

RAE (Resumen Analítico Educativo)

**TIPO DE DOCUMENTO** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO

**TIPO DE IMPRESIÓN** PDF, LATEX, MathML.

**TÍTULO** DISEÑO DE AERONAVES COMPUTARIZADO PARA ESTUDIANTES DE INGENIERÍA

**AUTOR** Alfredo José Ramirez Puentes.

**COAUTORES** Ing. Pedro Luís Jimenez (Asesor) ,Ing. Jaime Alberto Escobar (Revisión), Ing. Santiago Ramirez (Revisión).

**NIVEL DE CIRCULACIÓN** Biblioteca Universidad de San Buenaventura de Bogotá,

**LUGAR** Bogotá, D.C.

**FECHA** Enero de 2012

**PALABRAS CLAVE** Diseño, software, aeronaves, performance, hélices, YaSim, Database, opensource, WYSIWYG, DACPEI, programa, conceptual, design, aircraft, airplane, design, aviones, ultraligeros, aerodino, rendimiento, simulador, vuelo

**DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO** DACPEI es un programa multi-plataforma de código abierto para el diseño conceptual de aeronaves entre 50 y 3000 kilogramos de peso al despegue. Es un programa intuitivo y fácil de usar, no necesariamente para ingenieros aeronáuticos. Está dividido en nueve módulos, para analizar la misión, performance, diseño conceptual de hélices, así como un módulo de bosquejo, entre otros. El dimensionamiento inicial se hace por métodos estadísticos. El diseñador ingresa unos cuantos parámetros para la misión, luego escoge la configuración de tipos de colas, tren, y alas entre una variedad de más de 30 modelos. Luego el programa hace los cálculos necesarios y genera una representación tridimensional del avión basado en los parámetros introducidos por el diseñador. Una vez generado, el diseño puede ser modificado por el usuario de DACPEI hasta que se ajuste a sus necesidades. Las herramientas de análisis de DACPEI utilizan métodos numéricos para verificar que el avión diseñado cumpla los requerimientos. El programa da la posibilidad de exportar el diseño al simulador de vuelo FlightGear, haciendo posible probar los diseños mientras aún están en la fase conceptual. Los diseñadores tendrán al instante una experiencia del desempeño y características de vuelo de su diseño en menos de 7 minutos.

**LÍNEA DE INVESTIGACIÓN** Línea de investigación de la universidad de San Buenaventura - Bogotá: Tecnologías Actuales y Sociedades, Sublíneas de Investigación y control de procesos 1. Diseño y construcción de aeronaves 2. Sistemas de Información y Comunicación - Desarrollo de Software

**FUENTES CONSULTADAS** [1] Ceasiom (computational environment for aircraft synthesis and integrated optimisation met- hods), <http://www.ceasiom.com/index.php>. 2011. [2] Da vinci technologies. <http://www.davincitechnologies.com/airplanepdq.html>, octubre 2011. [3] Daniel p. raymer. aircraft desing and rds website, <http://www.aircraft-design.com/> . 2011. [4] Didier breyne. ads (aircraft design software), <http://www.pca2000.com/en/index.php>. 2011. [5] Pizano s.a., barranquilla, colombia with bison former and siempelkamp press (davis 1973b). valdes-s. (1983) said that two particleboard plants existed in 1981, with an installed capacity of 49,000 m<sup>3</sup> and 3 operating at about 89 percent, producing 44,000 m<sup>3</sup> . there was also one fiberboard plant with a capacity of 15,000 m<sup>3</sup> and a production of 12,750 m<sup>3</sup> or 85 percent. [6] I.H. Abbott and A.E. Von Doenhoff. Theory of wing sections. Dover Publications, 1959. [7] E. Acar, A. Kale, R.T. Haftka, and W.J. Stroud. Structural safety measures for airplanes. Journal of aircraft, 43(1):30–38, 2006. [8] Aerocivil. Reglamento aeronáuticos de colombia (rac). Technical report, Unidad Administrativa de Aeronáutica Civil. (UAEAC), 2011.

**CONTENIDOS** Se llegó a este proyecto de investigación desde a partir de la formulación de la siguiente pregunta: ¿Como simplificar el proceso de diseño conceptual de una aeronave haciéndolo accesible a cualquier estudiante de ingeniería?. La respuesta se encuentra en las páginas de este documento... El diseño de aeronaves, incluso en estos tiempos ha sido y es siempre un proceso iterativo; aunque hay herramientas elaboradas para facilitarnos el proceso de diseño, estas son difíciles de manejar y están separadas. Por ejemplo: las herramientas de CAD, están separadas de las de peso y balance y estas a su vez de las herramientas de simulación. Este proyecto busca acoplar todas las herramientas disponibles en el momento para el diseño de aeronaves desde la selección de la misión y requerimientos, hasta la prueba y simulación de vuelo del avión en un solo programa. De esta forma se reducirá el tiempo de desarrollo conceptual de una aeronave a sólo 7 minutos. Como parte del desarrollo del proyecto, se buscó la existencia de otros programas similares y los más reconocidos son: *Advanced Aircraft Analisys (AAA)* de DAR Corporation e *Integrated Aircraft Design and Analisys (RDS)* de Aircraft Conceptual Design Corporation. Este tipo de programas tienen algunas ventajas, como módulos de Drag detallado, módulos de diseño del motor, entre otros módulos que no tendrá DACPEI.

**METODOLOGÍA** Es de carácter empírico-analítico, con un enfoque metodológico con base en el desarrollo de un software de diseño de aeronaves ligeras.

**CONCLUSIONES** En conclusión, el diseño conceptual de aeronaves se puede simplificar notablemente mediante el uso de algoritmos de programación como los que incorpora DACPEI; que combinados a un módulo de representación tridimensional, producen resultados bastante aproximados a los que se obtendrían sin ésta herramienta. El tiempo de diseño ha pasado de varios días a sólo 7 minutos (asumiendo que es un usuario avanzado). Los métodos usados por el programa para evaluar el empuje de la hélice a diferentes velocidades, no han sido comparados lo suficiente con hélices reales para asegurar la precisión de los resultados obtenidos. Sin embargo, se ha probado con dos hélices construidas por el autor con resultados satisfactorios. El paradigma de programación elegido (OOP<sup>1</sup>); aunque permite el control de parámetros de manera no lineal, no permite funciones imperativas dentro del mismo. Por ejemplo: Si estuviésemos bajo el paradigma de programación imperativa, las variables globales podrían ser utilizadas y sus contenidos modificables desde cualquier punto del programa. Es decir: todo está relacionado con todo. y es precisamente eso lo que se quiere con el diseño de aeronaves que cualquier modificación por ejemplo: en el área del ala afecte también el peso de la

---

<sup>1</sup>OOP según sus siglas en inglés es un paradigma de programación que usa objetos y sus interacciones, para diseñar aplicaciones y programas informáticos. Está basado en varias técnicas, incluyendo herencia, abstracción, polimorfismo y encapsulamiento.

estructura; sin embargo, con el paradigma seleccionado (OOP) eso no fue posible por lo que cada módulo tiene sus propias variables globales que están encapsuladas y que no son accesibles por cualquier parte del código del programa. Por otro lado, La plataforma Windows, ofrece pocas herramientas de desarrollo de software. y por esta razón aún no hay una versión estable para los sistemas basados en Windows. esto no quiere decir que no se pueda usar el programa. sólo que no se podrá experimentar al máximo. Finalmente cabe resaltar que el código fuente de DACPEI esta muy documentado; es decir: con muchos comentarios y muchísimas líneas explicando lo que se ha hecho para de este modo permitir a futuros investigadores re-usar partes de código y/o mejorar el programa incorporándole más código.

DISEÑO DE AERONAVES DE ALA FIJA SUB-SONICA PARA  
ESTUDIANTES DE INGENIERÍA (DACPEI)

ALFREDO JOSÉ RAMIREZ PUENTES

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTA

2012

# DISEÑO DE AERONAVES DE ALA FIJA SUBSONICA PARA ESTUDIANTES DE INGENIERÍA (DACPEI)

ALFREDO JOSÉ RAMIREZ PUENTES

Trabajo de grado para optar al título de  
Ingeniero Aeronáutico

ING. PEDRO LUIS JIMENES SOLER

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
INGENIERÍA AERONÁUTICA  
BOGOTA

2012

Nota de aceptación:

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

---

---

Firma del jurado

Bogota, 15 de Enero de 2012

## ABSTRACT

DACPEI is a WYSIWUG<sup>2</sup> Software for conceptual design of Light fixed wing aircraft. It is specifically designed to be intuitive and easy to use by engineering students (not necessary aerospace/aeronautics). DACPEI is divided in 9 modules, for analyzing mission profile, aircraft performance, propulsion and layout design, as well as a Sketch component for developing aircraft drawings. The initial airplane sizing is done using equations taken from statistics. The designer enters a few basic mission requirements, chooses from among a wide variety of aircraft configurations options (rectangular wing or tapered wing, tricycle gear or tail dragger, T tail, conventional, pusher, one pax, two pax, etc...), and then the software automatically performs sizing calculations and generates an initial three-view representation of the aircraft based on the designer's inputs. Once the initial design has been generated, the designer can modify the design using the sketch module to meet his or her needs. The analysis tools are then used in an iterative way to verify that the design is meeting the performance or mission requirements. DACPEI enable users to export their designs to the FlightGear flight simulator software, enabling the designer to test-"fly" their designs while they are on the drawing board. Designers will get an immediate feel for the performance and handling qualities of their designs in less than 7 minutes.

---

<sup>2</sup>WYSIWUG is an acronym for What you See is What You Get. The term is used in computing to describe a system in which content displayed on screen during editing, appears in a form exactly corresponding to its appearance when it is a finished product.

# Índice

<b>Preámbulo</b>	<b>I</b>
<b>Introducción</b>	<b>1</b>
<b>1. Problema de investigación (enunciado y formulación)</b>	<b>2</b>
1.1. Antecedentes . . . . .	2
1.2. Alcances y Limitaciones . . . . .	3
1.2.1. Alcances . . . . .	3
1.2.2. Limitaciones . . . . .	3
<b>2. Objetivos</b>	<b>4</b>
2.1. Objetivo General . . . . .	4
2.2. Objetivos Específicos . . . . .	4
<b>3. Justificación</b>	<b>5</b>
<b>4. Marco de Referencia</b>	<b>5</b>
4.1. Marco Legal . . . . .	5
4.1.1. Autorización de Aeronavegabilidad de aeronaves de ala fija subsónica ultraligeras y UAV [RAC 4.10.3.1.1.] . . . . .	5
4.1.2. Marcas de Nacionalidad [RAC 4.25.1.4.1.] . . . . .	6
4.1.3. Definición y Clasificación [RAC 4.25.5.1.] . . . . .	6
Ultraligeros Clase I . . . . .	6
Ultraligeros Clase II . . . . .	7
4.1.4. Equipo a bordo [RAC 4.25.5.3.1.] . . . . .	7
Ultraligeros Clase I . . . . .	8
Ultraligeros Clase II . . . . .	8
4.2. Marco Teórico . . . . .	9
4.2.1. Antecedentes . . . . .	9
4.2.2. Nociones Básicas del diseño de aeronaves . . . . .	9
Geometría . . . . .	10
Aerodinámica . . . . .	10
Rendimiento . . . . .	10
Estructura . . . . .	10
Estabilidad y control . . . . .	11
Nociones básicas de programación en 3D . . . . .	11

Sistemas de coordenadas en DACPEI . . . . .	11
Modelos 3D . . . . .	11
Transformación de modelos 3D . . . . .	12
Nociones básicas de la interfaz de usuario de DACPEI . . . . .	12
<b>5. Tipo de investigación</b>	<b>14</b>
5.1. Línea de investigación . . . . .	14
5.2. Sub-líneas de investigación . . . . .	14
<b>6. Estrategia Metodológica</b>	<b>14</b>
<b>7. Selección del lenguaje de programación</b>	<b>14</b>
7.1. Eclipse (Java) . . . . .	15
7.2. Geany . . . . .	16
7.3. Real Basic . . . . .	16
7.4. Code::Blocks . . . . .	16
<b>I DESARROLLO DE SOFTWARE</b>	<b>19</b>
<b>8. Especificación de la misión</b>	<b>19</b>
8.1. Primera estimación del peso de la aeronave. . . . .	19
<b>9. Selección del perfil.</b>	<b>20</b>
9.1. Procesos de Cálculo. . . . .	22
9.2. Diagrama de restricciones . . . . .	25
Ecuación general de los diagramas de restricciones . . . . .	25
Ecuación de restricción de despegue y aterrizaje . . . . .	26
Ecuaciones usadas en el módulo de dimensionamiento de DACPEI . . . . .	27
<b>10. Dimensionamiento.</b>	<b>28</b>
<b>11. Configuración</b>	<b>29</b>
<b>12. Bosquejo Inicial</b>	<b>29</b>
12.1. Añadir objetos al espacio 3D . . . . .	30
12.2. Cálculos . . . . .	31
12.2.1. Pesos . . . . .	31
Peso del Motor . . . . .	31
Peso del Fuselaje: . . . . .	32

Peso del Ala:	32
12.2.2. Posiciones.	33
12.2.3. Cámara	34
12.2.4. Tamaño de los motores	35
12.2.5. Tamaño de la Cola	35
12.2.6. Tamaño del Ala	37
<b>13. Módulo de diseño conceptual de Hélices</b>	<b>37</b>
<b>14. Módulo de Rendimiento (Performance)</b>	<b>39</b>
14.1. Atmósfera Estándar	41
14.2. Despegue	41
14.3. Vuelo sin motor	46
Ángulo mínimo de planeo	47
14.4. Aterrizaje	49
14.5. Gráfica de potencia Disponible y Requerida	51
14.5.1. Coeficiente de Lift	51
14.5.2. Drag	52
14.5.3. Potencia Disponible	52
14.6. Tasa de ascenso	53
14.7. Tasa de descenso	54
14.8. Análisis inteligente de las gráficas de performance	54
14.8.1. Encontrar tasa de ascenso máxima ROC	55
Explicación:	55
14.8.2. Encontrar potencia mínima para volar	55
Explicación:	55
14.8.3. Encontrar máxima potencia disponible	55
Explicación:	56
14.8.4. Encontrar mínima tasa de descenso	56
Explicación:	56
14.9. Módulo de YASim	56
14.9.1. ¿Por qué se usó YASim?	57
14.9.2. Algoritmo de solución de YASim	57
Iterations	58
Drag Coefficient and Lift Ratio	58
Cruise AoA	59
Tail Incidence	59
Approach Elevator	59

Inertia tensor . . . . .	59
<b>15.Elementos del archivo XML para el simulador</b>	<b>59</b>
15.1. Avión . . . . .	59
15.1.1. mása . . . . .	59
15.2. Aterrizaje . . . . .	59
15.2.1. Velocidad . . . . .	59
15.2.2. AOA . . . . .	60
15.2.3. Combustible . . . . .	60
15.3. Crucero . . . . .	60
15.3.1. Velocidad . . . . .	60
15.3.2. Altitud . . . . .	60
15.3.3. Combustible . . . . .	60
15.4. Fuselaje . . . . .	60
15.4.1. ax,ay,az . . . . .	61
15.4.2. bx, by, bz . . . . .	61
15.4.3. Ancho . . . . .	61
15.4.4. Ahusamiento . . . . .	61
15.4.5. Punto medio . . . . .	61
15.4.6. Drag inducido . . . . .	61
15.4.7. cx, cy, cz . . . . .	61
15.5. Ala . . . . .	62
15.5.1. x,y,z . . . . .	62
15.5.2. Longitud . . . . .	62
15.5.3. Cuerda . . . . .	62
15.5.4. Incidencia . . . . .	62
15.5.5. Twist . . . . .	62
15.5.6. Ahusamiento . . . . .	62
15.5.7. Ángulo de flechamiento . . . . .	63
15.5.8. Diedro . . . . .	63
15.5.9. Drag inducido . . . . .	63
15.5.10.Eficiencia . . . . .	63
15.5.11.Camber . . . . .	63
15.6. Estabilizador Horizontal . . . . .	64
15.7. Estabilizador Vertical . . . . .	64
15.8. Pérdida . . . . .	64
15.8.1. Ángulo de ataque . . . . .	64

15.8.2. Ancho de la pérdida . . . . .	64
15.8.3. Pico . . . . .	64
15.9. Hélice . . . . .	65
15.9.1. x,y,z . . . . .	65
15.9.2. mása . . . . .	65
15.9.3. Momento . . . . .	65
15.9.4. Radio . . . . .	65
15.9.5. Velocidad de crucero . . . . .	65
15.9.6. rpm de crucero . . . . .	65
15.9.7. Potencia de Crucero . . . . .	65
15.9.8. Altitud de crucero . . . . .	66
15.9.9. Potencia al despegue . . . . .	66
15.10Motor a pistón . . . . .	66
15.10.1.Potencia . . . . .	66
15.10.2rpm . . . . .	66
15.10.3Desplazamiento . . . . .	66
15.10.4.Compresión . . . . .	66
15.11Tren de aterrizaje . . . . .	66
15.11.1xyz . . . . .	66
15.11.2.Compresión . . . . .	66
15.11.3.Carga inicial . . . . .	67
15.11.4.Fricción estática . . . . .	67
15.11.5Fricción dinámica . . . . .	67
15.11.6.Resistencia . . . . .	67
15.12Visualización . . . . .	67
<b>16.Diseño conceptual del Mapiri</b>	<b>68</b>
16.1. Abrir el programa . . . . .	68
16.2. Introducción . . . . .	68
16.3. Misión . . . . .	69
A Velocidad de pérdida . . . . .	69
B Tasa de ascenso . . . . .	69
C Potencia disponible (opcional) . . . . .	69
D Peso del pasajero . . . . .	71
E Velocidad de crucero . . . . .	71
F Distancia de despegue . . . . .	71
G Pasajero . . . . .	71

16.4. Selección de perfil aerodinámico . . . . .	71
A Cuadro de selección del perfil . . . . .	72
B Etiqueta de breve descripción de las características del perfil . . . . .	72
16.5. Diagrama de restricciones . . . . .	73
A Peso . . . . .	73
B Carga Alar . . . . .	73
C Relación Potencia/Peso . . . . .	73
D Valor mínimo de la gráfica . . . . .	73
E Valor máximo de la gráfica . . . . .	75
F Valor seleccionado para P/W y Carga alar . . . . .	75
G Mostrar leyenda . . . . .	75
H Guardar/Exportar . . . . .	75
I Peso/Superficie . . . . .	75
J Espacio de solución . . . . .	75
K Leyenda . . . . .	75
L Punto de solución . . . . .	75
M Potencia mínima del motor . . . . .	76
16.6. Configuración . . . . .	76
A Selección del tipo de ala . . . . .	76
B Selección del tipo de cola . . . . .	76
16.7. Bosquejo (primera iteración) . . . . .	76
16.8. Diseño conceptual de la hélice . . . . .	77
A Número de palas . . . . .	77
B Ancho de la pala de la hélice . . . . .	77
C Radio . . . . .	77
D Ángulo de pala . . . . .	78
E Avance . . . . .	78
F Cuerda . . . . .	78
G Peso aproximado . . . . .	78
H Zoom . . . . .	78
I Rotación de la representación tridimensional . . . . .	78
J Representación tridimensional . . . . .	78
K Azimut . . . . .	78
L Guardar/Exportar . . . . .	78
M Bloquear Diámetro . . . . .	79
N Volumen estimado . . . . .	79
O Diámetro y Avance . . . . .	79

P Empuje deseado para la hélice . . . . .	79
Q Potencia del motor . . . . .	80
R y S Obtener valores . . . . .	80
T Diámetro . . . . .	80
U Revoluciones por minuto . . . . .	80
<b>16.9. Bosquejo (7ma iteración) . . . . .</b>	<b>80</b>
A Zoom . . . . .	80
B Rotación de la representación tridimensional . . . . .	81
C Representación tridimensional . . . . .	81
D Azimut . . . . .	81
E Rotación de la representación tridimensional . . . . .	81
F Botón de Zoom . . . . .	81
G Peso re-calculado . . . . .	81
H Posición del piloto (Y) . . . . .	81
I Posición del piloto (Z) . . . . .	81
J Posición de la cola (Z) . . . . .	82
K Posición del Motor (Z) . . . . .	82
L Posición del Ala (Z) . . . . .	83
M Posición del Tren (Y) . . . . .	83
N Relación de aspecto . . . . .	83
O Distancia Ala - Cola . . . . .	83
P Información . . . . .	83
Q Posición del Motor (Z) . . . . .	84
R Configuración del Motor . . . . .	84
S Configuración del tren de aterrizaje . . . . .	84
<b>16.10 Análisis de Rendimiento . . . . .</b>	<b>84</b>
A Potencia del motor . . . . .	84
B Número de motores . . . . .	84
C Revoluciones por minuto . . . . .	84
D Diámetro de la hélice . . . . .	85
E Número de palas . . . . .	85
F Pestaña de Vuelo . . . . .	85
G Altitud Máxima (Experimental) . . . . .	85
H Guardar/Exportar . . . . .	85
I Re-Calcular . . . . .	85
J Despegue . . . . .	85
K Aterrizaje . . . . .	85

L Altura desde el suelo hasta el ala del avión . . . . .	86
M Altura de obstáculo . . . . .	86
N Fricción . . . . .	86
O Temperatura . . . . .	86
P Densidad . . . . .	86
Q Eficiencia de Oswald . . . . .	86
R Envergadura . . . . .	86
S Relación de aspecto . . . . .	86
T Obtener datos . . . . .	88
U Obtener relación de aspecto . . . . .	88
V Obtener envergadura . . . . .	88
W Obtener datos . . . . .	88
X Peso del aerodino . . . . .	88
Y Coeficiente máximo de sustentación . . . . .	88
Z Coeficiente de Drag . . . . .	88
AA Altitud de análisis . . . . .	88
AB Obtener datos . . . . .	89
<b>16.11 Aterrizaje del Mapirí . . . . .</b>	<b>89</b>
<b>16.12 Despegue del Mapirí . . . . .</b>	<b>90</b>
<b>16.13 Gráficas de Rendimiento . . . . .</b>	<b>90</b>
A Pestaña de selección . . . . .	92
B Área de gráficos . . . . .	92
<b>16.14 Resumen de parámetros calculados por DACPEI . . . . .</b>	<b>92</b>
A Lista de resumen . . . . .	92
B Mostrar resultados . . . . .	93
C Cargar . . . . .	93
D Guardar/Exportar . . . . .	93
<b>16.15 Modulo de YASim . . . . .</b>	<b>96</b>
B Escribir XML . . . . .	96
C Exportar XML . . . . .	96
<b>II DESARROLLO INGENIERIL . . . . .</b>	<b>97</b>
<b>17. Fuselaje . . . . .</b>	<b>97</b>
<b>17.1. Análisis estructural . . . . .</b>	<b>97</b>
<b>17.1.1. Cola . . . . .</b>	<b>98</b>
<b>17.1.2. Motor . . . . .</b>	<b>100</b>

<b>17.1.3. Persona</b>	<b>102</b>
<b>18. Planta de potencia</b>	<b>104</b>
18.1. Poleas	104
18.2. Selección de número y tipo de correas	104
<b>19. Bancada del motor</b>	<b>105</b>
<b>20. Tren de aterrizaje</b>	<b>108</b>
<b>21. Frenos</b>	<b>110</b>
<b>22. Ala</b>	<b>113</b>
22.1. Estimación del área del ala.	113
22.2. Ubicación de las riostras y barra de compresión en el ala.	115
22.3. Análisis de la estructura del ala	116
22.4. Obtención de la geometría de la Viga del ala por métodos inversos	120
22.5. Elementos estructurales adicionales	131
22.5.1. Flanches de las vigas.	131
22.5.2. Tornillos	132
22.5.3. Costillas	133
<b>23. Obtención de la fórmula de empuje.</b>	<b>136</b>
23.1. Teorema de Pi-Buckingham.	136
23.2. Desarrollo de la fórmula.	136
23.3. Comprobación de la Fórmula.	139
<b>24. Performance</b>	<b>140</b>
24.1. Relación Empuje Vs Velocidad	140
<b>25. Dinámica de Vuelo.</b>	<b>141</b>
25.1. Proceso de simulación.	142
25.2. Resultados del proceso de simulación	146
<b>26. Representación Tridimensional Mapirí</b>	<b>147</b>
<b>27. Conclusiones</b>	<b>150</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>154</b>

<b>Anexos</b>	<b>157</b>
<b>A. Concepción de la interfaz gráfica de DACPEI</b>	<b>157</b>
A.1. Conceptión inicial . . . . .	157
A.2. Interfaz de ejemplo de DACPEI (comienzos 2010) . . . . .	158
A.3. Hoja de cálculo predecesora de DACPEI . . . . .	159
<b>B. FDM de Mapirí</b>	<b>160</b>
<b>C. Datos de más de 200 aviones recolectados por el autor para las estadísticas</b>	<b>163</b>

# Índice de figuras

7.1. Eclipse . . . . .	16
7.2. Geany . . . . .	17
7.3. RealBasic . . . . .	17
7.4. Code::Blocks . . . . .	18
8.1. Ventana de Especificación de la misión . . . . .	19
8.2. Peso Vacío Vs Carga Paga . . . . .	20
8.3. Diagrama de flujo de estimación inicial del peso de la aeronave . . . . .	21
9.1. Ventana de Selección del Perfil . . . . .	21
9.2. Relación entre cuerda y peso al despegue de varias aeronaves livianas . . . . .	24
9.3. Fuerzas durante el despegue . . . . .	26
10.1. Dimensionado del avión . . . . .	29
11.1. Ventana de configuración del avión . . . . .	29
12.1. Ventana de bosquejo inicial . . . . .	30
12.2. Relación Peso-Potencia Vs Peso de motores entre 20 a 200 HP . . . . .	32
12.3. Relación entre Volumen del motor y HP . . . . .	36
13.1. Modulo para la estimación de parámetros de la hélice . . . . .	37
13.2. Ángulos de la pala de la hélice . . . . .	39
14.1. Módulo de Rendimiento . . . . .	40
14.2. Relación entre densidad y altitud en la atmósfera estándar de 1976 . . . . .	42
14.3. Pestaña de Despegue en el módulo de rendimiento . . . . .	42
14.4. Pestaña de planeo del módulo de rendimiento . . . . .	47
14.5. Avión durante vuelo sin motor . . . . .	48
14.6. Pestaña de aterrizaje en el módulo de rendimiento de DACPEI . . . . .	49
14.7. Gráfica de empuje disponible y requerido . . . . .	51
14.8. Tasa de asenso . . . . .	53
14.9. Tasa de descenso . . . . .	54
14.10. Módulo de YASim . . . . .	57
15.1. Visualización del FDM del diseño conceptual del Mapirí . . . . .	67
16.1. Icono de DACPEI . . . . .	68
16.2. Presentación de DACPEI . . . . .	69
16.3. Ventana de introducción . . . . .	70
16.4. Ventana de misión - Mapirí . . . . .	70
16.5. Selección del perfil aerodinámico para Mapirí . . . . .	72
16.6. Diagrama de restricciones para Mapirí . . . . .	74
16.7. Configuración para Mapirí . . . . .	76

