

Proyecto Fin de Máster
Máster en Ingeniería Aeronáutica

Implementación de herramientas de diseño en App Designer de MATLAB para la fase de diseño conceptual de una aeronave: Estudio y análisis estructural y de pesos de la aeronave y Estudio y análisis de actuaciones de la aeronave

Autor: Carlos Vilches Caro

Tutor: Sergio Esteban Roncero

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

Sevilla, 2021



Proyecto Fin de Máster
Máster en Ingeniería Aeronáutica

**Implementación de herramientas de diseño en App
Designer de MATLAB para la fase de diseño
conceptual de una aeronave: Estudio y análisis
estructural y de pesos de la aeronave y Estudio y
análisis de actuaciones de la aeronave**

Autor:

Carlos Vilches Caro

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Profesor titular

Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021

Proyecto Fin de Máster: Implementación de herramientas de diseño en App Designer de MATLAB para la fase de diseño conceptual de una aeronave: Estudio y análisis estructural y de pesos de la aeronave y Estudio y análisis de actuaciones de la aeronave

Autor: Carlos Vilches Caro

Tutor: Sergio Esteban Roncero

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2021

El Secretario del Tribunal

A mi familia

A mis maestros

Agradecimientos

Quisiera agradecer y dedicar a mi familia, especialmente a mis padres, mi hermano y mi abuelo por el apoyo continuo durante toda mi trayectoria académica, ya que con vuestra ayuda he podido superar momentos muy complicados tanto académicos como en el ámbito personal, sin vosotros no habría llegado tan lejos. También, quisiera agradecer especialmente a mi novia, por ayudarme en todo momento en estos años tan duros y en servirme su ayuda siempre en todo momento brindándome apoyo y consejos siempre que los necesitaba. Todo lo que he conseguido, también es parte vuestra. Mil gracias.

También, quisiera agradecer a aquellos amigos que siempre han estado ahí, levantándome siempre el ánimo en momentos difíciles y aconsejándome en todo momento. Gracias.

Por otra parte, quisiera agradecer a todos mis profesores los cuales me han enseñado enormemente y motivado, desde el Pontífice Pablo VI, pasando por I.E.S. Nervión, hasta la Escuela Superior de Ingeniería. En especial, agradecer a Sergio Esteban Roncero por el apoyo y ayuda necesaria para la realización de dicho proyecto. Gracias.

Por último, quisiera dedicar este proyecto a mis abuelos que ya no están, por ser pilares fundamentales en mi vida y ser partícipes de mis enseñanzas y valores. En sus memorias.

Carlos Vilches Caro

Sevilla, 2021

El objetivo de este trabajo fin de máster consiste en la implementación de las herramientas informáticas Academic Structures Pro App y Academic Performance Pro App en la interfaz gráfica App Designer de Matlab. Estos programas surgen de la evolución de sus anteriores versiones implementadas en la interfaz gráfica Guide de Matlab, Academic Structures Pro y Academic Performance Pro. Las principales motivaciones de las actualizaciones de las herramientas informáticas son la mejora de prestaciones que ofrece la nueva interfaz gráfica App Designer, ya que la interfaz gráfica de Guide está obsoleta, solucionando así problemas de incompatibilidades según la versión de Matlab instalada, y ciertas correcciones de errores y mejoras en ambos programas.

Estos programas surgieron como herramientas académicas informáticas de apoyo para los alumnos que cursan la asignatura Cálculo de Aeronaves, impartida en el Grado en Ingeniería Aeroespacial y del Máster en Ingeniería Aeronáutica en la Universidad de Sevilla.

Ambas herramientas son empleadas para el diseño preliminar de una aeronave. Academic Structures Pro App se emplea para el análisis y estudio estructural de la aeronave mientras que Academic Performance Pro App se emplea para el análisis y estudio de actuaciones de la aeronave.

Abstract

The aim of this master's thesis consists of the implementation of the Academic Structures Pro App and Academic Performance Pro App software in the Matlab App Designer graphical interface. These programs arise from the evolution of their previous versions implemented in the Matlab Guide graphical interface, Academic Structures Pro and Academic Performance Pro. The main reasons for the updates of these applications are the improvement of features offered by the new App Designer graphical interface, since Guide's graphical interface is obsolete, thus solving incompatibility problems according to the version of Matlab installed, and certain bug fixes and some improvements in both programs.

These programs emerged as academic support computer tools for students taking the Aircraft Calculation course, taught in the Bachelor's Degree in Aerospace Engineering and the Master's Degree in Aeronautical Engineering at the University of Seville.

Both applications are used for the preliminary design of an aircraft. Academic Structures Pro App is used for the analysis and structural study of the aircraft while Academic Performance Pro App is used for the analysis and study of aircraft performances.

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Abstract	xiii
Índice	xv
Índice de Tablas	xix
Índice de Figuras	xxi
Notación	xxvii
1 Introducción	1
1.1 Contexto	1
1.2 Antecedentes	3
1.3 Motivación y objetivos	3
1.4 Estructura del trabajo	4
2 App Designer	5
2.1 Acceso a App Designer	5
2.2 Entorno de trabajo	7
2.3 Design view	8
2.4 Code view	9
2.5 Principales componentes de la librería de componentes	10
2.5.1 Componente Label	11
2.5.2 Componente Button	11
2.5.3 Componente Check Box	11
2.5.4 Componente Drop Down	11
2.5.5 Componente Edit Field (Text)	11
2.5.6 Componente Edit Field (Numeric)	12
2.5.7 Componente Image	12
2.5.8 Componente List Box	12
2.5.9 Componente Radio Button Group	12
2.5.10 Componente Slider	13
2.5.11 Componente Table	13
2.5.12 Componente Text Area	13
2.5.13 Componente Tree	13
2.5.14 Componente Panel	14
2.5.15 Componente Axes	14
2.6 Principales propiedades componentes	14
2.6.1 Tipo Text	14
2.6.2 Tipo Font	15
2.6.3 Tipo Color	15
2.6.4 Tipo Styling	16
2.6.5 Tipo Interactivity	16
2.6.6 Tipo Identifiers	17
2.6.7 Tipo Button	17

2.6.8	Tipo Drop Down	17
2.6.9	Tipo Edit Field (Text)	18
2.6.10	Tipo Edit Field (Numeric)	18
2.6.11	Tipo Image	19
2.6.12	Tipo List Box	20
2.6.13	Tipo Radio Button Group	20
2.6.14	Tipo Slider	20
2.6.15	Tipo Table	21
2.6.16	Tipo Text Area	22
2.6.17	Tipo Tree	22
2.6.18	Tipo Panel	23
2.6.19	Tipo Axes	23
2.7	<i>Propiedades de una aplicación App Designer.</i>	25
2.8	<i>Principales funciones y callbacks de una interfaz de usuario y de sus componentes</i>	26
2.8.1	Callback CreateFcn	26
2.8.2	Callback DeleteFcn	26
2.8.3	Callback ButtonPushedFcn	26
2.8.4	Callback ValueChangedFcn	26
2.8.5	Callback ValueChangingFcn	26
2.8.6	Callback DropDownOpeningFcn	27
2.8.7	Callback ImageClickedFcn	27
2.8.8	Callback SelectionChangedFcn	27
2.8.9	Callback CellEditCallback	27
2.8.10	Callback ButtonDownFcn	27
2.8.11	Callback KeyPressFcn	28
2.8.12	Callback KeyReleaseFcn	28
2.8.13	Callback NodeExpandedFcn	28
2.8.14	Callback NodeCollapsedFcn	28
2.8.15	Callback NodeTextChangeFcn	28
2.8.16	Callback SizeChangeFcn	29
2.9	<i>Creación de una aplicación en App Designer. Callbacks de una aplicación.</i>	29
2.10	<i>Ventajas frente a App Designer</i>	30
3	Academic Structures Pro App	31
3.1	<i>Estructura Academic Structures Pro App</i>	31
3.2	<i>Módulo Fracciones de peso</i>	34
3.3	<i>Módulo Momentos de inercia</i>	39
3.4	<i>Módulo Factores lineales</i>	41
3.5	<i>Módulo Cálculo de centro de gravedad</i>	44
3.6	<i>Módulo Método completo</i>	45
3.6.1	Estimación de pesos de grupos estructurales	48
3.6.2	Estimación de pesos de sistemas	49
3.6.3	Estimación de refuerzos y reducciones de material	49
3.7	<i>Módulo Cargas estructurales</i>	50
3.7.1	Cargas aerodinámicas	50
3.7.2	Diseño del tren de aterrizaje	54
3.7.3	Cargas del tren de aterrizaje	60
3.7.4	Diagrama V-n	66
3.8	<i>Estudio de sensibilidad Academic Structures Pro App</i>	69
3.8.1	Datos Aeronave DC-10-30	70
3.8.2	Datos Aeronave Cessna Citation II	73
3.8.3	Datos Aeronave F-15 Eagle	77
3.8.4	Resultados	80
4	Academic Performance Pro App	83

4.1	<i>Estructura Academic Performance Pro App</i>	83
4.2	<i>Hipótesis de partida</i>	86
4.2.1	Modelo de Atmósfera Estándar Internacional (ISA)	86
4.2.2	Mecánica del vuelo	87
4.2.3	Modelo aerodinámico	89
4.2.4	Modelo propulsivo	90
4.3	<i>Módulo Diseño Preliminar</i>	97
4.3.1	Menú preliminar	97
4.3.2	Resultados del Diseño Preliminar	109
4.4	<i>Módulo Diseño Avanzado</i>	125
4.4.1	Cálculo de la misión	126
4.4.2	Menú avanzado	173
4.4.3	Procesar misión	195
4.4.4	Resultados del Diseño Avanzado	196
5	Conclusiones y Líneas futuras	205
A.	Ecuaciones implementadas Academic Structures Pro App	207
A.1	<i>Módulo de Factores lineales</i>	207
A.2	<i>Módulo Método completo</i>	208
A.2.1.	Peso grupos estructurales	208
A.2.2.	Peso Sistemas	210
A.3	<i>Parámetros</i>	212
	<i>Terminología</i>	218
B.	Log de cambios de Academic Structures Pro App	221
B.1	<i>Academic Structures Pro</i>	221
B.1.1	Academic Structures Pro v1.0 (07/11/2018)	221
B.1.2	Academic Structures Pro v2.1 (07/05/2019)	221
B.1.3	Academic Structures Pro v2.2 (19/05/2019)	221
B.1.4	Academic Structures Pro v2.2 (19/05/2019)	221
B.2.	<i>Academic Structures Pro App</i>	221
B.2.1	Academic Structures Pro App v1.1 (11/05/2020)	221
B.2.2	Academic Structures Pro App v1.2 (05/06/2020)	222
B.2.3	Academic Structures Pro App v1.3 (03/05/2021)	222
B.2.4	Academic Structures Pro App v1.4 (06/05/2021)	222
C.	Log de cambios de Academic Performance Pro App	223
C.1.	<i>Academic Performance</i>	223
C.1.1.	Academic Performance v1.0 y v1.2	223
C.2.1.	Academic Performance v1.2.1	223
C.3.1.	Academic Performance v1.3 (30/05/2015)	224
C.4.1.	Academic Performance v1.4.1 (05/06/2015)	224
C.5.1.	Academic Performance v1.5.0 (03/03/2016)	225
C.6.1.	Academic Performance v1.6.0 (23/04/2016)	225
C.7.1.	Academic Performance v1.7.0 (25/04/2016)	225
C.8.1.	Academic Performance v1.9.0 (28/04/2016)	225
C.9.1.	Academic Performance v1.10 (13/05/2016)	225
C.10.1.	Academic Performance v1.12 (07/05/2017)	225
C.2.	<i>Academic Performance Pro</i>	226
C.2.1	Academic Performance Pro v2.3 (21/05/2019)	226
C.2.2	Academic Performance Pro v2.5 (28/03/2020)	226
C.2.3	Academic Performance Pro v2.6 (16/04/2020)	227
C.2.4	Academic Performance Pro v2.7.1 (24/04/2020)	227
C.2.5	Academic Performance Pro v2.7.2 (04/05/2020)	228
C.2.6	Academic Performance Pro v2.7.3 (16/05/2020)	228

C.2.7 Academic Performance Pro v2.7.4 (24/05/2020)	228
C.3. <i>Academic Performance Pro App</i>	229
C.3.1 Academic Performance Pro App v1.3 (29/05/2021)	229
C.3.2 Academic Performance Pro App v1.4 (07/06/2021)	229
Referencias	231

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3-1. Coeficientes expresión fracción de peso en vacío (unidades en S.I).	34
Tabla 3-2. Parámetros adimensionales del radio de giro.	39
Tabla 3-3. Coeficientes factores lineales.	42
Tabla 3-4. Factores Kundu grupos estructurales.	48
Tabla 3-5. Factores Kundu sistemas.	49
Tabla 3-6. Estudio de sensibilidad DC-10-30	80
Tabla 3-7. Estudio de sensibilidad Cessna Citation II.	81
Tabla 3-8. Estudio de sensibilidad F-15 Eagle.	81

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1. Áreas de conocimiento principales implicadas en el diseño conceptual de una aeronave.	1
Figura 1-2. Aeronaves óptimas para cada departamento.	2
Figura 1-3. Interacción entre los diferentes departamentos de diseño en la asignatura Cálculo de Aeronaves.	3
Figura 2-1. Acceso a App Designer.	5
Figura 2-2. Acceso a App Designer mediante la ventana de comandos.	5
Figura 2-3. Inicio App Designer.	6
Figura 2-4. Creación de una App desde la pantalla de inicio de Matlab.	6
Figura 2-5. Pestaña "Design View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer.	7
Figura 2-6. Pestaña "Code View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer.	7
Figura 2-7. Pestaña "Design View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer detallada.	8
Figura 2-8. Pestaña "Code View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer detallada..	9
Figura 2-9. Modificación de propiedades de un componente.	10
Figura 2-10. Componente "Label" de la librería de componentes de App Designer.	11
Figura 2-11. Componente "Button" de la librería de componentes de App Designer.	11
Figura 2-12. Componente "Check Box" de la librería de componentes de App Designer.	11
Figura 2-13. Componente "Drop Down" de la librería de componentes de App Designer.	11
Figura 2-14. Componente "Edit Field (Text)" de la librería de componentes de App Designer.	11
Figura 2-15. Componente " Edit Field (Numeric)" de la librería de componentes de App Designer.	12
Figura 2-16. Componente "Image" de la librería de componentes de App Designer.	12
Figura 2-17. Componente "List Box" de la librería de componentes de App Designer.	12
Figura 2-18. Componente "Radio Button Group" de la librería de componentes de App Designer.	12
Figura 2-19. Componente "Slider" de la librería de componentes de App Designer.	13
Figura 2-20. Componente "Table" de la librería de componentes de App Designer.	13
Figura 2-21. Componente "Text Area" de la librería de componentes de App Designer.	13
Figura 2-22. Componente "Tree" de la librería de componentes de App Designer.	13
Figura 2-23. Componente "Panel" de la librería de componentes de App Designer.	14
Figura 2-24. Componente "Axes" de la librería de componentes de App Designer.	14
Figura 2-25. Estructura de una aplicación en App Designer en carpetas.	29
Figura 2-26. Definición del directorio principal en App Designer.	29
Figura 3-1. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App.	32
Figura 3-2. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App (Zoom parte I).	33
Figura 3-3. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App (Zoom parte II).	33
Figura 3-4. Iteración método de fracciones de peso.	37
Figura 3-5. Módulo de fracciones de peso.	37

Figura 3-6. Ayuda fracciones de peso	38
Figura 3-7. Módulo Momentos de inercia.	40
Figura 3-8. Ayuda Momentos de inercia.	40
Figura 3-9. Menú selección Factores lineales.	41
Figura 3-10. Datos entrada Factores lineales.	42
Figura 3-11. Resultados Factores lineales.	43
Figura 3-12. Iteración método de factores lineales.	43
Figura 3-13. Módulo Cálculo centro de gravedad.	44
Figura 3-14. Selección método y tipo de iteración.	45
Figura 3-15. Datos entrada método completo.	46
Figura 3-16. Resultados método completo.	47
Figura 3-17. Iteración método completo.	47
Figura 3-18. Módulo Cargas estructurales.	50
Figura 3-19. Sección Cargas aerodinámicas.	50
Figura 3-20. Definición del ala.	51
Figura 3-21. Representación del cortante.	52
Figura 3-22. Representación del momento flector.	52
Figura 3-23. Representación del momento torsor.	53
Figura 3-24. Ayuda Cargas aerodinámicas.	53
Figura 3-25. Sección Diseño tren de aterrizaje.	54
Figura 3-26. Restricción ángulo de clearance.	55
Figura 3-27. Restricción ángulo de tipback.	55
Figura 3-28. Condiciones de giro en maniobra de taxi.	56
Figura 3-29. Condiciones de viento cruzado.	56
Figura 3-30. Definición batalla.	57
Figura 3-31. Condiciones take-off rotation.	58
Figura 3-32. Ayuda Diseño tren de aterrizaje.	60
Figura 3-33. Sección Esfuerzos tren de aterrizaje.	60
Figura 3-34. Configuración two level landing.	61
Figura 3-35. Configuración tail down landing.	61
Figura 3-36. Configuración one-wheel landing.	62
Figura 3-37. Configuración take-off run.	62
Figura 3-38. Configuración two level take-off.	63
Figura 3-39. Configuración two point braked roll landing/take-off.	63
Figura 3-40. Configuración three point braked roll landing/take-off.	64
Figura 3-41. Configuración towing.	65
Figura 3-42. Ayuda Cargas tren de aterrizaje.	66
Figura 3-43. Sección Diagrama V-n.	66
Figura 3-44. Representación Diagrama V-n.	67

Figura 3-45. Representación Diagrama V-n con ráfagas.	67
Figura 3-46. Ayuda Diagrama V-n.	68
Figura 3-47. Aeronave DC-10-30.	69
Figura 3-48. Aeronave Cessna Citation II.	69
Figura 3-49. Aeronave F-15 Eagle.	69
Figura 3-50. Factores lineales DC-10-30.	70
Figura 3-51. Datos generales método completo DC-10-30.	70
Figura 3-52. Datos superficies aerodinámicas método completo DC-10-30.	71
Figura 3-53. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo DC-10-30.	71
Figura 3-54. Datos motores método completo DC-10-30.	72
Figura 3-55. Datos sistemas método completo DC-10-30.	72
Figura 3-56. Datos material y refuerzos método completo DC-10-30	73
Figura 3-57. Factores lineales Cessna Citation II.	73
Figura 3-58. Datos generales método completo Cessna Citation II.	74
Figura 3-59. Datos superficies aerodinámicas método completo Cessna Citation II.	74
Figura 3-60. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo Cessna Citation II.	75
Figura 3-61. Datos motores método completo Cessna Citation II.	75
Figura 3-62. Datos sistemas método completo Cessna Citation II.	76
Figura 3-63. Datos material y refuerzos método completo Cessna Citation II.	76
Figura 3-64. Datos factotes lineales F-15 Eagle.	77
Figura 3-65. Datos generales método completo F-15 Eagle.	77
Figura 3-66. Datos superficies aerodinámicas método completo F-15 Eagle.	78
Figura 3-67. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo F-15 Eagle.	78
Figura 3-68. Datos motores método completo F-15 Eagle.	79
Figura 3-69. Datos sistemas método completo F-15 Eagle.	79
Figura 3-70. Datos material y refuerzos método completo F-15 Eagle.	80
Figura 4-1. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App.	84
Figura 4-2. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App (Zoom parte I).	85
Figura 4-3. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App (Zoom parte II).	85
Figura 4-4. Menú preliminar.	97
Figura 4-5. Esquema de misión preliminar.	98
Figura 4-6. Esquema de misión preliminar.	99
Figura 4-7. Nombre de misión preliminar de prueba.	100
Figura 4-8. Confirmación antes de eliminar misión.	100
Figura 4-9. Misión y modelo cargados.	101
Figura 4-10. Menú creación modelo	101
Figura 4-11. Propulsión para el caso de motor turbofán	102
Figura 4-12. Propulsión para el caso de motor turbo-hélice.	102
Figura 4-13. Aerodinámica preliminar.	103

Figura 4-14. Estructuras preliminar.	103
Figura 4-15. Palancas de gases y fracciones de peso.	103
Figura 4-16. Ventana Initial Sizing	104
Figura 4-17. Esquema Initial Sizing.	106
Figura 4-18. Ejemplo Initial Sizing.	107
Figura 4-19. Ejemplo pantalla modificar misión.	107
Figura 4-20. Borrar modelo preliminar.	108
Figura 4-21. Misión y modelo cargados	108
Figura 4-22. Menú preliminar.	109
Figura 4-23. Diagrama de carga alar.	110
Figura 4-24. Segmento de despegue.	111
Figura 4-25. Segmento de subida.	113
Figura 4-26. Segmento de crucero.	114
Figura 4-27. Máxima propulsión.	115
Figura 4-28. Segmento de giro mantenido.	115
Figura 4-29. Entrada en pérdida.	116
Figura 4-30. Punto óptimo.	117
Figura 4-31. Ejemplo de gráfica: crucero.	117
Figura 4-32. Ejemplo de diagrama de carga alar.	118
Figura 4-33. Datos adicionales.	119
Figura 4-34. Diagrama T vs D.	120
Figura 4-35. Requirements trade.	122
Figura 4-36. Ejemplo de estudio variando la velocidad.	122
Figura 4-37. Error Initial sizing.	123
Figura 4-38. Tabla de resultados preliminares.	124
Figura 4-39. Entrada al diseño avanzado.	125
Figura 4-40. Fases del despegue.	128
Figura 4-41. Geometría de las distancias de despegue.	128
Figura 4-42. Esquema de las fuerzas que aparecen en la etapa de rodadura.	129
Figura 4-43. Fuerzas generales sobre la aeronave en subida.	132
Figura 4-44. Fuerzas generales sobre la aeronave en crucero.	140
Figura 4-45. Fuerzas generales sobre la aeronave en viraje.	152
Figura 4-46. Fuerzas generales sobre la aeronave en descenso.	160
Figura 4-47. Fases del aterrizaje.	168
Figura 4-48. Geometría de las distancias de aterrizaje	169
Figura 4-49. Esquema de las fuerzas que aparecen en la rodadura	170
Figura 4-50. Menú de diseño avanzado.	173
Figura 4-51. Menú de misión avanzada.	173
Figura 4-52. Crear segmento.	174

Figura 4-53. Opción para simular fallo de motor.	174
Figura 4-54. Opción para aumentar potencia de motor.	175
Figura 4-55. Opción para simular efecto suelo.	175
Figura 4-56. Opción para simular el despegue en el agua.	175
Figura 4-57. Opción para simular el aterrizaje en el agua.	175
Figura 4-58. Modificar polar del segmento.	175
Figura 4-59. Parámetros del segmento tipo taxi.	176
Figura 4-60. Parámetros del segmento tipo despegue.	177
Figura 4-61. Parámetros del segmento tipo subida.	178
Figura 4-62. Parámetros del segmento tipo crucero.	179
Figura 4-63. Parámetros del segmento tipo soltar carga.	180
Figura 4-64. Parámetros del segmento tipo viraje.	181
Figura 4-65. Parámetros del segmento tipo descenso.	182
Figura 4-66. Parámetros del segmento tipo aterrizaje.	183
Figura 4-67. Ejemplo de creación de un segmento.	184
Figura 4-68. Datos segmento despegue	184
Figura 4-69. Ejemplo de creación de una misión.	184
Figura 4-70. Modificar un segmento.	185
Figura 4-71. Introducción de nuevos valores para las variables del segmento.	185
Figura 4-72. Resultado tras haber modificado el segmento.	186
Figura 4-73. Borrar un segmento.	187
Figura 4-74. Nombre de la misión.	187
Figura 4-75. Modificar una misión creada previamente.	188
Figura 4-76. Borrar una misión creada previamente.	188
Figura 4-77. Cargar una misión creada previamente.	189
Figura 4-78. Misión cargada y creación de un nuevo modelo.	189
Figura 4-79. Aerodinámica avanzada.	190
Figura 4-80. Propulsión avanzada.	191
Figura 4-81. Propulsión avanzada en motor tipo turbohélice.	192
Figura 4-82. Estructuras avanzadas.	193
Figura 4-83. Datos adicionales.	194
Figura 4-84. Misión y modelo cargados.	195
Figura 4-85. Barra de procesado de misión.	195
Figura 4-86. Confirmación de sobrescribir misión procesada.	195
Figura 4-87. Misión completada con éxito.	196
Figura 4-88. Menú de acceso a los resultados del diseño avanzado.	196
Figura 4-89. Tabla de resultados.	197
Figura 4-90. Tabla de resultados con segmento desplegado.	198
Figura 4-91. Gráficas de resultados.	198

Figura 4-92. Selección de la misión procesada.	199
Figura 4-93. Selección del segmento de la misión procesada.	199
Figura 4-94. Selección de variables a representar en los ejes.	200
Figura 4-95. Ejemplo de gráfica.	200
Figura 4-96. Ejemplo de gráfica 2.	201
Figura 4-97. Ejemplo de la utilidad fíjar gráfica.	201
Figura 4-98. Fuel de la misión desglosado por segmentos.	202
Figura 4-99. Distancias de la misión desglosadas por segmentos.	202
Figura 4-100. CASM de la misión.	203

Notación

$MTOW$	Máximo peso al despegue
S	Superficie alar
W/S	Carga alar
A	Porcentaje del área afectada por los refuerzos
K_{ref}	Factor que multiplica el peso del área afectada por los refuerzos
F_{mat}	Factor debido al material
W_e/W_0	Fracción de peso en vacío
W_f/W_0	Fracción de peso de combustible
M	Número de Mach
R	Alcance
C	Consumo específico
V	Velocidad
L/D	Eficiencia aerodinámica
C_{bhp}	Consumo específico en caballos de vapor
η_P	Rendimiento propulsivo
T/W	Relación Empuje/Peso
q	Presión dinámica
C_{Lmax}	Coefficiente de sustentación máximo
C_{D_0}	Coefficiente de resistencia parásita
n	Factor de carga
e	Coefficiente de eficiencia de Oswald
W_{crew}	Peso de la tripulación
$W_{payload}$	Peso de la carga de pago
W_f	Peso de combustible
W_e	Peso en vacío
I_{xx}	Inercia en eje “x”
I_{yy}	Inercia en eje “y”
I_{zz}	Inercia en eje “z”
b	Envergadura
W_0	Peso inicial al despegue
F_S	Factor de seguridad
A_i	Área de la sección “i”
y_i	Distancia de la división “i” del perfil en secciones
c_i	Cuerda de la división “i” del perfil en secciones
W_f sección	Peso del combustible de la sección “i”

c_m	Coficiente de momento aerodinámico
AB	Distancia trasera desde el tren principal al principio del ángulo de upsweep
α_{TO}	Ángulo de rotación en despegue
α_C	Ángulo de clearance
H_f	Altura del tren de aterrizaje
h_{cg}	Altura del centro de gravedad
x_{mg}	Posición del tren principal
W	Peso de la aeronave
B	Batalla
$B_{n_{min}}/B_{n_{max}}$	Distancia desde el tren de morro al centro de gravedad más adelantado/atrasado
$B_{m_{min}}/B_{m_{max}}$	Distancia desde el tren principal al centro de gravedad más atrasado/adelantado
$F_{n_{min}}/F_{n_{max}}/F_{n_{maxDC}}$	Fuerza mínima/máxima/máxima en condiciones dinámicas del tren de morro
$F_{m_{min}}/F_{m_{max}}/F_{m_{maxDC}}$	Fuerza mínima/máxima/máxima en condiciones dinámicas del tren principal
$I_{yy_{mg}}$	Inercia en eje “y” del tren principal
$\ddot{\Theta}$	Aceleración angular de cabeceo en despegue
D	Resistencia aerodinámica
h_D	Altura del punto de aplicación de la resistencia aerodinámica
T	Empuje
h_T	Altura del punto de aplicación del empuje
M_a	Momento aerodinámico
a_{TO}	Aceleración en despegue
a_L	Aceleración en aterrizaje
L_{wf}	Sustentación del ala-fuselaje
L_{htp}	Sustentación del estabilizador horizontal
$x_{ca_{wf}}$	Centro aerodinámico del ala-fuselaje
$x_{ca_{htp}}$	Centro aerodinámico del estabilizador horizontal
F_c	Fuerza centrípeta
F_{viento}	Fuerza del viento lateral
V_{taxi}	Velocidad de taxi
$T_{min_{taxi}}/T_{min_{viento}}$	Vía mínima para evitar el vuelco en situación de taxi/viento cruzado
$\Phi_{OT_{taxi}}/\Phi_{OT_{viento}}$	Ángulo overturn mínimo para evitar el vuelco en situación de taxi/viento cruzado
d_M/d_N	Diámetro rueda tren principal/tren de morro
w_M/w_N	Ancho rueda tren principal/tren de morro
A_d/A_w	Parámetros A diámetro/ancho
B_d/B_w	Parámetros B diámetro/ancho
n_M/n_N	Número de ruedas del tren principal(por cada lado)/tren de morro
W_0	Peso inicial al despegue
W_L	Peso al aterrizaje
h_M/h_N	Altura del tren principal/tren de morro
x_M/x_N	Posición del tren principal/tren de morro
y_M/y_N	Radio de la rueda del tren principal/tren de morro
x_{TO}/x_L	Centro de gravedad de la aeronave al despegue/aterrizaje
y_{TO}/y_L	Altura del centro de gravedad de la aeronave al despegue/aterrizaje
n_L	Factor de carga al aterrizaje

T_{rev}/T_{TO}	Empuje en reversa/despegue
β	Ángulo que forma la pista con la línea de referencia del fuselaje
N_N/N_M	Axil tren principal/tren de morro
V_N/V_M	Cortante tren principal/tren de morro
M_N/M_M	Flector tren principal/tren de morro
V_D	Velocidad Dive Speed
k	Parámetro
V_C	Velocidad Cruise Speed
m	Masa de la aeronave
ρ	Densidad
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentación máximo
V_s	Velocidad de entrada en pérdida
AR	Alargamiento
\bar{c}	Cuerda media
C_{L_α}	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación
μ_g	Parámetro
k_g	Parámetro
V_{gE}	Velocidad de ráfaga
n	Factor de carga

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Contexto

El presente proyecto fin de máster se enmarca dentro un contexto educativo, en concreto, de la asignatura Cálculo de Aeronaves del Grado en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla que tiene como objetivo principal dotar al ingeniero aeronáutico de una formación básica tanto teórica como práctica en el área del diseño de aeronaves.

En la industria aeronáutica, el diseño completo de una aeronave es una tarea multidisciplinar entre diferentes áreas de conocimiento que conforman departamentos del proyecto: Aerodinámica, Estructuras, Propulsión, Actuaciones, Estabilidad y Control, etc., figura 1-1., lo cual implica un proceso iterativo y colaborativo entre los ingenieros de diferentes departamentos para llegar a una solución de compromiso óptima de manera global ya que, desde el punto de vista de cada departamento, la solución óptima de cada uno de ellos, figura 1-2., es muy diferente a la de los otros departamentos y estas soluciones difieren enormemente de la solución óptima global. Este concepto de ingeniería colaborativa es conocido como ingeniería concurrente, el cual es empleado en el desarrollo de la asignatura como se verá más adelante.

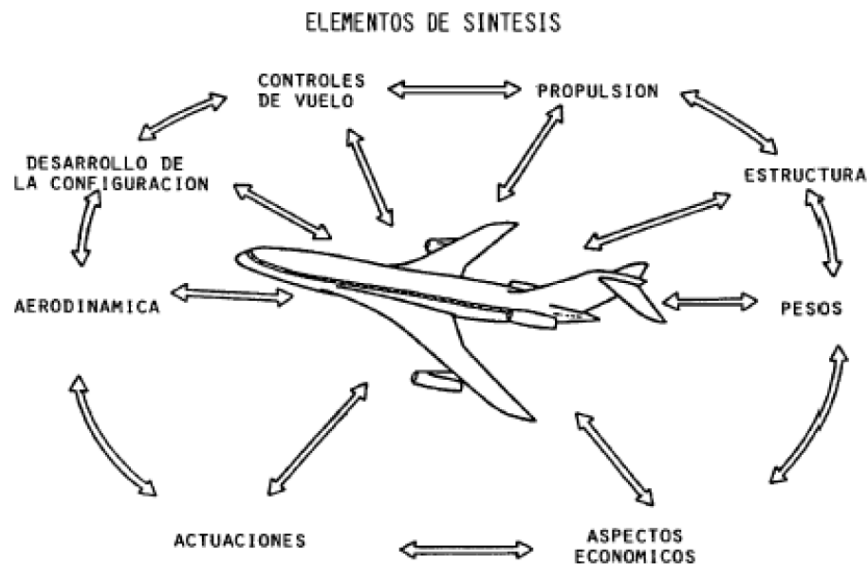


Figura 1-1. Áreas de conocimiento principales implicadas en el diseño conceptual de una aeronave.

La asignatura se imparte mediante una Metodología de Aprendizaje basada en Proyectos PBL, Project Based Learning, método de docencia centrado en tareas cuyo fin es la obtención de un producto final, en este caso, el diseño conceptual completo de una aeronave. Esta metodología de enseñanza permite a los alumnos unificar todos los conocimientos aeronáuticos adquiridos vistos de manera independiente seccionados en materias a lo largo de la carrera y aplicarlos a un problema de ingeniería real más cercano con la realidad de la industria aeronáutica, un proyecto con metas, hitos y fechas límite donde se compite con otras soluciones propuestas de otras compañías del mercado por conseguir el producto más eficiente y competitivo. En consecuencia, esta metodología facilita a los alumnos poder desarrollar habilidades y competencias muy importantes para un ingeniero tales como el planteamiento de nuevas ideas, la creatividad, la resolución de problemas, la colaboración, la comunicación efectiva, la toma de decisiones y el manejo del tiempo.

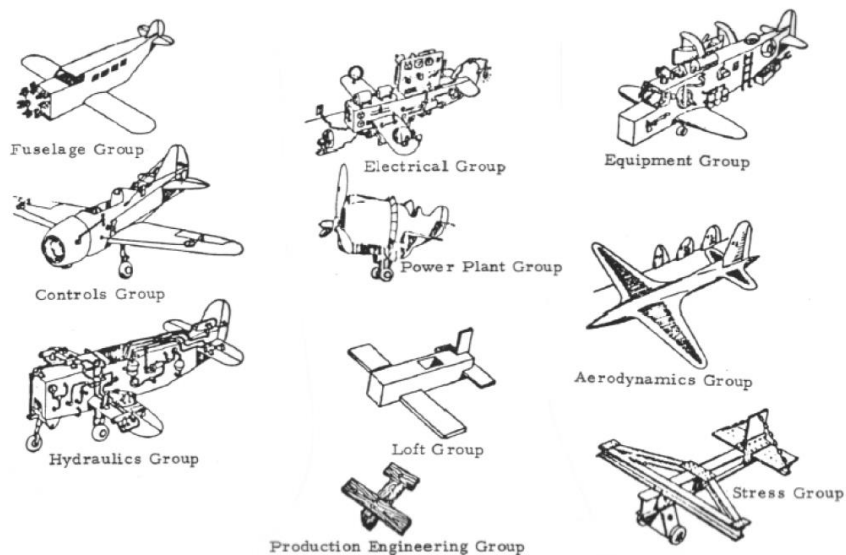


Figura 1-2. Aeronaves óptimas para cada departamento.

En la asignatura de Cálculo de Aeronaves, los alumnos trabajan en grupos y compiten con el resto de los grupos con el objetivo de diseñar conceptualmente una aeronave de la manera más óptima y eficiente posible de forma que satisfagan una serie de requerimientos impuestos por el cliente. Estos requerimientos se recogen en el documento denominado Request For Proposal (RFP) donde se definen las misiones para las que se pretende diseñar la aeronave y las especificaciones y restricciones que impone el cliente para el desarrollo del diseño preliminar de la aeronave. Al final de curso, cada uno de los grupos expone su solución de diseño y defiende dicha solución en una exposición en clase ante el resto de los grupos y el profesor.

Para la realización del diseño de la aeronave de cada grupo, los alumnos se dividen en diferentes departamentos que se encargan de un área de especialidad concreta (Diseño, Actuaciones y Propulsión, Estabilidad y Control, Aerodinámica y Estructuras) que están íntimamente relacionadas entre sí ya que el cambio de cualquier parámetro o variable de un departamento puede afectar a los demás. Es por ello, que el proceso de diseño no es un proceso directo, sino un proceso iterativo que implica comunicación y colaboración continua entre todos los alumnos que componen los diferentes departamentos, figura 1-3., para llegar a una solución de compromiso que concluya en el mejor diseño posible global de la aeronave de acuerdo con los requisitos impuestos.

Durante el desarrollo del curso, se facilita a los estudiantes todo el material necesario para el desarrollo del diseño conceptual de una aeronave, desde un nivel más preliminar hasta un nivel más avanzado y detallado. De esta forma, los estudiantes aprenden a utilizar todas las herramientas, métodos y procedimientos que se emplean en la industria durante el proceso de diseño conceptual con ayuda del profesor.

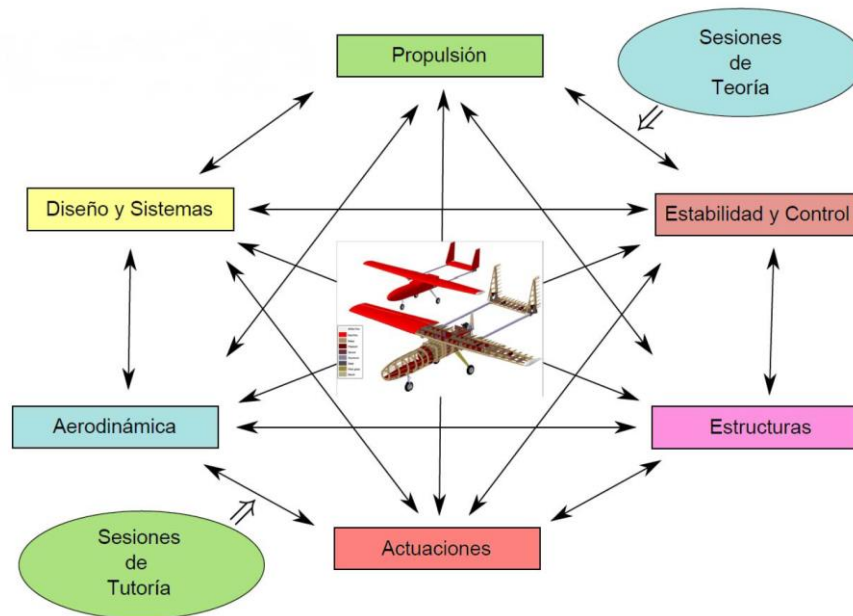


Figura 1-3. Interacción entre los diferentes departamentos de diseño en la asignatura Cálculo de Aeronaves.

1.2 Antecedentes

Este proyecto fin de máster es el resultado de la evolución de las anteriores herramientas académicas *Academic Structures* del Proyecto fin de carrera de Ricardo Sánchez Pastor y *Academic Structures Pro* del Proyecto fin de carrera del autor del presente proyecto, Carlos Vilches Caro, referente a la herramienta de análisis y estudio estructural, y a la evolución de las anteriores herramientas académicas *Academic Performance* del Proyecto fin de carrera de Pablo Fernández Golbano y *Academic Performance Pro* del Proyecto fin de carrera de Cristina Vázquez Reynel.

Estas herramientas académicas junto a las ya existentes de Aerodinámica y Estabilidad y Control en Guide, que serán implementadas en App Designer en un futuro, componen un conjunto de herramientas esenciales para la realización del diseño conceptual de la aeronave que facilita a los alumnos centrarse en la optimización del diseño ahorrando tiempo en los numerosos cálculos repetitivos que han de realizarse tras la modificación de variables llevadas a cabo por otros departamentos.

1.3 Motivación y objetivos

Las motivación del presente Proyecto fin de máster consiste en la implementación de las herramientas académicas AStrPro, Academic Structures Pro, y APPro, Academic Performance Pro, en una nueva interfaz gráfica de Matlab, App Designer. Las implementaciones de las herramientas académicas en App Designer darán como resultado las versiones de la herramienta de diseño estructural AStrPro App, Academic Structures Pro App, y de la herramienta de diseño de actuaciones APPro App, Academic Structures Pro App.

Los objetivos de la implementaciones de las aplicaciones en App Designer son las siguientes:

- Reconversión de las herramientas académicas AStrPro, Academic Structures Pro, y APPro, Academic Performance Pro, del entorno de interfaz gráfica Guide al nuevo entorno de interfaz gráfica App Designer. Esta reconversión viene motivada por los problemas asociados al uso de las aplicaciones en el entorno Guide ya que los usuarios estaban experimentando dificultades según la versión de Matlab que utilizaban para ejecutar las herramientas estando algunas opciones inhabilitadas u opciones de interacción inalcanzables debido a desconfiguraciones de las ventanas de las interfaces. Esta reconversión de las herramientas supondrá casi la totalidad del Proyecto.

- Creación de una introducción a App Designer, donde se definan la interfaz gráfica de usuario, el entorno de trabajo de la interfaz gráfica, principales componentes y propiedades de interés. Este apartado, además de introducir al entorno de App Designer, se recopilarán los aspectos básicos para la creación y/o modificación de aplicaciones, códigos, etc. En este apartado también se expondrán principales ventajas de App designer frente a las limitaciones que ofrece el entorno Guide.

Este apartado será de gran utilidad para nuevos usuarios para dar continuidad a posibles desarrollos futuros de la aplicación, y para modificación de posibles erratas y debugging de errores en las aplicaciones que se desarrollan en este Proyecto.

- Implementación de una serie de mejoras de funcionalidades en Academic Performance Pro, donde se incluye la reestructuración de la creación/edición de misiones en el Módulo de Diseño Avanzado e implementación de condiciones de vuelo en los segmentos de la aeronave y reestructuración de la creación/edición de modelos e implantación de datos de usuario
- Corrección de errores de ambas aplicaciones, Academic Structures Pro App y Academic Performance Pro App, y recopilación de todas estas correcciones de errores para cada aplicación. Esta recopilación de errores y correcciones resultando en nuevas versiones de las aplicaciones, se detallarán en los anexos de este Proyecto.

1.4 Estructura del trabajo

La estructura del presente Proyecto fin de máster está estructurada en tres grandes bloques principales claramente diferenciados que compondrán casi la totalidad de este proyecto.

En el primer bloque, App Designer, se introduce la interfaz gráfica de usuario, el entorno de trabajo de la interfaz gráfica, principales componentes y propiedades de interés. Este apartado, además de introducir al entorno de App Designer, se recopilarán los aspectos básicos para la creación y/o modificación de aplicaciones, códigos, etc. En este apartado también se expondrán principales ventajas de App designer frente a las limitaciones que ofrece el entorno Guide. En definitiva, este bloque presenta la base teórica de App Designer.

En el segundo bloque, la nueva interfaz gráfica de la herramienta académica de análisis y estudio estructural implementada en App designer, *Academic Structures Pro App* cuya estructura será muy similar a la estructura que fue tomada de sus anteriores versiones de los Proyectos fin de carrera de Ricardo Sánchez Pastor y del presente Carlos Vilches Caro. A lo largo de este Proyecto fin de máster se harán referencias a los Proyectos fin de carrera anteriormente mencionados y se detallarán las novedades respecto a las versiones anteriores de la herramienta académica.

En el tercer bloque, la nueva interfaz gráfica de la herramienta académica de actuaciones de aeronaves implementada en App designer, *Academic Performance Pro App* cuya estructura será muy similar a la estructura que fue tomada de sus anteriores versiones de los Proyectos fin de carrera de Pablo Fernández Golbano y Cristina Vázquez Reynel. A lo largo de este Proyecto fin de máster se harán referencias a los Proyectos fin de carrera anteriormente mencionados y se detallarán las novedades respecto a las versiones anteriores de la herramienta académica.

2 APP DESIGNER

App Designer es un entorno de desarrollo gráfico de Matlab introducido a partir de la versión R2016a que surge de la evolución del entorno Guide de Matlab. En esta sección se pretende hacer una introducción a App Designer a modo de manual de usuario de forma que permita a cualquier persona tener unos conocimientos básicos y esenciales para poder llevar a cabo tanto la creación de una nueva aplicación en App Designer como la edición de aplicaciones ya creadas como las desarrolladas en este Proyecto.

2.1 Acceso a App Designer

En primer lugar, se ha de iniciar Matlab. Una vez se inicie Matlab, seleccionamos la pestaña “Apps”, recuadrado en color naranja en la figura 2-1, y posteriormente seleccionamos “Design App”, recuadrado en color rojo en la figura 2-1.

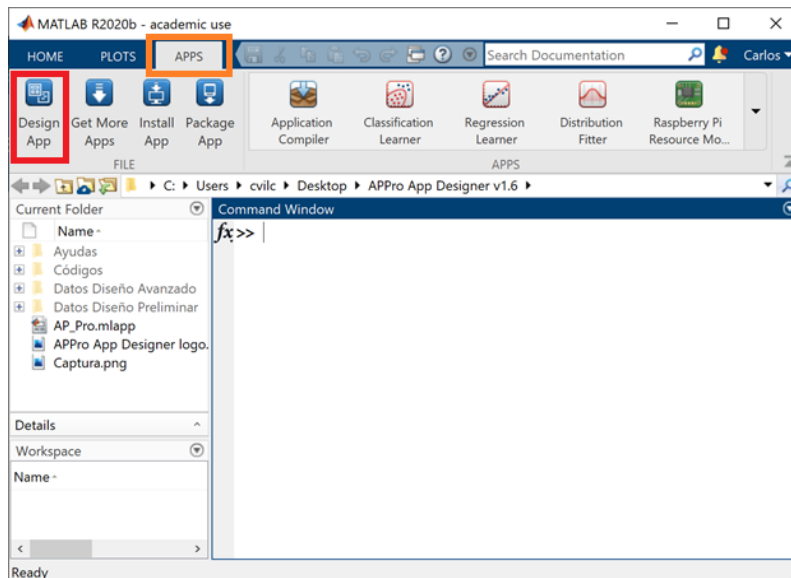


Figura 2-1. Acceso a App Designer.

También, es posible acceder a App Designer directamente desde el “Command Window” escribiendo “appdesigner”, figura 2-2.

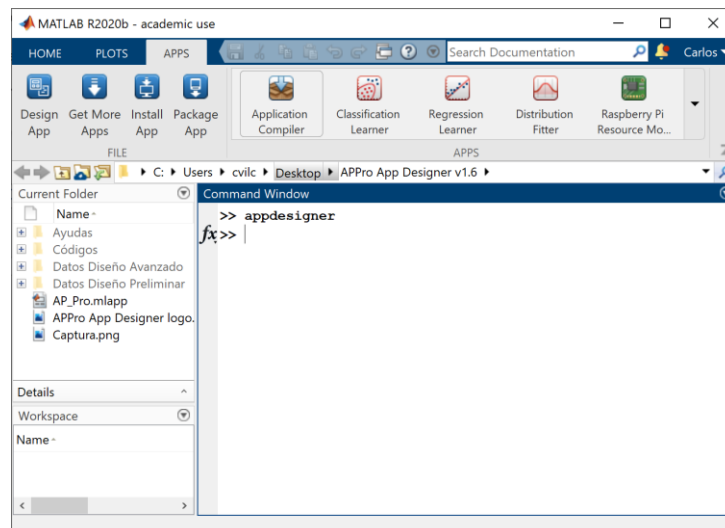


Figura 2-2. Acceso a App Designer mediante la ventana de comandos.

De cualquiera de las formas, se abrirá una nueva ventana, figura 2-3, donde se podrá cargar una App ya creada anteriormente a través del botón “Open...”, recuadrado en color naranja en la figura 2-3; cargar Apps recientes, recuadrado en color rojo en la figura 2-3; crear una App desde cero, recuadrado en color verde en la figura 2-3; o bien, cargar Apps de ejemplos (entre ellas incluido un tutorial interactivo), recuadrado en color amarillo en la figura 2-3.

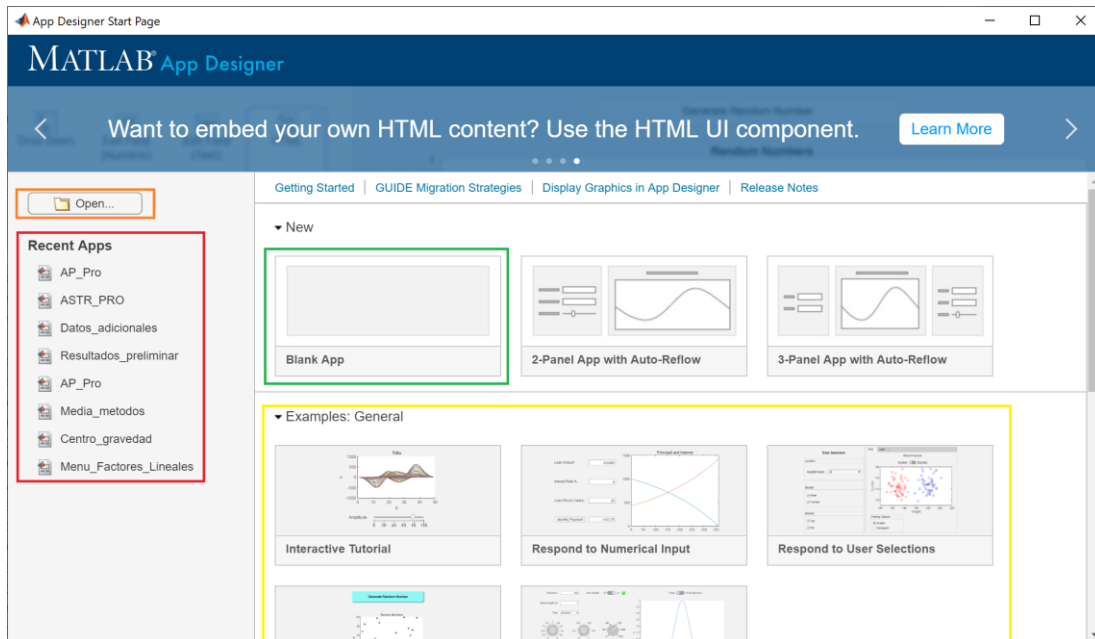


Figura 2-3. Inicio App Designer.

También, si se desea crear una aplicación desde cero, se puede hacer a través de la pantalla de inicio de Matlab. En la pestaña “HOME”, recuadrado en color naranja en la figura 2-4, seleccionamos “New”, recuadrado en color rojo en la figura 2-4, y se abrirá un desplegable donde tendremos que seleccionar la opción “App”, recuadrado en color verde en la figura 2-4. Esta acción es equivalente a seleccionar la creación de una App desde cero, opción “Blank App”, dentro de la pantalla de inicio de App Designer, representada en la figura 2-3.

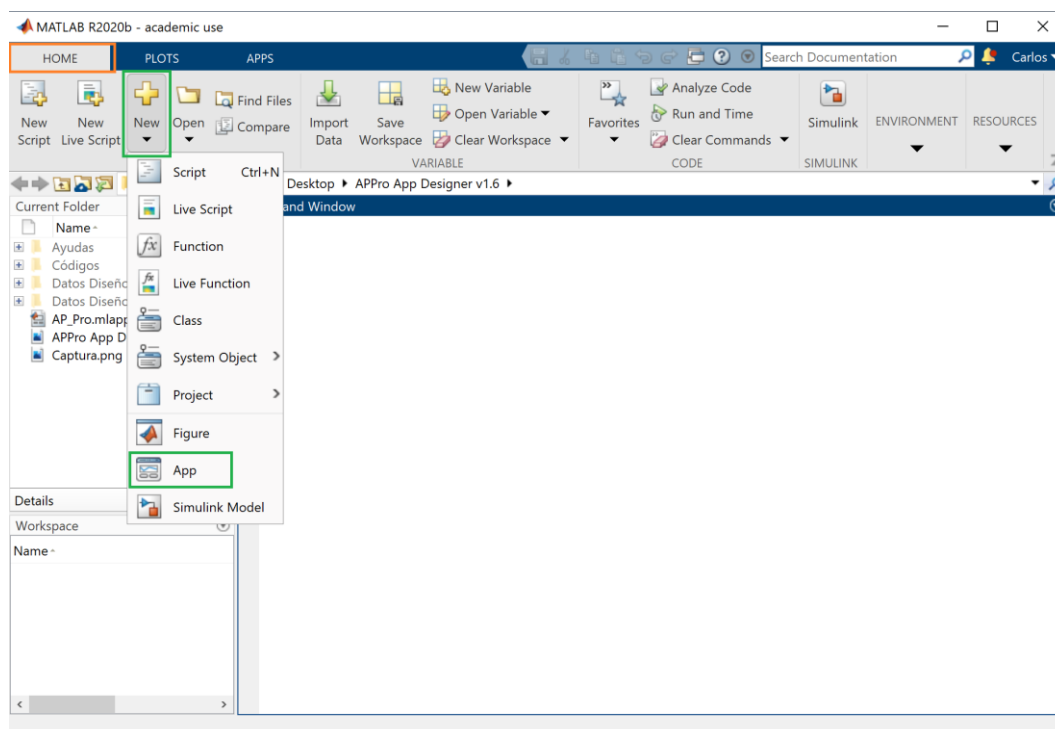


Figura 2-4. Creación de una App desde la pantalla de inicio de Matlab.

2.2 Entorno de trabajo

Una vez se realiza el acceso a App Designer, se abre el entorno de trabajo de App Designer. El entorno de trabajo incluye una versión totalmente integrada del editor de Matlab, una pestaña de diseño y organización de los componentes interactivos de la interfaz gráfica denominada “Design View”, figura 2-5, y otra pestaña de programación del comportamiento de la aplicación denominada “Code View”, figura 2-6, estando ambas partes estrechamente vinculadas entre sí.

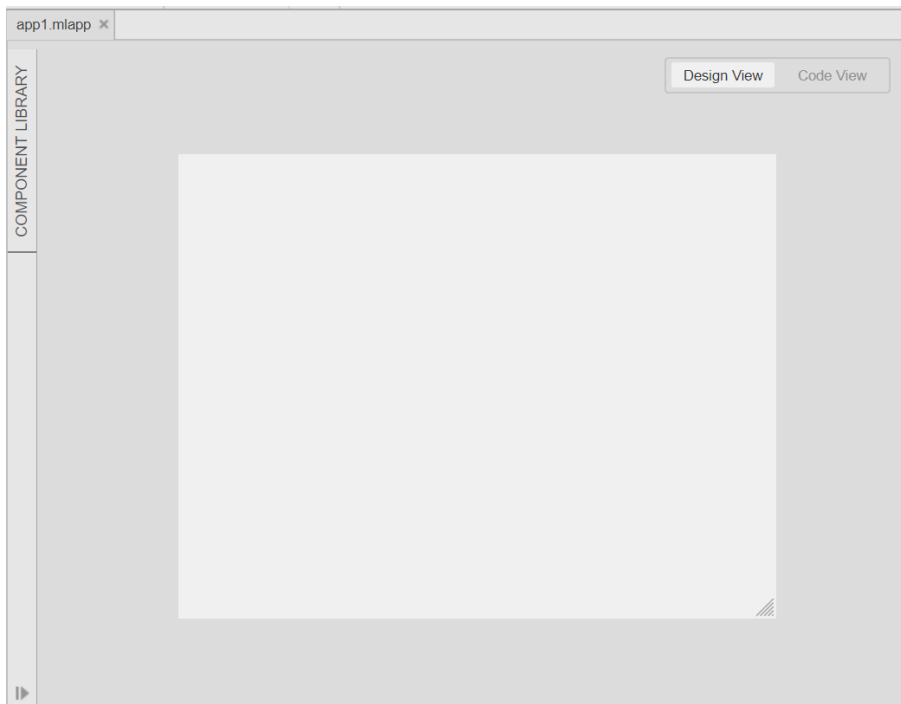


Figura 2-5. Pestaña “Design View” de diseño de la interfaz gráfica App Designer.

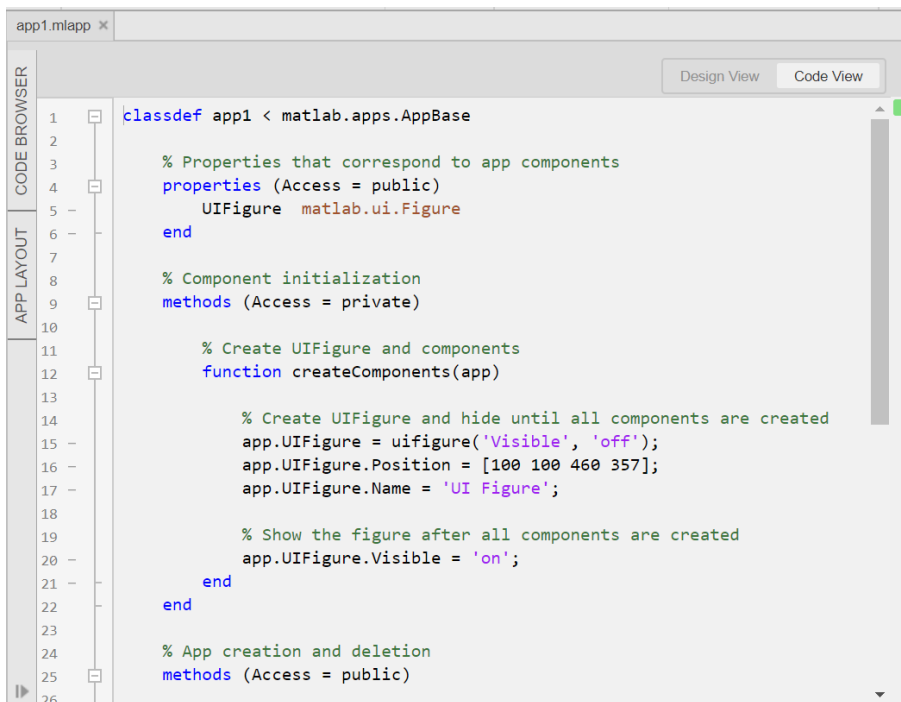


Figura 2-6. Pestaña "Code View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer.

2.3 Design view

En la pestaña “Design View” se realiza el diseño de la interfaz gráfica en sí, donde se distribuye los diferentes elementos interactivos en el área de diseño constituyendo la representación gráfica del resultado de la ejecución de la aplicación. En la figura 2-7 se representa:

- Panel de componentes recuadrado en verde. En este panel se encuentran los diferentes componentes disponibles para el diseño de la aplicación. Para utilizarlos en nuestra aplicación, basta con arrastrarlos a la posición deseada en el área de “Design View”
- Panel de navegador de componentes recuadrado en rojo. En este panel se encuentra el listado de los diferentes objetos empleados en la aplicación.
- Panel de pestañas recuadrado en naranja. En este panel se permite el cambio entre la pestañas de diseño y organización de los componentes interactivos de la interfaz gráfica “Design view” y la pestaña de programación del comportamiento de la aplicación “Code view”.

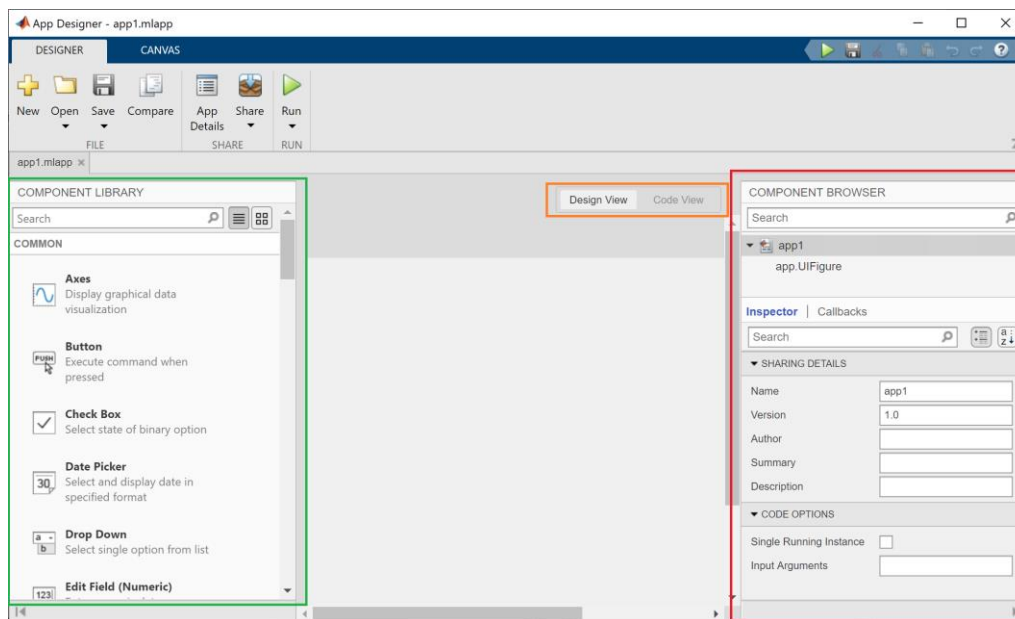


Figura 2-7. Pestaña “Design View” de diseño de la interfaz gráfica App Designer detallada.

2.4 Code view

En la pestaña “Code View” se realiza la programación del comportamiento de la aplicación de la interacción del usuario con los elementos de la interfaz gráfica. En la figura 2-8 se representa el panel del navegador de código recuadrado en color verde; el layout de la aplicación recuadrado en color amarillo; el panel de navegador de componentes recuadrado en rojo; y el panel de pestañas recuadrado en naranja.

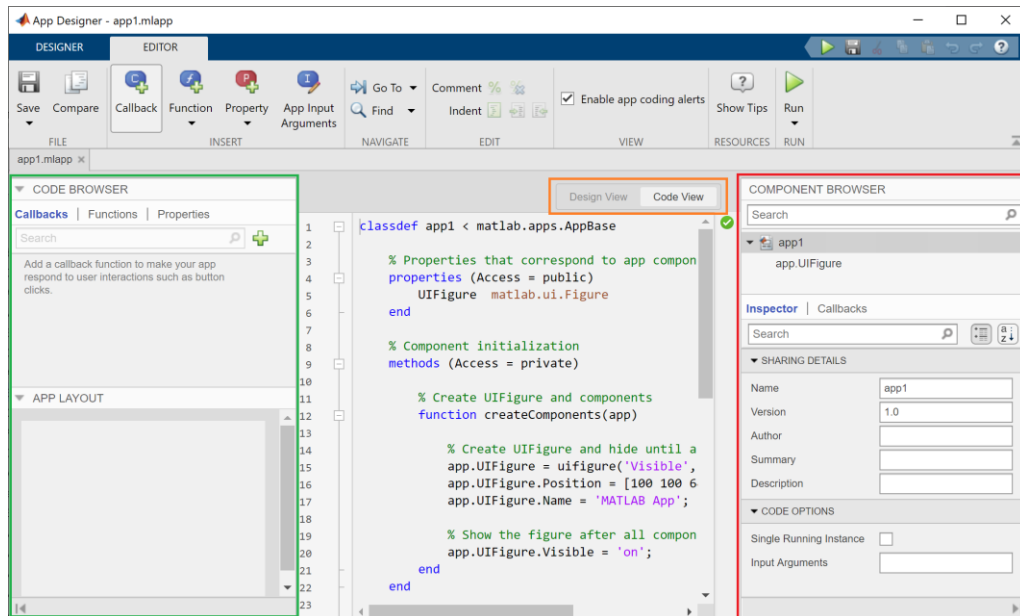


Figura 2-8. Pestaña "Code View" de diseño de la interfaz gráfica App Designer detallada..

2.5 Principales componentes de la librería de componentes

En este apartado presentaremos los componentes de la librería de componentes de mayor interés de App Designer para la creación de una interfaz gráfica. Cabe recalcar que, además de las componentes que presentaremos a continuación, existen otras componentes que pueden consultarse en la documentación de App Designer en la web “mathworks.com”.

Para cada componente, se expone una breve explicación de su utilidad y sus propiedades más destacadas. Para editar las propiedades de un componente existen dos formas: en la pestaña “Design View” editando manualmente la propiedad a modificar seleccionando previamente el elemento, como se representa en la figura 2-9;

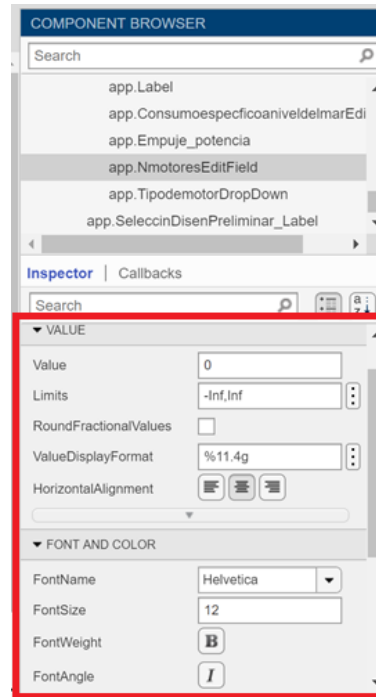


Figura 2-9. Modificación de propiedades de un componente.

y en la pestaña “Code View” haciendo referencia al elemento que queremos modificar:

$$app.Elemento \tag{2.1}$$

y, haciendo referencia a la propiedad a modificar mediante la notación de puntos:

$$app.Elemento.Propiedad \tag{2.2}$$

De esta forma, según la propiedad que se vaya a modificar, se asigna el valor que se le va a dar a dicha propiedad. A continuación, se presentan algunos ejemplos:

$$app.Label_1.Text = "Nombre etiqueta"; \tag{2.3}$$

$$app.Checkbox_1.Value = 'on'; \tag{2.4}$$

$$app.Panel_1.Visible = 'off'; \tag{2.5}$$

2.5.1 Componente Label

Las etiquetas son componentes de la interfaz de usuario que contienen texto estático para etiquetar partes de una aplicación. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de una etiqueta.

