %), para mantener una velocidad de vuelo constante, se debe principalmente a la reducción de la carga aerodinámica derivada de la disminución de la densidad del aire con la altura. En el gráfico 55., se representa la resistencia aerodinámica total de la aeronave en función de la altura de vuelo.

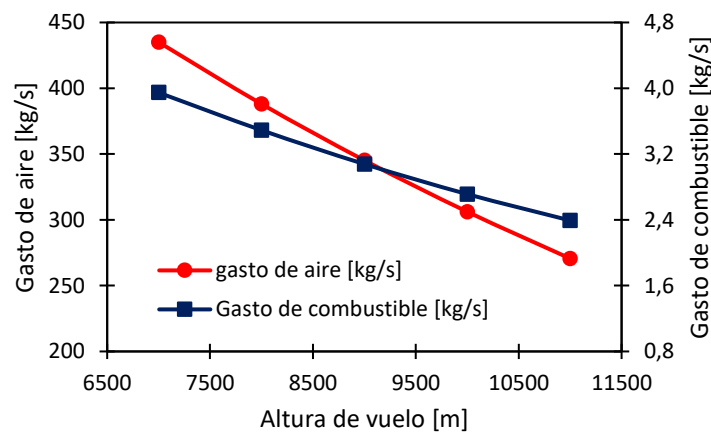


Gráfico 54. Gasto de aire y combustible en función de la altura de vuelo. ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$)

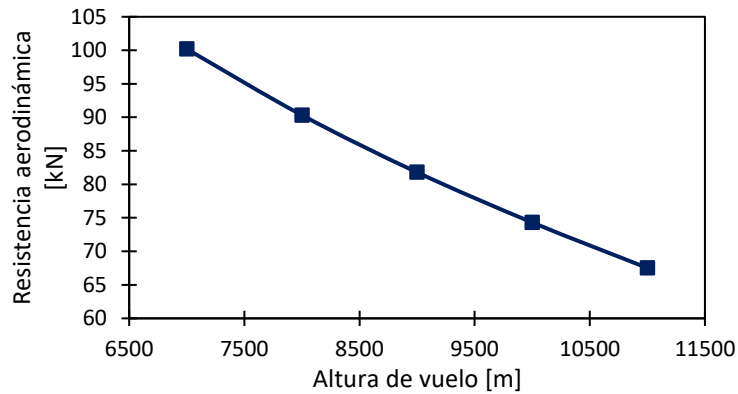


Gráfico 55. Resistencia aerodinámica en función de la altura de vuelo. ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$)

La disminución del gasto de aire con la altura de vuelo, ya fue razonada en el apartado 5.3.4., de la memoria, además, como el gasto de combustible disminuye, lo hará también el régimen de giro del motor, que contribuye a la disminución del gasto de aire.

Al aumentar la altura de vuelo disminuye la temperatura de la cámara de combustión debido al efecto combinado de la reducción del consumo de combustible y el gasto de aire, siendo más importante el efecto del consumo del combustible, a esto además, hay que añadir que la temperatura ambiente (foco frío), también disminuye al aumentar la altura de vuelo. En el gráfico 56., se muestra la temperatura de la cámara de combustión y la temperatura ambiente, en función de la altura de vuelo.

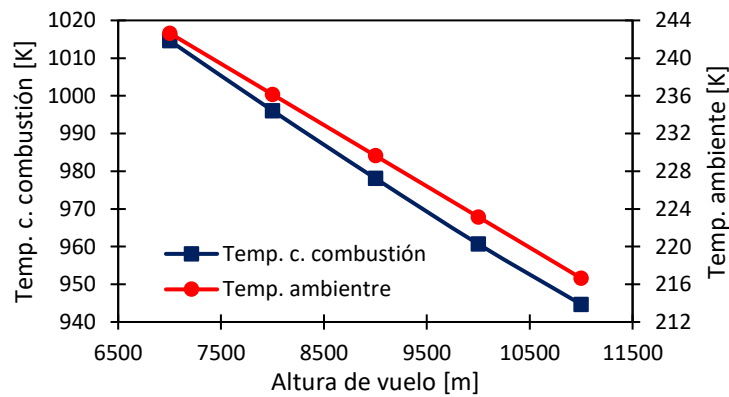


Gráfico 56.. Temperatura cámara de combustión y temperatura ambiente en función de la altura de vuelo. ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$)