16.8. Bosquejo de Mapirí (primera iteración) . . . . .	77
16.9. Diseño conceptual de la hélice del Mapirí . . . . .	79
16.10Bosquejo Final del Mapirí . . . . .	82
16.11Análisis de rendimiento para el Mapirí . . . . .	87
16.12Parámetros de aterrizaje del Mapirí . . . . .	89
16.13Parámetros de despegue del Mapirí . . . . .	90
16.14Gráfica de exceso de potencia . . . . .	91
16.15Ventana de resumen . . . . .	93
16.16Ventana para exportar a YASim . . . . .	97
17.1. Fuselaje Conceptual . . . . .	98
17.2. Ilustración del tubo cuadrado seleccionado para DACPEI . . . . .	99
17.3. Solución de la altura del cuadrado por métodos gráficos . . . . .	101
17.4. Representación gráfica del fuselaje . . . . .	102
18.1. Honda Gxi 440 . . . . .	103
18.2. Diagrama de selección de tipo de correas . . . . .	105
19.1. Ilustración de la bancada del motor . . . . .	106
20.1. Sección transversal del perfil de aluminio usado para el tren de aterrizaje . . . . .	108
20.2. Esquema de distribución de cargas en el tren de aterrizaje . . . . .	109
21.1. Promedio de Fuerza de puño de la mano dominante . . . . .	111
21.2. Distancias y tiempos de frenado con frenos de disco . . . . .	112
22.1. Métodos de predicción de la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura	114
22.2. Distribución de la sustentación del ala a lo largo de la envergadura . . . . .	116
22.3. Viga utilizada en el ala . . . . .	117
22.4. Modelo simplificado de la estructura del ala . . . . .	119
22.5. Sección Transversal de la viga principal del ala . . . . .	121
22.6. Solución por métodos gráficos de las dimensiones de la viga principal . . . . .	123
22.7. Ala Arriostrada . . . . .	125
22.8. Reacciones del entramado del ala . . . . .	127
22.9. Solución por métodos inversos del radio mínimo de la ristra . . . . .	130
22.10Diagrama de flanches de las vigas . . . . .	131
22.11Distribución de Lift a lo largo del perfil Clark Y . . . . .	134
23.1. Relación entre empuje y velocidad de una hélice de paso fijo . . . . .	140
25.1. Resultados del proceso de simulación . . . . .	148
25.2. Resultado con el mismo avión más liviano . . . . .	148
26.1. Diseño conceptual creado en 7 minutos con DACPEI . . . . .	149
26.2. Diseño Preliminar del Mapirí . . . . .	150
26.3. Diseño Detallado del Mapirí . . . . .	151

26.4. Representación del Mapirí - antes de la construcción . . . . .	152
A.1. Concepción inicial (noviembre 2009) de la interfaz gráfica de DACPEI . . . . .	157
A.2. Interfaz de usuario de DACPEI renderizada y digitalizada . . . . .	158
A.3. Hoja de cálculo del proyecto integrador SAPLA (2008). Predecesor de DACPEI . . .	159

## Índice de tablas

9.1. Características de los perfiles usados en DACPEI . . . . .	23
12.1. Relación entre Peso y potencia para varios motores . . . . .	31
12.2. Relación del Peso del fuselaje y longitud . . . . .	33
12.3. Relación Superficie del ala y Peso . . . . .	33
16.1. Características reglamentarias del Mapirí . . . . .	68
16.2. Lista de Resumen de DACPEI . . . . .	94
17.1. Medidas para diseño preliminar del fuselaje obtenidas con DACPEI . . . . .	97
18.1. Especificaciones de motor seleccionado para Mapirí . . . . .	104
19.1. Propiedades de la sección transversal de la bancada del motor . . . . .	106
19.2. Elementos geométricos de la sección transversal de la bancada del motor . . . . .	107
21.1. Obtención de tiempo y distancias de frenado por métodos numéricos . . . . .	112
22.1. Ubicación del centroide $ d $ . . . . .	117
23.1. Valores tabulados para la figura 23.1 . . . . .	139
25.1. Comprobación de velocidad de pérdida mediante el simulador . . . . .	142
25.2. Características del avión introducido al proceso de simulación . . . . .	147
C.1. Aviones recolectados por el autor . . . . .	163

## Nomenclatura

$\alpha$	En estructuras, Valor adimensional que relaciona la esbeltez flexional natural, depende de la conexión de la viga con el resto de la estructura
$\alpha_2$	Ángulo de la riostra
$y_B$	Ubicación del centroide de la sección transversal de la bancada del motor
$\ddot{L}_{CL}$	Centroide para la sección exterior, en cantilever del ala (desde el final de la riostra a la punta del ala)
$\ddot{L}$	Centroide donde se asume se concentran todas las fuerzas de sustentación producidas por el ala
$\Delta C_L$	Incremento del coeficiente de lift durante la rotación
$\delta t$	Intervalo de tiempo
$\Gamma_{\min}$	Ángulo mínimo de planeo
$\lambda_b$	Esbeltez mecánica flexional de la viga del ala
$\overline{AB}$	Segmento de la viga del ala desde el fuselaje a la unión con la riostra
$\overline{AC}$	Segmento de la viga del fuselaje que se encuentra detrás del piloto
$\overline{CB}$	Largo de la riostra
$\Pi_n$	Parámetros adimensionales usados en el análisis de números Pi o teorema Vaschy-Buckingham
$\rho_1$	Densidad calculada para la altitud introducida por el usuario
$\rho_o$	Densidad al nivel del mar
$\sigma$	Factor de efecto suelo
$\sigma_{Ad_B}$	Estrés admitido por el material de la bancada del motor
$\sigma_{Ad_C}$	Esfuerzos normales producidos sobre el tubo del fuselaje por las cargas de la cola
$\sigma_{Ad_M}$	Esfuerzos normales producidos sobre el tubo del fuselaje por las cargas del motor
$\sigma_{Ad_P}$	Esfuerzos normales producidos sobre el tubo del fuselaje por las cargas de la persona
$\sigma_{XX}$	Estrés normal a la sección transversal de un sólido
$\sigma_{XY}$	Estrés cortante aplicado a la sección transversal de un sólido

$\Theta_{CL}$	Relación entre la diferencia de empuje y el peso del avión para el ángulo de ascenso
$a$	Aceleración
$A_i$	Número de variables o magnitudes físicas relevantes en un análisis dimensional
$A_{riostra}$	Área de la riostra
$B$	Base
$b$	Envergadura
$C$	Compresión
$C_a$	Carga alar
$C_{D_{OGE}}$	Coeficiente de drag incluyendo efecto suelo
$C_{DiG}$	Drag inducido por el efecto suelo
$C_{L_G}$	Coeficiente de lift incluyendo el efecto suelo
$C_{L_{OGE}}$	Coeficiente de lift con el ala cerca del suelo sin contar con el efecto suelo
$C_{root}$	Cuerda en la raíz del ala
$d_C$	Distancia del centro de masas de la cola
$d_F$	Distancia del centro de masas del fuselaje
$d_H$	Distancia del centro de masas de la hélice
$d_M$	Distancia del centro de masas del motor
$d_P$	Distancia del centro de masas de la persona
$E$	Módulo de elasticidad o módulo de Young
$E_{Al\ 6063\ T6}$	Módulo de elasticidad o módulo de Young de la aleación de aluminio estructural 6063 genio 6
$F$	Fuerza

$F_{A_x}$	Fuerzas en X para el nodo B
$F_{A_Y}$	Fuerzas en Y para el nodo A
$F_{B_x}$	Fuerzas en X para el nodo B
$F_{B_Y}$	Fuerzas en Y para el nodo B
$F_{C_x}$	Fuerzas en X para el nodo C
$F_{C_Y}$	Fuerzas en Y para el nodo C
$F_{P<30\%}$	Fuerzas aerodinámicas generadas por la sección de perfil desde el borde de ataque hasta el 30
$F_{P>30\%}$	Fuerzas aerodinámicas generadas por la sección de perfil desde el 30
$F_{r_A}$	Fuerza de rozamiento ejercida por las pastillas de frenos en los discos
$F_{r_B}$	Fuerza de rozamiento ejercida por la superficie del suelo sobre las ruedas
$H$	Altura
$H_{AG_B}$	Relación entre la envergadura del ala y la distancia que separa a esta del suelo
$H_{AG}$	Distancia entre el suelo y el ala del avión, usado especialmente para analizar el efecto suelo
$H_{TR}$	Altura alcanzada durante la transición desde rodaje hasta ascenso en el despegue
$K$	Constante de proporcionalidad
$k$	Constante de proporcionalidad
$k$	Rango de la matriz dimensional
$K_{TO}$	Constante para calculos de despegue de la aeronave
$L^0$	Longitud
$L_c$	Lift generado por la sección de ala entre dos costillas
$L_e^2$	Radio de pandeo elevado al cuadrado
$M^0$	Masa
$m_i$	Números enteros
$M_{L_C}$	Momento generado por la sección en cantilever del ala (desde el final de la ríostra hasta la punta)

$M_{Max}$	Momento máximo que debe soportar la viga del ala
$M_P$	Momento flector producido sobre el tubo cuadrado por las cargas del pasajero
$M_x$	Momento aplicado en el eje x
$M_y$	Momento aplicado en el eje y
$M_z$	Momento aplicado en el eje z
$n - k$	Nulidad de la matriz dimensional
$P_1$	Presión atmosférica calculada para la altitud introducida por el usuario
$P_{A_{Max}}$	Potencia máxima disponible
$P_{Cam_X}$	Posición de la cámara en X
$P_{Cam_Y}$	Posición de la cámara en Y
$P_{crit}$	Carga crítica de Euler
$P_C$	Peso de la cola
$P_c$	Pandeo elástico de la riostra
$P_F$	Peso del fuselaje
$P_H$	Peso de la hélice
$P_{M_B}$	Fuerza del motor sobre la bancada incluyendo número de G's
$P_M$	Peso del motor
$P_o$	Presión al nivel del mar
$P_P$	Peso de la persona
$P_{R_{(i)}}$	Potencia requerida para cada velocidad
$P_{R_{Min}}$	Potencia mínima requerida
$P_S$	Exceso de potencia
$P_{Tren}$	Peso del Tren
$P_x$	Carga puntual aplicada en el eje x
$R$	Constante universal de los gases ideales

$RD$	Tasa de descenso mínima
$ROC$	Tasa de ascenso a la altitud seleccionada por el usuario
$ROC_{MAX}$	Tasa de ascenso máxima
$ROD$	Tasa de descenso a la altitud seleccionada por el usuario
$ROD_{min}$	Velocidad mínima de descenso
$S_A$	Distancia recorrida durante la aproximación en el aterrizaje
$S_{CL}$	Distancia recorrida durante el radio de transición
$S_L$	Distancia de aterrizaje (Segmento de rodaje)
$S_T$	Distancia total de aterrizaje
$S_{RUN}$	Distancia de rodaje recorrida sobre la pista
$S_R$	Distancia recorrida mientras el avión hace la rotación
$S_{TO}$	Distancia de despegue
$S_{TR}$	Distancia recorrida durante la transición desde rodaje hasta ascenso en el despegue
$S_{WE}$	Área del ala estimada para los cálculos estructurales
$T$	Tensión
$T^0$	Tiempo
$T_{ab}$	Temperatura absoluta
$T_{CL}$	Tiempo transcurrido durante la fase de ascenso hasta la altura del obstáculo en el despegue
$T_F$	Tiempo transcurrido durante la aproximación en momento en que el avión gira para entrar en pérdida y aterrizar
$T_{LA}$	Tiempo transcurrido durante la aproximación en el aterrizaje
$T_L$	Tiempo total de aterrizaje
$T_o$	Temperatura al nivel del mar
$T_{Rot}$	Empuje de la hélice a velocidad de rotación
$T_{RUN}$	Tiempo de rodaje transcurrido antes que el avión se detenga por completo

$T_{TO}$	Tiempo transcurrido durante el despegue del avión
$T_{TR}$	Tiempo de rotación durante el despegue del avión
$V_{Lof}$	Velocidad de despegue que es igual a 1.15 veces la velocidad de pérdida
$V_{M_G}$	Velocidad a la que el mínimo ángulo de planeo ocurre
$V_{PA_{Max}} = V_{(i)}$	Velocidad en la que hay más exceso de potencia. no es la misma velocidad para la máxima tasa de ascenso
$V_{PR_{Min}}$	Velocidad en vuelo recto y nivelado para la que se requiere menos potencia
$V_{ROC_{MAX}}$	Velocidad en la cual ocurre la máxima tasa de ascenso
$V_{ROD_{min}}$	Velocidad a la que ocurre la mínima tasa de descenso
$V_R$	Velocidad de rotación
$V_{T_{NGR}}$	Velocidad promedio durante la fase de rodaje hasta antes del separamiento del suelo en el despegue
$V_{TO}$	Velocidad al momento de despegue, debe ser mayor o igual a 1.2 veces la velocidad de pérdida
$V_y$	Carga puntual aplicada en el eje y
$V_z$	Carga puntual aplicada en el eje z
$W_L$	Peso al momento de aterrizar
$W_{NM}$	Peso neto del motor incluyendo aceite y accesorios
$W_{O_L}$	Peso del avión obtenido en la ventana de misión
$W_{SSF}$	Del término inglés Wing Surface Scaling Factor o factor de escala de la superficie del ala, es un valor necesario al instanciar nuevos objetos en la ventana de representación tridimensional.
$W_{TO}$	Peso al despegue
$X_{P<30\%}$	Centroide de las cargas aerodinámicas generadas por la sección de perfil desde el borde de ataque hasta el 30
$X_{P>30\%}$	Centroide de las cargas aerodinámicas generadas por la sección de perfil desde el 30
$y$	Sección analizada de envergadura

$y'$	Deflexión
$\mu_g$	Coeficiente de fricción del suelo
$A_{G_{AVE}}$	Aceleración promedio durante toda la fase del despegue
$A_{GV_o}$	Aceleración promedio a la velocidad de rotación del avión
$A_{GV_o}$	Aceleración promedio cuando la velocidad del avión es cero con empuje estático
$C_{L_{LOF}}$	Coeficiente de lift al momento del despegue
$D_i$	Drag inducido debido a la sustentación
$D_P$	Drag parásito
$D_T$	Drag total
$Drag_{Vs}$	Drag a velocidad de pérdida
$P_{A_{(i)}}$	Potencia disponible a la altitud seleccionada por el usuario
$P_{ASL_{(i)}}$	Potencia disponible al nivel del mar en un día standard
$R_{M_G}$	Distancia máxima recorrida durante el planeo
$R_{TR}$	Radio de transición al ascenso durante el despegue
$ROC_{SL}$	Tasa de ascenso al nivel del mar en un día estándar
$ROD_{SL}$	Tasa de descenso al nivel del mar en un día estándar
$S_{L_{NGR}}$	Distancia recorrida durante el aterrizaje antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo
$S_{N_{GR}}$	Distancia de la pista consumida durante el despegue
$T_G$	Tiempo que tarda el avión en descender desde la altura introducida por el usuario
$T_{L_{NGR}}$	Tiempo transcurrido durante el aterrizaje antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo
$T_{N_{GR}}$	Tiempo que tarda el avión durante la fase de rodaje
$T_{TL_{NGR}}$	Empuje del motor durante el aterrizaje antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo
$T_{TNGR}$	Empuje promedio la hélice durante la fase de rodaje

- $T_{V_0}$  Empuje estático de la hélice
- $V_{MGA}$  Velocidad de planeo a la cual el avión recorre más distancia, es diferente a la velocidad a la que deciende más lento.
- $V_{min}$  Velocidad mínima a la que puede planear el avión antes de entrar en pérdida, manteniendo 1G
- API Una interfaz de programación de aplicaciones o API (del inglés application programming interface) es el conjunto de funciones y procedimientos (o métodos, en la programación orientada a objetos) que ofrece cierta biblioteca para ser utilizado por otro software
- BET Blade Element Theory, es un proceso matemático diseñado por William Froude (1878), David W. Taylor (1893) y Stefan Drzewiecki para determinar el comportamiento de una hélice dividiéndola en muchas partes pequeñas, luego determinando las fuerzas en cada parte como si de un ala se tratase. Estas fuerzas se integran luego en toda la hélice y en una revolución para obtener las fuerzas en toda la hélice.
- BW Peso del equipaje
- DACPEI Diseño de Aeronaves Computarizado Para Estudiantes de Ingeniería.
- DirectX DirectX es una colección de API creadas y recreadas para facilitar las complejas tareas relacionadas con multimedia, especialmente programación de juegos y vídeo en la plataforma Microsoft Windows
- FDM Flight Dynamics Model, es el modelo de simulación de un simulador. No confundir con el modelo tridimensional. El FDM usado en este proyecto se llama YaSim
- IDE Integrated Development Environment
- OpenGL Open Graphics Library (Librería de gráficos abierta). API para diseñar gráficos en 2D y 3D creada por Silicon Graphics en 1992. La soporta cualquier sistema operativo y sólo hace falta una tarjeta gráfica con soporte para OpenGL. Es el principal competidor de Direct3D de Microsoft.
- PN Número de pasajeros
- PNW Peso promedio de una persona o pasajero
- RAD Rapid Application Development, en español desarrollo virtual de aplicaciones
- Rendering la renderización es un proceso de cálculo complejo desarrollado por un ordenador destinado a generar una imagen 2D a partir de una escena 3D.

WU Carga paga

## INTRODUCCIÓN

“Los programas de diseño de aeronaves son aburridos y difíciles de usar para estudiantes de ingeniería poco experimentados” Alfredo R.

Actualmente los programas se han vuelto muy fáciles de usar con un flujo de menús muy sencillos y con apariencias gráficas muy buenas; sin embargo con todas las alternativas gráficas disponibles, el diseño de aeronaves sigue siendo un proceso tedioso e iterativo hecho a mano, en hojas de cálculo, o mediante programas avanzados como RDS o AAA que no prestan mucha atención a la simplicidad, estos programas en cambio entorpecen al usuario con excesiva información y complicados manuales de uso.

DACPEI en cambio será la nueva tendencia en programas de diseño de aeronaves, de hecho será casi como jugar a seleccionar tipos de empenajes, posición del ala en el avión, tipo de tren de fuselaje, formas y todo será realizado con aproximaciones numéricas e iteraciones de las que el usuario promedio nunca se enterara a simple vista, pero que usuarios avanzados podrán exportar y visualizar para estudios posteriores o para continuar el proceso de diseño a preliminar, y detallado.

Lo mejor de todo es que el usuario no tendrá que interpretar complicados gráficos de estabilidad y dinámica de vuelo, tampoco será necesario que imagine la tasa de ascenso de su avión luego de ver un valor en la pantalla; por que el avión se podrá exportar a un simulador de vuelo y se podrá sentir allí su performance. Casi como si de un modelo a escala se tratase.

## 1. Problema de investigación (enunciado y formulación)

Este proyecto “DACPEI” se a creado a partir de algunas inconformidades que sienten estudiantes de ingeniería, frente a los procesos de diseño y creación de una aeronave.

Aunque es difícil expresar en resumen todas las problemáticas que surgen a partir de esto, se podría definir el problema con la siguiente pregunta: ¿Como simplificar el proceso de diseño conceptual de una aeronave haciéndolo accesible a cualquier estudiante de ingeniería?

El diseño de aeronaves, incluso en estos tiempos ha sido y es siempre un proceso iterativo. Aunque hay herramientas elaboradas para facilitarnos el proceso de diseño, estas son difíciles de manejar y están separadas. Por ejemplo, las herramientas de CAD, están separadas de las de peso y balance y estas a su vez de las herramientas de simulación.

Como parte del desarrollo del proyecto, se buscó la existencia de otros programas similares y los más reconocidos son: *Advanced Aircraft Analisys (AAA)* de DAR Corporation e *Integrated Aircraft Design and Analisys (RDS)* de Aircraft Conceptual Design Corporation. Este tipo de programas tienen algunas ventajas, como módulos de Drag detallado, módulos de diseño del motor, entre otros módulos que no tendrá DACPEI.

### 1.1. Antecedentes

Actualmente, existen muchos programas de diseño de aeronaves, aunque la mayoría de estos están destinados a usuarios con avanzados conocimientos. Entre los más destacados se encuentran RDS, AAA, ADS, PDQ y CEASIM.

**CEASIM** CEASIM, pretende ser una recopilación “All in One” de algunos programas para el diseño de aeronaves disponibles en el mercado; por ejemplo su módulo de simulación es: SimSAC (Simulating Aircraft Stability And Control Characteristics for Use in Conceptual Design). Usa métodos “Vortex Lattice” desarrollados inicialmente por XFLR<sup>3</sup> para estimar la aerodinámica y usa partes de código de TORNADO<sup>4</sup>. Por lo que, aunque tiene todos los módulos en una sola aplicación, es más como tener todas las aplicaciones abiertas al tiempo. más información en la cita bibliográfica [1]

**RDS** RDS es un programa sofisticado y fácil de usar, para el diseño conceptual, análisis y modificación de aeronaves. RDS sigue los métodos de diseño del libro: “A Conceptual Approach”[32]. Estos métodos se obtienen a partir de técnicas probadas desde hace varios años en la industria del diseño conceptual. Con RDS estos métodos de diseño se han ido automatizando para per-

---

<sup>3</sup>XFLR5 es una herramienta de análisis de superficies de sustentación, para alas y aviones que operen a bajos números de Reynolds

<sup>4</sup>TORNADO, es un método de Lattice-Vortex de aerodinámica lineal, para diseño de alas o diseño conceptual de aviones

## 1.2 Alcances y Limitaciones

mitir bosquejos, análisis, estudios comerciales t la optimización de aviones desde las primeras etapas de diseño. Se puede encontrar más información siguiendo esta cita bibliográfica: [3]

**PDQ** Airplane PDQ está hecho para diseñadores de aviones profesionales y con experiencia. Los desarrolladores de este programa aseguran que posee un módulo de optimización muy rápido que termina convirtiéndose en una herramienta muy sencilla para definir y optimizar la configuración del avión que se va a dibujar. El módulo de análisis de estabilidad, permite hacer el análisis de performance y dinámica de vuelo, finalizando con un análisis de mercado. Se puede encontrar más información siguiendo esta cita bibliográfica: [2]

**ADS** “ADS es el nuevo estándar para el diseño conceptual de la moderna generación de aviones ligeros” dicen sus desarrolladores. Es una potente herramienta de software y esta disponible para diseñadores de aviones, constructores aficionados y universidades e institutos de investigación. El desarrollo de ADS lleva varios años, porque al mismo tiempo que se desarrolla el software, también se está trabajando en el diseño conceptual de un avión ligero. << Aunque no hay escases de literatura sobre el tema, no podíamos encontrar una “paso a paso”, ni siquiera un paquete de software para hacer el diseño conceptual de su avioneta rápidamente, fácilmente y con precisión >> dicen sus desarrolladores. En este punto surgió la idea de ADS, que tardó seis años en desarrollarse.más información en: [4]

### **1.2. Alcances y Limitaciones**

#### **1.2.1. Alcances**

Con este trabajo se pretende desarrollar un programa para diseñar aeronaves utilizando los conocimientos adquiridos en la Universidad, además desarrollaron algunas ecuaciones especiales para el computo automatizado del diseño conceptual.

#### **1.2.2. Limitaciones**

El programa DACPEI no cuenta con un ejecutable estable para la plataforma Windows Vista ni 7 ni para la plataforma linux desde la versión Edge (7.11) en adelante. porque el autor sólo ha probado el programa con compiladores instanciados bajo la plataformas MAC OSX, Snow Leopard y Lion.

No se incluye en el programa aviones tipo “Hang Glider” como se propuso inicialmente en los objetivos. El motivo es que luego de emprender la investigación, se hizo evidente que un método de diseño para alas fijas como los métodos de DACPEI, son inapropiados para las alas flexibles.

Se esperaba diseñar en este trabajo más de 5 tipos de alas, fuselajes y colas para asegurar la precisión de las ecuaciones de estimación del peso de la página 8.1 pero sólo se pudo evaluar 2 tipos de cada ítem.

## 2. Objetivos

### 2.1. Objetivo General

Desarrollar un software innovador para el diseño conceptual de aeronaves de ala fija subsónicas con pesos inferiores a 10000 libras.

### 2.2. Objetivos Específicos

Algunos objetivos específicos de DACPEI son:

- Desarrollar un manual de uso del programa
- Concebir un diseño conceptual de una aeronave empleando el programa.
- Desarrollar una Interfaz de usuario moderna y amigable.
- Incluir en el programa un modulo de simulación enlazado a LARCsim, JBsim que son los algoritmos de simulación usados por Flight Gear.
- Mostrar algunas recomendaciones de diseño dentro del programa.
- Desarrollar el programa bajo teorías de diseño de Roskam [33], Raymer [32], y Toremberg
- Incluir en el programa Base de datos de aviones subsónicos similares a los del programa, UAV y LSA.

### 3. Justificación

Este proyecto busca acoplar todas las herramientas disponibles en el momento para el diseño de aeronaves desde la selección de la misión y requerimientos, hasta la prueba y simulación del vuelo del avión. en un solo programa. De esta forma se reducirá el tiempo de desarrollo conceptual de un avión.

El uso del programa garantizará un reducción de los tiempos de cálculo; en comparación con los procesos a mano o mediante hojas de cálculo usados habitualmente en el diseño de aeronaves.