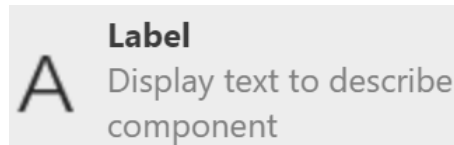


Figura 2-10. Componente "Label" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.2 Componente Button

Los botones son componentes de la interfaz de usuario que responden cuando el usuario los presiona y suelta. Al cambiar los valores de propiedad, puede modificar la apariencia y el comportamiento de un botón.

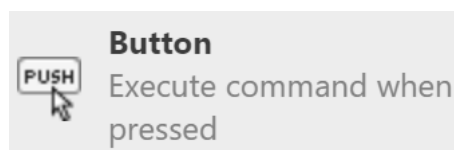


Figura 2-11. Componente "Button" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.3 Componente Check Box

Una casilla de verificación es un componente de la interfaz de usuario para indicar el estado de una preferencia u opción. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de una casilla de verificación.

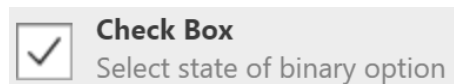


Figura 2-12. Componente "Check Box" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.4 Componente Drop Down

Las listas desplegables son componentes de la interfaz de usuario que permiten al usuario seleccionar una opción o escribir texto. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de una lista desplegable.

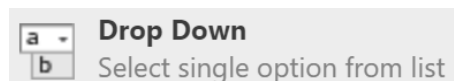


Figura 2-13. Componente "Drop Down" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.5 Componente Edit Field (Text)

Los campos de edición son componentes de la interfaz de usuario para ingresar texto. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un campo de edición.

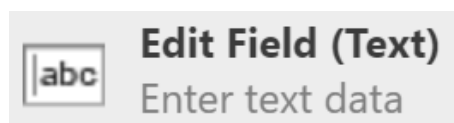


Figura 2-14. Componente "Edit Field (Text)" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.6 Componente Edit Field (Numeric)

Los campos de edición numéricos son componentes de la interfaz de usuario que permiten a los usuarios escribir valores numéricos en una aplicación. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un campo de edición numérico.

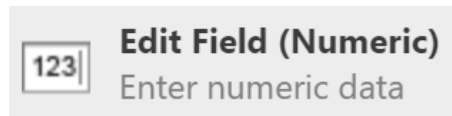


Figura 2-15. Componente "Edit Field (Numeric)" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.7 Componente Image

Las imágenes son componentes de la interfaz de usuario que le permiten mostrar una imagen, como un icono o logotipo en su aplicación. Imagelas propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de una imagen.

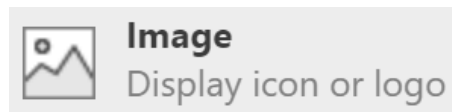


Figura 2-16. Componente "Image" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.8 Componente List Box

Los cuadros de lista son componentes de la interfaz de usuario para mostrar elementos en una lista. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un cuadro de lista.

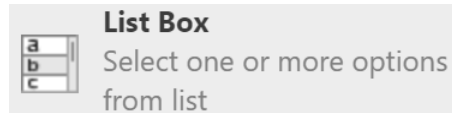


Figura 2-17. Componente "List Box" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.9 Componente Radio Button Group

Los grupos de botones son contenedores para administrar la selección exclusiva de botones de opción y botones de alternancia. Los botones de opción se presentan normalmente como un conjunto de opciones dentro de un grupo de botones. El usuario debe elegir uno del conjunto. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un botón de opción.

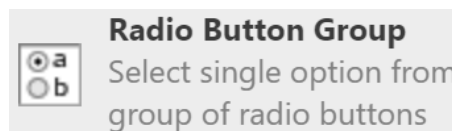


Figura 2-18. Componente "Radio Button Group" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.10 Componente Slider

Los controles deslizantes son componentes de la interfaz de usuario que permiten al usuario seleccionar un valor a lo largo de un continuo. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un control deslizante.

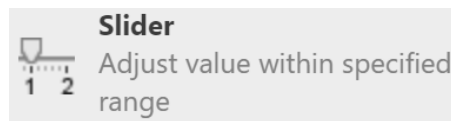


Figura 2-19. Componente "Slider" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.11 Componente Table

Los componentes de la interfaz de usuario de la tabla muestran filas y columnas de datos en una aplicación. La "uitablefunction" crea un componente de la interfaz de usuario de la tabla y establece las propiedades necesarias antes de mostrarlo. Al cambiar los valores de propiedad de un objeto tabla, puede modificar ciertos aspectos de su apariencia y comportamiento.

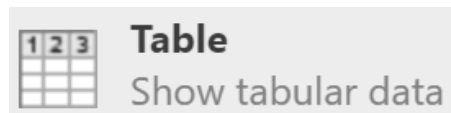


Figura 2-20. Componente "Table" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.12 Componente Text Area

Las áreas de texto son componentes de la interfaz de usuario para ingresar varias líneas de texto. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un área de texto.

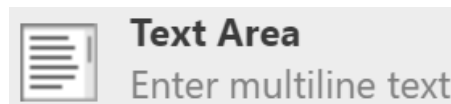


Figura 2-21. Componente "Text Area" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.13 Componente Tree

Los árboles son componentes de la interfaz de usuario para presentar listas de elementos en una jerarquía dentro de una aplicación. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un árbol. Los nodos de árbol son los elementos enumerados en una jerarquía de árbol. La "uitreenodefunction" crea un nodo de árbol y establece las propiedades necesarias antes de mostrarlo. Al cambiar los valores de las propiedades del nodo del árbol, puede modificar ciertos aspectos de su apariencia y comportamiento.

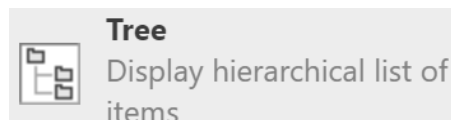


Figura 2-22. Componente "Tree" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.14 Componente Panel

Los paneles son contenedores para agrupar componentes de la interfaz de usuario. Utilice la "uipanelfunction" para crear un panel. Al cambiar los valores de propiedad de un Panelobjeto, puede modificar ciertos aspectos de su apariencia y comportamiento.

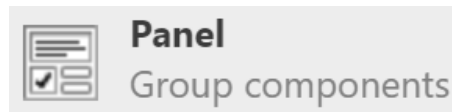


Figura 2-23. Componente "Panel" de la librería de componentes de App Designer.

2.5.15 Componente Axes

Las gráficas son componentes de la interfaz de usuario que permiten la representación visual de datos en los ejes coordenados. Las propiedades controlan la apariencia y el comportamiento de un objeto gráfico, donde al cambiar los valores de las propiedades, puede modificar ciertos aspectos de los ejes.

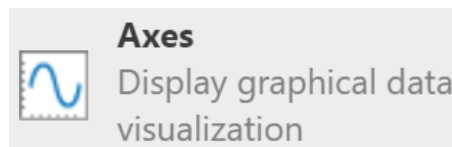


Figura 2-24. Componente "Axes" de la librería de componentes de App Designer.

2.6 Principales propiedades componentes

En este apartado presentaremos las principales propiedades de los principales componentes de la librería de componentes de App Designer. Las primeras propiedades de los subapartados 2.6.1, 2.6.2, 2.6.3 y 2.6.4 son propiedades genéricas de prácticamente cualquier componente de App Designer, salvo algunas excepciones. A partir del apartado 2.6.5 se presentan propiedades específicas de algunos componentes descritos en el apartado anterior.

2.6.1 Tipo Text

- **Text:** texto de etiqueta
- **Interpreter:** Intérprete de texto de etiqueta, especificado como:
 - 'none' - Mostrar caracteres literales. Opción por defecto
 - 'tex'- Interpretar texto usando un subconjunto de marcado TeX.
 - 'latex'- Interpretar texto usando un subconjunto de marcado LaTeX.
 - 'html'- Interpretar texto usando un subconjunto de marcado HTML.
- **HorizontalAlignment:** Alineación horizontal del texto, especificado como:
 - 'right'- El texto se alinea en el lado derecho del área especificada por la Position propiedad.
 - 'left'- El texto se alinea en el lado izquierdo del área especificada por la Position propiedad. Opción por defecto
 - 'center'- El texto se centra horizontalmente en el área especificada por la Position propiedad.

- **VerticalAlignment:** Alineación vertical del texto, especificada como:
 - 'center'- El texto se centra verticalmente en el área especificada por la Position propiedad. Opción por defecto
 - 'top'- El texto se alinea en la parte superior del área especificada por la Positionpropiedad.
 - 'bottom'- El texto se alinea en la parte inferior del área especificada por la Position propiedad.
- **Wordwrap:** Ajuste de palabras para ajustarse al ancho del componente, especificado como 'off' o 'on', o como numérico o lógico 0 (false) o 1 (true). Un valor de 'off' es equivalente a false, y 'on' es equivalente a true. Utilice esta propiedad para evitar que el texto se recorte horizontalmente cuando el ancho del componente es menor que el texto que desea mostrar:
 - 'off' - El texto no se ajusta.
 - 'on' - Divide el texto en nuevas líneas para que cada línea se ajuste al ancho del componente y evita romper palabras cuando sea posible.

2.6.2 Tipo Font

- **FontName:** Nombre de fuente, especificado como un nombre de fuente admitido por el sistema.
- **FontSize:** Nombre de fuente, especificado como un nombre de fuente admitido por el sistema.
- **FontWeight:** Peso de fuente, especificado como uno de estos valores:
 - 'normal' - Peso predeterminado según lo definido por la fuente en particular. Opción por defecto.
 - 'bold' - Contornos de caracteres más gruesos que 'normal'
- **FontAngle:** Ángulo de fuente, especificado como 'normal' (opción por defecto) o 'italic'. No todas las fuentes tienen un ángulo de fuente en cursiva. Para las fuentes que no lo hacen, la especificación 'italic' da como resultado el ángulo de fuente normal.
- **FontColor:** Color de fuente, especificado como un triplete RGB, un código de color hexadecimal o colores comunes especificados por su nombre. Opción por defecto: 'black'.
- **FontUnits (Button Group)**

2.6.3 Tipo Color

- **ForegroundColor (Button Group):** Color de fondo, especificado como un triplete RGB, un código de color hexadecimal o colores comunes especificados por su nombre. Opción por defecto: 'black'.
- **BackgroundColor:** Color de fondo, especificado como un triplete RGB, un código de color hexadecimal o colores comunes especificados por su nombre. Opción por defecto: 'none' (sin fondo).
- **StyleConfiguration (Tree):** Esta propiedad es de sólo lectura. Configuración de estilos agregados creados con la función 'uistyle', devueltos como una matriz de tabla n x 3. Cada fila de la matriz de la tabla corresponde a un estilo que se aplica actualmente al árbol. Los estilos que se agregan consecutivamente reciben un número de orden de estilo de n+1. Las columnas Target y TargetIndex especifican la parte del árbol a la que se agregó el estilo. La Stylecolumna especifica el nombre de la clase de estilo. Utilice esta propiedad si desea eliminar un estilo del árbol mediante la removeStylefunción.

2.6.4 Tipo Styling

- **BorderStyle (Panel):** Borde del panel, especificado como 'line' o 'none'. Para paneles en aplicaciones creadas con la función 'uifigure', el valor predeterminado de BorderType es 'line'.

2.6.5 Tipo Interactivity

- **Visible:** Estado de visibilidad, especificado como 'on' o 'off', numérico o lógico 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico:
 - 'on': Mostrar el objeto.
 - 'off': Ocultar el objeto sin borrarlo. Aún puede acceder a las propiedades de un componente de IU invisible.
- **Editable (Drop down; Edit field (Text); Edit field (Numeric); Text Area; Tree):** Editabilidad del campo de edición, especificado como 'on' o 'off', o como numérico o lógico 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico:
 - Si establece esta propiedad en 'on', el usuario de la aplicación puede editar el componente.
 - Si establece esta propiedad en 'off', el componente no puede ser editado.
- **Enable:** Estado operativo, especificado como 'off' o 'on', o como numérico o lógico 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico:
 - Si establece esta propiedad en 'on', el usuario de la aplicación puede interactuar con el componente.
 - Si establece esta propiedad en 'off', el componente aparece atenuado, lo que indica que el usuario de la aplicación no puede interactuar con él y que no activará una devolución de llamada.
- **Tooltip:** Información sobre herramientas, especificada como vector de caracteres, matriz de celdas de vectores de caracteres, matriz de cadenas o matriz categórica 1-D. Utilice esta propiedad para mostrar un mensaje cuando el usuario pase el puntero sobre el componente en tiempo de ejecución. La información sobre herramientas se muestra incluso cuando el componente está desactivado.
- **Context Menu:** Menú contextual, especificado como un ContextMenuobjeto creado con la uicontextmenufunction. Utilice esta propiedad para mostrar un menú contextual cuando haga clic con el botón derecho en un componente.
- **SelectedObject (Button Group):** Obtenga el valor de esta propiedad para determinar qué botón está seleccionado actualmente dentro del grupo de botones. Establezca el valor de esta propiedad para cambiar el botón seleccionado actualmente. Cuando cambia la selección usando esta propiedad, MATLAB ajusta el valor de esta propiedad para los otros botones dentro del grupo de botones en consecuencia.
- **Multiselect (List Box; Tree):** Selección de múltiples nodos, especificada como 'off' o 'on', o como numérica o lógica 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico.
 - Si el valor de esta propiedad está en 'on', permite a los usuarios seleccionar varios nodos simultáneamente.
 - Si el valor de esta propiedad está en 'off', no permite a los usuarios seleccionar varios nodos simultáneamente.

2.6.6 Tipo Identifiers

- **Type:** Esta propiedad es de sólo lectura. Tipo de objeto gráfico.
- **Tag:** Identificador de objeto, especificado como vector de caracteres o escalar de cadena. Puede especificar un Tagvalor único para que sirva como identificador de un objeto. Cuando necesite acceder al objeto en otra parte de su código, puede usar la findobjfunction para buscar el objeto según el Tagvalor.
- **UserData:** Datos de usuario, especificados como cualquier matriz MATLAB. Por ejemplo, puede especificar un escalar, vector, matriz, matriz de celdas, matriz de caracteres, tabla o estructura. Utilice esta propiedad para almacenar datos arbitrarios en un objeto.

2.6.7 Tipo Button

- **Text** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **WordWrap** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **Icon:** Fuente de icono o archivo, especificado como un vector de caracteres, un escalar de cadena o una imagen. Los formatos de imagen admitidos incluyen JPEG, PNG, GIF, SVG o matriz de imágenes truecolor m-by-n-by-3. Si el texto del botón ocupa todo el espacio especificado por la propiedad Positionvalor, MATLAB no mostrará el icono. Si no hay espacio disponible para el icono, MATLAB reduce la imagen para ajustarla, si es necesario.

2.6.8 Tipo Drop Down

- **Value:** Especificado como un elemento de las matrices Items o ItemsData. De forma predeterminada, Value es el primer elemento de la matriz Items. Especificando Value como un elemento de la matriz Items, se selecciona el elemento desplegable que coincide con ese elemento. Si ItemsData no está vacío, entonces Value debe establecerse en un elemento de ItemsData y el menú desplegable seleccionará el elemento asociado en la lista. Cuando la propiedad Editable se establece en 'on', se puede especificar adicionalmente Value como un vector de caracteres o escalar de cadena.
- **Placeholder:** Texto de marcador de posición, especificado como un vector de caracteres o un escalar de cadena. El marcador de posición proporciona una breve descripción de los elementos desplegables. El texto del marcador de posición aparece solo cuando se muestra '' en el menú desplegable. Hay dos situaciones en las que esto sucede:
 - La propiedad Value se establece en ''.
 - La propiedad Value se establece en un elemento ItemsData cuyo elemento es ''.
- **Items:** Elementos desplegables, especificados como una matriz de celdas de vectores de caracteres, matriz de cadenas o matriz categórica 1-D. Se permiten elementos duplicados. El componente desplegable muestra tantas opciones como elementos haya en la matriz Items.
- **ItemsData:** Datos asociados con cada elemento del Itemsvalor de la propiedad, especificados como una matriz numérica de 1 por n o una matriz de celdas de 1 por n. Se permiten elementos duplicados.

Por ejemplo, si establece el Itemsvalor en los nombres de los empleados, puede establecer el ItemsDatavalor en los números de identificación de los empleados correspondientes. El ItemsDatavalor no es visible para el usuario de la aplicación.

Si el número de elementos de la matriz en el ItemsDatavalor y el Itemsvalor no coinciden, ocurre una de las siguientes situaciones:

- Cuando la matriz ItemsData está vacía, todos los elementos de la matriz Items se presentan al usuario de la aplicación.
- Cuando la matriz de ItemsData tiene más elementos que la matriz Items, todos los

elementos de Items se presentan al usuario de la aplicación. MATLAB ignora los elementos adicionales de ItemsData.

- Cuando la matriz ItemsData no está vacía, pero tiene menos elementos que la matriz Items, los únicos elementos de Items presentados al usuario de la aplicación son aquellos que tienen un elemento correspondiente en ItemsData.

2.6.9 Tipo Edit Field (Text)

- **Text** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **Placeholder** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Drop Down).
- **HorizontalAlignment** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).

2.6.10 Tipo Edit Field (Numeric)

- **Value:** Valor en el campo de edición, especificado como un valor numérico. Cuando el usuario de la aplicación escribe o cambia un valor en el campo de edición, el valor es un vector de caracteres que Matlab lo convierte en un número de doble precisión. Matlab rechaza el valor si:
 - No puede convertir el vector de caracteres en un número escalar.
 - El valor es NaN, en blanco o un número complejo.
 - El valor es una expresión matemática, como $1 + 2$.
 - El valor es menor o mayor que los límites inferior o superior respectivamente.
- **Limits:** Valores de campo de edición mínimos y máximos, especificados como una matriz numérica de dos elementos. El primer valor debe ser menor que el segundo valor. Establezca los elementos de la matriz en $-\text{Inf}$ o Inf para especificar ningún mínimo o máximo, respectivamente.
 - Si cambian Limits de manera que Value sea menor que el nuevo límite inferior, Matlab establece como Value el valor más bajo dentro del nuevo rango. Por ejemplo, suponga que Limits es $[0 \ 100]$ y Value es 20. Si Limits cambia a $[50 \ 100]$, entonces Matlab establece Value en 50.
 - De manera similar, si cambian Limits de manera que Value sea mayor que el nuevo límite superior, entonces Matlab establece como Value el nuevo límite superior (asumiendo que los límites son inclusivos).
- **RoundFractionalValues:** Redondeo de valores fraccionarios ingresados por los usuarios de la aplicación, especificados como 'on' o 'off', o como numéricos o lógicos 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico.

Si la propiedad RoundFractionalValues cambia de 'off' a 'on' mediante programación, Matlab aplica estas reglas:

- Si al redondear el valor existente se obtiene un número entero que se encuentra dentro del rango límite especificado por la propiedad Limits, Matlab redondea el valor existente.
- Si al redondear el valor existente se obtiene un número entero menor que el límite inferior, Matlab redondea el valor existente.
- Si al redondear el valor existente se obtiene un número entero mayor que el límite superior, Matlab redondea a la baja el valor existente.
- Si los límites están configurados de manera que no hay ningún entero válido en el rango, Matlab establece el RoundFractionalValuesvalor de la propiedad de nuevo en 'off' y muestra un mensaje de error.

- **ValueDisplayFormat:** Formato de visualización de valor, especificado como vector de caracteres o escalar de cadena. Matlab utiliza `sprintf` para mostrar el valor utilizando el formato especificado.
- **LowerLimitInclusive:** Inclusión del límite inferior, especificado como 'on' o 'off', o como numérico o lógico 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico.
 - 'on': El valor debe ser igual o mayor que el límite inferior.
 - 'off': El valor debe ser mayor que el límite inferior.
- **UpperLimitInclusive:** Inclusión del límite superior, especificado como 'on' o 'off', o como numérico o lógico 1 (true) o 0 (false). Un valor de 'on' es equivalente a true, y 'off' es equivalente a false. Por tanto, puede utilizar el valor de esta propiedad como valor lógico.
 - 'on': El valor debe ser igual o menor que el límite superior.
 - 'off': El valor debe ser menor que el límite superior.

2.6.11 Tipo Image

- **ImageSource:** Fuente de imagen o archivo, especificado como un vector de caracteres, escalar de cadena o una matriz de imágenes de mcolor verdadero -por- n-por-3. Si especifica un nombre de archivo, puede ser un nombre de archivo de imagen en la ruta de Matlab o una ruta completa a un archivo de imagen.
- **HorizontalAlignment** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **VerticalAlignment** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **ScaleMethod:** Método de escala de la imagen, especificado como uno de los valores enumerados a continuación. Utilice este argumento de par nombre-valor para especificar cómo desea que se represente su imagen dentro del área del componente.
 - 'fit': Escala en cualquier dirección para mostrar la imagen dentro del área del componente y mantiene la relación de aspecto sin recortar.
 - 'fill': Escala en cualquier dirección para llenar el área del componente, manteniendo la relación de aspecto y recortando si es necesario.
 - 'none': Utiliza el tamaño real de la imagen y mantiene la relación de aspecto. Si el área del componente es más pequeña que la imagen, la imagen se recorta.
 - 'scaledown': Reduce la escala y mantiene la relación de aspecto sin recortar. Si la imagen original es más grande que el área del componente, la imagen se reduce y se renderiza como si ScaleMethod estuviera configurado en 'fit'. Si la imagen original es más pequeña que el área del componente, la imagen no se reduce y se renderiza como si ScaleMethod estuviera configurado en 'none'.
 - 'scaleup': Amplía y mantiene la relación de aspecto con recorte. Si la imagen original es más pequeña que el área del componente, la imagen se escala y se renderiza como si ScaleMethod estuviera configurado en 'fit'. Si la imagen original es más grande que el área del componente, la imagen no se escala y se renderiza como si ScaleMethod estuviera configurado en 'none'.
 - 'stretch': Escala en cualquier dirección para llenar el área del componente, sin mantener la relación de aspecto y sin recorte.

2.6.12 Tipo List Box

- **Value** (Vista anteriormente en propiedad de Tipo Drop Down)
- **Items** (Vista anteriormente en propiedad de Tipo Drop Down)
- **ItemsData** (Vista anteriormente en propiedad de Tipo Drop Down)

2.6.13 Tipo Radio Button Group

Button Group

Tipo Title:

- **Title:** Título, especificado como vector de caracteres, escalar de cadena o matriz categórica. Si especifica esta propiedad como una matriz categórica, Matlab muestra sólo el primer elemento de la matriz. Matlab no interpreta un carácter de barra vertical (|) como un salto de línea, se muestra como una barra vertical en el título. Si desea especificar un carácter Unicode, pase el código decimal Unicode a la función 'char'. Por ejemplo, ['Multiplos de ' char(960)] se muestra como Multiplos de π .
- **TitlePosition:** Localización del título, tal como se especifica 'lefttop', 'centertop' o 'righttop'.

Radio Button

Tipo Button:

- **Value:** Estado del botón de opción, especificado como 1(verdadero) o 0(falso). Dentro de un grupo de botones, solo se puede seleccionar un botón a la vez. El estado del primer botón de opción agregado a un grupo de botones es 1, de forma predeterminada. Los botones posteriores agregados al mismo grupo de botones tienen un estado predeterminado de 0.

Cuando la propiedad Value de un RadioButton cambia a 1, el Value de la propiedad delRadioButton seleccionado previamente cambia a 0. Además, se actualiza el SelectedObjectvalor de la propiedad del padre ButtonGroup.

- **Text** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Texto).
- **WordWrap** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Texto).

2.6.14 Tipo Slider

- **Value:** Valor del control deslizante, especificado como un valor numérico. El valor numérico debe estar dentro del rango especificado por la propiedad Limits.
- **Limits:** Valores mínimos y máximos del control deslizante, especificados como una matriz numérica de dos elementos. El primer valor debe ser menor que el segundo valor. Si cambia Limits de tal manera que la propiedad Value es menor que el nuevo límite inferior, Matlab establece como Value el nuevo límite inferior. Por ejemplo, si que la propiedad Limits es [0 100] y Value es 20. Si Limits cambia a [50 100], Matlab establece como Value 50. De manera similar, si cambia la propiedad Limits de manera que la propiedad Value sea mayor que el nuevo límite superior, Matlab establece la propiedadValue en el nuevo límite superior.
- **Orientation:** Orientación del control deslizante, especificada como 'horizontal' o 'vertical'.

Tipo Ticks:

- **MajorTicks:** Ubicaciones de marcas de graduación principales, especificadas como un vector de valores numéricos o un vector vacío. Si no desea mostrar marcas de graduación importantes, especifique esta propiedad como un vector vacío. Las ubicaciones de las marcas que están fuera del rango de la propiedad Limits no se muestran. Matlab elimina los valores de tick duplicados. Sin embargo, si un tick mayor cae en el mismo valor que un tick menor, solo se muestra el tick principal. Establecer la propiedad MajorTicks establece la propiedad MajorTicksMode en 'manual'.

- **MajorTicksMode:** Modo de creación de ticks principales, especificado como uno de los siguientes:
 - 'auto': Matlab determina la ubicación de los ticks principales.
 - 'manual': Especifica los valores de la matriz MajorTicks.
- **MajorTicksLabels:** Etiquetas de marca de verificación principales, especificadas como una matriz de celdas de vectores de caracteres, matriz de cadenas o matriz categórica 1-D. Si no desea mostrar etiquetas de marca, especifique esta propiedad como una matriz de celda vacía.
- **MajorTicksLabelsMode:** Modo de etiquetas de marca principal, especificado como uno de los siguientes:
 - 'auto': Matlab especifica las principales etiquetas de marca.
 - 'manual': Especifica las principales etiquetas de tick usando la propiedad MajorTickLabels.
- **MinorTicks:** Ubicaciones de marcas de graduación menores, especificadas como un vector de valores numéricos o un vector vacío. Si no desea mostrar marcas de graduación menores, especifique esta propiedad como un vector vacío. Las ubicaciones de las marcas que están fuera del rango de la propiedad Limits no se muestran. Matlab elimina los valores de tick duplicados. Sin embargo, si un tick menor cae en el mismo valor que un tick principal, solo se muestra el tick principal. Establecer la propiedad MinorTicks establece la propiedad MinorTicksMode en 'manual'.
- **MinorTicksMode:** Modo de creación de ticks menores, especificado como 'auto' o 'manual', especificado como:
 - 'auto': Matlab determina la ubicación de los ticks menores.
 - 'manual': Especifica los valores de la matriz MinorTicks.

2.6.15 Tipo Table

- **Data:** Datos de tabla, especificados como uno de los siguientes tipos de matriz:
 - Matriz de tabla (solo para aplicaciones basadas en 'uifigure'); Muestra cualquier combinación de tipos de datos que las matrices de tabla soporta, como 'datetime', 'duration', y 'categorical'.
 - Matriz numérica: muestra valores numéricos como 'double' o 'single'.
 - Matriz lógica: muestra casillas de verificación. true los valores corresponden a las casillas seleccionadas, mientras que los false valores muestran casillas sin marcar.
 - Matriz de celdas: muestra cualquier combinación de valores numéricos, lógicos o de matriz de caracteres.
 - Matriz de cadenas: muestra caracteres y texto.
 - Matriz de celdas de vectores de caracteres: muestra caracteres y texto.

Para evitar advertencias o valores 'NaN' que se muestran cuando los usuarios ingresan datos no válidos en una celda editable, escriba una función CellEditCallback para convertir los datos al tipo apropiado. Cuando un usuario edita una celda, la propiedad Data se actualiza.
- **ColumnName:** Nombres de columna, especificados como uno de estos valores:
 - 'numbered': Los títulos de las columnas son números secuenciales que comienzan en 1.
 - Matriz de celdas de vectores de caracteres, matriz de cadenas o matriz categórica: cada elemento de la matriz se convierte en el nombre de una columna. Si especifica una matriz de celdas, almacena y devuelve el valor como una matriz de celda nx1. Si especifica una matriz mx n, Matlab transforma la matriz en un vector de columna. Especifique un nombre de columna de varias líneas incluyendo una barra vertical (|) en el nombre de la columna.
 - Matriz de celda vacía ({}): la tabla no tiene encabezados de columna.
 - Matriz vacía ([]): la tabla no tiene encabezados de columna.

- **ColumnWidth:** Ancho de las columnas de la tabla, especificado como 'auto' o como una matriz 1xn celdas de vectores de caracteres, cadenas y valores numéricos. En las aplicaciones basadas en uifigure, también puede especificar el ancho de la columna como '1x' o 'fit'.
- **ColumnEditable:** Posibilidad de editar celdas de columna, especificadas como:
 - Una matriz lógica vacía ([]): ninguna columna es editable.
 - Una matriz lógica de 1xn: esta matriz especifica qué columnas son editables. El valor de 'n' es igual al número de columnas de la tabla. Cada valor de la matriz corresponde a una columna de la tabla. Un valor de true en la matriz hace que las celdas de esa columna sean editables. Un valor de false hace que las celdas de esa columna no se puedan editar. Si la matriz tiene más valores que el número de columnas, Matlab ignora los valores en exceso. Si la matriz tiene menos valores que el número de columnas, las columnas sin valor especificado no son editables.
 - Un escalar lógico: toda la tabla se puede editar o no se puede editar.
- **ColumnFormat:** Formato de visualización de celda, especificado como una matriz de celda vacía o una matriz de vectores de caracteres de 1xn. Los elementos de la matriz de celdas deben ser 'char', 'logical', 'numeric', una matriz de vectores de caracteres 1xn (Ejemplo: {'uno', 'dos', 'tres'}) o un nombre de formato aceptado por la función 'format' (Ejemplo: 'short', 'long')
- **RowName:** Análogo a la propiedad ColumnName pero para los nombres de las filas

2.6.16 Tipo Text Area

Tipo Text:

- **Value:** Valor, especificado como vector de caracteres, matriz de celdas de vectores de caracteres, matriz de cadenas o matriz categórica 1-D.
- **Placeholder** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Drop Down).
- **HorizontalAlignment** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).
- **WordWrap** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Text).

2.6.17 Tipo Tree

Tree Properties:

Tipo Nodes:

- **SelectedNodes:** Nodos seleccionados, especificados como un objeto TreeNode o una matriz de objetos TreeNode. Utilice esta propiedad para obtener o establecer los nodos seleccionados en un árbol.
Para permitir que los usuarios seleccionen varios nodos, establezca la Multiselectpropiedad en 'on'. Matlab siempre devuelve SelectedNodes como un vector de columna cuando el árbol tiene múltiples nodos seleccionados.

TreeNode Properties:

Tipo Nodes:

- **Text:** Texto de nodo, especificado como vector de caracteres o escalar de cadena.
- **NodeData:** Datos de nodo, especificados como una matriz de cualquier tipo. Especifique NodeData para compartir datos relevantes para el nodo dentro del código de su aplicación.
- **Icon** (Vista anteriormente en la propiedad de tipo Button)

2.6.18 Tipo Panel

Tipo Title:

- **Title** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Button Group de Radio Button Group).
- **TitlePosition** (Vista anteriormente en propiedad de tipo Button Group de Radio Button Group).

2.6.19 Tipo Axes

Existen multitud de propiedades de tipo Axes para configurar una representación visual de datos en los ejes coordenados. Se van a mencionar las propiedades más importantes de este componente de App Designer sin entrar en detalle en cada una de las propiedades.

Font

- **FontName**: Nombre de fuente.
- **FontSize**: Tamaño de fuente.
- **FontSizeMode**: Modo de selección de tamaño de fuente.
- **FontWeight**: Espesor de caracteres.
- **FontAngle**: Inclinación de caracteres.
- **LabelFontSizeMultiplier**: Factor de escala para el tamaño de fuente de etiqueta.
- **TitleFontSizeMultiplier**: Factor de escala para el tamaño de fuente de título.
- **TitleFontWeight**: Espesor de caracteres del título.
- **SubtitleFontWeight**: Espesor de los caracteres del subtítulo.
- **FontUnits**: Unidades de tamaño de fuente
- **FontSmoothing**: Suavizado de fuente

Ticks

- **XTick, YTick, ZTick**: Valores de marcado de graduación de los ejes x, y, z.
- **XTickMode, YTickMode, ZTickMode**: Modo de selección de valores de marcado de los ejes x, y, z.
- **XTickLabel, YTickLabel, ZTickLabel**: Etiquetas de marcado de los ejes x, y, z.
- **XTickLabelMode, YTickLabelMode, ZTickLabelMode**: Modo de selección etiquetas de marcado de los ejes x, y, z.
- **TickLabelInterpreter**: Intérprete de etiquetas de marcado de los ejes x, y, z.
- **XTickLabelRotation, YTickLabelRotation, ZTickLabelRotation**: Rotación de las etiquetas de marcado de los ejes x, y, z.
- **XMinorTick, YMinorTick, ZMinorTick**: Valores de marcado de graduación menor de los ejes x, y, z.
- **TickDir**: Dirección de la marca de graduación.
- **TickDirMode**: Modo de selección de dirección de la marca de graduación.
- **TickLength**: Longitud de la marca de graduación.

Rulers

- **XLim, YLim, ZLim:** Límites de los ejes mínimos y máximos.
- **XLimMode, YLimMode, ZLimMode:** Modo de selección de los límites de los ejes.
- **XLimitMethod, YLimitMethod, ZLimitMethod:** Método de selección de los límites de los ejes.
- **XAxis, YAxis, ZAxis:** Ejes x, y, z.
- **XAxisLocation, YAxisLocation:** Localización de los ejes x, y.
- **XColor, YColor, ZColor:** Color de los ejes x, y, z.
- **XColorMode, YColorMode, ZColorMode:** Modo de selección de los colores x, y, z.
- **XDir, YDir, ZDir:** Dirección de los ejes x, y, z.
- **XScale, YScale, ZScale:** Escala de los ejes x, y, z.

Grids

- **XGrid, YGrid, ZGrid:** Líneas de cuadrícula de los ejes x, y, z.
- **Layer:** Colocación de líneas de cuadrícula y marcas de graduación.
- **GridLineStyle:** Estilo de línea para líneas de cuadrícula.
- **GridColor:** Color de las líneas de la cuadrícula.
- **GridColorMode:** Propiedad para configurar el color de la cuadrícula.
- **GridAlpha:** Transparencia de la cuadrícula.
- **GridAlphaMode:** Modo de selección para GridAlpha.
- **XMinorGrid, YMinorGrid, ZMinorGrid:** Líneas de cuadrícula menor de los ejes x, y, z.
- **MinorGridLineStyle:** Estilo de línea para líneas de cuadrícula menores.
- **MinorGridColor:** Color de las líneas de cuadrícula menores.
- **MinorGridColorMode:** Propiedad para configurar el color de la cuadrícula menor.
- **MinorGridAlpha:** Transparencia de línea de cuadrícula menor.
- **MinorGridAlphaMode:** Modo de selección para MinorGridAlpha.

Labels

- **Title:** Título.
- **Subtitle:** Subtítulo.
- **TitleHorizontalAlignment:** Alineación horizontal de títulos y subtítulos.
- **XLabel, YLabel, ZLabel:** Etiquetas de los ejes x, y, z.
- **Legend:** Leyenda.

Box Styling

- **Color:** Color del área de la parcela
- **BackgroundColor:** Color del margen del área de la parcela.
- **LineWidth:** Ancho de línea.

Views

- **View:** Azimut y elevación de la vista.
- **Projection:** Tipo de proyección en pantalla 2-D.
- **CameraPosition:** Ubicación de la cámara.

Interactivity

- **Toolbar:** Barra de herramientas de exploración de datos.
- **Interactions:** Gama de interacciones.
- **Visible:** Estado de visibilidad.
- **CurrentPoint:** Ubicación del puntero.
- **ContextMenu:** Menú contextual.
- **Selected:** Estado de selección.
- **SelectionHighlight:** Visualización de controles de selección.

A parte de las propiedades expuestas para un componente Axes de App Designer, existen muchas más propiedades que pueden consultarse en las propiedades de los componentes en la web de Mathworks.

2.7 Propiedades de una aplicación App Designer.

En este apartado se presentan las propiedades de una aplicación App Designer. El uso de propiedades es la mejor manera de compartir datos dentro de una aplicación porque las propiedades son accesibles para todas las funciones y devoluciones de llamada en una aplicación. Todos los componentes de la interfaz de usuario son propiedades, por lo que puede usar esta sintaxis para acceder y actualizar los componentes de la interfaz de usuario dentro de sus devoluciones de llamada:

app.Component.Property

Estos comandos permiten obtener y establecer el la propiedad *Value* de un componente:

- Obtención de la propiedad Value de un componente y asignación de una variable *x*:

x = app.Component.Value;

- Establecimiento de la propiedad Value de un componente

app.Component.Value = x;

2.8 Principales funciones y callbacks de una interfaz de usuario y de sus componentes

En este apartado se presentan las principales funciones y callbacks de aplicación App Designer y de los principales componentes que componen dicha interfaz gráfica de usuario.

2.8.1 Callback CreateFcn

Función de creación de objetos. Todos los componentes pueden emplear el callback CreateFcn.

2.8.2 Callback DeleteFcn

Función de eliminación de objetos. Todos los componentes pueden emplear el callback DeleteFcn.

2.8.3 Callback ButtonPushedFcn

Botón de devolución de llamada. Esta devolución de llamada se ejecuta cuando el usuario hace clic en el botón de la aplicación.

Componentes que pueden emplear el callback ButtonPushedFcn:

- Button

2.8.4 Callback ValueChangedFcn

Devolución de llamada de valor cambiado. Esta devolución de llamada se ejecuta cuando el usuario modifica el valor del componente.

Componentes que pueden emplear el callback ValueChangedFcn:

- Check Box
- Drop Down
- Edit Field (Text)
- Edit Field (Numeric)
- List Box
- Slider
- Text Area

2.8.5 Callback ValueChangingFcn

Devolución de llamada de cambio de valor. Esta devolución de llamada se ejecuta de la siguiente manera:

- A medida que el usuario escribe en el campo de edición, la devolución de llamada se ejecuta repetidamente.
- Cuando el usuario presiona Enter, se ejecuta la devolución de llamada.

Componentes que pueden emplear el callback ValueChangingFcn:

- Edit Field (Text)
- Slider
- Text Area

2.8.6 Callback DropDownOpeningFcn

Función de devolución de llamada de apertura del menú desplegable. Esta propiedad especifica una función de devolución de llamada que se ejecutará cuando el usuario haga clic para abrir el menú desplegable. Un posible uso de esta devolución de llamada es actualizar dinámicamente la lista de entradas en el menú desplegable.

Componentes que pueden emplear el callback DropDownOpeningFcn:

- Drop Down

2.8.7 Callback ImageClickedFcn

Devolución de llamada en la imagen. Esta devolución de llamada se ejecuta cuando el usuario hace clic en la imagen en la aplicación.

Componentes que pueden emplear el callback ImageClickedFcn:

- Image

2.8.8 Callback SelectionChangedFcn

Botón pulsado devolución de llamada. Esta devolución de llamada se ejecuta cuando el usuario hace clic en el botón de la aplicación.

Componentes que pueden emplear el callback SelectionChangedFcn:

- Button group
- Tree

2.8.9 Callback CellEditCallback

Función de devolución de llamada de edición de celda. Utilice esta función de devolución de llamada para realizar cálculos o validar la entrada cuando el usuario de la aplicación cambia el contenido de una celda de la tabla.

Componentes que pueden emplear el callback CellEditCallback:

- Table

2.8.10 Callback ButtonDownFcn

Función de devolución de llamada al presionar un botón. La ButtonDownFcn devolución de llamada es una función que se ejecuta cuando el usuario hace clic en un botón del ratón en el componente de la interfaz de usuario. La devolución de llamada se ejecuta en las siguientes situaciones:

- El usuario hace clic con el botón derecho en la tabla y la propiedad Enable se establece en 'on'.
- El usuario hace clic con el botón derecho o izquierdo en la tabla y la propiedad Enable se establece en 'off' o 'inactivo'.

Componentes que pueden emplear el callback ButtonDownFcn:

- Button group
- Table
- Panel

2.8.11 Callback KeyPressFcn

Función de devolución de llamada de pulsación de tecla. Esta función de devolución de llamada se ejecuta cuando el Tableobjeto tiene el foco y el usuario presiona una tecla. Si no define una función para esta propiedad, Matlab pasa las pulsaciones de teclas a la figura principal.

Componentes que pueden emplear el callback ButtonDownFcn:

- Button group
- Table
- Panel

2.8.12 Callback KeyReleaseFcn

Función de devolución de llamada de liberación de clave. Esta función de devolución de llamada se ejecuta cuando el Tableobjeto tiene el foco y el usuario suelta una tecla.

Componentes que pueden emplear el callback KeyReleaseFcn:

- Table

2.8.13 Callback NodeExpandedFcn

Devolución de llamada expandida de nodo. Utilice esta función de devolución de llamada para ejecutar comandos cuando el usuario expanda un nodo en el árbol.

Componentes que pueden emplear el callback NodeExpandedFcn:

- Tree

2.8.14 Callback NodeCollapsedFcn

Devolución de llamada contraída de nodo. Utilice esta función de devolución de llamada para ejecutar comandos cuando el usuario colapsa un nodo en el árbol.

Componentes que pueden emplear el callback NodeCollapsedFcn:

- Tree

2.8.15 Callback NodeTextChangeFcn

El texto del nodo cambió la devolución de llamada. Utilice esta función de devolución de llamada para ejecutar comandos cuando el usuario cambie el texto de un nodo en el árbol.

Componentes que pueden emplear el callback NodeTextChangeFcn:

- Tree

2.8.16 Callback SizeChangeFcn

Devolución de llamada de cambio de tamaño. Defina esta devolución de llamada para personalizar el diseño de la aplicación cuando cambie el tamaño de este contenedor (por ejemplo, cuando el usuario cambie el tamaño de la ventana).

Componentes que pueden emplear el callback SizeChangeFcn:

- Button group
- Panel

2.9 Creación de una aplicación en App Designer. Callbacks de una aplicación.

Para la creación de una aplicación basada en directorios, es decir, en el uso de directorios para cargar y guardar interfaces gráficas, datos y resultados, como lo son estas dos aplicaciones que se desarrollan en este proyecto, es necesario estructurar los interfaces gráficas, datos y resultados en carpetas.

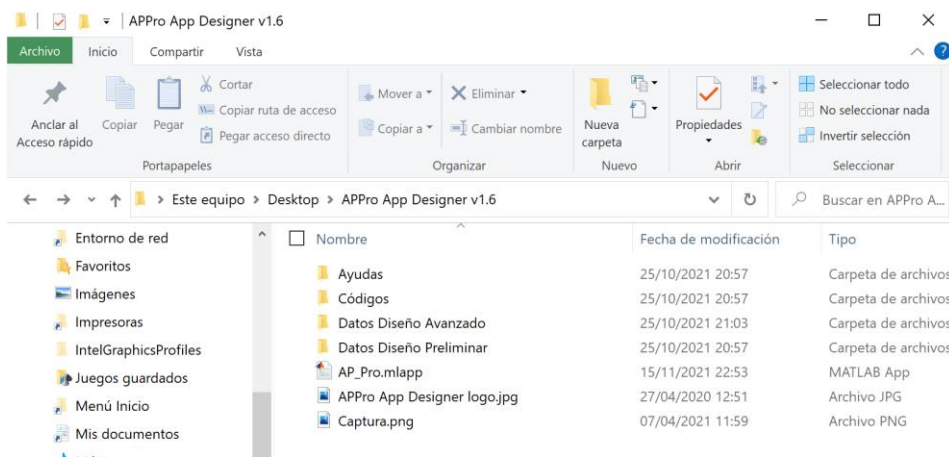


Figura 2-25. Estructura de una aplicación en App Designer en carpetas.

Una posible estructura de una aplicación podría ser como la que se muestra en la figura 2-24 en la que se organizan los códigos, datos, archivos de ayuda complementarios, el logo de la aplicación y el archivo principal de la aplicación.

Por ello, es necesario definir el directorio de la ventana principal de la aplicación:

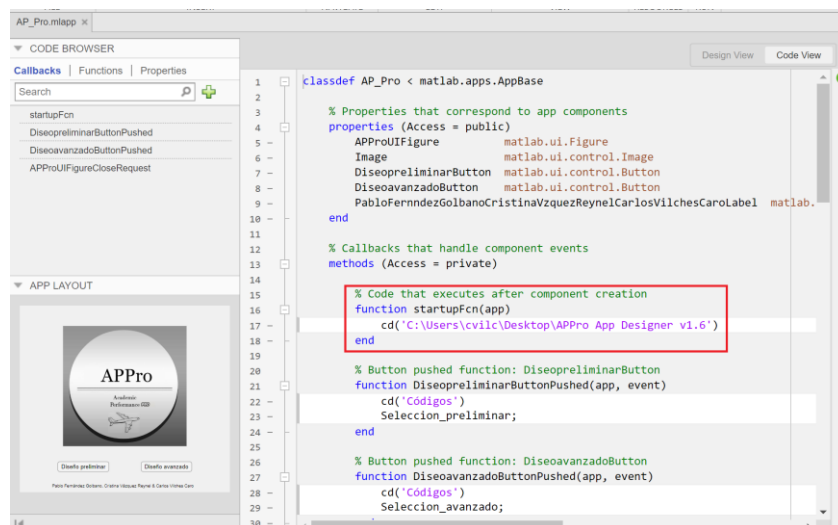


Figura 2-26. Definición del directorio principal en App Designer.

A raíz de esta aplicación, se accede al resto de interfaces gráficas. Para navegar hacia las siguientes ventanas de aplicación e interactuar con los elementos de cada aplicación es necesario acceder a directorios subiendo o bajando de nivel con los siguientes comandos:

- Para subir un nivel del directorio, se emplea el commando “cd”: `cd('..')`.
- Para bajar un nivel del directorio, se emplea el commando “cd” con el nombre de la carpeta a la que se quiere acceder: `cd('Carpeta')`.

Respecto a los funciones y callbacks principales de una aplicación:

- **startupFcn:** Función que se ejecuta al iniciar la aplicación. Esta función sirve principalmente para cargar el directorio, cargar datos e inicializar la aplicación.
- **NombreAplicacion_UIFigureCloseRequest:** Función que se ejecuta al cerrar la aplicación. Puede emplearse para cambiar el directorio actual, guardar datos y finalizar la aplicación.

2.10 Ventajas frente a App Designer

A diferencia del entorno Guide, la interfaz gráfica de usuario generada en App Designer está contenida en un único archivo que aúna ambas partes, tanto el diseño gráfico de la interfaz como la programación del código de la interfaz, de extensión “.mlapp”.

Además de las ventajas y mejoras de App designer frente a Guide que se verá más adelante, desde la propia documentación de Matlab se recomienda utilizar App designer en lugar de Guide para la creación de nuevas aplicaciones y la migración de las aplicaciones de Guide a App designer, que está llamado a reemplazar al entorno Guide.

Las ventajas más destacadas que ofrece App Designer frente a Guide son:

- Mayor número de componentes en su librería y componentes con .
- Interfaz más moderna e intuitiva.
- Posibilidad de crear aplicaciones web y aplicaciones de archivos ejecutables “.exe”.
- Un único fichero de extensión “.mlapp” frente a dos ficheros de extensiones “.gui” y “.m”
- Lenguaje más sencillo e intuitivo en la manipulación de códigos.
- Secciones de código no editables.

3 ACADEMIC STRUCTURES PRO APP

En este capítulo se describe la herramienta académica Academic Structures Pro App desarrollada por el presente, Carlos Vilches Caro, en el entorno de desarrollo App Designer de Matlab y que surge de la evolución de las anteriores versiones Academic Structures Pro y Academic Structures en Guide, desarrolladas respectivamente por el presente, Carlos Vilches Caro, y Ricardo Sánchez Pastor.

En las secciones de este capítulo se describirá el estado previo de la herramienta, la estructura general de la aplicación y la descripción de las funcionalidades de cada uno de los módulos que la componen. Cabe recalcar que en esta herramienta a pesar de que los códigos son los mismos, se han tenido que reescribir todos los códigos y estructurar las interfaces gráficas de todos los módulos y ventanas con sus respectivos componentes.

En el Anexo A se recogen las ecuaciones necesarias para la estimación de pesos implementadas en cada uno de los módulos del programa Academic Structures Pro App además de las tablas necesarias para la obtención de parámetros de dichas ecuaciones. En el Anexo C se recopilan el log de cambios del continuo debugging que se ha estado haciendo sobre la aplicación y la corrección de errores de la misma desde su creación dando lugar a nuevas versiones de la aplicación.

3.1 Estructura Academic Structures Pro App

En la figura 3-1 se puede ver un diagrama de flujo de la estructura interna de la herramienta. La herramienta software Academic Structures Pro App se divide en seis bloques principales:

- Módulo Fracciones de peso, representado en la figura 3-1 en color rojo. En este módulo, a partir de las hipótesis del peso inicial, las fracciones de peso de los segmentos que compone la misión, datos de pesos y unos parámetros, permite realizar una primera estimación del peso inicial, peso en vacío y peso de combustible de la aeronave.
- Módulo Momentos de inercia, representado en la figura 3-1 en color verde. En este módulo, a partir de la longitud, envergadura, peso máximo al despegue y unos parámetros, se obtienen los momentos de inercia en los tres ejes, x , y , z .
- Módulo Factores lineales, representado en la figura 3-1 en color turquesa. En este módulo, a partir de la configuraciones del avión y de las superficies aerodinámicas, las dimensiones y pesos de la aeronave y unos parámetros denominados factores lineales, se obtienen el peso máximo al despegue, la superficie alar y el peso de los grupos estructurales de la aeronave.
- Módulo Cálculo de centro de gravedad, representado en la figura 3-1 en color amarillo. En este módulo, a partir de los límites de centro de gravedad, posiciones de los centros de gravedad de cada elemento de la aeronave (estructurales o de sistemas) y los resultados de los pesos obtenidos, por el método de factores lineales o por el método completo.
- Módulo Método completo, representado en la figura 3-1 en color azul naranja. En este módulo, a partir de datos generales, de superficies aerodinámicas, de fuselaje y tren de aterrizaje, de motores, de sistemas, y de materiales y refuerzos, permiten la obtención del peso máximo al despegue, de la carga alar o la superficie alar según la hipótesis empleada, y el peso de los grupos estructurales de la aeronave
- Módulo Cargas estructurales, representado en la figura 3-1 en color azul oscuro. A su vez, este módulo está compuesto por 4 submódulos, Cargas aerodinámicas, representado en la figura 3-1 en color gris, que permite obtener los esfuerzos cortantes, flector y torsor en el ala; Diseño del tren de aterrizaje, representado en la figura 3-1 en color rosa, que permite obtener el ángulo de clearance, ángulo de tipback, cargas del tren de aterrizaje, aceleración angular de cabeceo, diámetro y número de neumáticos necesarios y ángulo de overturn; Esfuerzos del tren de aterrizaje, representado en la figura 3-1 en color negro, que permite obtener el axil, cortante y flector del tren principal y el tren de morro en diferentes configuraciones de interés; y por último, Diagrama V-n, representado en la figura 3-1 en color morado, que permite obtener el diagrama V-n y el diagrama V-n con ráfagas.

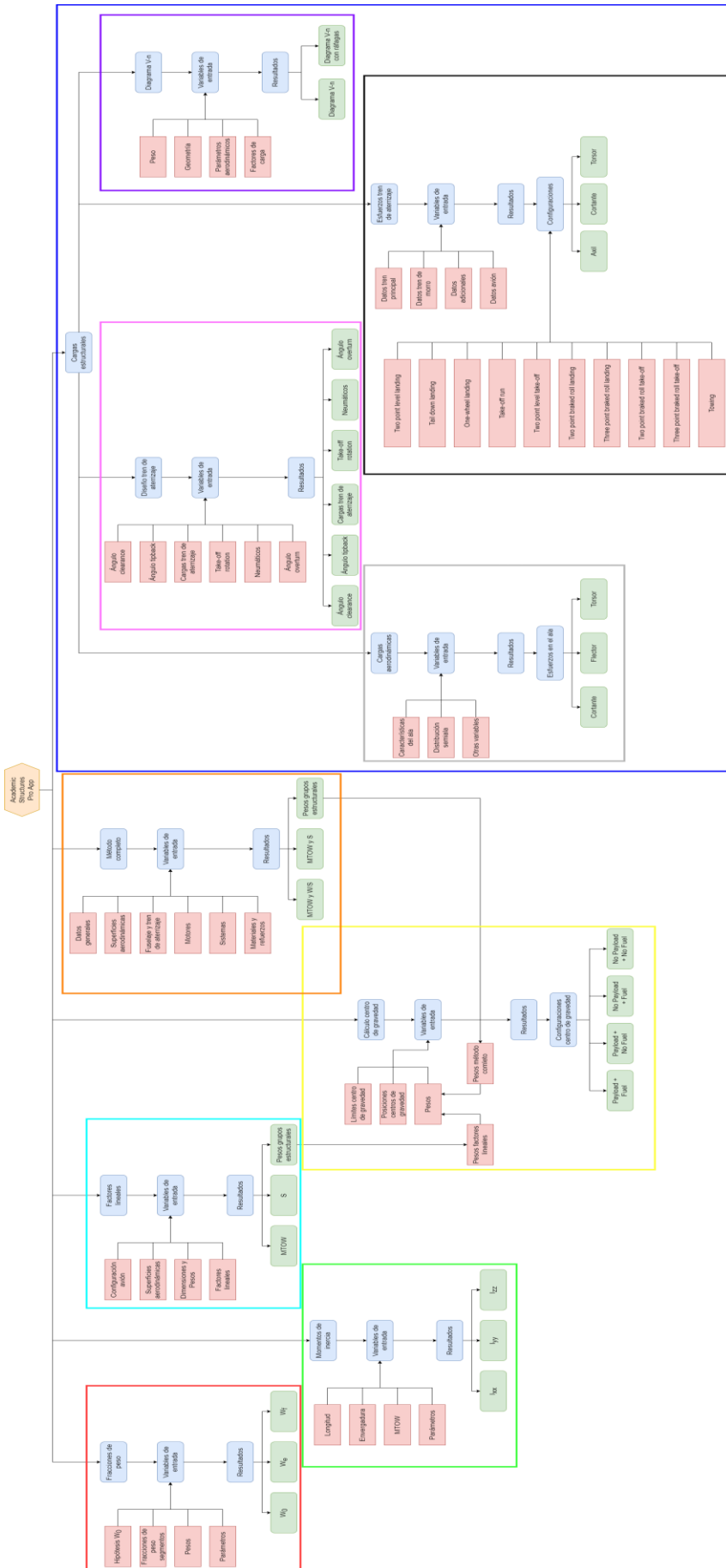


Figura 3-1. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App.

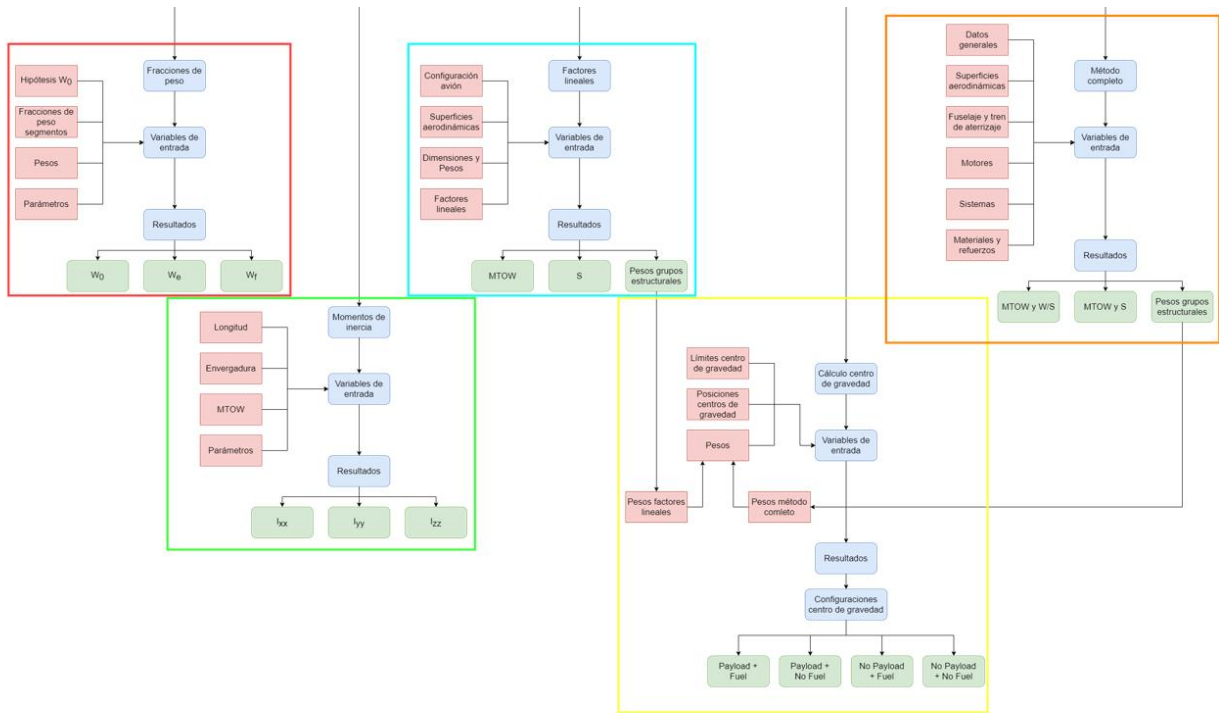


Figura 3-2. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App (Zoom parte I).

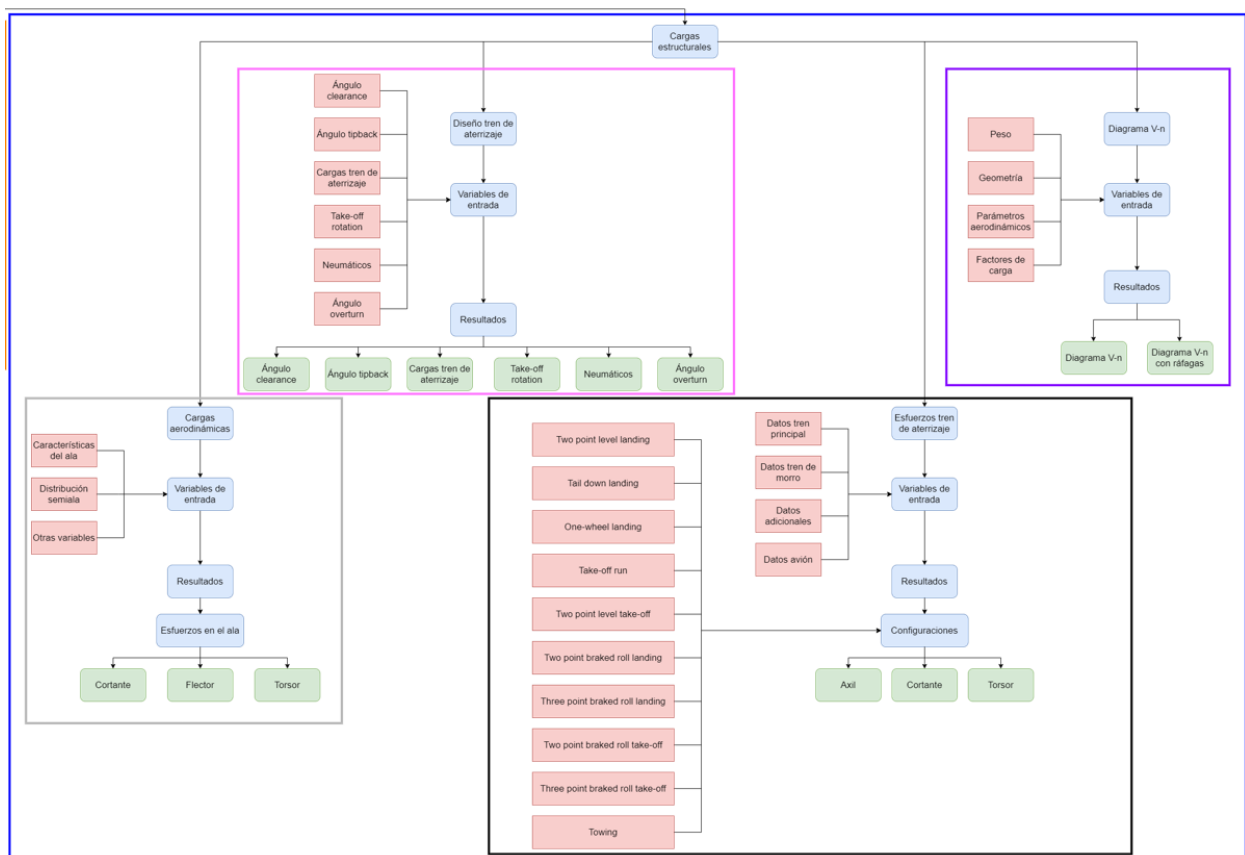


Figura 3-3. Diagrama de flujo de Academic Structures Pro App (Zoom parte II).

3.2 Módulo Fracciones de peso

El método de fracciones de pesos, que se engloba dentro del dimensionado inicial del avión, consiste en una estimación inicial del peso de despegue W_0 , peso de combustible W_f y peso en vacío W_e (ya que el peso de la carga de pago W_p y el peso de la tripulación W_{crew} vienen dados como requisitos de la misión) para conocer sus órdenes de magnitud y está basado en el empleo de datos estadísticos.

El proceso del método de fracciones de peso está basado en la siguiente iteración interna a carga alar constante:

- 1) Se introducen valores estimados del peso inicial W_0 y carga alar W/S .
- 2) Se calculan tanto la fracción de peso en vacío W_e/W_0 como la fracción de peso de combustible W_f/W_0 como se detalla a continuación.

La fracción de peso en vacío puede obtenerse a partir de la siguiente expresión:

$$W_e/W_0 = A W_0^C K_{vs} \quad (3.1)$$

Tabla 3-1. Coeficientes expresión fracción de peso en vacío (unidades en S.I).

Tipo avión	A	C
Planeador	0.83	-0.05
Planeador motorizado	0.88	-0.05
Avión fabricado por aficionados (metal/madera)	1.11	-0.09
Avión fabricado por aficionados (materiales compuestos)	1.07	-0.09
Aviación general (único motor)	2.05	-0.18
Aviación general (dos motores)	1.4	-0.10
Avión agrícola	0.72	-0.03
Turbohélice (dos motores)	0.92	-0.05
Hidroavión	1.05	-0.05
Avión de entrenamiento	1.47	-0.10
Avión de combate	2.11	-0.13
Carguero/Bombardero militar	0.88	-0.07
Avión de transporte de pasajeros	0.97	-0.06
Vehículo de combate aéreo no tripulado	1.53	-0.16
Vehículo aéreo no tripulado (elevada altitud)	2.48	-0.18
Vehículo aéreo no tripulado (pequeño)	0.86	-0.06
K_{vs} : constante de barrido variable $K_{vs} = 1.04$ (barrido variable) $K_{vs} = 1.04$ (barrido constante)		

Por otro lado, la fracción de combustible, teniendo en cuenta un 6% de combustible de reserva, puede obtenerse como:

$$W_f/W_0 = 1.06(1 - W_x/W_0) \quad (3.2)$$

Donde el término W_x/W_0 hace referencia a la fracción de peso tras finalizar la misión y puede expresarse como el producto de cada uno de los segmentos de vuelo. Para una misión de n segmentos de vuelo:

$$\frac{W_x}{W_0} = \prod_{i=1}^{i=n} \frac{W_i}{W_{i-1}} \quad (3.3)$$

Siendo W_{i-1} y W_i el peso inicial y final del segmento de vuelo "i"

Generalmente, un perfil de misión típico de aviones de transporte comercial está compuesto por:

- Segmento de calentamiento y despegue: W_1/W_0

La fracción de peso correspondiente al segmento de vuelo de calentamiento y despegue se toma según datos estadísticos históricos.

$$W_1/W_0 = 0.97 - 0.99 \quad (3.4)$$

- Segmento de subida y aceleración: W_2/W_1

La fracción de peso correspondiente al segmento de vuelo de calentamiento y despegue se toma según las siguientes expresiones para régimen subsónico y régimen supersónico respectivamente (considerándose que se parte de una velocidad inicial de $M = 0.1$).

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 1.0065 - 0.0325 M \quad \text{Régimen subsónico} \quad (3.5)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.991 - 0.07 M - 0.01 M^2 \quad \text{Régimen supersónico} \quad (3.6)$$

Si la aceleración fuese desde una velocidad diferente a $M = 0.1$, se divide la fracción de peso correspondiente a la velocidad final (calculada mediante las ecuaciones anteriores) entre la fracción de peso correspondiente a la velocidad inicial (calculada mediante las ecuaciones anteriores).