En el gráfico 57., se aprecia como el rendimiento térmico del motor aumenta a medida que lo hace la altura de vuelo, ante la disminución de temperatura de la cámara de combustión (temperatura máxima del ciclo), el efecto que cabría esperar sería el contrario, no obstante, a medida que aumenta la altura de vuelo, la temperatura del foco frío del motor térmico también disminuye (temperatura ambiente), el efecto combinado de ambas temperaturas, produce un aumento del rendimiento. Para visualizar este hecho de forma gráfica, en el gráfico 58., se muestra el rendimiento de Carnot del motor térmico en función de la altura de vuelo.

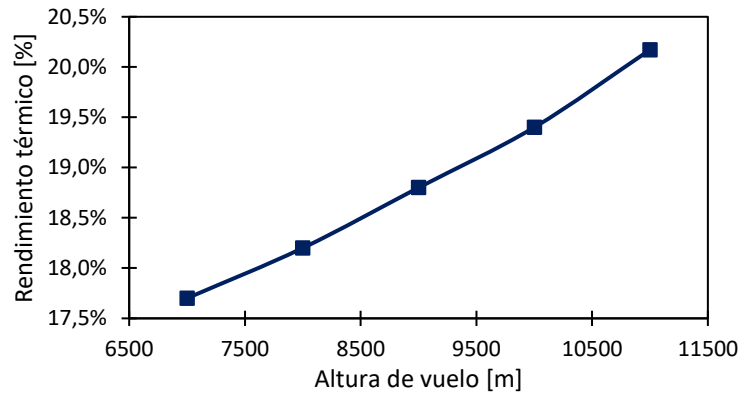


Gráfico 57. Rendimiento térmico en función de la altura de vuelo. ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).

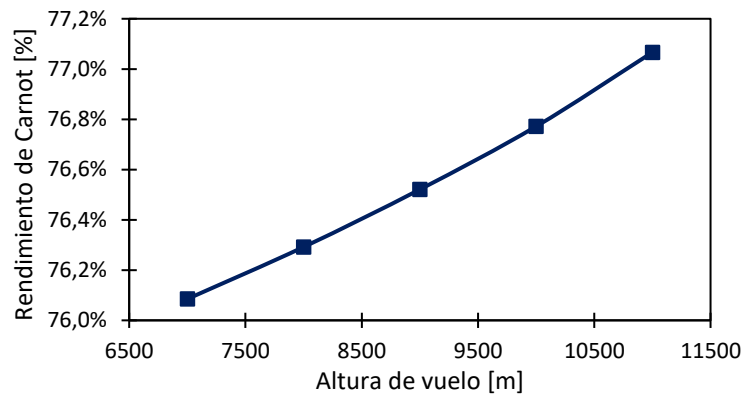


Gráfico 58. Rendimiento Carnot en función de la altura de vuelo. ($C_{vuelo} = 900 \text{ km/h}$).



CAPÍTULO 6: CONCLUSIONES



6.1. Introducción

Este capítulo de la memoria se centra en hacer una breve descripción del desarrollo del trabajo. El capítulo se divide en tres bloques principales:

- Valoración del cumplimiento de objetivos: se analizan los objetivos planteados al inicio del trabajo, así como el cumplimiento de los mismos durante el desarrollo del trabajo.
- Principales conclusiones extraídas de los estudios paramétricos: se hará un breve resumen acerca de las principales ideas extraídas de los estudios paramétricos realizados en el capítulo 5., de la memoria.
- Líneas de futuro: se analizarán las deficiencias del modelo planteado para elaborar un listado con las posibles líneas de futuro que podría tener el presente trabajo.



6.2. Valoración de objetivos

Los objetivos planteados para este Trabajo Fin de Máster, se plantearon en la tabla 2., del primer capítulo de la memoria, a modo resumen estos objetivos son los listados a continuación:

- Objetivos propios:
 - Adquisición de conocimientos de programación en lenguaje C
 - Adquisición de conocimientos de programación en LabVIEW.
 - Adquisición de conocimientos del modelado dinámico de los motores a reacción.
- Objetivos en los resultados:
 - Desarrollo del modelo.
 - Creación de simulador de vuelo
 - Validación del modelo
- Objetivos en la transmisión de información:
 - Elaboración de la memoria que garantice la comprensión del planteamiento realizado.