Con este programa se podrán apreciar infinidad de posibilidades de diseño y simular luego el comportamiento en un simulador.

## 4. Marco de Referencia

### 4.1. Marco Legal

aun no hay una reglamentación definida para aeronaves UAV pero se ha encontrado información de aeronaves ultraligeras en los reglamentos aeronáuticos Colombianos (RAC)[\[7\]](#), que también son evaluadas por este programa

#### 4.1.1. Autorización de Aeronavegabilidad de aeronaves de ala fija subsónica ultraligeras y UAV [RAC 4.10.3.1.1.]

Ningún club de ultraligeros permitirá la operación de estas aeronaves, sin una Autorización de Aeronavegabilidad vigente, expedida por el Responsable de Mantenimiento del club. Para su expedición se debe verificar el cumplimiento de los siguientes requisitos:

1. El ultraligero y sus sistemas (motor, instrumentos, etc.) deben estar en perfecto estado de funcionamiento y operación.
2. Los servicios de mantenimiento periódicos y mandatorios determinados por el fabricante, deben estar cumplidos.
3. Todos los boletines técnicos mandatorios de estructura, motor, sistemas, etc. publicados por el fabricante deben estar cumplidos.
4. La Autorización de Aeronavegabilidad debe incluir lo siguiente:
  - a) Número de Identificación asignado por la Dirección Regional respectiva.
  - b) Marca y modelo de la aeronave, y número de serie si fuere aplicable
  - c) Marca y modelo del motor y número de serie si fuere aplicable.

- d) Número de plazas.
- e) Limitaciones de Operación.

#### 4.1.2. Marcas de Nacionalidad [RAC 4.25.1.4.1.]

para las aeronaves convencionales, los planeadores, aerostatos y vehículos aéreos ultraligeros, ostentarán como marca de nacionalidad, las letras “HJ” mayúsculas, de tipo romano.

#### 4.1.3. Definición y Clasificación [RAC 4.25.5.1.]

A los efectos del Reglamento Aeronáutico Colombiano (RAC), se consideran vehículos aéreos ultraligeros los siguientes:

**Ultraligeros Clase I.** Los vehículos aéreos ultraligeros de Clase I, son aeronaves con las siguientes características:

##### Para un solo ocupante

1. Aparato tipo trike (péndulo) o avión de ala fija, con estructura tubular o en madera, alas enteladas, en lámina o material compuesto y cabina abierta o cerrada.
2. No propulsado o propulsado con un solo motor de aspiración normal y potencia máxima no superior a 70 HP.
3. Peso vacío de 155 Lb o menos si no es propulsada.
4. Si es propulsada debe tener un peso vacío 300 Lb o menos excluyendo flotadores y artefactos de seguridad.
5. Capacidad de combustible no superior a 5 US galones.
6. Velocidad máxima en vuelo nivelado a toda potencia, no superior a 70 nudos.
7. Velocidad de pérdida (sin Flap) no superior a 24 nudos.

##### Para Dos ocupantes

1. Aparato tipo trike (péndulo) o avión de ala fija, con estructura tubular, en metal, madera o material compuesto y cualquier tipo de estructura (tubular, mono-coque, etc.) alas enteladas, en lámina u otro material y cabina abierta o cerrada.
2. No propulsado o propulsado con un solo motor de aspiración normal y potencia máxima no superior a 80 HP.

3. Peso vacío de 187 Lb o menos, si no es impulsada.
4. Si es impulsada debe tener un peso vacío de 500 Lb o menos, excluyendo flotadores y artefactos de seguridad.
5. Capacidad de combustible no superior a 12 US galones.
6. Velocidad máxima en vuelo nivelado a toda potencia, no superior a 70 nudos
7. Velocidad de pérdida (sin Flap) no superior a 30 nudos.
8. Capacidad máxima para dos ocupante (dos asientos).

Si un aparato ultraligero excede cualquiera de las características o limitaciones anteriores, propias de la clase I, será considerado clase II y deberá someterse a las condiciones de aeronavegabilidad y operación siguientes:

**Ultraligeros Clase II.** Los vehículos aéreos ultraligeros de Clase II, son aeronaves con las siguientes características:

1. Avión de ala fija o de ala rotatoria tipo autogiro, con cualquier tipo de estructura (tubular, mono-coque, etc.); alas en tela o en lámina o material compuesto y cabina abierta o cerrada.
2. Propulsado con un motor y potencia máxima total no superior a 130 HP.
3. Peso máximo de operación de 1.654 Lb o menos, incluyendo flotadores y artefactos de seguridad.
4. Capacidad de combustible no superior a 24 US galones
5. Velocidad de crucero máxima de 130 nudos
6. Velocidad de pérdida (sin Flap) no superior a 39 nudos.
7. Capacidad máxima para dos ocupantes (dos asientos).

Si una aeronave excede cualquiera de los parámetros anteriores, propios de la Clase II, no se la considerará de clase ultraligera y en consecuencia deberá estar certificada (de tipo yo de aeronavegabilidad) en la clase que corresponda de acuerdo a sus especificaciones, dando cumplimiento a las disposiciones pertinentes a dicha clase, o en su defecto como aeronave experimental.

#### 4.1.4. Equipo a bordo [RAC 4.25.5.3.1.]

Los ultraligeros, según su clasificación, deberán llevar a bordo y/o tener instalados según corresponda, como mínimo los siguientes instrumentos y equipos, los cuales se encontrarán operativos y en perfecto estado de funcionamiento; para toda operación en el espacio aéreo nacional:

**Ultraligeros Clase I** Todo ultraligero Clase I estará equipado al menos con lo siguiente:

1. Velocímetro, altímetro, compás magnético y reloj Radio para escucha en las frecuencias de uso aeronáutico. Transponder con modo “C” -si el aparato es tipo hidroavión o está equipado con flotadores
2. Teléfono móvil con registro de los números telefónicos de los servicios de tránsito aéreo (ATS) y de búsqueda y salvamento (SAR) más cercanos para ser contactados en caso de emergencia o en caso de requerirse algún tipo de coordinación urgente, en cuanto sea posible.
3. Indicador de temperatura de motor (de gases del exusto o de cabezas de cilindro, o de agua del radiador si es enfriado por agua) y medidor visual de cantidad de combustible
4. Silla o sillas (máximo 2) con cinturón de seguridad de al menos tres puntos
5. Casco y gafas para cada ocupante, si el aparato es de cabina abierta.
6. Transponder en modo C, cuando hayan de ser autorizados para cruceros a otras regionales.
7. Cualquier otro instrumento o equipo determinado por el fabricante.
8. Si el ultraligero es para dos ocupantes deberá tener ademas:
  - a) Indicador de banqueo o de giro y banqueo
  - b) Tacómetro
  - c) Extintor manual de incendios de halon ubicado en un lugar accesible, del tamaño y capacidad que resulte factible.

**Ultraligeros Clase II** Todo ultraligero Clase II estará equipado al menos con lo siguiente:

1. Velocímetro, altímetro, variómetro, compás magnético, indicador de banqueo o de giro y banqueo y reloj con segundero.
2. Radio apropiado para transmisión y recepción en las frecuencias de uso aeronáutico.
3. Transponder con modo “C”.
4. Indicadores de temperatura de motor (de gases del exusto, y de cabezas de cilindros, o de agua de radiador si es enfriado por agua), presión de aceite (para motores de 4 tiempos), tacómetro, medidor de cantidad de combustible (legible en vuelo) y horómetro
5. Sillas (máximo 2) con cinturón de seguridad de al menos tres puntos para cada ocupante

6. Extintor manual de incendios de halon ubicado en un lugar accesible, del tamaño y capacidad que resulte factible. (Para volar a alturas superiores a 10.000 pies, este será de tipo aprobado)
7. Luces de aterrizaje
8. Casco y gafas para cada ocupante, si el aparato es de cabina abierta.
9. Para vuelo a alturas superiores a 10.000 pies, provisión de oxígeno de tipo aprobado, para ambos ocupantes.

## 4.2. Marco Teórico

### 4.2.1. Antecedentes

Antes de la concepción de programas para el diseño de aeronaves como DACPEI, el diseño se hacia combinando métodos empíricos como dibujos a mano, a veces copiando las formas de las aves, todo esto se hacia a mano. Por supuesto la mayoría de los diseños realizados de esta manera no lograban los objetivos o requerimientos de los diseñadores.

El diseño de aeronaves ha venido evolucionando casi que por métodos de ensayo y error, luego cada nueva aeronave desarrollada por este método se iba clasificando y categorizando. Se llegaba al punto en que se tenía un grupo grande de aeronaves de la misma categoría y a partir de esta, el proceso de creación de una nueva aeronave se hacia con métodos estadísticos. Y hasta nuestros tiempos la mayoría del diseño conceptual de una aeronave se hace de forma estadística y probabilística.

Actualmente existen programas que incluyen bases de datos con muchísimos aviones; estas bases de datos hacen más fácil la creación de un nuevo avión. Sin embargo aunque los programas lucen como piezas de última tecnología, en el fondo siguen el mismo proceso que los antiguos diseñadores de aeronaves. Esto es por ensayo y error mediante interacciones que convergen en un avión que cumple los requerimientos.

### 4.2.2. Nociones Básicas del diseño de aeronaves

El diseño de aeronaves es un proceso muy interesante donde se combinan nuevas ideas para cumplir con los requerimientos iniciales del avión, también es un proceso donde se encuentra solución a los problemas principales del diseño. Finalmente se analiza y se dimensiona el modelo tantas veces como sea necesario, en un proceso iterativo y tedioso donde se encuentran principalmente los pesos; pesos al despegue peso del combustible, tamaño del ala, tamaño de las superficies de control, el tamaño del motor entre otras. Algunas veces en este proceso se usan túneles de viento con modelos a escala del avión para resolver algunos problemas de aerodinámica y de disposición y configuración de forma del avión.

**Geometría** Antes de que comience el proceso de configuración de forma del avión, se deben hacer cálculos del peso total de la aeronave, con estos se puede encontrar posteriormente el tamaño del ala y con esto a su vez el tamaño de otros componentes de avión. Luego para encontrar la geometría final del avión se deben estimar parámetros tales como: carga alar, tamaño de los motores, peso al despegue, relación peso/potencia, entre otros.

**Aerodinámica** Un avión genera Sustentación cambiando la velocidad del aire que pasa sobre y debajo del ala, para predecir estas fuerzas se ha venido utilizando desde la antigua ecuación de Bernoulli para fluidos no compresibles, hasta ecuaciones más complejas que adicionan coeficientes obtenidos de formas experimentales como los coeficientes de Lift y Drag de las superficies.

En épocas anteriores los diseñadores comenzaban a crear sus aviones con bases de datos donde habían perfiles con sus características de Lift y Drag, a veces ellos mismos hacían los perfiles y los probaban en un túnel de viento y de esta manera hallaban los coeficientes.

Sin embargo en épocas más recientes los diseñadores pueden elegir el coeficiente de Lift que necesiten para su diseño. Y luego encontrar un perfil que les proporcione estos coeficientes. La aerodinámica no será un problema para DACPEI, pues contará con bases de datos de perfiles entre los cuales el usuario podrá seleccionar el que deseé y se re-calculará todo el avión con los parámetros seleccionados.

**Rendimiento** El rendimiento en una aeronave se centra principalmente en las ecuaciones básicas de movimiento entregadas por newton hace décadas, de estas ecuaciones básicas se determinan otros valores importantes, por ejemplo tasas de ascenso, ángulos de giro, sendas de planeo, ángulos de ascenso óptimos, ángulos de descenso óptimos, entre otros, lo que hace que el modulo de rendimiento de este programa sea difícil de hacer no son los procedimientos de cálculos actuales de cómo el avión responde a fuerzas dadas o a niveles de empuje dados; la dificultad viene en cuál ángulo, fuerza o qué niveles de empuje del motor son los necesarios para alguna maniobra, o cuál sería la combinación óptima de velocidad/ángulos/Nivel de empuje, para el despegue crucero, aterrizaje. Etc.

**Estructura** En un diseño conceptual el único impacto que podrían tener las estructuras es el del peso total de la aeronave, también para algunos planeadores, donde se necesitan unas prestaciones muy grandes. La parte estructural del diseño conceptual se encargará de estimar la factibilidad del diseño.

En las empresas de aviación del pasado, la sección de estructuras eran de la más grandes en una compañía de diseño de aeronaves, tal vez por la increíble cantidad de datos posibles y por la cantidad de errores que se podrían introducir al hacer estos cálculos manualmente.

Hoy en día hay programas de elementos finitos muy avanzados que entregan las cargas para cada punto del ala, también hay programas especializados como ANSYS que con las cargas arrojadas por

el programa anterior pueden calcular y optimizar la estructura. Por lo tanto DACPEI no tendrá un modulo estructural muy amplio, este solo servirá para comprobar la factibilidad del diseño y estimar el peso de la estructura.

**Estabilidad y control** La estabilidad de un avión consiste básicamente en equilibrar los momentos de cabeceo, de alabeo y de guiñada de manera que vuelvan a su posición inicial. El punto está en que el avión no debe quedar demasiado estable por que se necesitaría mucha potencia en los controles para sacarlo de su posición de equilibrio. Uno de los parámetros más importantes en la estabilidad y control de una aeronave es acerca de el retorno del avión a una posición de vuelo estable y nivelado y tal vez todos los algoritmos de este programa se centren en esto; sin embargo en el diseño de aviones de combate se hace más importante que el avión sea inestable para lograr maniobras para esquivar misiles o para perseguir otra aeronave.

**Nociones básicas de programación en 3D** En el mundo real, se percibe las medidas de un objeto en tres dimensiones o direcciones, siempre se habla de ancho, alto, profundidad, sin embargo se debe tener en cuenta que en este programa el usuario vera su avión solo en dos dimensiones que serán el ancho y alto de su pantalla. Entonces será necesario que de alguna forma se simulen las tres dimensiones en la pantalla, para hacer el modelo más realista, se necesitaran agregar algunas características como sombras, texturas y luces. La computadora calculara la apariencia del modelo y lo convertirá en un modelo bidimensional a razón de 30 o más veces por segundo para que se vea de forma fluida. Este proceso de transformación de un objeto tridimensional a una imagen bidimensional en tiempo real se llama rendering.[16, 15]

**Sistemas de coordenadas en DACPEI** Todas las posiciones especificadas en la ventana de *layout* de DACPEI, están especificadas en pies (lo que es extraño porque todas las demás de performance están en sistema internacional).

Usualmente se usan los nombres x, y o z para determinar cada una de las tres dimensiones visibles. tome su mano derecha y posicionela como una pistola, su dedo índice indica el eje X, el dedo anular y corazón, el eje Y y el dedo pulgar es el eje Z. El origen de las coordenadas puede ubicarse en cualquier punto siempre y cuando sea congruentes las coordenadas.

Hay algunos procedimientos que facilitan el entendimiento de un sistema de coordenadas, pero no los veremos en detalle en este documento como el “sistema de la mano derecha”, el sistema matricial de cálculo de vectores, los métodos de sumas de vectores, entre otros.

**Modelos 3D** Se puede simular cualquier objeto solo mediante la definición de su forma en términos de grupos de vértices, los cuales a su vez pueden unirse mediante líneas que a su vez formarán superficies planas y en última instancia formarán sólidos tridimensionales.

Después de definir los vértices caras etc., se necesita visualizar el modelo, se necesita fragmentar en vértices delimitadores, caras escondidas y caras visibles. Luego estas coordenadas deben ser transformadas en coordenadas en la pantalla.

Cada una de estas transformaciones incluyen operaciones matemáticas realizadas por el computador.

**Transformación de modelos 3D** Cuando se habla de transformación de modelos en este programa, se refiere principalmente a colas, alas, trenes y pasajeros, esto quiere decir que todos los modelos predeterminados en el programa se ajustarán al diseño que se está realizando dándole al usuario algunas herramientas de manipulación por ejemplo: el programa le dará al usuario la ubicación más adecuada del motor por ejemplo en caso que el usuario elija la ubicación en el ala, el programa los ubicara en el borde de ataque, pero este podrá ajustar en que posición del ala quiere los motores, sin importar si esto afecta el peso y balance del avión.

DACPEI incluirá una recopilación de modelos tridimensionales fabricados previamente los cuales cambiaran de tamaño, posición y forma de acuerdo a los requerimientos iniciales establecidos.

Por ejemplo: imagine que está diseñando un avión para llevar 2 pasajeros, y tal vez desea llevarlos a todos delante del ala, es obvio que necesitará una distancia muy grande del fuselaje, desde el ala a la cola para balancear estos momentos producidos por los pasajeros.

Ahora imagine que usted ha elegido un estabilizador en forma de V, ademas desea que el estabilizador no este en la parte última del fuselaje, sino que lo quiere justo detrás del ala. La superficie del estabilizador cambiara drásticamente haciéndose este mucho más grande. Por lo tanto la cola en V del modelo predeterminado deberá ajustar su forma, tamaño y posición de acuerdo a las necesidades del usuario, incluso deberá transformar su rotación para ajustarse al nuevo ángulos de V.

**Nociones básicas de la interfaz de usuario de DACPEI** Una interfaz de usuario es la parte del programa que se encarga de interactuar con el usuario. La interacción con el usuario es lo que hace a este programa diferente de un manual de diseño de aviones o cualquier método similar de diseño de aeronaves.

Una interfaz de usuario bien diseñada hace al programa una herramienta fácil de manejar.

La **calidad visual** del programa es un aspecto muy importante; es muy difícil vender un programa con fines comerciales, como este, si se ve mal aunque sea el programa más divertido de usar de todos o el que de los mejores cálculos de rendimiento, estructuras, etc.

Los consumidores actuales de software están acostumbrados a ver interfaces relucientes Ej. Windows 7, Live Messenger, Solid Edge V11, Office 2007, KDE, etc.

Pero algo más importante aun que la calidad visual de las interfaces gráficas es la **funcionalidad**, una interfaz de usuario poco funcional podría arruinar todo el programa. Pues nadie compraría un

programa que haga esperar 5 segundos al usuario por un coeficiente de Lift, a cambio de hacerlo ver un despliegue de animaciones donde se encuentren estos datos.

La **simplicidad** del uso de la interfaz de este programa es también un aspecto muy importante; de hecho si se logra una interfaz de usuario muy fácil de usar con una apariencia sorprendente de los menús, puede incluso convertir el diseño de aeronaves en un juego.

Esto no es nuevo en el mercado; existen un montón de juegos que incluyen herramientas de diseño de personajes en donde se puede cambiar el cabello, color de piel, tamaño de cabezas, pies, altura, incluso tatuajes. Esta clase de juegos son increíblemente divertidos para el usuario. Si a esto combinamos los módulos mencionados anteriormente DACPEI podría convertirse en la herramienta de diseño conceptual más divertida y fácil de usar.

## **5. Tipo de investigación**

El tipo de investigación es empírico analítica. El interés es netamente técnico, orientado a la interpretación y la transformación del mundo material.

### **5.1. Línea de investigación**

Línea de investigación de ingeniería de la universidad de San Buenaventura - Bogotá: Tecnologías e innovación

### **5.2. Sub-líneas de investigación**

- Energía y vehículos
- Diseño de vehículos

## **6. Estrategia Metodológica**

Aunque existen muchos programas de diseño CAD y otros de diseño de aeronaves, aun no hay muchos programas que combinen estas dos categorías, por lo que no hay una metodología clara o un procedimiento que se deba seguir para construir un programa de tal magnitud.

Sin embargo, la estrategia metodológica de DACPEI no difiere mucho del proceso de creación de un juego de video, o un programa, de esta forma se simplifica mucho la metodología. Resultando en un método dividido en cuatro partes principales:

- En la primera parte se elegirá un lenguaje de programación flexible donde se puedan desarrollar cada uno de los módulos de forma simple.
- En la segunda parte se retomarán los conocimientos de geometría descriptiva, de transformaciones vectoriales, matrices, etc, para crear el modulo de geometría de DACPEI.
- En la tercera parte se crearán los módulos adicionales de rendimiento, diseño de hélices, entre otros.
- En la parte final del proyecto se escribirán algoritmos capaces de exportar el avión en archivos usables por el simulador de vuelo.

## **7. Selección del lenguaje de programación**

Uno de los aspectos que se tuvo en cuenta al seleccionar el lenguaje de programación, fue la plataforma o sistema operativo a la que DACPEI iba dedicado. Según [37], el sistema operativo con mayor mercado es Microsoft Windows, por lo que se podría pensar se debería seleccionar

un lenguaje de programación enfocado a aplicaciones para este sistema operativo, pero esto no es necesariamente así, ya que lo que se busca actualmente es utilizar un lenguaje que den como resultado programas multiplataforma, es decir que funcionen en distintos sistemas operativos, e incluso distintas arquitecturas de hardware.

Otro factor en la selección del lenguaje de programación de DACPEI fue el paradigma de programación que este utiliza. De los paradigmas de programación, el más utilizado según [25], es el llamado “Programación Orientada a Objetos (POO)”. Se trata de un modo de ver cualquier aspecto del lenguaje como un objeto del mundo real con propiedades y métodos, ésta emula la forma en que normalmente los seres humanos vemos las cosas. En la actualidad POO es soportado por varios lenguajes de programación como Java, C# y RealBasic; sin embargo, existen otros paradigmas como la llamada “Programación Estructurada” que fue muy utilizada anteriormente por lenguajes como C, QBasic, Cobol, Fortran, entre otros.

El hecho es que no se puede programar de manera estructurada en Java o en C# y no es posible programar orientado a objetos en el lenguaje QBasic; sin embargo, existen lenguajes multiparadigma como es el caso de Python, en el cual podemos programar algunas partes con POO y otras con Programación estructurada.

En estos momentos no tiene sentido desarrollar sólo para una plataforma, puesto que la mayoría de usuarios de DACPEI correrán la aplicación sobre Windows y el autor lo escribirá sobre MAC OSX. La lista de lenguajes de programación disponibles se reduce a los siguientes lenguajes de programación:

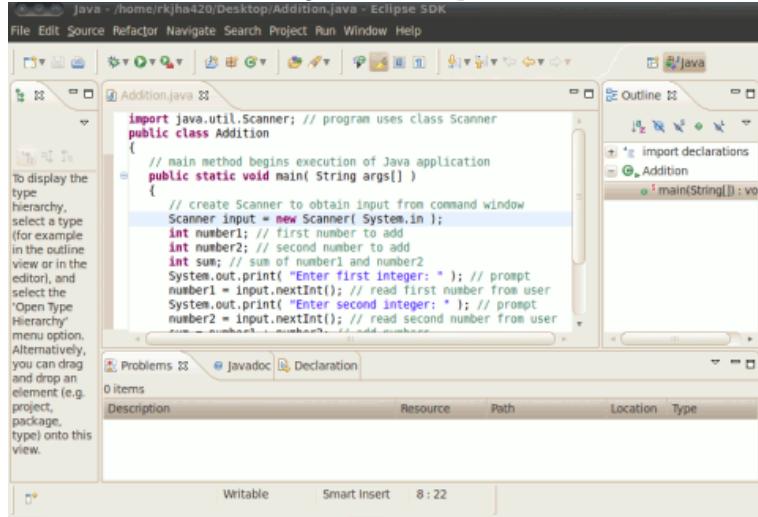
## 7.1. Eclipse (Java)

Eclipse, que se muestra en la Figura 7.1, es un entorno de desarrollo integrado de código abierto multiplataforma para desarrollar lo que el proyecto llama "Aplicaciones de Cliente Enriquecido", opuesto a las aplicaciones "Cliente-liviano" basadas en navegadores. Esta plataforma, típicamente ha sido usada para desarrollar entornos de desarrollo integrados (del inglés IDE), como el IDE de Java llamado Java Development Toolkit (JDT) y el compilador (ECJ) que se entrega como parte de Eclipse (y que son usados también para desarrollar el mismo Eclipse). Sin embargo, también se puede usar para otros tipos de aplicaciones cliente, como BitTorrent Azureus.

Eclipse es también una comunidad de usuarios, extendiendo constantemente las áreas de aplicación cubiertas. Un ejemplo es el recientemente creado Eclipse Modeling Project, cubriendo casi todas las áreas de Model Driven Engineering.

Eclipse fue desarrollado originalmente por IBM como el sucesor de su familia de herramientas para VisualAge. Eclipse es ahora desarrollado por la Fundación Eclipse, una organización independiente sin ánimo de lucro que fomenta una comunidad de código abierto y un conjunto de productos complementarios, capacidades y servicios.

Figura 7.1: Eclipse



## 7.2. Geany

Geany, en la figura 7.2, es un rápido y liviano IDE para programar en más de 6 lenguajes diferentes entre ellos Java, C, C++, Pascal y PHP. Una característica de este IDE, es tener muy pocas dependencias de otros paquetes.

Geany es multiplataforma y multilenguaje por lo que esta disponible para varios sistemas operativos y en varios idiomas, incluido el español.

## 7.3. Real Basic

REALbasic, en la Figura 7.3, es una herramienta de desarrollo visual de aplicaciones o RAD (Rapid Application Development) que utiliza el lenguaje BASIC, un lenguaje sencillo y directo.

Cuando se crea un programa (ya sea en Realbasic para linux, windows o mac), el mismo código fuente puede usarse tanto para compilar la aplicación en Mac OS Classic, Mac OS X, Windows y Linux, ya que se puede compilar para las tres plataformas en el mismo minuto con solo un click (sin tener que migrar el código a otro lenguaje).