- Segmento de crucero: W_3/W_2

La fracción de peso correspondiente al segmento de vuelo de crucero se aproxima según la ecuación de Breguet.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\left(-\frac{R \cdot C}{V \cdot (L/D)}\right)} \quad \text{Jet} \quad (3.7)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\left(-\frac{R \cdot C_{bhp}}{550 \eta_P \cdot (L/D)}\right)} \quad \text{Hélice} \quad (3.8)$$

- Segmento de descenso: W_4/W_3

La fracción de peso correspondiente al segmento de descenso se toma según datos estadísticos históricos.

$$W_i/W_{i-1} = 0.990 - 0.995 \quad (3.9)$$

- Segmento de aterrizaje y taxi de regreso: W_5/W_4

La fracción de peso correspondiente al segmento de vuelo de aterrizaje y taxi de regreso se toma según datos estadísticos históricos.

$$W_i/W_{i-1} = 0.992 - 0.997 \quad (3.10)$$

Además, en algunas misiones se pueden incluir (aunque menos frecuentes) los siguientes segmentos de vuelo:

- Segmento de combate

La fracción de peso correspondiente al segmento de combate se toma según la siguiente expresión siendo d el tiempo de combate.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 1 - C \cdot \left(\frac{T}{W}\right) \cdot d \quad (3.11)$$

Si el tiempo de combate está definido por una serie de giros x a velocidad V :

$$d = \frac{2\pi x}{\dot{\psi}} = \frac{2\pi x}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (3.12)$$

Siendo

$$n = \frac{T L}{W D}; \quad n \leq n_{max} = \frac{q C_{L_{max}}}{\frac{W}{S}}; \quad L/D = \frac{1}{q \frac{C_{D_0}}{W} + n \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi A e}} \quad (3.13)$$

- Segmento de espera

La fracción de peso correspondiente al segmento de vuelo de espera se aproxima según la ecuación de Breguet.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\left(-\frac{E \cdot C}{(L/D)}\right)} \quad \text{Jet} \quad (3.14)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\left(-\frac{E \cdot V \cdot C_{bhp}}{550 \eta_P \cdot (L/D)}\right)} \quad \text{Hélice} \quad (3.15)$$

3) Conocidos el peso de la carga de pago $W_{payload}$, el peso de la tripulación W_{crew} y sabiendo que el peso al despegue W_0 puede expresarse como:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_f + W_e \quad (3.16)$$

Que puede expresarse también en función de la fracción de peso en combustible W_f/W_0 y de la fracción de peso en vacío W_e/W_0 :

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_p}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0} \quad (3.17)$$

Se obtiene el nuevo valor del peso al despegue W_0^* .

- 4) Si el error absoluto entre el valor estimado del peso al despegue W_0 y el nuevo valor del peso máximo al despegue W_0^* es menor que un determinado valor a escoger ϵ , se toma como nuevo valor estimado $W_0 = W_0^*$ y se vuelve al paso 2. En caso contrario, se toma como resultados final W_0^* .

En el siguiente esquema se presenta el proceso iterativo del módulo de fracciones de peso explicado anteriormente.

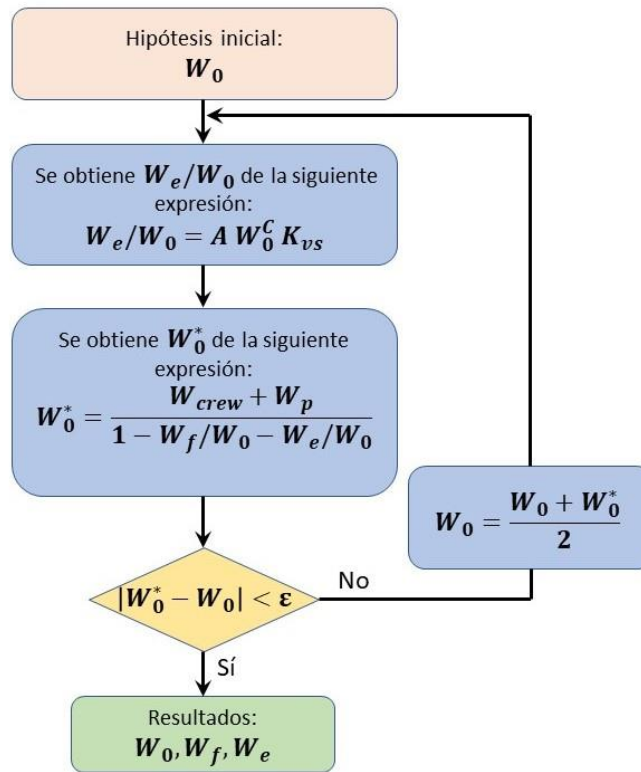


Figura 3-4. Iteración método de fracciones de peso.

A continuación, se muestra el módulo de fracciones de pesos.

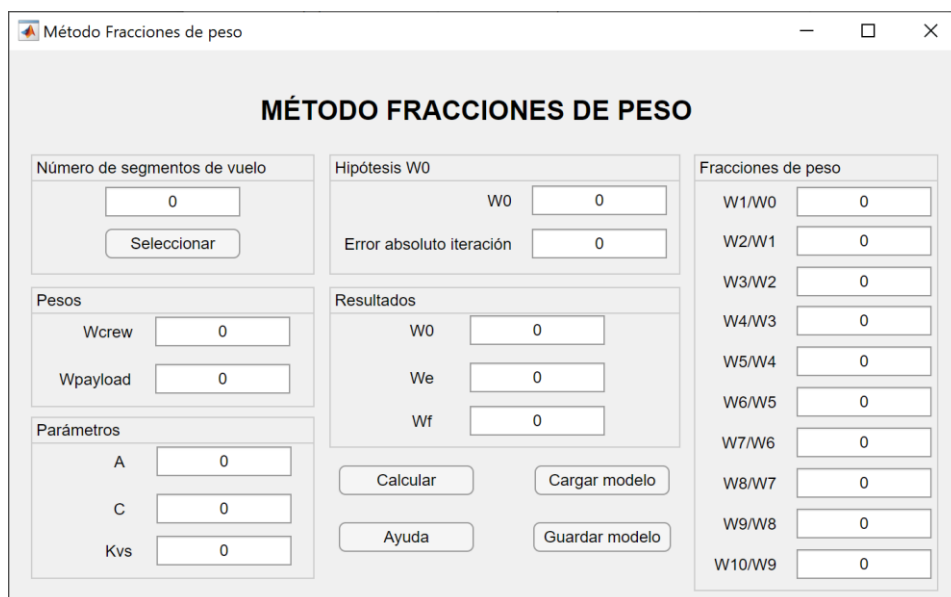


Figura 3-5. Módulo de fracciones de peso.

Para su funcionamiento, tras la selección del número de segmentos de vuelo en el panel “Número de segmentos de vuelo”, se abrirá un nuevo panel donde aparecerán tantas fracciones de peso como segmentos de vuelo se consideren (hasta un máximo de 10 segmentos de vuelo). Por último, tras insertar todos los datos de los paneles “Pesos”, “Parámetros”, “Fracciones de peso” e “Hipótesis W_0 ” el programa calculará los valores de W_0 , W_e , y W_f que se mostrará en el panel “Resultados”.

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos FP” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

Ayuda Fracciones de peso

Parámetros

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	C
Sailplane—unpowered	0.85	-0.05
Sailplane—powered	0.91	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	-0.09
General aviation—single engine	2.36	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	-0.03
Twin turboprop	0.96	-0.05
Flying boat	1.09	-0.05
Jet trainer	1.59	-0.10
Jet fighter	2.34	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	-0.07
Jet transport	1.02	-0.06

K_{vs} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep
= 1.00 if fixed sweep

Fracciones de peso

Calentamiento y despegue: $\frac{W_i}{W_0} = 0.97 - 0.99$

Subida y aceleración:

Subsonic $\Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = 1.0065 - 0.0325M$

Supersonic $\Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.991 - 0.007M - 0.01M^2$

Crucero:

Jet $\Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC}{V(L/D)}\right)$

Prop $\Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC_{bhp}}{550\eta_p(L/D)}\right)$

Estimación C_{D0} Estimación W/S

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{W} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}}$$

Estimación AR (A) Estimación $e \sim 0.85$

Descenso: $\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.990 - 0.995$

Aterrizaje y Taxy de regreso: $\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.992 - 0.997$

Consumo específico

Typical jet SFCs: 1/hr (mg/Ns)	Cruise	Loiter
Pure turbojet	0.9 {25.5}	0.8 {22.7}
Low-bypass turbofan	0.8 {22.7}	0.7 {19.8}
High-bypass turbofan	0.5 {14.1}	0.4 {11.3}

Figura 3-6. Ayuda fracciones de peso

3.3 Módulo Momentos de inercia

El módulo “Momentos de inercia” ofrece una estimación de los momentos de inercia del avión determinado mediante información histórica, I_{xx} sobre el eje de balance, I_{yy} sobre el eje de cabeceo y I_{zz} sobre el eje de guiñada. Las expresiones implementadas en este módulo para la estimación de los momentos de inercia son las siguientes:

$$I_{xx} = \frac{b^2 W \bar{R}_x^2}{4000} [kg \cdot m^2] \quad (3.18)$$

$$I_{yy} = \frac{L^2 W \bar{R}_y^2}{4000} [kg \cdot m^2] \quad (3.19)$$

$$I_{zz} = \left(\frac{b + L}{2}\right)^2 \frac{W \bar{R}_z^2}{4000} [kg \cdot m^2] \quad (3.20)$$

Siendo los parámetros adimensionales del radio de giro $\bar{R}_x, \bar{R}_y, \bar{R}_z$ son tomados de la siguiente tabla:

Tabla 3-2. Parámetros adimensionales del radio de giro.

Aircraft class	\bar{R}_x	\bar{R}_y	\bar{R}_z
Single-engine prop	0.25	0.38	0.39
Twin-engine prop	0.34	0.29	0.44
Business jet twin	0.30	0.30	0.43
Twin turboprop transport	0.22	0.34	0.38
Jet transport-Fuselage-mounted engines	0.24	0.36	0.44
2 wing-mounted engines	0.25	0.38	0.46
3 wing-mounted engines	0.31	0.33	0.45
Military jet trainer	0.22	0.14	0.25
Jet fighter	0.23	0.38	0.52
Jet heavy bomber	0.34	0.31	0.47
Flying wing (B-49 type)	0.32	0.32	0.51
Flying boat	0.25	0.32	0.41

Para su funcionamiento, el usuario deberá introducir las variables de entrada en el panel “Datos de entrada” y, una vez introducidos, presionando el botón “Calcular” el módulo realizará los cálculos mediante las ecuaciones vistas anteriormente mostrando los resultados en el panel “Resultados”.

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos MI” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

Momentos de inercia
— □ ×

MOMENTOS DE INERCIA

Datos de entrada

L m

b m

MTOW Kg

Rx

Ry

Rz

Resultados

Ixx Kg m²

Iyy Kg m²

Izz Kg m²

Figura 3-7. Módulo Momentos de inercia.

Ayuda Momentos de Inercia

L: Longitud del fuselaje

b: Envergadura

MTOW: Peso máximo al despegue

Parámetros adimensionales del radio de giro

Aircraft class	\bar{R}_x	\bar{R}_y	\bar{R}_z
Single-engine prop	0.25	0.38	0.39
Twin-engine prop	0.34	0.29	0.44
Business jet twin	0.30	0.30	0.43
Twin turboprop transport	0.22	0.34	0.38
Jet transport-Fuselage-mounted engines	0.24	0.36	0.44
2 wing-mounted engines	0.25	0.38	0.46
3 wing-mounted engines	0.31	0.33	0.45
Military jet trainer	0.22	0.14	0.25
Jet fighter	0.23	0.38	0.52
Jet heavy bomber	0.34	0.31	0.47
Flying wing (B-49 type)	0.32	0.32	0.51
Flying boat	0.25	0.32	0.41

Figura 3-8. Ayuda Momentos de inercia.

3.4 Módulo Factores lineales

El módulo “Factores lineales” es empleado en las primeras etapas de diseño donde la geometría del avión no está del todo definida y está basado en el método de factores lineales. En primer lugar, al entrar en el módulo se tiene un menú de selección para poder modificar, cargar o eliminar modelo. Cabe destacar que para crear un modelo nuevo es necesario crearlo a partir de la modificación de un modelo ya creado.



Figura 3-9. Menú selección Factores lineales.

Este método consiste en el empleo de unos coeficientes obtenidos de forma estadística de acuerdo al tipo de aeronave de estudio para la estimación de los pesos de los grupos estructurales principales de la aeronave:

- Ala
- Estabilizador horizontal
- Estabilizador vertical
- Fuselaje
- Tren de aterrizaje
- Motores
- Sistemas

Las ecuaciones del método de factores lineales implementadas en el programa se encuentran en el Anexo A

Tabla 3-3. Coeficientes factores lineales.

Grupo estructural	Cazas	Transporte y bombarderos	Aviación general
Ala	44 kg/m ²	49 kg/m ²	12 kg/m ²
Estabilizador horizontal/Canard	20 kg/m ²	27 kg/m ²	10 kg/m ²
Estabilizador vertical/Cola en V	26 kg/m ²	27 kg/m ²	10 kg/m ²
Fuselaje	23 kg/m ²	24 kg/m ²	7 kg/m ²
Tren de aterrizaje	0.033/0.045(Navy)	0.043	0.057
Grupo motor	1.3	1.3	1.4
Sistemas	0.17	0.17	0.10

El proceso del método de factores lineales está basado en la siguiente iteración interna a carga alar constante:

- 1) Se introducen valores estimados del peso máximo al despegue $MTOW$ y la superficie alar S junto a los datos necesarios para el empleo de las ecuaciones del método de factores lineales (ver Anexo A)

Figura 3-10. Datos entrada Factores lineales.

- 2) Mediante las ecuaciones del método de factores lineales, incluidas en el Anexo A, se obtienen los pesos de los distintos grupos estructurales. A continuación se calcula el peso en vacío W_e y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$.
- 3) Mediante la carga alar W/S y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$ se calcula el nuevo valor de la superficie aerodinámica S^* .

$$S^* = \frac{MTOW^*}{W/S} \quad (3.21)$$

- 4) Si el error absoluto entre el valor estimado del peso máximo al despegue $MTOW$ y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$ es menor que un determinado valor arbitrario ε , se toma como nuevo valor estimado $MTOW = MTOW^*$ y se vuelve al paso 2. En caso contrario, se toman como resultados finales $MTOW^*$ y S^* además de los pesos de cada grupo estructural de la aeronave.



Figura 3-11. Resultados Factores lineales.

Para clarificar el proceso expresado anteriormente, se muestra un esquema sencillo de la iteración del proceso de estimación de pesos mediante el método de factores lineales a carga alar constante.

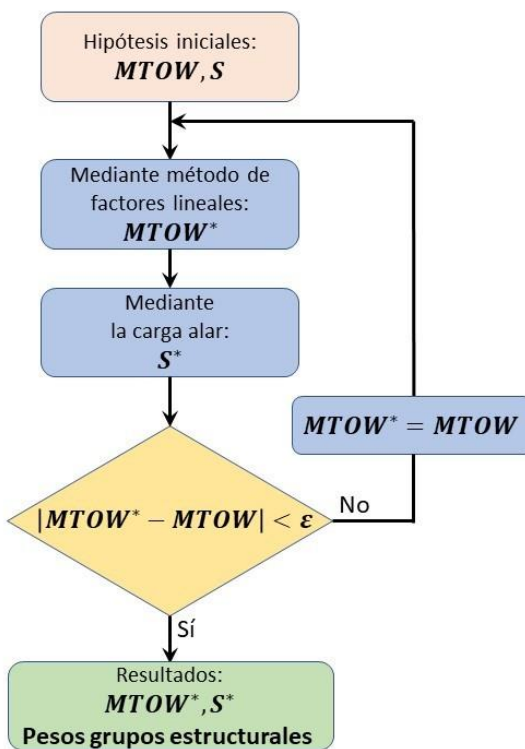


Figura 3-12. Iteración método de factores lineales.

3.5 Módulo Cálculo de centro de gravedad

El módulo “Cálculo de centro de gravedad” es empleado para calcular la posición del centro de gravedad tanto en las primeras etapas de diseño donde la geometría del avión no está del todo definida como en una fase más desarrollada del diseño con unas estimaciones más precisas de los pesos de los grupos estructurales y sistemas de la aeronave. Para ello, el programa permite cargar resultados de los pesos obtenidos por el método de factores lineales o bien por el método completo. Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

Tras la introducción de los datos de entrada, es decir, las posiciones de los centros de gravedad de cada uno de los elementos de la aeronave, el programa calcula cuatro configuraciones diferentes para el centro de gravedad:

- Centro de gravedad (Carga de pago + Combustible)
- Centro de gravedad (Sin carga de pago + Sin combustible)
- Centro de gravedad (Carga de pago + Sin combustible)
- Centro de gravedad (Sin carga de pago + Combustible)

Como datos adicionales, existen campos que permiten distinguir entre carga de pago de pasajeros y carga de pago de mercancías para poder considerarse distintas configuraciones, es decir, posiciones de centro de gravedad distintas. Además, los campos al cargar los pesos calculados por el método de factores lineales o bien por el método completo son editables para que puedan modificarse los pesos de los distintos grupos estructurales y sistemas fácilmente. Por último, existe una interfaz gráfica interactiva que permite visualizar las distintas configuraciones del centro de gravedad, y comprobar si éstas son válidas, al representarse también las posiciones del centro de gravedad más adelantada y atrasada (marcadas en rojo). Esto permite observar a simple vista lo cerca o lejos que estamos de los límites de las posiciones de centro de gravedad y cambiar o hacer un estudio, si es necesario, de cómo varía el centro de gravedad del avión al modificar la posición o peso de alguno de sus elementos.

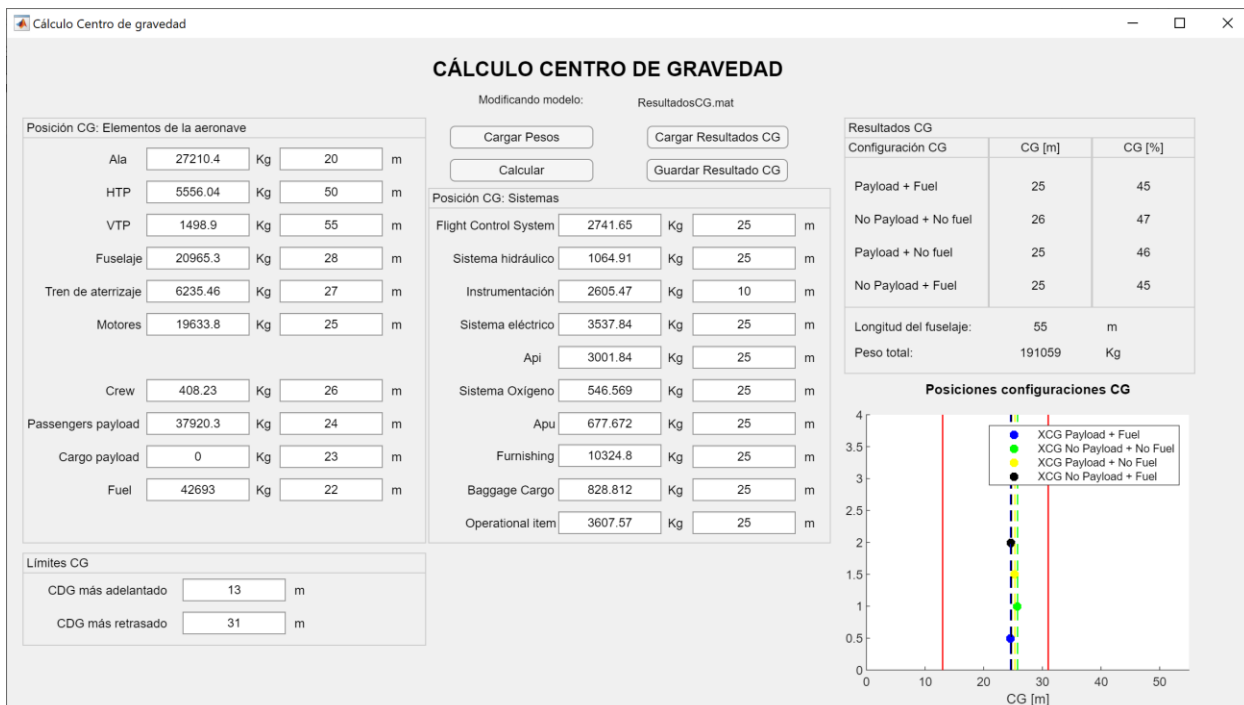


Figura 3-13. Módulo Cálculo centro de gravedad.

3.6 Módulo Método completo

El módulo “Método completo” es empleado en una etapa más avanzada del diseño donde la geometría de la aeronave está más definida proporcionando unas estimaciones más precisas tanto de los grupos estructurales de la aeronave como de los diferentes sistemas de la misma.

Tanto para la estimación de pesos de los grupos estructurales como la estimación de pesos de los sistemas de la aeronave, el programa permite realizar una media de los métodos que se seleccionen con el objetivo de poder estimar de forma más precisa el peso de los grupos estructurales y sistemas o bien, si se desea, considerar el peso según uno de los métodos de forma independiente.

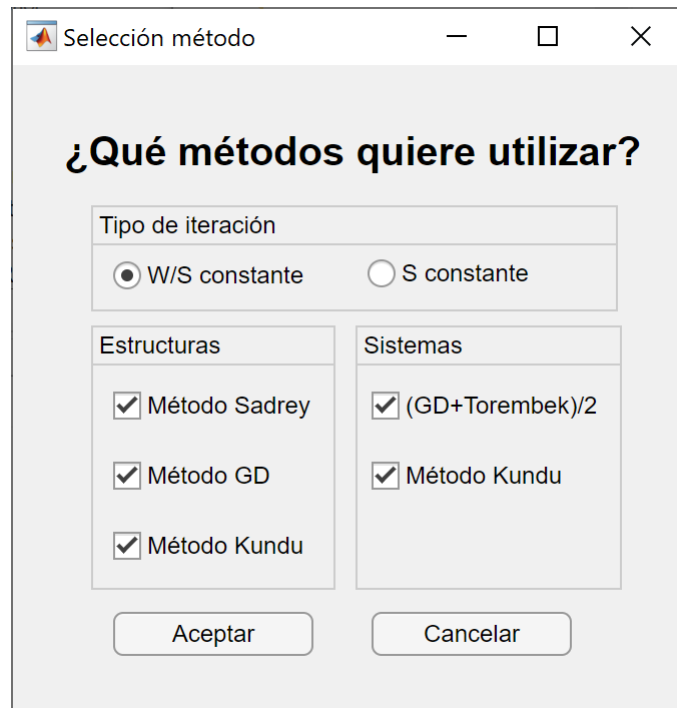


Figura 3-14. Selección método y tipo de iteración.

Además, a diferencia de los otros módulos, se puede realizar la iteración a superficie alar constante ya que el diseño de la aeronave se encuentra en una fase más desarrollada del diseño.

A continuación, se detallará paso a paso el proceso iterativo del método completo junto a un esquema aclaratorio y por último, se explica de forma breve los métodos empleados tanto para la estimación de los pesos de los componentes estructurales como para la estimación del peso de los sistemas. Las ecuaciones empleadas por cada uno de los métodos, pueden hallarse en el Anexo A.

El proceso del método completo está basado en la siguiente iteración interna a carga alar/superficie alar constante:

- 1) Se introducen valores estimados del peso máximo al despegue $MTOW$ y la superficie alar S /carga alar W/S junto a los datos necesarios que se encuentran divididos en secciones como se muestra en la figura 3-15.

Figura 3-15. Datos entrada método completo.

- 2) Mediante las ecuaciones del método completo, incluidas en el Anexo A, se obtienen los pesos de los distintos grupos estructurales y sistemas. A continuación se calcula el peso en vacío W_e y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$.
- 3) Mediante la carga alar W/S /superficie alar S y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$ se calcula el nuevo valor de la superficie alar S^* /carga alar W/S^* .

$$S^* = \frac{MTOW^*}{W/S}; \quad W/S^* = \frac{MTOW^*}{S} \quad (3.22)$$

- 4) Si el error absoluto entre el valor estimado del peso máximo al despegue $MTOW$ y el nuevo valor del peso máximo al despegue $MTOW^*$ es menor que un determinado valor arbitrario ε , se toma como nuevo valor estimado $MTOW = MTOW^*$ y se vuelve al paso 2. En caso contrario, se toman como resultados finales $MTOW^*$ y $S^*/W/S^*$ además de los pesos de cada grupo estructural de la aeronave.



Figura 3-16. Resultados método completo.

Por último, para clarificar el proceso explicado anteriormente, se representa un esquema del proceso iterativo que se lleva a cabo en el módulo del método completo. El primer esquema corresponde a carga alar constante, y el segundo a superficie alar constante.

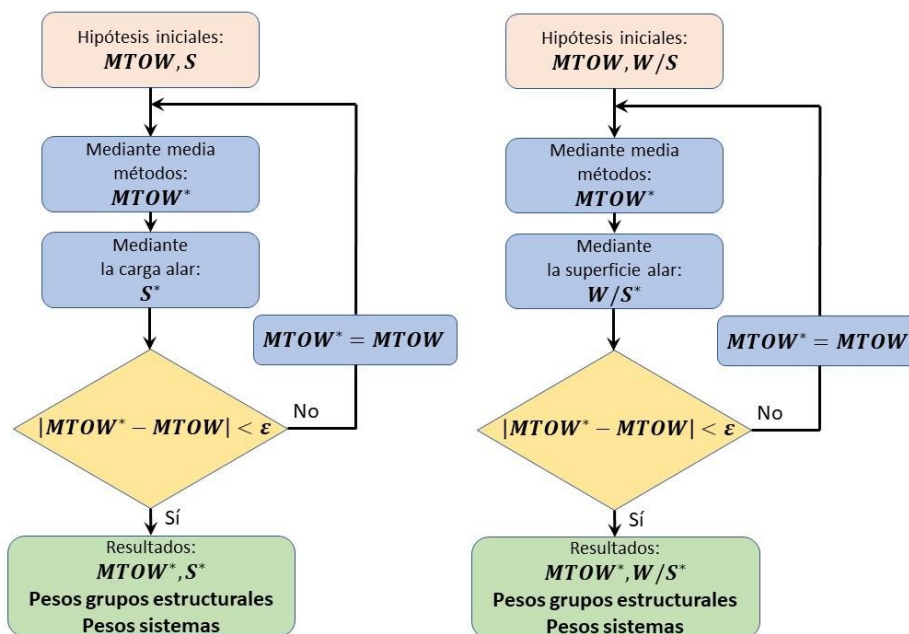


Figura 3-17. Iteración método completo.

3.6.1 Estimación de pesos de grupos estructurales

El módulo “Método completo” emplea, para la estimación de los pesos de los grupos estructurales, tres métodos diferentes que se describen a continuación.

Método Sadrey

Este método está basado en el empleo de datos históricos basados en las relaciones entre el peso de los grupos estructurales y su densidad media, datos reales publicados de los componentes estructurales, factores empíricos derivados por Sadrey y ecuaciones empíricas publicadas. Además, este método tiene en cuenta el material del que está fabricado la aeronave a través de la densidad de dicho material.

Método GD

Este método está basado en el uso de datos históricos basados principalmente en la geometría y características de la aeronave.

Método Kundu

Este método está basado en la elección de los porcentajes de los pesos de los diferentes grupos estructurales respecto al peso total al despegue de la aeronave basados en datos estadísticos históricos de aeronaves similares.

Tabla 3-4. Factores Kundu grupos estructurales.

Grupo estructural	Aviones medianos		Aviones grandes	
	Turbohélice (%)	Turbofan (%)	2 motores (%)	4 motores (%)
Fuselaje	9-11	10-12	10-12	9-11
Ala	7-9	9-11	12-14	11-12
Estabilizador horizontal	1.2-1.5	1.8-2.2	1-1.2	1-1.2
Estabilizador vertical	0.6-0.8	0.8-1.2	0.6-0.8	0.7-0.9
Góndolas	2.5-3.5	1.5-2	0.7-0.9	0.8-0.9
Pilones	0-0.5	0.5-0.7	0.3-0.4	0.4-0.5
Tren de aterrizaje	4-5	3.4-4.5	4-6	4-5
Empuje reversa	0	0.4-0.6	0.7-0.9	0.8-1
Control motores	1.5-2	0.8-1	0.2-0.3	0.2-0.3
Sistema de combustible	0.8-1	0.7-0.9	0.5-0.8	0.6-0.8
Sistema de aceite	0.2-0.3	0.2-0.3	0.3-0.4	0.3-0.4

3.6.2 Estimación de pesos de sistemas

El módulo “Método completo” emplea, para la estimación de los pesos de los sistemas de la aeronave, dos métodos diferentes que se describirán a continuación.

Método Torenbeek+GD

Dado que ninguno de los dos métodos ofrecen un estudio completo del peso de los sistemas, se hace uso de ambos métodos para obtener los pesos de de los sistemas de la aeronave.

Método Kundu

Este método está basado en la elección de los porcentajes de los pesos de los diferentes sistemas de la aeronave respecto al peso total al despegue basados en datos estadísticos históricos de aeronaves similares.

Tabla 3-5. Factores Kundu sistemas.

Grupo estructural	Aviones medianos		Aviones grandes	
	Turbohélice (%)	Turbofan (%)	2 motores (%)	4 motores (%)
Sistema de control de vuelo	9-11	10-12	10-12	9-11
Sistema hidráulico y neumático	7-9	9-11	12-14	11-12
Instrumentación	1.2-1.5	1.8-2.2	1-1.2	1-1.2
Sistema eléctrico	0.6-0.8	0.8-1.2	0.6-0.8	0.7-0.9
Sistema de control ambiental (Aire acondicionado, Presurización, Sistema anti-hielo)	2.5-3.5	1.5-2	0.7-0.9	0.8-0.9
Unidad Auxiliar de Potencia(APU)	0-0.5	0.5-0.7	0.3-0.4	0.4-0.5
Compartimento de carga	4-5	3.4-4.5	4-6	4-5

3.6.3 Estimación de refuerzos y reducciones de material

El método completo, además de la estimación de los pesos de los grupos estructurales y sistemas mediante los diferentes métodos presentados anteriormente, cuenta con una implementación que permite reducir el peso de los elementos estructurales según el material utilizado o bien aumentar el peso si es necesario aplicar refuerzos en determinadas zonas con el objetivo de soportar unas cargas más elevadas.

Los refuerzos pueden cuantificarse mediante la siguiente expresión:

$$W_{elemento\ reforzado} = W_{elemento} \cdot (A \cdot (K_{ref} - 1) + 1) \quad (3.23)$$

Mientras que el peso del element reforzado:

$$W_{refuerzo} = W_{elemento\ reforzado} - W_{elemento} \quad (3.24)$$

Por otro lado, las reducciones de material según el material empleado que no se tienen en cuenta ni en el método GD ni el método Kundu, pueden cuantificarse con esta expresión:

$$W_{elemento\ corregido} = W_{elemento} \cdot F_{mat} \quad (3.25)$$

3.7 Módulo Cargas estructurales

El módulo “Cargas estructurales” permite la estimación de las principales cargas estructurales de interés a las que está sometida la aeronave (cargas aerodinámicas y esfuerzos del tren de aterrizaje), así como la geometría del tren de aterrizaje (vía, batalla, distancia desde el morro al tren de morro, etc.) y el diagrama V-n básico y de rafagas.

El módulo “Cargas estructurales” cuenta con las siguientes cuatro secciones:

- Cargas aerodinámicas
- Diseño Tren de Aterrizaje
- Esfuerzos Tren de Aterrizaje
- Diagrama V-n

A continuación, se explicarán cada una de las secciones con sus respectivas ecuaciones, estando las variables explicadas en “Notación”.

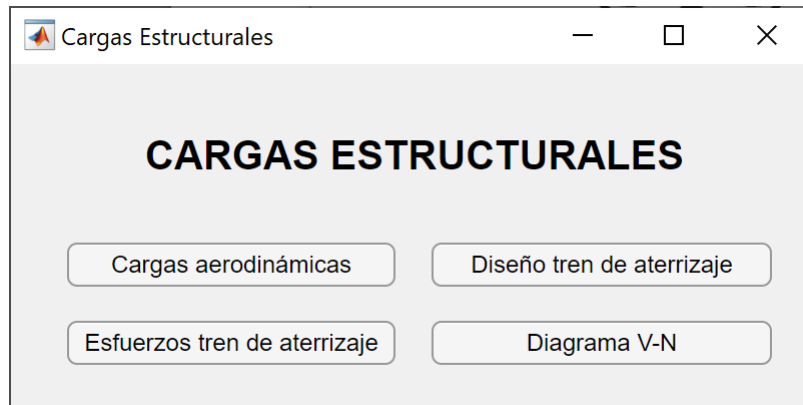


Figura 3-18. Módulo Cargas estructurales.

3.7.1 Cargas aerodinámicas

En la sección “Cargas Aerodinámicas” se calculan los esfuerzos debidos a las cargas aerodinámicas que actúan sobre el ala (cortante, momento flector y momento torsor).

Datos		Distribución Semiala															
W0	3.467e+04 Kg	N	12	-													
S	100 m ²	y	0	1.2795	2.559	3.8385	5.118	6.3975	7.677	8.9565	10.236	11.5155	12.795	14.0745	15.354	m	
b	30.71 m	c	4.153	4.153	4.153	4.153	4.153	3.876	3.599	3.322	3.045	2.543	2.041	1.539	1.037	m	
W wing	1132 Kg	Wf sección	132.11	132.11	132.11	132.11	127.727	118.96	110.092	101.325	88.889	72.885	56.983	40.979		Kg	
n max	2.5 -																
FS	1.5 -																
Cm	-0.0399 -																
q max	1.152e+04 Pa																

Figura 3-19. Sección Cargas aerodinámicas.

Para comenzar, se divide el ala en “ N ” secciones, en las que se definen las posiciones de los “cortes” medidas desde el encastre, “ y ”, la cuerda del perfil en dicho corte “ c ”, y el peso de combustible de cada sección “ W_{fuel_i} ”. Estos datos son introducidos en el panel “Distribución Semiala”.

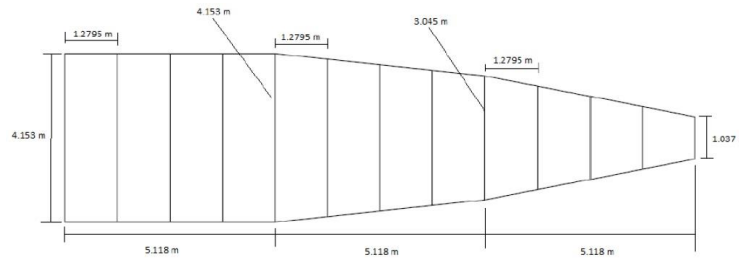


Figura 3-20. Definición del ala.

Una vez introducida la geometría del ala junto al peso de combustible de cada una de las secciones, se introducen los datos que permiten calcular las cargas aerodinámicas en el panel “Datos” obteniéndose la fuerza total en la sección que nos permitirá calcular las cargas aerodinámicas.

Fuerza de sustentación:

$$L = \frac{1}{2} n_{max} W_0 F_S \quad (3.26)$$

Fuerza de sustentación por unidad de superficie:

$$f_{lift} = \frac{L}{S/2} \quad (3.27)$$

Fuerza de peso del ala por unidad de superficie:

$$f_{wing} = \frac{W_{wing} \cdot g}{S} \quad (3.28)$$

Fuerza total:

$$F_{total_i} = f_{lift} \cdot A_i + f_{wing} \cdot A_i - W_{fuel_i} \cdot g \quad (3.29)$$

Una vez obtenida la fuerza total sobre cada una de las secciones en las que se divide el ala, se calculan y representan las cargas aerodinámicas presionando sobre el botón “Calcular”.

- Cortante

$$V = \sum_{i_1}^{i_f} F_{total_i} \quad (3.30)$$

- Momento flector en el encastre

$$M = \sum_{i_1}^{i_f} F_{total_i} \cdot y_i \quad (3.31)$$

- Momento torsor en el encastre

$$M_T = \sum_{i_1}^{i_f} T_i ; \quad T = \sum_{i_1}^{i_f} c_m \cdot q_{max} \cdot c_i \cdot A_i \quad (3.32)$$

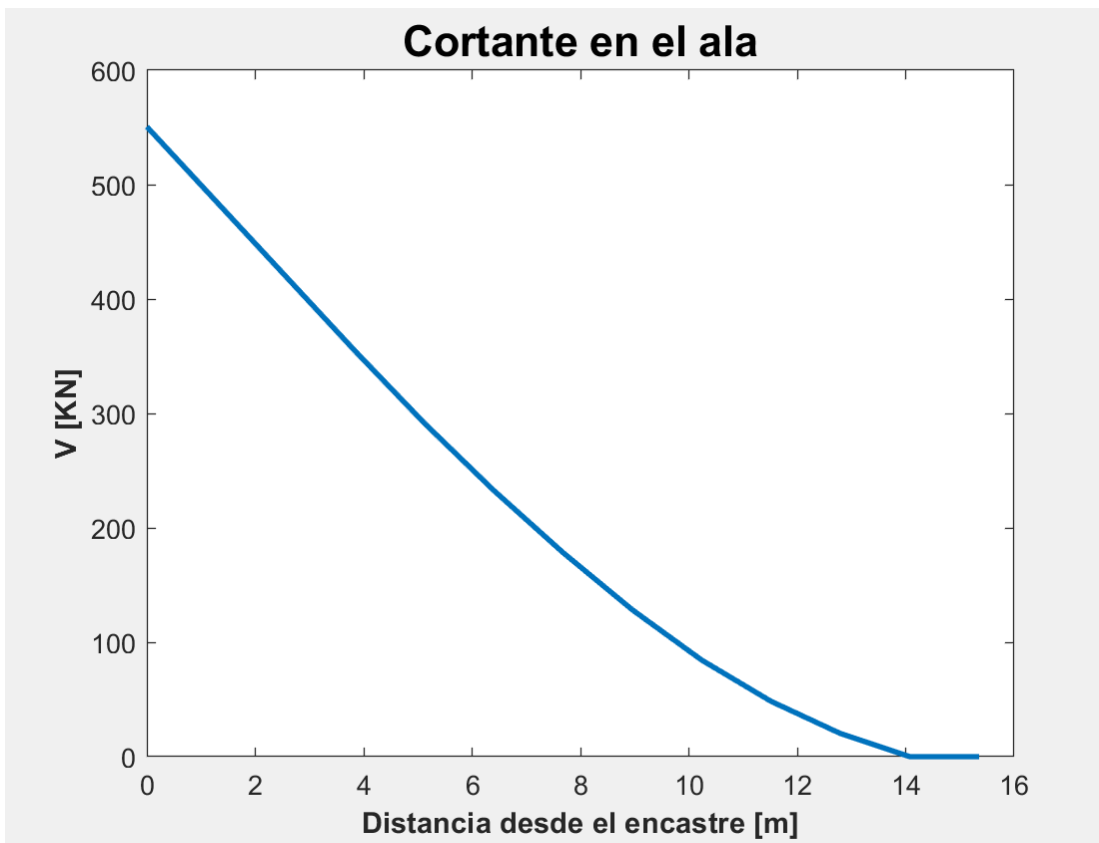


Figura 3-21. Representación del cortante.

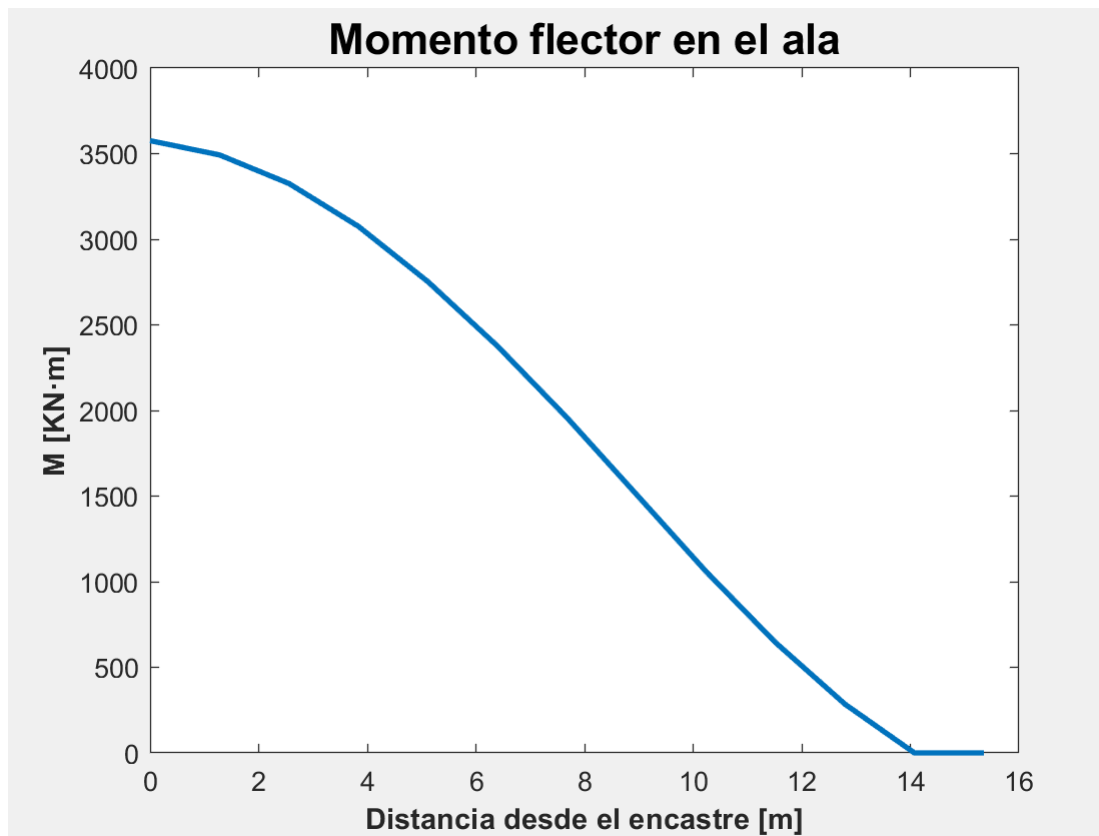


Figura 3-22. Representación del momento flector.

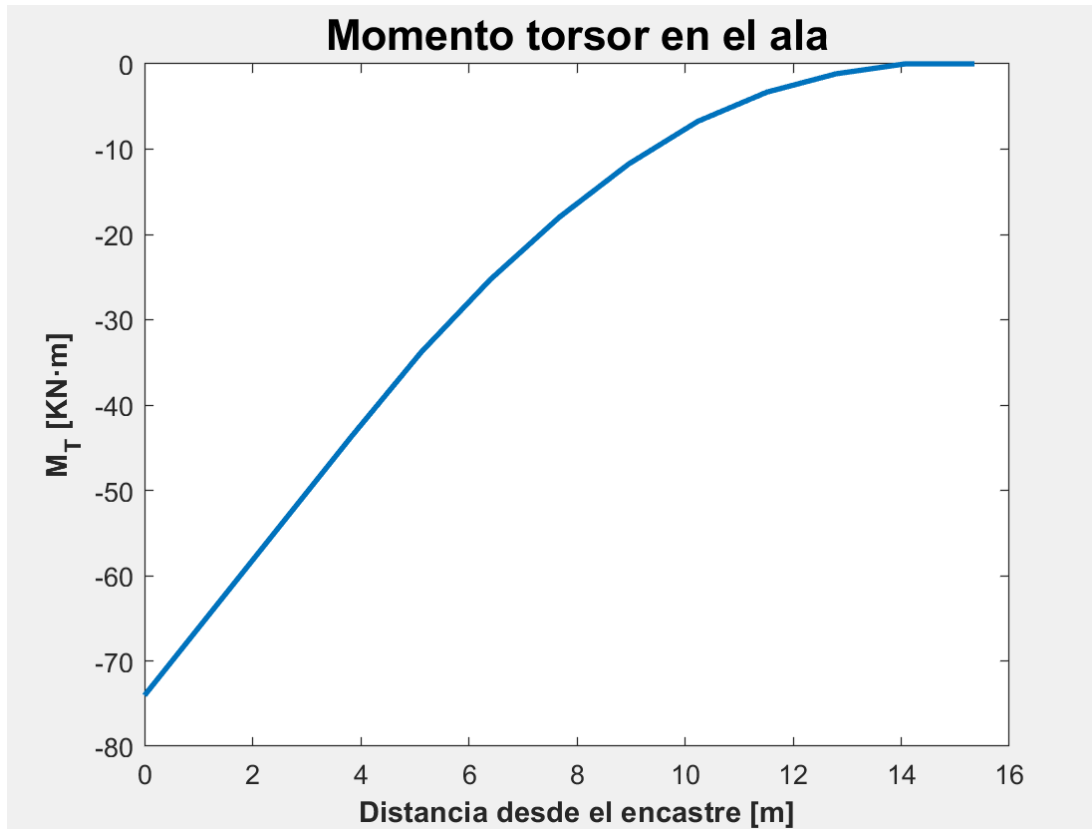


Figura 3-23. Representación del momento torsor.

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos CA” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

Ayuda Cargas Aerodinámicas

W0:	Peso inicial
S:	Superficie alar (total)
b:	Envergadura
Wwing:	Peso del ala
nmax:	Factor de carga máximo
FS:	Factor de seguridad
Cm:	Coeficiente de momento aerodinámico
qmax:	Presión dinámica máxima
N:	Nº secciones en las que se divide el ala
y:	Posición de cada división en secciones (N+1 elementos). Debe introducirse en forma de vector. Ej: [0, 1.4, 2.6, 3.8, 4.4]
c:	Cuerda de cada división en secciones (N+1 elementos). Debe introducirse en forma de vector. Ej: [3.4, 3.4, 3.2, 2.8, 2.4]
Wf sección:	Peso de combustible en cada sección

Figura 3-24. Ayuda Cargas aerodinámicas.

3.7.2 Diseño del tren de aterrizaje

En la sección “Diseño del tren de aterrizaje” se calculan de forma aproximada parámetros referentes al diseño inicial del tren de aterrizaje dadas restricciones para su correcta disposición y funcionamiento. Estos parámetros incluyen:

- Datos geométricos: Altura del tren de aterrizaje, vía, batalla, posición del tren principal.
- Fuerzas mínimas y máximas soportadas por el tren principal y el tren de morro ante condiciones estáticas o dinámicas.
- Dimensiones de los neumáticos.

Figura 3-25. Sección Diseño tren de aterrizaje.

En la interfaz gráfica pueden observarse dos sectores, el primer sector de datos de entrada (en color naranja en la figura 3-25) y el segundo sector de resultados (en color rojo en la figura 3-25).

La sección de datos de entrada está dividida en paneles que representan restricciones sobre el diseño del tren de aterrizaje o bien estimaciones de valores de interés. A continuación, se detallarán cada uno de los paneles:

- Ángulo de clearance α_c

En este panel se impone una restricción sobre el tren de aterrizaje para evitar que la cola de la aeronave impacte durante el despegue. Para evitar esto, los aviones suelen recortar la parte final del fuselaje introduciendo un ángulo de upsweep.

La situación de impacto puede evaluarse mediante el ángulo de clearance, ángulo formado entre el suelo y la línea que une el tren principal con el principio del ángulo de upsweep. Para evitar el impacto, hay que asegurarse de que el ángulo de clearance sea superior al ángulo de ataque máximo en despegue.

$$\alpha_c \geq \alpha_{TO} \quad (3.33)$$

El programa permite evaluar el ángulo de clearance dada la altura del tren de aterrizaje, o bien calcular la altura mínima del tren de aterrizaje para que satisfaga la restricción dado un ángulo de ataque máximo en despegue.

$$\alpha_c = \arctan\left(\frac{H_f}{AB}\right) \quad (3.34)$$

$$H_{f_{min}} = AB \cdot \tan(\alpha_{TO}) \quad (3.35)$$

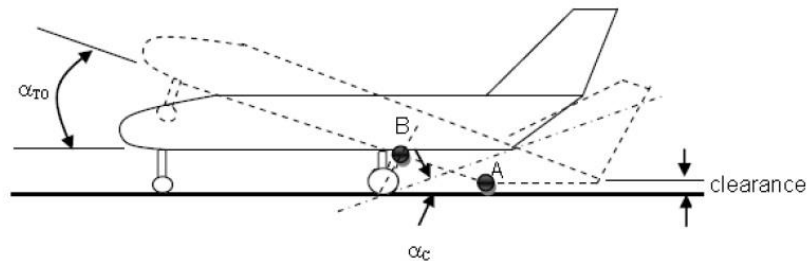


Figura 3-26. Restricción ángulo de clearance.

- Ángulo de tipback α_{tb}

En este panel se impone una restricción sobre la posición del tren de aterrizaje principal para evitar volcar hacia atrás sobre el tren principal. De acuerdo con dicha restricción, la posición del tren de aterrizaje principal respecto al centro de gravedad del avión debe satisfacer el requisito del ángulo de tipback.

$$\alpha_{tb} \geq \alpha_{TO} + 5^\circ \quad (3.36)$$

El programa permite evaluar el ángulo de tipback dada la posición del tren de aterrizaje principal, o bien calcular la distancia mínima del tren de aterrizaje principal medida desde el centro de gravedad para que satisfaga la restricción dado un ángulo de ataque máximo en despegue.

$$\alpha_{tb} = \arctan\left(\frac{x_{mg}}{h_{cg}}\right) \quad (3.37)$$

$$x_{mg_{min}} = h_{cg} \tan(\alpha_{TO} + 5^\circ) \quad (3.38)$$

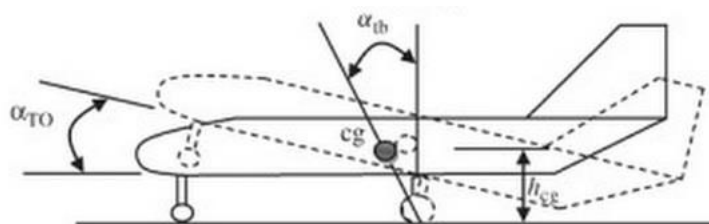


Figura 3-27. Restricción ángulo de tipback.

- Ángulo de overturn Φ_{ot}

En este panel, se impone una restricción sobre la vía del tren de aterrizaje (distancia entre las ruedas que se encuentran más a la izquierda y las ruedas que se encuentran más a la derecha). La vía tiene que estar diseñada para que el avión no pueda volcar debido a condiciones de giro en una maniobra de taxi o de viento cruzado.

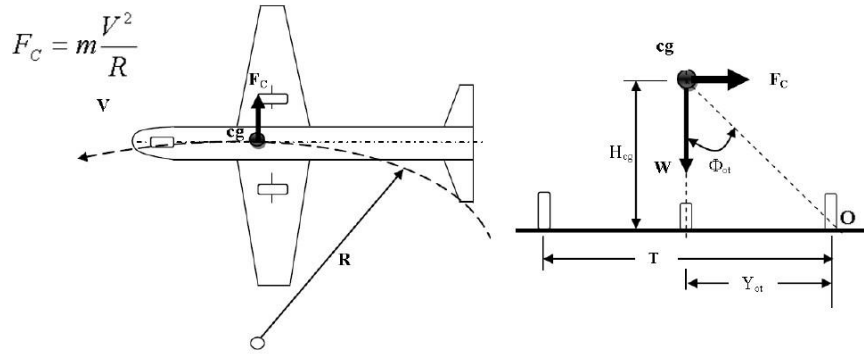


Figura 3-28. Condiciones de giro en maniobra de taxi.

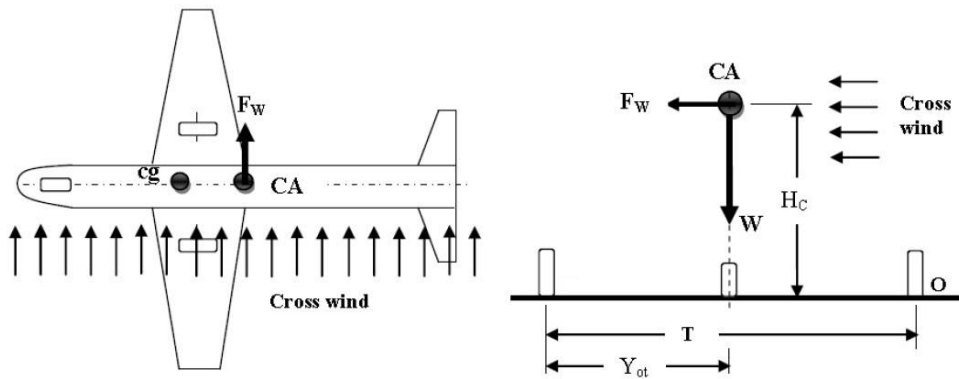


Figura 3-29. Condiciones de viento cruzado.

En ambas condiciones, el ángulo de overturn debe verificar que:

$$\Phi_{OT} \leq \Phi_{OT_{min}} \text{ siendo } \tan(\Phi_{OT}) = \frac{T/2}{h_{cg}} \tag{3.39}$$

En la condición de giro en una maniobra de taxi, el momento restitutivo es función de la vía:

$$\sum M_0 = 0 \rightarrow Wg \cdot \frac{T_{min_{taxi}}}{2} + F_c \cdot h_{cg} = 0 \tag{3.40}$$

$$F_c = W \frac{V_{taxi}^2}{2} \tag{3.41}$$

Obteniéndose:

$$T_{min_{taxi}} = \frac{2F_c h_{cg}}{Wg} \tag{3.42}$$

$$\Phi_{OT_{min_{taxi}}} = \arctan\left(\frac{F_c}{Wg}\right) \tag{3.43}$$

De forma similar, en la condición de viento cruzado:

$$\sum M_0 = 0 \rightarrow Wg \cdot \frac{T_{min_{taxi}}}{2} + F_c \cdot h_{cg} = 0$$

Obteniéndose:

$$T_{min_{viento}} = \frac{2F_{viento}h_{cg}}{Wg} \quad (3.44)$$

$$\Phi_{OT_{min_{viento}}} = \arctan\left(\frac{F_{viento}}{Wg}\right) \quad (3.45)$$

▪ Cargas tren de aterrizaje

En este panel, se impone una restricción sobre la batalla del tren de aterrizaje (distancia entre el tren de aterrizaje de morro y el tren de aterrizaje principal) para que sea capaz de soportar una determinada carga máxima estática sobre el tren de morro. Además, se calculan aproximadamente las cargas mínimas y máximas estáticas y la carga máxima dinámica tanto del tren principal como de morro.

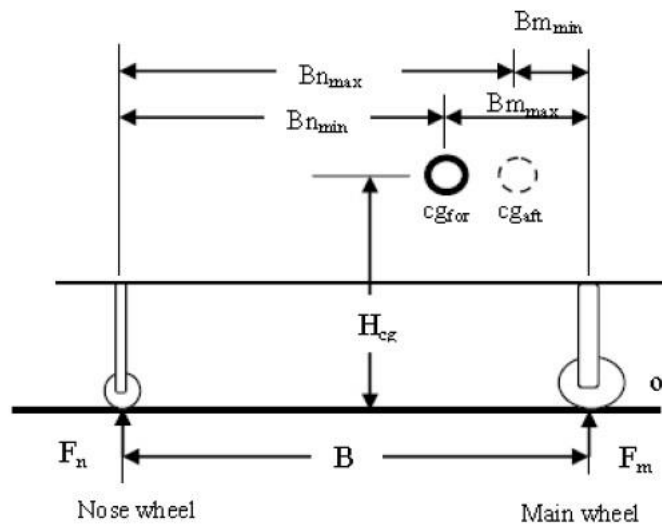


Figura 3-30. Definición batalla.

Las cargas mínimas y máximas estáticas del tren de aterrizaje de morro:

$$F_{n_{min}} = \frac{B_{m_{min}}}{B} Wg \quad (3.46)$$

$$F_{n_{max}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} Wg \quad (3.47)$$

La carga máxima dinámica del tren de aterrizaje de morro (se da en la situación de aterrizaje):

$$F_{n_{maxDC}} = \frac{B_{m_{max}}}{B} Wg + \frac{W|a_L|h_{cg}}{B} \quad (3.48)$$

Las cargas mínimas y máximas estáticas del tren de aterrizaje principal:

$$F_{m_{min}} = \frac{B_{n_{min}}}{B} Wg \quad (3.49)$$

$$F_{m_{max}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} Wg \quad (3.50)$$

La carga máxima dinámica del tren de aterrizaje principal (se da en la situación de despegue):

$$F_{m_{maxDC}} = \frac{B_{n_{max}}}{B} Wg + \frac{W|a_{TO}|h_{cg}}{B} \quad (3.51)$$

La batalla necesaria para soportar una determinada carga máxima estática sobre el tren de morro se obtiene de:

$$B = \frac{B_{n_{min}}}{1 - \frac{F_{n_{max}}}{Wg}} \quad (3.52)$$

▪ Take-off rotation

En este panel se impone una restricción de la distancia entre el tren principal y la posición más adelantada del centro de gravedad para una configuración del tren principal de detrás del centro de gravedad de la aeronave de forma que la aceleración angular en cabeceo $\ddot{\theta}$ sea mayor que un valor deseado.

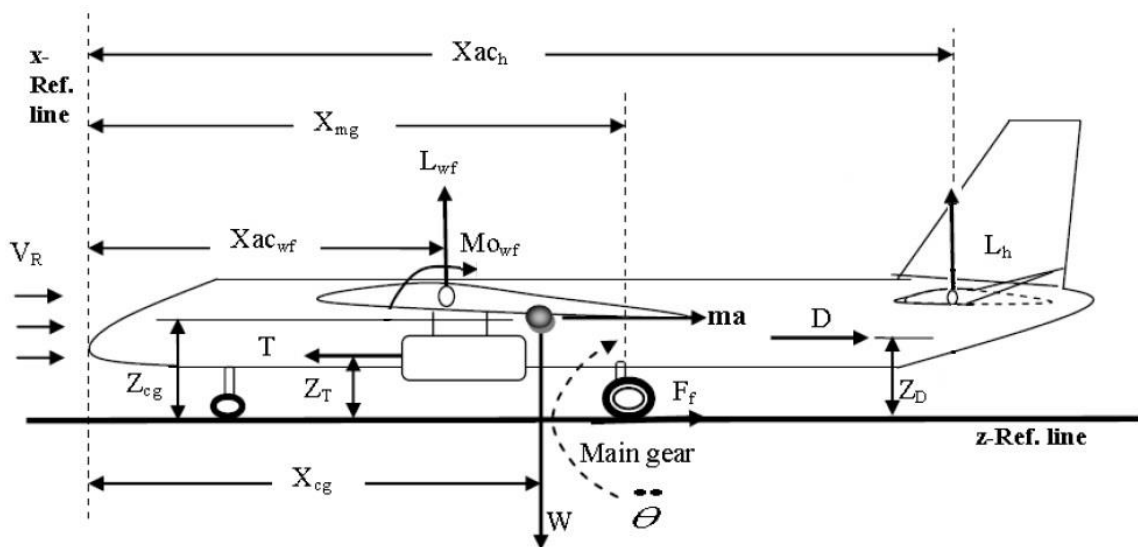


Figura 3-31. Condiciones take-off rotation.

Teniendo en cuenta los momentos que actúan en las condiciones de despegue:

- Momento debido al peso de la aeronave
- Momento debido al empuje
- Momento debido a la resistencia aerodinámica
- Momento de sustentación del ala
- Momento de sustentación del estabilizador horizontal
- Momento aerodinámico
- Momento debido a la aceleración angular

Aplicando el equilibrio de momentos en el tren de aterrizaje principal:

$$I_{yy_{mg}} \ddot{\Theta} = L_{wf} (x_{mg_{max}} - x_{ca_{wf}}) - L_{htp} (x_{ca_{htp}} - x_{mg_{max}}) + T \cdot h_T + D \cdot h_D + M_a - Wg(x_{mg_{max}} - x_{CG}) + W a_{TO} h_{cg} \quad (3.53)$$

Despejando $x_{mg_{max}}$ y asumiendo que la línea de referencia x se encuentra en el centro de gravedad, se obtiene:

$$x_{mg_{max}} = \frac{I_{yy_{mg}} \ddot{\Theta} - D \cdot h_D + T \cdot h_T - M_a - W a_{TO} h_{cg} + L_{wf} \cdot X_{ca_{wf}} + L_{htp} \cdot X_{ca_{htp}}}{L_{wf} + L_{htp} - Wg} \quad (3.54)$$

- Neumáticos

En este panel se imponen las dimensiones de las ruedas, diámetro y ancho, para soportar el peso del tren de aterrizaje de acuerdo con las siguientes expresiones, siendo A_d, A_w, B_d y B_w parámetros proporcionados en el PDF de ayuda de la sección.

Dimensiones de las ruedas del tren de aterrizaje de morro:

$$d_N = A_d \left(\frac{F_N}{n_N} \right)^{B_d} \quad (3.55)$$

$$w_N = A_w \left(\frac{F_N}{n_N} \right)^{B_w} \quad (3.56)$$

Dimensiones de las ruedas del tren de aterrizaje principal y número de ruedas necesarias (por cada lado, izquierdo y derecho) asumiendo que el diámetro de las ruedas del tren de morro son un 60% del diámetro de las ruedas del tren principal:

$$d_M = d_N / 0.6 \quad (3.57)$$

$$n_M = \frac{F_M}{2} \left(\frac{d_N}{0.6 A_d} \right)^{-\frac{1}{B_d}} \quad (3.58)$$

$$w_M = A_w \left(\frac{F_M}{2 n_M} \right)^{B_w} \quad (3.59)$$

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos DTA” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

Ayuda Diseño tren de aterrizaje

dM/dN Diámetro rueda tren principal/tren de morro
 wM/wN Ancho rueda tren principal/tren de morro
 Ad/Aw Parámetro A diámetro/ancho
 Bd/Bw Parámetro B diámetro/ancho

Aceleración angular de cabeceo en despegue

No	Aircraft type	Take-off pitch angular acceleration; $\ddot{\theta}$ (deg/sec ²)
1	Highly maneuverable (e.g. acrobatic, fighter)	10-20
2	Utility; semi-acrobatic	10-15
3	Normal light General Aviation	8-10
4	Small transport	6-8
5	Large transport	4-6

Ancho y diámetro neumáticos

	Main wheels diameter or width = $A \frac{W}{W_0}$			
	Diameter		Width	
	A	B	A	B
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

Figura 3-32. Ayuda Diseño tren de aterrizaje.

3.7.3 Cargas del tren de aterrizaje

En esta sección se calcula los esfuerzos que soporta tanto el tren de aterrizaje principal como el tren de aterrizaje de morro para distintas situaciones de interés.

Esfuerzos Tren de aterrizaje
— □ ×

ESFUERZOS TREN DE ATERRIZAJE

Datos Tren principal

hM m

xM m

yM m

Datos avión

W0 Kg

WL Kg

XTO m

XL m

YTO m

YL m

n -

Configuración

Resultados Esfuerzos Tren principal

Nx KN

Vy KN

Mz KN-m

Datos Tren morro

hN m

xN m

yN m

Datos adicionales

Trev KN

T-Takeoff KN

Beta °

Resultados Esfuerzos Tren morro

Nx KN

Vy KN

Mz KN-m

Figura 3-33. Sección Esfuerzos tren de aterrizaje.

A continuación, se van a analizar las distintas configuraciones sobre las que se calculan los esfuerzos:

- Two level landing

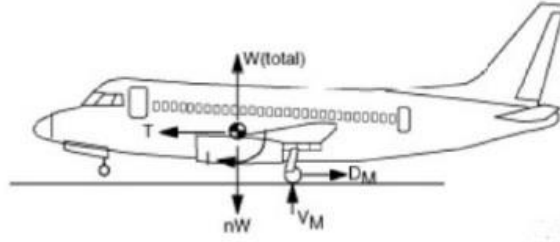


Figura 3-34. Configuración two level landing.

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_L}{2} (n_L - 1)g \quad (3.60)$$

$$\sum F_H = 0: \quad D_M = T_{rev}/2 \quad (3.61)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.62)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.63)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.64)$$

- Tail down landing

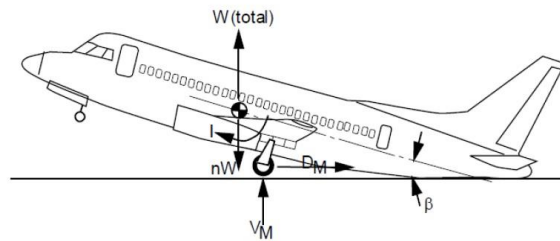


Figura 3-35. Configuración tail down landing.

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_L}{2} (n_L - 1)g \quad (3.65)$$

$$V_{M_x} = V_M \cos(\beta) \quad (3.66)$$

$$V_{M_y} = V_M \sin(\beta) \quad (3.67)$$

$$N_M|_{max} = |V_{M_x}| \quad (3.68)$$

$$V_M|_{max} = |V_{M_y}| \quad (3.69)$$

$$M_M|_{max} = |V_{M_y} \cdot h_M| \quad (3.70)$$

- One-wheel landing

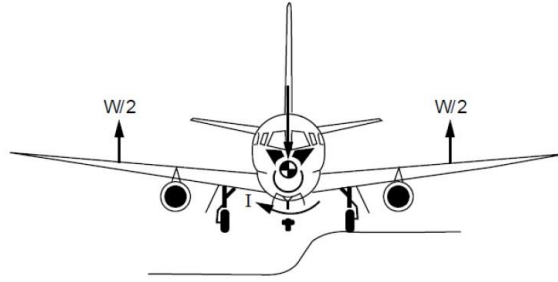


Figura 3-36. Configuración one-wheel landing.

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_L}{2} (n_L - 1)g \quad (3.71)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.72)$$

- Take-off run

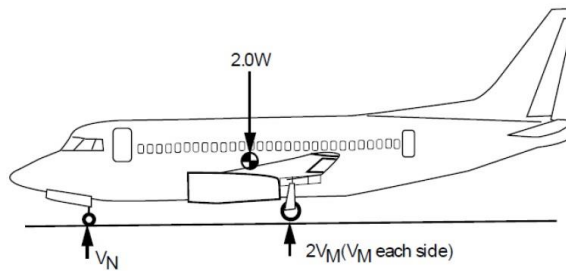


Figura 3-37. Configuración take-off run.

$$\sum M = 0: \quad V_N = 2W_0g \frac{x_M - x_{TO}}{x_M - x_N} \quad (3.73)$$

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{2W_0g - V_N}{2} \quad (3.74)$$

$$N_N|_{max} = |V_N| \quad (3.75)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.76)$$

- Two point level take-off

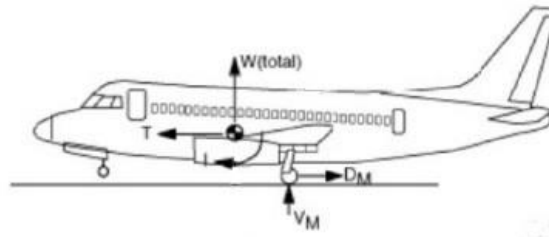


Figura 3-38. Configuración two level take-off.