En lo referente a la adquisición propia de conocimientos, el desarrollo del trabajo ha sido muy útil a la hora de adquirir conocimientos de programación tanto en LabVIEW como en C, no solo a efectos de conocer el código o los diagramas de bloques, sino al modificar la forma de ver un programa y desarrollar un pensamiento orientado a la programación y la optimización del código. Además toma gran relevancia la importancia dada a la estructuración de los datos, pues esto condiciona que el código desarrollado pueda o no ser útil, pudiendo llegar a no ser funcional.

Respecto a los conocimientos de los motores a reacción, tanto el desarrollo del modelo planteado, como el estudio necesario para ello, de por sí conllevan un aprendizaje inherente. A pesar de este hecho, se considera de mayor importancia la realización de estudios paramétricos, que permiten no solo confirmar conocimientos, sino desarrollar otros nuevos.

Respecto a los objetivos en los resultados, como ya se ha descrito en la memoria, se ha elaborado un modelo que posteriormente se ha validado, al modelo se le dota de entorno y versatilidad de manipulación para construir el simulador de vuelo.

Por último, en lo referente a la transmisión de información, se ha elaborado la presente memoria, no obstante, juzgar si este documento es útil y de fácil comprensión corresponde al lector del mismo.

En resumen:

Adquisición de conocimientos de programación en lenguaje C



Adquisición de conocimientos de programación en LabVIEW





Adquisición de conocimientos del modelado dinámico de los motores a reacción



Desarrollo del modelo.



Creación de simulador de vuelo



Validación del modelo



Realización de estudios paramétricos



Elaboración de la memoria que garantice la comprensión del planteamiento realizado





6.3. Conclusiones principales

A lo largo del desarrollo de la memoria, se han ido explicando cada una de las conclusiones extraídas. En este apartado de la memoria se resumen las conclusiones principales extraídas de los estudios paramétricos, las mismas se presentan en la tabla 23.

Tabla 23. Conclusiones principales.

Estudio paramétrico	Conclusiones
Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador	El empuje desarrollado por el motor aumenta con la posición del acelerador, pues aumenta el consumo de combustible y por tanto, la energía disponible. El aumento de la velocidad de vuelo, para una misma posición del acelerador disminuye el incremento de velocidad entre la descarga por las toberas y la velocidad de entrada al motor (velocidad de vuelo), lo que disminuye el empuje desarrollado. Existen determinadas condiciones de funcionamiento (altas velocidades de vuelo), en las que para posiciones bajas de acelerador, el empuje desarrollado se hace negativo, pues la velocidad de descarga de la tobera principal puede ser menor a la velocidad de entrada al motor.
Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador	El rendimiento térmico aumenta con la altura como consecuencia del aumento de la temperatura máxima del ciclo. El aumento de la velocidad de vuelo disminuye levemente el rendimiento térmico por la disminución de la temperatura máxima del ciclo, consecuencia del aumento del gasto de aire.
Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador	El rendimiento motopropulsivo mejora con la velocidad de vuelo, además se encuentra que la velocidad de vuelo para rendimiento óptimo es aproximadamente la mitad de la velocidad de vuelo a la cual el empuje desarrollado es nulo.
Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador	El gasto de aire aumenta con la posición del acelerador ya que el aumento del régimen de giro asociado, aumenta la relación de compresión y en consecuencia la relación de expansión en ambas toberas. El aumento de la velocidad de vuelo aumenta la relación de expansión de las toberas y en consecuencia aumenta el gasto de aire
Variación de la velocidad de vuelo y la posición del acelerador	La temperatura de la cámara de combustión aumenta con la posición del acelerador ya que aumenta la energía disponible en el fluido
Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador	El empuje desarrollado aumenta con la altura de vuelo, pues esto contribuye a que las toberas operen en régimen crítico y aumenta el trabajo desarrollado por la diferencia entre la presión de descarga de las toberas y la presión ambiente.
Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador	El rendimiento térmico aumenta con la altura como consecuencia del aumento de la temperatura máxima del ciclo derivada de la disminución del gasto de aire. Se generan máximos en el rendimiento cuando la tobera opera en régimen crítico, punto a partir del cual el rendimiento comienza a decrecer.



Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador	El rendimiento motopropulsivo aumenta con la altura de vuelo, la pendiente con la que aumenta crece a medida que desciende la posición del acelerador.
Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador	El gasto de aire disminuye con la altura de vuelo como consecuencia de la reducción de la densidad de descarga de ambas toberas.
Variación de la altura de vuelo y la posición del acelerador	La temperatura de la cámara de combustión aumenta con la altura de vuelo como consecuencia de la reducción del gasto de aire
Prestaciones del motor en operación ante variación de la altura de vuelo	El gasto de combustible disminuye a medida que aumenta la altura de vuelo como consecuencia de la mejora del rendimiento térmico y la reducción de las cargas aerodinámicas. Esta variación es bastante notable, llegando a reducir un 40 % el consumo de combustible en vuelo de crucero cuando se pasa de una altura de vuelo de 7000 a 11000 m.

A parte de las conclusiones anteriores, durante el desarrollo del modelo se pueden destacar los siguientes aspectos:

- Cuando se efectúa un cambio en el paso de integración del modelo, es necesario reajustar las constantes del control de vuelo automático.
- A la hora de implementar la actuación de aterrizaje, es importante tener en cuenta que la velocidad de entrada en pista depende de la aeronave, de forma que cuanto más pesada sea la aeronave mayor será esta velocidad, pues si se reduce, no habría sustentación suficiente y no se podría estabilizar la aeronave antes de la entrada en pista.
- Es importante configurar el control de forma que las pendientes de ascenso y descenso no sean excesivas, y es necesario tener en cuenta que la pendiente de descenso es inferior a la de ascenso.



6.4. Líneas de futuro

En este apartado de la memoria se comentan las posibles líneas de futuro que podrían seguir al presente trabajo, no obstante, para poder plantear dichas líneas de futuro, se hace necesario identificar los principales puntos donde se considera que es posible mejorar el simulador desarrollado.

6.4.1. Puntos de mejora del simulador.

Los posibles puntos de mejora se pueden dividir en tres grupos fundamentales:

- Puntos de mejora en el modelo motor
- Puntos de mejora en el modelo de la trayectoria
- Puntos de mejora del simulador de vuelo

Principales puntos de mejora del modelo motor:

- Curvas características: en el desarrollo del modelo de cálculo del motor a reacción, la limitación principal se encuentra en la parametrización de las curvas características de los componentes del motor. En el presente trabajo después de analizar la información disponible sobre curvas características de motores de aeronaves, se ha optado por una simplificación que permite, de una forma ágil, determinar las condiciones de funcionamiento de los escalonamientos.
Esta simplificación, no tiene en cuenta la influencia del gasto másico sobre el rendimiento y la relación de compresión, y en el caso del régimen de giro, este solo tiene influencia sobre la relación de compresión. De esta manera, se reduce de forma notable la información que estas aportan y la precisión del modelo, sin embargo, el hecho de analizar los escalonamientos de forma individual, hace que el modelo pueda tener en cuenta diferentes curvas características para cada escalonamiento.
En el caso del fan y el compresor, esta simplificación hace que no se pueda distinguir situaciones en las cuales la turbomáquina se encuentre operando fuera de las condiciones de diseño (bombeo o choque).
- Geometría tobera de salida: a la hora de dimensionar el tamaño de esta sección no se disponía de información, si bien en el simulador se ha configurado un control que permite modificar el área efectiva de la tobera de salida, este control se realiza en base a la temperatura de la cámara de combustión, si la consigna de temperatura, es la máxima a la que puede operar el motor, en condiciones de fiabilidad y durabilidad, es de esperar que la sección a la que se llega sea próxima a los valores reales que serán los que den el máximo rendimiento posible. ante una determinada demanda de empuje para las condiciones de vuelo requeridas.

Principales puntos de mejora del modelo de la trayectoria:

- Grados de libertad: al igual que el Trabajo Fin de Grado, de los seis grados de libertad que tiene una aeronave, solo se han considerado dos de ellos, los desplazamientos vertical y horizontal. El giro sobre el eje z, que modificaría la inclinación de la aeronave, queda impuesto a través del mando de inclinación. Esta inclinación tiene gran influencia en las cargas aerodinámicas en la



aeronave, y en consecuencia sobre los otros dos grados de libertad considerados. Los otros cuatro grados de libertad, no se consideran de ninguna forma.