## 7.4. Code::Blocks

Code::Blocks, en la Figura 7.4, es un entorno de desarrollo integrado libre y multiplataforma para el desarrollo de programas en lenguaje C++. Está basado en la plataforma de interfaces gráficas WxWidgets, lo cual quiere decir que puede usarse libremente en diversos sistemas operativos, y está licenciado bajo la Licencia pública general de GNU (la misma de DACPEI). Debido a que Dev-C++

Figura 7.2: Geany

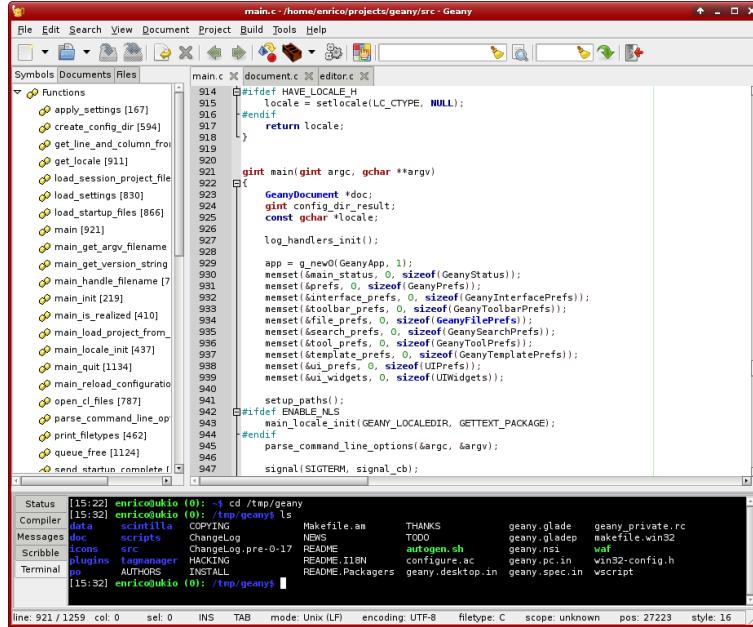


Figura 7.3: RealBasic

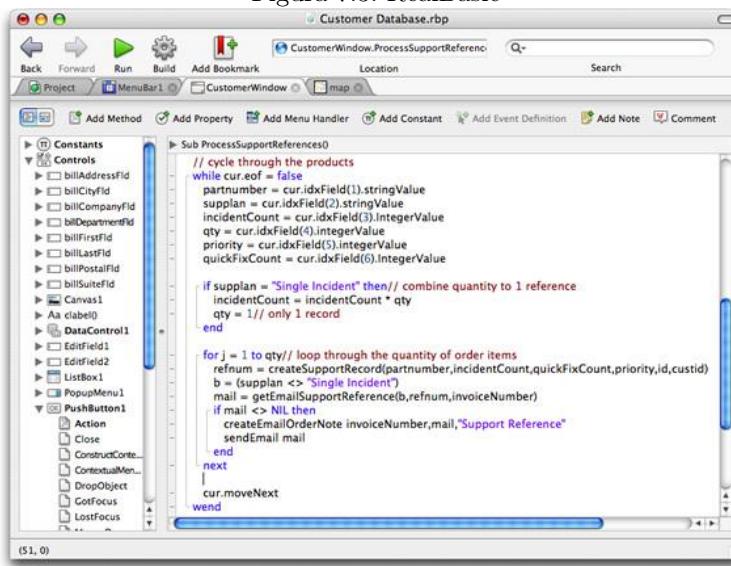
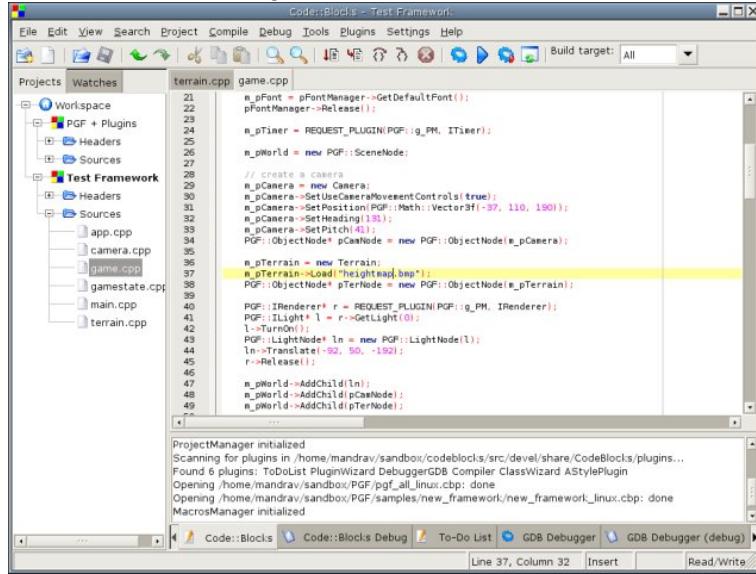
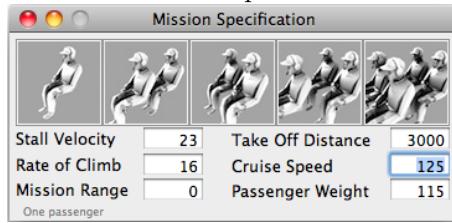


Figura 7.4: Code::Blocks



es un IDE para los lenguajes C y C++ y está creado en Delphi, surgió la idea y necesidad de crear un IDE hecho en los lenguajes adecuados: C y C++. Con esta motivación se creó Code::Blocks.

Figura 8.1: Ventana de Especificación de la misión



## Parte I

# DESARROLLO DE SOFTWARE

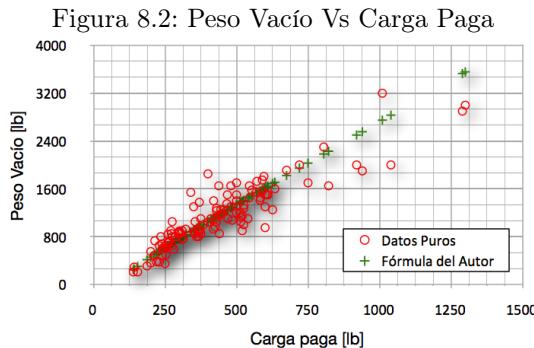
### 8. Especificación de la misión

En la mayoría de programas de cálculo y diseño de aeronaves, se obliga al usuario a introducir parámetros como: distancia de despegue, taza de ascenso, rango de la misión, tiempo de espera en el otro aeropuerto y otros datos, que son apropiados para diseñar aviones de combate, de transporte, incluso de categoría normal. DACPEI sólo necesita seis datos de entrada para empezar a funcionar; los cuales se muestran en la Figura 8.1.

#### 8.1. Primera estimación del peso de la aeronave.

Uno de los procedimientos más importantes y menos acertados de todo el proceso de diseño de una aeronave es la estimación de peso. Si desde el comienzo se espera un avión muy ligero, y se modifican las entradas y valores para hacerlo cada vez más liviano; al final no se obtendrá más que un avión con baja potencia, con prestaciones pesadas y lentas y con velocidades de crucero apenas por encima de las velocidades de pérdida. Por otro lado, si desde el comienzo se espera un avión pesado y se configuran los valores de manera que el peso aumente bastante, el avión se hará desde el comienzo con motores, alas y colas sobre-dimensionadas; nuevamente se entorpecerán las actuaciones del avión debido al incremento de momentos de inercia, aumento de secciones transversales en las estructuras, motores más potentes y pesados; también será más costoso construirlo y operarlo.

Para obtener la estimación inicial del peso de la aeronave en DACPEI, se buscó una relación entre los pesos vacío y peso al despegue de varias aeronaves pero la relación era muy pobre. Luego se buscaron otras relaciones como número de personas y peso al despegue, tamaño de la envergadura y peso al despegue. La mayoría mostraban un bajo nivel de relación. Una de las mejores fue la relación entre  $WU$ (carga paga) y  $WE$  (peso vacío). Para ésta se usaron datos recolectados de más



Fuente: el autor

de 200 aeronaves ultraligeras, UAV's<sup>5</sup>, y en general aviones de construcción casera . Se pueden observar los datos recolectados en la tabla C.1 en la página 163.

$$W_E = 1,0424 W_U^{\frac{557}{500}} + 221 \log(W_U) - 1097 \quad (8.1)$$

La ecuación 8.1 representa la relación entre la carga útil y el peso al despegue. En esta etapa del diseño, sería inapropiado ser más exactos o estimar los valores de maneras iterativas como lo plantean la mayoría de los libros de diseño. Para el peso del motor, se toma un peso arbitrario con cualquier valor, luego a medida que avance el diseño, se refinrarán los valores. El algoritmo de la primera estimación de peso de la aeronave se muestra en la figura 8.3 en la página siguiente. Esta parte del programa funciona con unidades del sistema inglés pero el programa DACPEI da al usuario la posibilidad de cambiar las unidades según sus preferencias.

## 9. Selección del perfil.

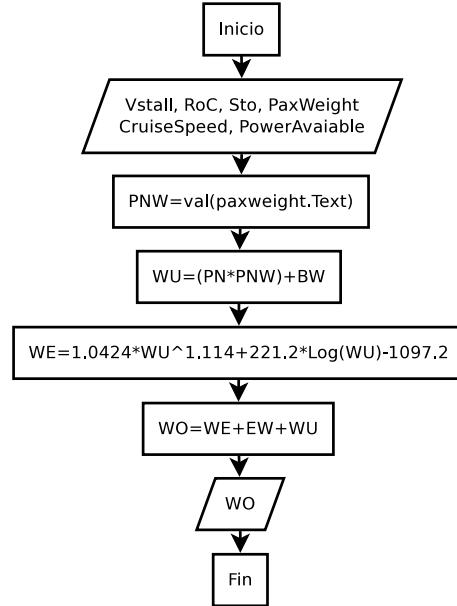
Se han hecho infinidades de diseños de perfiles alrededor del mundo y muchos de ellos, los más importantes, se han agrupado en familias y series. Las primeras familias de perfiles fueron los perfiles Gottingen desarrollados en Alemania; los RAF (actualmente RAE) desarrollados en Gran Bretaña; los Coanda, Eiffel y St. Cyrin desarrollados en Francia y por último los más conocidos y más usados, los perfiles Clark y NACA (actualmente NASA) desarrollados en Estados Unidos.

La mayoría de éstos perfiles cumplen unas características en común; debido a esto, DACPEI posee 16 tipos de perfiles predeterminados, cada uno está basado en perfiles Clark<sup>6</sup> y NACA, puesto que estos poseen una buena relación de L/D y buenas características de pérdida; su única desventaja

<sup>5</sup>UAV (Unmanned Aerial Vehicle) es el término empleado para aviones no tripulados

<sup>6</sup>El Clark-Y es uno de los perfiles más utilizados en la construcción de ultraligeros, UAV's, aeromodelos y hélices. por que su intradós es prácticamente plano y esto facilita la construcción.

Figura 8.3: Diagrama de flujo de estimación inicial del peso de la aeronave



\*El símbolo VAL en el diagrama de flujo, es un BIF de RealBasic (el lenguaje de programación seleccionado) y representa la conversión de una variable tipo “string” introducida en un cuadro de texto en la ventana de misión a una variable de punto flotante con la cual se pueden hacer operaciones.

Figura 9.1: Ventana de Selección del Perfil



son los exagerados coeficientes de momento que obligan al uso de grandes colas y buenas estructuras. Sin embargo el usuario final de DACPEI no necesita ver los coeficientes de momentos ( $C_{Mac}$ ), o las relaciones de L/D o incluso los números Reynolds a los cuales se hallaron. el usuario solo ve lo que necesita. Por defecto, el programa elegirá el Clark-Y Básico y un numero de Reynolds entre  $400000 \leq Re \leq 600000$  que es el más común para aviones desde UAVs hasta ultraligeros. En la tabla 9 en la página siguiente se pueden ver los detalles de cada perfil de DACPEI.

## 9.1. Procesos de Cálculo.

Luego de recibir los requerimientos que el usuario ingresó en la ventana de misión y de seleccionar el perfil , el programa hace los siguientes cálculos:

- Primero encuentra la superficie necesaria a partir de la velocidad de pérdida introducida por el usuario despejando de la ecuación 25.2,

$$S = 2 \frac{W_O}{V_{STALL}^2 \rho C_{L_{MAX}}} \quad (9.1)$$

- Según [10], el área húmeda del avión es de 4 Veces el área del ala, por lo que se tiene:

$$S_{WET} = 4 S \quad (9.2)$$

- Para encontrar una cuerda aproximada, el programa utiliza la ecuación del autor que relaciona la cuerda en la raíz del ala con el peso total. Hay que tener en cuenta que este valor puede cambiarlo el usuario más adelante y sólo se estimará para evitar una excepción tipo “null” en el programa. La coorelación entre la ecuación y la relación cuerda/peso de varios aviones se puede observar en la Figura 9.2.

$$C_{ROOT} = 0,08 W_O + 3,653 \quad (9.3)$$

- La eficiencia de Oswald, también puede modificarse más adelante por el usuario al seleccionar el tipo de ala en la ventana de “layout”. Para estimaciones iniciales se asume no mayor al 75 %

$$EOSWALD = ,75 \quad (9.4)$$

- La envergadura se puede hallar fácilmente para un ala rectangular, dividiendo la superficie sobre la cuerda, combinando la ecuación 9.1 con la ecuación 9.3 de la siguiente manera:

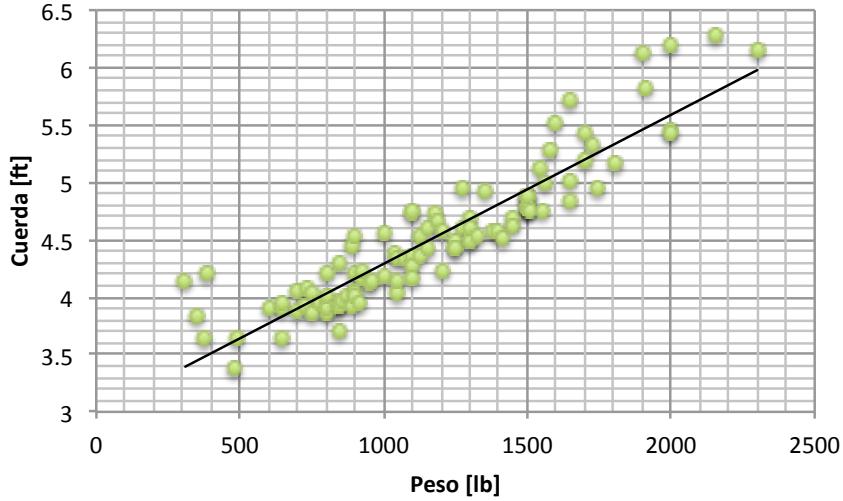
$$B = 2 \frac{W_O}{V_{STALL}^2 \rho C_{L_{MAX}} (0,08 W_O + 3,653)} \quad (9.5)$$

- Se halla el coeficiente de Drag inducido, a partir de la fórmula de la eficiencia de Oswald (ver [10])

Tabla 9.1: Características de los perfiles usados en DACPEI

Descripción	Perfil	$C_{L_{max}}$	$\alpha_{C_{L_{Max}}}$	$(L/D)_{C_{L_{Max}}}$	$C_{Mac}$	Ref
Clark-Y Básico		1.29	15	7.5	-0.085	[39]
“Plain Flap” 0.3 Cuerda - 45 grados de Deflexión		1.95	12	4.0	-	[40]
“Slat Flap” 0.3 Cuerda - 45 grados Deflexión		1.98	12	4.0	-	[40]
“Split Flap” 0.3 Cuerda - 45 grados Deflexión		2.16	14	4.3	-0.250	[38]
“Split Flap” 0.3 Cuerda, pivotado a 0.8 Cuerda - 45 grados D		2.26	13	4.43	-0.300	[38]
“Split Flap” 0.3C pivotado a 0.9 Cuerda - 45 grados D		2.32	12.5	4.45	-0.385	[38]
“Fowler Flap” 0.3 Cuerda - 40 grados Deflexión		2.82	13	4.55	-0.660	[31]
“Fowler Flap” 0.4 Cuerda - 40 grados Deflexión		3.09	14	4.1	-0.860	[31]
“Nose Flap” 0.3 Cuerda - 30 o 40 grados de Deflexión		2.09	28	4.0	-	[22]
Slat Fijo (formando una ranura)		1.77	24	5.35	-	[40]
Handley Page Automatic Slat		1.84	28	4.1	-	[39]
Slat Fijo + Flap 0.3C - 45 D		2.18	19	3.7	-	[40]
Slat Fijo + Slat Flap 0.3C - 45 D		2.26	18	3.77	-	[40]
Handley Page Slat + Fowler Flap 0.4C - 40 D		3.36	16	3.7	-0.740	[39]
“Krugger Flap” 0.1 Cuerda		1.88	-	-	-	[31]
Krugger Flap 0.1 Cuerda + Fowler Flap 0.3 Cuerda 40 grados Deflexión		3.41	-	-	-	[31]

Figura 9.2: Relación entre cuerda y peso al despegue de varias aeronaves livianas



$$C_{DI} = \frac{C_{L_{MAX}}^2 S}{\pi B^2 EOSWALD} \quad (9.6)$$

- La relación máxima entre sustentación y resistencia para el avión se calcula con la siguiente ecuación extraída de la referencia:[12, página 43]

$$LD_{MAX} = \frac{8}{9} \left( \frac{B^2}{S_{WET} C_{DI} C_{DO}} \right)^{0.5} \quad (9.7)$$

- Se procede ahora a calcular el Drag y el Lift para la velocidad de pérdida de la siguiente manera:

$$Drag_{V_S} = 1/2 V_{STALL}^2 \rho S (C_{DI} + C_{DO}) \quad (9.8)$$

$$L = 1/2 V_{STALL}^2 \rho S C_{L_{MAX}} \quad (9.9)$$

- Se encuentra el coeficiente de Sustentación para crucero,

$$C_{L_{CRUISE}} = 2 \frac{W_O}{V_{CRUISE}^2 \rho S} \quad (9.10)$$

- Las aproximaciones de las potencias requeridas son ecuaciones complejas que dependen de muchos valores, éstas formulas se escribieron con ayuda de el programa Maple 11 y la mayoría de estas fueron extraídas de las referencias [10, 33]. sin embargo, aquí se escribirá las fórmulas

tal y como han salido de MAPLE. En los anexos(CD) puede encontrar el archivo de Maple con sus respectivas referencias y el procedimiento usado para encontrar las fórmulas. Cabe resaltar que si en las formulas existía por ejemplo un valor llamado Lift, éste se reemplazaba por sus elementos más básicos que son: $\frac{1}{2}\rho SV^2C_L$ , de manera que la ecuación se computara más rápido. Los valores observe como: 3.567 o 0.0234 se debe a que las ecuaciones se computaron en sistema internacional de unidades pero luego del cálculo, sería mejor mostrarle al usuario un sistema congruente y al que la mayoría de las personas estén más acostumbradas.

## 9.2. Diagrama de restricciones

Los diagramas de restricciones son gráficas que muestran qué pueden o no hacer los aviones basado en los requerimientos introducidos por el usuario. En los diagramas de restricciones se selecciona un punto de solución o una relación entre  $\frac{T_{SL}}{W_{TO}}$  y  $\frac{W_{TO}}{S}$  el punto de diseño, debe elegirse sobre las líneas de restricción y normalmente los puntos óptimos se encuentran cerca a las líneas constantes.

**Ecuación general de los diagramas de restricciones** La metodología para el análisis está basada en modificaciones de la ecuación para exceso de potencia ver [11]

$$P_S = \frac{(T - D)V}{W} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (9.11)$$

$$\frac{T}{W} - \frac{D}{W} = \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \quad (9.12)$$

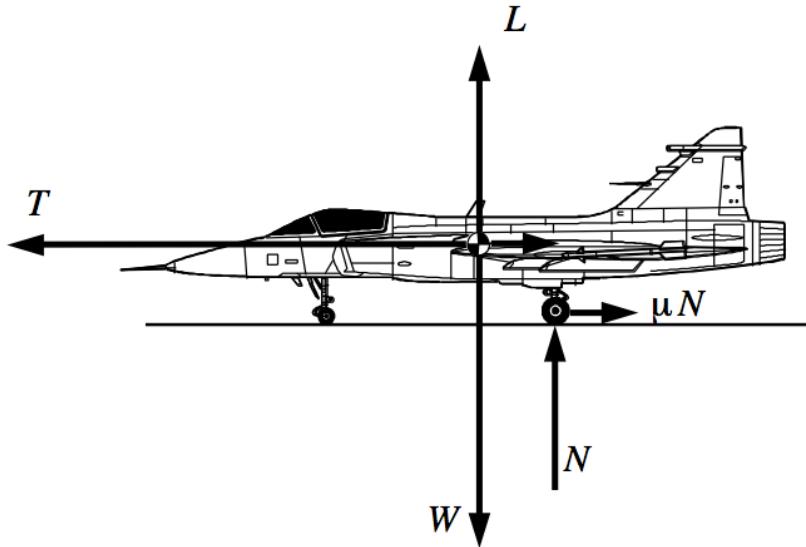
Sustituyendo lo siguiente en la ecuación 9.12:

1.  $T = \alpha Ta = \left( -\phi (V_-(i))^3 [745 HP]^{8/5} dP \rho^{-3/5} rpm^{-\frac{22}{5}} + 0,738 ([745 HP]dP)^{2/3} \right) V_-(i)$  ver ecuación: 23.15 en la página 139 donde  $\alpha$  es la relación entre el empuje disponible y empuje a nivel del mar y 745 es la conversión a unidades internacionales.
2.  $W = \beta W_{TO}$  donde  $\beta$  =la fracción de peso para cada restricción por ejemplo: peso al aterrizaje o después de crucero
3.  $D = (C_{D_0} + KC_L^2) qS$
4.  $C_L = \frac{L}{qS} = \frac{nW}{qS}$

Esta sustitución produce la ecuación general para el diagrama de restricciones

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{q}{\beta} \left[ \frac{C_{D_0}}{\frac{W_{TO}}{S}} + k \left( \frac{n\beta}{q} \right) \left( \frac{W_{TO}}{S} \right) \right] + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \right\} \quad (9.13)$$

Figura 9.3: Fuerzas durante el despegue



Fuente: Brandt, S.A., Introduction to aeronautics: a design perspective, Aiaa (2004)

Al hacer un análisis con un diagrama de restricciones, el usuario de DACPEI puede tomar decisiones más inteligentes acerca de la configuración de su avión, del tamaño de los motores, tamaño del ala, etc. Estas decisiones se toman cuando se elige un punto de diseño con valores específicos de  $\frac{T_{SL}}{W_{TO}}$  y  $\frac{W_{TO}}{S}$ . Si el análisis se ha hecho con precisión se podrá comprobar en el módulo de rendimiento si el diseño cumple con los requerimientos introducidos inicialmente.

La ecuación [9.13 en la página anterior](#), se puede usar para modelar la mayoría de las restricciones, pero para despegue y aterrizaje, se deben usar otras ecuaciones.

**Ecuación de restricción de despegue y aterrizaje** La ecuación para la distancia de despegue se obtiene a partir del diagrama de cuerpo libre de la figura [9.3](#) donde la aceleración que experimenta el avión es igual a:

$$a = \frac{dV}{dt} \quad (9.14)$$

$$= \frac{g [T - D - \mu(W_{TO} - L)]}{W_{TO}} \quad (9.15)$$

La velocidad al despegue se obtiene al despejar  $V$  de la ecuación [9.9 en la página 24](#).

$$V_{TO} = 1,2 \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho SC_{L_{max}}}} \quad (9.16)$$

El tiempo de despegue viene de la división de velocidad sobre aceleración

$$t_{TO} = \frac{V_{TO}}{a} \quad (9.17)$$

por lo que la ecuación para determinar el tiempo de despegue se obtiene al combinar 9.18 con 9.15 en la página anterior como sigue:

$$\begin{aligned} t_{TO} &= 1,2 \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho SC_{L_{max}}}} / \frac{g[T - D - \mu(W_{TO} - L)]}{W_{TO}} \\ &= \frac{1,2W}{g[T - D - \mu(W - L)]} \sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{L_{max}}}} \end{aligned} \quad (9.18)$$

La distancia de despegue  $S_{TO}$ , se obtiene a partir de:

$$S_{TO} = \frac{1}{2}a \cdot t_{TO}^2 \quad (9.19)$$

$$= \frac{1}{2} \frac{g[T - D - \mu(W_{TO} - L)]}{W_T} \left( \frac{1,2W_{TO}}{g[T - D - \mu(W_{TO} - L)]} \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho SC_{L_{max}}}} \right)^2 \quad (9.20)$$

$$= \frac{1,44W_{TO}^2}{\rho \cdot SC_{L_{Max}} g [T - D - \mu(W_{TO} - L)]} \quad (9.21)$$

Despejando para  $T/W$  de la ecuación 9.21, se tiene que:

$$\frac{T}{W} = \frac{1,44W_{TO}^2}{\frac{\phi h p^{8/5} V \mu}{d P \rho^{-3/5} r p m} S \alpha C_{L_{max}} g S_{TO}} \quad (9.22)$$

Para la ecuación de distancia de aterrizaje, se usa la misma de despegue pero igualando el empuje a cero  $T = 0$  esto nos da una línea vertical en el diagrama de restricciones para un sólo valor de  $\frac{W_{TO}}{S}$ .

$$\frac{W_L}{S} = \frac{S_L \rho C_{L_{max}} g [D + \mu (W_L - L)]}{1,69 W_L} \quad (9.23)$$

**Ecuaciones usadas en el módulo de dimensionamiento de DACPEI** Como se escribió anteriormente se han desarrollado las ecuaciones a partir de la ecuación general para el diagrama de restricciones 9.13 en la página 25, en la cual se le han sustituido variables por las ecuaciones

anteriores para hallar Drag, velocidad de pérdida, entre otras. El resultado de la sustitución de estas en la ecuación general, es la siguiente:

Potencia para Crucero:

$$P_{CRUISE} = \left( Z - Y W_O D_{prop}^2 V_{Cruise} \sqrt{RPM D_{prop} \rho} + RPM D_{Prop}^5 \rho V_{Cruise}^2 \right) D_{Prop}^{-2} W_O^{-1}$$

Donde:

$$Z = 0,0183606172 \left( 1/2 \frac{RHO V_{Cruise} CDO}{[\frac{W}{S}]} + 2 \frac{W_O}{RHO V_{Cruise}^2 \pi b^2 EOSWALD} \right)^2 W_O^2$$

$$Y = 0,00005583673469 \left( 1/2 \frac{\rho V_{Cruise}^2 CDO}{[\frac{W}{S}]} + 2 \frac{W_O}{RHO V_{Cruise}^2 \pi B^2 EOSWALD} \right)$$

■ Potencia para Ascenso:

$$P_{ROC} = W_O \left( 1,155 \left( \left( \frac{C_{D_i}}{[3 C_{D_0}]} \right)^{0,5} V_{Stall}^2 C_{L_{Max}} \right)^{0,5} LD_{Max}^{-1} + ROC_{Max} \right) NP^{-1}$$

■ Potencia para levantar vuelo:

$$P_{LifOff} = \frac{[\frac{W}{S}]^2 \sqrt{2} \sqrt{\frac{\rho W O^2 C_{L_{Max}} S}{W}} C_{L_{Max}}^{-2} W_O^{-1} \rho^{-2} NP}{\left( 0,4698447205 [\frac{W}{S}] \rho^{-1} C_{L_{Max}}^{-1} - 3,450 \sqrt{2} \sqrt{\frac{[\frac{W}{S}]}{\rho C_{L_{Max}}}} - 0,04107142857 [\frac{W}{S}] \rho^{-1} C_{L_{Max}}^{-1} Mu^{-1} \right)}$$

■ Potencia para Distancia de despegue:

$$P_{TakeOff} = 37,7 [\frac{W}{S}] C_{L_{Max}}^{-1} S_{g_{Desired}}^{-1} * \text{al nivel del mar}$$

■ Potencia inicial del motor elegido por DACPEI

$$P_{engine} = \frac{HP_{Selected}}{WO}$$

Este programa tiene en cuenta varias distancias de despegue y las va graficando a medida que aumenta su carga alar, por lo que la nueva forma de graficar la distancia de despegue cruzará las otras líneas en el mismo punto que lo haría la ecuación tradicional la ventaja es que el usuario podrá modificarla en el instante solo con un click. El resultado de las ecuaciones anteriores graficado en el espacio de carga alar  $W/S$ , se puede observar en la figura 10.1.