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = W_0 g \quad (3.77)$$

$$\sum F_H = 0: \quad D_M = T_{TO}/2 \quad (3.78)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.79)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.80)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.81)$$

- Two braked roll landing/take-off

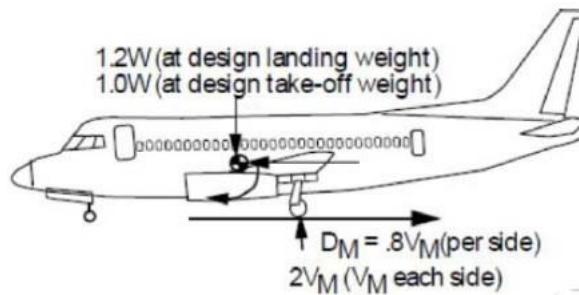


Figura 3-39. Configuración two point braked roll landing/take-off.

Two point braked roll landing

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{1.2W_L g}{2} \quad (3.82)$$

$$\sum F_H = 0: \quad D_M = 0.8V_M \quad (3.83)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.84)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.85)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.86)$$

Two point braked roll take-off

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_0 \cdot g}{2} \quad (3.87)$$

$$\sum F_H = 0: \quad D_M = 0.8V_M \quad (3.88)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.89)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.90)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.91)$$

- Three braked roll landing/take-off

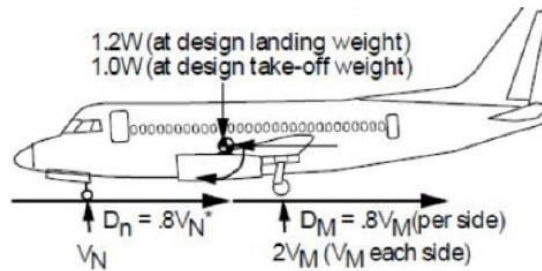


Figura 3-40. Configuración three point braked roll landing/take-off.

Three point braked roll landing

$$\sum M = 0: \quad V_N = 1.2W_L g \frac{x_M - x_L}{x_M - x_N} \quad (3.92)$$

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{1.2W_L g - V_N}{2} \quad (3.93)$$

$$D_N = 0.8V_N \quad (3.94)$$

$$D_M = 0.8V_M \quad (3.95)$$

$$N_N|_{max} = |V_N| \quad (3.96)$$

$$V_N|_{max} = |D_N| \quad (3.97)$$

$$M_N|_{max} = |D_N \cdot h_N| \quad (3.98)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.99)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.100)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.101)$$

Three point braked roll take-off

$$\sum M = 0: \quad V_N = W_0 g \frac{x_M - x_L}{x_M - x_N} \quad (3.102)$$

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_0 g - V_N}{2} \quad (3.103)$$

$$D_N = 0.8V_N \quad (3.104)$$

$$D_M = 0.8V_M \quad (3.105)$$

$$N_N|_{max} = |V_N| \quad (3.106)$$

$$V_N|_{max} = |D_N| \quad (3.107)$$

$$M_N|_{max} = |D_N \cdot h_N| \quad (3.108)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.109)$$

$$V_M|_{max} = |D_M| \quad (3.110)$$

$$M_M|_{max} = |D_M \cdot h_M| \quad (3.111)$$

- Towing

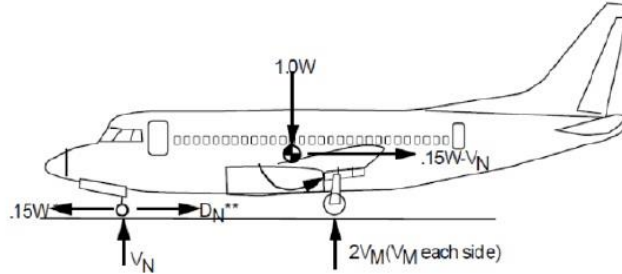


Figura 3-41. Configuración towing.

$$\sum M = 0: \quad V_N = W_0 g \frac{(x_M - x_{TO}) - 0.15(y_{TO} - y_M)}{(x_M - x_N - y_{TO} + y_M)} \quad (3.112)$$

$$D_N = V_N \quad (3.113)$$

$$\sum F_V = 0: \quad V_M = \frac{W_0 g - V_N}{2} \quad (3.114)$$

$$N_N|_{max} = |V_N| \quad (3.115)$$

$$V_N|_{max} = |D_N - 0.15W_0 g| \quad (3.116)$$

$$M_N|_{max} = |(D_N - 0.15W_0 g) \cdot h_N| \quad (3.117)$$

$$N_M|_{max} = |V_M| \quad (3.118)$$

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos CTA” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

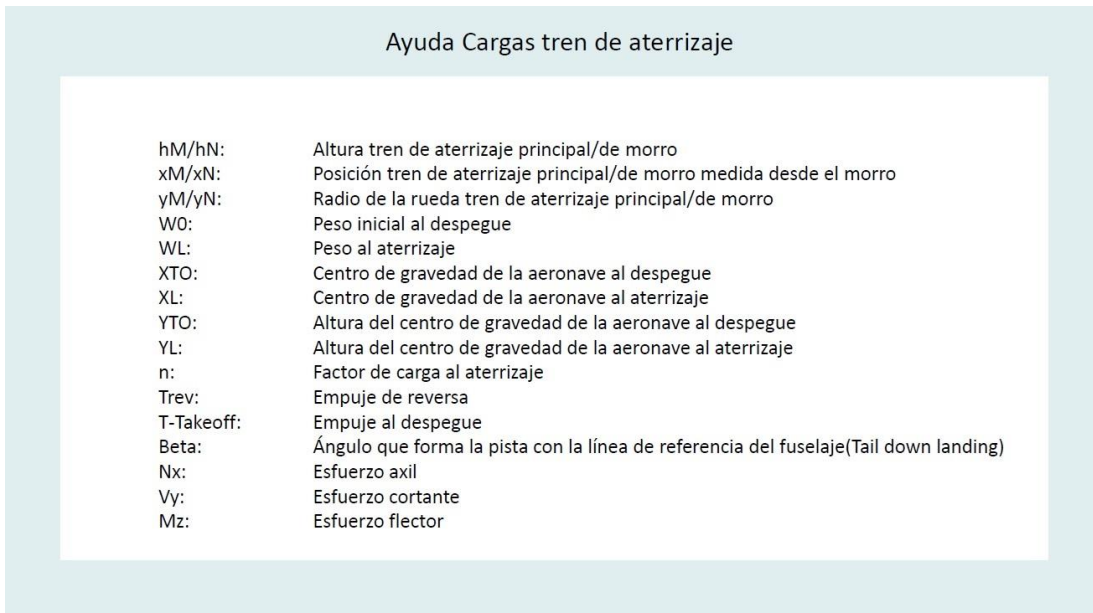


Figura 3-42. Ayuda Cargas tren de aterrizaje.

3.7.4 Diagrama V-n

En la sección “Diagrama V-n” se calcula tanto el diagrama V-n básico como el de diagrama V-n de ráfagas.

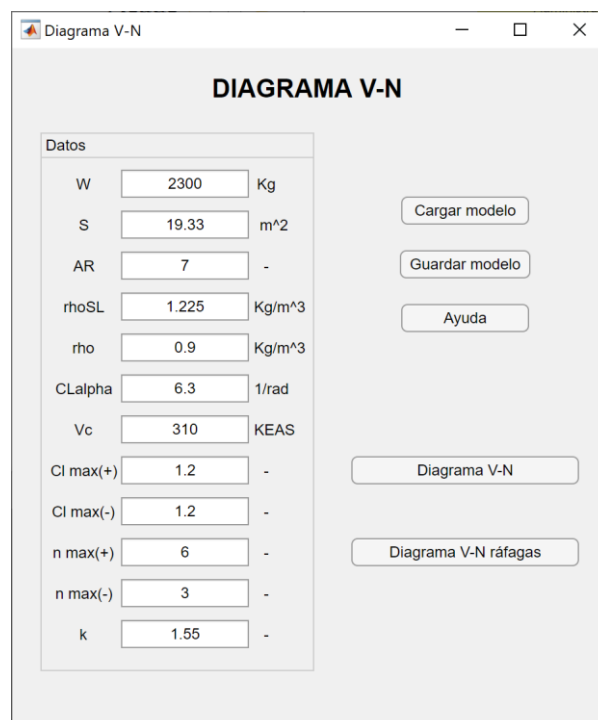


Figura 3-43. Sección Diagrama V-n.

Para comenzar, se introducen los datos en el panel y presionando sobre el botón “Diagrama V-n” se representará el diagrama V-n básico mientras que si presionamos sobre el botón “Diagrama V-n ráfagas” se representará el diagrama V-n teniendo en cuenta las ráfagas de viento.

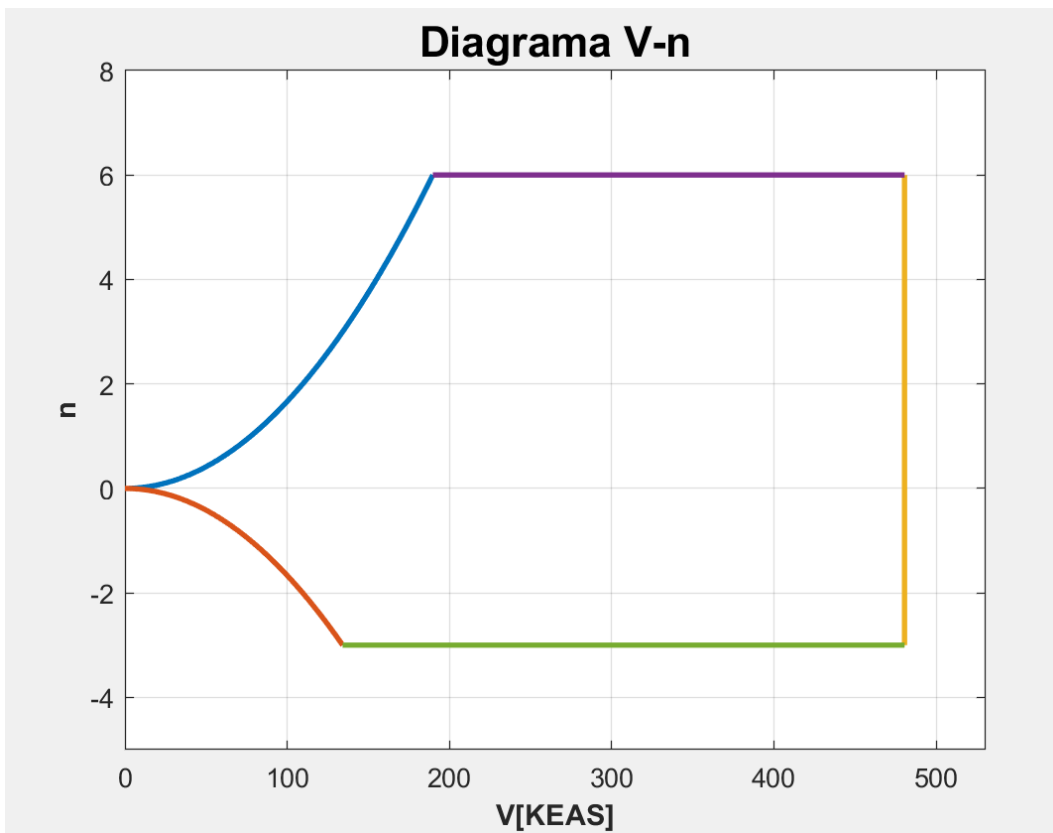


Figura 3-44. Representación Diagrama V-n.

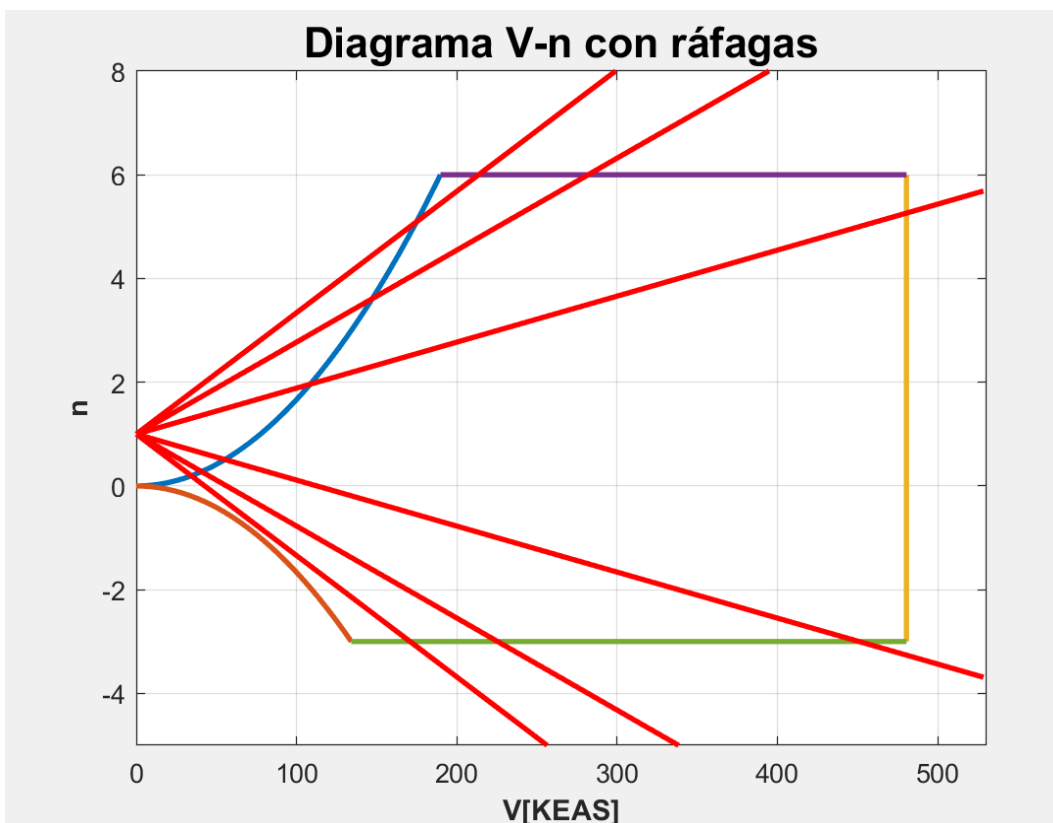


Figura 3-45. Representación Diagrama V-n con ráfagas.

A continuación, se presentan las ecuaciones para representar las curvas del diagrama V-n y de las ráfagas:

Basic V-n diagram

$$V_D = k \cdot V_C \quad (3.119)$$

$$k = \begin{cases} 1.4 & \text{Normal aircraft} \\ 1.5 & \text{Utility aircraft} \\ 1.55 & \text{Acrobatic aircraft} \end{cases} \quad (3.120)$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L_{max}}}}; \quad V_{si} = \sqrt{\frac{-2mg}{\rho S (-C_{L_{max}})}} \quad (3.121)$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{0.5\rho V^2 S C_{L_{max}}}{Wg} \quad (3.122)$$

$$-n = \frac{-L}{W} = \frac{0.5\rho V^2 S (-C_{L_{max}})}{Wg} \quad (3.123)$$

Gust V-n diagram

$$b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (3.124)$$

$$\bar{c} = S/b \quad (3.125)$$

$$\mu_g = \frac{2W}{\rho \bar{c} C_{L_\alpha} S} \quad (3.126)$$

$$k_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad (3.127)$$

$$n = 1 + \frac{k_g V_{gE} V_E C_{L_\alpha} \rho S}{2Wg} \quad (3.128)$$

También, si se desea, pueden guardarse los datos de entrada introducidos mediante un “archivo.mat” presionando el botón “Guardar modelo”. Este archivo se guardará en una carpeta “Modelos VN” dentro del programa y que, posteriormente, se podrá ejecutar una vez guardado presionando el botón “Cargar modelo”.

Por otra parte, el botón “Ayuda” nos llevará a un documento PDF de apoyo para la introducción de los datos de entrada.

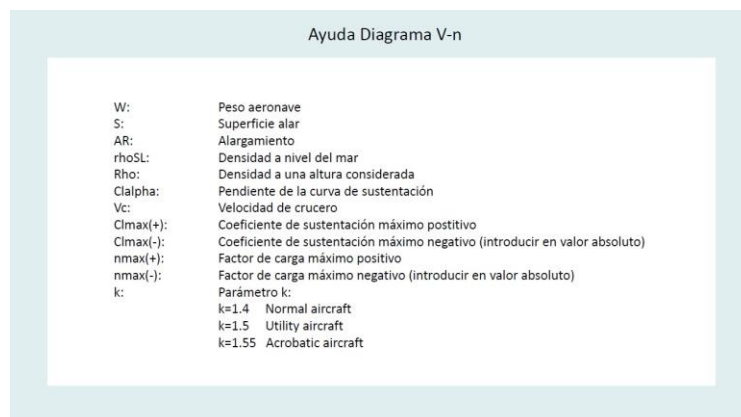


Figura 3-46. Ayuda Diagrama V-n.

3.8 Estudio de sensibilidad Academic Structures Pro App

En este capítulo se va a realizar un estudio de los dos métodos más importantes que tiene la herramienta académica Academic Structures Pro App a la hora de la estimación de pesos comparándolos con los valores reales de las aeronaves en estudio. Se van a analizar las aeronaves que se describen a continuación.

Para el estudio de sensibilidad se han seleccionado las siguientes aeronaves:

- DC-10-30: Avión comercial trimotor fabricado por la compañía McDonnell Douglas



Figura 3-47. Aeronave DC-10-30.

- Cessna Citation II: Avión de negocios bimotor de peso ligero fabricado por la compañía Cessna



Figura 3-48. Aeronave Cessna Citation II.

- F-15 Eagle: Caza táctico bimotor todo tiempo diseñado por la compañía McDonnell Douglas



Figura 3-49. Aeronave F-15 Eagle.

A continuación, se muestran los datos, principalmente geométricos, que han sido necesarios tanto investigar como estimar para la definición de cada una de las aeronaves de estudio mediante el método de factores lineales y el método completo. Cabe destacar que muchos datos se han tomado en común entre las distintas aeronaves debido a la complejidad de búsqueda de dichos parámetros y a la dependencia menor de éstos en el resultado final.

3.8.1 Datos Aeronave DC-10-30

Factores lineales

Figura 3-50. Factores lineales DC-10-30.

Método completo

Figura 3-51. Datos generales método completo DC-10-30.

Datos superficies aerodinámicas

DATOS SUPERFICIES AERODINÁMICAS

Superficies aerodinámicas

Ala HTP VTP Canard Cola en V

Ala	HTP	VTP
Sw: 364.5 m ²	Sh: 128 m ²	Sv: 34.47 m ²
t/c: 0.12 -	t/c HTP: 0.1 -	t/c VTP: 0.12 -
AR: 6.11 -	AR HTP: 3.67 -	AR VTP: 1.34 -
Ct/Cr: 0.23 -	Ct/Cr HTP: 0.33 -	Ct/Cr VTP: 0.6 -
Xw: 20.84 m	Ce/Ct HTP: 0.3 -	Cr/Cv VTP: 0.35 -
Flecha 0.25c: 0.61 rad	Xh: 43.42 m	Xv: 46.3 m
Densidad ala: 2711 Kg/m ³	Zh: 8 m	Zv: 9 m
K rho ala: 0.0035 -	Flecha 0.25c HTP: 0.61 rad	Flecha 0.25c VTP: 0.71 rad
F corrección: 0 -	Densidad HTP: 2711 Kg/m ³	Densidad VTP: 2711 Kg/m ³
	K rho HTP: 0.03 -	K rho VTP: 0.045 -

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-52. Datos superficies aerodinámicas método completo DC-10-30.

Datos fuselaje y tren de aterrizaje

DATOS FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE

Fuselaje

Longitud fuselaje: 55 m

Diametro fuselaje: 6.33 m

Densidad fuselaje: 2711 Kg/m³

K densidad: 0.0027 -

K inlet: 1.25 -

Tren de aterrizaje

Tren de aterrizaje

Altura LG: 2.95 m

KI: 1 -

Kret: 1 -

K LG: 0.3 -

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-53. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo DC-10-30.

Datos motores

DATOS MOTORES

Tipo de motor

Propulsión

Weng	<input type="text" value="4300"/>	Kg
n motores	<input type="text" value="3"/>	-
Ke	<input type="text" value="3"/>	-
Kfs	<input type="text" value="1.6"/>	-
nfs	<input type="text" value="0.727"/>	-
rho fuel	<input type="text" value="804"/>	Kg/m ³
Fbpr	<input type="text" value="7.5"/>	-
Amot	<input type="text" value="2.4"/>	m ²
Lmc	<input type="text" value="0.5"/>	m
Pmaxcomp	<input type="text" value="200"/>	KPa

Figura 3-54. Datos motores método completo DC-10-30.

Datos sistemas

DATOS SISTEMAS

Flight control system
 Oxygen

Hydraulic/Pneumatic system
 Apu

Instrument
 Furnishing

Electric system
 Baggage cargo

ECS
 Operational item

Factores Kundu

Wfcs/MTOW	<input type="text" value="1.1"/>	%
Whid/MTOW	<input type="text" value="0.5"/>	%
Winst/MTOW	<input type="text" value="1.75"/>	%
Welec/MTOW	<input type="text" value="3"/>	%
Wapi/MTOW	<input type="text" value="2.6"/>	%
Wox/MTOW	<input type="text" value="0.4"/>	%
Wapu/MTOW	<input type="text" value="0.1"/>	%
Wfur/MTOW	<input type="text" value="5"/>	%
Wbc/MTOW	<input type="text" value="0.1"/>	%
Wop/MTOW	<input type="text" value="0.75"/>	%

Factores Kundu

Kcgctrl	<input type="text" value="0"/>	-
Wf max	<input type="text" value="111531"/>	Kg
Wpaint/MTOW	<input type="text" value="0.006"/>	-
n° Pilotos	<input type="text" value="1"/>	-
n° Copilotos	<input type="text" value="1"/>	-
n° Ingenieros	<input type="text" value="1"/>	-
K api	<input type="text" value="887"/>	-
Vpress	<input type="text" value="800"/>	m ³
n° Tripulantes	<input type="text" value="0"/>	-
n° Pasajeros	<input type="text" value="380"/>	-
Woxyfixed	<input type="text" value="40"/>	-
K oxy	<input type="text" value="2.4"/>	Kg
K lavatory	<input type="text" value="1.11"/>	-
K buffet	<input type="text" value="1.11"/>	-
P cabina	<input type="text" value="1570"/>	lb/ft ²
S suelo	<input type="text" value="100"/>	m ²
Kcabinusu	<input type="text" value="19"/>	-
K safety eq	<input type="text" value="7.5"/>	-
K toilet	<input type="text" value="6.5"/>	-

Figura 3-55. Datos sistemas método completo DC-10-30.

Datos materiales y refuerzos

Activar reducción de material Activar incremento por refuerzos

% Reducción por material		Factor de incremento y % Incremento por refuerzos	
Ala	7 %	Ala	1.2 - 25 %
HTP	7 %	HTP	1.2 - 15 %
Cola en V	7 %	VTP	1.2 - 15 %
Fuselaje	7 %	Fuselaje	1.2 - 20 %
Tren de aterrizaje	0 %	Tren de aterrizaje	1.2 - 25 %
Motores	0 %	Motores	1.2 - 20 %

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-56. Datos material y refuerzos método completo DC-10-30

3.8.2 Datos Aeronave Cessna Citation II

Factores lineales

Método Factores lineales

Modificando modelo: Cessna 550

Superficies aerodinámicas	Pesos	Factores lineales
S: 30.5 m ²	MTOW: 6600 Kg	Ala: 12 - Definido
Swf: 55.25 m ²	W crew: 244.9 Kg	HTP: 10 - Tipo de cola
Cr: 2.921 m	W payload: 952.5 Kg	VTP: 10 - <input checked="" type="radio"/> VTP
AR: 8.43	W engines: 571.5 Kg	Fuselaje: 7 - <input type="radio"/> Cola en V
Shtp: 6.56 m ²	W/S: 210 Kg/m ²	Tren: 0.057 - <input checked="" type="checkbox"/> HTP
Svtp: 5.29 m ²		Motores: 1.4 - <input type="checkbox"/> Canard
	Peso combustible	Miscelaneo: 0.1 - <input checked="" type="checkbox"/> Tren de aterrizaje
	Wf/W0: 0.3	

Guardar nuevo Sobrescribir Ayuda Salir

Figura 3-57. Factores lineales Cessna Citation II.

Método completo

Datos generales
— □ ×

DATOS GENERALES

Pesos		Factores Kundu					
MTOW	6600	Kg	W ala/MTOW	8	-		
W fuel	1638.24	Kg	W htp/MTOW	1.35	-		
W crew	244.94	Kg	W vtp/MTOW	0.7	-		
W payload	952.54	Kg	W fus/MTOW	11	-		
W/S	210	Kg/m ²	W lg/MTOW	5	-		
W reserva/Wf	0	-	W nacelles/MTOW	0.8	-		
Datos misión n último land <input style="width: 50px;" type="text" value="3"/> - n max <input style="width: 50px;" type="text" value="3.5"/> - n ultimo <input style="width: 50px;" type="text" value="5.5"/> - M h <input style="width: 50px;" type="text" value="0.705"/> - Vmax c <input style="width: 50px;" type="text" value="134.4"/> m/s rho SL <input style="width: 50px;" type="text" value="0.36"/> Kg/m ³		Tipo de cola <input checked="" type="radio"/> Cola vertical <input type="radio"/> Cola en V					
		<input checked="" type="checkbox"/> HTP <input type="checkbox"/> Canard					
		W pylons/MTOW	0.4	-	W oil/MTOW	0.4	-
		W engcon/MTOW	0.2	-	W reversa/MTOW	0	-
		W fuelsyst/MTOW	0.7	-			
		<input type="button" value="Aceptar"/> <input type="button" value="Restaurar"/> <input type="button" value="Cancelar"/> <input type="button" value="Ayuda"/>					

Figura 3-58. Datos generales método completo Cessna Citation II.

Datos superficies aerodinámicas
— □ ×

DATOS SUPERFICIES AERODINÁMICAS

Superficies aerodinámicas
 Ala
 HTP
 VTP
 Canard
 Cola en V

Ala	HTP	VTP
Sw <input style="width: 50px;" type="text" value="30.5"/> m ²	Sh <input style="width: 50px;" type="text" value="6.56"/> m ²	Sv <input style="width: 50px;" type="text" value="5.29"/> m ²
t/c <input style="width: 50px;" type="text" value="0.14"/> -	t/c HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.1"/> -	t/c VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.09"/> -
AR <input style="width: 50px;" type="text" value="8.43"/> -	AR HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="5.02"/> -	AR VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="1.58"/> -
Ct/Cr <input style="width: 50px;" type="text" value="0.33"/> -	Ct/Cr HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.5"/> -	Ct/Cr VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.43"/> -
Xw <input style="width: 50px;" type="text" value="7"/> m	Ce/Ct HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.39"/> -	Cr/Cv VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.32"/> -
Flecha 0.25c <input style="width: 50px;" type="text" value="0.03"/> rad	Xh <input style="width: 50px;" type="text" value="12"/> m	Xv <input style="width: 50px;" type="text" value="12.5"/> m
Densidad ala <input style="width: 50px;" type="text" value="2711"/> Kg/m ³	Zh <input style="width: 50px;" type="text" value="3"/> m	Zv <input style="width: 50px;" type="text" value="4"/> m
K rho ala <input style="width: 50px;" type="text" value="0.002"/> -	Flecha 0.25c HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.09"/> rad	Flecha 0.25c VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.57"/> rad
F corrección <input style="width: 50px;" type="text" value="0"/> -	Densidad HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="2711"/> Kg/m ³	Densidad VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="2711"/> Kg/m ³
	K rho HTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.03"/> -	K rho VTP <input style="width: 50px;" type="text" value="0.035"/> -
<input type="button" value="Aceptar"/> <input type="button" value="Restaurar"/> <input type="button" value="Cancelar"/> <input type="button" value="Ayuda"/>		

Figura 3-59. Datos superficies aerodinámicas método completo Cessna Citation II.

Datos fuselaje y tren de aterrizaje

DATOS FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE

Fuselaje		Tren de aterrizaje	
Longitud fuselaje	14.39 m	<input checked="" type="checkbox"/> Tren de aterrizaje	
Diametro fuselaje	1.71 m	Altura LG	1.5 m
Densidad fuselaje	2711 Kg/m ³	KI	1 -
K densidad	0.0027 -	Kret	1 -
K inlet	1.25 -	K LG	0.48 -

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-60. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo Cessna Citation II.

Datos motores

DATOS MOTORES

Tipo de motor: Tracción (jet)

Propulsión	
Weng	282 Kg
n motores	2 -
Ke	3 -
Kfs	1.6 -
nfs	0.727 -
rho fuel	804 Kg/m ³
Fbpr	1.1 -
Amot	0.8 m ²
Lmc	0.2 m
Pmaxcomp	170 KPa

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-61. Datos motores método completo Cessna Citation II.

Datos sistemas

DATOS SISTEMAS

Flight control system

Hydraulic/Pneumatic system

Instrument

Electric system

ECS

Oxygen

Apu

Furnishing

Baggage cargo

Operational item

Factores Kundo

Wfcs/MTOW	1.1	%
Whid/MTOW	0.5	%
Winst/MTOW	0.3	%
Welec/MTOW	0.8	%
Wapi/MTOW	0.6	%
Wox/MTOW	0.2	%
Wapu/MTOW	0.1	%
Wfur/MTOW	4.5	%
Wbc/MTOW	0.1	%
Wop/MTOW	0.5	%

Factores Kundo

Kcgctrl	0	-
Wf max	2150	Kg
Wpaint/MTOW	0.006	-
n° Pilotos	1	-
n° Copilotos	1	-
n° Ingenieros	0	-
K api	610	-
Vpress	10.2	m^3
n° Tripulantes	0	-
n° Pasajeros	8	-
Woxyfixed	20	-
K oxy	0.5	Kg
K lavatory	0.31	-
K buffet	0.31	-
P cabina	1570	lb/ft^2
S suelo	8	m^2
Kcabinetu	5	-
K safety eq	2	-
K toilet	5	-

Aceptar Restaurar

Cancelar Ayuda

Figura 3-62. Datos sistemas método completo Cessna Citation II.

Datos materiales y refuerzos

DATOS MATERIALES Y REFUERZOS

Activar reducción de material

Activar incremento por refuerzos

% Reducción por material

Ala	10	%
HTP	10	%
Cola en V	10	%
Fuselaje	10	%
Tren de aterrizaje	0	%
Motores	0	%

Factor de incremento y % Incremento por refuerzos

Ala	1.1	-	25	%
HTP	1.1	-	15	%
VTP	1.1	-	15	%
Fuselaje	1.1	-	20	%
Tren de aterrizaje	1.1	-	25	%
Motores	1.1	-	20	%

Aceptar Restaurar Cancelar Ayuda

Figura 3-63. Datos material y refuerzos método completo Cessna Citation II.

3.8.3 Datos Aeronave F-15 Eagle

Factores lineales

Figura 3-64. Datos factotes lineales F-15 Eagle.

Método completo

Figura 3-65. Datos generales método completo F-15 Eagle.

Datos superficies aerodinámicas

DATOS SUPERFICIES AERODINÁMICAS

Superficies aerodinámicas

Ala
 HTP
 VTP
 Canard
 Cola en V

Ala		HTP		VTP	
Sw	59.18 m ²	Sh	9.57 m ²	Sv	6.6 m ²
t/c	0.06 -	t/c HTP	0.05 -	t/c VTP	0.06 -
AR	2.87 -	AR HTP	2.24 -	AR VTP	1.59 -
Ct/Cr	0.04 -	Ct/Cr HTP	0.11 -	Ct/Cr VTP	0.29 -
Xw	8.93 m	Ce/Ct HTP	0.3 -	Cr/Cv VTP	0.31 -
Flecha 0.25c	0.6 rad	Xh	43.42 m	Xv	46.3 m
Densidad ala	2711 Kg/m ³	Zh	8 m	Zv	9 m
K rho ala	0.015 -	Flecha 0.25c HTP	0.6 rad	Flecha 0.25c VTP	0.5 rad
F corrección	0 -	Densidad HTP	2711 Kg/m ³	Densidad VTP	2711 Kg/m ³
		K rho HTP	0.03 -	K rho VTP	0.045 -

Figura 3-66. Datos superficies aerodinámicas método completo F-15 Eagle.

Datos fuselaje y tren de aterrizaje

DATOS FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE

Fuselaje	Tren de aterrizaje
Longitud fuselaje	<input checked="" type="checkbox"/> Tren de aterrizaje
Diametro fuselaje	Altura LG
Densidad fuselaje	KI
K densidad	Kret
K inlet	K LG

Figura 3-67. Datos fuselaje y tren de aterrizaje método completo F-15 Eagle.

Datos motores

Tipo de motor: Tracción (jet)

Propulsión

Weng: 1696 Kg

n motores: 2

Ke: 3

Kfs: 1.6

nfs: 0.727

rho fuel: 804 Kg/m³

Fbpr: 7.5

Amot: 1.1 m²

Lmc: 0.5 m

Pmaxcomp: 250 KPa

Buttons: Aceptar, Restaurar, Cancelar, Ayuda

Figura 3-68. Datos motores método completo F-15 Eagle.

Datos sistemas

Flight control system Oxygen
 Hydraulic/Pneumatic system Apu
 Instrument Furnishing
 Electric system Baggage cargo
 ECS Operational item

Factores Kundu

Wfcs/MTOW: 1.1 %

Whid/MTOW: 0.5 %

Winst/MTOW: 1.75 %

Welec/MTOW: 3 %

Wapi/MTOW: 2.6 %

Wox/MTOW: 0.4 %

Wapu/MTOW: 0.1 %

Wbc/MTOW: 0.1 %

Factores Kundu

Kcgctrl: 0

Wf max: 11720 Kg

Wpaint/MTOW: 0.006

n° Pilotos: 1

n° Copilotos: 0

n° Ingenieros: 0

K api: 887

Vpress: 4 m³

n° Tripulantes: 0

n° Pasajeros: 0

Woxyfixed: 40

K oxy: 2.4 Kg

K lavatory: 0

K buffet: 0

P cabina: 1570 lb/ft²

S suelo: 3 m²

Kcabinesu: 0

K safety eq: 0

K toilet: 0

Buttons: Aceptar, Restaurar, Cancelar, Ayuda

Figura 3-69. Datos sistemas método completo F-15 Eagle.

Figura 3-70. Datos material y refuerzos método completo F-15 Eagle.

3.8.4 Resultados

Por último, se presentan la comparativa de ambos métodos, factores lineales y método completo, para las tres aeronaves de estudio frente a sus valores de pesos reales e indicando en las dos últimas columnas el porcentaje de error. La última línea representa el peso total de la aeronave donde se incluye el peso estructural, peso de sistemas, peso de combustible y carga de pago.

Tabla 3-6. Estudio de sensibilidad DC-10-30

	Factores lineales [Kg]	Método completo [Kg]	Peso real [Kg]	Error Factores lineales [%]	Error Método completo [%]
Fuselaje	21409.9	20969.2	21441.29	0.15	2.20
Ala	17644.1	27224.6	26697.97	33.91	1.97
Cola (HTP y VTP)	4387.77	7055.51	6656.92	34.09	5.99
Motor	16770	19679.6	11867.33	41.31	65.83
Tren de aterrizaje	9451.16	6237.54	11684.98	19.12	46.62
Peso estructuras	69662.93	77740.4	70621.1	1.36	10.08
Sistemas	37365.1	28937.2	34560.99	8.11	16.27
Peso combustible	70052	111531	112052.64	37.48	0.47
Carga de pago	42304.3	37920.3	44781.32	5.53	15.32
Total	219384.33	256128.9	262016	16.27	2.25

Tabla 3-7. Estudio de sensibilidad Cessna Citation II.

	Factores lineales [Kg]	Método completo [Kg]	Peso real [Kg]	Error Factores lineales [%]	Error Método completo [%]
Fuselaje	386.75	483.62	484.89	20.24	0.26
Ala	236.98	653.39	584.23	59.44	11.84
Cola (HTP y VTP)	118.5	143.39	133.81	11.44	7.16
Motor	800.14	935.846	498.95	60.36	87.56
Tren de aterrizaje	296.179	300.16	210.92	40.42	42.31
Peso estructuras	1838.55	2125.38	1513.64	21.47	40.42
Sistemas	519.61	1298.28	1021.04	49.11	27.15
Peso combustible	1638.24	1736.53	2272.04	27.90	23.57
Carga de pago	952.54	952.54	680.39	40.00	40.00
Total	4948.94	6012.73	5487.11	9.81	9.58

Tabla 3-8. Estudio de sensibilidad F-15 Eagle.

	Factores lineales [Kg]	Método completo [Kg]	Peso real [Kg]	Error Factores lineales [%]	Error Método completo [%]
Fuselaje	2824.86	3042.55	2832.68	0.28	7.41
Ala	1092.47	3269.22	1651.98	33.87	97.90
Cola (HTP y VTP)	363	226.586	500.77	27.51	54.75
Motor	4409.6	4791.33	5525.66	20.20	13.29
Tren de aterrizaje	750.01	941.71	512.11	46.45	83.89
Peso estructuras	9439.94	12415.3	11023.14	14.36	12.63
Sistemas	3863.7	3627.3	2611.78	47.93	38.88
Peso combustible	5700	6148	6103.08	6.60	0.74
Carga de pago	3628.74	3628.74	5872.23	38.21	38.21
Total	22632.38	25819.34	25610.23	11.63	0.82

A pesar de existir grandes diferencias en las diferentes secciones de comparación, puede observarse que, como resultado en el peso total, el error relativo del método de factores lineales se encuentra entre un 10 y un 20% por lo que puede considerarse más que aceptable. Mientras que, para el caso del método completo, el error es inferior al 10%.

De acuerdo con dichos resultados se puede decir que los rangos de precisión de cada uno de los métodos son aceptables ya que ambos pertenecen a una fase preliminar del diseño y es razonable además que el método completo, al considerar un mayor número de variables de entrada, se obtenga una mayor precisión en los resultados.

4 ACADEMIC PERFORMANCE PRO APP

En este capítulo se describe la herramienta académica Academic Performance Pro App desarrollada por el presente, Carlos Vilches Caro, en el entorno de desarrollo App Designer de Matlab y que surge de la evolución de las anteriores versiones Academic Performance Pro y Academic Performance en Guide, desarrolladas respectivamente por Cristina Vázquez Reynel y Pablo Fernández Golbano.

En las secciones de este capítulo se describirá las hipótesis de partida en las que se basan los modelos matemáticos empleados, la estructura general la aplicación y la descripción de las funcionalidades de cada uno de los módulos que la componen. Cabe recalcar que en esta herramienta a pesar de que los códigos son los mismos, salvo algunos cambios que haremos mención a continuación, se han tenido que reescribir todos los códigos y estructurar las interfaces gráficas de todos los módulos y ventanas con sus respectivos componentes.

Las cambios que se han hecho sobre dicha aplicación son:

- Reestructuración Creación Misión en el Módulo Diseño Avanzado
- Reestructuración Creación Modelo en el Módulo Diseño Avanzado

En el Anexo B se recopilan el log de cambios del continuo debugging que se ha estado haciendo sobre la aplicación y la corrección de errores de la misma desde su creación dando lugar a nuevas versiones de la aplicación.

4.1 Estructura Academic Performance Pro App

En la figura 4-1 se puede ver un diagrama de flujo de la estructura interna de la herramienta. La herramienta software Academic Performance Pro App se divide en dos bloques principales:

- Módulo Diseño Preliminar, representado en la figura 4-1 en color rojo. En este módulo, se realiza un diseño de las actuaciones de la aeronave de una forma simplificada y sencilla. En este módulo se distinguen una sección de entrada de datos, en color amarillo en la figura 4-1, donde se definen:

- Misión de la aeronave
- Modelo de la aeronave

Por otro lado, una sección de análisis y representación de resultados, donde se definen:

- Diagrama carga alar (W/S) frente a empuje/peso (T/W)
- Diagrama empuje (T) frente a resistencia aerodinámica (D)
- Tabla de resultados
- Requirements trade

- Módulo Diseño Avanzado, representado en la figura 4-1 en color verde. En este módulo, se realiza un diseño de las actuaciones de la aeronave de una forma más avanzada y detallada que en el diseño preliminar. En este módulo se distinguen una sección de entrada de datos, en color amarillo en la figura 4-1, donde se definen:

- Misión de la aeronave
- Modelo de la aeronave

Por otro lado, una sección de análisis y representación de resultados, donde se definen:

- Tabla de resultados
- Gráfica de resultados

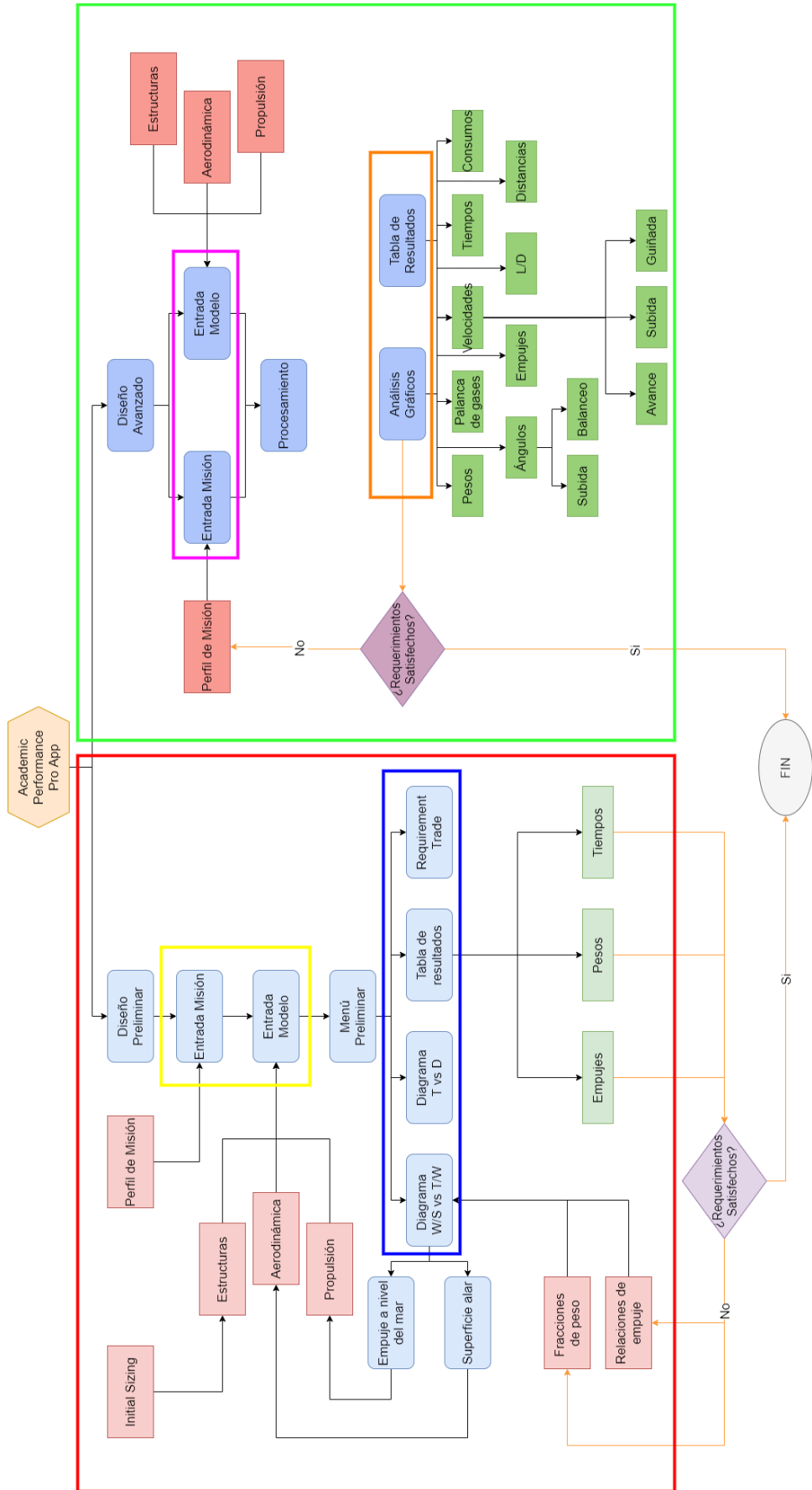


Figura 4-1. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App.

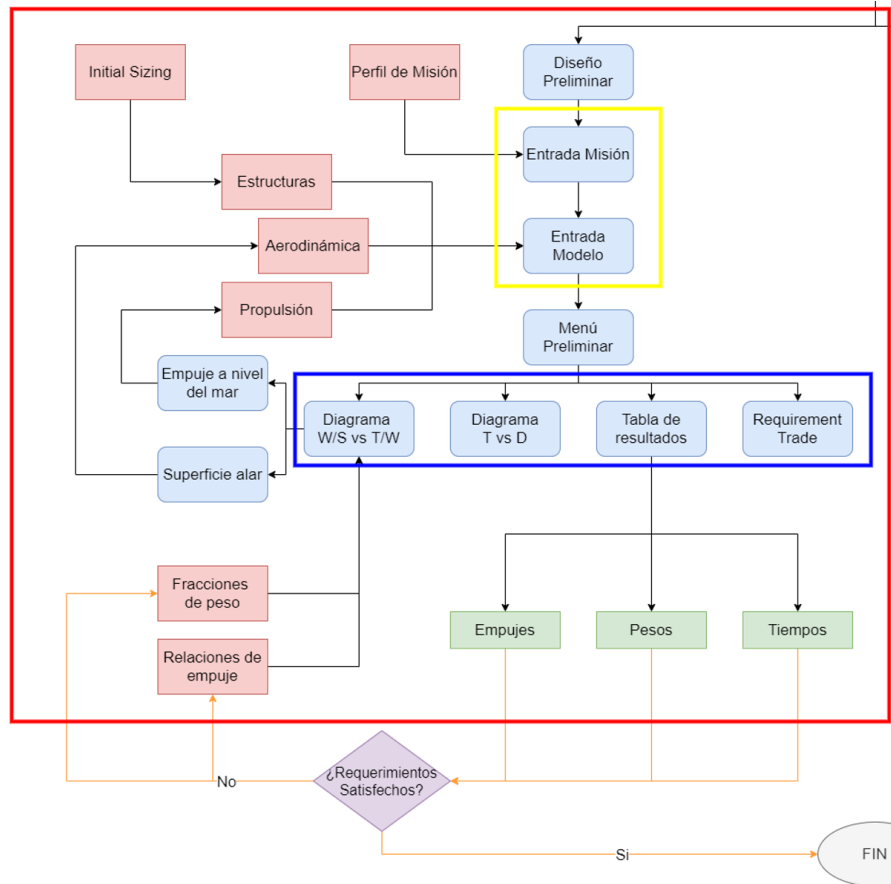


Figura 4-2. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App (Zoom parte I).

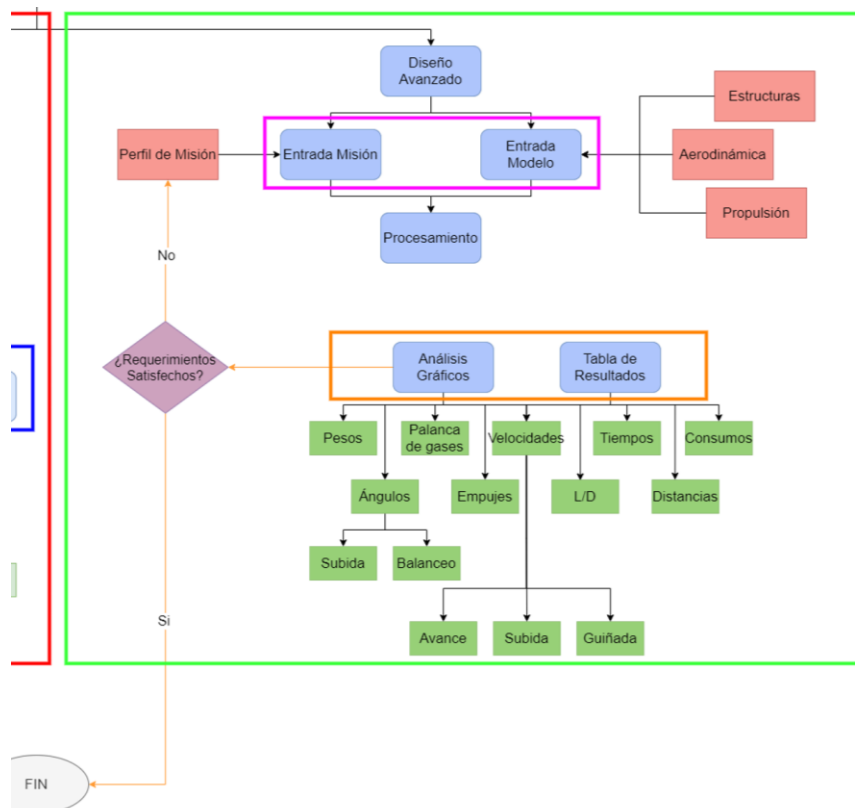


Figura 4-3. Diagrama de flujo de Academic Performance Pro App (Zoom parte II).

4.2 Hipótesis de partida

En esta sección se detallan las hipótesis de partida y los modelos matemáticos empleadas en el desarrollo de la herramienta para el cálculo de las actuaciones de la aeronave. Estos modelos matemáticos se han extraído del documento desarrollado por los profesores Sergio Esteban Roncero, Antonio Franco Espín y Alfonso Valenzuela para la asignatura Cálculo de Aeronaves. Las hipótesis de partida se dividen en cuatro subsecciones: Modelo de Atmósfera Estándar Internacional (ISA), modelo de la mecánica del vuelo, modelo aerodinámico y modelo propulsivo.

Estas hipótesis de partida fueron las empleadas en las anteriores versiones de la herramienta Academic Performance desarrollada por Pablo Fernández Golbano y Academic Performance Pro desarrollada por Cristina Vázquez Reynel, y en consistencia con lo desarrollado previamente, también son las hipótesis empleadas en la nueva aplicación Academic Performance Pro App.

4.2.1 Modelo de Atmósfera Estándar Internacional (ISA)

El modelo de Atmósfera Estándar Internacional, conocido por sus siglas ISA, del inglés, International Standard Atmosphere, es un modelo de la atmósfera terrestre cuyo fin es proporcionar un marco de referencia invariante para la navegación aérea y para la realización de cálculos aerodinámicos consistentes.

El modelo ISA es un modelo teórico que proporciona los valores de temperatura, presión, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud a partir de unos valores estándares de las variables descritas anteriormente para unas altitudes clave determinadas. El modelo divide la atmósfera en capas con distribuciones lineales de temperatura. Además, se considera que la atmósfera es un gas ideal en presencia del campo gravitatorio terrestre que se supone constante e igual al del nivel del mar, $g = 9,80665 \text{ m/s}^2$.

Para los cálculos de actuaciones de las aeronaves en la aplicación se consideran únicamente las dos primeras capas de la atmósfera: troposfera, que se extiende desde el nivel del mar, $h = 0$ metros, hasta la tropopausa, $h = 11000$ metros, y la estratosfera, desde la tropopausa, $h = 11000$ metros, hasta una altitud de $h = 20000$ metros.

4.2.1.1 Troposfera

A continuación se definen las ecuaciones que permiten obtener la temperatura $\theta(h)$, la densidad $\rho(h)$ y la presión $p(h)$ en función de la altitud h para la troposfera:

$$\theta(h) = \theta_{SL} - \lambda h \quad (4.1)$$

$$\rho(h) = \rho_{SL} \left(\frac{\theta(h)}{\theta_{SL}} \right)^{\frac{g}{R\lambda-1}} \quad (4.2)$$

$$p(h) = \rho(h) R \theta(h) \quad (4.3)$$

$$a(h) = \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} \quad (4.4)$$

siendo los valores de las magnitudes a nivel del mar, sufijo SL , obtenidos del modelo ISA.

4.2.1.2 Estratosfera

A continuación se definen las ecuaciones que permiten obtener la temperatura $\theta(h)$, la densidad $\rho(h)$ y la presión $p(h)$ en función de la altitud h para la estratosfera:

$$\theta(h) = \theta_{trop} \quad (4.5)$$

$$\rho(h) = \rho_{trop} \exp\left(\frac{-g(h - h_{trop})}{R \theta(h)}\right) \quad (4.6)$$

$$p(h) = \rho(h) R \theta(h) \quad (4.7)$$

$$a(h) = \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} \quad (4.8)$$

siendo los valores de las magnitudes de la tropopausa, sufijo *trop*, obtenidos del modelo ISA.

4.2.2 Mecánica del vuelo

A partir del desarrollo matemático de la teoría de mecánica del vuelo descrito en [5], se desarrollan a continuación las ecuaciones y simplificaciones realizadas así como las hipótesis empleadas para el cálculo de las actuaciones de la aeronave.

El movimiento de la aeronave puede considerarse como un movimiento de masa puntual en el centro de masas del vehículo sobre el que actúan diferentes fuerzas. En cada instante el movimiento está definido por la posición, velocidad y masa del vehículo sobre el que actúan una fuerza total compuesta por la fuerza gravitatoria $m\vec{g}$, la fuerza aerodinámica \vec{F}_A y la fuerza propulsiva \vec{F}_T .

Las ecuaciones que definen el movimiento respecto del sistema inercial geocéntrico vienen dadas por:

$$\left(\frac{d\vec{r}}{dt}\right)_I = \vec{V}_I \quad (4.9)$$

$$m \left(\frac{d\vec{V}_I}{dt}\right)_I = \vec{F}_A + \vec{F}_T + m\vec{g} \quad (4.10)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (4.11)$$

siendo \vec{r} el vector de posición, t el tiempo, \vec{V}_I la velocidad absoluta del vehículo (velocidad respecto al sistema inercial), m la masa de la aeronave y c el gasto másico del combustible (la masa es una función del tiempo debido al consumo de combustible). Las derivadas del vector posición \vec{r} y de la velocidad absoluta del vehículo \vec{V}_I se efectúan en el sistema inercial de referencia.

Con esto se obtiene un sistema de 7 ecuaciones diferenciales ordinarias no lineales, para las 3 componentes del vector de posición, las 3 componentes del vector velocidad absoluta y la masa. A partir del estudio aerodinámico y propulsivo se obtienen las fuerzas \vec{F}_A , \vec{F}_T y el consumo c . Proyectando las ecuaciones en un sistema de referencia concreto, se obtienen las ecuaciones dinámicas escalares de la mecánica del vuelo.

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (4.12)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (4.13)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.14)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (4.15)$$

$$m V \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (4.16)$$

$$m V \frac{d\gamma}{dt} = L \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (4.17)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c \quad (4.18)$$

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

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

Como hipótesis, se han despreciado las fuerzas de inercia debidas a la rotación de la Tierra y se ha considerado la aceleración de la gravedad constante independiente de la altitud y equivalente a la correspondiente al nivel del mar, g_0 . Además, se considera un modelo de Tierra plana, que es coherente para vuelos de corto recorrido. La atmósfera considerada es la Atmósfera Estándar Internacional ISA, supuesta en calma.

Adicionalmente, se consideran todos los tipos de vuelos simétricos respecto del plano vertical, por lo que el vector empuje y velocidad están contenidos en el plano vertical y no existe ángulo de resbalamiento. Se considera también que el ángulo de ataque y resbalamiento del sistema propulsivo es nulo.

La dependencia funcional de la sustentación, resistencia aerodinámica, el empuje y el gasto másico de combustible es la siguiente:

$$L = L(h, V, \alpha) \quad (4.19)$$

$$D = D(h, V, \alpha) \quad (4.20)$$

$$T = T(h, V, \pi) \quad (4.21)$$

$$c = c(h, V, \pi) \quad (4.22)$$

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

Más adelante, se adentrará con mayor profundidad en los cálculos realizados para el cálculo de las actuaciones de la aeronave en base a estas ecuaciones de la mecánica del vuelo.

4.2.3 Modelo aerodinámico

Para el cálculo de las actuaciones de la aeronave se emplean dos modelos aerodinámicos diferentes, un modelo más simplificado para el módulo de Diseño Preliminar y un modelo más complejo para el Diseño avanzado. A continuación, se describen ambos modelos empleados.

4.2.3.1 Diseño preliminar

Para el diseño preliminar se emplea un modelo aerodinámico de polar parabólica no compensada de coeficientes constantes.

$$C_D = C_{D_0} + k C_L^2 \quad (4.23)$$

siendo C_{D_0} el coeficiente de resistencia parasitaria, k el coeficiente de resistencia inducida y C_L el coeficiente de sustentación.

Para el cálculo de las actuaciones de la aeronave en el diseño preliminar este modelo aerodinámico es suficiente ya que el objetivo de esta fase es estimar en términos generales las principales variables de interés: potencia del motor a nivel del mar, peso inicial al despegue y la superficie alar.

4.2.3.2 Diseño avanzado

Para el diseño avanzado se pretende una mayor precisión en los cálculos de las actuaciones de la aeronave ya que se pretende obtener unos resultados lo más precisos posibles. Para alcanzar una mayor precisión en los cálculos el modelo aerodinámico empleado se divide en tres grupos: modelo aerodinámico en el despegue y en el aterrizaje, modelo aerodinámico en el aterrizaje y modelo aerodinámico en el resto de segmentos.

- Modelo aerodinámico en el despegue y en el aterrizaje.

Para el despegue y el aterrizaje se emplea un modelo aerodinámico de polar parabólica no compensada:

$$C_D = C_{D_0} + k_{suelo} C_L^2 \quad (4.24)$$

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

En el caso del despegue, C_L y C_{D_0} serán inferiores al caso del aterrizaje, debido al distinto grado de deflexión de las superficies hipersustentadoras entre ambos segmentos.

- Modelo aerodinámico en el resto de segmentos.

Para el resto de segmentos se emplea una polar parabólica de coeficientes constantes compensada con un término adicional lineal con el coeficiente de sustentación. Este tipo de polar incluye los efectos que la sustentación del fuselaje y las derivas que infieren sobre la resistencia de la aeronave. De esta forma, se tiene:

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_{min}} + k \left(C_L + C_{L_{min-drag}} \right)^2 = \\ &= C_{D_{min}} + k C_{L_{min-drag}}^2 + k C_L^2 + 2k C_L C_{L_{min-drag}} \end{aligned} \quad (4.25)$$

Reorganizando términos, se obtiene:

$$C_D = C_{D_0} + k_2 C_L + k C_L^2 \quad (4.26)$$

donde k_2 representa el coeficiente de resistencia inducida asociado a la compensación de la polar parabólica.

Esta polar se emplea para todos los segmentos excepto para el despegue y el aterrizaje. Sin embargo, también es posible asignar una determinada polar a cada tramo de la misión como se verá más adelante en el capítulo de Diseño Avanzado. Por ejemplo, diseñar distintos tramos de subida con diferentes configuraciones de la polar.

En el caso del crucero los coeficientes dependen del número de Mach, debido a que es posible que las velocidades alcanzadas en este segment sean influyentes en los coeficientes aerodinámicos establecidos para el resto de segmentos.

4.2.4 Modelo propulsivo

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

Las configuraciones de palanca de gases definida en la sección de potencia y par dictarán cual tiene que ser la posición de palanca en cada uno de los segmentos de vuelo. Estas posiciones de palanca son las que han de servir como pautas al diseñador para determinarla potencia/empuje disponible en cada uno de los segmentos a analizar:

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

4.2.4.1 Modelo Planta Propulsiva Turbo-Fan

El modelo de planta propulsiva turbo-fan proporciona un empuje que viene dado por la expresión:

$$T = \delta_T T_M(V, h) \quad (4.27)$$

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

$$T_M(V, h) = W_{T0} \delta C_T \quad (4.28)$$

siendo W_{T0} el peso de referencia del avión en despegue, δ el ratio de presiones ($\delta = p/p_{SL}$) donde p_{SL} es la presión a nivel de mar, y p la presión a la altura de operación. El coeficiente de tracción C_T viene dado por la expresión analítica simple que incluye su dependencia con el número de Mach y que incluye el incremento de C_T en función de la altura con la siguiente expresión:

$$C_T = \frac{T_{SL}}{W_{TO}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{1}{\theta} \quad (4.29)$$

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

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} \quad (4.30)$$

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

$$C = c_{SL} \frac{L_H}{a_{SL}} (1.00 + 1.20M)\sqrt{\theta} \quad (4.31)$$

donde c_{SL} es el consumo específico a nivel de mar y $M = 0$, y viene determinado por los datos disponibles en <http://www.jet-engine.net/>. Hay que tener en cuenta que el $TSFC$ vienen en unidades de $[lb/lbf \cdot hr]$, y dado que el modelo empleado para analizar las actuaciones del avión (ecuaciones de Breguet para alcance y Autonomía) se realiza mediante la variación de Peso (W) en vez de masa (m), es necesario multiplicar el $TSFC$ por la gravedad para obtener las unidades apropiadas cuando se convierte de unidades del sistema imperial al sistema métrico. El L_H es el poder calorífico del combustible (fuel latent heat), y tomaremos el valor $L_H = 43 \times 10^6 J/kg$. El $TSFC$ viene dado en función del tipo de derivación. Para motores turbo-fan de alta derivación (high bypass ratio):

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 1.2M)\sqrt{\theta} \quad (4.32)$$

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

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 0.33M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar}) \quad (4.33)$$

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1.0 + 0.16875M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia máxima}) \quad (4.34)$$

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

$$c_{SL} = c_{SL} (a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5) \quad (4.35)$$

siendo los coeficientes:

$$a_1 = 3.559957437510763 \quad (4.36)$$

$$a_2 = -10.739698199171459 \quad (4.37)$$

$$a_3 = 11.989635150373475 \quad (4.38)$$

$$a_4 = -5.869876557884609 \quad (4.39)$$

$$a_5 = 2.059994459180667 \quad (4.40)$$

- Relaciones de empuje para distintos segmentos

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

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{\delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} (1.00 - 0.49\sqrt{M_3}) \rho_3}{\delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} (1.00 - 0.49\sqrt{M_0}) \rho_0} \quad (4.41)$$

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

- Corrección de posición de palanca en función de operación

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

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.42)$$

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

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (4.43)$$

por lo que la posición de palanca puede venir dada por

$$\delta_T = \frac{1}{T_{SL}} \frac{\rho_{SL}}{\rho} \frac{D}{(1.00 - 0.49\sqrt{M})} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} \quad (4.44)$$

4.2.4.2 Modelo Planta Propulsiva Turbo-Prop

El modelo de planta propulsiva turbo-prop proporciona una potencia que viene dada por la expresión:

$$P = \delta \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{p}{p_{SL}} \quad (4.45)$$

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

$$T = \frac{P}{V} \eta_p \quad (4.46)$$

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

$$\eta_p = \frac{\eta_{installed}}{0.1} M \rightarrow M \leq 0.1 \quad (4.47)$$

$$\eta_p = \eta_{installed} \rightarrow M \geq 0.1 \quad (4.48)$$

donde $\eta_{installed}$ es la eficiencia propulsiva instalada, y se va a asumir que utilizando un motor con hélice de paso variable $\eta_{installed} = 0.82$. El consumo de combustible por unidad de potencia viene dado por la relación

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P}\right)_{SL} (1 + 1.44M)\sqrt{\theta} \quad (4.49)$$

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

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} = \left(\frac{lb}{hp \cdot h}\right) \times \left(\frac{1hp}{550ft \cdot lb/s}\right) \times \left(\frac{1h}{3600s}\right) \times \left(\frac{ft}{s}\right) = \frac{1}{s} \quad (4.50)$$

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

$$c_{bhp} = c_{bhp}(a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5) \quad (4.51)$$

siendo los coeficientes:

$$a_1 = 3.559957437510763 \quad (4.52)$$

$$a_2 = -10.739698199171459 \quad (4.53)$$

$$a_3 = 11.989635150373475 \quad (4.54)$$

$$a_4 = -5.869876557884609 \quad (4.55)$$

$$a_5 = 2.059994459180667 \quad (4.56)$$

- Relaciones de potencia para distintos segmentos

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

$$\frac{P_3}{P_0} = \frac{p_3 \delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{p_0 \delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (4.57)$$

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

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{p_3 \delta_{T_3} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} V_0 \eta_{p_3}}{p_0 \delta_{T_0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} V_3 \eta_{p_0}} \quad (4.58)$$

- Corrección de posición de palanca en función de operación

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

$$P = \frac{TV}{\eta_p} \quad (4.59)$$

donde el empuje en vuelo horizontal rectilíneo uniforme viene dado por

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.60)$$

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

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (4.61)$$

De esta forma, la posición de la palanca de gases vendrá dada por

$$\delta_T = \frac{1}{P_{SL}} \frac{p_{SL}}{p} \frac{DV}{\eta_p} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)} \quad (4.62)$$

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

Para determinar la potencia del motor se empleará la siguiente relación

$$P_{USE} = F_{SCALING} \cdot P_{BASE} \quad (4.63)$$

donde

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

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

4.2.4.4 Modelo Planta Propulsiva Piston-Prop

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

$$Bhp = \delta_p \cdot Bhp_{SL} \left(\frac{\rho}{\rho_{SL}} - \frac{1 - \frac{\rho}{\rho_{SL}}}{7.55} \right) = \delta_p \cdot Bhp_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55} \right) \quad (4.64)$$

donde

- Bhp y Bhp_{SL} son el brake horsepower (potencia en caballos) a la altura de vuelo y a nivel del mar (SL) respectivamente. Bhp_{SL} es la potencia del motor a nivel del mar, y viene determinado por los datos disponibles en <http://www.jet-engine.net/>.
- ρ y ρ_{SL} son las densidades a la altura de vuelo y a nivel del mar (SL) respectivamente.
- δ_p es la palanca de gases y viene dada en función de porcentaje de potencia disponible, ($0 < \delta_p \leq 1$). Se recomienda emplear los mismo varemos de posición de palanca para las distintas misiones, tal como se han definido para los modelos de planta propulsive turbo-prop piston-prop.