- Cargas aerodinámicas: aparte de lo dicho anteriormente, no se realiza el estudio de los flaps de los perfiles alares, lo que reduce precisión al modelar las actuaciones de despegue y aterrizaje.

Principales puntos de mejora del simulador de vuelo:

- El simulador desarrollado, está validado y configurado para el estudio de aeronaves que utilicen motores TREN 500 de Roll Royce, esto limita la posibilidad de analizar diferentes motores o aeronaves y poder realizar estudios comparativos.

En la tabla 24., se muestran de forma resumida las deficiencias encontradas en el modelo y simulador desarrollados.

Tabla 24. Principales deficiencias encontradas.

<i>Grupo</i>	<i>Conclusiones</i>
Modelo motor	Curvas características simplificadas Geometría de la tobera principal
Modelo trayectoria	Estudio de dos de los seis grados de libertad Imposición del giro sobre el eje Z No incorporar estudio sobre flaps de los perfiles alares
Simulador	Parametrización de una única aeronave

6.4.2. Línea de trabajo futuro.

A partir de los puntos de mejora planteados, se definirán las posibles líneas de trabajo futuro, se dividen en tres grupos:

- Líneas de futuro modelo motor
- Líneas de futuro modelo trayectoria
- Líneas de futuro simulador

Principales líneas de futuro del modelo motor:

- Curvas características: parametrización de curvas características completas, que permitan la definición correcta de las prestaciones de los componentes del motor en las condiciones de funcionamiento dadas, incluyendo la detección y análisis del funcionamiento fuera de las condiciones de diseño (zonas de bombeo y choque).
- Geometría tobera principal: estudio detallado del control de la geometría de la tobera principal, a fin de que opere de forma óptima en cualquier requerimiento, tanto de potencia máxima como de rendimiento para cada condición de funcionamiento, combinado con la fiabilidad y durabilidad del motor. En esta línea, para aumentar la capacidad de predicción del modelo, se podría introducir una inercia térmica en determinados puntos del motor, que simulasen el tiempo de calentamiento de los álabes.



Principales líneas de futuro del modelo trayectoria:

- Grados de libertad: incorporar el estudio del grado de libertad del giro sobre el eje Z y la carga aerodinámica en el timón de cola. La posición del timón de cola pasaría a sustituir la inclinación en los mandos del piloto. La inclinación de la aeronave se determinaría con dos nuevas ecuaciones diferenciales, para las derivadas de la velocidad y la posición angular en el eje Z, que se expresarían como equilibrio de momentos a partir de las cargas aerodinámicas y la inercia de la aeronave respecto del eje Z. Esto obligaría también a introducir una rueda delantera en la aeronave, para poder resolver el problema cuando la aeronave se encuentra en la pista de aterrizaje.
- Cargas aerodinámicas: incorporar la influencia de los flaps de los perfiles alares en las cargas aerodinámicas (resistencia y sustentación), que mejore la predicción de las actuaciones de despegue y aterrizaje.

Principales líneas de futuro del modelo trayectoria:

- Versatilidad: aumentar la versatilidad del simulador parametrizando la geometría de diferentes motores, que permita analizar el comportamiento de diferentes aeronaves y poder realizar estudios comparativos.

En la tabla 25., se muestran de forma resumida las principales líneas de futuro planteadas.

Tabla 25. Principales líneas de futuro planteadas.

Grupo	Conclusiones
Modelo motor	Incorporación de curvas características realistas Estudio detallado del control de geometría de salida de la tobera principal
Modelo trayectoria	Estudio del grado de libertad del giro sobre el eje Z (estudio timón de cola) Estudio aerodinámico de los flaps de los perfiles alares
Simulador	Parametrización de más modelos de aeronave Parametrización de más modelos de motor



CAPÍTULO 7: BIBLIOGRAFÍA



7.1. Introducción

En el siguiente capítulo, se recopila toda la bibliografía utilizada en el desarrollo del presente Trabajo Fin de Máster.