## 10. Dimensionamiento.

El dimensionamiento del avión comienza con la misión de la figura 10.1, en esta el usuario tiene la opción de cambiar en tiempo real el área del ala y la potencia del motor de su avión en busca de la forma óptima de cumplir los requerimientos ya estipulados en la ventana anterior (misión).

Figura 10.1: Dimensionado del avión

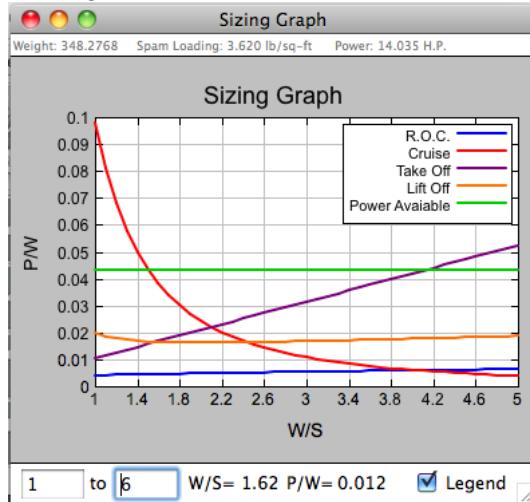
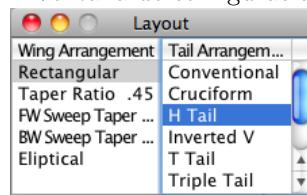


Figura 11.1: Ventana de configuración del avión



En éste ventana no se lleva a cabo ningún cálculo, pero se grafican las potencias anteriores y justo debajo del título, se escriben el peso seleccionado del avión, la carga alar y la potencia en HP, se eligió esta forma de representar la potencia porque la mayoría de los usuarios no están acostumbrados a trabajar con Watts.

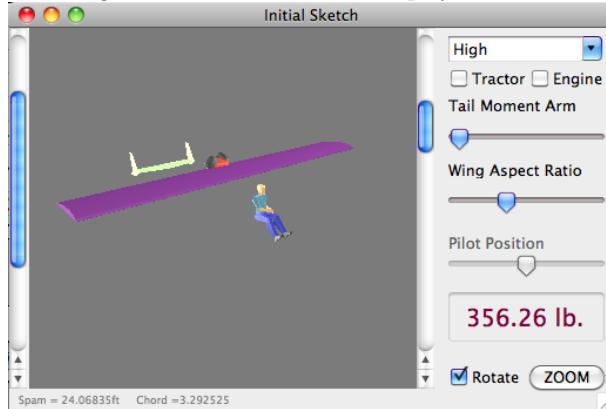
## 11. Configuración

En la ventana de configuración el usuario de DACPEI selecciona de la lista el tipo preferido de cola y de alas, el programa se encarga de calcular sus áreas y relaciones de aspecto finales.

## 12. Bosquejo Inicial

En la ventana de bosquejo inicial, se muestra el avión inicial que ha calculado el programa pero la mayoría de estos datos han sido estimados por el programa con ecuaciones poco asertivas, como resultado de estas ecuaciones, el diseño inicial que muestra el avión siempre es bastante

Figura 12.1: Ventana de bosquejo inicial



pobre y pesado. Es en este momento cuando el usuario de DACPEI empieza a definir lo que serán los aspectos principales del avión como la relación de aspecto del ala y la distancia del ala a la cola así como también la forma del ala, forma de la cola y posiciones. El usuario nunca tendrá que preocuparse por la ubicación del tren o por la ubicación del centro de gravedad del avión porque DACPEI lo encontrará automáticamente y lo renderizará en segundos. En la esquina inferior izquierda, el programa muestra los parámetros que se están configurando en ese momento. Aunque, si bien, el usuario puede dejarse llevar por la forma sin prestarle mucha atención a esos valores.

### 12.1. Añadir objetos al espacio 3D

Dependiendo de la selección del usuario en la ventana de configuración, el módulo de bosquejo inicial se procede a graficar el avión en 3D mediante la creación de vértices, luego estos se unen de manera ordenada para crear líneas que se unirán de forma triangular para crear caras, con un número de caras apropiado se puede representar cualquier objeto tridimensional.

Los métodos y clases que se hicieron para representar los objetos tridimensionales en el programa, no están basados en la programación orientada a objetos que es la forma como funciona OpenGL y DirectX, de manera que el renderizado dependerá únicamente del procesador del equipo. y será mucho más lento. A cambio de esto, podrá visualizarse en todos los sistemas operativos, ya que no depende de las mencionadas anteriormente.

Se inicializa cada objeto de la siguiente manera:

$Objeto_i = newObject3D$

Luego se transforman las coordenadas iniciales rotándolo en el eje Z 90 grados:

$Objeto_i.Pitch(90 * \pi/180)$

Se añaden al cuadro de visualización,

Tabla 12.1: Relación entre Peso y potencia para varios motores

Motor	Potencia (HP)	Peso (Kg)	Kg/HP	Largo	Ancho	Alto
H GM200 Ultralight	6.5	19	2.92	-	-	-
Honda GX 240	8	25	3.12	-	-	-
Honda GM 270	9	25	2.77	-	-	-
Forte GM 390	13	31	2.38	-	-	-
Honda GX440i	15	34	2.26	13	15	17
Franklin PLZ 2A-120	45	62.1	1.38	23	30	22
Continental O-200A	75	98.9	1.31	28	31	23
Franklin 4A-235-B2	94	102	1.08	30	31	25
Avco Lycoming IO 320	120	130	1.08	33	32	19
Avco Lycoming IO 360	150	150	1.00	31	34	19
Continental TSIO	169	136	0.80	35	33	23
Continental IO 520_A	214	213	0.99	41	33	19
Avco Lycoming PLZ3s	415	411	0.99	43	49	91

*Rb3DSpace<sub>i</sub>.object.Append Objeto<sub>i</sub>*

## 12.2. Cálculos

Antes de empezar el proceso de cálculo del bosquejo inicial, se deben tener los valores de peso total al despegue calculados por la ventana de misión así como la carga alar seleccionada por el usuario en las ventanas anteriores, también la cuerda encontrada con la ecuación 9.3. Se procede a hallar la superficie por segunda vez de esta manera:

$$S = \frac{W_{OL} \cdot W_{SSF}}{WS} \quad (12.1)$$

### 12.2.1. Pesos

**Peso del Motor** El peso del motor se ha estimado teniendo como guía los valores de la tabla 12.1, que luego de hacer una regresión logarítmica, se obtuvo una ecuación para aproximar el peso del que será tal vez la carga puntual más pesada de la aeronave.

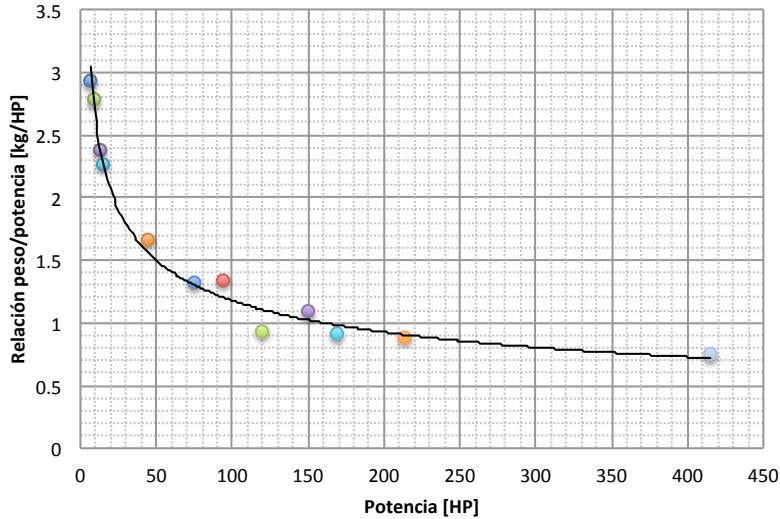
La ecuación sin tener en cuenta motores de más de 20 HP es la siguiente:

$$P_M = 3,52739616 * HP + 22,72965901 \quad (12.2)$$

Y la ecuación que usa el programa para motores desde 20 hasta más de 200 HP es la siguiente nótense que el valor 2.2046 es el factor de conversión a libras:

$$P_M = HP(-0,53log(HP) + 3,753)2,2046226 \quad (12.3)$$

Figura 12.2: Relación Peso-Potencia Vs Peso de motores entre 20 a 200 HP



Se puede observar el índice de correlación entre la tabla 12.1 y las ecuaciones 12.2 y 12.3 en la Figura 12.2. Para estimaciones “al instante” el lector puede multiplicar los HP desarrollados por el motor por 1.5 y con este cálculo tiene el peso aproximado en kilogramos.

**Peso del Fuselaje:** El peso del fuselaje se calcula nuevamente pero de forma más precisa mediante el método de pesos por componentes mostrados en la Tabla 12.2. Con la cual al dividir el peso de toda la estructura sobre el largo del fuselaje, se puede estimar muy generalmente que el peso es de 11.96 veces el largo del fuselaje en libras.

$$P_F = ((L_C + l_{m-temporal}) * 11,96) \quad (12.4)$$

Donde:  $L_C$  es una distancia que ingresa el usuario al módulo de bosquejo y  $l_{m-temporal}$  es la distancia a la que el peso del motor debe ubicarse para balancear el peso del fuselaje y aunque esta no será la posición final, se debe usar antes de ingresar la cola, tren y demás objetos.

**Peso del Ala:** La ecuación para estimar el peso del ala también se basa en la relación de la Tabla 12.3. y la ecuación es como sigue (resultado en libras):

$$W_{wing} = 1,62 * spam * chord \quad (12.5)$$

Finalmente el nuevo peso de la aeronave no será el que se obtuvo en el módulo de misión para el

Tabla 12.2: Relación del Peso del fuselaje y longitud

	Bede	Cessna			Beech
Peso [lb]	BD 5J	150	172	175	180
	89	231	353	351	404
Longitud [ $ft^2$ ]	12	24.8	27.2	26.5	26.2
[lb/ $ft$ ]	7.42	9.31	12.98	13.25	15.42
Saab		Cessna			Rockwell
	Safir	L-19A	210A	210J	182
Peso [lb]	386	216	316	408	400
Longitud [ $ft^2$ ]	25.59	25.9	28.18	28.2	29
[lb/ $ft$ ]	15.08	8.34	11.21	14.47	13.79
Promedio: 11.96 [lb/ $ft$ ]					

Tabla 12.3: Relación Superficie del ala y Peso

	Bede	Cessna			Beech
Peso Ala [lb]	BD5J	150	172	175	180
	87	216	226	227	235
Superficie [ $ft^2$ ]	47.4	160	175	175	178
[lb/ $ft^2$ ]	1.84	1.35	1.29	1.30	1.34
Saab		Cessna			Rockwell
	Safir	L-19A	210A	210J	182
Peso Ala [lb]	276	238	261	335	235
Superficie [ $ft^2$ ]	146	174	176	176	175
[lb/ $ft^2$ ]	1.89	1.37	1.48	1.90	1.34
Promedio: 1.62 [lb/ $ft^2$ ]					

diagrama de restricciones, sino que será el que se obtiene a partir de la suma de los pesos de cada componente con ecuaciones anteriores.

$$P_T = ((L_F) * 4,62) + (spam * chord * 1,01) + (P_M) + (W_{wing}) + (N_P * P_P) \quad (12.6)$$

### 12.2.2. Posiciones.

La mayoría de las posiciones de los elementos calculados se pueden cambiar manualmente pero el programa filtra los datos que ingresa el usuario acomodando reglas de diseño básicas como por ejemplo: que siempre haya un ángulo mayor al ángulo de pérdida del perfil entre las ruedas traseras y la cola, que el peso sobre la rueda delantera no sobrepase la sustentación “negativa” que hace el ala al momento del despegue a velocidad de pérdida. entre otras normas de diseño. Afortunadamente para los usuarios de DACPEI, no tienen que preocuparse por esto porque DACPEI se encargará. Lo primero que verifica DACPEI es la configuración del ala, por esto que si es ala media, ala baja

o ala alta, la configuración del tren principal cambiará bastante.

Si la posición del ala esta por debajo del centro de masas del avión, el tren de aterrizaje debe ser al menos de un 20 % de la envergadura y si la posición del ala está por encima del centro de gravedad, debe ser de al menos 25 % de la envergadura[32]. ésta asunción sólo es valida para las etapas iniciales del diseño conceptual.

Hay un control deslizante en este modulo que se encarga de cambiar de la configuración la configuración del motor, pasando de halar con la hélice a empujar, al mismo tiempo el motor deja de estar en una posición fija detrás del ala para estar en cualquier posición. Para mantener el equilibrio estático al rededor del 28 % de la cuerda media aerodinámica, el programa resuelve la siguiente ecuación:

Si el motor es Tractor:

$$\sum M_0 = 0 \quad (12.7)$$

$$0 = P_F \cdot d_F + P_C \cdot d_C + P_M \cdot d_M + P_P \cdot d_P + P_H \cdot d_H + P_{Tren} \cdot d_{Tren} \quad (12.8)$$

El programa debe evaluar la formula anterior cientos de veces hasta encontrar la distancia adecuada a la que debe acomodarse la persona para mantener la sumatoria de momentos. Si no logra resolverla moviendo la persona, el programa mueve la ubicación del motor, y si esta solución tampoco funciona, el programa utiliza la siguiente ecuación:

$$d_M = -\left(\frac{((P_F \cdot d_F) + (P_P \cdot d_P) + (Peso_{cola} \cdot d_{cola}))}{P_M}\right) \quad (12.9)$$

$$= \frac{M_F + M_P + M_C}{HP(-0,53log(HP) + 3,753)2,2046226} \quad (12.10)$$

El largo del fuselaje se calcula después de saber las posiciones del motor y el pasajero; el programa selecciona el que este más alejado del centro de gravedad y mide de allí la distancia a la cola, incluye este nuevo peso del fuselaje utilizando la ecuación 12.4, luego calcula todo lo demás y procede a hallar el largo de nuevo; este proceso converge en unas 3 o 4 iteraciones por lo que el resultado se ve casi en tiempo real en la ventana de bosquejo.

### 12.2.3. Cámara

Desde el comienzo se necesitaba una cámara con opciones de Zoom y que gire libremente al rededor del avión (aunque parezca que el avión es el que gira, es en realidad la cámara la que hace el movimiento. El zoom entonces es la distancia “r” desde el avión hasta la cámara y la altura desde donde mira la cámara, es la componente del radio en el eje y. Para el efecto de giro, cada veinte milisegundos, la cámara se mueve de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$P_{Cam_X} = -\sin(\alpha_c)r \quad (12.11)$$

$$P_{Cam_Y} = -\cos(\alpha_c)r \quad (12.12)$$

La inclinación de la cámara también se actualiza en cada momento para mantenerla apuntando hacia el objetivo.

$$C_{Yaw} = -\frac{\pi}{180} \quad (12.13)$$

$$C_{Pitch} = -\frac{\beta_c \pi}{180} \quad (12.14)$$

donde  $\beta$  es el ángulo de giro de la cámara y se obtiene a partir de esta ecuación:

$$P_{Cam_Z} = zoom \cdot \arctan(-\alpha_c) \frac{\pi}{180} \quad (12.15)$$

#### 12.2.4. Tamaño de los motores

El tamaño inicial del motor que se introduce en el módulo de bosquejo es de 1 pie de ancho por 1 pie de largo por 1 de altura, la cual cambiaría de acuerdo al peso del motor para que el usuario tenga una idea del tamaño que debe dejar disponible para el motor. Por lo tanto, con los datos de la tabla 12.1, se pudo encontrar una relación entre el volumen del motor y su potencia y se llegó a la ecuación:

$$M_{FE} = 0,9 + \frac{P_M}{70} \quad (12.16)$$

Pero la ecuación anterior no era capaz de predecir el tamaño de motores de más de 100 HP con precisión por lo que se desarrolló la siguiente fórmula mediante una regresión logarítmica, el resultado fue la siguiente ecuación que incluye resultados acertados para motores rotax, Lycoming, Continental, Franklin, Honda y Forte desde 9 a más de 100 HP:

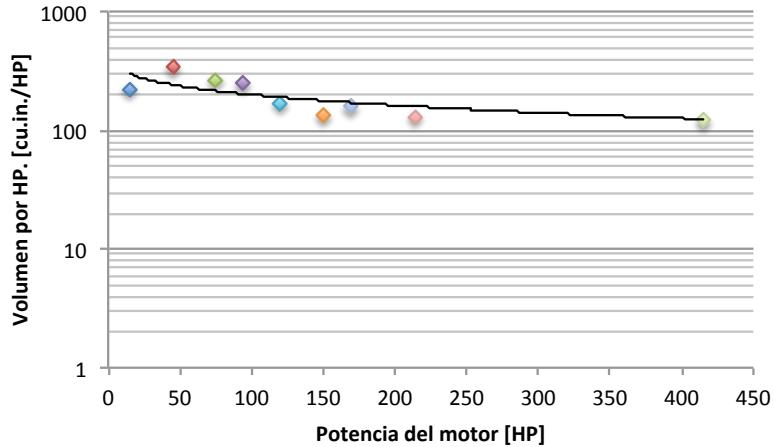
$$M_{FE} = ((10,35 \cdot \log(HP) + 186,7) - 140)/35 \quad (12.17)$$

La ecuación anterior se representa en la línea de tendencia de la Figura 12.3.

#### 12.2.5. Tamaño de la Cola

Todos los modelos de alas que usa DACPEI, son modelos de 1x1x1 es decir, tienen una unidad de cuerda, una de envergadura y una de grosor del perfil, luego estas unidades se multiplican por

Figura 12.3: Relación entre Volumen del motor y HP



los valores encontrados en los otros módulos para representarlas en el modulo de bosquejo.

El estabilizador horizontal y vertical se rigen por coeficiente de volumen distintos, también por relaciones de aspecto distintos y ahusamiento.

- Estabilizador Vertical:

Se inicia el proceso de cálculo hallando el área del estabilizador vertical:

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} \cdot Span \cdot S}{L_{cola}} \quad (12.18)$$

luego se encuentra la envergadura:

$$B_{VT} = \sqrt{AR_{VT} * S_{VT}} \quad (12.19)$$

Finalmente se encuentra la cuerda media del timón de dirección así:

$$C_{CV} = \frac{S_{VT}}{B_{VT}} \quad (12.20)$$

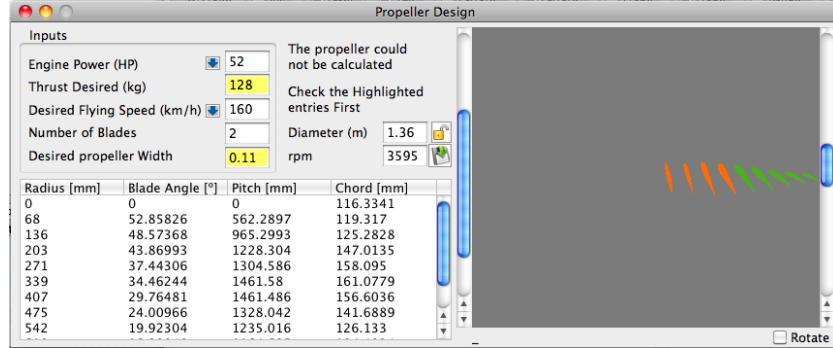
- Estabilizador Horizontal:

Se calcula el área del elevador:

$$S_{HT} = \frac{C_{VT} \cdot chord \cdot S}{L_{cola}} \quad (12.21)$$

Se encuentra la envergadura:

Figura 13.1: Modulo para la estimación de parámetros de la hélice



$$B_{HT} = \sqrt{AR_{HT} * S_{HT}} \quad (12.22)$$

Se encuentra la cuerda:

$$C_{CH} = \frac{S_{HT}}{B_{HT}} \quad (12.23)$$

Se asignan los valores a un vector 3D que será el encargado de escalar la cola.

#### 12.2.6. Tamaño del Ala

El ala se escala de manera muy similar a la cola, solo que no tiene en cuenta los coeficientes de volumen sino los parámetros ingresados por el usuario como la relación de aspecto y la superficie encontrada anteriormente en los otros módulos de DACPEI.

## 13. Módulo de diseño conceptual de Hélices

La hélice es uno de los componentes más importantes para el diseño de una aeronave y por esto el usuario de DACPEI necesita un módulo que pueda predecir no solo la potencia consumida por su hélice sino también el diámetro y paso aproximados así como también la velocidad de diseño y revoluciones por minuto de la hélice. el método de diseño de hélices se obtuvo del artículo escrito por Y.F. Gilfanov el 12 de mayo en la revista Modelist Konstruktor, páginas 8-10 ([41])

$$F = a \cdot \sqrt[3]{(ND)^2} \quad (13.1)$$

$$HP = b \cdot \sqrt[3]{\frac{n}{D^5}} \quad (13.2)$$

Donde  $a = 7,5 \pm 1$  y  $b = 1,6 \pm 0,2$

Como para el usuario del programa es más fácil introducir la fuerza deseada y la potencia del motor, se despeja el diámetro y las rpm combinando las ecuaciones 13.1 y 13.4 de la siguiente manera:

$$D = \frac{1}{HP} * \sqrt{\left(\frac{F}{a}\right)^3} \quad (13.3)$$

Luego de estimar el diámetro, se procede a estimar las revoluciones por minuto así:

$$n = b \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{1}{HP} * \sqrt{\left(\frac{F}{a}\right)^3}\right)^5} \quad (13.4)$$

Se pide al usuario que introduzca la velocidad de diseño de la hélice que para aviones livianos es la misma velocidad para el despegue o 1,1 Vstall.

Se halla el empuje específico:

$$\rho_{Específico} = 4 \frac{\sqrt[3]{HP^2 D^2} a}{\# de palas (D) rpm} \quad (13.5)$$

Se pide al usuario ingresar el ancho deseado de la pala con relación al diámetro, los valores posibles están entre 0,08 para una pala delgada hasta un máximo de 0,12. Luego se obtiene el ángulo de ataque para cada sección de la pala de la hélice mediante un triángulo de velocidades (ver figura 13.2) con la siguiente ecuación:

$$y = \alpha_P + \beta_P$$

$$\alpha_P(R) = 57,3(3,3 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{\rho}{n^2 R^2 + 10^{-4}} - 0,018) \quad (13.6)$$

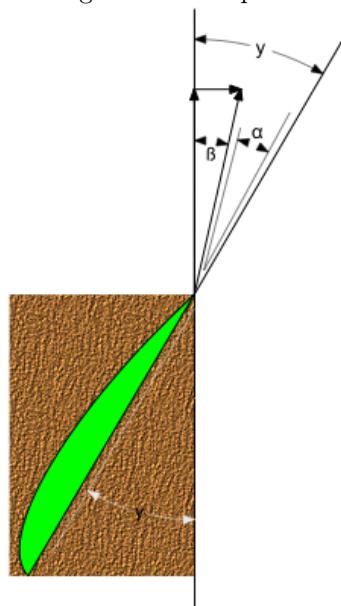
$$\beta_P(R) = 57,3 \cdot \arctan(0,01 \frac{V}{n R}) \quad (13.7)$$

Donde:

$$V = \frac{n \cdot \pi \cdot D}{1000} \quad (13.8)$$

Se divide la hélice en 10 secciones y se estima el ángulo  $y$  de cada sección de acuerdo al triángulo de velocidades. luego se escribe un una lista de texto. DACPEI también da al usuario la posibilidad de exportar cada ángulo, cuerda y posición en la pala a un documentos cvs para su posterior comprobación en un programa de BET y finalmente para la construcción.