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

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P}\right)_{SL} \quad (4.65)$$

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

- Relaciones de potencia para distintos segmentos

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

$$\frac{P_3}{P_0} = \frac{\delta_{P_3} \left(8.55 \frac{\rho_3}{\rho_{SL}} - 1\right)}{\delta_{P_0} \left(8.55 \frac{\rho_0}{\rho_{SL}} - 1\right)} \quad (4.66)$$

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

$$\frac{T_3}{T_0} = \frac{P_3}{P_0} = \frac{\rho_3 \delta_{P_3} V_0 \eta_{p_3} \left(8.55 \frac{\rho_3}{\rho_{SL}} - 1\right)}{\rho_0 \delta_{P_0} V_3 \eta_{p_0} \left(8.55 \frac{\rho_0}{\rho_{SL}} - 1\right)} \quad (4.67)$$

- Corrección de posición de palanca en función de operación

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

$$P = \frac{TV}{\eta_p} \quad (4.68)$$

donde el empuje en vuelo horizontal rectilineo uniforme viene dado por

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.69)$$

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

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (4.70)$$

De esta forma, la posición de la palanca de gases vendrá dada por

$$\delta_P = \frac{DV}{\eta_p} \frac{1}{Bhp_{SL}} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55} \right)^{-1} \quad (4.71)$$

4.3 Módulo Diseño Preliminar

El diseño preliminar es el primer módulo en que se subdivide el programa, se accede haciendo click desde el menú principal sobre el botón de diseño preliminar. El principal objetivo de este módulo es facilitar un punto de partida para el diseño de la aeronave desde el punto de vista de las actuaciones. La precisión de los cálculos es aún lejana de la buscada, pero para la fase inicial es más que suficiente dado que simplemente se buscan valores aproximados para tomarlos como datos de partida y a partir de ahí comenzar a analizar e iterar. Esta parte del programa es un primer acercamiento para el alumno con vistas a empezar de alguna forma el proceso de diseño del avión en base a sus actuaciones, cuando no se tiene claro aún las dimensiones de la aeronave, ni el motor o la superficie alar.

En este módulo con pocas variables de entrada se podrá obtener una referencia en cuanto a la relación de carga alar y de empuje-peso que tomará el avión, de forma que se puedan llevar a buen puerto todas las actuaciones y operaciones para las que estará diseñada la aeronave. También se podrá estimar el peso de la aeronave en vacío entre otros. Además de estas primeras estimaciones, este módulo consta de herramientas de análisis con gráficas que permiten al alumno tomar decisiones sobre las principales variables de la aeronave, siempre teniendo en cuenta que tienen que cumplir las especificaciones del RFP. Una vez que se conozcan o decidan ciertas magnitudes principales se podrá comenzar a diseñar en el otro módulo con más profundidad y exactitud.

En la versión Academic Performance Pro App, además de reorganizar todo el conjunto de archivos que componen la herramienta y crear la opción de ayuda para facilitar al alumno la comprensión de la misma, se han añadido varias opciones para mejorar los resultados y hacer más completo el análisis de éstos. El alumno tendrá la opción de estimar de manera más eficiente y realista el peso de la aeronave a partir de valores históricos de aeronaves similares, en las opciones de análisis se ha mejorado la realimentación de la propia herramienta de forma que los datos se actualizan con lo introducido por el alumno para mejorar la precisión y se han añadido nuevas opciones para el estudio y la optimización de las variables iniciales de la aeronave, así como el estudio de la posible variación de los requisitos del RFP en el caso de que supusiera una mejora sustancial en el diseño.

4.3.1 Menú preliminar

La primera pantalla que nos aparece en diseño preliminar es un menú dividido en dos partes, en la parte izquierda encontramos la selección de misión, aquí podremos crear, modificar, cargar o borrar misiones; en el lado derecho se encuentra la selección de modelo, donde podremos crear, cargar, configurar o eliminar un modelo de aeronave. Para poder analizar los datos es necesario cargar una misión y un modelo y hacer clic en ‘Menú principal’.

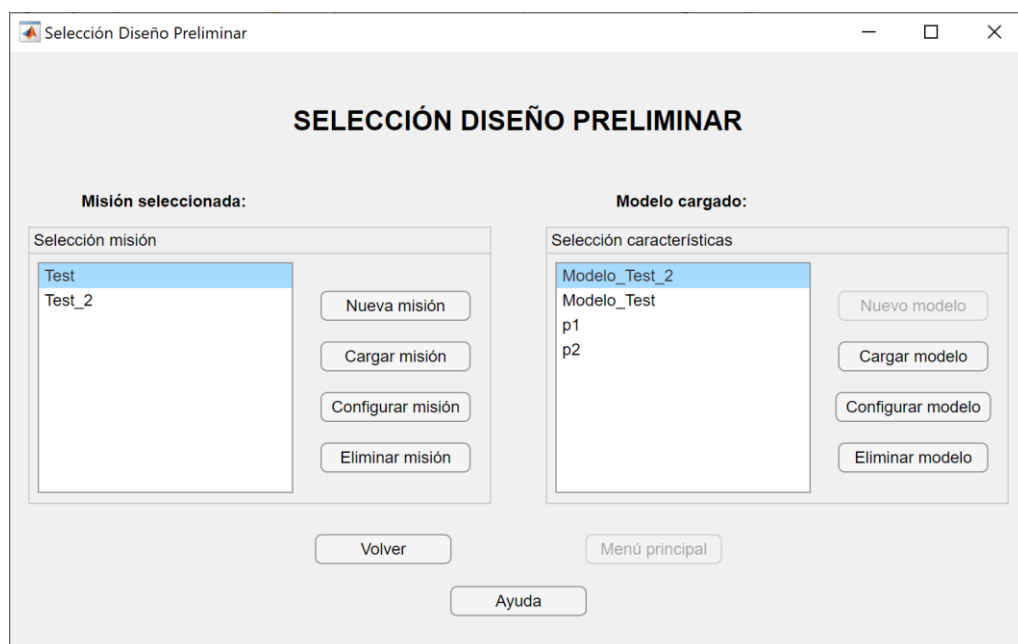


Figura 4-4. Menú preliminar.

La selección no será accesible hasta haber cargado una misión, esto es debido a que cada modelo va asignado a una misión y no son intercambiables, los datos de fracciones de peso o posición de palanca van relacionados con los tramos introducidos en la misión, en el caso de cargar una misión y un modelo que no estaba asociado a esa misión puede dar resultados erróneos o generar problemas que no permitan a la herramienta realizar los cálculos.

Con lo cual, primero se deben conocer de cuántos segmentos constará la misión, qué tipos de segmento será cada uno, etc., lo cual se define dentro del menú de misión, una vez creada se cargará y posteriormente se creará un nuevo modelo de aeronave para dicha misión.

4.3.1.1 Introducir una misión

Al hacer clic en el botón de ‘Nueva Misión’ y accederemos a un menú que nos permite crear misión de cero, este menú se muestra en la figura 4-5.

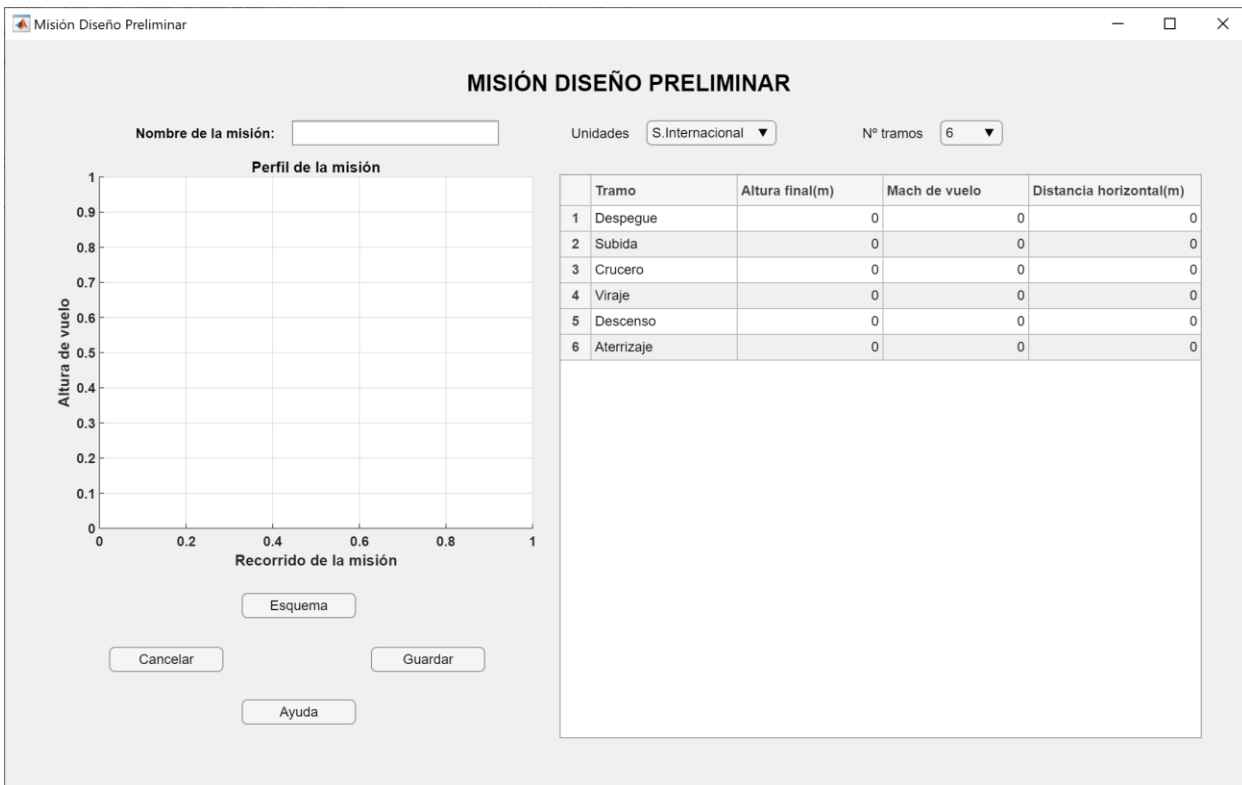


Figura 4-5. Esquema de misión preliminar.

En primer lugar, a la derecha se encuentra una tabla que nos servirá para introducir nuestra misión. En el primer desplegable ‘Sistema de unidades’ se puede elegir entre el sistema internacional o el sistema imperial, de forma que se pueda elegir el sistema que sea más cómodo para cada tipo de variable. En el segundo desplegable ‘Número de tramos’ se determina el número de segmentos que tendrá la misión y este será el número de filas que tendrá la tabla inferior. Cada fila será un tramo y cada columna un dato concreto de ese tramo.

Los datos a introducir en cada columna son los siguientes:

- Tipo de segmento: a elegir entre despegue, subida, crucero, viraje, descenso y aterrizaje.
En el caso de viraje, se podrá considerar que es un crucero de máxima autonomía si el factor de carga es 1.
- Altura final del segmento: altura final a la que llegará el segmento de vuelo.
Para viraje y crucero la altura final será idéntica a la altura final del segmento anterior, puesto que son segmentos de vuelo en los que la altura de vuelo no cambia.

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

Para despegue y aterrizaje, la altura final estará marcando la altura a la que se encuentra situado el aeropuerto sobre el nivel del mar, en este diseño preliminar solo se considerará la fase de rodadura del despegue por lo que la altura a la que finaliza el segmento es la misma que a la que lo empieza, esto es, la altura del aeropuerto.

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

En primera instancia se va a suponer una velocidad aproximadamente constante en cualquiera de los segmentos, y que el alumno deberá calcular o estimar mediante los procedimientos impartidos en la asignatura de Cálculo de Aeronaves. En la versión pro, haciendo clic en el botón de ayuda del menú se puede encontrar información de cómo obtener los datos.

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

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

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

En el caso de los segmentos que varían de altura, como subida y descenso, sirve como medida indirecta del ángulo que tomará la aeronave tanto en subida como en descenso. El ángulo de subida será calculado como el arcotangente del cociente entre el incremento en altura dividido por la distancia en horizontal recorrida. Para calcular este dato se deberá decidir el ángulo de subida o descenso y con la altura final o inicial, respectivamente obtener la distancia horizontal.

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

Por último, una vez introducida la misión, haciendo clic en el botón situado bajo los ejes coordenados ‘Esquema’ se podrá representar a grandes rasgos el esquema de la misión. Al representarlo el alumno toma conciencia de la misión que va a estudiar de manera más visual.

En la figura 4-6 se muestra un ejemplo de misión introducida y representada.

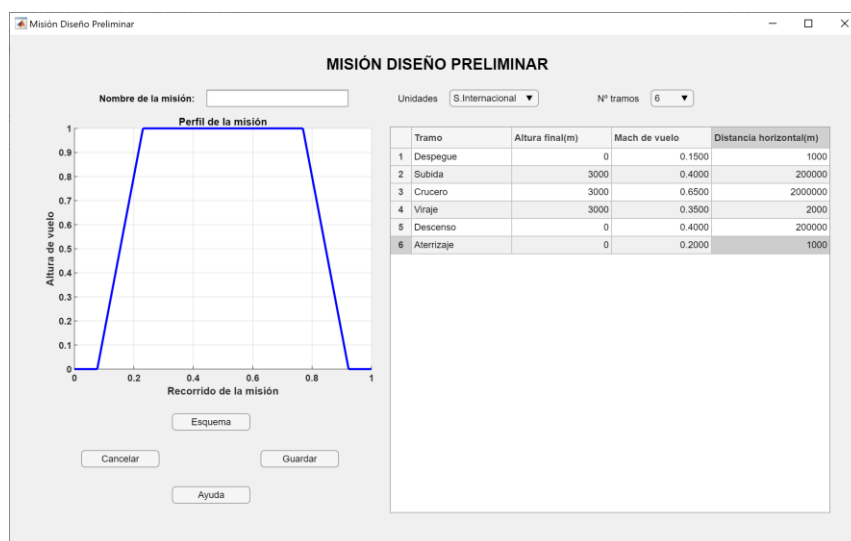


Figura 4-6. Esquema de misión preliminar.

Arriba a la izquierda, deberemos introducir un nombre para la misión creada que será como aparezca en la lista de misiones del menú preliminar, la aplicación crea un fichero llamado 'nombre.mat' donde se guardan todos los datos la misión para posibilitar su posterior recuperación.

Nombre de la misión:

Figura 4-7. Nombre de misión preliminar de prueba.

Con esto podemos ya guardar la misión haciendo clic en el botón 'Finalizar' y salir del menú de creación de misión.

4.3.1.2 Modificar misión

Una vez creada una misión, tenemos la opción de modificarla, pulsando el nombre de ésta en el menú de diseño preliminar y haciendo clic en modificar misión. Esta opción permite modifica cualquier parámetro de la misión. Se abrirá de nuevo a la pantalla de creación de misión, pero esta vez el nombre de la misión que anteriormente introdujimos se quedará inactivo, de forma que estaremos automáticamente sobrescribiendo los datos introducidos en el archivo 'nombre.mat' que ya existía.

4.3.1.3 Borrar misión

Cuando se desee borrar alguna misión previamente guardada, basta con seleccionarla en la lista de misiones del menú preliminar y hacer clic sobre el botón 'Borrar misión', el archivo 'nombre.mat' se eliminará y ya no aparecerá esta misión en la lista de misiones disponibles.

Antes de borrar un aviso aparecerá una ventana de confirmación para evitar que se elimine una misión de manera no intencionada.

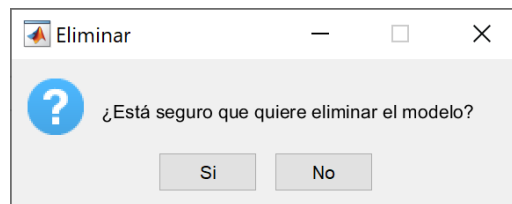


Figura 4-8. Confirmación antes de eliminar misión.

4.3.1.4 Cargar misión

Una vez que se tenga la misión creada, para crear el modelo de aeronave se ha de cargar la misión previamente. Para cargarla se selecciona el nombre de la misión en la lista de misiones y se hace clic 'Cargar misión'. Con esto podremos acceder a la parte de modelado del avión, figura 4-9, de forma que estaremos asignando el modelo a la misión cargada, tomando los tramos de la misma para ciertas variables.



Figura 4-9. Misión y modelo cargados.

4.3.1.5 Nuevo modelo

Como se ha especificado previamente, para introducir un nuevo modelo deberemos tener cargada alguna misión. Haciendo clic sobre el botón ‘Nuevo modelo’ accederemos al menú de modelo de la aeronave, figura 4-10. Es importante remarcar de nuevo que un modelo siempre estará asociado a una determinada misión, para que el posterior cálculo de la misión resulte correcto.

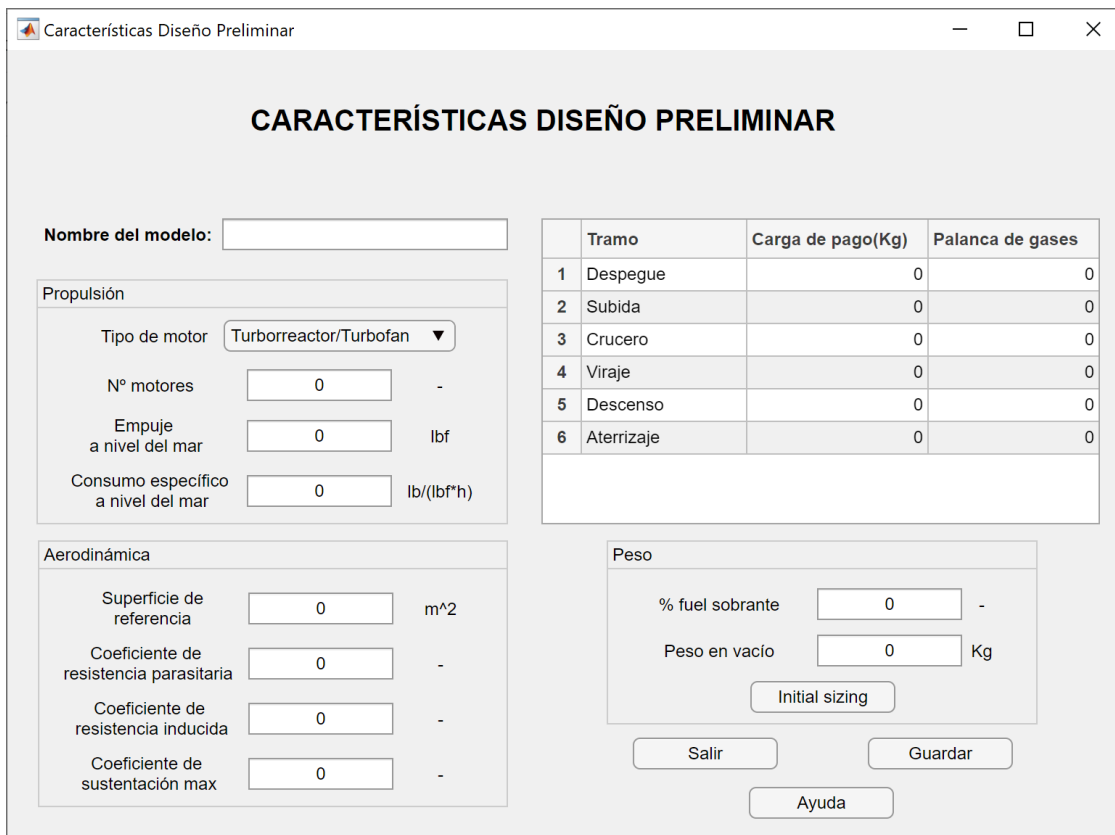


Figura 4-10. Menú creación modelo

Esta ventana se encuentra dividida en 3 secciones según los datos a introducir:

Propulsión

Se deberá introducir el tipo de motor, el número de motores, el empuje disponible a nivel del mar por motor y el consumo específico del mismo, en las unidades imperiales que aparecen en la figura 4-11. Se recomienda que estos datos se obtengan de las especificaciones de motores reales, los alumnos dispondrán de esta información en la opción de ayuda de la versión Pro.

Propulsión		
Tipo de motor	Turborreactor/Turbofan	▼
Nº motores	0	-
Empuje a nivel del mar	0	lbf
Consumo específico a nivel del mar	0	lb/(lbf*h)

Figura 4-11. Propulsión para el caso de motor turbofán

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

En el caso de seleccionar un motor turbo-hélice o de pistón, el dato de entrada sería la potencia disponible a nivel del mar, figura 4-12.

Propulsión		
Tipo de motor	Turbohélice	▼
Nº motores	0	-
Potencia a nivel del mar	0	shp
Consumo específico a nivel del mar	0	lb/(shp*h)

Figura 4-12. Propulsión para el caso de motor turbo-hélice.

Aerodinámica

En este apartado se define la aerodinámica de la aeronave, figura 4-13, se ha de introducir la superficie alar estimada, y los coeficientes aerodinámicos de la polar así como el coeficiente de sustentación máximo estimado, datos que se han de estimar por los alumnos, en la versión pro, en la opción de ayuda se dan las pautas para estimarlos. En el diseño preliminar se considera una polar parabólica de coeficientes constantes no compensada.

Figura 4-13. Aerodinámica preliminar.

Estructuras

En la parte de estructuras, figura 4-14 se ha de introducir el peso en vacío de la aeronave y el porcentaje de combustible que se desea que sobre al final de la misión, la normativa establece un mínimo.

Figura 4-14. Estructuras preliminar.

El panel que se encuentra en la parte superior derecha, figura 4-15, es para introducir las posiciones de palanca seleccionadas para cada segmento previamente definido en la misión, las cuales deberán estar comprendidas entre 0 y 1, además se deberá introducir la carga de pago que portará la aeronave en cada segmento, de forma que podemos diseñar una misión en la que haya liberación de carga de pago entre dos tramos cualquiera.

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

Figura 4-15. Palancas de gases y fracciones de peso.

Por otra parte, dentro de la sección de estructuras nos encontramos con una opción que nos permite obtener una aproximación al peso inicial de la aeronave en vacío. Haciendo clic en ‘Initial sizing’ entramos en dicho anexo que se detalla a continuación.

Initial Sizing

Esta opción está totalmente renovada en la versión Pro de la herramienta, anteriormente las fracciones de peso eran calculadas por el alumno y los tramos que se definían eran fijos. Ahora con la versión Pro los tramos aparecen automáticamente, con lo introducido en al crear la misión y los datos que se solicitan al alumno son los necesarios para calcular las fracciones de peso de forma iterativa. En la versión Pro, el initial sizing nos permitirá principalmente estimar el peso inicial de la aeronave a partir de ciertas variables calculadas durante en el diseño preliminar, figura 4-16.

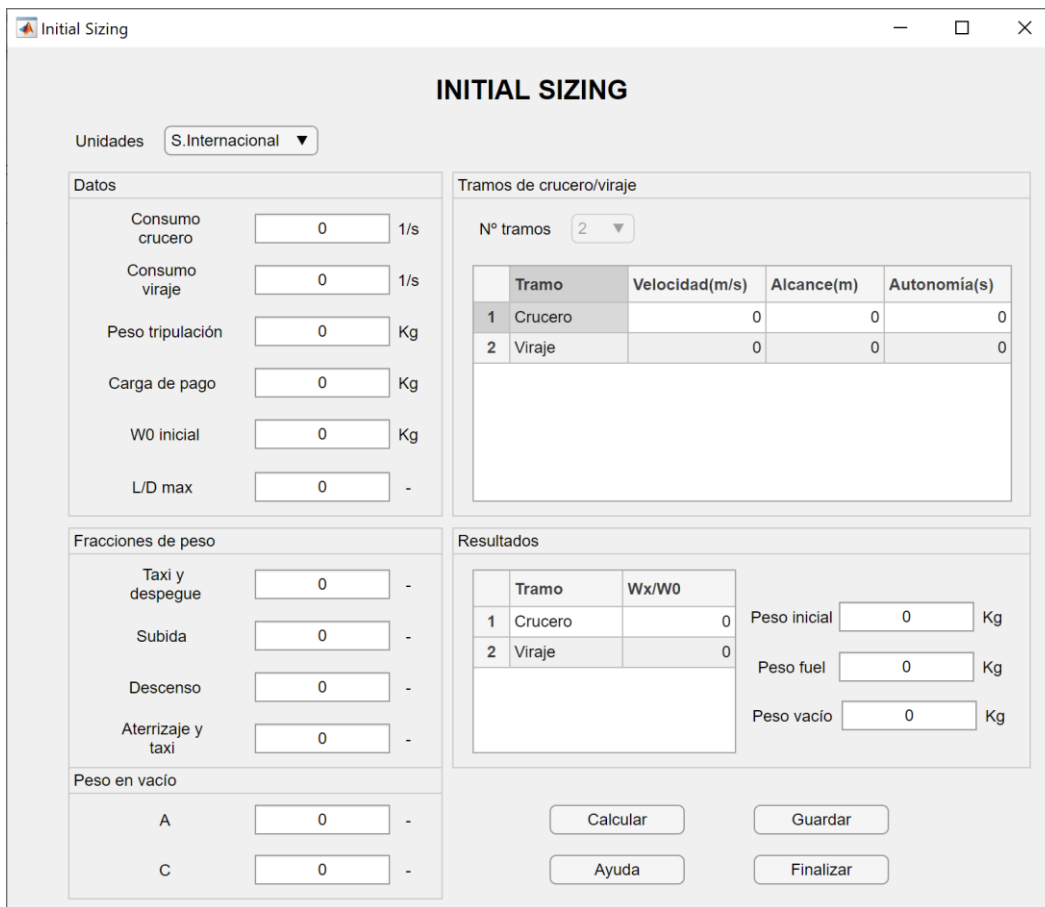


Figura 4-16. Ventana Initial Sizing

El peso inicial, o W_0 , es el peso total de la aeronave al comienzo de la misión para la cual se ha diseñado. Este peso inicial puede dividirse en el peso de la tripulación, carga de pago, peso de combustible y el peso en vacío. El último se compone de la estructura, los motores, el tren de aterrizaje, los equipos fijos y aviónica, es decir, todo lo que no se considere tripulación, carga de pago o combustible. Esto lo muestra la siguiente ecuación:

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \tag{4.72}$$

Para determinar el peso inicial se utilizará esta ecuación. El peso de la tripulación y la carga de pago son datos dados en el RFP, con lo cual serán variables de entrada en el programa, de esta forma la ecuación que se utilizará para estimar W_0 será:

$$W_0 = \frac{W_{crew} + W_{payload}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_0} - \frac{W_{empty}}{W_0}} \quad (4.73)$$

Ahora podremos obtener W_0 estimando W_{fuel} y W_{empty} , siempre será necesario comenzar con un valor de peso inicial de forma que será una variable de entrada y se irá iterando hasta encontrar el que mejor se ajuste.

Para estimar el peso en vacío se utiliza la ecuación:

$$\frac{W_E}{W_0} = A W_0^c \quad (4.74)$$

esta ecuación es una curva hallada a partir de valores históricos de aeronaves conocidas. Dado que el exponente son valores negativos, la fracción de peso en vacío disminuye cuando aumenta el peso inicial. En el programa deberemos introducir los valores A y c que mejor se ajusten a nuestra aeronave obteniéndolos de los apuntes dados en la asignatura o de las tablas que se encuentran en la opción de ayuda. Si se desea ver como varia si introducimos materiales más ligeros como composites, bastará con multiplicar el valor de A por un valor entre 0.95 y 1, reduciendo así el peso de la estructura.

Por otro lado, se estima el valor de fracción de peso de fuel con el resto de fracciones de peso calculadas y la estimación inicial de W_0 .

Deberemos introducir además las fracciones de peso que se han considerados constantes, éstas son las de despegue, subida, descenso y aterrizaje. En el caso de que algún tramo no se quiera considerar el valor de la misma será 1.

Para los tramos de crucero de máximo alcance y de máxima autonomía (posible loiter si introducimos un factor de carga distinto de 1) se han utilizado las ecuaciones de Breguet para obtener las fracciones de peso.

Éstas son, para el crucero de máximo alcance:

$$\frac{W_i}{W_i - 1} = \exp \frac{-R C}{V(L/D)} \quad (4.75)$$

Donde R es el alcance, C el consumo específico, V la velocidad y L/D la eficiencia.

Y para el crucero de máxima autonomía:

$$\frac{W_i}{W_i - 1} = \exp \frac{-E C}{L/D} \quad (4.76)$$

Donde E es la autonomía o el tiempo de loiter.

Con lo cual para el crucero de máximo alcance tendremos que introducir la velocidad y el alcance, y para el crucero de máxima autonomía o loiter, la autonomía. En esta sección solo nos aparecerán los tramos que se hayan introducido previamente al crear la misión y no es posible modificarlos.

Finalmente, será necesario que introduzcamos otros valores constantes como L/D máx., que se puede calcular o estimar con el histórico de valores de otras aeronaves, este valor servirá tanto para los tramos de crucero de máximo alcance como para los de máxima autonomía o loiter ya que basta multiplicarlos por un coeficiente dependiendo del tipo de motor. Y, por último, el consumo específico en crucero y en loiter, que se puede obtener de las especificaciones del motor elegido.

Con estos valores ya tendremos las fracciones de peso de todos los tramos definidas, con lo cual la herramienta calculará la fracción de peso de combustible de la siguiente manera:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_0} \right) \quad (4.77)$$

Una vez introducidos todos los valores, pulsando el botón de calcular, el programa comenzará a iterar siguiendo el esquema que se presenta en la figura 4-17 hasta encontrar el valor del peso inicial, ejemplo en la figura 4-18. Una vez calculado este valor, a partir de las fracciones de peso de combustible y de peso en vacío obtenidas, calculará el peso de combustible y peso en vacío, los cuales también se mostrarán en pantalla. Además, nos dará las fracciones de peso calculadas para los tramos de crucero de máximo alcance y de máxima autonomía o loiter.

Calculados los datos, podemos volver atrás y utilizarlos para nuestros modelos, los datos calculados no se guardarán, es necesario que apuntemos los resultados obtenidos si queremos seguir utilizándolos, los únicos datos que la herramienta mantendrá en su memoria son las variables introducidas ya que estas servirán posteriormente en otras opciones. En el caso de no utilizar el initial sizing y no introducir estos valores, más adelante será necesario introducir algunos para poder utilizar ciertas funciones de análisis y estudio de datos.

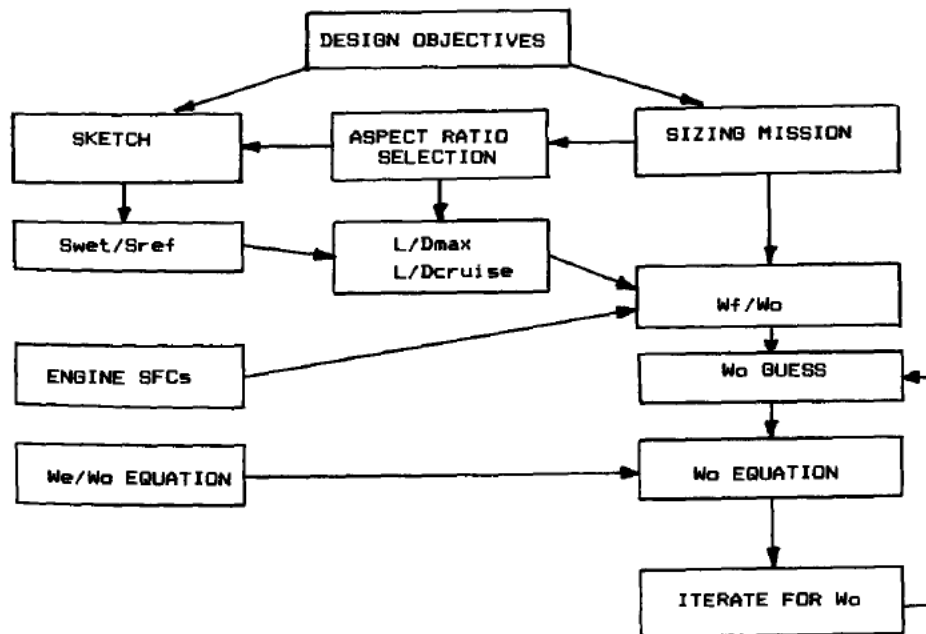


Figura 4-17. Esquema Initial Sizing.

INITIAL SIZING

Unidades: S.Internacional

Datos

Consumo crucero: 0.000163 1/s
 Consumo viraje: 0.000143 1/s
 Peso tripulación: 300 Kg
 Carga de pago: 4000 Kg
 W0 inicial: 3e+04 Kg
 L/D max: 16 -

Tramos de crucero/viraje

Nº tramos: 2

	Tramo	Velocidad(m/s)	Alcance(m)	Autonomía(s)
1	Crucero	200	3000000	14400
2	Viraje	120	10000	1200

Fracciones de peso

Taxi y despegue: 0.95 -
 Subida: 0.9 -
 Descenso: 0.98 -
 Aterrizaje y taxi: 0.97 -

Peso en vacío

A: 0.88 -
 C: -0.07 -

Resultados

	Tramo	Wx/W0
1	Crucero	0
2	Viraje	0

Peso inicial: 0 Kg
 Peso fuel: 0 Kg
 Peso vacío: 0 Kg

Calcular Guardar
 Ayuda Finalizar

Figura 4-18. Ejemplo Initial Sizing.

4.3.1.6 Modificar modelo

Análogamente al caso de las misiones, si señalamos el modelo que sea modificar en la lista de modelos del menú preliminar, haciendo clic sobre 'Modificar modelo' podremos sobrescribir los datos que se deseen cambiar dentro del modelo.

CARACTERÍSTICAS DISEÑO PRELIMINAR

Nombre del modelo: Modelo_Test

Propulsión

Tipo de motor: Turbohélice
 Nº motores: 2 -
 Potencia a nivel del mar: 3000 shp
 Consumo específico a nivel del mar: 0.5 lb/(shp*h)

Aerodinámica

Superficie de referencia: 70 m²
 Coeficiente de resistencia parasitaria: 0.01 -
 Coeficiente de resistencia inducida: 0.05 -
 Coeficiente de sustentación max: 1.9 -

Tramo	Carga de pago(Kg)	Palanca de gases
1	4000	0.8000
2	4000	0.9000
3	4000	0.7000
4	4000	0.6000
5	4000	0.4000
6	4000	0.5000

Peso

% fuel sobrante: 5 -
 Peso en vacío: 4e+04 Kg

Initial sizing
 Salir Guardar
 Ayuda

Figura 4-19. Ejemplo pantalla modificar misión.

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

4.3.1.7 Borrar modelo

De nuevo, es posible borrar un modelo solo seleccionando el modelo en la lista y haciendo clic en 'Borrar modelo'. El usuario deberá confirmar la acción para prevenir errores no deseados. Se borrará tanto el modelo de la lista como el archivo 'nombre.mat' que lo alberga.

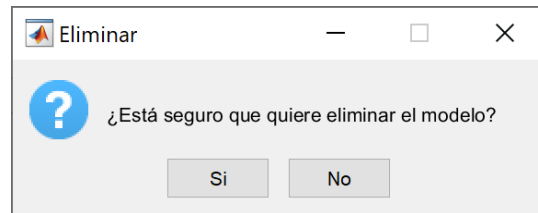


Figura 4-20. Borrar modelo preliminar.

4.3.1.8 Cargar modelo

Cuando tengamos el modelo completado y seleccionado, para poder proceder a los cálculos debemos hacer clic en 'Cargar modelo'. De esta forma tenemos la aeronave y la misión de estudio definidas, esto nos habilitará la opción de 'Menú principal' para comenzar con el análisis de resultados.



Figura 4-21. Misión y modelo cargados

4.3.2 Resultados del Diseño Preliminar

Disponemos de cuatro funciones principales, figura 4-22: diagrama carga alar/ratio empuje peso, diagrama de empuje frente a resistencia aerodinámica, una tabla con los resultados obtenidos del cálculo de la misión y el modelo introducidos donde se detallan los consumos de combustible, tiempos empleados, distancias recorridas, etc. y en la versión Pro tenemos la nueva opción de estudio Requirements Trade.



Figura 4-22. Menú preliminar.

Para entrar al diagrama de carga alar no es necesario haber fijado un determinado peso o superficie alar previamente pues no es necesario para poder emplear dicha funcionalidad. Para el diagrama empuje frente a resistencia es necesario introducir el tipo de motor que contendrá la aeronave, pero ningún otro parámetro adicional. Para el Requirement Trade además de tener completa la misión y el modelo, es necesario haber completado el initial sizing (aunque también se puede completar si no se ha hecho antes dentro de la propia ventana de requirement trade). Para obtener los resultados sí deberemos completar el modelo de la aeronave para poder obtener resultados correctos.

4.3.2.1 Diagrama W/S frente a T/W (o P/W)

Esta opción ha sido modificada en la versión Pro para facilitar al alumno su análisis, se ha añadido la opción de dibujar un punto óptimo y se ha dado la opción de actualizar las fracciones de peso con los datos introducidos en el initial sizing y al cambiar los valores del panel de control. A continuación, se detallarán las posibilidades de la herramienta incluyendo las nuevas aportadas en la versión Pro. Además, dado que ahora el estudio se está haciendo con la misión que se ha introducido en el caso de que tengamos varios tramos de crucero o giro mantenido en nuestra misión tendremos la opción de elegir cuál queremos representar.

Es importante remarcar que en la versión Pro, las fracciones de peso se están actualizando con las barras deslizantes, es decir, al modificar la barra de Mach de vuelo en el crucero, la fracción de peso asociada a este tramo, que se utiliza para las ecuaciones que se representan en la gráfica, se está actualizando constantemente con la nueva velocidad, cosa que antes no ocurría ya que estas se quedaban constantes desde el principio. Con esta mejora, los cálculos son más fiables y se pretende que el alumno pueda elegir las variables de forma más óptima.

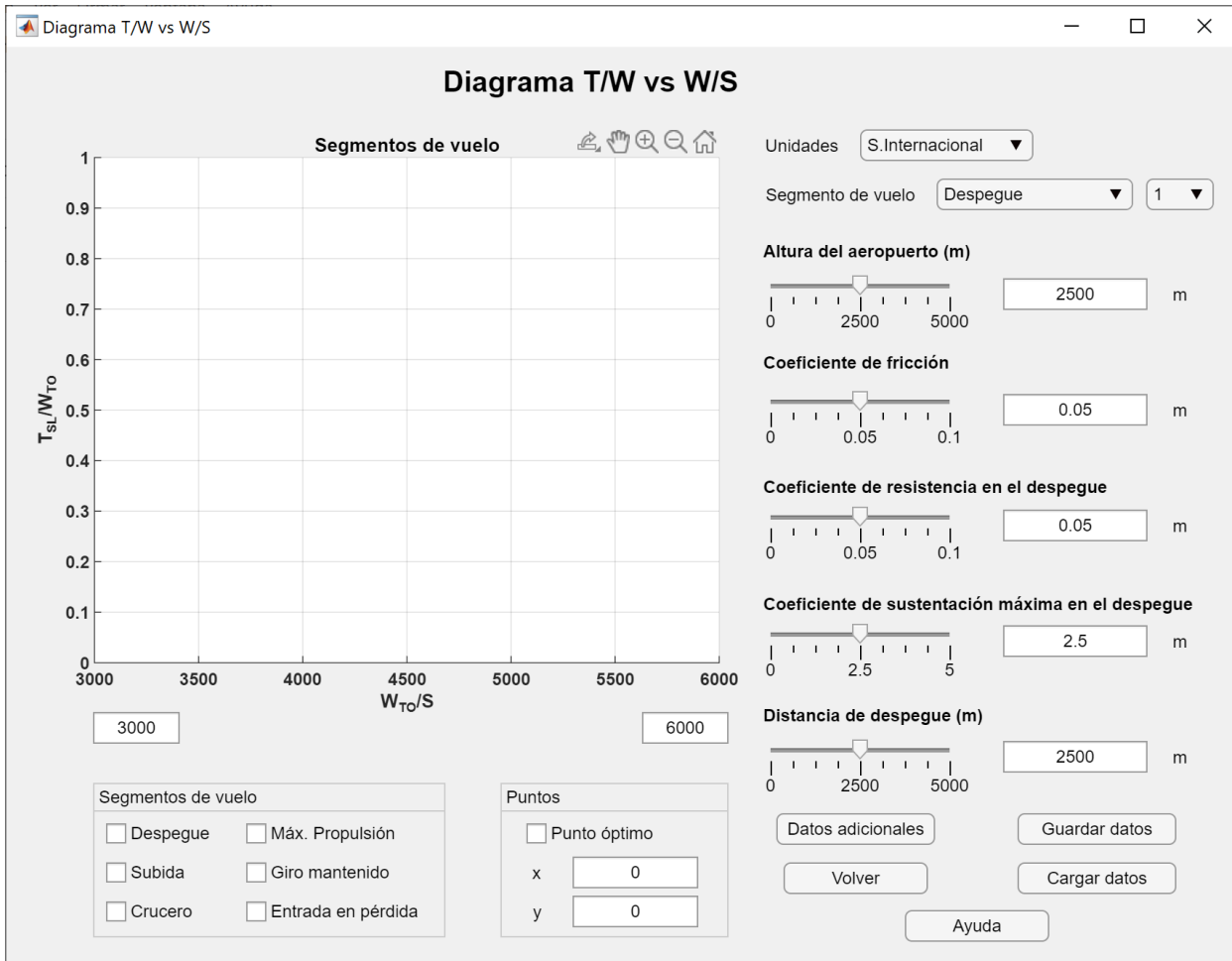


Figura 4-23. Diagrama de carga alar.

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

En la figura 4-23 se pueden ver las opciones que ofrece esta ventana. A la derecha se encuentra el panel de control. Desde ahí podremos modificar variables como la altura, velocidad, longitud de pista, etc. que intervienen en las ecuaciones para poder vislumbrar el efecto que tiene cada parámetro en la restricción de carga alar y de esta forma poder comprender qué parámetros representan cuellos de botella de nuestro problema de diseño y las variaciones de cuáles son despreciables frente a estos últimos.

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

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

1. Despegue

The screenshot shows a configuration panel for the 'Despegue' (Takeoff) segment. At the top, the units are set to 'S. Internacional' and the segment is 'Despegue' (segment 1). The parameters are:

- Altura del aeropuerto (m):** Slider from 0 to 5000, value 2500.
- Coefficiente de fricción:** Slider from 0 to 0.1, value 0.05.
- Coefficiente de resistencia en el despegue:** Slider from 0 to 0.1, value 0.05.
- Coefficiente de sustentación máxima en el despegue:** Slider from 0 to 5, value 2.5.
- Distancia de despegue (m):** Slider from 0 to 5000, value 2500.

Figura 4-24. Segmento de despegue.

En el segmento de despegue podremos modificar los siguientes parámetros, figura 4-24:

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

$$C_{DG} = C_{DT0} - \mu C_{LT0}$$

donde C_{DT0} es el coeficiente de resistencia aerodinámica en despegue y C_{LT0} es el coeficiente de sustentación en despegue.

- Coeficiente de sustentación máxima en despegue (C_{LMAX}).
- Distancia de despegue (S_{TO}): distancia recorrida en pista que empleará la aeronave para realizar el despegue.

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

$$\frac{T}{W} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) \exp\left(0.6 \rho g C_{Dg} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\left(1 - \exp\left(0.6 \rho C_{Dg} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right)} \quad (4.78)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{W V_{rot}}{S \eta_p} \quad (4.79)$$

donde

$$V_{rot} = 1.15 \sqrt{\frac{2 \frac{W}{S}}{C_{LMAX} \rho}} \quad (4.80)$$

$$C_{LR} = \frac{2 \frac{W}{S}}{\rho V_{rot}^2} \quad (4.81)$$

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

2. Subida

Figura 4-25. Segmento de subida.

En el segmento de subida podremos modificar los siguientes parámetros, figura 4-25:

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

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

$$\frac{T}{W} = \frac{W_S T_{SL}}{W_0 T_S} \left[\frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho_S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Max}} \right] \quad (4.82)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_S \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{Max} \eta_p} \right) \quad (4.83)$$

3. Crucero

Unidades S.Internacional ▼

Segmento de vuelo Crucero ▼ 1 ▼

Altura de vuelo (m)

0 10000 20000 10000 m

Mach de vuelo

0 0.5 1 0.5 -

Coefficiente de resistencia parasitaria

0 0.025 0.05 0.025 -

Coefficiente de resistencia inducida

0 0.05 0.1 0.05 -

Figura 4-26. Segmento de crucero.

En el segmento de crucero podremos modificar los siguientes parámetros, figura 4-26:

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

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

$$\frac{T}{W} = \frac{W_c T_{SL}}{W_0 T_c} \left[\frac{k W_c W}{q W_0 S} + \frac{q C_{d_0}}{\frac{W_c W}{W_0 S}} \right] \quad (4.84)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{T_{SL} \rho_{SL} V_c T}{T_c \rho_c \eta_p W} \quad (4.85)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 \quad (4.86)$$

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

Además, en este tramo tenemos la opción de elegir entre qué tramo de crucero queremos representar de entre los que hayamos introducido en la misión. A la derecha del desplegable de los segmentos aparecerá otro desplegable con el número de cruceros que hay en la misión. La elección de un crucero concreto solo afectará la gráfica en el caso de que tengamos seleccionado que las fracciones de peso se actualicen con los datos reales de la misión (se explicará en el apartado 'Datos Adicionales') ya que el dato que se tomará de la misión será el alcance, necesario para calcular las fracciones de peso. En el caso de que decidamos dejar las fracciones de peso fijas la elección de un crucero u otro no afectará a la curva.

4. Máxima propulsión

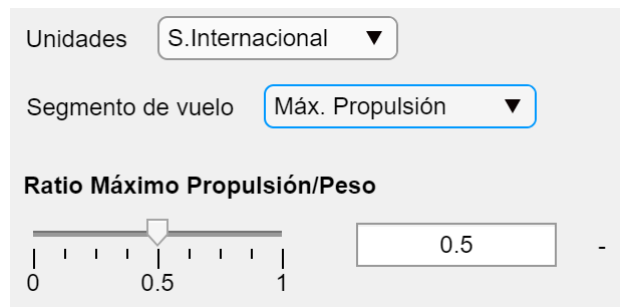


Figura 4-27. Máxima propulsión.

En el segmento de máxima propulsión se puede modificar el siguiente parámetro, figura 4-27:

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

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

5. Giro mantenido

En el segmento de giro mantenido podremos modificar los siguientes parámetros figura 4-28:

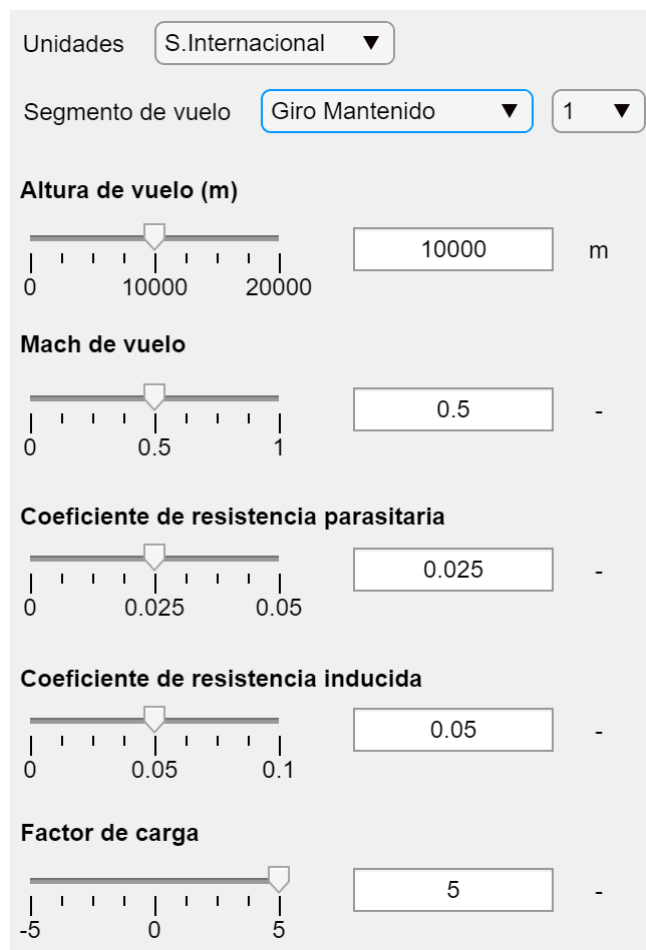


Figura 4-28. Segmento de giro mantenido.

- Altura de vuelo (h): altura sobre el nivel del mar a la que realiza el viraje la aeronave.
- Mach de vuelo (M).
- Coeficiente de resistencia parasitaria (C_{D_0}).
- Factor de resistencia inducida (k).
- Factor de carga (n): relación entre la sustentación de la aeronave durante el viraje y su peso. Si se elige factor de carga 1, este tramo se convertirá en un crucero de máxima autonomía.

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

$$\frac{T}{W} = \frac{W_g}{W_0} \frac{T_{SL}}{T_g} \left[\frac{k W_g W}{q W_0 S} n^2 + \frac{q C_{D_0}}{\frac{W_g W}{W_0 S}} \right] \quad (4.87)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{T_{SL} \rho_{SL} V_g}{T_g \rho_g \eta_p} \frac{T}{W} \quad (4.88)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_g V_g^2 \quad (4.89)$$

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

Además, en este tramo tenemos como en crucero la opción de elegir entre los tramos de viraje que queremos representar de entre los que hayamos introducido en la misión. A la derecha del desplegable de los segmentos aparecerá otro desplegable con el número de virajes que hay en la misión. La elección de un viraje concreto solo afectará la gráfica en el caso de que tengamos seleccionado que las fracciones de peso se actualicen con los datos reales de la misión (se explicará en el apartado ‘Datos Adicionales’) ya que el dato que se tomará de la misión será la autonomía, necesario para calcular las fracciones de peso. En el caso de que decidamos dejar las fracciones de peso fijas la elección de un viraje u otro no afectará a la curva.

6. Entrada en pérdida

En el segmento de entrada en pérdida podremos modificar los siguientes parámetros, figura 4-29:

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

$$\frac{W_0}{S} = \frac{1}{2} \rho_{SL} V_S^2 C_{L_{MAX}} \quad (4.90)$$

Unidades: S. Internacional

Segmento de vuelo: Entrada en pérdida

Coeficiente de sustentación máxima

0 2.5 5

2.5

Velocidad de entrada en pérdida (m/s)

0 50 100

50 m/s

Figura 4-29. Entrada en pérdida.

7. Punto Óptimo

Esta opción representa un punto óptimo para ver cómo de cerca o lejos estamos del mismo con nuestras curvas. Para ellos deberemos calcularlo previamente utilizando las ecuaciones dadas en la asignatura e introducir los valores en el cuadro de puntos. Al seleccionar 'Punto óptimo' se nos representará junto a las demás curvas seleccionadas, figura 4-30.

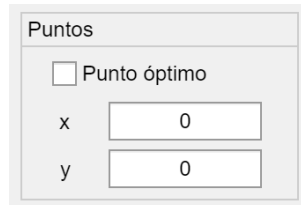


Figura 4-30. Punto óptimo.

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

Esto es, se recomienda probar diversos valores para cada tipo de segmento y comprender como evolucionan las gráficas en función de dichas modificaciones. Además de calcular los puntos más óptimos para cada segmento y ver como se acercan o alejan las curvas respectivas a éste de forma que se llegue a un compromiso con cumplir las especificaciones de la misión de la mejor forma.

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

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

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

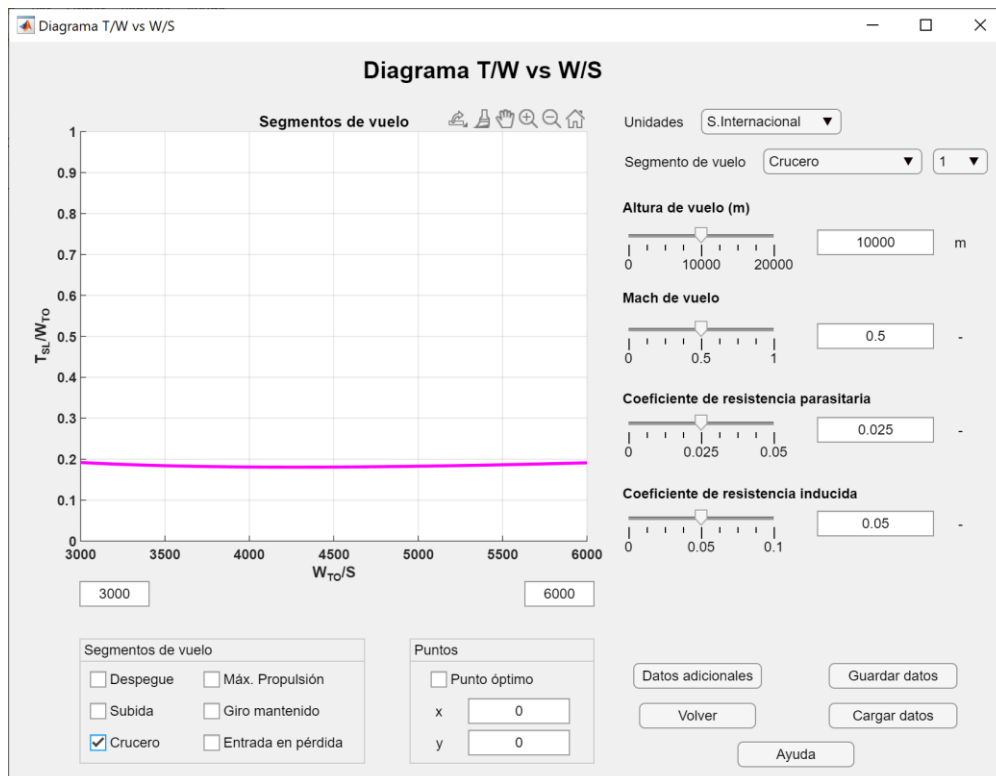


Figura 4-31. Ejemplo de gráfica: crucero.

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

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

Además, existe una ventana auxiliar a este módulo añadida en la versión Pro a la que se accede a través del botón ‘Datos adicionales’, que veremos a continuación.

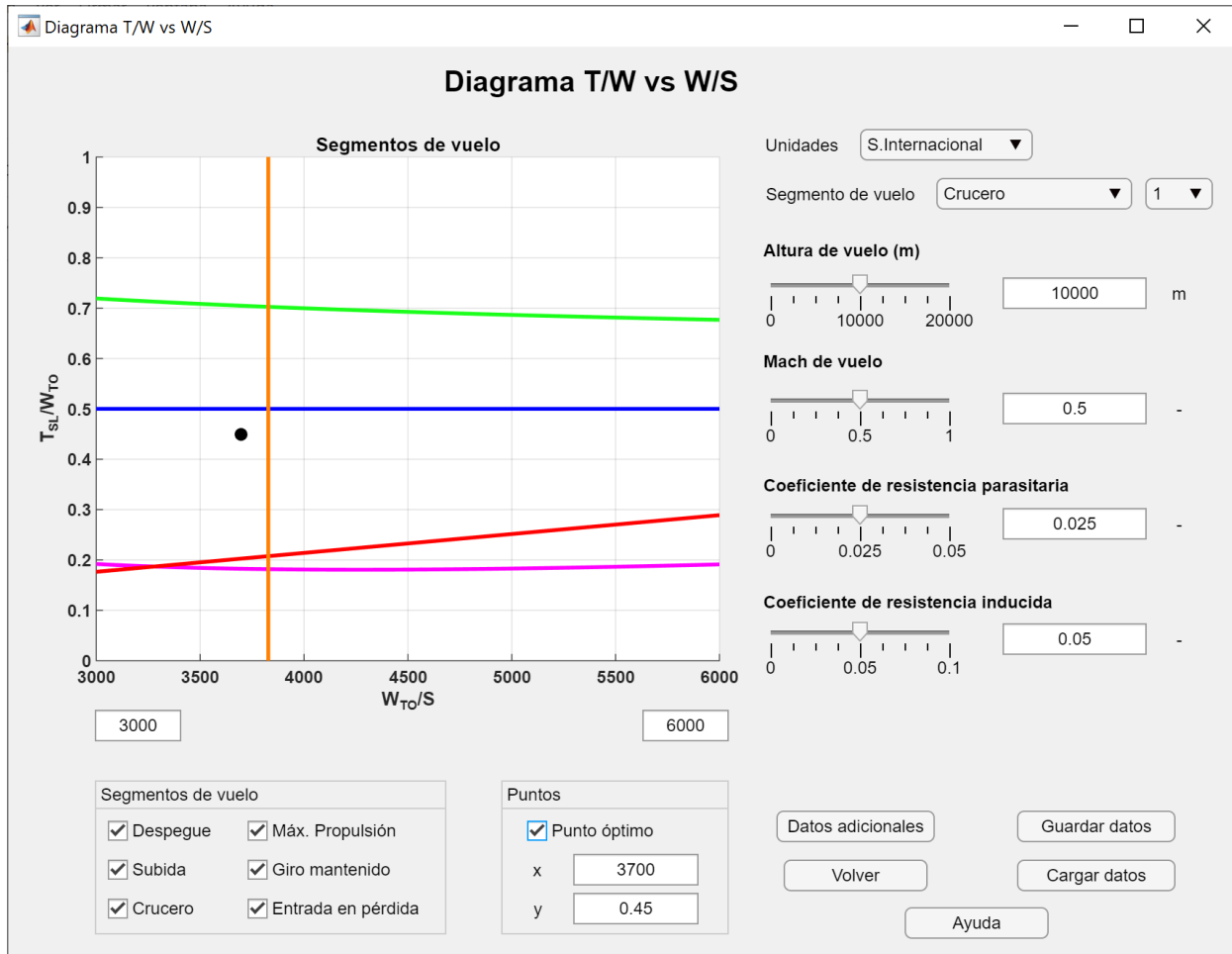


Figura 4-32. Ejemplo de diagrama de carga alar.

Datos adicionales

Dentro de esta ventana, figura 4-33, nos aparecerán todos los segmentos introducidos previamente en la misión cargada acompañados de las relaciones que se han tomado por defecto para el cociente entre pesos de los segmentos, y la relación de empujes entre cada segmento. Tenemos la opción de dejar los valores fijos (los que vienen por defecto u otros que se calculen aparte) o podemos hacer que estos valores se actualicen con los datos de la misión introducidos en la misión cargada y, para el caso de crucero, que se actualicen a medida que movemos el slide de velocidad. Para esto último, deberemos seleccionar la casilla de ‘Actualizar valores con los datos de la misión cargada’, si seleccionamos esta opción no será posible modificar la tabla a mano, ya que las fracciones de peso se obtendrán del inicial sizing realizado durante la creación del modelo, si esto no se realizó será necesario volver atrás a completarlo en la opción de configurar misión. Al desmarcar la casilla podremos editar de nuevo los valores y para volver a los valores por defecto podemos pulsar el botón ‘Valores por defecto’.

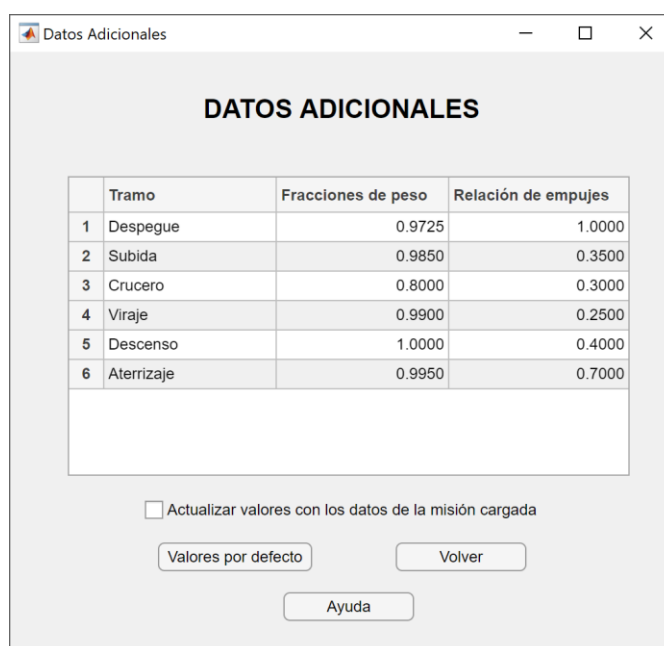


Figura 4-33. Datos adicionales.

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

En el caso de que no hayamos completado el inicial sizing y calculado las fracciones de peso, al seleccionar actualizar los valores con los datos reales de la misión cargada nos aparecerá una ventana para indicarnos que no está disponible sin completar el mismo.

Finalmente, para volver al menú principal pulsaremos sobre el botón ‘Volver’.

4.3.2.2 Diagrama T vs D

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

Los parámetros que disponemos para variar son:

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

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

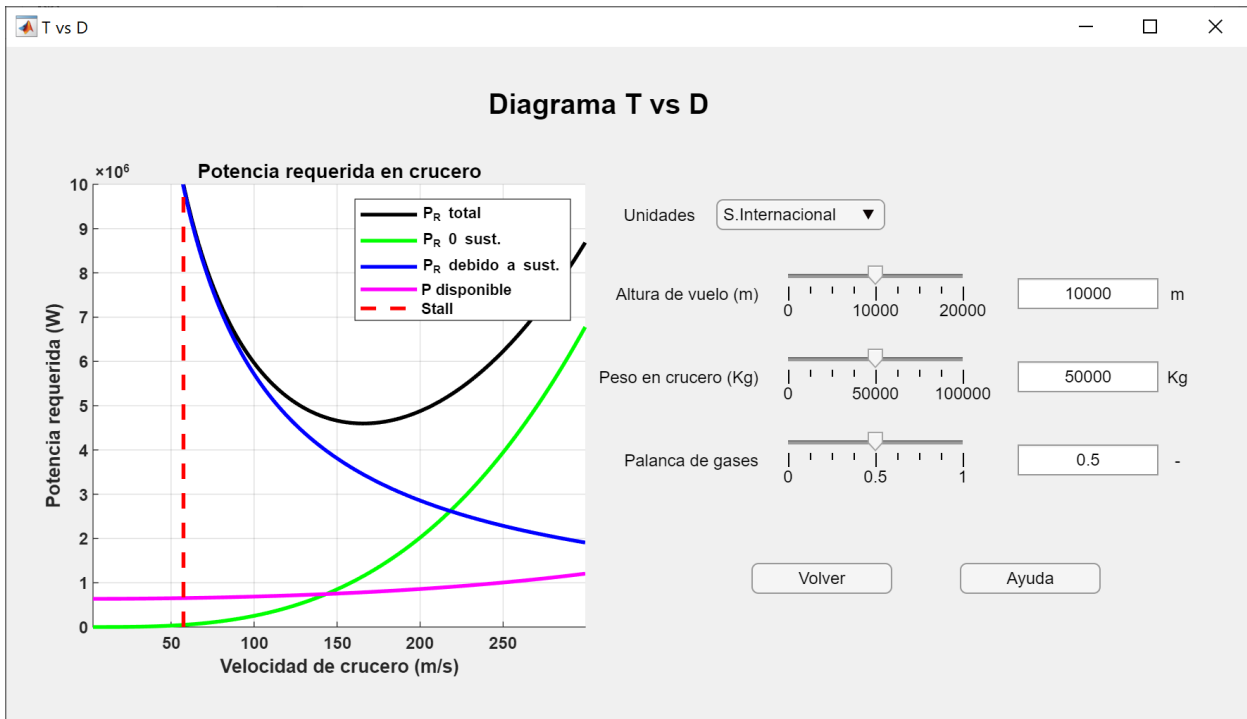


Figura 4-34. Diagrama T vs D.

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

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

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

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} \quad (4.91)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (4.92)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (4.93)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (4.94)$$

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

Y en el caso de motor turbohélice,

$$P = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{\rho \theta}{\rho_{SL} \theta_{SL}} \quad (4.95)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (4.96)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (4.97)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (4.98)$$

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

En el caso del motor de pistón,

$$P = \delta_T B h p_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55} \right) \quad (4.99)$$

$$D_1 = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} \quad (4.100)$$

$$D_2 = \frac{1}{2} \rho V^2 S k C_L^2 \quad (4.101)$$

$$D = D_1 + D_2 \quad (4.102)$$

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

4.3.2.3 Requirements trade

En este módulo tenemos la opción de ver como varía el peso inicial de nuestra misión en función de tres variables dadas en el RFP, esto será útil para estudiar una posible optimización del diseño variando estos datos y en el caso de que la mejora sea significativa proponerlo como mejora del RFP.