7.2. Bibliografía utilizada

- [1.1] Hernando, R. (2019). *Cálculo del consumo de aeronaves basado en el modelado de la trayectoria con Excel*. Valladolid: Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.
- [2.1] LabVIEW (2005) [Software]. LabVIEW Fundamentals. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US)
- [2.2] LabVIEW (2018) [Software]. User Help of LabVIEW. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US).
- [2.3] Servicios Informáticos UCM (2014). Curso básico de programación en C. Madrid: Universidad Complutense
- [2.4] Martínez F.J. (2011). Lenguaje <<TURBO C>> para estudiantes. La Rioja: Universidad de la Rioja
- [2.5] Alcover, P. M. (2010). Informática aplicada programación en Lenguaje C. Cartagena: Universidad Politécnica de Cartagena
- [2.6] Joyanes, L.; Fernández, M.; Sánchez, L. Zahonero, I. (2005). Estructuras de datos en C. Salamanca, España: McGraw-Hill
- [2.7] LabVIEW (2018) [Software]. National Instrument Corporation. Austin, Texas (US).
- [3.1] Ahmed F. El-Sayed (2008). Aircraft propulsion and gas turbine engines. Zagazig: Zagazig University (Egypt)
- [3.2] Hernández, V. (2018). Análisis y estudio de los motores a reacción civiles. Valladolid: Escuela de Ingenierías Industriales de Valladolid. Universidad de Valladolid.
- [3.3] López, J.M. (2012). Estudio de un Turbofan. Tarrasa: Escuela Superior de Ingenierías Industrial, Aeroespacial y Audiovisual de Terrasa. Universidad Politécnica de Cataluña
- [3.4] Melgar A. (2017). Motores a reacción. Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.
- [3.5] Vaquero F. J. (2018). Simulación de turbinas de gas a partir de curvas características de compresor generadas mediante la metodología de "stage-stacking". Sevilla: Escuela Técnica Superior de Ingenieros Industriales. Universidad de Sevilla
- [3.6] Melgar A. (2017). Parámetros y curvas características. Escuela de Ingenierías Industriales. Universidad de Valladolid.
- [3.7] Sánchez, D. Monitorización del comportamiento de una turbina de gas afectada por fouling en el compresor. Escuela Técnica Superior de Ingeniería. Universidad de Sevilla
- [4.1] Valenciano, S.I. Determinación de los esfuerzos dinámicos verticales y laterales en el eje de la rueda del tren de aterrizaje delantero de un avión ligero. Escuela de Ingeniería y Arquitectura. Universidad de Zaragoza.
- [4.2] Wong, J.Y. (2001). Theory of ground vehicles. New York: John Wiley & Sons, Inc..
- [4.3] Mazzone, V. (2002). Controladores PID. Universidad Nacional de Quilmes



7.3. Webgrafía utilizada

[W-2.1] <https://www.ni.com/es-es.html>

Día última consulta:

[W-3.1] https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-500.aspx#

Día última consulta: 09/05/2021

[W-4.1] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca6412-il>

Día última consulta:



7.4. Bibliografía para consulta

- [C-1] De la Fuente, M.^a J. *Sintonía de reguladores PID*. Valladolid: Dpto. Ingeniería de Sistemas y Automática., Valladolid: Facultad de Ciencias, Universidad de Valladolid.
- [C-2] Esteban, S. (2013). *Cálculo de aeronaves. Aerodinámica Fase Preliminar*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-3] Gómez, A.; Pérez, M. Puentes, C. (2012). *Mecánica de vuelo*. Madrid: Garceta
- [C-4] Melgar, A. (2017). *Motores a reacción*. Valladolid: EII Dpto. Ingeniería Energética y Fluidomecánica
- [C-5] Ogata, K. (2010). *Ingeniería de control moderna*. Madrid: Pearson Educación
- [C-6] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones de punto*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-7] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones en viraje*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-8] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Actuaciones integrales*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-8] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Despegue y aterrizaje*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-9] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Ecuaciones del movimiento*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-10] Rivas, D. (2013). *Mecánica de vuelo. Modelos de atmósfera y de avión*. Sevilla: ETSI Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de fluidos.
- [C-11] Sacrpin, G.H. (2002). *Aerodinámica de perfiles, Apunte de la materia aeronáutica general*. Córdoba: IUA
- [C-12] Alvarez, I. (2013). *Programación en C*. Oviedo, España: Universidad de Oviedo
- [C-13] Zhang, T. (2001). *Aprendiendo C en 24 horas*. Pearson Education