Figura 13.2: Ángulos de la pala de la hélice



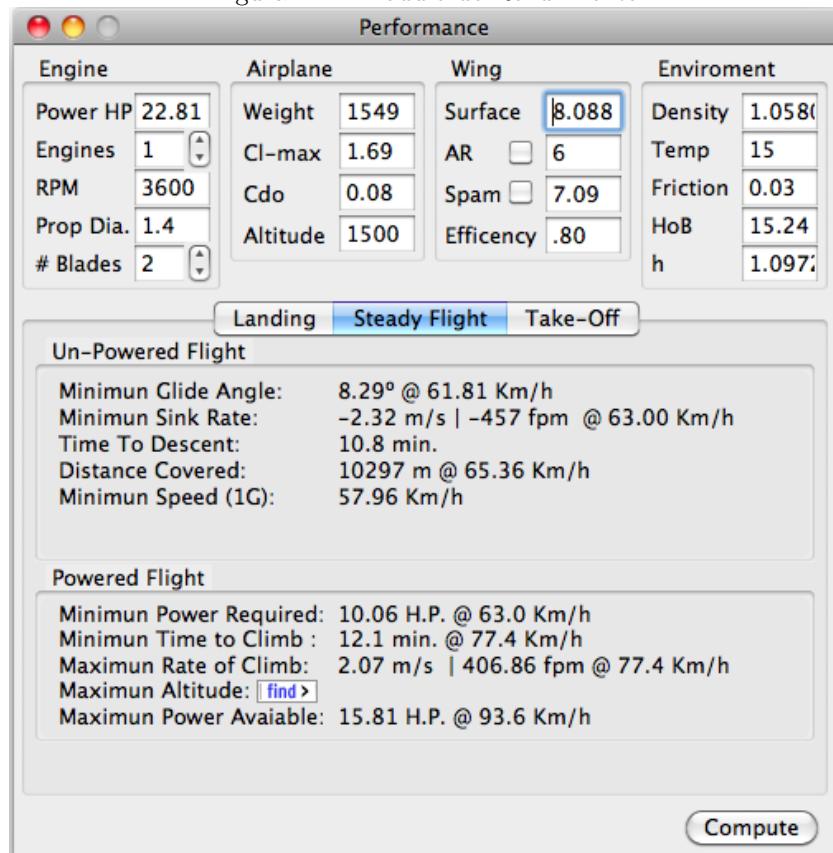
## 14. Módulo de Rendimiento (Performance)

El rendimiento para una aeronave, es el resultado de las interacciones entre la potencia del motor y las características aerodinámicas. El objetivo de analizar el performance del avión es de proveer al avión suficiente potencia para satisfacer los requerimientos de diseño introducidos en la ventana de misión, con un poco de potencia adicional para darle al piloto un margen de error razonable. Es responsabilidad de las autoridades de aeronavegabilidad (Aerocivil) determinar y mantener márgenes razonables en todas las áreas de manera que los usuarios de DACPEI tengan una referencia en común o un punto de inicio para sus diseños.

Un motor muy grande es muy pesado y proporcionará mucho empuje, lo cual reducirá la carga paga, el combustible que puede cargar y el rango disponible. Si se coloca al avión un motor con poca potencia, se reducirá el exceso de potencia, dejando pequeños márgenes de error al piloto para las maniobras; esto también limita la carga paga y el rango por la imposibilidad de sustentar suficiente gasolina del suelo.

Aunque hay muchas condiciones de vuelo incluyendo ráfagas de viento positivas, radios de giro, loops etc, el módulo de rendimiento de DACPEI, teniendo en mente la simplicidad, sólo evalúa al avión en las maniobras más importantes.

Figura 14.1: Módulo de Rendimiento



### 14.1. Atmósfera Estándar

La atmósfera estándar se usó para la evaluar el rendimiento del avión a nivel del mar, pero el programa también grafica los valores obtenidos a la altitud deseada por el usuario. Para la Atmósfera Estándar, se tienen las siguientes características:

$$\begin{aligned} T_o &= 288,16^{\circ}K \\ P_o &= 101325 \text{ N/m}^2 \\ \rho_o &= 1,225 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

Las presiones, densidades y temperaturas a lo largo de la atmósfera varían proporcionalmente con la altura de la siguiente manera:

$$\frac{P}{P_1} = e^{-(g/RT)(h-h_1)} \quad (14.1)$$

$$\frac{P_0}{P_1} = \left( \frac{T_0}{T_1} \right)^{-[g/T_h R]} \quad (14.2)$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{RT_{ab}} \quad (14.3)$$

Como la mayoría de los valores anteriores son constantes para un día estándar [13], la ecuación que relaciona la densidad a una altura determinada con la altitud es la siguiente:

$$\frac{1}{1000} H = 44,3308 - 42,2665 \rho_o^{0,234969} \quad (14.4)$$

Donde  $\rho = \text{kg/m}^3$ ,  $H = \text{km}$  y  $\frac{1}{1000}$  es el factor de conversión a metros; se puede observar la correlación de la ecuación 14.4 en la Figura 14.2.

### 14.2. Despegue

Para el despegue se le pide al usuario ingresar, adicional a los datos ingresados en el módulo de rendimiento, el material de la pista. Se puede apreciar la lista de materiales desplegada en la esquina inferior izquierda de la figura 14.3 en la página siguiente.

Para comenzar el proceso de cálculo de la distancia de despegue se determina la velocidad de pérdida (ver [34])

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{W}{\rho C_{L_{Max}} S}} \quad (14.5)$$

Figura 14.2: Relación entre densidad y altitud en la atmósfera estándar de 1976

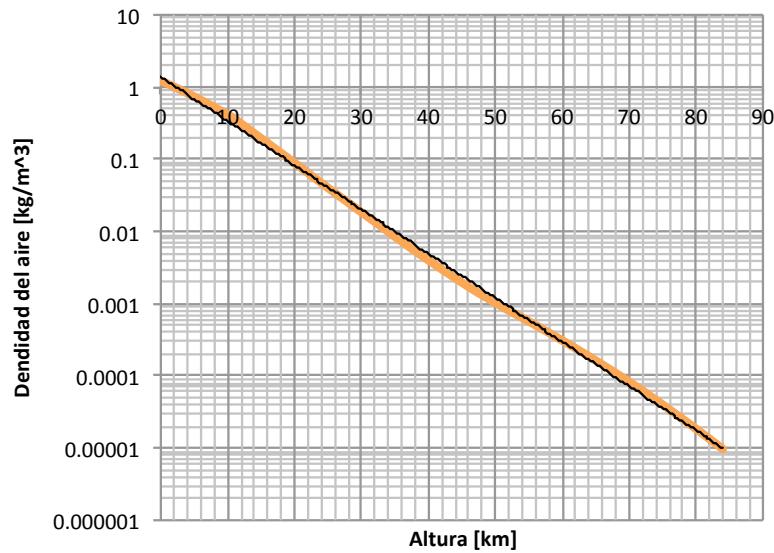
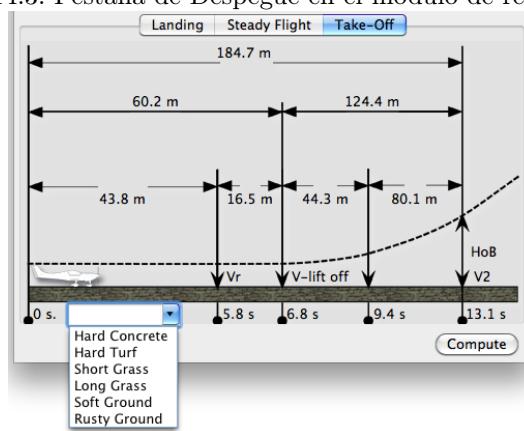


Figura 14.3: Pestaña de Despegue en el módulo de rendimiento



Luego se determina la velocidad de despegue según [19]

$$V_{LoF} = 1,15 V_{Stall} \quad (14.6)$$

Se encuentra el coeficiente de Lift para la velocidad de despegue

$$C_{L_{LoF}} = \frac{C_{L_{MAX}} V_{Stall}^2}{V_{LoF}^2} \quad (14.7)$$

Se calcula el coeficiente de Lift sobre el suelo sin el efecto suelo según [20, 33]

$$C_{L_{OGE}} = 0,4911242604 \cdot C_{L_{Max}} \quad (14.8)$$

Se calcula el coeficiente de Lift en efecto suelo,

$$C_{L_G} = 1,072289157 * C_{L_{OGE}} \quad (14.9)$$

Se calcula el coeficiente de Drag incluyendo el efecto suelo

$$C_{D_{OGE}} = \frac{C_{L_{OGE}}^2}{\pi A R e} + 0,062 \quad (14.10)$$

Se calcula la relación entre envergadura y altura del ala sobre el suelo, que es importante para los cálculos de despegue bajo efecto suelo.

$$H_{AG_B} = \frac{H_{AG}}{b} \quad (14.11)$$

Se encuentra el factor de efecto suelo [33].

$$\sigma = 0,946 \cdot e^{-5,65 \cdot H_{AG_B}} \quad (14.12)$$

Se calcula el Drag inducido por el efecto suelo,

$$C_{DiG} = -\sigma \frac{C_{L_{OGE}}^2}{\pi A R} \quad (14.13)$$

Se calcula el Drag total por el efecto suelo,

$$C_{D_G} = C_{D_{OGE}} + C_{DiG} \quad (14.14)$$

Se calcula la velocidad de rotación que debe ser mayor a la velocidad de pérdida pero menor a la velocidad de despegue; según [33], esta velocidad de rotación es de 1.10 veces la velocidad de pérdida.

$$V_R = 1,10 V_{Stall} \quad (14.15)$$

Para continuar con los cálculos de performance, se determina el empuje estático del motor de acuerdo a la ecuación 23.15 en la página 139.

Como se necesita el empuje estático, se despeja  $V$  de la ecuación y se iguala a 0, por lo tanto el empuje a  $V = 0$  o empuje estático es:

$$T_{V_0} = -\frac{\phi V^3 [745 \cdot HP]^{8/5} \cdot dP}{\rho^{3/5} \cdot rpm^{22/5}} + ([745 \cdot HP]dP)^{2/3} \quad (14.16)$$

El empuje a velocidad de rotación se halla reemplazando a  $V$  por  $V_{LOF}$  en la ecuación

$$T_{Rot} = -\frac{\phi V_{LOF}^3 [745 \cdot HP]^{8/5} \cdot dP}{\rho^{3/5} \cdot rpm^{22/5}} + ([745 \cdot HP]dP)^{2/3} \quad (14.17)$$

Se procede a encontrar la aceleración promedio a velocidad = 0 [33]

$$A_{GVO} = \left[ \frac{T_{V_0}}{W} - \mu_g \right] g \quad (14.18)$$

La aceleración promedio a la velocidad de rotación viene determinada por la siguiente ecuación,

$$A_{GV_R} = \left[ \frac{T_{V_0}}{W} - \mu_g - \frac{1}{2} \frac{(C_{D_G} - \mu_g C_{L_G}) \rho V_R^2 S}{W} \right] g \quad (14.19)$$

Luego se determina la constante que relaciona la velocidad promedio del despegue teniendo en cuenta la aceleración a  $V = 0$  y la aceleración a  $V = V_{LOF}$  [33]

$$K_{TO} = \left( 1 - \frac{A_{GV_R}}{A_{GVO}} \right) \left( \ln \left( \frac{A_{GVO}}{A_{GV_R}} \right) \right)^{-1} \quad (14.20)$$

La aceleración promedio durante el despegue es:

$$A_{G_{AVE}} = A_{GVO} K_{TO} \quad (14.21)$$

La distancia que consume el avión sobre la pista antes de la rotación y transición a ascenso:

$$S_{N_{GR}} = 1/2 \frac{V_R^2}{A_{G_{AVE}}} \quad (14.22)$$

Se encuentra la distancia recorrida mientras el avión hace la rotación

$$S_R = 1/2 V_R + 1/2 V_{LOF} T_{TR} \quad (14.23)$$

Se calcula el incremento del coeficiente de Lift durante rotación ocasionado por el incremento de ángulo de incidencia del avión al halar la palanca del elevador:

$$\Delta C_L = 1/2 \left( \frac{V_{LOF}^2}{V_{Stall}^2} - 1 \right) \left( C_{L_{Max}} \left( \frac{V_{Stall}^2}{V_{LOF}^2} - 0,53 \right) + 0,38 \right) \quad (14.24)$$

Se calcula el radio de transición a ascenso [33]

$$R_{TR} = 0,6690998396 \frac{W}{S\rho \Delta C_L} \quad (14.25)$$

Se encuentra la diferencia entre empuje y resistencia aerodinámica del avión durante la fase de transición al ascenso, [33]

$$T - D = T_R - \frac{1}{2} V_{LOF}^2 S\rho \left( C_{D_0} + 4/3 \frac{\Delta C_L^2}{\pi ARe} \right) - 8/3 \frac{W^2}{\pi ARe S\rho V_{LOF}^2} \quad (14.26)$$

Se encuentra la relación entre la diferencia de empuje y el peso del avión para el angulo de ascenso

$$\theta_{CL} = \frac{T - D}{W} \Rightarrow rad \quad (14.27)$$

Ahora se calcula la distancia de la transición

$$S_{TR} = R_{TR} * \sin(\theta_{CL}) \quad (14.28)$$

la altura de la transición viene dada por:

$$H_{TR} = (S_{TR} * \theta_{CL})/2 \quad (14.29)$$

Aquí el proceso de cálculo sufre una bifurcación, si el avión ha pasado la altura del obstáculo sólo con el radio de transición entonces la distancia de ascenso sobre el obstáculo es igual a cero, en cambio si el avión no ha superado la altura del obstáculo con la transición, el análisis del despegue continúa encontrando la distancia que tarda el avión en sobrepasar el obstáculo:

Si  $H_{TR} \geq H_{OB}$

$$S_{CL} = 0 \quad (14.30)$$

Si  $H_{TR} \leq H_{OB}$

$$S_{CL} = \frac{H_{OB} - H_{TR}}{\tan(\theta_{CL})} \quad (14.31)$$

Finalmente la distancia total de despegue del avión es la suma de las distancias encontradas

anteriormente,

$$S_{TO} = S_{N_{GR}} + S_R + S_{TR} + S_{CL} \quad (14.32)$$

Para encontrar el tiempo que tarda el despegue, se empieza determinando la velocidad promedio durante la fase de rodaje

$$V_{T_{N_{GR}}} = V_R / \sqrt{2} \quad (14.33)$$

Usando la ecuación 23.15 El empuje durante la fase de rodaje es: [33]

$$T_{TNGR} = (\phi(V_{T_{N_{GR}}}))^3 HP^{8/5} dP (HP dP)^{2/3} \rho^{-3/5} rpm^{-\frac{22}{5}} \quad (14.34)$$

El tiempo que tarda el avión durante la fase de rodaje es:

$$T_{N_{GR}} = V_R \left( \frac{T_{TNGR}}{W} - \mu_g - 1/2 \frac{(C_{D_G} - \mu_g C_{L_G}) \rho V_R^2 S}{W} \right)^{-1} \quad (14.35)$$

El tiempo de rotación se determina con la siguiente ecuación:

$$T_{TR} = S_{TR} / V_{LOF} \quad (14.36)$$

El tiempo de ascenso hasta sobrepasar la distancia del obstáculo es: [33]

$$T_{CL} = 2 \frac{S_{CL}}{V_{LOF} + 1,2 V_{Stall}} \quad (14.37)$$

Finalmente el tiempo que tarda el avión en despegar es:

$$T_{TO} = T_{N_{GR}} + T_{Rot} + T_{TR} + T_{CL} \quad (14.38)$$

### 14.3. Vuelo sin motor

El análisis del vuelo sin motor en DACPEI, se puede apreciar en la Figura 14.4, allí la parte de vuelo sin motor se encuentra en la mitad superior.

Antes de comenzar el proceso de cálculos para el análisis del vuelo en fase de planeo, es necesario calcular las siguientes variables;

El  $L/D_{Max}$  es tal vez el parámetro más importante en el análisis del vuelo sin motor, este determina la distancia recorrida horizontalmente por cada unidad perdida en altitud.

$$(C_L/C_D)_{Max} = 1/2 \sqrt{\frac{\pi ARe}{C_{D_0}}} \quad (14.39)$$

Figura 14.4: Pestaña de planeo del módulo de rendimiento



El  $(C_L^3/C_D^2)_{Max}$  es un parámetro importante en el rendimiento de planeadores, con él se puede determinar más adelante la taza mínima de descenso del avión

$$\begin{aligned}
 (C_L^3/C_D^2)_{Max} &= \frac{3\pi AR e}{16} \sqrt{\frac{3\pi AR e}{C_{Do}}} \\
 &= 0,3247595265 \pi AR e \left( \frac{\pi AR e}{C_{Do}} \right)^{0,5}
 \end{aligned}$$

**Ángulo mínimo de planeo** Para determinar el ángulo mínimo de planeo, se debe calcular primero la velocidad del avión en la cuál se produce la máxima distancia recorrida durante el planeo.

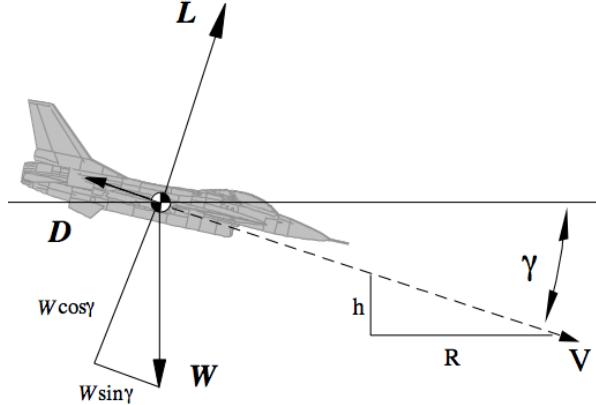
En la Figura 14.5, se observa que la distancia recorrida por el avión tiene dos componentes, la perdida de altitud vertical durante el planeo y la distancia recorrida horizontalmente. angulo se vuelve menor cuando la distancia recorrida es máxima, el límite que  $\Gamma$  puede obtener lo determina la siguiente ecuación:

$$\Gamma_{min} = 180 \arctan \left( 2 \sqrt{\frac{C_{Do}}{\pi AR e}} \right) \pi^{-1} \quad (14.40)$$

La velocidad a la que este ángulo ocurre,

$$V_{M_G} = \sqrt{2} \left( \frac{W (AR \pi C_{Do})^{-0,5}}{\rho S} \right)^{0,5} \quad (14.41)$$

Figura 14.5: Avión durante vuelo sin motor



Fuente: Brandt, S.A., Introduction to aeronautics: a design perspective, pag 159, AIAA (2004)

La tasa de descenso mínima viene determinada por la siguiente ecuación:

$$RD = \sqrt{2} \sqrt{\frac{W}{S\rho(C_L^3/C_D^2)_{Max}}} \quad (14.42)$$

Se procede a encontrar la distancia máxima recorrida,

$$R_{MG} = 1/2 h \frac{1}{\sqrt{\frac{C_D}{\pi AR e}}} \quad (14.43)$$

La velocidad a la cuál el avión recorre la máxima distancia es:

$$V_{MGA} = \sqrt{2} \sqrt{\frac{W}{\rho S \sqrt{\pi AR e C_D}}} \quad (14.44)$$

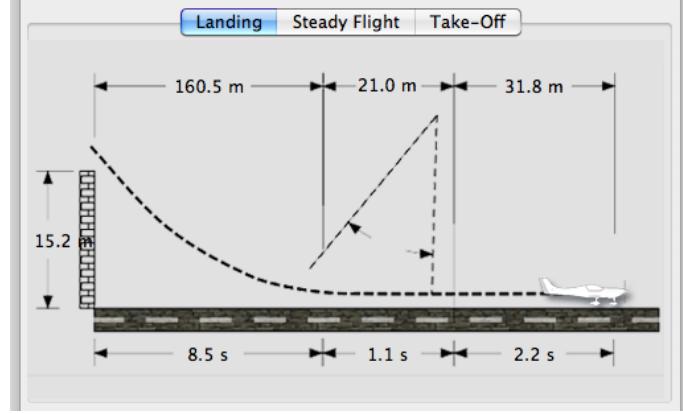
El tiempo que tarda el avión planeando desde la altura introducida por el usuario viene dado por:

$$T_G = \frac{h}{RD} \quad (14.45)$$

La velocidad mínima que puede volar el avión antes de entrar en pérdida es:

$$V_{min} = 1,1 \sqrt{2} \sqrt{\frac{W}{\rho C_{L_{Max}} S}} \quad (14.46)$$

Figura 14.6: Pestaña de aterrizaje en el módulo de rendimiento de DACPEI



#### 14.4. Aterrizaje

En la Figura 14.6, se puede apreciar los datos que arroja DACPEI para el análisis del aterrizaje de una aeronave, el proceso de cálculo se ha obtenido de ([28, Pamadi]).

Para analizar la maniobra de aterrizaje, se comienza calculando el empuje antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo (transición)

$$T_{TL_{NGR}} = \phi \left( \frac{W}{\rho C_{L_{MAX}} S} \right)^{3/2} HP^{8/5} dP (HP dP)^{2/3} \rho^{-3/5} rpm^{-\frac{22}{5}} \quad (14.47)$$

Combinando la ecuación del empuje, se encuentra distancia recorrida antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo [28],

$$S_{L_{NGR}} = V_{Stall}^2 \left( \phi \left( \frac{W}{\rho C_{L_{Max}} S} \right)^{3/2} HP^{8/5} dP \rho^{-3/5} rpm^{-\frac{22}{5}} W^{-1} + 0,08 \mu_g \right)^{-1} g^{-1} \quad (14.48)$$

Se determina el tiempo transcurrido antes que la rueda delantera o patín de cola toque el suelo,

$$T_{L_{NGR}} = \frac{S_{L_{NGR}}}{1,15 V_{Stall}} \quad (14.49)$$

Se determina la velocidad de pérdida,

$$V_{Stall} = \sqrt{2} \left( \frac{W}{\rho C_{L_{Max}} S} \right)^{1/2} \quad (14.50)$$

Se calcula la distancia de aproximación,

$$S_A = H_{OB} \left( \tan \left( 2 \frac{C_{DO}}{C_{L_{Max}}} \right) \right)^{-1} \quad (14.51)$$

Se encuentra el tiempo de aproximación,

$$T_{LA} = \frac{1}{1,3} S_A V_{Stall}^{-1} \left( \cos \left( 2 \frac{CDO}{CLMAX} \right) \right)^{-1} \quad (14.52)$$

Se calcula el radio del Flare,

$$R_{Flare} = \frac{V_{FL}^2}{g(n_{FL} - 1)} \quad (14.53)$$

Donde:  $V_{FL} = 0,95 V_{approach}$  y  $V_{approach} = 1,3 V_{Stall}$  (Ver [33])

$$S_F = V_{FL} T_{FL} \quad (14.54)$$

Se calcula el Drag para la velocidad de pérdida,

$$D = 1/2 \rho_{SL} S V_{Stall}^2 C_{DO} \quad (14.55)$$

La distancia de rodaje antes de detenerse viene dada por:

$$S_{Run} = 1/2 W V_{Stall}^2 \ln \left( \frac{T_{L_{NGR}} - D}{T_{L_{NGR}} - \mu_g W} \right) g^{-1} (-D + \mu_g W)^{-1} \quad (14.56)$$

El tiempo de rodaje antes de detenerse, viene dado por:

$$T_{Run} = \frac{S_R}{V_{Stall}} \quad (14.57)$$

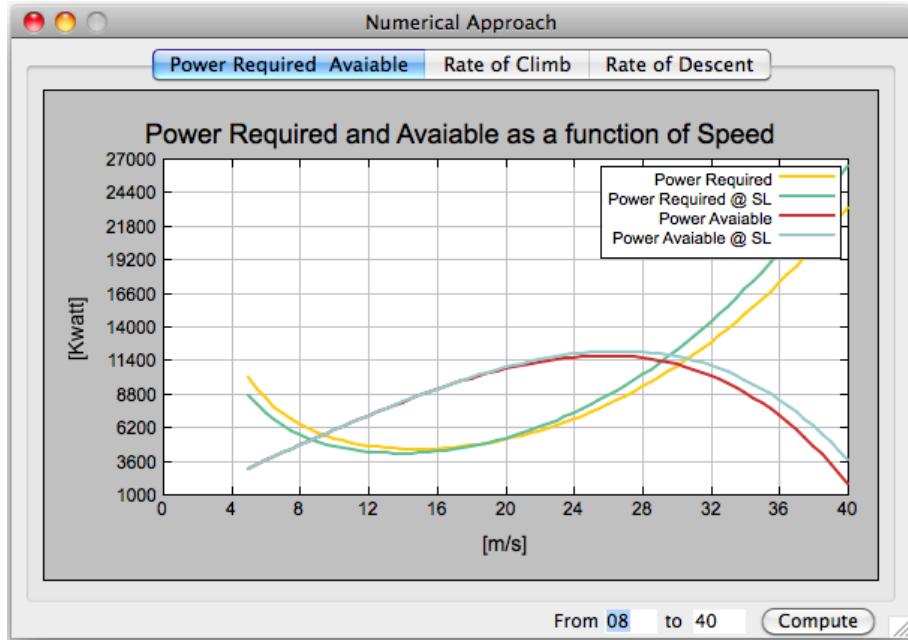
Finalmente la distancia total de aterrizaje es:

$$S_L = S_{L_{NGR}} + S_A + S_F + S_{Run} \quad (14.58)$$

El tiempo total de aterrizaje es:

$$T_L = T_{L_{NGR}} + T_F + T_A + T_{Run} \quad (14.59)$$

Figura 14.7: Gráfica de empuje disponible y requerido



## 14.5. Gráfica de potencia Disponible y Requerida

En la Figura 14.7, se puede apreciar como disminuye el empuje de la hélice a medida que aumenta la velocidad, además se puede apreciar una disminución de la potencia requerida debido que al aumentar la velocidad disminuye el Drag inducido de la aeronave, también se puede observar que a partir de cierta velocidad, la potencia requerida aumenta debido al incremento del Drag parásito.

### 14.5.1. Coeficiente de Lift

El coeficiente de Lift está asociado directamente con la velocidad y densidad del avión, pues los demás parámetros como superficie del ala, peso del avión, se asume que permanecen constantes durante todo el vuelo.

Se comienza hallando el coeficiente de Lift a la altitud introducida por el usuario despejando  $C_L$  de la ecuación 9.9,

$$C_L = 2 \frac{W}{(V_{\text{--}}(i))^2 \rho S} \quad (14.60)$$

Donde  $V_{\text{--}}(i)$ , es un rango de velocidades que el usuario introduce para su posterior evaluación, en la Figura 14.7, se pueden ver los valores de  $V_{\text{--}}(i)$ , resaltados de color azul, desde 08 hasta 40.

Ahora se encuentra el coeficiente de Lift para el nivel del mar,

$$Cl_{SL} = 2 \frac{W}{(V_{(i)})^2 \rho_{SL} S} \quad (14.61)$$

Nótese que la ecuación es muy similar y se ha cambiado la densidad por la del nivel del mar.