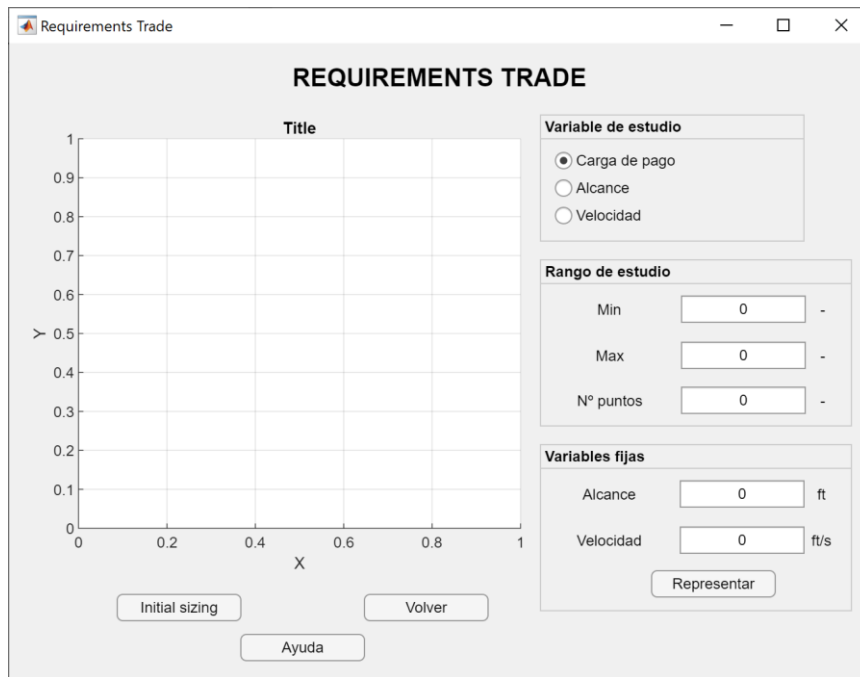


Figura 4-35. Requirements trade.

En primer lugar, elegimos que variable queremos estudiar entre carga de pago, alcance o velocidad. Se fija el rango de estudio dando un valor máximo y otro mínimo y se introducen los valores fijos de las otras dos variables.

Dado que para estas gráficas son necesario algunos valores del initial sizing, tenemos un acceso a estos valores para modificarlos o introducirlos en el caso de que no se hiciera previamente.

Para dibujar la gráfica basta pulsar el botón 'Representar'.

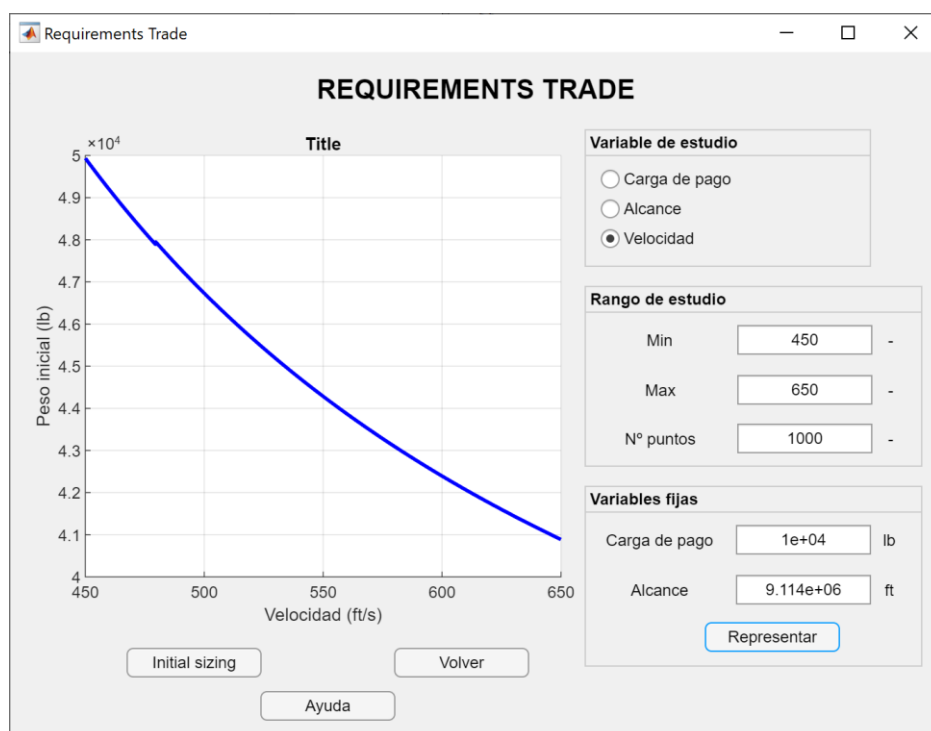


Figura 4-36. Ejemplo de estudio variando la velocidad.

En el caso de que no hayamos completado previamente el initial sizing nos aparece una pantalla recordándonos que esto es necesario para poder representar la gráfica.

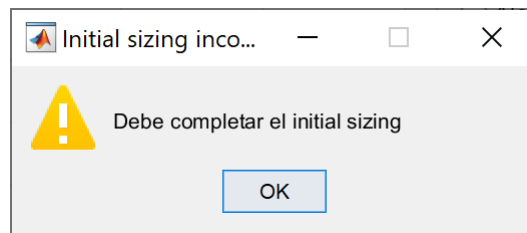


Figura 4-37. Error Initial sizing.

4.3.2.4 Tabla de resultados

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

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

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

Procesado de misión preliminar

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

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

$$t = \frac{d}{V} \quad (4.103)$$

$$Fuel = C(h, V, \delta_T) T(h, V, \delta_T) \quad (4.104)$$

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

$$t = \frac{\Delta h}{V_{vert}} \quad (4.105)$$

$$V_{vert} = V \tan\left(\frac{\Delta h}{d}\right) \quad (4.106)$$

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

Una vez los cálculos han sido completados se mostrarán en la tabla, figura 4-38. Para guardar la tabla basta con hacer clic derecho sobre ella y seleccionar 'Guardar resultados'.

RESULTADOS DISEÑO PRELIMINAR

Unidades S. Internacional

	Tramo	Peso(kg)	Fracción	Fuel consumido(kg)	Relación Empuje	Tiempo(s)	Vel
1	Inicial	4.4028e+04	0	0	0	0	
2	Despegue	4.4025e+04	0.9999	2.8360	0.8029	6.0145	
3	Subida	4.4022e+04	0.9999	2.8469	0.2989	15.4045	
4	Crucero	4.4015e+04	0.9998	6.8901	0.1883	48.4143	
5	Viraje	4.4011e+04	0.9999	4.1089	0.2549	32.9168	
6	Descenso	4.4005e+04	0.9998	6.6961	0.4020	20.5393	
7	Aterrizaje	4.4000e+04	0.9999	4.5439	0.6250	11.7544	
8	TOTAL			27.9220		135.0437	

Figura 4-38. Tabla de resultados preliminares.

La precisión de estos resultados no es excesivamente alta, pero permite ya dar una idea bastante aproximada del tipo de aeronave que necesitaremos para llevar a cabo la misión propuesta.

El objetivo global del diseño preliminar es realizar este proceso de forma iterativa hasta obtener una aeronave de partida que satisfaga las restricciones requeridas.

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

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

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

4.4 Módulo Diseño Avanzado

El diseño avanzado es el segundo módulo de la herramienta, entrando desde la pantalla de inicio podremos acceder a él haciendo clic a la derecha en ‘Diseño avanzado’, figura 4-39. Este módulo permite realizar un análisis mucho más profundo de las misiones que se deseen estudiar, ofrece un número mayor de posibilidades a la hora de configurar el modelado de la aeronave y el modelado de la misión. En este módulo se obtienen resultados más precisos en cuanto a las actuaciones necesarias para cumplir con los requerimientos a partir de una serie de datos de entrada que deben haber sido obtenidos previamente bien en el diseño preliminar o bien por el resto de los departamentos como son los coeficientes aerodinámicos, de estabilidad y de estructuras entre otros.



Figura 4-39. Entrada al diseño avanzado.

Los datos de entrada son ahora mucho más específicos, por lo que un estudio preliminar de la misión y de las características de la aeronave se hace especialmente necesario, además cualquier pequeño cambio en las variables puede suponer importantes cambios en las actuaciones de la aeronave, de ahí la necesidad de esta herramienta para facilitar al alumno comparar entre misiones y estudiar cada cambio en las variables con simplicidad.

Los nuevos elementos introducidos en este Módulo Avanzado:

- Reestructuración de la creación/edición de misiones e implementación de condiciones de vuelo en los segmentos de la aeronave.
- Reestructuración de la creación/edición de modelos e implantación de datos de usuario.

La primera reestructuración en App Designer viene motivada por la imposibilidad de editar misiones ya creadas y la segunda reestructuración por problemas de compatibilidad en diferentes versiones de Matlab en el entorno Guide. Las implementaciones de condiciones de vuelo en los segmentos de la aeronave y la implementación de datos de usuario vienen motivadas por perseguir una herramienta más completa y con resultados más realistas en diferentes condiciones de vuelo.

4.4.1 Cálculo de la misión

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

4.4.1.1 Definición de modelo propulsivo y aerodinámico

Para mayor facilidad en el seguimiento de los desarrollos matemáticos, se va a trabajar con relaciones funcionales para el modelo propulsivo y aerodinámico. Los modelos propulsivos empleados son los que hemos visto en los apartados anteriores según el tipo de motor, donde la ecuación (4.72) representa el empuje del motor turbofán, la ecuación (4.73) representa el empuje del motor turbohélice y la ecuación (4.74) representa el empuje del motor de pistón.

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} (1.00 - 0.49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} \quad (4.107)$$

$$T = \delta_T P_{SL} \frac{\eta_p}{V} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \frac{p}{p_{SL}} \quad (4.108)$$

$$T = \delta_p \frac{\eta_p}{V} B h p_{SL} \left(\frac{8.55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7.55}\right) \quad (4.109)$$

Por tanto, cuando se emplee el empuje se hablará de $T = T(\delta_T, h, V)$.

Para los consumos, definidos en los apartados anteriores, tenemos:

$$c_{SL} = c_{SL}(a_1 \cdot \delta_T^4 + a_2 \cdot \delta_T^3 + a_3 \cdot \delta_T^2 + a_4 \cdot \delta_T + a_5) \quad (4.110)$$

siendo los coeficientes los definidos en apartados anteriores.

Donde el $TSFC$, representado como C , viene dado por las ecuaciones (4.76) para relación de alta derivación, (4.77) para relación de baja derivación y potencia militar, (4.78) para turbofán de baja derivación y potencia máxima, (4.79) para turbohélice y (4.80) para motor de pistón.

$$C = c_{SL}(1.0 + 1.2M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia alta}) \quad (4.111)$$

$$C = c_{SL}(1.0 + 0.33M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar}) \quad (4.112)$$

$$C = c_{SL}(1.0 + 0.16875M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia maxima}) \quad (4.113)$$

$$C = c_{SL} \frac{V}{\eta_p} (1.0 + 1.44M)\sqrt{\theta} \rightarrow (\text{turbohélice}) \quad (4.114)$$

$$C = c_{SL} \frac{V}{\eta_p} \rightarrow (\text{pistón}) \quad (4.115)$$

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

En cuanto al modelo aerodinámico, se empleará de forma predeterminada el siguiente modelo:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k C_L^2 \quad (4.116)$$

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

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (4.117)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (4.118)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.119)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (4.120)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (4.121)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (4.122)$$

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \quad (4.123)$$

4.4.1.2 Taxi

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

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \rightarrow \Delta W = -C(\delta_{T_{taxi}}, h_{taxi}, V_{taxi}) g T(\delta_{T_{taxi}}, h_{taxi}, V_{taxi}) \Delta t \quad (4.124)$$

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

4.4.1.3 Despegue

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

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

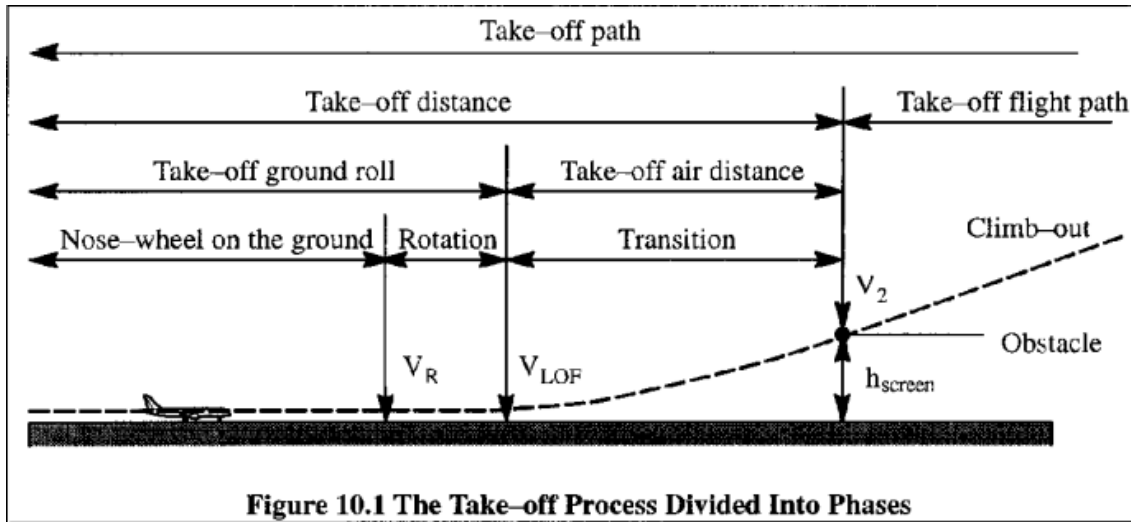


Figure 10.1 The Take-off Process Divided Into Phases

Figura 4-40. Fases del despegue.

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

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

En el caso de seleccionar la opción 'one engine inoperative' se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor. De esta forma podremos comprobar si en el despegue nuestra aeronave cumple con la normativa aplicable y con los requisitos dados en el RFP.

4.4.1.3.1 Ecuaciones del movimiento

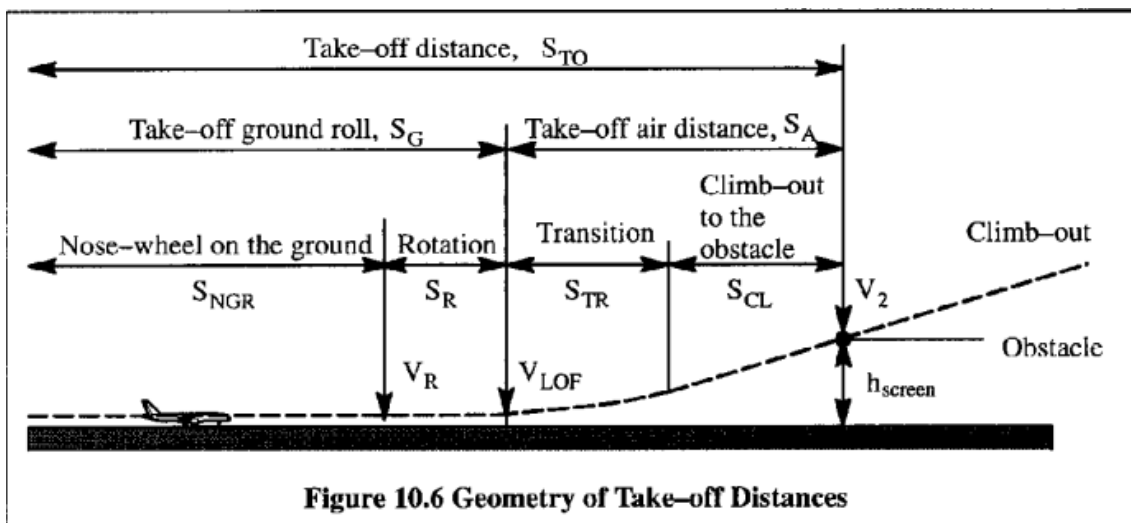


Figure 10.6 Geometry of Take-off Distances

Figura 4-41. Geometría de las distancias de despegue.

En la figura 4-3 se pueden observar las distintas distancias que comprenden cada una de las fases del despegue, así como las velocidades más características que marcan el inicio y fin de esas velocidades.

Evidentemente:

$$S_{TO} = S_G + S_A = S_{NGR} + S_R + S_{TR} + S_{CL} \quad (4.125)$$

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

Ecuaciones del movimiento durante la rodadura

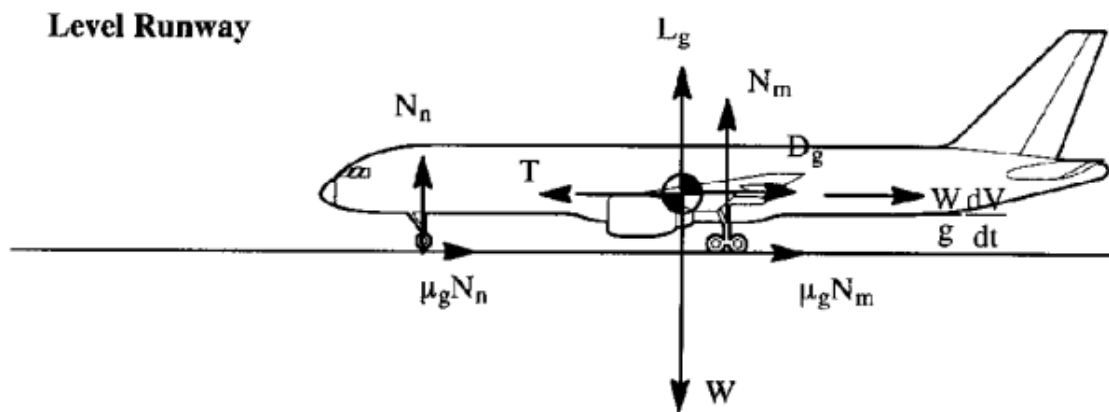


Figura 4-42. Esquema de las fuerzas que aparecen en la etapa de rodadura.

La figura 4-42 muestra las fuerzas que actúan en la aeronave durante la etapa de rodadura con el tren de morro en tierra.

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

Las ecuaciones del movimiento resultan ser:

$$L_g + N_n + N_m = W \quad (4.126)$$

$$T - D_g - \mu_g N_m = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.127)$$

Siendo

L_g es la sustentación de la aeronave con efecto suelo

N_n es la fuerza de reacción del tren de morro

N_m es la principal fuerza de reacción

W es el peso de la aeronave

T es el empuje instalado, supuesto sin inclinación

D_g es la resistencia aerodinámica con efecto suelo

μ_g es el coeficiente de fricción del tren con la pista

V es la velocidad de la aeronave relativa al suelo.

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

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} (T - D_g - \mu_g W + \mu_g L_g) \quad (4.128)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\frac{T}{W} - \mu_g \right) - \frac{(C_{Dg} - \mu_g C_{Lg}) q}{\frac{W}{S}} = a_g(V) \quad (4.129)$$

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

$$t_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{1}{a_g(V)} dV \quad (4.130)$$

$$S_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{V}{a_g(V)} dV \quad (4.131)$$

$$fuel_G = \int_0^{V_{LOF}} \frac{C(V) T(V)}{a_g(V)} dV \quad (4.132)$$

Las hipótesis adicionales que permiten validar estas ecuaciones son:

- El gradiente de inclinación de la pista es nulo o despreciable.
- Se asume que no se produce variación del peso para el cálculo de t_G y S_G durante la fase de rodadura.
- Se asume que C_{Dg} , C_{Lg} y μ_g son constantes.
- El consumo y el empuje solo dependen de la velocidad debido a que se fijan δ_T y h_{desp} .

Ecuaciones del movimiento durante la fase de transición

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

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

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho S 0.9 C_{Lmax} (1.15V_{stall})^2}{\frac{1}{2} \rho S C_{Lmax} V_{stall}^2} = 1.2 \quad (4.133)$$

$$R_{giro} = \frac{V_{TR}^2}{g(n-1)} \quad (4.134)$$

$$\gamma_{climb} = \arcsin \left[\frac{T}{W} - \frac{1}{D} \right] \quad (4.135)$$

$$S_{TR} = R_{giro} \sin \gamma_{climb} \quad (4.136)$$

$$h_{TR} = R_{giro} (1 - \cos \gamma_{climb}) \quad (4.137)$$

$$t_{TR} = \frac{S_{TR}}{V_{TR}} \quad (4.138)$$

$$fuel_{TR} = C(V_{TR}) T(V_{TR}) t_{TR} \quad (4.139)$$

Ecuaciones del movimiento durante la fase de ascensión

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

El efecto suelo deberá ser valorado en esta etapa en función del tipo de aeronave.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$S_{cl} = \frac{h_{obs} - h_{TR}}{\tan \gamma_{climb}} \quad (4.140)$$

$$t_{cl} = \frac{S_{cl}}{V_{TR} \cos \gamma_{climb}} \quad (4.141)$$

$$fuel_{cl} = C(V_{TR}) T(V_{TR}) t_{cl} \quad (4.142)$$

4.4.1.4 Subida

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

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

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

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

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

En el caso de seleccionar la opción 'one engine inoperative' se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor.

4.4.1.4.1 Ecuaciones generales del movimiento

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

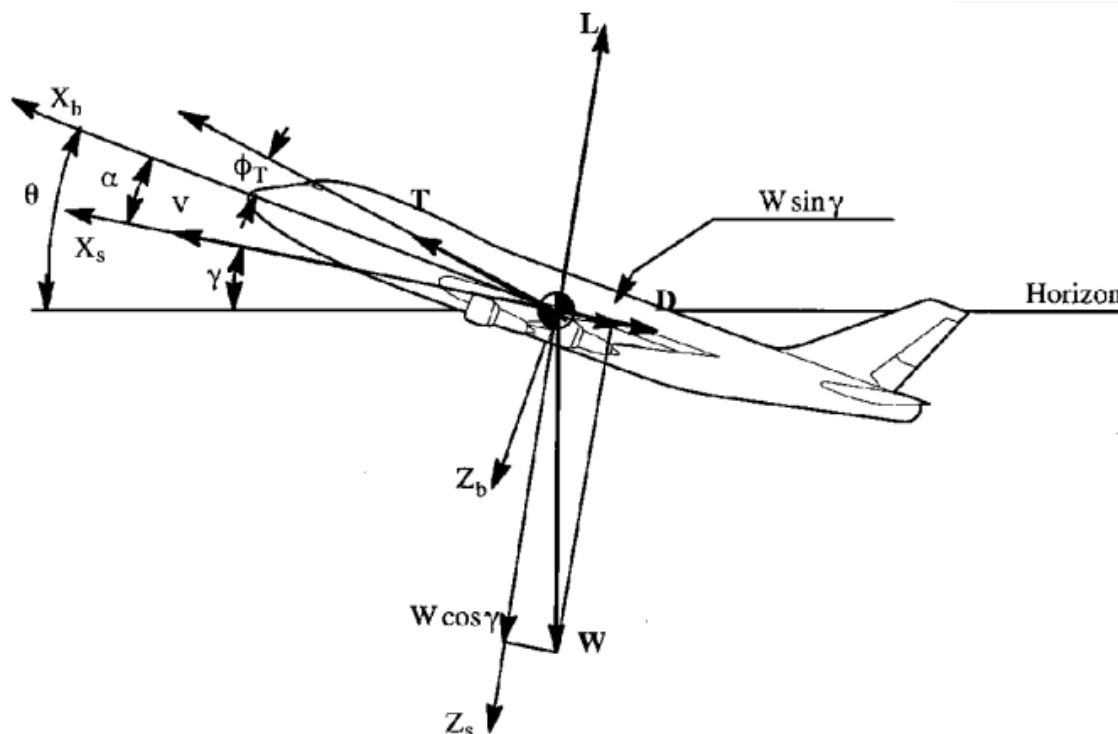


Figure 9.2 Definition of Forces in a Straight Line, Un-accelerated Climb

Figura 4-43. Fuerzas generales sobre la aeronave en subida.

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

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (4.143)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.144)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (4.145)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma \quad (4.146)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c T \quad (4.147)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (4.148)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (4.149)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.150)$$

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

4.4.1.4.2 Subida dados ángulo de subida y Mach de vuelo

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

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (4.151)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$dx/dt = V(h) \cos \gamma \quad (4.152)$$

$$dh/dt = V(h) \sin \gamma \quad (4.153)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m dV(h)/dt \quad (4.154)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.155)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.156)$$

$$dW/dt = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (4.157)$$

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

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

$$C_L = (W \cos \gamma) / (1/2 \rho V(h)^2 S) = C_L(h, W) \quad (4.158)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (4.159)$$

$$D = 1/2 \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (4.160)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m dV(h)/dt = T(h, W) \quad (4.161)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (4.162)$$

$$C = C(h, W) \quad (4.163)$$

$$dW/dt = dW/dh dh/dt = dW/dh V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (4.164)$$

Por tanto,

$$dW/dh = -(C(h, W) g T(h, W)) / (V(h) \sin \gamma) \quad (4.165)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V(h_{ini}) \quad (4.166)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.167)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.168)$$

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

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

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

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.169)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (4.170)$$

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

4.4.1.4.3 Subida dados ángulo de subida y velocidad equivalente EAS

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

$$V = V_{EAS} \sqrt{(\rho_S L / \rho(h))} = V(h) \quad (4.171)$$

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

4.4.1.4.4 Subida dados ángulo de subida y velocidad TAS

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

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

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

$$dh/dt = V \sin \gamma \quad (4.172)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V \sin \gamma} = \frac{h - h_{ini}}{V \sin \gamma} \quad (4.173)$$

4.4.1.4.5 Subida dados palanca de gases y Mach de vuelo

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

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = Vh \quad (4.174)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$dx/dt = V(h) \cos \gamma \quad (4.175)$$

$$dh/dt = V(h) \sin \gamma \quad (4.176)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m dV(h)/dt \quad (4.177)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.178)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.179)$$

$$dW/dt = -C(h) g T(h) \quad (4.180)$$

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

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

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

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

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

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

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (4.181)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (4.182)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (4.183)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (4.184)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (4.185)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (4.186)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (4.187)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (4.188)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (4.189)$$

4.4.1.4.6 Subida dados palanca de gases y velocidad EAS

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

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (4.190)$$

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

4.4.1.4.7 Subida dados palanca de gases y velocidad TAS

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

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

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

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

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

En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar las posibilidades ofrecidas al alumno.

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

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (4.191)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$dx/dt = V(h) \cos \gamma \quad (4.192)$$

$$dh/dt = V(h) \sin \gamma \quad (4.193)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m dV(h)/dt \quad (4.194)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.195)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.196)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (4.197)$$

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

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

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (4.198)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (4.199)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (4.200)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (4.201)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (4.202)$$

$$C = C(h, W) \quad (4.203)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (4.204)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = -\frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (4.205)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (4.206)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.207)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.208)$$

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

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

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

Partiendo de

$$dh/dt = V(h) \sin \gamma \quad (4.209)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (4.210)$$

$$t(h) = \frac{\log \left\{ \frac{C_A h + C_B}{C_A h_{ini} + C_B} \right\}}{C_A \sin \gamma} \quad (4.211)$$

Donde

$$C_A = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} \quad (4.212)$$

$$C_B = \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} \quad (4.213)$$

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

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

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

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

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

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (4.214)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (4.215)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.216)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (4.217)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.218)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.219)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (4.220)$$

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

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

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

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

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

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

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (4.221)$$

$$C_{Lk} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (4.222)$$

$$C_{Dk} = C_D(C_{Lk}) \quad (4.223)$$

$$V_{vertk} = V_k \sin \gamma_k \quad (4.224)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (4.225)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (4.226)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (4.227)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (4.228)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (4.229)$$

Con esto finaliza el segmento de subida.

4.4.1.5 Crucero

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

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

En el caso de seleccionar la opción 'one engine inoperative' se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor.

4.4.1.5.1 Ecuaciones generales del movimiento

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

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

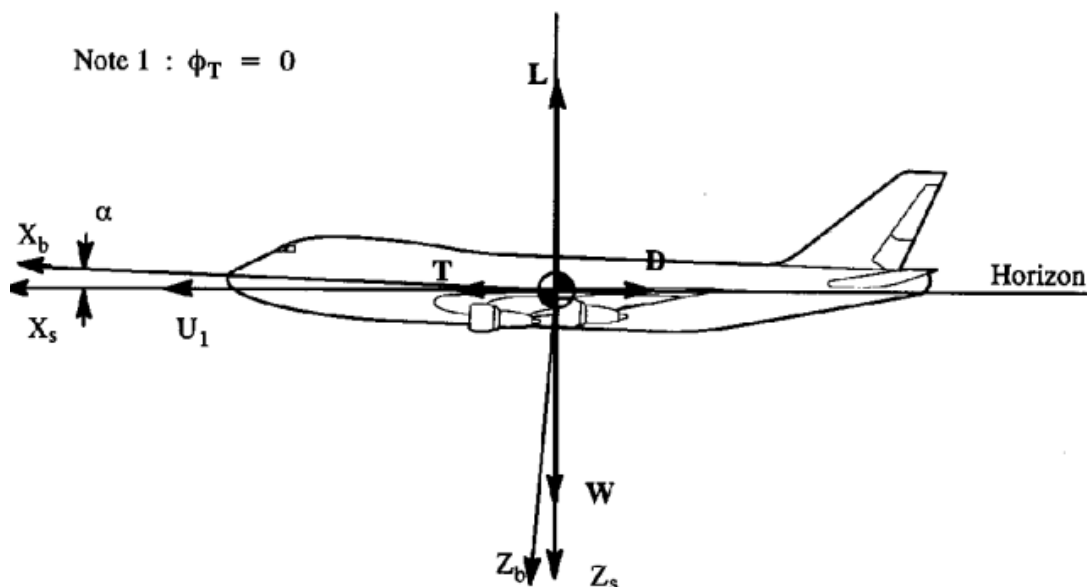


Figure 8.17b Definition of Forces in Steady, Symmetrical, Straight Line, Level Flight

Figura 4-44. Fuerzas generales sobre la aeronave en crucero.

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

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (4.230)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (4.231)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D \quad (4.232)$$

$$L = W \quad (4.233)$$

$$\frac{dm}{dt} = -c T \quad (4.234)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (4.235)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (4.236)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.237)$$

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

4.4.1.5.2 Crucero dado Mach de vuelo

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

$$V = M a \quad (4.238)$$

$$\frac{dV}{dt} = 0 \quad (4.239)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (4.240)$$

$$T(\delta_T, V) = D(V, C_D) \quad (4.241)$$

$$L(V, C_{\{L\}}) = W \quad (4.242)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.243)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T, V) g T(\delta_T, V) \quad (4.244)$$

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

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

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(W) \quad (4.245)$$

$$C_D = C_D(W) \quad (4.246)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(W) = D(W) \quad (4.247)$$

$$T = D(W) = T(W) \quad (4.248)$$

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (4.249)$$

$$C = C(W) \quad (4.250)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(W) g T(W) \quad (4.251)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dx} = \frac{C(W) g T(W)}{V} \quad (4.252)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$X_{ini} = 0 \quad (4.253)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (4.254)$$

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

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

Cálculo de velocidad máxima

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

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

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

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V) \quad (4.255)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (4.256)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (4.257)$$

$$T = T(V) = D(V) \quad (4.258)$$

Resolviendo la ecuación $T(V) = D(V)$ y quedándonos con la solución máxima obtendremos la velocidad máxima que cumple con las restricciones impuestas.

4.4.1.5.3 Crucero dado C_L constante

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

El procedimiento a seguir es:

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_L}} = V(W) \quad (4.259)$$

$$\frac{dV}{dW} = \frac{1}{\sqrt{2 \rho S C_L W}} = \frac{dV}{dW}(W) \quad (4.260)$$

$$M = \frac{V(W)}{a} = M(W) \quad (4.261)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(W)^2 S C_D = D(W) \quad (4.262)$$

$$C = C(W) \quad (4.263)$$

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

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

$$\begin{aligned} \frac{dW}{dt} &= -C(W) g T(W) = \\ &= -C(W) g \left(D(W) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \right) = \\ &= -C(W) g D(W) - C(W) W \frac{dV}{dW} \frac{dW}{dt} = \\ &= \frac{-C(W) g D(W)}{\left(1 + C(W) W \frac{dV}{dW}(W) \right)} \end{aligned} \quad (4.264)$$

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

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

$$T = D(W) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dW} \frac{dW}{dx} V(W) = T(W) \quad (4.265)$$

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

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (4.266)$$

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

$$\text{Corrección} = \text{Corrección}(\delta_T(W_{ini}))$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$X_{ini} = 0 \quad (4.267)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (4.268)$$

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

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

4.4.1.5.4 Crucero acelerado dados velocidad inicial y final y posición de palanca de gases

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

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

$$M = \frac{V}{a} = M(V) \quad (4.269)$$

$$\frac{dV}{dt} \neq 0 \quad (4.270)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (4.271)$$

$$T(\delta_T, V) = D(V, C_D) + \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.272)$$

$$L(V, C_L) = W \quad (4.273)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.274)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T, V) g T(\delta_T, V) \quad (4.275)$$

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

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

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

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V, W) \quad (4.276)$$

$$C_D = C_D(V, W) \quad (4.277)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V, W) = D(V, W) \quad (4.278)$$

$$T = T(V) \quad (4.279)$$

$$C = C(V) \quad (4.280)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(V) g T(V) \quad (4.281)$$

Por tanto,

$$\begin{aligned} \frac{dW}{dV} &= \frac{dW}{dt} \frac{dt}{dV} = \\ &= -C(V) g T(V) \left[\frac{W}{g(T(V) - D(V, W))} \right] = \\ &= \frac{-C(V) T(V) W}{T(V) - D(V, W)} = \\ &= \frac{dW}{dV}(V, W) \end{aligned} \quad (4.282)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (4.283)$$

$$W_{ini} = W_0 \quad (4.284)$$

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

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

$$dt = \frac{W(V)}{g (T(V) - D(V, W(V)))} dV \quad (4.285)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g (T(V) - D(V, W(V)))}{W(V)} \quad (4.286)$$

$$dx = \frac{V}{\frac{dV}{dt}} dV \quad (4.287)$$

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

$$t = \int_{V_k}^{V_{k+1}} dt \quad (4.288)$$

$$x = \int_{V_k}^{V_{k+1}} dx \quad (4.289)$$

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

4.4.1.5.5 Crucero dado Mach de vuelo y coeficientes aerodinámicos

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

$$V = Ma \quad (4.290)$$

$$\frac{dV}{dt} = 0 \quad (4.291)$$

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

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

El desarrollo del cálculo es idéntico al del primer subtipo.

4.4.1.5.6 Crucero de máximo alcance dado el peso final

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

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

$$x = \int_{W_{ini}}^W \frac{-V \left(1 + C(V, \delta_T) W \frac{dV}{dW} \right)}{C(V, \delta_T) g D(V, W)} dW \quad (4.292)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W \frac{-V}{C(V) g D(V, W)} dW \quad (4.293)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W F(V, W) \quad (4.294)$$

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

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

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

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (4.295)$$

$$V(W_{ini}) = V_{ini} \quad (4.296)$$

$$V(W_{fin}) = V_{fin} \quad (4.297)$$

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

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

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (4.298)$$

$$CD - V \left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (4.299)$$

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

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

$$C = A + BV \rightarrow \text{Jet} \quad (4.300)$$

$$C = V(A + BV) \rightarrow \text{Prop/Pistón} \quad (4.301)$$

$$D = A_2 V^2 - B_2 W + C_2 \frac{W^2}{V^2} \quad (4.302)$$

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

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

$$CD - V \left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (4.303)$$

$$\begin{aligned} (A + BV)A_2V^2 - B_2W + C_2 \frac{W^2}{V^2} \\ - V \left[BA_2V^2 - BB_2W + BC_2 \frac{W^2}{V^2} \right. \\ \left. + (A + BV) \left(2A_2V - 2C_2 \frac{W^2}{V^3} \right) \right] = 0 \end{aligned} \quad (4.304)$$

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

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

$$M = \frac{V}{a} \quad (4.305)$$

$$C_L = \frac{W(V)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V) \quad (4.306)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (4.307)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (4.308)$$

$$C = C(V) \quad (4.309)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-C(V) g D(V)}{\frac{dW}{dV} + C(V)W(V)} \quad (4.310)$$

$$T = D(V) + \frac{W(V) dV}{g dt} \quad (4.311)$$

$$\delta_T = \delta_T(V) \quad (4.312)$$

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

Resolviendo y quedándonos con la solución real de las igualdades

$$W(V_{ini}) = W_{ini} \quad (4.313)$$

$$W(V_{fin}) = W_{fin} \quad (4.314)$$

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

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

puede simplificarse como se describió anteriormente.

$$C = C(V, \delta_{T_{medio}}) \quad (4.315)$$

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

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

$$dt = \frac{-\frac{dW}{dV}(V) + C(V)W(V)}{C(V)gD(V)} \quad (4.316)$$

$$dx = V dt(V) \quad (4.317)$$

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

$$x = \int_{V_{ini}}^V dx = x(V) \quad (4.318)$$

$$t = \int_{V_{ini}}^V dt = t(V) \quad (4.319)$$

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

$$Alcance_{max} = x(V = V_{fin}) \quad (4.320)$$

4.4.1.5.7 Crucero de máxima autonomía dado el peso final

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

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

$$x = \int_{W_{ini}}^W \frac{-(1 + C(V, \delta_T)W \frac{dV}{dW})}{C(V, \delta_T)gD(V, W)} dW \quad (4.321)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W \frac{-1}{C(V)gD(V, W)} dW \quad (4.322)$$

$$\simeq \int_{W_{ini}}^W F(V, W) \quad (4.323)$$

Se puede comprobar que la autonomía depende de tres parámetros a priori. Sin embargo, supondremos inicialmente que el consumo es independiente de la posición de palanca ($C \neq C(\delta_T)$), esto es, que no se le aplica corrección al cálculo del consumo. Asimismo, se puede comprobar que se desprecia el término

$C(V, \delta_T)W \frac{dV}{dW}$ frente a la unidad debido a que simplifica en gran medida el análisis realizado.

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

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

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (4.324)$$

$$V(W_{ini}) = V_{ini} \quad (4.325)$$

$$V(W_{fin}) = V_{fin} \quad (4.326)$$

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

Resolviendo la primera ecuación obtendremos la ley de velocidades $V(W)$ que proporciona la máxima autonomía a la aeronave.

$$\frac{\partial F}{\partial V} - \frac{d}{dW} \frac{\partial F}{\partial \dot{V}} = 0 \quad (4.327)$$

$$\left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (4.328)$$

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

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

$$C = A + B V \rightarrow \text{Jet} \quad (4.329)$$

$$C = V(A + B V) \rightarrow \text{Prop/Pistón} \quad (4.330)$$

$$D = A_2 V^2 - B_2 W + C_2 \frac{W^2}{V^2} \quad (4.331)$$

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

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

$$\left(\frac{dC}{dV} D + C \frac{dD}{dV} \right) = 0 \quad (4.332)$$

$$BA_2 V^2 - BB_2 W + BC_2 \frac{W^2}{V^2} + (A + BV) \left(2A_2 V - 2C_2 \frac{W^2}{V^3} \right) = 0 \quad (4.333)$$

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

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

$$M = \frac{V}{a} \quad (4.334)$$

$$C_L = \frac{W(V)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = C_L(V) \quad (4.335)$$

$$C_D = C_D(V) \quad (4.336)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(V) = D(V) \quad (4.337)$$

$$C = C(V) \quad (4.338)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-C(V)gD(V)}{\frac{dW}{dV} + C(V)W(V)} \quad (4.339)$$

$$T = D(V) + \frac{W(V)}{g} \frac{dV}{dt} = T(V) \quad (4.340)$$

$$\delta_T = \delta_T(V) \quad (4.341)$$

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

Resolviendo y quedándonos con la solución real de las igualdades

$$W(V_{ini}) = W_{ini} \quad (4.342)$$

$$W(V_{fin}) = W_{fin} \quad (4.343)$$

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

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

$$C = C(V, \delta_{T_{medio}}) \quad (4.344)$$

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

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

$$dt = \frac{-\frac{dW}{dV}(V) + C(V)W(V)}{C(V)gD(V)} \quad (4.345)$$

$$dx = V dt(V) \quad (4.346)$$

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

$$x = \int_{V_{ini}}^V dx = x(V) \tag{4.347}$$

$$t = \int_{V_{ini}}^V dt = t(V) \tag{4.348}$$

Así que finalmente obtenemos la autonomía máxima (y el alcance asociado a dicha autonomía máxima)

$$Autonomía_{max} = t(V = V_{fin}) \tag{4.349}$$

4.4.1.6 Giro mantenido

En esta sección se detallarán los métodos de cálculo empleados para el cálculo del segmento de giro mantenido en el plano horizontal.

Las ecuaciones de movimiento para una situación general de viraje horizontal se desarrollarán en el primer apartado, siendo después especificadas las ecuaciones y algoritmos que describen virajes óptimos.

4.4.1.6.1 Ecuaciones generales del movimiento

En el caso del viraje tendremos la altura de vuelo fijada, pero aparece un nuevo grado de libertad correspondiente a medir la inclinación de la aeronave: el ángulo de alabeo. Por lo tanto, tenemos los mismos grados de libertad que en el segmento de subida. Las variables serán calculadas respecto al tiempo empleado.

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

Consideraremos una aeronave en vuelo nivelado y giro mantenido, es decir, la aceleración neta de la aeronave en la dirección del eje Y es nula.

En el caso de seleccionar la opción ‘one engine inoperative’ se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor.

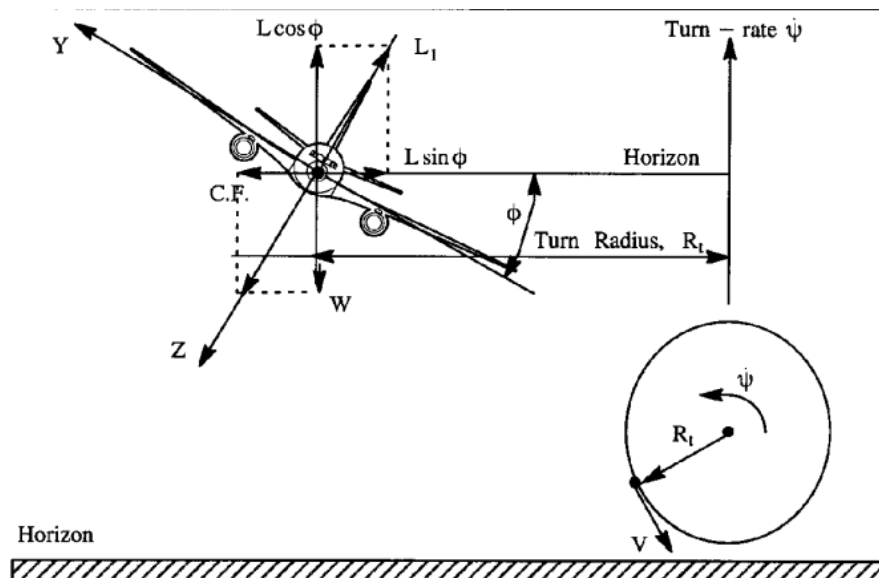


Figure 12.19 Geometry of the Steady, Level Turn

Figura 4-45. Fuerzas generales sobre la aeronave en viraje.

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

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (4.350)$$

$$\frac{dh}{dt} = 0 \quad (4.351)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D \quad (4.352)$$

$$mV \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (4.353)$$

$$W = L \cos \mu \quad (4.354)$$

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \quad (4.355)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, C_L) \quad (4.356)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, C_D) \quad (4.357)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.358)$$

Con lo que tenemos 5 ecuaciones y 7 magnitudes que deseamos calcular: $\dot{\chi}(t)$, $\mu(t)$, $\delta_T(t)$, $C_D(t)$, $x(t)$, $W(t)$, $V(t)$. Por lo tanto, el problema presenta 2 grados de libertad y una vez introducidos por el usuario el problema está cerrado matemáticamente.

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

4.4.1.6.2 Viraje dada la velocidad y la posición de palanca de gases

Conocidos M y δ_T , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante. De esta forma, al conocer altura de vuelo, velocidad y posición de palanca, automáticamente conocemos el empuje T y el consumo C mediante el empleo del modelo propulsivo correspondiente y ambos serán constantes.

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (4.359)$$

$$T = D(C_L) \quad (4.360)$$

$$L(C_L) \sin \mu = mV \frac{d\chi}{dt} \quad (4.361)$$

$$L(C_L) \cos \mu = W \quad (4.362)$$

$$\frac{dW}{dt} = -CgT \quad (4.363)$$

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

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

$$D = T \quad (4.364)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (4.365)$$

$$C_L = C_L(C_D) \quad (4.366)$$

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (4.367)$$

Siendo todas las magnitudes constantes.

Si integramos la ecuación de la conservación de la masa respecto del tiempo, llegamos a:

$$W = \int_0^t -C g T dt = W_{ini} - C g T t = W(t) \quad (4.368)$$

Con lo que ya podemos calcular el resto de las magnitudes en función del peso, y por tanto, en función del tiempo:

$$\mu(t) = \arccos \frac{W(t)}{L} \quad (4.369)$$

$$n(t) = \frac{1}{\cos \mu(t)} \quad (4.370)$$

$$\dot{\chi}(t) = \frac{L \sin \mu(t) g}{W(t) V} \quad (4.371)$$

$$\chi(t) = \int_0^t \dot{\chi}(t) dt \quad (4.372)$$

$$R(t) = \frac{V}{\dot{\chi}} \quad (4.373)$$

$$x(t) = \int_0^t V \cos \chi(t) dt \quad (4.374)$$

Por lo que podemos calcular el número de revoluciones efectuadas como:

$$\text{Revoluciones} = \frac{\chi(t_{fin})}{2\pi} = \frac{x(t_{fin})}{2\pi R(t_{fin})} \quad (4.375)$$

4.4.1.6.3 Viraje dada la velocidad y C_L

Conocidos M y C_L , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Empleando las ecuaciones del modelo aerodinámico:

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2 \quad (4.376)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.377)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (4.378)$$

$$T = D \quad (4.379)$$

Y empleando el modelo propulsivo, al ser constante T y la velocidad y altura de vuelo, también serán constantes C y δ_T .

Una vez que hemos obtenido δ_T nos encontramos en el caso anterior y el procedimiento a seguir es el mismo.

4.4.1.6.4 Viraje dada la velocidad y μ

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (4.380)$$

$$T(\delta_T) = D(C_L) \quad (4.381)$$

$$L(C_L) \sin \mu = mV \frac{d\chi}{dt} \quad (4.382)$$

$$L(C_L) \cos \mu = W \quad (4.383)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(\delta_T) g T(\delta_T) \quad (4.384)$$

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

En esta ocasión se empleará como parámetro el peso para el cálculo de todas las magnitudes. El procedimiento para hallar todas las variables en función del peso es el siguiente:

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S \cos \mu} = C_L(W) \quad (4.385)$$

$$C_D = C_D(C_L) = C_D(W) \quad (4.386)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(W) \quad (4.387)$$

$$T = D(W) \quad (4.388)$$

$$\delta_T = \delta_T(W) \quad (4.389)$$

$$C = C(W) \quad (4.390)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(W)gT(W) \quad (4.391)$$

Resolviendo la ecuación diferencial resultante de la ecuación de la conservación de la masa obtendremos la dependencia $W(t)$. Una vez obtenida esta relación se pueden calcular el resto de las magnitudes:

$$n(t) = \frac{1}{\cos \mu} \quad (4.392)$$

$$R(t) = \frac{V^2}{g \tan \mu} \quad (4.393)$$

$$\dot{\chi} = \frac{g \tan \mu}{V} \quad (4.394)$$

$$\chi(t) = \dot{\chi} t \quad (4.395)$$

$$x(t) = \frac{V}{\dot{\chi} \sin \chi(t)} \quad (4.396)$$

Por lo que podemos calcular el número de revoluciones efectuadas como:

$$\text{Revoluciones} = \frac{\chi(t_{fin})}{2\pi} = \frac{x(t_{fin})}{2\pi R(t_{fin})} \quad (4.397)$$

4.4.1.6.5 Viraje dada la velocidad y n

Empleando la relación

$$\mu = \arccos \frac{1}{n} \quad (4.398)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

4.4.1.6.6 Viraje dada la velocidad y R

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Empleando la relación

$$\mu = \arctan \frac{V^2}{gR} \quad (4.399)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

4.4.1.6.7 Viraje dada la velocidad y $\dot{\chi}$

Conocidos M y μ , podemos definir la velocidad $V = M a$ constante.

Empleando la relación

$$\mu = \arctan \frac{V \dot{\chi}}{g} \quad (4.400)$$

Llegamos al caso anterior y su resolución es idéntica.

4.4.1.6.8 Viraje dada la posición de palanca de gases y a factor de carga máximo

Tenemos como parámetro δ_T y un grado de libertad menos al exigir que el factor de carga sea máximo durante todo el segmento. De esta forma, al conocer la posición de palanca, podremos despejar todas las variables en función de la velocidad y de esta forma derivando e igualando a cero obtener la velocidad que maximiza el factor de carga para cada peso.

El procedimiento a seguir es el siguiente:

$$T = T(V) \quad (4.401)$$

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} - k_2 W n + k_1 \frac{n^2 W^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \\ &= A_2 V^2 - B_2 W n + C_2 \frac{n^2 W^2}{V^2} \end{aligned} \quad (4.402)$$

Con lo que podemos despejar $n = n(V)$ y derivar respecto de la velocidad para hallar para cada peso la velocidad que hace el factor de carga máximo.

Se observa que, en general, las variaciones de la velocidad que hace el factor de carga máximo son despreciables durante el transcurso del segmento, luego una vez calculada la velocidad V^* que hace el factor de carga máximo se puede resolver el resto del segmento suponiendo ésta constante. Es decir, nos encontraríamos de nuevo en el caso 1 y el resto de variables se calcularían forma idéntica.

4.4.1.6.9 Viraje dada la posición de palanca de gases y a velocidad de guiñada máxima

El desarrollo es análogo al caso anterior. Partiendo de la expresión $n = n(V)$, y de las ecuaciones de la mecánica del vuelo para el viraje mantenido, llegamos a la siguiente relación para la velocidad de guiñada:

$$\dot{\chi} = \frac{g \sqrt{n(V)^2 - 1}}{V} = \dot{\chi}(V, W) \quad (4.403)$$

De forma que derivando y resolviendo la ecuación no lineal resultante podemos hallar la velocidad V que maximiza la velocidad de guiñada para cada peso.

Las variables expresadas en función de V y W son:

$$n = n(V, W) \quad (4.404)$$

$$D = T(V) \quad (4.405)$$

$$C_D = \frac{D(V)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = C_D(V) \quad (4.406)$$

$$L = nW = L(V, W) \quad (4.407)$$

$$\mu = \arccos \frac{1}{n} = \mu(V, W) \quad (4.408)$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = R(V, W) \quad (4.409)$$

Y el algoritmo empleado es:

$$W_{k=1} = W_{ini} \quad (4.410)$$

$$\dot{\chi}(V) = 0 \rightarrow V_{\dot{\chi}=max} = V_k \quad (4.411)$$

$$n_k = n(V_k, W_k) \quad (4.412)$$

$$D_k = T(V_k) \quad (4.413)$$

$$C_{D_k} = C_D(V_k) \quad (4.414)$$

$$L_k = L(V_k, W_k) \quad (4.415)$$

$$\mu_k = \mu(V_k, W_k) \quad (4.416)$$

$$R_k = R(V_k, W_k) \quad (4.417)$$

$$W_{k+1} = W_k - C(V_k) g T(V_k)(t_{k+1} - t_k) \quad (4.418)$$

donde se ha discretizado el tiempo en 10000 intervalos desde $k = 1$ hasta $k = 10000$, de forma que se garantice una alta precisión.

4.4.1.6.10 Viraje dada la posición de palanca de gases y a radio de giro mínimo

El objetivo en este subtipo de viraje es minimizar el radio de giro de la aeronave calculando la velocidad de vuelo que logra esto. El procedimiento a seguir es análogo a los 2 anteriores, y partiendo del desarrollo anterior podemos llegar a:

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = R(V, W) \quad (4.419)$$

Iterando para cada peso y derivando la expresión resultante obtendremos la velocidad buscada. Sin embargo, la naturaleza matemática de la expresión del radio de giro hace que aparezcan singularidades en su dominio que impiden automatizar este proceso como en los dos casos anteriores.

El proceso seguido para evitar dichas singularidades, así como ciertas regiones donde se obtienen números imaginarios, ha sido encontrar de forma numérica la velocidad de radio de giro mínimo: evaluar la expresión del radio para un gran número de velocidades.

De esta forma, y descartando las velocidades que hacen divergir o llevar al campo de los complejos la solución, se logra averiguar la velocidad que logra radio mínimo.

A partir de ahí el proceso es análogo a los anteriores, y para facilitar la velocidad de procesamiento en cada iteración y no tener que probar tantas soluciones para cada peso, se asume que dado el gran número de partes en que se divide el tramo, la velocidad para un peso dado y el siguiente peso no varía más allá de un 5%. Así logramos aumentar en gran medida la velocidad de cálculo de Matlab sin perder en ningún momento precisión en los resultados.

Con esto finaliza el segmento de giro mantenido.

4.4.1.7 Descenso

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

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

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

Sin embargo, es importante tener en cuenta a la hora de diseñar el descenso que establecer un ángulo de descenso o una velocidad elevada puede conducir a que la posición de palanca correspondiente para mantener esa ley de vuelo salga de su ámbito de disponibilidad ya sea por exceso de potencia o por defecto. En ese caso la aplicación alertará al usuario de la imposibilidad de cumplir con la ley de vuelo establecida.

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

En el caso de seleccionar la opción 'one engine inoperative' se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor.

4.4.1.7.1 Ecuaciones generales del movimiento

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

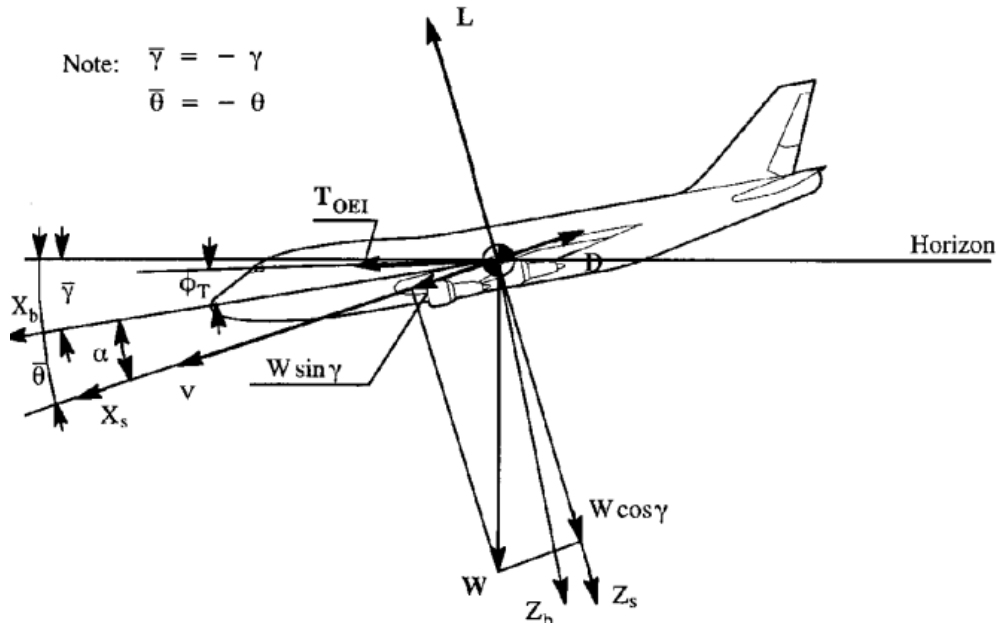


Figure 9.3 Definition of Forces in a Straight Line, Un-accelerated (Drift-down) Descent

Figura 4-46. Fuerzas generales sobre la aeronave en descenso.

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

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (4.420)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.421)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (4.422)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = L - mg \cos \gamma \quad (4.423)$$

$$\frac{dm}{dt} = -cT \quad (4.424)$$

Recordando que

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = L(V, h, C_L) \quad (4.425)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = D(V, h, C_D) \quad (4.426)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.427)$$

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

4.4.1.7.2 Descenso dados ángulo de descenso y Mach de vuelo

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

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (4.428)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (4.429)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.430)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (4.431)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.432)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.433)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (4.434)$$

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

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

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (4.435)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (4.436)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (4.437)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (4.438)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (4.439)$$

$$C = C(h, W) \quad (4.440)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (4.441)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = - \frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (4.442)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V(h_{ini}) \quad (4.443)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.444)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.445)$$

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

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

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

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.446)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (4.447)$$

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

4.4.1.7.3 Descenso dados ángulo de descenso y velocidad equivalente EAS

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

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (4.448)$$

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

4.4.1.7.4 Descenso dados ángulo de descenso y velocidad equivalente TAS

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

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

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

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.449)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V \sin \gamma} = \frac{h - h_{ini}}{V \sin \gamma} \quad (4.450)$$

4.4.1.7.5 Descenso dados palanca de gases y Mach de vuelo

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

$$V = M \sqrt{\gamma_{atm} R \theta(h)} = V(h) \quad (4.451)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (4.452)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.453)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (4.454)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.455)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.456)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h) g T(h) \quad (4.457)$$

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

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

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

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

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

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

$$W_k = W_{ini} \quad (4.458)$$

$$C_{Lk} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (4.459)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (4.460)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (4.461)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (4.462)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (4.463)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (4.464)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (4.465)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (4.466)$$

4.4.1.7.6 Descenso dados palanca de gases y velocidad EAS

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

$$V = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_{SL}}{\rho(h)}} = V(h) \quad (4.467)$$

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

4.4.1.7.7 Descenso dados palanca de gases y velocidad TAS

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

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

4.4.1.7.8 Descenso acelerado linealmente dados el ángulo de descenso y la velocidad inicial y final

Para determinar el valor numérico del factor de la aceleración, la relación $V = V(h)$ debe conocerse.

En la práctica, la mayoría de los pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en descenso a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura final. En cualquier caso, se dispone de esta funcionalidad para maximizar el abanico de posibilidades ofrecido al alumno.

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

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (4.468)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (4.469)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.470)$$

$$T(h, \delta_T) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (4.471)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.472)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.473)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h, \delta_T) g T(h, \delta_T) \quad (4.474)$$

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

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

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V(h)^2 S} = C_L(h, W) \quad (4.475)$$

$$C_D = C_D(h, W) \quad (4.476)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V(h)^2 S C_D(h, W) = D(h, W) \quad (4.477)$$

$$T = D(h, W) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} = T(h, W) \quad (4.478)$$

$$\delta_T = \delta_T(h, W) \quad (4.479)$$

$$C = C(h, W) \quad (4.480)$$

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V(h) \sin \gamma = -C(h, W) g T(h, W) \quad (4.481)$$

Por tanto,

$$\frac{dW}{dh} = - \frac{C(h, W) g T(h, W)}{V(h) \sin \gamma} \quad (4.482)$$

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

Las condiciones iniciales son:

$$V_{ini} = V_0 \quad (4.483)$$

$$T_{ini} = T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.484)$$

$$\delta_{T_{ini}} = \delta_T(h_{ini}, W_{ini}) \quad (4.485)$$

Para hallar las magnitudes globales no sería necesario resolver la ecuación diferencial, sino que bastaría con

integrar numéricamente para $h = h_{ini}$ respecto del peso.

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

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

Partiendo de

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.486)$$

Obtenemos

$$t(h) = \int_{h_{ini}}^h \frac{dh^*}{V(h^*) \sin \gamma} \quad (4.487)$$

$$t(h) = \frac{\log \left\{ \frac{C_A h + C_B}{C_A h_{ini} + C_B} \right\}}{C_A \sin \gamma} \quad (4.488)$$

donde

$$C_A = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} \quad (4.489)$$

$$C_B = \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} \quad (4.490)$$

4.4.1.7.9 Descenso acelerado linealmente dados la posición de palanca y la velocidad inicial y final

Como se comentó en el segmento anterior, en la práctica, la mayoría de los pilotos y programas de cálculo de actuaciones asumen que la aeronave será volada en descenso a una cierta velocidad equivalente teniendo en cuenta los efectos de la compresibilidad hasta que se alcanza la altura final.

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

El procedimiento a seguir en este subtipo es una combinación entre el descenso acelerado con ángulo de descenso constante y el descenso a velocidad y palanca de gases constante.

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

$$V = \frac{V_f - V_0}{h_f - h_0} h + \frac{V_0 h_f - V_f h_0}{h_f - h_0} = V(h) \quad (4.491)$$

Particularizando las ecuaciones de vuelo, obtenemos:

$$\frac{dx}{dt} = V(h) \cos \gamma \quad (4.492)$$

$$\frac{dh}{dt} = V(h) \sin \gamma \quad (4.493)$$

$$T(h) = D(h, C_D) + W \sin \gamma + m \frac{dV(h)}{dt} \quad (4.494)$$

$$L(h, C_L) = W \cos \gamma \quad (4.495)$$

$$C_D = C_D(C_L) \quad (4.496)$$

$$\frac{dW}{dt} = -C(h)gT(h) \quad (4.497)$$

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

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

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

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

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

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

$$W_{k=0} = W_{ini} \quad (4.498)$$

$$C_{L_k} = \frac{W_k \cos \gamma_k}{\frac{1}{2} \rho(k) V(k)^2 S} \quad (4.499)$$

$$C_{D_k} = C_D(C_{L_k}) \quad (4.500)$$

$$V_{vert_k} = V_k \sin \gamma_k \quad (4.501)$$

$$V_{horz_k} = V_k \cos \gamma_k \quad (4.502)$$

$$t_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{V_{vert_k}} \quad (4.503)$$

$$x_k = \frac{H_{k+1} - H_k}{\tan \gamma_k} \quad (4.504)$$

$$fuel_k = C_k T_k t_k \quad (4.505)$$

$$W_{k+1} = W_k - fuel_k g \quad (4.506)$$

Con esto finaliza el descenso.

4.4.1.8 Aterrizaje

La maniobra de aterrizaje es muy similar a la maniobra de despegue realizada de forma inversa. Se puede dividir en cuatro etapas: aproximación, flare y rodadura.

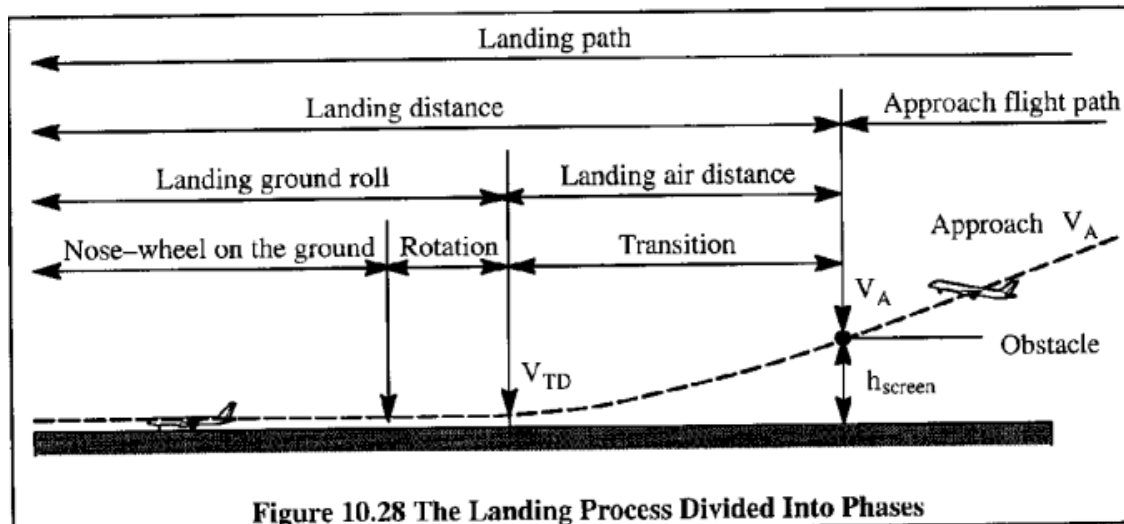


Figura 4-47. Fases del aterrizaje.

La altura del obstáculo que marcará el fin de la aproximación está definida en 50 pies tanto por la FAR 25 como por la FAR 23. La velocidad máxima de aproximación que deberá llevar la aeronave depende de su normativa si es civil ($V_A = 1.3V_{stall}$) o militar ($V_A = 1.2V_{stall}$). El ángulo de acercamiento se calcula con una configuración de empuje en ralentí y flaps bajados.

Por último, al igual que en los tramos anteriores, en el caso de seleccionar la opción 'one engine inoperative' se simulará que hay un motor menos, reduciendo de la potencia total la potencia de un motor.

4.4.1.8.1 Ecuaciones generales del movimiento

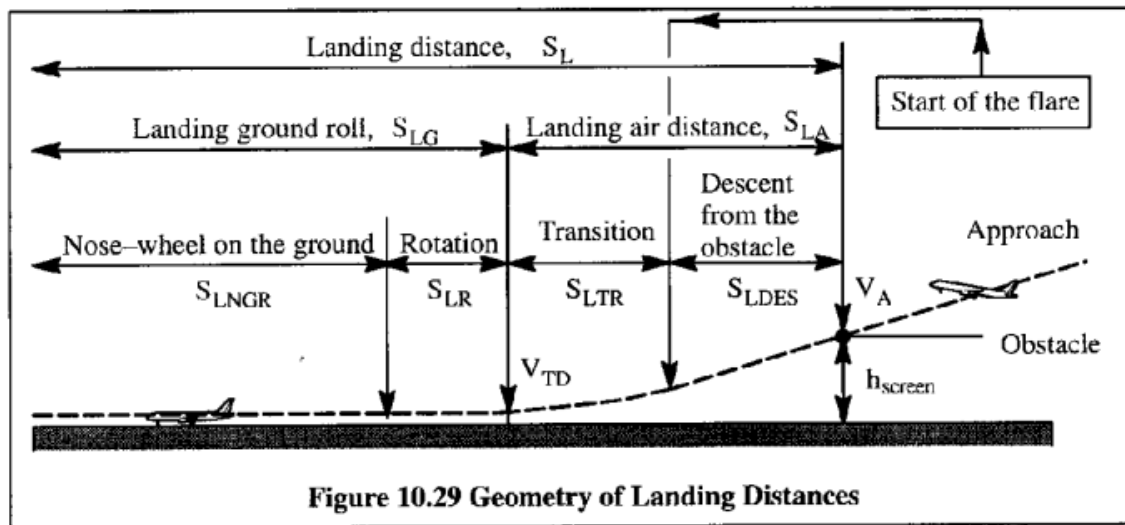


Figura 4-48. Geometría de las distancias de aterrizaje

En la figura 4-48 se pueden observar las distintas distancias que comprenden cada una de las fases del aterrizaje, así como las velocidades más características que marcan el inicio y fin de esas etapas.