#### 14.5.2. Drag

El Drag inducido a la altitud seleccionada por el usuario es:

$$D_i = \frac{W^2}{\pi AR e^{\frac{1}{2}} \rho V_{(i)} S} \quad (14.62)$$

Luego el Drag parásito a la altitud seleccionada por el usuario viene dado por la siguiente ecuación,

$$D_P = \frac{1}{2} V_{(i)}^2 S \rho C_{DO} \quad (14.63)$$

El Drag total a la altitud seleccionada es:

$$D_T = D_i + D_P \quad (14.64)$$

El coeficiente de Drag al nivel del mar es:

$$D_{i_{SL}} = \frac{W^2}{\pi AR e^{\frac{1}{2}} \rho_{SL} V_{(i)} S} \quad (14.65)$$

El Drag parásito al nivel del mar es:

$$D_{P_{SL}} = \frac{1}{2} V_{(i)}^2 S \rho_{SL} C_{DO} \quad (14.66)$$

El Drag total al nivel del mar es:

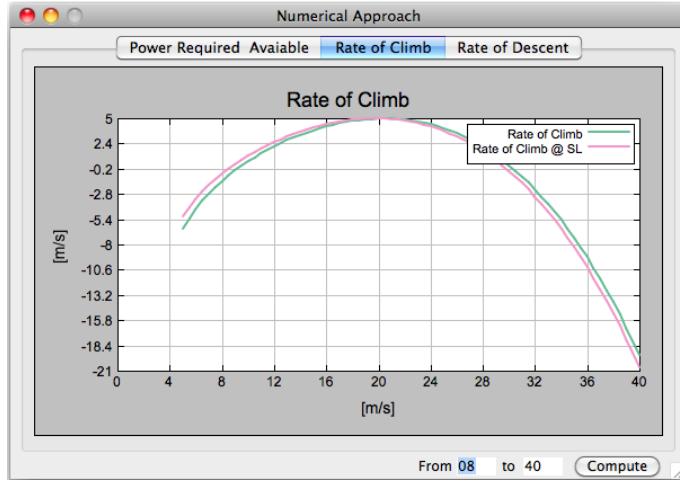
$$D_{T_{SL}} = D_{i_{SL}} + D_{P_{SL}} \quad (14.67)$$

#### 14.5.3. Potencia Disponible

El empuje disponible se encontró con la fórmula del Autor, la cual está bien explicada en la página 139.

Reemplazando algunos valores numéricos en la fórmula para transformar HP a Killowatt, la ecuación de potencia disponible (Empuje x Velocidad) viene dado por la siguiente ecuación:

Figura 14.8: Tasa de asenso



$$P_{A(i)} = \left( \frac{-3725000000 (V_-(i))^3 745^{3/5} HP^{8/5}}{dP \rho^{3/5} rpm^{\frac{22}{5}}} + 0,738 745^{2/3} (HP dP)^{2/3} \right) V_-(i) \quad (14.68)$$

Para encontrar la potencia disponible a nivel del mar,

$$P_{ASL(i)} = \left( \frac{-3725000000 (V_-(i))^3 745^{3/5} HP^{8/5}}{dP \rho_{SL}^{3/5} rpm^{\frac{22}{5}}} + 0,738 745^{2/3} (HP dP)^{2/3} \right) V_-(i) \quad (14.69)$$

## 14.6. Tasa de ascenso

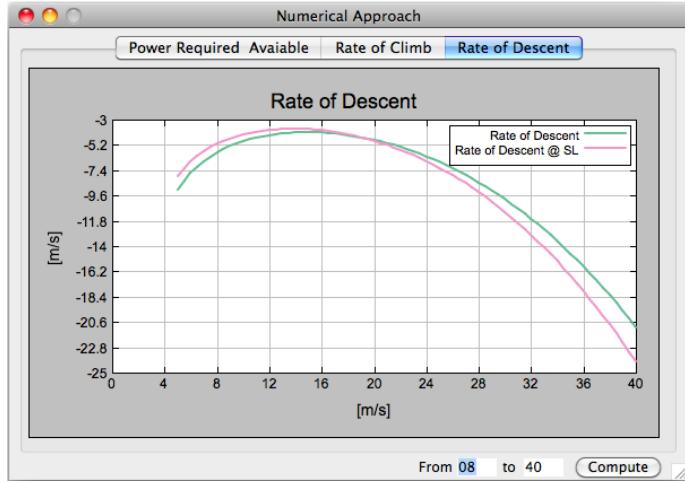
La taza de ascenso, representada en la Figura 14.8, se obtiene al restar el exceso de potencia o la diferencia entre la potencia disponible y requerida sobre el peso de la aeronave. esto se hace combinando las ecuaciones 14.68 y 14.64 de la siguiente manera:

$$ROC = \frac{P_{A(i)} - D_{T(i)} \cdot V(i)}{W} \quad (14.70)$$

por consiguiente al nivel del mar,

$$ROC_{SL} = \frac{P_{ASL(i)} - D_{T_{SL}(i)} \cdot V(i)}{W} \quad (14.71)$$

Figura 14.9: Tasa de descenso



### 14.7. Tasa de descenso

La tasa de descenso, representada en la Figura 14.9, se obtiene igual que la tasa de ascenso pero igualando a 0 la potencia disponible. También se divide la potencia sobre el peso de la aeronave de la siguiente manera:

$$ROD = \left( -\frac{D_{T(i)} \cdot V(i)}{W} \right) \quad (14.72)$$

Al nivel del mar, la tasa de descenso viene dada por,

$$ROD_{SL} = \left( -\frac{D_{T_{SL}(i)} \cdot V(i)}{W} \right)$$

### 14.8. Análisis inteligente de las gráficas de performance

El programa DACPEI desde sus inicios mantenía la idea de simplificar el diseño conceptual de aeronaves para estudiantes de ingeniería, pero al momento de evaluar gráficas de performance, esta simplicidad se perdía por lo que se solucionó esto introduciendo una serie de algoritmos en el programa capaces de deducir lo que un ser humano haría normalmente al estudiar las gráficas. Para los usuarios más experimentados, el programa ofrece exportar los datos evaluados para cada velocidad a una hoja de Excel para su posterior análisis y comprobación.

## 14.8 Análisis inteligente de las gráficas ~~de rendimiento~~ de rendimiento (Performance)

### 14.8.1. Encontrar tasa de ascenso máxima ROC

Se inicializa la variable ROC a cero metros por segundo, luego en cada nueva velocidad que evalúa el programa, el mismo evalúa la siguiente condición:

Si  $ROC_{MAX} < ROC_{(i)}$  entonces,

$ROC_{MAX} = ROC_{(i)}$

$V_{ROC_{MAX}} = V_{(i)}$

Fin

**Explicación:** A medida que aumenta la velocidad, disminuye la potencia requerida en forma parabólica mientras la potencia disponible aumenta en forma de parábola invertida, hasta una velocidad donde la diferencia entre estas curvas, es máxima. en este momento la condición “ $<$ ” deja de cumplirse, por lo que deja de actualizarse el valor de  $ROC_{MAX}$  y  $V_{ROC_{MAX}}$ .

### 14.8.2. Encontrar potencia mínima para volar

Se instancia la potencia mínima requerida con un valor de cero. Luego en cada velocidad, el programa evalúa la siguiente condición:

Si  $P_{R_{Min}} > D_{T_{(i)}} \cdot V_{(i)}$  entonces,

$P_{R_{Min}} = D_{T_{(i)}} \cdot V_{(i)}$

$V_{PR_{Min}} = V_{(i)}$

Fin

**Explicación:** La potencia mínima para volar es el punto donde la suma de el Drag inducido y parásito multiplicado por la velocidad, son mínimas. A medida que aumenta la velocidad, el programa evalúa cada valor de Drag comenzando con infinito (cuando la velocidad es cero) y va disminuyendo rápidamente hasta algún punto donde el Drag debido al Lift es mínimo y empieza a incrementarse el valor total debido al incremento del Drag parásito por el aumento de la velocidad. para cuanto esto ocurre, la condición deja de cumplirse y las variables que se actualizan dentro de la condición quedan con la velocidad y potencia mínimas para volar.

### 14.8.3. Encontrar máxima potencia disponible

Se instancia la variable de máxima potencia disponible con un valor de (-1). Luego para cada velocidad se evalúa la siguiente condición:

Si  $P_{A_{Max}} < P_{R_{(i)}}$  entonces,

$P_{A_{Max}} = P_{R_{(i)}}$

$V_{PA_{Max}} = V_{(i)}$

Fin

**Explicación:** A medida que aumenta la velocidad, aumenta la potencia disponible incluso cuando el empuje disponible ha ido disminuyendo porque la ecuación de potencia es la multiplicación de empuje por velocidad. A medida que la velocidad aumenta, la potencia disponible se hace mayor haciendo valida la condición y actualizando la potencia y velocidad con los valores que cada vez son más grandes. Después de una velocidad determinada, el empuje de la hélice ha disminuido tanto que aunque se sigue multiplicando por la velocidad (que cada vez es mayor) ésta empieza a disminuir hasta que se hace cero e incluso negativa. Para este momento no se cumplirá la condición y dejará de actualizarse los valores. dando como resultado al final del análisis el valor máximo que encontró que para este caso es la potencia máxima con su respectiva velocidad.

#### 14.8.4. Encontrar mínima tasa de descenso

Se instancia la variable  $ROD$  con un valor igual a  $-\infty$ , luego en cada nueva velocidad que evalúa el programa, el mismo evalúa la siguiente condición:

Si  $ROD_{min} < ROD_{(i)}$  entonces,

$$ROD_{min} = ROD_{(i)}$$

$$V_{ROD_{min}} = V_{(i)}$$

Fin

**Explicación:** A medida que aumenta la velocidad, el Drag, que se comporta como una parábola, disminuye desde infinito hasta un valor mínimo y vuelve a aumentar debido al Drag parásito. Como la tasa de descenso es igual a  $-D/W$  cuando el Drag es infinito, la tasa de ascenso es  $-\infty$  y empieza a subir a medida que empieza a reducirse el Drag inducido. Después que ha llegado a su punto mínimo, esta condición deja de cumplirse porque el Drag vuelve a disminuir hasta  $-\infty$  a medida que aumenta el Drag parásito, por lo que deja de actualizarse las variables y al final el resultado es la tasa de descenso mínimás con su respectiva velocidad, muchas veces es parecida a la velocidad de pérdida.

### 14.9. Módulo de YASim

YASim es uno de los tres modelos de dinámica de vuelo (FDM) que trae y usa FlightGear por defecto (los otros dos son JSBSim y hay otro que es menos común llamado UUIUC). El FDM es un modelo matemático que controla los tensores de inercia, momentos angulares, velocidades y todos los parámetros dinámicos del avión en tiempo real (Simulación). La representación tridimensional del modelo del avión es solo una imagen para mirar; es el FDM el que determina como volará el modelo.

Figura 14.10: Módulo de YASim



#### 14.9.1. ¿Por qué se usó YASim?

YASim usa la geometría del avión para generar las características de vuelo del avión. Aunque pueda parecer un acercamiento muy realista, es solo una vaga aproximación que requerirá mucho esfuerzo de parte de DACPEI antes de encontrar una solución que se acerque a la realidad. Por otro lado, con otros modelos de simulación como JSBSim, que se obtienen a partir de datos de rendimiento pre-generados para construir el modelo de simulación, por lo que su resultado es más realista. Si el usuario de DACPEI tiene datos sólidos, tomados de pruebas en su avión construido o de un túnel de viento, o si el usuario busca simulaciones “Hiper-Realistas”, JSBSim dará mejores resultados. Si el usuario tiene poca información del avión como un diseño conceptual, donde se sabe muy por encima la geometría del avión, entonces YASim puede arrojar unos resultados que son más que suficientes para la mayoría de las simulaciones.

#### 14.9.2. Algoritmo de solución de YASim

El núcleo de YASim es un algoritmo que produce varios valores que determinan si el avión vuela o no. Algunas configuraciones no volarán y otras no volarán bien.

El algoritmo de solución de YASim corre automáticamente cada vez que se inicia una sesión en el simulador de vuelo con un avión que traiga este FDM, pero DACPEI usa una versión más pequeña de este algoritmo, escrito para consola. Esto crea una lista de valores y despliega los mismos resultados que usa el simulador de vuelo.

Ejemplo de la salida del algoritmo del YASim:

```
E:\mystuff\Flightgear\YASim tests>Mapirí.xml
Solution results: Iterations: 814
Drag Coefficient: 15.755506
Lift Ratio: 112.367068
Cruise AoA: 0.400153
Tail Incidence: -0.146429
Approach Elevator: -0.783866
CG: x:-23.852, y:-0.000, z:0.539
Inertia tensor : 726058.188, -0.003, 498788.563
[kg*m^2] -0.004, 5652764.500, 0.001
Origo at CG 487788.563, 0.001, 6004744.000
```

**Iterations** El algoritmo de solución intenta crear parámetros dependientes que ayudaran al avión a volar; algunos de estos valores incluyen, el ángulo de incidencia del estabilizador o cuanto elevador necesita para aterrizar; un número menor de iteraciones significa que el algoritmo solucionador tuvo menos problemas para encontrar una configuración capaz de hacer volar el avión. Números mayores de iteraciones generalmente significan que el algoritmo no pudo hacer volar el avión. Después de 10000 iteraciones el algoritmo considera que el avión no es capaz de volar. En algunos casos YASim escribirá la forma de solucionarlo, por ejemplo: haciendo más grande la superficie del elevador. Hay muchas razones por las cuales el solucionador puede fallar en encontrar una solución. El centro de gravedad puede estar tan atrás que el estabilizador no puede trimearse para vuelo recto y nivelado, o los valores de Lift pueden ser muy pequeños como para un aterrizaje a un buen ángulo de ataque o puede que no halla suficiente potencia del motor para los parámetros especificados al comienzo del archivo o tal vez demasiada potencia.

**Drag Coefficient and Lift Ratio** Estos coeficientes que arroja el algoritmo no deben confundirse con los valores de  $L/D$ , estos son valores adimensionales que indican de forma muy superficial el Drag total y de Lift, el usuario de DACPEI no debe intentar acercar estos valores a los valores reales de L/D del avión. Los valores de Drag se normalizan a 10, por lo que si el algoritmo arroja valores mayores a este el usuario de DACPEI debe modificar el avión. Los valores normales de Lift son de 100 por lo que si se obtienen valores mayores como 200, el usuario debe reevaluar su diseño.

Si el avión tiene un valor de Lift demasiado alto en comparación con los valores de Drag, esto sugiere que los requerimientos de rendimiento son demasiados para el motor o altitud. Puede resultar un avión que se deslice por el aire a demasiada velocidad, haciéndolo difícil de frenar para aterrizaje. Si los valores de Lift y Drag están muy cerca, esto sugiere que el avión tiene una relación de planeo muy pobre y que no va a planear mucho.

**Cruise AoA** El ángulo de ataque del ala a la velocidad de crucero en grados. Normalmente debe ser un valor positivo, un grado o dos, pero eso depende mucho del tipo de avión que se esté diseñando en DACPEI.

**Tail Incidence** Le indica al algoritmo el intento de determinar la incidencia del estabilizador en grados. Este valor se necesita para obtener los parámetros de crucero del avión con el elevador sin deflexión; un valor muy alto indica que el centro de masas está corrido hacia adelante.

**Approach Elevator** Esto determina cuánto elevador se necesita para mantener el ángulo al aterrizaje, un valor de -1 indica 100% de deflexión, así que unos valores de 0,7 a 0,9 indican posiciones buenas e indican un avión bien balanceado.

**Inertia tensor** Estos valores tienen que ver con los momentos de inercia calculados para una distribución de masas determinada por el algoritmo de solución. Estos números pueden ayudar al diseñador. Este valor es usado por el simulador para determinar la dinámica de vuelo de la aeronave.

## 15. Elementos del archivo XML para el simulador

### 15.1. Avión

El elemento avión es el primero en la lista y contiene solo un atributo:

#### 15.1.1. mása

El peso vacío del avión sin combustible, en libras. este peso incluye el peso de los motores así que cuando se incluye el peso del motor más adelante, sólo será para efectos de “peso y balance”.

### 15.2. Aterrizaje

Los parámetros de aterrizaje del avión son requeridos por YASim para aproximar la solución a datos, que se supone; se han tomado de la realidad. Sin embargo, DACPEI obtiene los datos a partir del módulo de performance.

#### 15.2.1. Velocidad

La velocidad de aterrizaje en nudos (TAS). Esta se calcula en el módulo de rendimiento en la pestaña de aterrizaje de DACPEI

### 15.2.2. AOA

El ángulo de ataque, en grados. Se obtiene a partir del angulo para el  $C_{L_{Max}}$  del perfil

### 15.2.3. Combustible

La fracción de combustible que permanece en los tanques y que no puede ser utilizada por el motor. DACPEI no calcula este dato, por lo que se asume una fracción por defecto de 0.2 %

## 15.3. Crucero

La velocidad de crucero y altitud que debe obtener el algoritmo solucionador de YASim, estos datos se extraen de la pestaña de “Steady flight”, en la ventana de rendimiento y se introducen automáticamente en los parámetros de crucero del archivo del simulador

### 15.3.1. Velocidad

La velocidad de crucero calculada escrita en nudos (TAS). Calculada en el módulo de rendimiento, en la pestaña de performance. No se introduce la velocidad ingresada por el usuario en los requerimientos porque podría ser que la potencia seleccionada en el diagrama de restricciones o la configuración del avión no la permitan resultando en un error en el algoritmo solucionador de YASim

### 15.3.2. Altitud

La altitud en pies sobre el nivel promedio del mar (MSL). Esta se obtiene en el cuadro de texto “h” es ingresada por el usuario pero también puede ser calculada por el programa mediante algoritmos experimentales con el botón “Find” en la pestaña de steady flight en el módulo de rendimiento.

### 15.3.3. Combustible

Fracción de combustible que se utiliza durante el crucero. si se deja un valor de 0.2 la gasolina no se acabará durante la simulación en FlightGear, por lo que el valor se deja por defecto en 0.2

## 15.4. Fuselaje

Este elemento define una estructura en forma de tubo, luego el algoritmo de solución de YASim le dará inercias y fuerzas aerodinámicas. DACPEI no dibuja un fuselaje en el bosquejo, pero si ingresa un fuselaje a YASim de la siguiente manera:

**15.4.1. ax,ay,az**

Es el extremo frontal del tubo que representa al fuselaje, DACPEI toma la parte más adelante posible en la representación tridimensional en el bosquejo. cuando el motor es tractor, se toma la posición más adelante del motor y cuando es propulsor, se toma la posición en x del pasajero.

**15.4.2. bx, by, bz**

Es el otro extremo del fuselaje, DACPEI encuentra este valor tomando el punto más alejado de la cola

**15.4.3. Ancho**

es el ancho aproximado del tubo del fuselaje, en metros. este valor se obtiene internamente al encontrar un ancho medio entre el tren de aterrizaje, la persona y un valor sugerido por el autor.

**15.4.4. Ahusamiento**

Es el radio aproximado de las puntas del tubo que representa al fuselaje expresado como una fracción del valor del ancho, de manera que si tenemos un fuselaje con ahusamiento de cero, se verá como dos conos unidos al punto medio y si lo colocamos con ahusamiento de 1, se obtendrá un fuselaje totalmente cilíndrico.

**15.4.5. Punto medio**

La ubicación del punto medio donde el fuselaje tiene la parte más ancha es normalmente la misma que donde se encuentra ubicada la persona y DACPEI obtiene este valor de la representación tridimensional en la ventana de bosquejo.

**15.4.6. Drag inducido**

Es un factor que se multiplica por el Drag generado por este objeto, el valor por defecto es 1. con un valor de Drag inducido de 0 el fuselaje sólo generaría Drag sin generar sustentación como en estructuras tubulares de ultraligeros.

**15.4.7. cx, cy, cz**

Son factores para el Drag generado en las coordenadas locales del fuselaje, con x apuntando hacia el frente del fuselaje, z perpendicular a x con y=0 en el sistema de coordenadas. Por ejemplo para un fuselaje con una altura de 2 veces el ancho, DACPEI define un cy=2 y porque se ha duplicado el área al frente, cx=2

## 15.5. Ala

Esta superficie aerodinámica, define el ala principal del avión. Se puede tener sólo un ala. El ala puede tener otro elemento implícito llamado “Pérdida” para indicar el comportamiento de esta, puede tener elementos de control como Flaps, spoilers, slats para indicar cuales y donde están.

### 15.5.1. x,y,z

Es la ubicación de la base del ala, especificada como el punto donde la mitad de la cuerda (no el borde de ataque o centro aerodinámico) se ubica en la base del ala izquierda. Esta ubicación es la misma que maneja DACPEI por lo que el programa traslada la ubicación del ala directamente del módulo de bosquejo.

### 15.5.2. Longitud

La longitud del ala no es la misma que la envergadura. Esta se toma desde la base del ala hasta un punto en la mitad de la cuerda en la punta del ala. Estos valores se toman dividiendo la superficie determinada en diagrama de restricciones por determinada por el usuario sobre 2.

### 15.5.3. Cuerda

La cuerda del ala en la base, a lo largo del eje X (no la dirección normal al borde de ataque, como a veces se define). Se obtiene por la simple división de la envergadura sobre la relación de aspecto. como si de un ala cuadrada se tratase, sin importar la forma de ala seleccionada en la ventana de configuración.

### 15.5.4. Incidencia

El ángulo de incidencia en el plano XZ, medido en la base del ala, en grados. DACPEI determina el ángulo al encontrar el coeficiente de Lift para el vuelo en crucero, que por ejemplo para el caso del Mapirí son 2 grados aproximadamente para un coeficiente de Lift de 0.4

### 15.5.5. Twist

La diferencia entre el angulo de incidencia en la raíz del ala y la incidencia en la punta del ala. Normalmente el twist es un valor negativo por lo que la punta del ala tiene un ángulo de ataque menor y entra en pérdida después que la raíz del ala. DACPEI asume que el twist del ala es nulo.

### 15.5.6. Ahusamiento

Es la fracción, expresada como la cuerda de la punta del ala dividida por la cuerda del ala. Un ahusamiento de 1 sería como un rectángulo y un ahusamiento de cero haría que el ala terminase

un punta como un triángulo. DACPEI define el ángulo de ahusamiento de acuerdo a la entrada del usuario en la ventana de configuración

#### 15.5.7. Ángulo de flechamiento

Es el ángulo de flechamiento del ala, cero significa que el ala no tiene ángulo de flechamiento, ángulos positivos significan flechamiento hacia atrás. Todos los diseños estimados con DACPEI tienen un ángulo de flechamiento de cero.

#### 15.5.8. Diedro

El ángulo de diedro es el ángulo entre el ala y el plano XY. el ángulo de diedro lo define DACPEI de acuerdo a la posición del ala con respecto al centro de gravedad en la ventana de bosquejo. por ejemplo si la persona lo ha dejado como “ala baja” debajo del centro de gravedad, DACPEI usará un ángulo de diedro de hasta 6 grados y si el ala está muy por encima del centro de gravedad, será tan sólo de 1 grado.

#### 15.5.9. Drag inducido

Es un factor que se multiplica por el Drag inducido encontrado por el algoritmo de solución de YASim. En general las alas con poca relación de aspecto, tendrán mayor Drag inducido por ángulo de ataque que alas con altas relaciones de aspecto (planeadores). este valor no lo obtiene DACPEI así que ingresa el valor por defeco: 1.

#### 15.5.10. Eficiencia

La eficiencia de Oswald que depende del tipo de ala que se esté utilizando o que el usuario haya configurado en la ventana de configuración. Para un ala elíptica sería de 1 mientras que para un ala rectangular, de 0.75

#### 15.5.11. Camber

EL camber DACPEI lo obtiene a partir de la ventana de selección de perfil, es un parámetro que le dice al algoritmo solucionador de YASim de qué perfil se trata, en este valor se escribe el coeficiente de Lift producido a un ángulo de ataque de 0 grados; este se expresa en forma de fracción del coeficiente de Lift máximo producido al momento de entrar en pérdida con el máximo angulo de ataque.

## **15.6. Estabilizador Horizontal**

Este elemento define el estabilizador horizontal y se obtiene a partir de los cálculos desarrollados por la ventana de bosquejo; en teoría es solo otro elemento de ala y los sub-elementos de este elemento, son los mismos del ala. Sólo se puede colocar un estabilizador horizontal. El algoritmo de solución de YASim necesita saber cual es el ángulo de incidencia del ala para saber a que ángulo debe colocar el estabilizador horizontal para mantener el avión trimeado y a vuelo nivelado.

## **15.7. Estabilizador Vertical**

Este elemento, como el estabilizador vertical, es como otra ala, con unas propiedades especiales. La superficie no se duplica a través del plano XY. Cuando DACPEI define un lado del ala o del estabilizador horizontal, el obtendrá el otro lado. Tampoco tiene diedro porque está especificado internamente como 90º para que quede vertical.

## **15.8. Pérdida**

La pérdida es un sub-elemento del ala, estabilizador horizontal y vertical y tiene los siguientes sub-sub-elementos:

### **15.8.1. Ángulo de ataque**

El ángulo de ataque al que ocurre la pérdida (máximo coeficiente de sustentación) en grados. Nótese que es relativa al ala, no al fuselaje así que no se debería sumar el ángulo de incidencia del fuselaje al escribir este valor. DACPEI lo encuentra en la ventana de selección de perfil. donde también se ingresan otras características

### **15.8.2. Ancho de la pérdida**

El ancho de la pérdida no es más que el ancho de la curva de pérdida en grados; un valor alto indica una entrada en pérdida dócil, un valor bajo no es muy bueno en alas rectangulares a menos que tengan un buen ángulo de twist. DACPEI no define este valor, pero en la referencia bibliográfica [5], se sugieren valores para cada configuración de ala seleccionada en DACPEI.

### **15.8.3. Pico**

Ésta valor no lo define DACPEI pero el autor del programa lo ha definido como 1.5, se trata de la altura del pico de la primera pérdida del perfil relativa a el segundo pico que ocurre cerca a los 45 grados.

## 15.9. Hélice

Una hélice es un elemento del FDM para YASim. Debe venir seguido por un sub-elemento de motor a pistón

### 15.9.1. x,y,z

La posición de la combinación de las másas del motor y hélice. Si el punto de aplicación de ésta fuerza es diferente, y tiene que serlo, se debe escribir con un sub-elemento llamado Punto de acción. DACPEI obtiene estos datos de la ventana de bosquejo.

### 15.9.2. mása

La mása del motor más la mása de la hélice en libras obtenida a partir de la ecuación 12.2 y la mása de la hélice obtenida en la ventada de diseño conceptual de hélice. DACPEI asume que la hélice está hecha de madera y es de paso fijo.

### 15.9.3. Momento

El momento, en  $Kg/m^2$ , esta DACPEI la calcula tomando el radio de la hélice en metros, elevada a la mása en kilogramos, dividida por tres. éste es el momento de un simple palo unido a un eje.