Evidentemente:

$$S_L = S_{LG} + S_{LA} = S_{LNGR} + S_{LR} + S_{LTR} + S_{LDES} \quad (4.507)$$

Cuando la aeronave haya descendido a la altura del obstáculo, la transición (o flare) dará lugar. La velocidad que deberá llevar la aeronave en esta etapa es $V_f = 1.23V_{stall}$ para el caso civil y $V_f = 1.15V_{stall}$ para el caso militar.

La velocidad a la que debe realizarse este segmento deberá mantenerse hasta que el tren principal haga contacto con la pista a la velocidad V_{TD} , la cual también está definida de distinta forma según la normativa: para civil consideraremos $V_{TD} = 1.15V_{stall}$, y para militar $V_{TD} = 1.1V_{stall}$.

4.4.1.8.2 Ecuaciones del movimiento durante la aproximación

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

El efecto suelo deberá ser valorado en esta etapa en función del tipo de aeronave.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$\gamma_A = \arcsin \frac{T}{W} - \frac{1}{D} \quad (4.508)$$

$$S_A = \frac{h_{obs} - h_{TR}}{\tan(-\gamma_A)} \quad (4.509)$$

$$t_A = \frac{S_A}{V_A \cos \gamma_A} \quad (4.510)$$

$$fuel_A = C(V_A) T(V_A) t_A \quad (4.511)$$

4.4.1.8.3 Ecuaciones del movimiento durante la transición(flare)

La transición comienza a la altura del obstáculo y termina con el touchdown. Normalmente el touchdown ocurre con el tren principal tocando el suelo antes que el tren de morro haga contacto. Durante la transición las deceleraciones perpendiculares a la trayectoria no pueden ser despreciadas.

Las ecuaciones que modelan esta etapa son:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho S 0.9 C_{L_{max}} (1.15 V_{stall})^2}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} V_{stall}^2} = 1.2 \tag{4.512}$$

$$R_{giro} = \frac{V_f^2}{g(n - 1)} \tag{4.513}$$

$$\gamma_f = \arcsin \frac{T}{W} - \frac{1}{D} \tag{4.514}$$

$$S_f = R_{giro} \sin \gamma_f \tag{4.515}$$

$$h_f = R_{giro} (1 - \cos \gamma_f) \tag{4.516}$$

$$t_f = \frac{S_f}{V_f} \tag{4.517}$$

$$fuel_f = C(V_f) T(V_f) t_f \tag{4.518}$$

4.4.1.8.4 Ecuaciones del movimiento durante la fase de rodadura

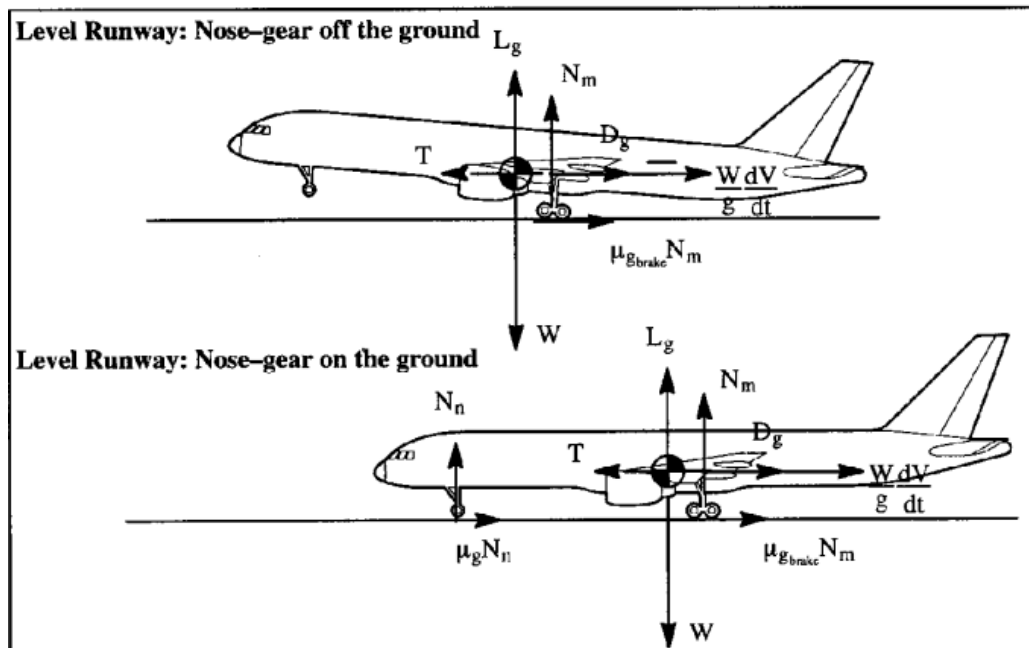


Figura 4-49. Esquema de las fuerzas que aparecen en la rodadura

La figura 4-49 muestra las fuerzas que actúan sobre la aeronave durante la etapa de rodadura dependiendo de si el tren de morro hace contacto con el terreno o no.

La sustentación y resistencia aerodinámica deberán ser evaluadas teniendo en cuenta el efecto suelo. Asimismo, dado que muchas aeronaves emplean dispositivos adicionales de frenado como los spoilers, estos también deberán ser tenidos en cuenta.

Aunque es posible usar reversa durante la fase de rodadura, para la certificación exclusivamente el freno deberá ser considerado a la hora de calcular la pista necesaria para el aterrizaje. Además, se supone que sólo el tren principal de aterrizaje es el que frena durante la rodadura, tal y como sucede en la mayoría de aeronaves.

Finalmente se asume que la aeronave se encuentra en equilibrio de momentos al comenzar la rodadura y que los efectos dinámicos del tren de aterrizaje son despreciables.

La etapa que comprende el periodo entre que la aeronave hace contacto con la pista y se aplican los frenos se denomina 'Free Roll' y las ecuaciones que lo determinan son:

$$t_{free} = t_{frenos} \quad (4.519)$$

$$S_{free} = V_{TD} t_{frenos} \quad (4.520)$$

$$fuel_{free} = C(V_{TD}, \delta_{T_{free}}) T(V_{TD}, \delta_{T_{free}}) t_{frenos} \quad (4.521)$$

Una vez se comienzan a aplicar los frenos pasamos a la etapa de rodadura frenada. Las ecuaciones de movimiento que gobiernan en esta etapa son:

$$L_g + N_n + N_m = W \quad (4.522)$$

$$T - D_g - \mu_{g_{brake}} N_m = \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.523)$$

Donde

L_g es la sustentación de la aeronave con efecto suelo

N_n es la fuerza de reacción del tren de morro

N_m es la principal fuerza de reacción

W es el peso de la aeronave

T es el empuje instalado, supuesto sin inclinación

D_g es la resistencia aerodinámica con efecto suelo

$\mu_{g_{brake}}$ es el coeficiente de fricción con frenado del tren con la pista

V es la velocidad de la aeronave relativa al suelo.

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

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} (T - D_g - \mu_{g_{brake}} W + \mu_{g_{brake}} L_g + N_n (\mu_{g_{brake}} - \mu_g)) \quad (4.524)$$

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\frac{T}{W} - \mu_{g_{brake}} \right) - \frac{(C_{D_g} - \mu_{g_{brake}} C_{L_g}) q}{\frac{W}{S}} + \frac{N_n}{W} (\mu_{g_{brake}} - \mu_g) = a_g(V) \quad (4.525)$$

donde:

a_g es la aceleración longitudinal de la aeronave a lo largo de la pista, negativa durante la fase de rodadura

$\frac{N_n}{W}$ es el ratio de la reacción del tren de morro frente al peso. Depende de la posición del centro de gravedad de la aeronave. Para análisis preliminar se puede suponer $\frac{N_n}{W} = 0.08$ aproximadamente.

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

$$t_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{1}{a_g(V)} dV \quad (4.526)$$

$$S_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{V}{a_g(V)} dV \quad (4.527)$$

$$fuel_G = \int_{V_{TD}}^0 \frac{C(V) T(V)}{a_g(V)} dV \quad (4.528)$$

Las hipótesis adicionales que permiten validar estas ecuaciones son:

- El gradiente de inclinación de la pista es nulo o despreciable.
- Se asume que no se produce variación del peso para el cálculo de t_G y S_G durante la fase de rodadura.
- Se asume que C_{Dg} , C_{Lg} y μ_g son constantes.
- El consumo y el empuje solo dependen de la velocidad debido a que se fijan Δa_T y h_{at} .

Con esto finaliza el segmento de aterrizaje.

4.4.2 Menú avanzado

Nos encontramos con una pantalla de selección y creación de misiones y modelos similar a la que aparecía en el diseño preliminar, figura 4-50, la diferencia es que ahora el modelado de la geometría, propulsión y aerodinámica es independiente de las misiones dado que la palanca de gases y las fracciones de peso de cada tramo se calcularán empleando las ecuaciones de mecánica del vuelo. Es decir, permite elaborar varios modelos de aeronave y probar con una misión concreta o por el contrato con un modelo evaluar varias misiones distintas.



Figura 4-50. Menú de diseño avanzado.

Una de las principales limitaciones que se ha corregido de este módulo es la posibilidad de modificar una misión una vez creada. Se ha realizado un estudio en profundidad del código de esta parte de la herramienta y se ha modificado de forma que es posible añadir y modificar tramos de una misión ya creada. Esto supone un ahorro considerable de tiempo a la hora del estudio de la misión y el hecho de realizar modificaciones sobre esta para alcanzar las máximas prestaciones posibles.

4.4.2.1 Crear misión avanzada

Se accede a este menú, figura 4-51, haciendo clic en 'Crear misión', aquí se nos permite crear misiones.

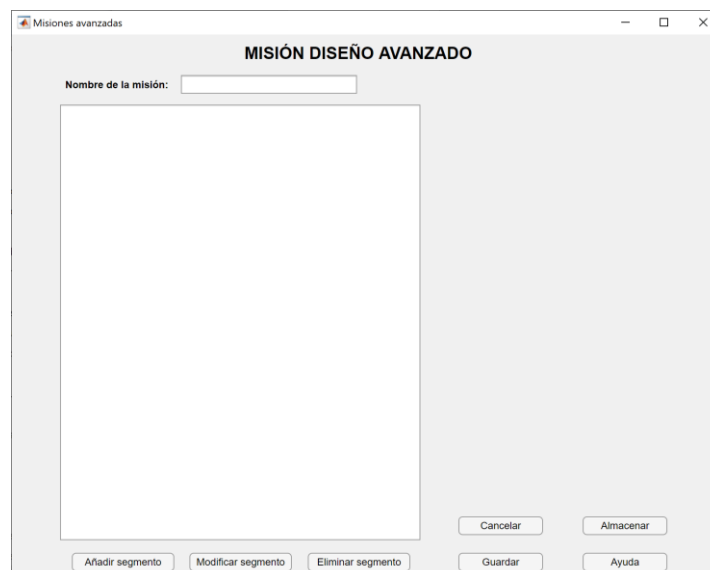


Figura 4-51. Menú de misión avanzada.

En la parte inferior se encuentran los botones que nos permiten añadir, borrar o configurar un tramo. A la derecha aparecerán un desplegable con el tipo de tramo unido a todas las variables correspondientes a éste, donde deberán introducirse los datos.

A la izquierda se desplegará una estructura de árbol conforma vayamos añadiendo segmentos a nuestra misión, y los parámetros introducidos para cada segmento se representarán como ramas dentro de cada segmento, generando de forma fácil de visualizar la misión completa y todos sus datos.

Introducir nuevo segmento

Para introducir un nuevo segmento haremos clic en el icono con el símbolo de la suma, y aparecerá en el lado derecho de la pantalla un desplegable que nos permitirá decidir el tipo de segmento que queremos añadir, figura 4-52.

Figura 4-52. Crear segmento.

Una vez seleccionado nos aparecerá una serie de valores relativos al segmento que deberemos introducir, si es un tramo que tenga varios subtipos se deberá elegir uno previamente.

En esta nueva versión se han introducido flags adicionales de los ya existentes, siendo los flags resultantes los siguientes:

- Flag para simulación del fallo de motor

Con esta opción podemos simular que hay un fallo de motor durante el tramo deseado y las variables que obtendremos tras el procesado en los resultados serán en esta condición. Esto es útil a la hora de estudiar los requerimientos de la aeronave con fallo de motor que nos será necesario cumplir según el tipo de aeronave y la normativa aplicable.

OEI condition

Figura 4-53. Opción para simular fallo de motor.

- Flag para simulación de aumento de potencia del motor

Con esta opción podemos simular que hay un aumento en la potencia de los motores durante el tramo deseado y las variables que obtendremos tras el procesado en los resultados serán en esta condición.

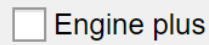


Figura 4-54. Opción para aumentar potencia de motor.

- Flag para simulación de efecto suelo

Con esta opción podemos simular condiciones de efecto suelo durante el tramo deseado y las variables que obtendremos tras el procesado en los resultados serán en esta condición.

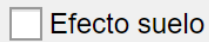


Figura 4-55. Opción para simular efecto suelo.

- Flag para simulación del despegue sobre el agua

Con esta opción podemos simular condiciones de despegue sobre el agua durante el tramo deseado y las variables que obtendremos tras el procesado en los resultados serán en esta condición.

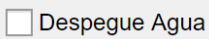


Figura 4-56. Opción para simular el despegue en el agua.

- Flag para simulación del aterrizaje sobre el agua

Con esta opción podemos simular condiciones de aterrizaje sobre el agua durante el tramo deseado y las variables que obtendremos tras el procesado en los resultados serán en esta condición.

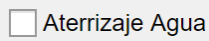


Figura 4-57. Opción para simular el aterrizaje en el agua.

También, es posible definir una polar aerodinámica diferente para cada segmento de la misión. Para los segmentos de despegue, subida, crucero, viraje y descenso existe un flag 'Modificar polar' en la que se abre un panel, figura 4-58, para introducir los coeficientes de la polar aerodinámica para dicho tramo en concreto diferentes a la polar aerodinámica general de la aeronave, que se aplicará por defecto salvo que esté marcado el flag 'Modificar polar'. Esto permite al alumno la flexibilidad a la hora de diseñar la misión pudiendo por ejemplo hacer varias subidas con diferente configuración de flaps, o virajes con distinta configuración de superficies de control. En cada caso, las constantes de la polar deberán ser calculadas por el alumno con la ayuda de los apuntes de la asignatura o de la información recopilada en la opción de ayuda de la herramienta.

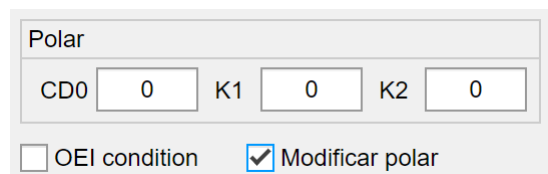


Figura 4-58. Modificar polar del segmento.

A continuación, se describe cada segmento, detallando los parámetros de entrada de cada uno:

1. Taxi

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

Perfil de la misión

Tipo de segmento Taxi ▼

Datos Taxi

Temperatura local	<input style="width: 80%;" type="text" value="0"/>	K
Altura local	<input style="width: 80%;" type="text" value="0"/>	m
Presión local	<input style="width: 80%;" type="text" value="0"/>	Pa
Velocidad de taxi	<input style="width: 80%;" type="text" value="0"/>	m/s
Tiempo de espera	<input style="width: 80%;" type="text" value="0"/>	s

OEI condition

Engine plus Efecto suelo

Figura 4-59. Parámetros del segmento tipo taxi.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)

2. Despegue

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

Perfil de la misión

Tipo de segmento: Despegue ▼

Datos Despegue

Temperatura local: 0 K

Altura local: 0 m

Presión local: 0 Pa

Coeficiente de fricción: 0 -

Palanca de gases: 0 -

OEI condition Despegue Agua

Engine plus Efecto suelo

Figura 4-60. Parámetros del segmento tipo despegue.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Despegue agua (flag Despegue Agua)

3. Subida

Para definir la subida disponemos de 7 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados, figura 4-61. Entre las diferentes opciones, podemos fijar según la elegida uno o varios de los siguientes parámetros:

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

Perfil de la misión

Tipo de segmento: Subida ▼

Subtipo de segmento: Subida dados M y gamma ▼

Datos Subida dados

- Subida dados M y gamma
- Subida dados EAS y gamma
- Subida dados TAS y gamma
- Subida dados M y palanca
- Subida dados EAS y palanca
- Subida dados TAS y palanca
- Subida dados Vinicial, Vfinal y gamma
- Subida steepest climb
- Subida fastest climb
- Subida dados Vinicial, Vfinal y palanca

OEI condition Modificar polar

Engine plus Efecto suelo

Figura 4-61. Parámetros del segmento tipo subida.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Modificar polar (flag Modificar polar)

4. Crucero

Para definir el crucero disponemos de 6 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados, figura 4-62. Entre las diferentes opciones, podemos fijar según la elegida uno o varios de los siguientes parámetros:

- Mach de crucero (M_{cru}): Mach de vuelo en dirección paralela al suelo al que la aeronave efectuará el crucero.
- (C_L): coeficiente de sustentación a mantener en todo el crucero.
- Palanca de gases (δ_T): palanca de gases fija que se empleará en el crucero.
- Polar en función del Mach (C_{D_0}, k_1, k_2): crucero en el que se permite fijar una polar distinta de la introducida en el modelado para tener en cuenta los efectos de la compresibilidad del aire.
- Máximo alcance: crucero con configuración tal que maximice su alcance, para un peso de combustible dado.
- Máxima autonomía: crucero con configuración tal que maximice su autonomía, para un peso de combustible dado.

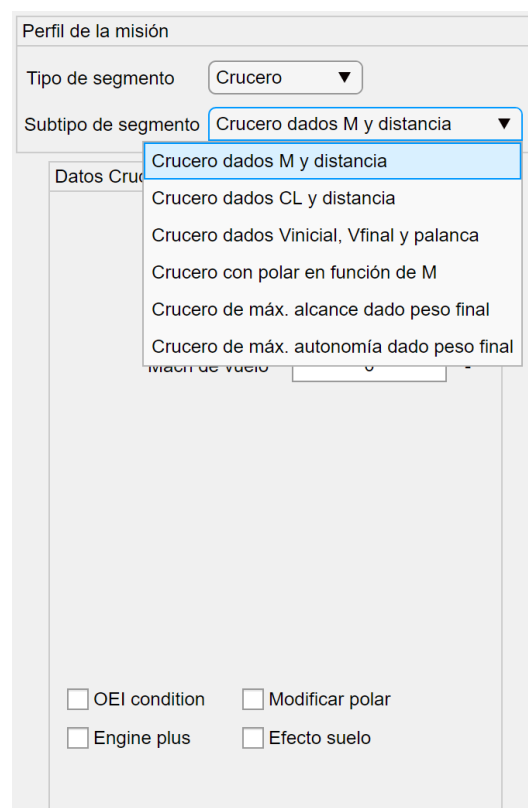


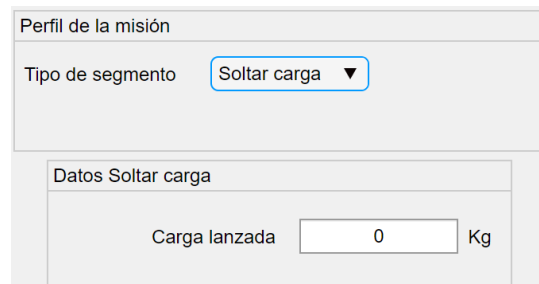
Figura 4-62. Parámetros del segmento tipo crucero.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Modificar polar (flag Modificar polar)

5. Soltar carga

Simply se deberá fijar la masa de la carga soltada y la herramienta realizará los cálculos sin el peso soltado a partir del siguiente, figura 4-63.



The image shows a software interface for mission profile configuration. It consists of two main sections. The top section, titled 'Perfil de la misión', contains a label 'Tipo de segmento' followed by a dropdown menu currently displaying 'Soltar carga'. The bottom section, titled 'Datos Soltar carga', contains a label 'Carga lanzada' followed by a text input field containing the number '0' and the unit 'Kg'.

Figura 4-63. Parámetros del segmento tipo soltar carga.

6. Viraje

Para definir el viraje disponemos de 9 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados, figura 4-64. Entre las diferentes opciones, podemos fijar según la elegida uno o varios de los siguientes parámetros:

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

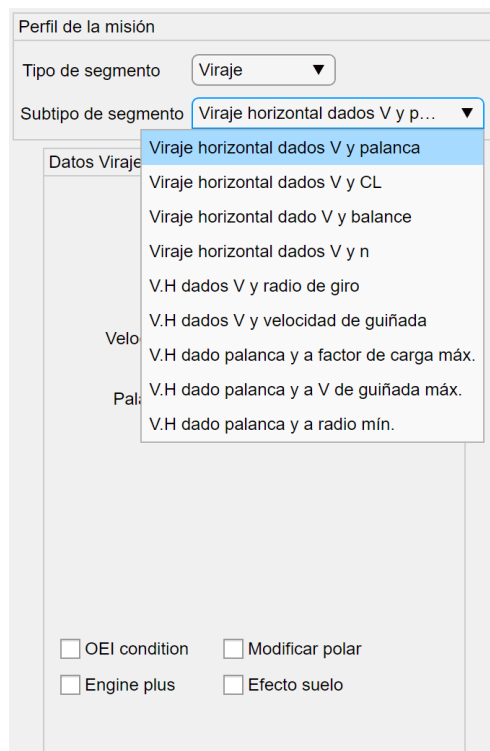


Figura 4-64. Parámetros del segmento tipo viraje.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Modificar polar (flag Modificar polar)

7. Descenso

Para definir el descenso disponemos de 7 posibilidades diferentes, en función de los grados de libertad que sean fijados, figura 4-65. Entre las diferentes opciones, podemos fijar según la elegida uno o varios de los siguientes parámetros:

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

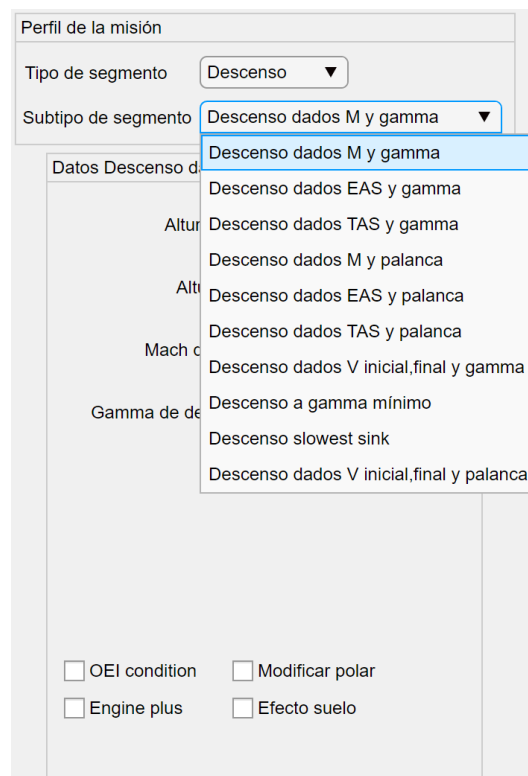


Figura 4-65. Parámetros del segmento tipo descenso.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Modificar polar (flag Modificar polar)

8. Aterrizaje

Los parámetros que configuran el segmento del Aterrizaje son los siguientes, figura 4-66:

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

Perfil de la misión

Tipo de segmento: Aterrizaje ▼

Datos Aterrizaje

Temperatura local	<input type="text" value="0"/>	K
Altura local	<input type="text" value="0"/>	m
Presión local	<input type="text" value="0"/>	Pa
Coeficiente de fricción	<input type="text" value="0"/>	-
Palanca de reversa	<input type="text" value="0"/>	-
Tiempo en activar frenos	<input type="text" value="0"/>	s

OEI condition Aterrizaje Agua
 Engine plus Efecto suelo

Figura 4-66. Parámetros del segmento tipo aterrizaje.

Los flags disponibles para este segmento son los siguientes:

- Fallo de motor (flag OEI Condition)
- Aumento de potencia de los motores (flag Engine plus)
- Efecto suelo (flag Efecto suelo)
- Aterrizaje agua (flag Aterrizaje Agua)

Para terminar la creación de un cada segmento, haremos clic en 'Almacenar' de la figura 4-51 y el segmento se añadirá a la estructura de árbol de la misión como se muestra en la figura 4-67.

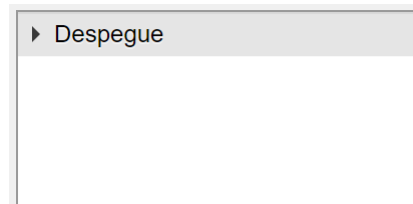


Figura 4-67. Ejemplo de creación de un segmento.

Si hacemos clic en el desplegable que nos aparece al lado del tramo en el árbol (despegue en el ejemplo de la figura 4-68, podremos visualizar los datos que se han introducidos en ese tramo.

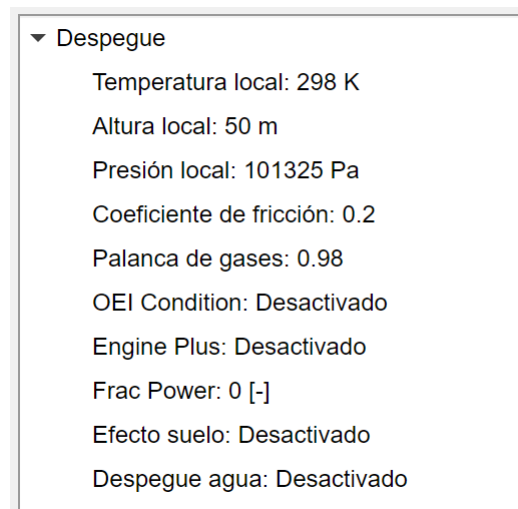


Figura 4-68. Datos segmento despegue

Realizando este procedimiento con el resto de los tramos de la misión que queramos diseñar obtendremos algo así un árbol con todos los segmentos y sus parámetros como se muestra en la figura 4-69.

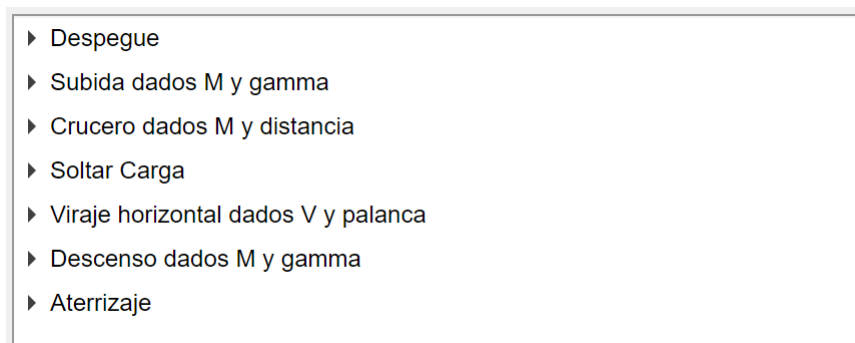


Figura 4-69. Ejemplo de creación de una misión.

Modificar un segmento

Para modificar un segmento ya incluido en el árbol, deberemos seleccionar el segmento que se desee modificar y a continuación hacer clic sobre el botón 'Modificar segmento', figura 4-70.

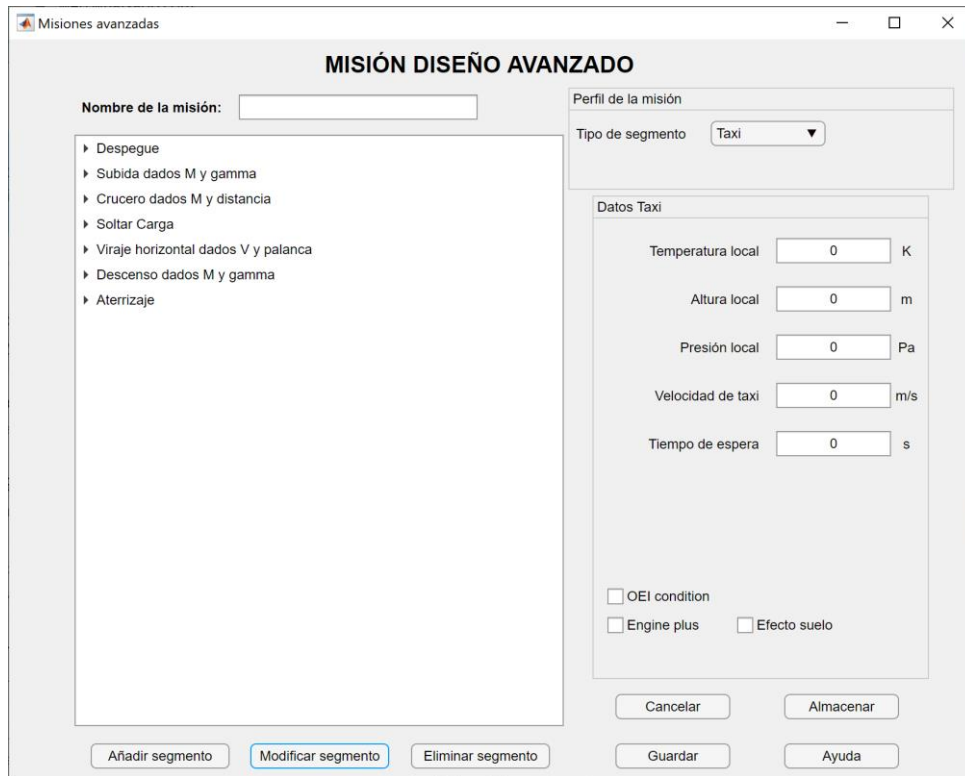


Figura 4-70. Modificar un segmento.

Nos aparecerán los valores que habíamos introducido previamente para dicho segmento, figura 4-71, se podrá modificar cualquiera de ellos y finalmente al hacer clic de nuevo el botón de 'Almacenar', se sobrescribirá la información como podemos ver en la figura 4-72.

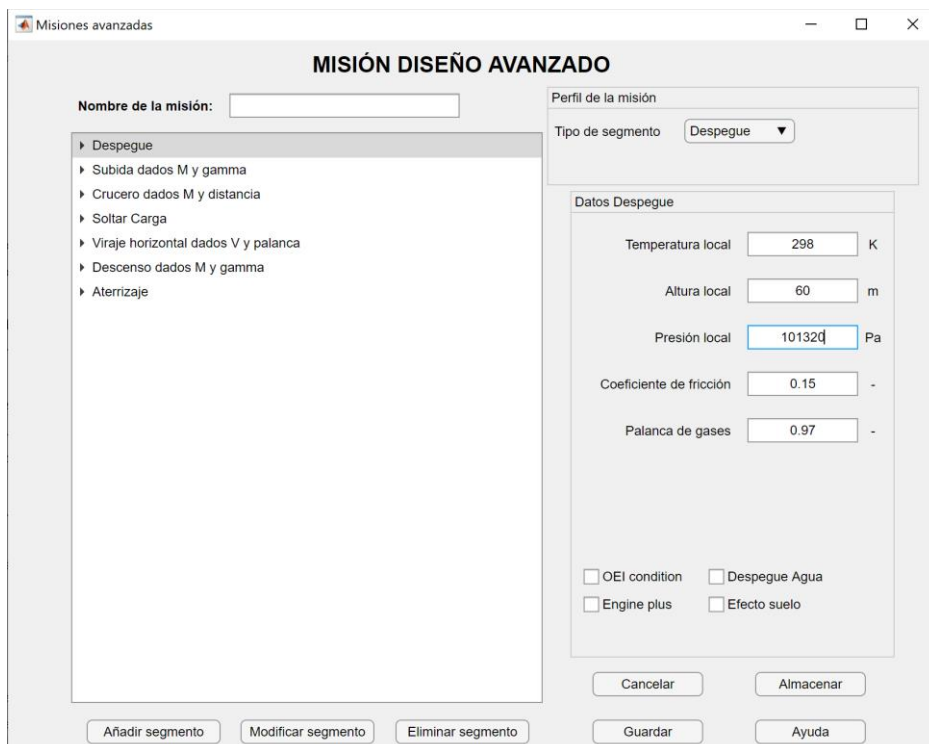


Figura 4-71. Introducción de nuevos valores para las variables del segmento.

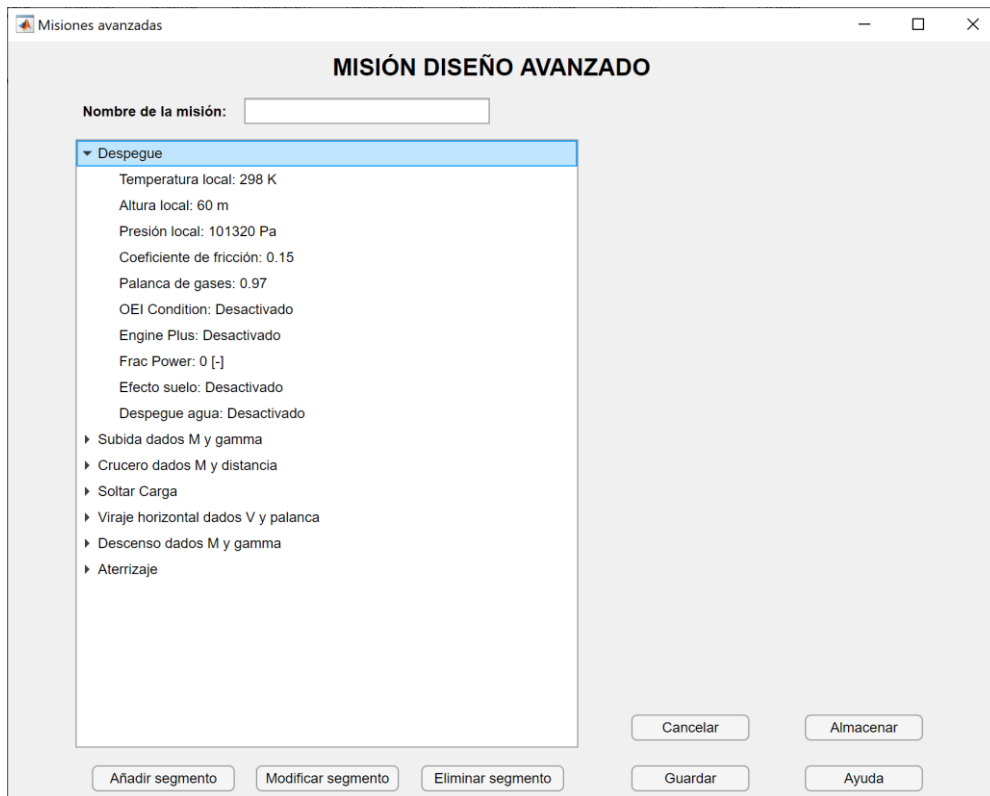


Figura 4-72. Resultado tras haber modificado el segmento.

En el árbol de misión podremos ver que se han actualizado los datos.

Borrar segmento

Para borrar un segmento basta con seleccionarlo en el árbol y a continuación hacer clic sobre el icono con el símbolo de la resta, figura 4-73.

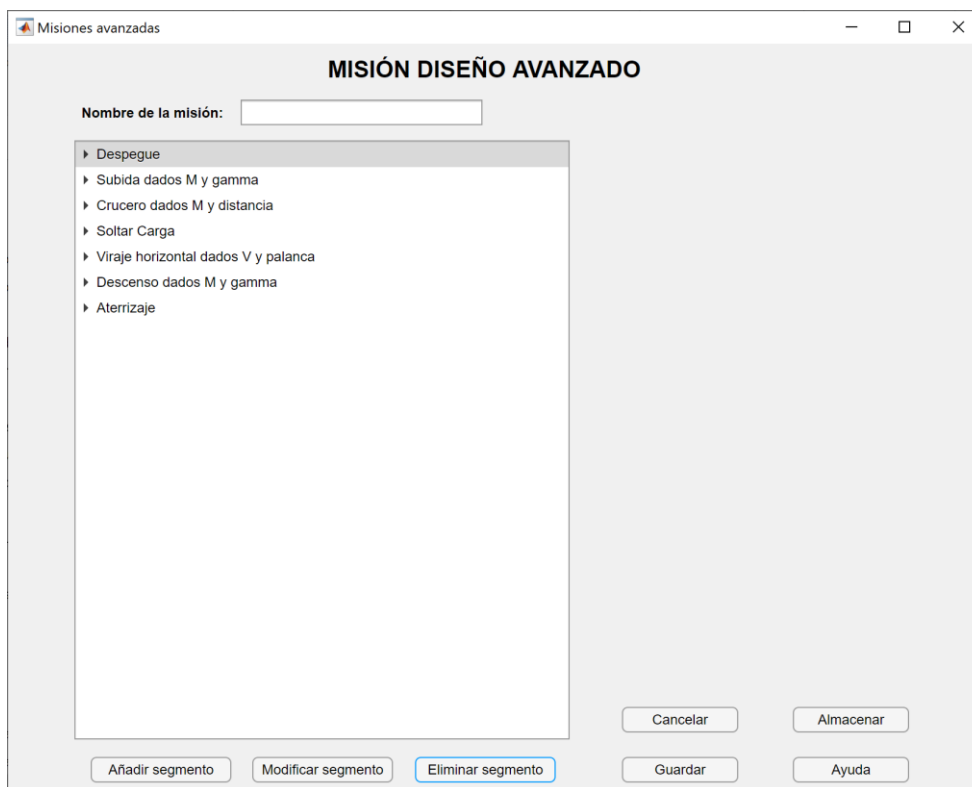


Figura 4-73. Borrar un segmento.

El segmento se eliminará del árbol, es importante remarcar que la herramienta no permite crear segmentos entre dos creados previamente, solo al final de la lista. Con lo cual, si se elimina uno en medio, para volver a crearlo será necesario borrar todos los posteriores.

Finalizar misión

Para finalizar la misión, una vez se tengan todos los segmentos introducidos, se deberá pulsar el botón 'Guardar' dispuesto para ello, figura 4-51.

Será necesario introducir un nombre, figura 4-74, con el que guardará la misión en la lista de misiones y se creará el archivo 'nombre.mat' con los datos.



Figura 4-74. Nombre de la misión.

Si el nombre ya existe para otra misión el programa lo advertirá con una ventana de error y deberá introducirse otro nombre.

4.4.2.2 Modificar misión

Para modificar alguna misión que tengamos almacenada, basta con seleccionar la misión en la lista de misiones del menú y a continuación hacer clic sobre 'Configurar misión', figura 4-75. Al igual que cuando se está creando una nueva misión, se podrán añadir o eliminar tramos y modificar los datos dentro de cada tramo.



Figura 4-75. Modificar una misión creada previamente.

4.4.2.3 Borrar misión

Idéntico proceso que, para el diseño preliminar, simplemente con selección la misión de la lista y hacer clic en 'Eliminar misión' se eliminará el archivo que contiene los datos y es nombre de la lista de misiones

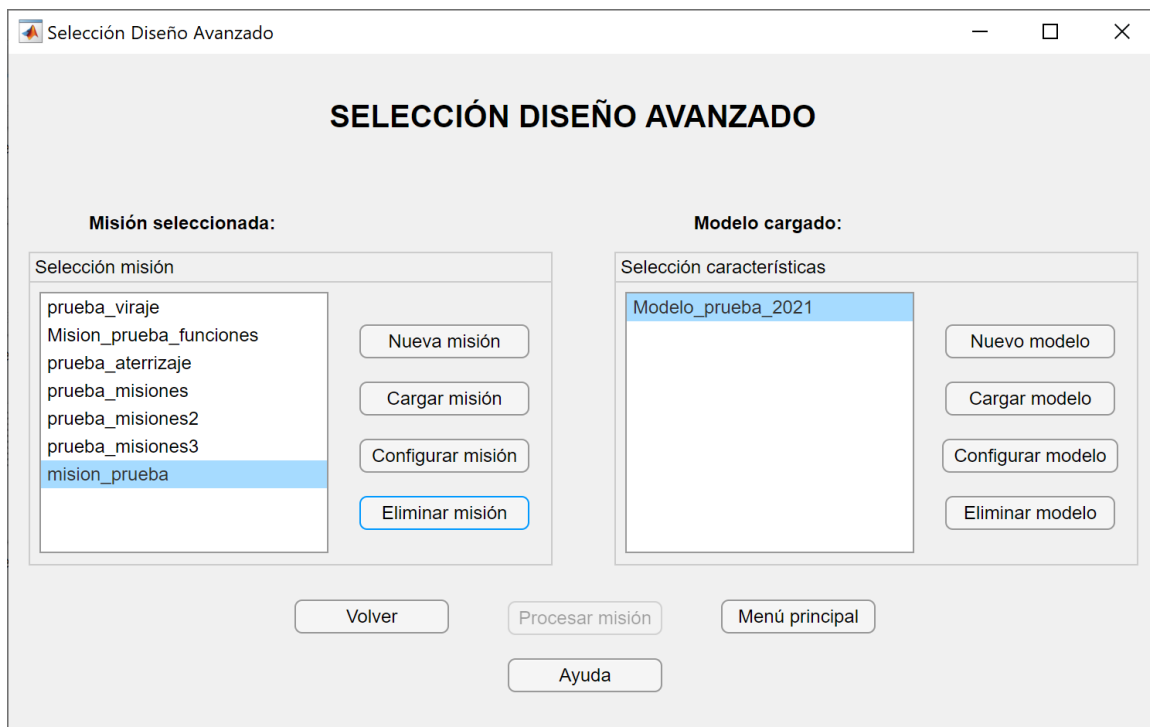


Figura 4-76. Borrar una misión creada previamente.

4.4.2.4 Cargar misión

Botón que nos permite cargar la misión seleccionada para su posterior cálculo.



Figura 4-77. Cargar una misión creada previamente.

4.4.2.5 Nuevo modelo

En la parte derecha de la pantalla, tenemos la sección para crear el modelado de la aeronave, habiendo seleccionado previamente una misión y pulsando el botón 'Nuevo modelo', figura 4-78.



Figura 4-78. Misión cargada y creación de un nuevo modelo.

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

Aerodinámica avanzada

En esta sección se requieren al usuario los coeficientes aerodinámicos que modelarán la resistencia aerodinámica en despegue, aterrizaje, y el resto de los segmentos (aerodinámica general), figura 4-79. Para los segmentos de subida, crucero, viraje y descenso la herramienta nos da la opción de cambiar la polar mediante el flag ‘Modificar Polar’. En el caso de no utilizar la opción de modificar polar, la polar que se usará por defecto será la introducida en la sección de aerodinámica general.

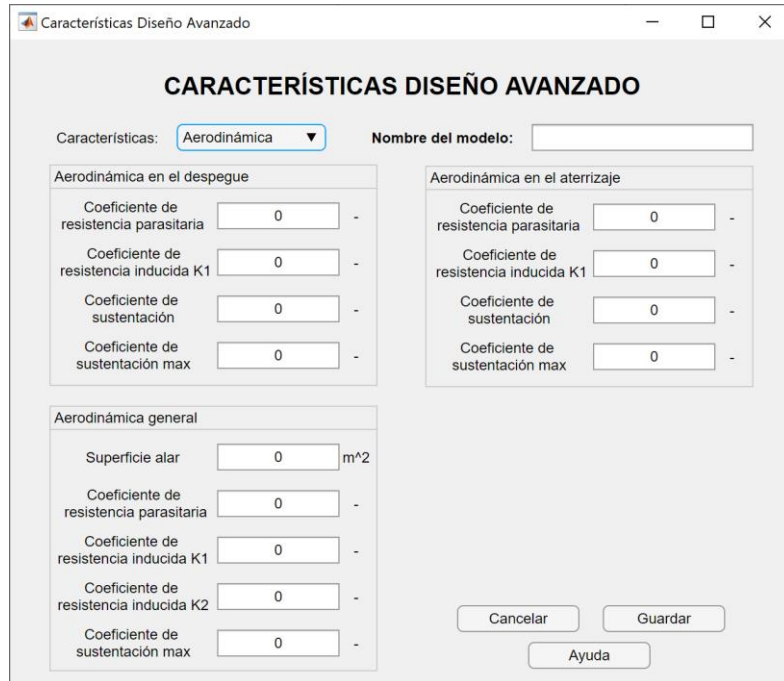


Figura 4-79. Aerodinámica avanzada.

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

$$C_D = C_{D_0} - k_2 C_L + k_1 C_L^2 \tag{4.529}$$

Es importante remarcar que el coeficiente k_2 debe ser introducido positivo, en las ecuaciones ya está programada la ecuación con el signo menos.

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

$$C_{L_{T0}} = C_{L_c} + \Delta C_{L_{flaps}} \tag{4.530}$$

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

Se recuerda que, si el vuelo de crucero se hace a un Mach tal que los coeficientes empiezan a variar con la velocidad, se puede elegir modificar la polar de los tramos de crucero eligiendo el subtipo de 'Crucero con polar en función de M'.

Propulsión avanzada

En este apartado se establece el empuje o potencia a nivel del mar, el consumo específico, el tipo de motor que vamos a emplear, el número de motores que llevará incorporado la aeronave y según el tipo de motor que sea se deberán introducir datos adicionales, figura 4-80.

Características Diseño Avanzado

CARACTERÍSTICAS DISEÑO AVANZADO

Características: Propulsión Nombre del modelo:

Propulsión

Tipo de motor Turborreactor/Turbofan

Nº motores -

Empuje a nivel del mar lbf

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

Propulsión

Normativa Civil

Rendimiento de la hélice -

Relación de derivación Alta

Cancelar Guardar Ayuda

Figura 4-80. Propulsión avanzada.

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

Figura 4-81. Propulsión avanzada en motor tipo turbohélice.

Estructuras avanzadas

Los parámetros a introducir en la pestaña de estructuras son los mostrados en la figura 4-81 y se detallan a continuación:

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

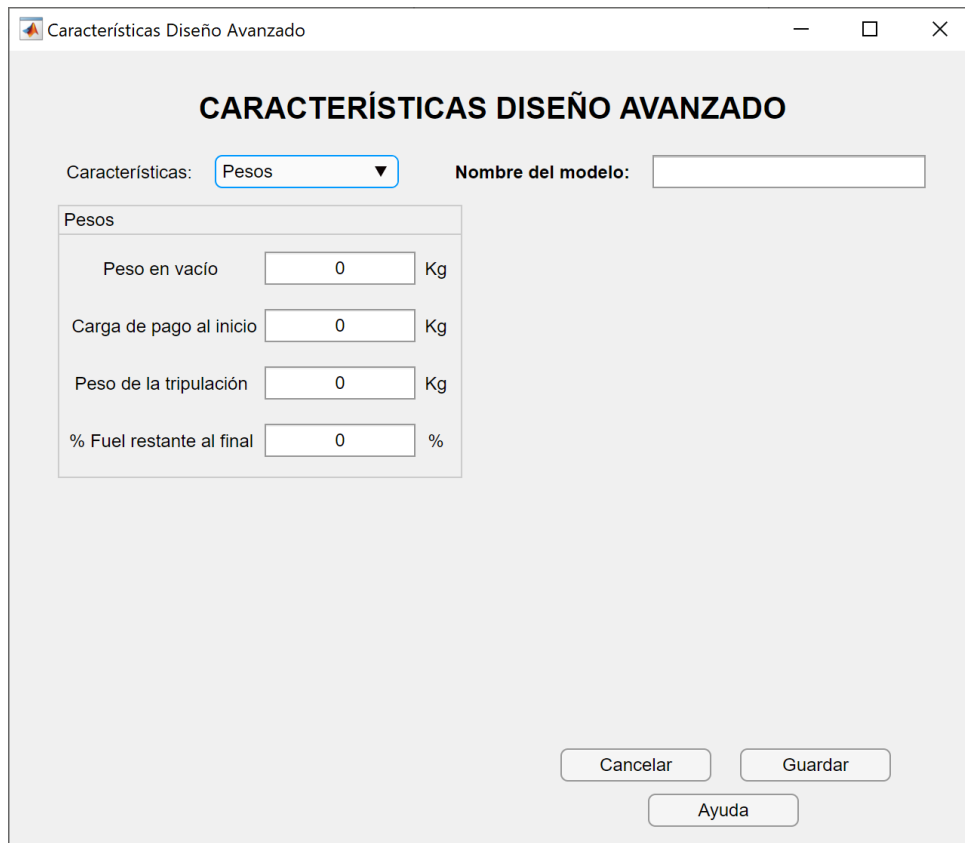


Figura 4-82. Estructuras avanzadas.

De esta forma se puede crear un modelo de aeronave para cada configuración requerida en el RPF y analizar por separado, por ejemplo, para el caso de una misión de emergencia, se podría realizar el modelo de forma que el combustible sea el necesario para cumplir con una posible emergencia.

Datos adicionales

En esta sección se definen datos adicionales para el despegue y aterrizaje sobre el agua:

- Manga (B_g), Eslora (L_g), y Calado (T_g) de la parte sumergida que tiene que ser proporcional al peso del aeronave. Unidades en metros.

La distancia de calado se puede estimar con las dimensiones del paralelepípedo y el volumen sumergido. El volumen real sumergido lo calcula el programa en función del peso tal que $Vol_{real} = W/\rho_{H2O}$, siendo W el peso del aeronave, y ρ_{H2O} la densidad de agua de mar que define el programa. El programa estima el valor real de la parte sumergida ($T_g - calado$). Usando la expresión $T_g = Vol_{real}/B_g \cdot L_g$, asumiendo que es un prisma. Esto implica que C_b es igual a 1.

- Datos de geometría:

c : cuerda aerodinámica del ala [m]

b_w : envergadura del ala [m]

h_w : altura del ala con respecto a la posición más baja del aeronave [m]

- Superficie mojada de la quilla sumergida en el agua (m^2): si no se sabe se puede estimar como $S_{wet_0} = 2L_gT_g + 2B_gT_g + L_gB_g$ que es el área de 5 de las caras del paralelepípedo formado por la manga, eslora y el calado.

Además de esto, se han habilitado para futuras versiones de la aplicación flags y variables que podrán ser introducidas en esta sección del Diseño Avanzado de forma más sencilla con los elementos añadidos ya en la interfaz gráfica de usuario.

Todo esto puede verse reflejado en la figura 4-83.

Figura 4-83. Datos adicionales.

Finalizar modelo

De forma similar a los apartados anteriores, cuando se finalice la entrada de datos será necesario introducir un nombre para el modelo en la barra superior y haciendo clic en 'Finalizar' se creará el archivo 'nombre.mat' con los datos y se añadirá el nombre a la lista de modelos.

4.4.2.6 Modificar modelo

De forma similar a los casos anteriores, haciendo clic en el botón 'Modificar modelo' se accede de nuevo a la pantalla con las tres pestañas para definir modelo de aeronave, pero con el nombre establecido antes inactivo, y se podrá cambiar cualquier dato de la aeronave. Al hacer clic en 'Finalizar' los datos se sobrescribirán en el archivo 'nombre.mat'.

4.4.2.7 Borrar modelo

Idéntico al caso del diseño preliminar, basta con seleccionar el nombre de la misión que se desea borrar y hacer clic en 'Borrar misión'.

4.4.2.8 Cargar modelo

Para seleccionar un determinado modelo almacenado en la memoria y utilizarlo junto con una misión cargada, hay que seleccionar el modelo en la lista y hacer clic en 'Cargar modelo', una vez cargados los dos, misión y modelos, se activará el botón que permite procesar la misión para obtener los resultados, figura 4-84.

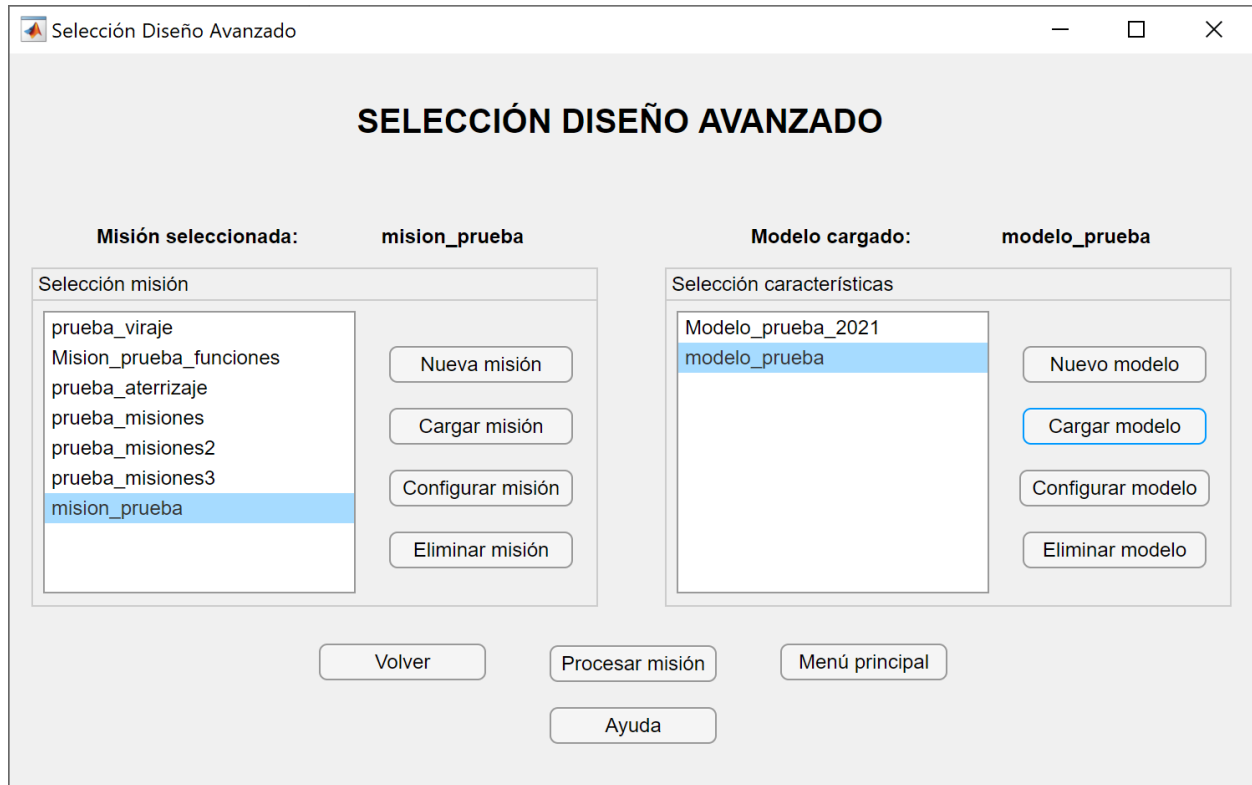


Figura 4-84. Misión y modelo cargados.

4.4.3 Procesar misión

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

Al pulsarlo aparecerá una ventana auxiliar con una barra que mostrará el progreso del cálculo, figura 4-85.

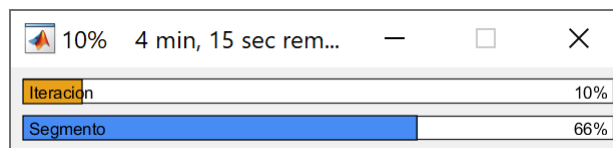


Figura 4-85. Barra de procesado de misión.

En el caso de que haya un procesado con la misma misión y modelo, nos aparecerá un mensaje de sobrescribir el procesado ya existente, figura 4-86.

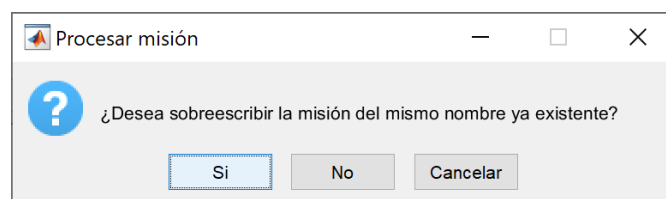


Figura 4-86. Confirmación de sobrescribir misión procesada.

A priori no podemos conocer la cantidad de combustible que deberá cargar la aeronave para cumplir la misión con lo cual es necesario realizar una primera iteración con la primera estimación, una vez estimada y recalculada la misión obtendremos que en el peso inicial ha aumentado, con lo cual se gastará más combustible y aumentará el peso de nuevo.

Se estima que 10 iteraciones son suficientes para lograr una alta precisión del peso inicial de la aeronave, aunque en la mayoría de los casos con la mitad será suficiente para lograr una alta precisión.

Cuando el combustible planificado y el empleado se acercan mucho el programa termina el procesamiento de la misión y aparecerá en pantalla una ventana que indicará que hemos acabado con éxito el cálculo de la misión, figura 4-87.

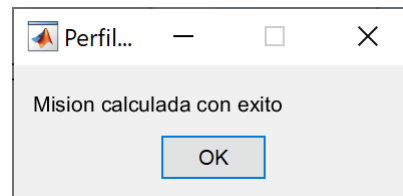


Figura 4-87. Misión completada con éxito.

Al procesar la misión, si se parámetros que impiden el cálculo correcto el programa puede que no termine de calcular la misión o que se produzca algún error. En ese caso sería conveniente revisar que todo lo introducido ha sido realizado de forma coherente con la misión a analizar.

Si se desea procesar una misión y un modelo que ya han sido previamente analizados, se le preguntará al usuario si desea sobrescribir el archivo creado previamente con el resultado del cálculo.

Una vez finalizadas las iteraciones podremos visualizar, representar y analizar los resultados haciendo clic en 'Menú principal', todo lo que engloba esta función se detalla en la siguiente sección.

4.4.4 Resultados del Diseño Avanzado

Dentro del menú principal para el diseño avanzado nos encontramos con dos módulos disponibles para la visualización, representación y estudio de los resultados obtenidos, figura 4-88: los resultados en sí, detallados en una estructura de árbol tal y como se introdujeron en la misión, y un sistema de análisis gráfico que nos permitirá representar los resultados de una misión o comparar entre las distintas misiones y modelos de aeronave, esto permite al alumno analizar los resultados y comparar con facilidad de cara a optimizar el proceso de diseño.

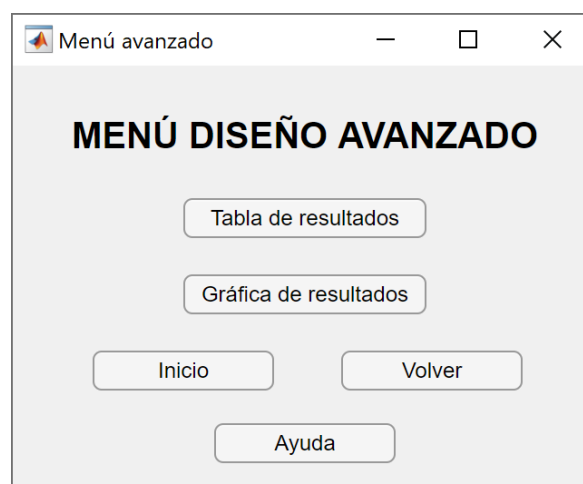


Figura 4-88. Menú de acceso a los resultados del diseño avanzado.

4.4.6.1 Tabla de resultados

En este apartado aparecerá un desplegable en el que deberemos elegir nuestra misión previamente calculada como puede verse en la figura 4-89. Al procesar una misión, se crea un archivo.mat en el que se guardan todos los datos obtenidos provenientes del análisis para su posterior consulta, ya sea usando el programa o manualmente a través de Matlab.

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

Expandiendo los nodos podremos ver las características de cada segmento, y los valores obtenidos, como puede verse en la figura 4-90. Aquellos valores que varíen a lo largo de un segmento se mostrarán como su valor medio, pues en la mayoría de los casos las variaciones no son muy importantes.

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

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

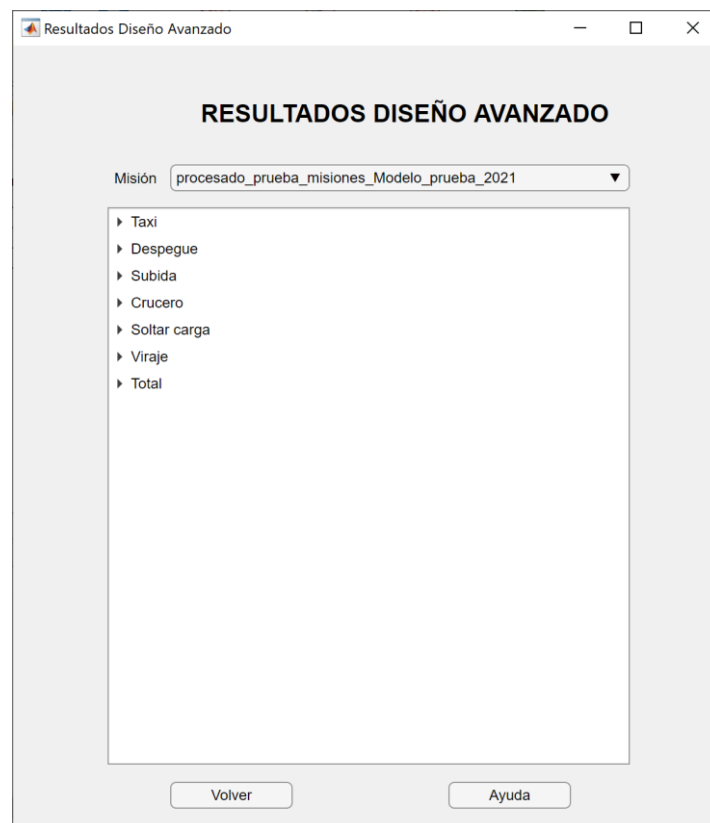


Figura 4-89. Tabla de resultados.

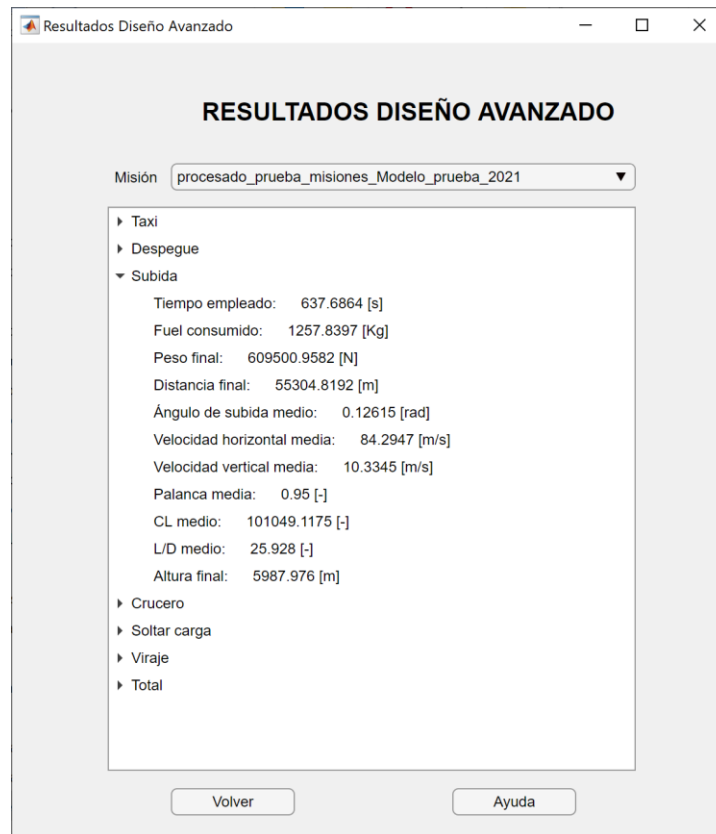


Figura 4-90. Tabla de resultados con segmento desplegado.

4.4.6.2 Gráficas de resultados

En este módulo podremos utilizar el potencial de la herramienta para facilitar y optimizar el diseño de la aeronave y de la misión.



Figura 4-91. Gráficas de resultados.

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

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

soluciones obtenidas.



Figura 4-92. Selección de la misión procesada.

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

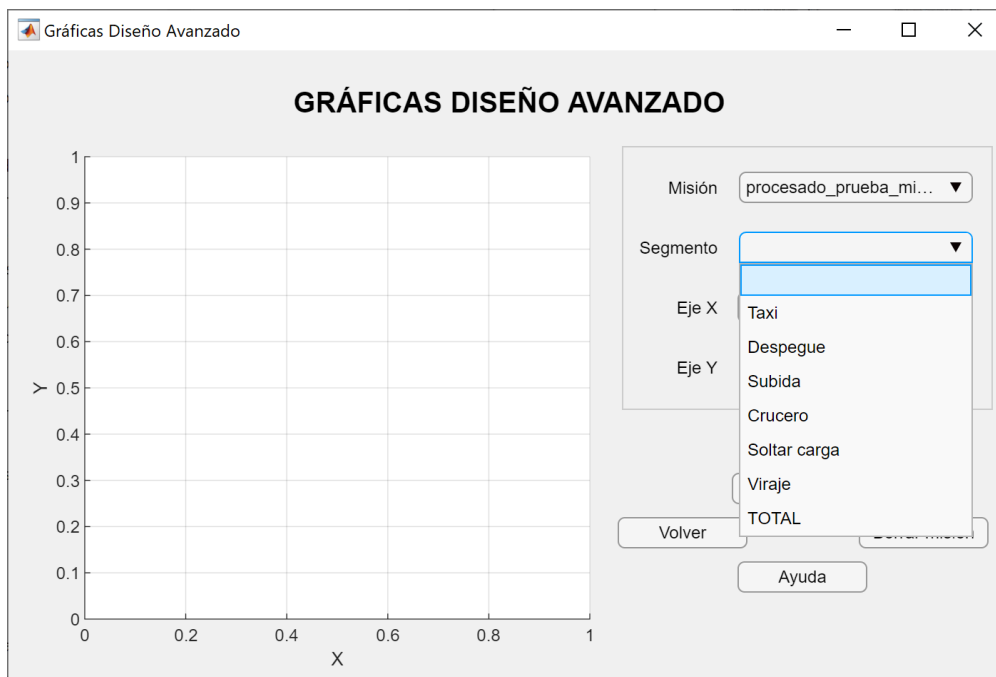


Figura 4-93. Selección del segmento de la misión procesada.

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



Figura 4-94. Selección de variables a representar en los ejes.

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

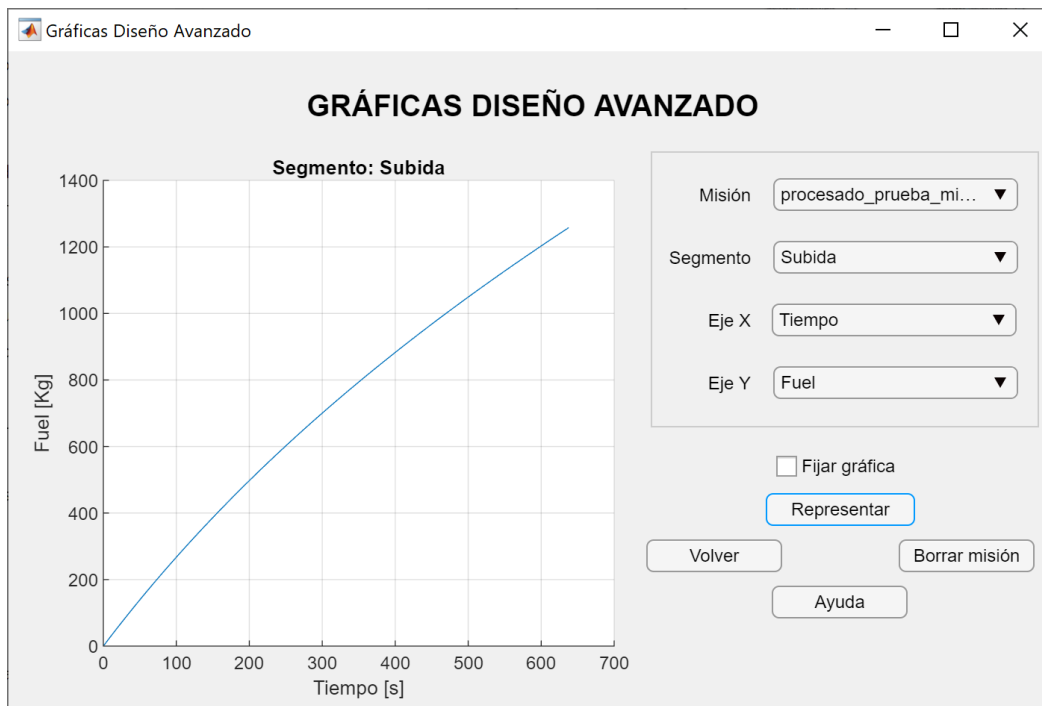


Figura 4-95. Ejemplo de gráfica.

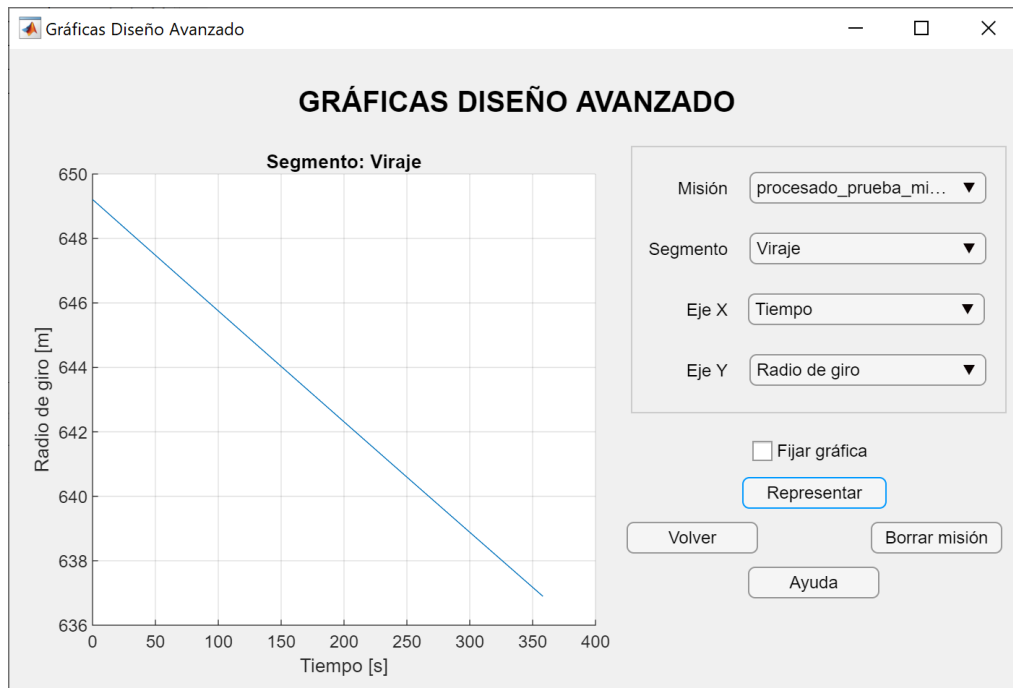


Figura 4-96. Ejemplo de gráfica 2.

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

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

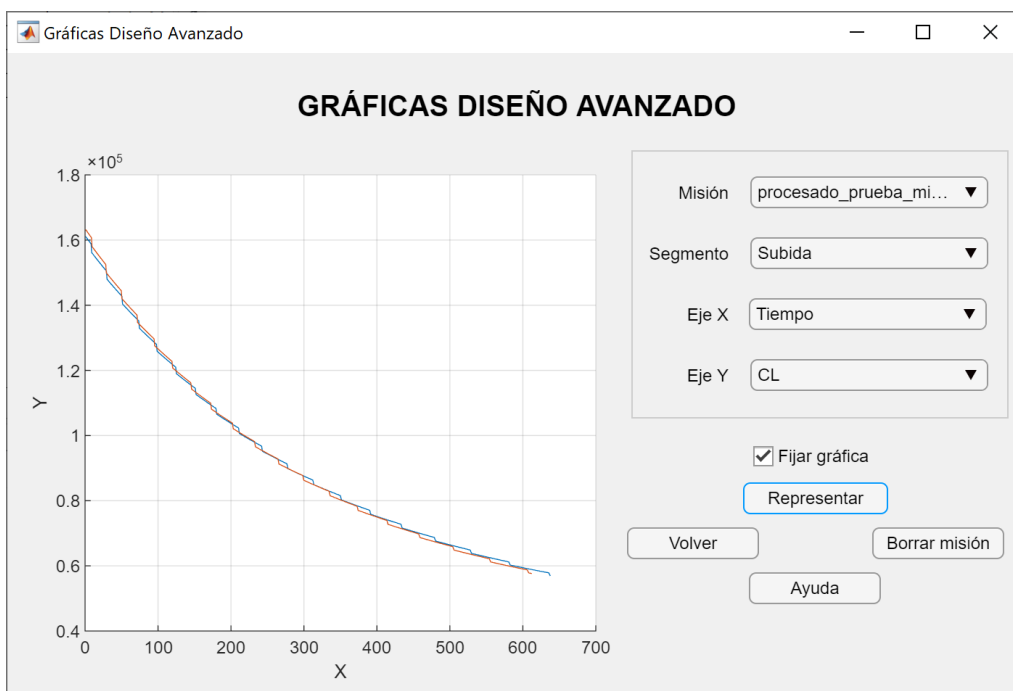


Figura 4-97. Ejemplo de la utilidad fijar gráfica.

Para volver al modo previo, basta con borrar el marcado del recuadro y al representar la próxima vez solo se

representará en pantalla la nueva gráfica.

Finalmente, existe un apartado denominado 'TOTAL' en el que se valoran en un diagrama de barras las magnitudes fundamentales comunes a cada segmento, como son la distancia recorrida, el tiempo empleado o el combustible quemado entre otros, de forma que facilite la visión global de los cuellos de botella para el CASM de la misión.

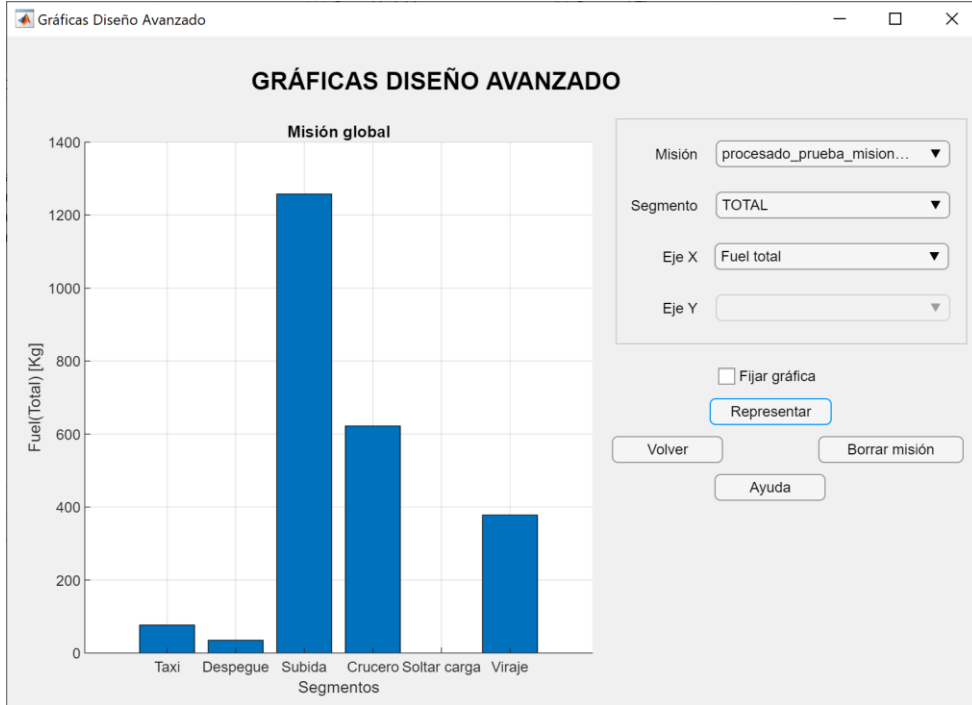


Figura 4-98. FUEL de la misión desglosado por segmentos.

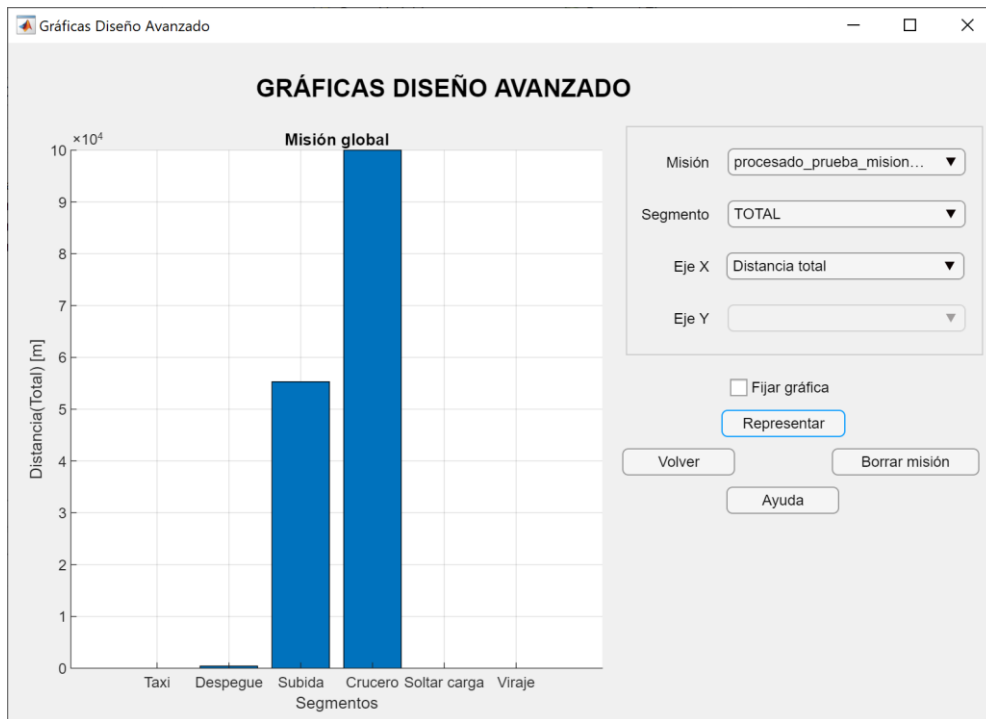


Figura 4-99. Distancias de la misión desglosadas por segmentos.

Asimismo, se puede ver el CASM calculado en este mismo apartado, teniendo en cuenta que el programa emplea un coeficiente que relaciona el combustible empleado con el tiempo de forma que 1 kg de combustible equivale a 1 segundo de vuelo.

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

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

La expresión empleada para el CASM es:

$$DOC = 97.003 (Tiempo_{total} + FUEL_{total}) \quad (4.531)$$

$$ASM = \frac{W_p (kg)}{100 kg} d_{total} \quad (4.532)$$

$$CASM = \frac{DOC}{ASM} (cts de \$) \quad (4.533)$$

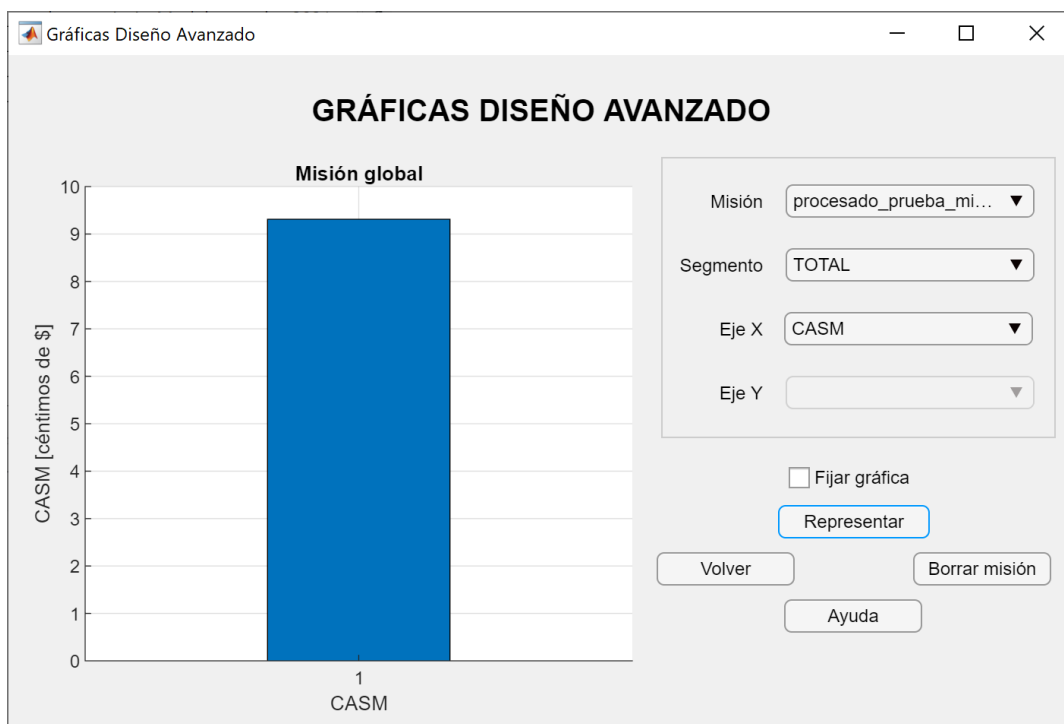


Figura 4-100. CASM de la misión.

5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

Respecto a las conclusiones del presente Proyecto:

- La finalización de las actualizaciones de las herramientas Academic Structures Pro App, herramienta académica de análisis y estudio estructural, y Academic Performance Pro App, herramienta académica del estudio de las actuaciones de las aeronaves, han permitido solventar los problemas de compatibilidades del uso de las anteriores herramientas académicas en el entorno de Desarrollo Guide de Matlab según la versión de Matlab que utilizaban los alumnos para ejecutar las herramientas estando algunas opciones inhabilitadas u opciones de interacción inalcanzables debido a desconfiguraciones de las ventanas de las interfaces. Además de esto, tras la implementación en App designer de ambas aplicaciones se dejarán de emplear las anteriores herramientas en un entorno de desarrollo obsoleto y con limitaciones y, en su lugar, se emplea un nuevo entorno de desarrollo más potente y con numerosas ventajas respecto al antiguo entorno Guide.
- La implementación de una serie de mejoras de funcionalidades en Academic Performance Pro, donde se incluye la reestructuración de la creación/edición de misiones en el Módulo de Diseño Avanzado e implementación de condiciones de vuelo en los segmentos de la aeronave y reestructuración de la creación/edición de modelos e implantación de datos de usuario suponen una mejora notable tanto en las prestaciones de la aplicación en referencia a la posibilidad de edición de secciones antes no editables y a la introducción de nuevas condiciones de vuelo de interés en los segmentos de las misiones.
- La corrección de errores de ambas aplicaciones, Academic Structures Pro App y Academic Performance Pro App, y recopilación de todos estas correcciones de errores para cada aplicación. Esta recopilación de errores y correcciones con sus respectivas versiones permiten tener un mejor control de las versiones del programa y la posibilidad de detectar versiones obsoletas por parte de los usuarios del programa.

Respecto a líneas futuras:

- La creación de una introducción a App Designer que sirva como guía a nuevos usuarios para la creación o edición de aplicaciones en App Designer. En esta sección se ha definido la interfaz gráfica de usuario, el entorno de trabajo de la interfaz gráfica y sus principales componentes y propiedades de interés. Esto supone una gran utilidad para nuevos usuarios para dar continuidad a posibles desarrollos futuros de la aplicación, y para modificación de posibles erratas y debugging de errores en las aplicaciones que se desarrollan en este Proyecto.
- De cara a futuras versiones de las aplicaciones, la nueva interfaz gráfica App Designer permite la creación de aplicaciones y componentes de una forma mucho más sencilla que en la interfaz gráfica de Guide, con las secciones de código editables claramente diferenciadas de las que no y con una sintaxis más intuitiva y lógica con lo que la creación o modificación de nuevas implementaciones en las herramientas serán menos costosas.
- Una mejora a tener en cuenta para líneas futuras de estas aplicaciones sería la creación de un archivo ejecutable .exe de forma que la aplicación pueda ser accesible para cualquier usuario sin necesidad de tener instalado Matlab. Esto supondría una gran comodidad para todos los usuarios y haría que la aplicación fuera mucho más accesible para cualquier persona.

A. ECUACIONES IMPLEMENTADAS ACADEMIC STRUCTURES PRO APP

En este anexo se presentarán las ecuaciones necesarias para la estimación de pesos implementadas en cada uno de los módulos del programa Academic Structures Pro App además de las tablas necesarias para la obtención de parámetros de dichas ecuaciones.

A.1 Módulo de Factores lineales

A continuación se exponen las ecuaciones empleadas para el método de factores lineales.

Peso del ala:

$$W_w = M_w \cdot (S - D_f \cdot C_r) \quad (\text{A.1})$$

Peso del estabilizador horizontal:

$$W_{HTP} = M_{HTP} \cdot S_{HTP} \quad (\text{A.2})$$

Peso del estabilizador vertical:

$$W_{VTP} = M_{VTP} \cdot S_{VTP} \quad (\text{A.3})$$

Peso del fuselaje:

$$W_f = M_f \cdot S_{wetted} \quad (\text{A.4})$$

Peso del tren de aterrizaje:

$$W_{LG} = M_{LG} \cdot MTOW \quad (\text{A.5})$$

Peso del grupo motor:

$$W_{inst-eng} = M_{inst-eng} \cdot W_{eng} \quad (\text{A.6})$$

Peso sistemas:

$$W_{mis} = M_{mis} \cdot MTOW \quad (\text{A.7})$$

Peso canard:

$$W_{can} = M_{HTP} \cdot S_{can} \quad (\text{A.8})$$

Peso cola en V:

$$W_{V-tail} = M_{VTP} \cdot S_{VTP} \quad (\text{0.9})$$

A.2 Módulo Método completo

A continuación se exponen las ecuaciones empleadas para el método completo que permite el cálculo de los pesos de los grupos estructurales del avión así como el peso de los sistemas de la aeronave.

A.2.1. Peso grupos estructurales

Se exponen primero las ecuaciones correspondientes a los grupos estructurales de los tres métodos existentes.

Método Sadrey

Peso Ala:

$$W_w = S_w \cdot MAC_w \cdot (t/c)_{max_w} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho_w} \cdot \left(\frac{AR_w \cdot n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0.25_w})} \right)^{0.6} \cdot \lambda_w^{0.04} \cdot g \quad (A.10)$$

Peso Estabilizador horizontal:

$$W_{HTP} = S_{HTP} \cdot MAC_{HTP} \cdot (t/c)_{max_{HTP}} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho_{HTP}} \cdot \left(\frac{AR_{HTP} \cdot n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0.25_{HTP}})} \right)^{0.6} \cdot \lambda_{HTP}^{0.04} \cdot V_{HTP}^{0.3} \cdot (c_e/c_T)^{0.4} \cdot g \quad (A.11)$$

Peso estabilizador vertical:

$$W_{VTP} = S_{VTP} \cdot MAC_{VTP} \cdot (t/c)_{max_{VTP}} \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho_{VTP}} \cdot \left(\frac{AR_{VTP} \cdot n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0.25_{VTP}})} \right)^{0.6} \cdot \lambda_{VTP}^{0.04} \cdot V_{VTP}^{0.2} \cdot (c_e/c_T)^{0.4} \cdot g \quad (A.12)$$

Peso fuselaje:

$$W_f = L_f \cdot D_{f_{max}}^2 \cdot \rho_{mat} \cdot K_{\rho_f} \cdot n_{ult}^{0.25} \cdot K_{inlet} \cdot g \quad (A.13)$$

Peso tren de aterrizaje:

$$W_{LG} = K_L \cdot K_{ret} \cdot K_{\rho_{LG}} \cdot W_L \cdot \left(\frac{h_{LG}}{b} \right) \cdot n_{ult_{land}}^{0.2} \quad (A.14)$$

Peso grupo motor (motores y sistemas de combustible)

$$W_{E_{inst}} = N_E \cdot W_E^{0.9} + K_{fs} \cdot (W_{fuel}/\rho_{fuel}) \cdot n_{fs} \quad (A.15)$$

Método GD

Peso ala:

$$W_w = (1 + F_{corr}) \frac{0.00428 \cdot S_w^{0.48} \cdot AR_w \cdot M_H^{0.43} \cdot (W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.84} \cdot \lambda_w^{0.14}}{[100 \cdot (t/c)]^{0.76} \cdot (\cos(\Lambda_{c/2w}))^{1.54}} \quad (A.16)$$

Peso estabilizador horizontal:

$$W_{HTP} = 0.0034 \left[(W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.813} \cdot S_{HTP}^{0.0033} \cdot (b_{HTP}/t_{rHTP})^{0.033} \cdot (\bar{c}_w/l_{HTP})^{0.28} \right]^{0.915} \quad (A.17)$$

Peso estabilizador vertical:

$$W_{VTP} = 0.19 \cdot \left[X + \left(1 + \frac{Z_h}{b_{VTP}} \right)^{0.5} \cdot (W_{TO} \cdot n_{ult})^{0.363} \cdot S_{VTP}^{1.089} \cdot M_H^{0.601} \cdot l_{VTP}^{-0.726} \right]^{1.014} \quad (A.18)$$

$$X = (1 + S_r/S_{VTP})^{0.217} \cdot AR_{VTP}^{0.337} \cdot (1 + \lambda_{VTP})^{0.363} \cdot (\cos(\Lambda_{c/4VTP}))^{-0.484} \quad (A.19)$$

Peso fuselaje:

$$W_f = 10.43 \cdot \left(\frac{q_d}{100} \right)^{0.283} \cdot \left(\frac{W_{TO}}{1000} \right)^{0.95} \cdot \left(\frac{L_f}{h_{fmax}} \right)^{0.71} \quad (A.20)$$

Peso tren de aterrizaje:

$$W_{LG} = 62.21 \cdot (W_{TO}/1000)^{0.84} \quad (A.21)$$

Peso grupo motor:

$$W_{E_{inst}} = N_E \cdot W_E + k_n \text{toremb} \cdot (N_E)^{ne \text{toremb}} \cdot (SHP_{TO})^{np \text{toremb}} \quad (A.22)$$

Método Kundu

Peso ala:

$$W_w = (M_{K_w}/100) \cdot MTOW \quad (A.23)$$

Peso estabilizador horizontal

$$W_{HTP} = (M_{K_{HTP}}/100) \cdot MTOW \quad (A.24)$$

Peso estabilizador vertical:

$$W_{VTP} = (M_{K_{VTP}}/100) \cdot MTOW \quad (A.25)$$

Peso fuselaje:

$$W_{LG} = (M_{K_{LG}}/100) \cdot MTOW \quad (A.26)$$

Peso grupo motor:

$$W_{E_{inst}} = (M_{K_{E_{inst}}}/100) \cdot MTOW \quad (A.27)$$

A.2.2. Peso Sistemas

Método Torenbeek+GD

Sistema de control de vuelo:

$$W_{FCS} = 15.96 \cdot \left(\frac{MTOW \cdot q_d}{100000} \right)^{0.815} + W_{CGCtrl} \quad (A.28)$$

$$q_d = \frac{1}{2} \cdot \rho_{SL} \cdot (1.689 \cdot V_{deas})^2 \quad (A.29)$$

$$W_{CGCtrl} = K_{CGCtrl} \cdot \left(0.02 \cdot \frac{W_{fmaxw}}{\rho_F} \right)^{0.442} \quad (A.30)$$

Sistemas hidráulico y neumático:

$$W_{hid} = \frac{W_{paint}}{MTOW} \cdot MTOW \quad (A.31)$$

Instrumentación, aviónica y electrónica:

$$W_{IAE} = (N_{pilot} + N_{copilot} + N_{fleng}) \cdot \left(15 + 0.032 \cdot \frac{MTOW}{1000} \right) + N_{eng} \cdot \left(5 + 0.006 \cdot \frac{MTOW}{1000} \right) + 0.15 \cdot \frac{MTOW}{1000} + 0.12 \cdot MTOW \quad (A.32)$$

$$W_{IAE_{toremb}} = 120 + 20 \cdot N_E + 0.006 \cdot MTOW \quad (A.33)$$

Sistema eléctrico:

$$W_{elec} = 1163 \cdot \left(\frac{W_{fs} + W_{IAE}}{1000} \right)^{0.506} \quad (A.34)$$

Sistema de control ambiental (aire acondicionado, presurización y sistema anti-hielo):

$$W_{API} = K_{API} (V_{press}/100)^{0.242} \quad (A.35)$$

Sistema de oxígeno:

$$W_{ox} = 7 \cdot (N_{crew} + N_{pax})^{0.702} \quad (A.36)$$

$$W_{Ox_{toremb}} = W_{Ox_{fixed}} + K_{Ox} \cdot (N_{crew} + N_{pax}) \quad (A.37)$$

Unidad de potencia auxiliar (APU):

$$W_{apu} = \frac{W_{paint}}{MTOW} \cdot MTOW \quad (A.38)$$

Furnishing:

$$W_{fur} = 40 \cdot (N_{pilot} + N_{copilot} + N_{fleng}) + 15 \cdot N_{crew} + 32 \cdot N_{pax} + K_{lavatory} \cdot (N_{pax})^{1.33} + K_{buffet} \cdot (N_{pax})^{1.12} + 1.09 \cdot \left[N_{pax} \cdot \frac{(1 + P_c)}{100} \right] + 0.771 \cdot \left(\frac{MTOW}{1000} \right) \quad (A.39)$$

$$W_{furtoremb} = 0.211 \cdot (W_E \cdot W_{crew} \cdot W_{payload} \cdot W_{tfo})^{0.91} \quad (A.40)$$

Compartimento de carga:

$$W_{bc} = 3 \cdot S_{ff} \quad (A.41)$$

Elementos operacionales:

$$W_{cabinSupply} = K_{cabinSupply} \cdot NPax \quad (A.42)$$

$$W_{crewProv} = 150 \cdot N_{crew} + 55 \cdot (N_{pilot} + N_{copilot} + N_{fleng}) \quad (A.43)$$

$$W_{safetyEquip} = K_{safetyEquip} \cdot N_{pax} \quad (A.44)$$

$$W_{ToiletItem} = K_{ToiletItem} \cdot N_{pax} \quad (A.45)$$

$$W_{OpItem} = W_{cabinSupply} + W_{crewProv} + W_{safetyEquip} + W_{ToiletItem} \quad (A.46)$$

Método Kundu

Sistema de control de vuelo:

$$W_{FCS} = (M_{KFCS}/100) \cdot MTOW \quad (A.47)$$

Sistemas hidráulico y neumático:

$$W_{hid} = (M_{Khid}/100) \cdot MTOW \quad (A.48)$$

Instrumentación, aviónica y electrónica:

$$W_{IAE} = (M_{KIAE}/100) \cdot MTOW \quad (A.49)$$

Sistema eléctrico:

$$W_{elec} = (M_{Kelec}/100) \cdot MTOW \quad (A.50)$$

Sistema de control ambiental (aire acondicionado, presurización y sistema anti-hielo):

$$W_{API} = (M_{K_{API}}/100) \cdot MTOW \quad (A.51)$$

Sistema de oxígeno:

$$W_{ox} = (M_{K_{ox}}/100) \cdot MTOW \quad (A.52)$$

Unidad de potencia auxiliar (APU):

$$W_{apu} = (M_{K_{apu}}/100) \cdot MTOW \quad (A.53)$$

Furnishing:

$$W_{fur} = (M_{K_{fur}}/100) \cdot MTOW \quad (A.54)$$

Compartimento de carga:

$$W_{bc} = (M_{K_{bc}}/100) \cdot MTOW \quad (A.55)$$

Elementos operacionales:

$$W_{OpItem} = (M_{K_{OpItem}}/100) \cdot MTOW \quad (A.56)$$

A.3 Parámetros

Tabla A-1. Densidad de material

Engineering materials	Density (Kg/m^3)
Aerospace aluminum	2711
Fiberglass/epoxy	1800-1850
Graphite/epoxy	1520-1630
Low-density foam	16-30
High-density foam	50-80
Steel alloys	7747
Titanium alloys	4428
Balsa wood	160
Plastics (including monokote)	900-1400

Tabla A-2. Factor de densidad del ala K_{ρ_w}

Aircraft-wing structural installation condition	K_{ρ_w}
GA, no engine, no fuel tank in the wing	0.0011-0.0013
GA, no engine on the wing, fuel tank in the wing	0.0014-0.0018
GA, engine installed on the wing, no fuel tank in the wing	0.0025-0.003
GA, engine installed on the wing, fuel tank in the wing	0.003-0.0035
Home-built	0.0012-0.002
Transport, cargo, airliner (engines attached to the wing)	0.0035-0.004
Transport, cargo, airliner (engines no attached to the wing)	0.0025-0.003
Supersonic fighter, few light stores under the wing	0.004-0.006
Supersonic fighter, several heavy stores under the wing	0.009-0.0012
Remotely controlled model	0.001-0.0015

Tabla A-3. Factor de carga máximo para diferentes tipos de aeronaves n_{max}

Aircraft	Maximun load factor (n_{max})
GA normal	2.5-3.8
GA utility	4.4
GA acrobatic	6
Home-built	2.5-5
Remote-controlled model	1.5-2
Transport	3-4
Supersonic fighter	7-10

Tabla A-4. Factor de densidad del estabilizador horizontal $K_{\rho_{HTP}}$

Aircraft-HTP structural installation condition	$K_{\rho_{HTP}}$
GA, home-built conventional tail/canard	0.022-0.028
GA, home-built T-tail/T-tail	0.03-0.037
Transport, conventional tail	0.02-0.03
Transport, T-tail	0.022-0.033
Remotely controlled model	0.015-0.02
Supersonic fighter	0.06-0.08

Tabla A-5. Factor de densidad del estabilizador vertical $K_{\rho VTP}$

Aircraft-VTP structural installation condition	$K_{\rho VTP}$
GA, home-built conventional tail/canard	0.067-0.076
GA, home-built T-tail/T-tail	0.078-0.11
Transport, conventional tail	0.035-0.045
Transport, T-tail	0.04-0.05
Remotely controlled model	0.044-0.06
Supersonic fighter	0.12-0.15

Tabla A-6. Factor de densidad del fuselaje $K_{\rho f}$

Aircraft	$K_{\rho f}$
GA, home-built	0.002-0.003
Unmanned aerial vehicle	0.0021-0.0026
Transport, cargo, airliner	0.0025-0.0032
Remotely controlled model	0.0015-0.0025
Supersonic fighter	0.006-0.009

Tabla A-7. Factor de entrada de aire para el fuselaje K_{inlet}

	K_{inlet}
Aeronaves con entrada de aire o los motores en el fuselaje	1.25
Aeronaves con entrada de aire en otro lugar	1

Tabla A-8. Factor de densidad del tren de aterrizaje $K_{\rho LG}$

Aircraft	$K_{\rho LG}$
GA, home-built	0.048-0.62
Transport, cargo, airliner	0.28-0.35
Supersonic fighter	0.31-0.36
Remotely controlled model	0.35-0.52

Tabla A-9. Factor de aterrizaje K_L

	K_L
Aviones navales	1.25
Resto de aeronaves	1

Tabla A-10. Factor tipo de tren de aterrizaje K_{ret}

	K_L
Tren retráctil	1.07
Tren no retráctil	1

Tabla A-11. Factores del sistema de los motores

	K_{fs}	n_{fs}
Aeronaves de transporte o cazas	1.6	0.727
Aeronaves con un motor	2	0.667
Aeronaves con varios motores	4.5	0.6

Tabla A-12. Factor de corrección $F_{corr} = \sum_i F_{corr_i}$

If the airplane has spoilers and speed brakes	$F_{corr_s} = 0.02$
If the airplane has 2 wing-mounted engines	$F_{corr_e} = -0.05$
If the airplane has 4 wing-mounted engines	$F_{corr_e} = -0.1$
If the landing gear is not mounted under the wing	$F_{corr_g} = -0.05$
If the wing has fowler flaps	$F_{corr_f} = 0.02$

Tabla A-13. Factor de corrección $F_{corr} = \sum_i F_{corr_i}$

If the airplane has spoilers and speed brakes	$F_{corr_s} = 0.02$
If the airplane has 2 wing-mounted engines	$F_{corr_e} = -0.05$
If the airplane has 4 wing-mounted engines	$F_{corr_e} = -0.1$
If the landing gear is not mounted under the wing	$F_{corr_g} = -0.05$
If the wing has fowler flaps	$F_{corr_f} = 0.02$

Tabla A-14. Factores del grupo motor

Engine type	K_n toremb	n_e toremb	n_p toremb
Single engine	2.5	0	0.5
Multi engines:			
- Horizontally opposed piston engines	0.32	0	1
- Radial piston engines	0.045	-0.25	1.25
- Turboprop engines	0.14	0	1

Tabla A-15. Relación $W_{paint}/MTOW$

Aircraft	$W_{paint}/MTOW$
Business	0.007-0.015
Regional turboprops	0.006-0.012
Commercial transport	0.006-0.012
Military (transport and bombers)	0.006-0.012
Fighters	0.005-0.018

Tabla A-16. Factor de aire acondicionado, presurización y sistema anti-hielo K_{API}

	K_{API}
Para aviones subsónicos con anti-hielo	887
Para aviones subsónicos sin anti-hielo	610
Para aviones supersónicos sin anti-hielo	748

Tabla A-17. Factores del sistema de oxígeno

	$W_{oxfixed}$	K_{ox}
Vuelo por debajo de los 25000 ft	20	0.5
Vuelo corto por encima de los 25000 ft	30	1.2
Vuelo largo	40	2.4

Tabla A-18. Factor peso lavabo $K_{lavatory}$

	$K_{lavatory}$
Vuelo por debajo de los 25000 ft	3.9
Vuelo corto alcance por encima de los 25000 ft	0.31
Vuelo largo alcance	1.11

Tabla A-19. Factor peso buffet K_{buffet}

	K_{buffet}
Vuelo de corto alcance	0.31
Vuelo de largo alcance	1.11

Tabla A-20. Factor peso suplementos de cabina $K_{cabinSupply}$

	$K_{cabinSupply}$
Vuelo de alcance menor a 500 nm	5
Vuelo de alcance entre 1000 y 2500 nm	14
Vuelo de alcance superior a 3000 nm	19

Tabla A-21. Factor peso equipamiento de seguridad $K_{safetyEquip}$

	$K_{safetyEquip}$
Vuelo de alcance menor a 2500 nm	2
Vuelo de alcance superior a 3000 nm	7.5

Tabla A-22. Factor peso elementos de lavabo $K_{ToiletItem}$

	$K_{ToiletItem}$
Vuelo de alcance menor a 2000 nm	5
Vuelo de alcance entre 2000 y 2500 nm	3
Vuelo de alcance superior a 3000 nm	6.5

Terminología

$()_w$	Subíndice Ala
$()_{VTP}$	Subíndice Estabilizador vertical
$()_{HTP}$	Subíndice Estabilizador horizontal
$()_f$	Subíndice Fuselaje
$()_{LG}$	Subíndice Tren de Aterrizaje
$()_{E_{inst}}$	Subíndice Grupo motor
M	Coficiente factor lineal
M_k	Coficiente factor Kundu
S	Superficie
MAC	Cuerda aerodinámica media
$(t/c)_{max}$	Máxima relación entre el espesor y la cuerda del perfil
ρ_{mat}	Densidad del material
K_ρ	Factor de densidad
AR	Alargamiento
n_{ult}	Factor de carga último
$\Lambda_{0.25}$	Flecha
λ	Estrechamiento del ala
g	Constante gravitacional
V	Volumen
c_E/c_T	Ratio del timón de profundidad y la cola
L_f	Longitud del fuselaje
D_{fmax}	Diámetro fuselaje máximo
K_{inlet}	Factor entrada de aire
K_L	Factor de aterrizaje
K_{ret}	Factor tipo de tren
W_L	Peso al aterrizaje
H_{LG}	Altura del tren de aterrizaje
b	Envergadura
$n_{ult_{land}}$	Factor de carga último en el aterrizaje
K_{fs}	Factor del sistema de combustible
W_{fuel}	Peso del combustible
ρ_{fuel}	Densidad del combustible
n_{fs}	Factor empírico del sistema de combustible
F_{corr}	Factor de correlación
M_H	Mach de vuelo
$\Lambda_{c/2}$	Flecha a la mitad de la cuerda
$\Lambda_{c/4}$	Flecha a un cuarto de la cuerda
W_{TO}	Peso máximo al despegue
l_{HTP}	Distancia del centro aerodinámico HTP al centro de gravedad
l_{VTP}	Distancia del centro aerodinámico VTP al centro de gravedad
t_r	Máximo espesor en el encastre

c	Cuerda media
Z_h	Distancia del VTP respecto del HTP
S_r/S_{VTP}	Relación entre la superficie del rudder y la superficie del VTP
\overline{q}_d	Presión dinámica
L_f	Longitud del fuselaje
h_{fmax}	Altura máxima del fuselaje
SHP_{TO}	Potencia necesaria al despegue
N_E	Número de motores
W_E	Peso motor individual
$K_n \text{ toremb}$	Parámetro
$n_e \text{ toremb}$	Parámetro
$n_p \text{ toremb}$	Parámetro
ρ_{SL}	Densidad a nivel del mar
V_{deas}	Velocidad de picado de diseño equivalente
K_{CGctrl}	Factor de peso del sistema de control del centro de gravedad
W_{fmaxw}	Peso máximo de combustible que cabe en el depósito
W_{paint}	Peso pintura
N_{pilot}	Número de pilotos
$N_{copilot}$	Número de copilotos
N_{fleng}	Número de ingenieros de vuelo
W_{IAE}	Peso de instrumentación, aviónica y electrónica
W_{fs}	Peso del sistema de combustible
V_{press}	Volumen presurizado dentro de la aeronave
K_{API}	Factor de aire acondicionado, presurización y sistema anti-hielo
N_{crew}	Número de personas de tripulación
N_{pax}	Número de pasajeros
$W_{ox \text{ fixed}}$	Peso fijo del sistema de oxígeno
K_{ox}	Parámetro sistema de oxígeno
P_c	Presión última de diseño de la cabina
$K_{lavatory}$	Factor peso lavabo
K_{buffet}	Factor peso buffet
$W_{payload}$	Peso de la carga de pago
W_{tfo}	Peso del combustible y aceite atrapado
S_{ff}	Superficie del suelo del compartimento de carga
$K_{cabinSupply}$	Factor de peso suplementos de cabina
$K_{safetyEquip}$	Factor de peso de equipamiento de seguridad
$K_{ToiletItem}$	Factor de peso de elementos del lavabo
q_{max}	Presión dinámica máxima
n_{max}	Factor de carga máximo

B. LOG DE CAMBIOS DE ACADEMIC STRUCTURES PRO APP

En este anexo se presentarán las modificaciones realizadas en cada una de sus versiones del software Academic Structures Pro App, así como las acciones necesarias que hay que llevar a cabo para cada versión. Para cada versión se registra las modificaciones, acciones necesarias si las hubiera, comentarios, versión de la aplicación y fecha de implantación de dicha versión.

B.1 Academic Structures Pro

B.1.1 Academic Structures Pro v1.0 (07/11/2018)

B.1.2 Academic Structures Pro v2.1 (07/05/2019)

B.1.3 Academic Structures Pro v2.2 (19/05/2019)

- Corregidos errores de estimación de momentos de inercia.
- Entrada de datos en SI (Sistema Internacional) y salida de datos en SI
- Por línea de comando se dan datos en SI (*Ej: $I_{xx}(SI): kg\ m^2$*) y en Imperial (*Ej: $I_{xx}(IMP): slugs\ ft^2$*)
- Corregidos errores en diseño de tren de aterrizaje: rotación. No tenía en cuenta el Xcg y error en la ecuación omitiendo ese término

B.1.4 Academic Structures Pro v2.2 (19/05/2019)

- Corregidos errores para la estimación del tamaño de las ruedas
- Salida por pantalla inercias en sistema imperial

B.2. Academic Structures Pro App

B.2.1 Academic Structures Pro App v1.1 (11/05/2020)

Necesario:

- Hacer cambio de directorio donde se descarga la carpeta ASTR App (seguir las instrucciones del video tutorial).
- No cambiar la dirección donde se descargan todas las carpetas "ASTR_App" para asegurarse que el comando `addpath(genpath('./ ASTR_App'))` funciona.

Solución de errores:

- En la carpeta "Códigos" en el archivo "Datos_materiales_y_refuerzos.mlapp" en las líneas 126 y 152 hay que sustituir: " ...'off; " por " ...'off; " es decir (la comilla que cierra el "off" va antes del ";").
- En la carpeta "Códigos" en el archivo "ResultadosMM.mlapp" en las líneas 185 y 678 hay que sustituir: "Resultados MM.mat" por "ResultadosMM.mat", es decir, hay que eliminar el espacio entre "Resultados" y "MM" del archivo "Resultados MM.mat" para que quede "ResultadosMM.mat".

B.2.2 Academic Structures Pro App v1.2 (05/06/2020)

Necesario:

- Hacer cambio de directorio donde se descarga la carpeta ASTR App (seguir las instrucciones del video tutorial).
- No cambiar la dirección donde se descargan todas las carpetas "ASTR_App" para asegurarse que el comando `addpath(genpath('./ ASTR_App '))` funciona.

Solución de errores:

- Resuelve el problema de no integra las rachas de viento B.
- Resuelve error en la representación del montneto torsor (estaba representando en $N - m$, y la indicaba $KN - m$). Se ha dividido el torsor por 1000.

B.2.3 Academic Structures Pro App v1.3 (03/05/2021)

Solución de errores:

- Resuelve el problema de precisión en los porcentajes del peso estructural, dado que representaba porcentajes enteros redondeados sin decimales y al redondear da mayores que el 100%. Se cambia `int2str` por `num2str` y ahora aparecen los porcentajes con 2 decimales.
- Resuelve el problema de que no usa el peso del combustible para determinar el *MTOW* y por lo tanto, los porcentajes los calcula con el *MTOW* incomplete.

B.2.4 Academic Structures Pro App v1.4 (06/05/2021)

Solución de errores:

- Detectado un fallo en la representación de los resultados en "ResultadosFL.mlapp" ya que en tanto en el Peso del Canard como en su porcentaje se calculaban con la variable del peso del HTP: W_h , en lugar del canard: W_{can} .

C. LOG DE CAMBIOS DE ACADEMIC PERFORMANCE PRO APP

En este anexo se presentarán las modificaciones realizadas en cada una de sus versiones del software Academic Performance Pro App, así como las acciones necesarias que hay que llevar a cabo para cada versión. Para cada versión se registra las modificaciones, acciones necesarias si las hubiera, comentarios, versión de la aplicación y fecha de implantación de dicha versión.

C.1. Academic Performance

C.1.1. Academic Performance v1.0 y v1.2

En su versión de Diseño Preliminar, el software permite (después de cargar la misión y el modelo):

- Realizar diagrama de W/S y T/W(P/W)
- Estudio del diagrama de T(P) vs D
- Tabla de resultados

En la versión de Diseño Avanzado, el software permite (después de cargar la misión y el modelo):

- Tabla de resultados
- Gráficas de resultados

C.2.1. Academic Performance v1.2.1

Resolución de errores:

- La aparición de números complejos en el despegue se debía a un exceso de potencia empleado para despegar (T/W resulta ser superior a 1 en la primera iteración (donde el peso al despegue se considera el peso de la aeronave sin tener en cuenta ningún peso de combustible) de forma que al calcular el ángulo de transición el arcoseno proporciona de vuelta un número imaginario. En las siguientes iteraciones esto se corrige al considerar el peso del combustible pero Matlab te conserva los números imaginarios marginales. Se ha resuelto forzando que los resultados del despegue sean números reales.
- El problema del combustible negativo en el descenso se debía a que el programa calcula para cada velocidad, posición de palanca y altura el ángulo de descenso y el combustible quemado, pero dependiendo de la posición de palanca y la velocidad impuesta se daba la situación que el avión ascendía, lo que hacía que el tiempo calculado se vuelva negativo (porque siempre se había supuesto ángulo negativo para descenso) y el combustible también. Se ha arreglado empleando valores absolutos, pero el usuario debería, al ver las gráficas que resultan, darse cuenta de que no se puede descender con este perfil de velocidades y emplear otro o modificarlo.

Recomendaciones a los usuarios:

- Emplear para subida y descenso en general velocidad constante (en la realidad lo que se suele mantener es la velocidad equivalente calibrada (EAS constante) debido a que subir aceleradamente le cuesta bastante más a la aeronave que subir a velocidad constante.
- Utilizar el recurso de las representaciones gráficas antes que la tabla de resultados. En la tabla se muestran valores medios, mientras que en las gráficas los valores para cada momento del segmento. A veces la media puede ser coherente y sin embargo haber tramos incoherentes y otros coherentes y al hacer la media los que no tienen sentido se ven tapados por estos.

C.3.1. Academic Performance v1.3 (30/05/2015)

Resolución de errores:

- Se ha arreglado el problema del incremento de distancia al bajar la posición de palanca: El problema estaba en el tramo de transición. Cuando se le ponía una palanca alta, el exceso de potencia de la aeronave era muy grande y eso inducía a un ángulo de transición muy grande, lo que alargaba muchísimo el tramo y no daba lugar a que hubiera segmento de climb.
- Se ha solucionado mediante la imposición el $h_{TR} = 35 \text{ ft}$, y calculando el nuevo Radio de transición para que la altura al final del tramo sean los 35 ft.
- Se ha revisado el cálculo del CASM:

$$DOC = (\text{tiempo_total (en segundos)} + \text{fuel_total (en kilos)}) * 97.003$$

$$ASM = \left(\frac{\text{carga_pago}}{100} \right) \left(\frac{\text{distancia_total}}{1852} \right); (\text{carga_pago en Kg, distancia_total en m})$$

$$CASM = DOC/ASM$$

- El numero de pasajeros lo determina dividiendo la carga de pago de la mision/100 kg. Por ejemplo, al considerar 3 pasajeros se ha de introducir 300 kg de carga de pago. Si hay mas carga de pago que no son pasajeros se puede introducir dentro del peso de la tripulación.
- El combustible quemado en la fase de taxi se calcula como:

$$\text{Fuel}_{\text{taxi}} = C(h_{\text{local}}, V_{\text{taxi}}, \delta_{T_{\text{taxi}}} = 0.05) * T(h_{\text{local}}, V_{\text{taxi}}, \delta_{T_{\text{taxi}}} = 0.05) * t_{\text{taxi}}$$

- Los datos de entrada son la altura sobre el nivel del mar, la velocidad a la que hace el taxi y el tiempo que emplea en hacer el taxi.
- Se ha aclarado como se calcula el combustible de reserva.

Fuel de reserva = fuel sin quemar al final de la misión/fuel que lleva la aeronave al inicio de la misión

C.4.1. Academic Performance v1.4.1 (05/06/2015)

Resolución de errores:

- Viraje: Corregido el problema al analizar el viraje. Había una errata en el Código.
- Aterrizaje: El tramo de rodadura estaba bien programado para la reversa. El tramo de acercamiento y flare presenta el mismo problema que en despegue de ángulos de descenso grandes, y se ha corregido.
 - Al disminuir C_{D_0} , sucede lo siguiente:

$$\frac{dv}{dt} = g \left(\frac{T}{W} - \mu - \frac{\rho V^2 S C_{D_g}}{2W} \right)$$

$$\text{Siendo } C_{D_g} = C_{D_0} + kC_L^2 - \mu C_L$$

Luego si disminuye C_{D_0} , disminuye C_{D_g} y por tanto la aceleración se hace más pequeña en módulo (más positiva), por lo que requiere mas distancia para frenar.

- Al disminuir C_L , aumenta C_{D_g} , y por tanto la aceleración se hace más negativa y requiere menos distancia para frenar.
- Al disminuir $C_{L_{max}}$, aumenta la velocidad de entrada en perdida, y por tanto la velocidad de touchdown, y por tanto requiere de mas pista para frenar.

C.5.1. Academic Performance v1.5.0 (03/03/2016)

Resolución de errores:

- Se ha corregido el problema en el código que hacía que entrara en bucle infinito si la diferencia entre el combustible inicial cargado a bordo y el consumido no era suficientemente pequeña.
- Se ha arreglado poniendo un máximo de iteraciones para que aunque la diferencia no sea clavada el programa aporte el resultado.

C.6.1. Academic Performance v1.6.0 (23/04/2016)

Resolución de errores:

- Se han corregido las ecuaciones de los modelos propulsivos.

C.7.1. Academic Performance v1.7.0 (25/04/2016)

Resolución de errores:

- Se ha puesto lógica en la posición de palanca para que aunque permita posición de palanca negativa (descenso frenado) el consumo de combustible sea positivo. Es tarea de los diseñadores identificar que ha salido posición de palanca negativa y asegurarse que selecciona unas actuaciones en descenso adecuadas.

C.8.1. Academic Performance v1.9.0 (28/04/2016)

Resolución de errores:

- Desbloqueadas las misiones avanzadas (excepto las de subida que hay que revisar).
- En el tramo de crucero acelerado pide una distancia, se necesita sólo para asegurar que la integración tiene límites suficientes.
- Solucionado el problema de selección de la solución dentro del rango de velocidades.
- La posición de palanca se permite que sea negativa para identificar que se están frenando, pero el combustible se corrige para que sea siempre en valores absolutos. Es tarea del diseñador identificar que si hay valores de posición de palanca significa que se tiene que frenar para conseguir el ángulo de planeo adecuado.

C.9.1. Academic Performance v1.10 (13/05/2016)

Resolución de errores:

- Crucero acelerado hasta llegar a velocidad máxima.
- El programa proporciona el C_L de la subida/descenso/crucero/viraje en lugar del empuje para el análisis. Este último es muy importante por que el equipo de actuaciones deberá comprobar que el C_L empleado en todos los segmentos no sobrepasa los límites impuestos por aerodinámica.

C.10.1. Academic Performance v1.12 (07/05/2017)

Resolución de errores:

- Errata en el código de "Analisis_descenso" para uno de los subtipos. El programa no estaba almacenando el dato de empuje durante el descenso y cuando el programa va a mostrarlo descubre que el dato no existe y da error.

C.2. Academic Performance Pro

C.2.1 Academic Performance Pro v2.3 (21/05/2019)

Actualización valor Cost Index: $CI = 0.3 \frac{Kg}{s}$

C.2.2 Academic Performance Pro v2.5 (28/03/2020)

Resolución de errores:

- Actualizado el cálculo del coeficiente de resistencia inducida k_1 teniendo en cuenta el efecto suelo.

En el archivo procesar misión (procesar_mision.m que se encuentra en la carpeta APro_2.5/gui) tenéis que introducir a mano los siguiente datos referente a vuestro avión:

- b_w : envergadura del ala.
- c : cuerda aerodinámica del ala.
- h_w : altura del ala con respecto a la posición más baja del aeronave.

Todas ellas en metros. Con estos valores el programa se encarga de calcular la nueva componente de la resistencia inducida a través de la siguiente expresión:

$$C_{D_{i,IGE}} = \frac{\left(16 \left(\frac{h_{ini} + h_w}{b_w}\right)^2\right)}{\left(1 + 15 \left(\frac{h_{ini} + h_w}{b_w}\right)^2\right)}; \quad k_1 = k_1 C_{D_{i,IGE}}$$

siendo h_{ini} la altura de operación impuesta por los alumnos y se considera como la altura de la parte más baja de la aeronave (fuselaje).

Esta fórmula se ha integrado en los distintos módulo (despegue, subida, crucero, viraje, descenso, y aterrizaje) asumiendo hipótesis de altura constante para aquellos tramos en los que se varía altitud (ascenso y descenso). Para ello el k_1 que tenéis que introducir es sin efecto suelo.

- Se ha añadido la funcionalidad de cancelar dicho efecto suelo.
- Actualizado precio de combustible a 7 de Febrero de 2020 (pre-crisis COVID19):

$$cost_{fuel_{cent}} = 161.69 \text{ cent/gal}$$

- Se ha actualizado el cálculo de CASM (actualizado precio).

$$Gallon2liters = 3.785412;$$

$$density_{fuel} = 6.70; \%lb/gallon$$

$$lb2kg = 0.4535924; \%libras/kg$$

$$nm2m = 1852; \%nautical\ mile/meter$$

$$C_{fuel} = cost_{fuel_{cent}}/density_{fuel}/lb2kg; \%coste\ combustible\ centavos/kg$$

$$DOC = (tiempo_{total} * CI + fuel_{total}) * C_{fuel};$$

$$ASM = pesos(2)/100 * distancia_{total} * (1/1852); \quad CASM = DOC/ASM;$$

C.2.3 Academic Performance Pro v2.6 (16/04/2020)

Implementación:

- Implementado despegue sobre agua teniendo en cuenta el efecto suelo.
- Se requieren datos por parte del usuario: Estos datos se han de cumplimentar en un nuevo archivo `datos_usuario_msc`
- En el archivo procesar misión:

- Manga (B_g), Eslora (L_g), y Calado (T_g) de la parte sumergida que tiene que ser proporcional al peso del aeronave. Unidades en metros.

La distancia de calado se puede estimar con las dimensiones del paralelepípedo y el volumen sumergido. El volumen real sumergido lo calcula el programa en función del peso tal que $Vol_{real} = W/\rho_{H2O}$, siendo W el peso del aeronave, y ρ_{H2O} la densidad de agua de mar que define el programa. El programa estima el valor real de la parte sumergida ($T_g - calado$). Usando la expresión $T_g = Vol_{real}/B_g \cdot L_g$, asumiendo que es un prisma. Esto implica que C_b es igual a 1.

- Datos de geometría:

c : cuerda aerodinámica del ala [m]

b_w : envergadura del ala [m]

h_w : altura del ala con respecto a la posición más baja del aeronave [m]

- Las actuaciones de despegue se han de realizar con una carga de pago adicional que contemple el combustible necesario para realizar la misión de crucero para ser más realista.
- Superficie mojada de la quilla sumergida en el agua (m^2): si no se sabe se puede estimar como $S_{wet_0} = 2L_gT_g + 2B_gT_g + L_gB_g$ que es el área de 5 de las caras del paralelepípedo formado por la manga, eslora y el calado
- Hay una serie de Flags que se tiene que identificar por parte de los usuarios:

$flag_{IGE}$ - Si $flag_{IGE} = 1$: Sin efecto suelo.

$flag_{OEI}$ - Si $flag_{OEI} = 1$: Fallo de motor activado (solo en fase de transición y subida).

$flag_{TakeOffH2O}$ - Si $flag_{TakeOffH2O} = 1$: Despegue en agua activado

C.2.4 Academic Performance Pro v2.7.1 (24/04/2020)

Cambios respecto a la versión anterior:

- h_w : altura del ala con respecto a la posición más baja del aeronave. Para aquellos diseños en los que el ala tenga diedro negativo, la altura h_w se tiene que calcular como el centroide medio del ala. El centroide medio del ala.
- Introducción de Fracción de Potencia o Empuje entre el motor que falla y total de Potencia y Empuje: $FracPower$. Este valor identifica cuál es la fracción de empuje o potencia del motor que falla. Esta fracción se ha de aportar tanto para motores de un tipo, o motores equivalentes, ya que es como se calcula la condición de OEI (One Engine Inoperative)
 - Se permite identificar potencias equivalentes para combinación de distintos motores.
 - Por ejemplo si se tiene 2 motores de 4000 caballos y 2 motores de 2000 caballos, se identifica que va siempre a fallar el motor más crítico (de los de 4000 caballos), por lo que la Fracción de potencia es $FracPower = 4000/(2 \cdot 4000 + 2 \cdot 2000)$

- Los consumos de eficiencia equivalentes se van a calcular de manera análoga pero teniendo en cuenta que el consumo específico de los motores turbofan se tienen que convertir a consumos específicos de potencia equivalente.

Para combinaciones de motores de propulsión tanto turboprop como turbofan se procederá a calcular una potencia equivalente.

$$\text{Potencia equivalente} = n_1 \cdot P_{sl_1} + n_2 * P_{sl_{2eq}}, \text{ siendo}$$

n_1 : el número de motores del tipo 1, y P_{sl_1} la potencia por motor a nivel del mar del motor turboprop

n_2 : el número de motores del tipo 2, y $P_{sl_{2eq}}$ la potencia equivalente por motor de los motores tipo turbofan a nivel del mar del tipo 2, que vendrá determinada por

$$P_{sl_{2eq}} = T_{sl_2} \cdot V / \eta_{mp} \text{ (del motor turbofan)}$$

siendo T_{sl_2} el empuje a nivel del mar del motor turbofan, V la velocidad estimada a la que se van a operar (por ejemplo si se van a utilizar ambos en combinación durante en despegue, sería $1.2 V_{stall}$, si se van a utilizar en crucero, entonces se emplea la velocidad de crucero).

Para el consumo equivalente será definido como un consumo medio

Consumo de combustible equivalente

$$= \frac{csf_1 \cdot (n_1 \cdot P_{sl_1})}{(n_1 \cdot P_{sl_1} + csf \cdot P_{sl_{2eq}})} + \frac{csf_2 \cdot (n_2 \cdot P_{sl_{2eq}})}{(n_1 \cdot P_{sl_1} + n_2 * P_{sl_{2eq}})}$$

En el caso de que el consumo específico sea de un motor turbofan, el consumo específico hay que convertirlo a un consumo específico equivalente para motores turboprop mediante la siguiente fórmula:

$$CSF_{eq} = CSF_{tf} \cdot 550 \cdot \eta_{mp} / V$$

Siendo CSF_{tf} el consumo, se assume rendimiento $\eta_{mp} = 0.82$, y la velocidad V en ft/s

De esta manera se puede contabilizar combinaciones de distintos motores.

- $flag_{IGE}$ - Si $flag_{IGE} = 1$: Efecto suelo activado. Se ha cambiado con respecto a las anteriores versiones en las que era al revés.
- Se añade un nuevo flag, $flag_{EnginePlus}$ - Si $flag_{EnginePlus} = 1$, entonces se emplean motores equivalentes.

C.2.5 Academic Performance Pro v2.7.2 (04/05/2020)

Resolución de errores:

- Se ha corregido error modelo IGE descenso, que no encontraba la altura inicial, y ζ
- Se ha desactivado IGE tanto en ascenso como en descenso dado que toma las alturas iniciales y finales para determinar reducción C_{Di} por IGE.

C.2.6 Academic Performance Pro v2.7.3 (16/05/2020)

- Se ha activado amerizaje con efecto suelo.

C.2.7 Academic Performance Pro v2.7.4 (24/05/2020)

Resolución de errores:

- Corregido doble uso de efecto suelo durante aterrizaje.
- Se añade flag, $flag_{LandingH2O}$ - Si $flag_{LandingH2O} = 1$: Aterrizaje en agua activado.

C.3. Academic Performance Pro App

C.3.1 Academic Performance Pro App v1.3 (29/05/2021)

Resolución de errores y aclaraciones:

- Soluciona el problemas de N/A para descenso y aterrizaje (corrección de flag OGL cambio de activación)
- Corregido fallo de motor que solo se activa en los tramos de rotación y subida. En el tramo de rodadura no se activa por que en caso de que fallara el motor en ese tramo, en la vida real se abortaría el despegue ya que ocurre antes de la velocidad de decisión, por lo que la única diferencia de distancias y de gamma sería en los tramos al aire.
- Añade C_L y empuje a todos los segmentos de postprocesado.
- Datos de entrada de ángulos se hace siempre en grados en todos los segmentos (ascenso, descenso y viraje) aunque las unidades ponga en rad.
- Datos de salida se representan en grados para los ángulos.
- En el descenso, el ángulo de descenso se introduce en valores absolutos y el programa ya sabe que es de descenso (no poner en valores negativos)

C.3.2 Academic Performance Pro App v1.4 (07/06/2021)

Resolución de errores y aclaraciones:

- Corregido en datos de entrada ya pone las unidades correctas para los ángulos (degrees)
- En el segmento de viraje modificado datos de entrada de velocidad de viraje de rad/seg a grados/seg
- En el segmento de crucero implementado OEI
- En el segmento de aterrizaje implementado OEI
- En el segmento de viraje implementado OEI
- En el segmento de subida implementado OEI
- En el segmento de descenso implementado OEI
- Corregido errores de valores negativos en descenso para tiempos y combustibles
- Velocidad vertical en descenso representado en valores relativos (negativo para descenso)
- Ángulo en descenso representado en valores relativos (negativo para descenso)

REFERENCIAS

- [1] Fernández Golbano, Pablo, Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de las actuaciones de aeronaves mediante interfaz gráfica basada en Matlab: AP.gui, Universidad de Sevilla, 2015.
- [2] Raymer, Daniel P., Aircraft design: A conceptual approach, AIAA Education Series.
- [3] Mattingly, J. D., Heiser, W. H., y Pratt, D. T., Aircraft Engine Design, 2nd ed., AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 2002, pp. 38-71.
- [4] Roskam, Jan., Airplane Aerodynamics and Performance, DARcorporation, 1997.
- [5] Roskam, Jan., Airplane cost estimation: design, development, manufacturing and operating, 1990.
- [6] Roskam, Jan., Preliminary sizing of airplanes, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [7] Miller, C., Dream Airplanes, 1984.
- [8] Pérez Cortés, M., Puentes Márquez, C. y Gómez Tierno, M.A., Mecánica del Vuelo, 2ª Ed., Garceta, 2012.
- [9] Asselin, M., An Introduction to Aircraft Performance, AIAA Education Series, 1997.
- [10] Vinh, N.X., Flight Mechanics of High-Performance Aircraft, Cambridge Univ. Press, 1993.
- [11] Schmidt, L.V., Introduction to Aircraft Flight Dynamics, AIAA Education Series, 1998.
- [12] Miele, A., Flight Mechanics. Theory of Flight Paths, Addison-Wesley, Reading, MA, 1962, pp. 107, 225.
- [13] Hull, D. G., Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, Springer-Verlag, 2007.
- [14] Esteban Roncero, S., Apuntes de cálculo de aviones. Universidad de Sevilla.
- [15] Rivas Rivas, D. Esteban, S., Apuntes de mecánica del vuelo. Universidad de Sevilla.
- [16] Ramirez Fuentes, Diseño de aeronaves de ala fija subsónica para estudiantes de ingeniería (DACPEI), 2012.
- [17] Moore, H., MATLAB para ingenieros, Pearson Prentice Hall.
- [18] Barragán Guerrero, D. O., Manual de interfaz gráfica de usuario en MATLAB.
- [19] Manual de uso de MATLAB. [Http://es.mathworks.com/help/matlab/](http://es.mathworks.com/help/matlab/)
- [20] Altman, Y., Undocumented Secrets of MATLAB-Java programming, CRC Press, 2012.
- [21] Ricardo Sánchez Pastor, Trabajo fin de grado, Desarrollo de una herramienta académica para el estudio

de la estimación estructural de aeronaves mediante una interfaz gráfica basada en Matlab: AStr.gui, Sevilla: Escuela Superior de Ingeniería, 2015.

- [22] Mohammad Sadraey, Aircraft Performance Analysis, VDM Verlag Dr. Müller.
- [23] Leland M. Nicolai; Grant E. Carichner, Fundamentals of Aircraft and Airship Design, AIAA Education Series.
- [24] Cristina Vázquez Reynel, Desarrollo de nuevas funciones en la herramienta académica para el estudio de las actuaciones de aeronaves mediante interfaz gráfica basada en Matlab: APPro.gui, 2017.
- [25] Carlos Vilches Caro, Academic Structures Pro: Desarrollo de nuevas funciones software para el análisis y estudio estructural de aeronaves durante la fase de diseño conceptual, 2018.
- [26] [Http://es.mathworks.com](http://es.mathworks.com)