### 15.9.4. Radio

El radio de la hélice, en metros. tomado de la ventana de “propeller design” .

### 15.9.5. Velocidad de crucero

La velocidad de máxima eficiencia de la hélice; generalmente no es la misma que la velocidad de crucero del avión. DACPEI la obtiene en la ventana de Prop design, la cual ha introducido el usuario en algún momento.

### 15.9.6. rpm de crucero

Las rpm de la hélice a la máxima eficiencia o rpm de diseño. Esta se obtiene en la ventana de diseño conceptual de hélices.

### 15.9.7. Potencia de Crucero

La potencia consumida por la hélice, en caballos de fuerza.

### 15.9.8. Altitud de crucero

La altitud, que el usuario ha introducido en el módulo de rendimiento.

### 15.9.9. Potencia al despegue

La potencia de despegue que consume la hélice.

## 15.10. Motor a pistón

Es un sub-elemento del elemento hélice, los valores se obtienen de la siguiente manera

### 15.10.1. Potencia

Es la potencia máxima del motor, la cual DACPEI obtiene de la potencia disponible introducida en la ventana de misión

### 15.10.2. rpm

Las rpm introducidas en la ventana de rendimiento

### 15.10.3. Desplazamiento

El desplazamiento del motor en pulgadas cúbicas, obtenidas a partir de la ecuación 12.3

### 15.10.4. Compresión

La compresión por defecto que escribe DACPEI en este sub-sub-elemento, es de 9:1

## 15.11. Tren de aterrizaje

Este elemento define un tren de aterrizaje, se puede usar en el simulador para “simular” flotadores. solo que los coeficientes necesitarían variar un poco.

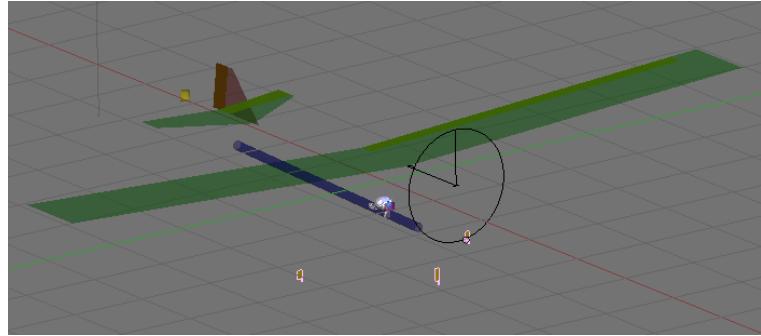
### 15.11.1. xyz

La ubicación de cada tren

### 15.11.2. Compresión

La distancia en metros a través del eje Z en la que el tren se comprime; normalmente es un 80 %

Figura 15.1: Visualización del FDM del diseño conceptual del Mapirí



### 15.11.3. Carga inicial

La carga inicial del resorte; la carga por defecto es 0

### 15.11.4. Fricción estática

Este valor se escribe por defecto como 0.8 aunque varía según la pestaña de tipo de suelo introducida por el usuario en la pestaña de despegue en el módulo de rendimiento.

### 15.11.5. Fricción dinámica

Este valor se escribe por defecto como 0.7 aunque varía según la pestaña de tipo de suelo introducida por el usuario en la pestaña de despegue en el módulo de rendimiento.

### 15.11.6. Resistencia

Es un valor adimensional para aumentar la constante de amortiguación de la combinación masa resorte amortiguador; si se incrementa se hace al avión oscilar lentamente después del touchdown en el aterrizaje, si se reduce, el avión queda oscilando mucho; por defecto es 0.

## 15.12. Visualización

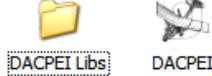
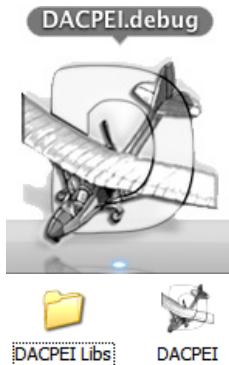
Para hacer visible el avión escrito por DACPEI en el FDM, se necesita usar Blender. El script para importar el FDM lo desarrolló Melchior Framz; se puede encontrar más información en la referencia bibliográfica [29].

En la Figura 24 se muestra el FDM de un diseño conceptual hecho en DACPEI. Como se explicó en capítulos anteriores el modelo para el simulador es diferente a la representación tridimensional, la cuál es solo una imagen del aparato.

Tabla 16.1: Características reglamentarias del Mapirí

Característica	Valor	SI
Potencia	< 70HP	< 52000 kW
Peso Vacío	< 300 Lb	< 136 kg
Capacidad de Combustible	< 5 US galones	< 19 litros
Velocidad de Crucero	< 70 nudos	< 25.5 m/s
Velocidad de pérdida sin Flaps	< 24 nudos	< 12.24 m/s

Figura 16.1: Icono de DACPEI



\* La visualización del icono de DACPEI puede variar entre las diferentes plataformas.

## 16. Diseño conceptual del Mapirí

Uno de los objetivos de este proyecto fue la concepción de un diseño conceptual de una aeronave utilizando el programa, para esto se elegirá una aeronave tipo ultraligera clase I, que según las regulaciones aeronáuticas colombianas debe tener al menos las características de la Tabla 16.1 :

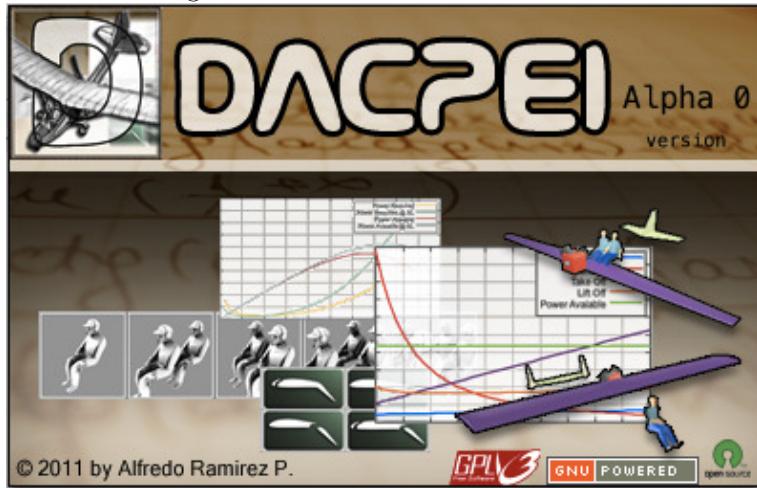
### 16.1. Abrir el programa

Al abrir el programa, haciendo clic sobre el ícono de la figura 16.1, nos encontraremos con una pantalla de presentación del programa como se muestra en la figura 16.2. Una vez abierta la presentación, se cerrará automáticamente al mover el cursor sobre la imagen.

### 16.2. Introducción

DACPEI es un programa multi-ventana que se fue desarrollando con diferentes módulos los cuales se pueden usar solos o en combinación con los anteriores; si el usuario lo desea, puede usar el programa para evaluar el rendimiento del avión o para un diseño conceptual de hélices y en el futuro, se podrá usar para introducir cualquier avión al simulador de vuelo. La ventana de introducción, se

Figura 16.2: Presentación de DACPEI



muestra en la figura 16.3, consta de 9 módulos los cuales se explicarán en las siguientes secciones de este documento.

### 16.3. Misión

Se comienza el diseño conceptual de Mapirí introduciendo los siguientes parámetros en la ventana de misión

**A Velocidad de pérdida** En el cuadro de texto rotulado A, en la Figura 16.4, introducimos la velocidad de pérdida deseada que para el caso del Mapirí debe ser menor a 24 nudos. Para que luego Aerocivil permita volar bajo la categoría “Ultraligero Clase I” elegimos una velocidad un poco inferior.

**B Tasa de ascenso** En el cuadro de texto rotulado B, en la Figura 16.4, introducimos la tasa de ascenso deseada, que para este avión será de 400 pies por minuto.

**C Potencia disponible (opcional)** En el cuadro de texto rotulado C, en la Figura 16.4, introducimos la potencia disponible, el usuario puede preguntarse entonces ¿Cómo escribiré la potencia disponible si ni siquiera conozco el tamaño del avión? la respuesta es simple. En muchos casos se construye el avión y luego se busca un motor con la potencia suficiente para hacerlo volar pero en pocos casos como en la construcción de vehículos no tripulados, ultraligeros con poca potencia y en otros casos especiales, el usuario ya posee un motor, y unos objetivos claros de misión. El programa

Figura 16.3: Ventana de introducción

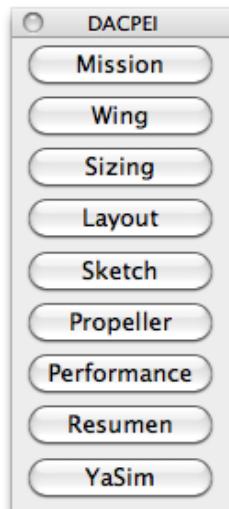
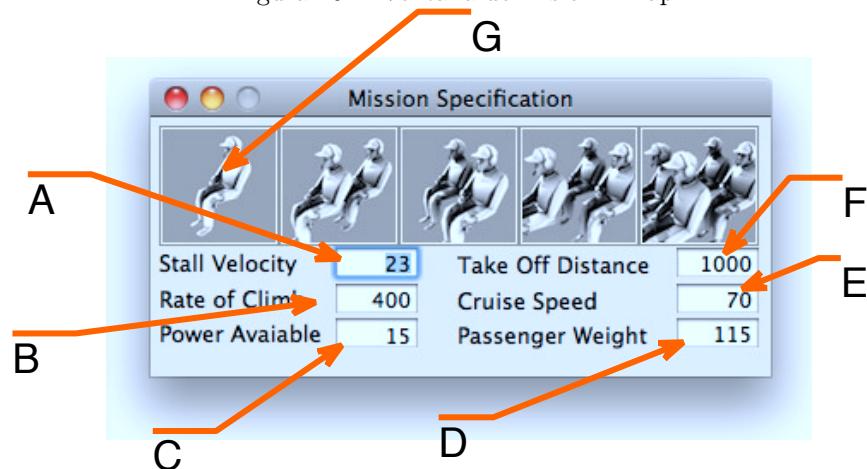


Figura 16.4: Ventana de misión - Mapirí



entonces, sólo serviría para comprobar si los objetivos son factibles o no. De cualquier manera, la potencia disponible es opcional si no se introduce no se mostrará en el diagrama de restricciones.

**D Peso del pasajero** En el cuadro de texto rotulado D, en la Figura 16.4, se debe introducir el peso máximo admisible para el piloto, incluyendo equipaje y un porcentaje admisible de sobrepeso, pero para el caso del Mapirí, el avión estará diseñado para un sólo piloto, por lo que se introducirá directamente el peso del piloto en libras. En caso de diseñar un vehículo aéreo no tripulado, este es el cuadro para introducir los valores de carga paga que el UAV debe llevar; aunque al final del proceso de diseño se muestre una persona (característica que se corregirá en versiones futuras) el usuario sabrá que se trata de su carga paga y DACPEI podrá entregarle un buen punto de partida para su diseño incluyendo las posiciones para mantener balanceado el avión.

**E Velocidad de crucero** En el cuadro de texto rotulado E, en la Figura 16.4, se introduce la velocidad de crucero del avión. Este es uno de los parámetros que los diseñadores y constructores han tratado de incrementar a lo largo del tiempo y aunque en DACPEI se puede introducir cualquier valor, es recomendable seguir las regulaciones aeronáuticas y atenerse a la velocidad máxima de crucero que ellos estipulan que para el caso de las normas colombianas y el avión Mapirí, serán de 70 mph.

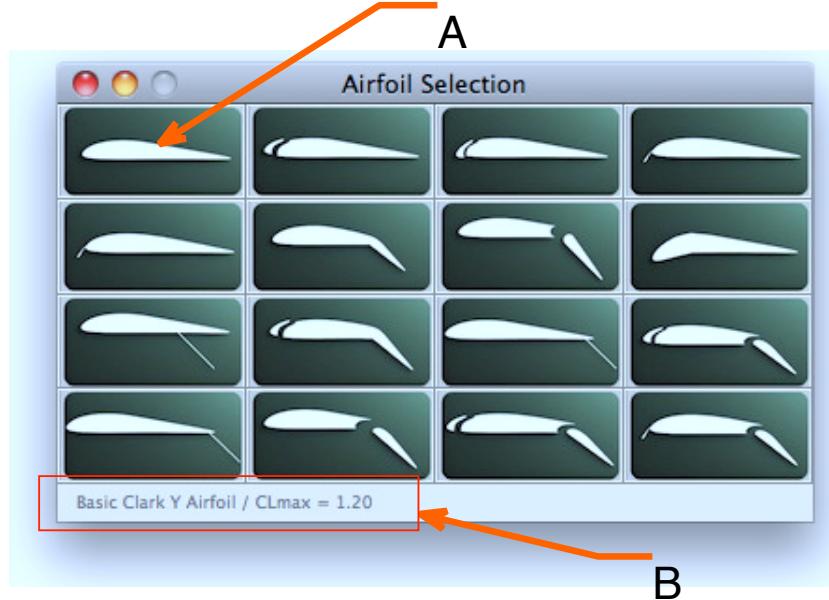
**F Distancia de despegue** En el cuadro de texto rotulado F, en la Figura 16.4, se introduce la distancia de despegue que es uno de los parámetros más restrictivos para el diseño de aeronaves aunque para el caso del Mapirí, se ha determinado que sea de 1000 pies (unos 350 metros). El programa evalúa esta distancia desde que el avión se encuentra en velocidad 0 hasta que supera el obstáculo que para no aturdir al usuario con este valor, el programa lo determina a partir de las regulaciones aeronáuticas. este es de 50 pies.

**G Pasajero** En el botón rotulado F, en la Figura 16.4, se selecciona la cantidad de pasajeros y la posición de estos en el fuselaje. De esta selección dependerán algunos coeficientes de Drag de los que el usuario de DACPEI nunca tendrá que preocuparse, también depende de esta selección el tipo de ecuación utilizada para encontrar el peso al despegue y otros datos estadísticos. Una vez se hace clic en uno de los botones de arriba, aparecerá una ventana como se muestra en la figura 16.5.

#### 16.4. Selección de perfil aerodinámico

DACPEI posee una librería de 16 perfiles aerodinámicos, los cuales poseen sus características de coeficientes de momentos, coeficientes máximos de Lift, de  $L/D$ , entre otros. pero el usuario no tiene que enterarse de todo esto, sólo debe seleccionar el perfil más adecuado de acuerdo a la capacidad

Figura 16.5: Selección del perfil aerodinámico para Mapirí



que posea para fabricarlo. Como se trata de un diseño conceptual, la mayoría de los datos obtenidos de los perfiles están basados en el clásico Clark Y a 2 millones de número Reynolds.

**A Cuadro de selección del perfil** En el botón rotulado F, en la Figura 16.5, se selecciona el perfil aerodinámico, que será usado para los cálculos posteriores, desde la superficie del ala para velocidad de pérdida seleccionada por el usuario hasta para curvas de rendimiento y dinámica de vuelo en el módulo de YASim. Una descripción más detallada de las características de cada perfil aerodinámico de la ventana de selección de perfil se puede encontrar en la Tabla 9 en la página 23.

**B Etiqueta de breve descripción de las características del perfil** La etiqueta rotulada B, en la Figura 16.5, muestra sólo el nombre del perfil y el valor de coeficiente máximo de sustentación. Si el usuario coloca el puntero del mouse sobre otros perfiles más complicados, obtendrá un descripción breve que se lee como se describe a continuación.

0.3 Hinged at 0.8 c Split (Zap) Flap deflected 45° / Clmax = 2.26

**0.3** Es la relación entre la cuerda del Flap y la Cuerda en la raíz del ala.

**Hinged at 0.8 c** Significa que el Flap, que mide 0.3 veces la cuerda está pivotado sobre un punto a 0.8 veces la cuerda en la raíz del ala.

**Split (Zap) Flap** Es el tipo de Flap que esta usando, el usuario puede buscar más información en Internet, si lo desea; porque la explicación y funcionamiento de cada tipo de Flap, esta fuera de los límites de este documento.

**Deflected 45º** Esta parte se refiere al ángulo de Flaps al que se tomaron los valores de coeficientes de momentos, de L/D y de coeficiente máximo de Lift.

/ **Clmax = 2.26** Este valor determina el coeficiente máximo de sustentación para el perfil seleccionado.

## 16.5. Diagrama de restricciones

El diagrama de restricciones para Mapirí fue bastante “restrictivo” como se ve en la Figura 16.6 en la página siguiente, esto pasó porque al iniciar el proceso de diseño estipulamos una potencia máxima para el motor de 15 HP, la cual se puede apreciar como una línea horizontal de color verde. en caso que no se hubiese ingresado una potencia al inicio, el programa no la hubiese trazado. Para este diseño se seleccionó una carga alar de 3.6 y una potencia de 15 HP.

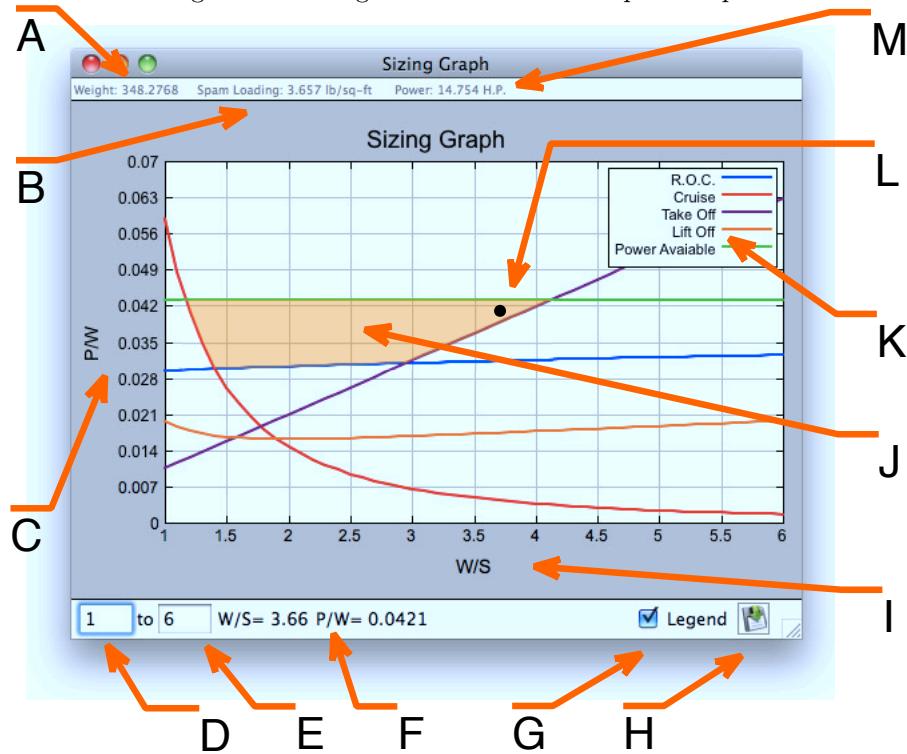
**A Peso** El peso no se calcula en este módulo, sino en el módulo de misión y aunque este valor cambiará más adelante en el proceso del diseño conceptual, para hacer el diagrama de restricciones se necesita un peso, el cual se obtiene a partir de la ecuación del autor, explicada en la página 20.

**B Carga Alar** La carga alar, rotulada B en la figura 16.6 en la página siguiente, es un valor importante a la hora de diseñar nuestra aeronave; entre más carga alar se seleccione, menor será el área del ala aunque por lo general necesitaremos más potencia. Esta carga alar que se muestra con “B” es el valor donde se encuentra el mouse en ese momento y hasta que no se haga clic sobre la gráfica, el valor no quedará registrado en las variables del programa.

**C Relación Potencia/Peso** La relación peso/potencia, rotulada C en la figura 16.6 en la página siguiente, es un valor importante, sobretodo durante vuelo acelerado como en giros, despegue del avión o tasa de ascenso máxima; a rasgos generales, entre más potencia/peso, mayor aceleración se tendrá durante el despegue y mayor tasa de ascenso, aunque no podemos abusar de este valor. Si se elige demasiada potencia el motor será más pesado por lo que la estructura también lo será y el consumo de combustible será alto.También el mantenimiento y los costos de operación serán mas elevados.

**D Valor mínimo de la gráfica** La carga alar mínima, rotulada D en la figura 16.6 en la página siguiente, determina el inicio de la gráfica.

Figura 16.6: Diagrama de restricciones para Mapirí



**E Valor máximo de la gráfica** La carga alar máxima, rotulada E en la figura [16.6 en la página anterior](#), determina el final de la gráfica.

**F Valor seleccionado para P/W y Carga alar** La valor seleccionado para P/W y Carga alar, rotulada D en la figura [16.6 en la página anterior](#), muestra los valores donde el usuario ha hecho clic. Este valor se actualiza cada vez que se hace clic sobre la gráfica y luego de actualizarse, se re-calcula todo el avión y la selección se ve inmediatamente reflejada en la ventana de bosquejo.

**G Mostrar leyenda** El cuadro de chequeo, rotulado D en la figura [16.6 en la página anterior](#), oculta y muestra el cuadro de leyendas en la gráfica, en caso que en algún momento impida la lectura de la gráfica

**H Guardar/Exportar** El botón de guardar o exportar, rotulado D en la figura [16.6 en la página anterior](#), muestra un cuadro de diálogo donde el usuario ingresa el nombre del archivo. DACPEI tiene la capacidad de exportar las curvas del diagrama de restricciones en un archivo separado por comas con extensión \*cvs. Éste tipo de archivo es compatible con hojas de cálculo como Excel y también puede leerse con un editor de textos estándar. Si el usuario de DACPEI está en un nivel avanzado, elegirá exportar las curvas para analizarlas posteriormente.

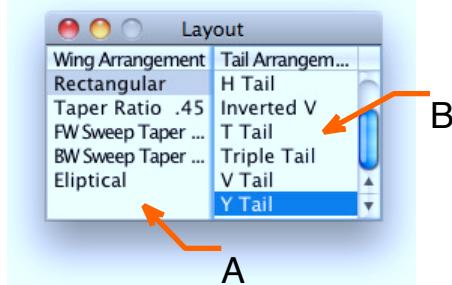
**I Peso/Superficie** La relación peso/superficie, rotulada I en la figura [16.6 en la página anterior](#), es lo mismo que carga alar.

**J Espacio de solución** El área de color naranja, rotulada J en la figura [16.6 en la página anterior](#), es el espacio de solución, cada punto dentro del área determina un valor de potencia del motor y un valor de superficie del ala y para cada uno de estos valores se cumplirían los requerimientos iniciales que se introdujeron a la ventana de misión. Para seleccionar un punto, debemos tener en cuenta que entre menos carga alar, el avión será más pequeño y fácil de construir y entre menos potencia se necesite, el motor será más liviano y con costos de operación y mantenimiento más bajos.

**K Leyenda** La leyenda, rotulada K en la figura [16.6 en la página anterior](#), es un cuadro de ayuda para recordar al usuario cual es la curva que esta necesitando tanta potencia o carga alar. Normalmente el usuario tendrá que ceder en algún requerimiento para encontrar una solución, sobretodo cuando se requieren velocidades de crucero muy altas o tasas de ascenso veloces.

**L Punto de solución** El punto de solución, rotulado L en la figura [16.6 en la página anterior](#), es sólo el punto que usará el programa para diseñar el avión y se selecciona haciendo clic sobre el área de la gráfica.

Figura 16.7: Configuración para Mapirí



**M Potencia mínima del motor** La potencia mínima, rotulada M en la figura 16.6 en la página 74, determina la potencia del motor que se selecciona automáticamente cuando el usuario hace clic sobre la gráfica.

## 16.6. Configuración

En la ventana de configuración, mostrada en la Figura 16.7, podremos elegir entre más de 5 tipos de alas y más de 10 tipos de cola, lo que nos da una combinación de más de 50 configuraciones diferentes. Para Mapirí, se selecciono una configuración de ala rectangular y cola convencional.

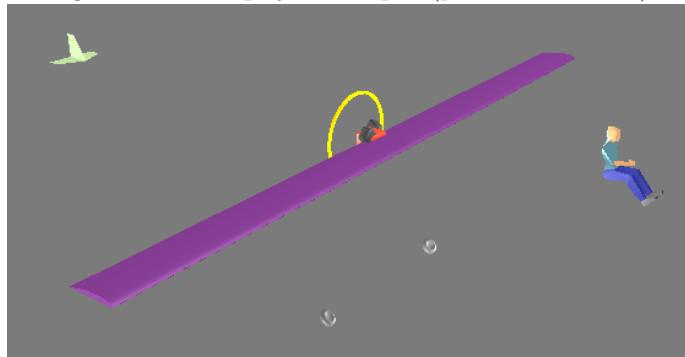
**A Selección del tipo de ala** La lista de selección para el ala, mostrada con nombre A en la Figura 16.7, es una lista que tiene una librería de las formas de alas más usadas por los diseñadores de aeronaves; cada vez que el usuario hace clic sobre un ítem de la lista, se re-calcularan todas las propiedades para esa ala sobretodo la eficiencia de Oswald, y se actualiza el modelo tridimensional en la ventana de bosquejo.

**B Selección del tipo de cola** La lista de selección para la cola, mostrada con nombre C en la Figura 16.7, es una lista con las librerías de las formas de cola más comunes. Cada vez que el usuario selecciona una, se re-calcularan las áreas a a partir de los coeficientes de volumen y se muestra el resultado en la el bosquejo tridimensional.

## 16.7. Bosquejo (primera iteración)

A estas alturas del proceso de diseño, si miramos la ventana de bosquejo, obtendremos un modelo como el que se muestra en la Figura. Sin embargo, este primer bosquejo es pesado, pues hemos dejado que el programa elija las posiciones, relación de aspecto del ala, posición del motor, de la cola y del tren de aterrizaje, entre otros. aunque para el programa parezcan óptimas el usuario

Figura 16.8: Bosquejo de Mapirí (primera iteración)



de DACPEI debe modificarlas pero antes de modificar las posiciones es necesario que se haga un diseño conceptual de la hélice a usar, para saber su diámetro y las rpms del motor.

### 16.8. Diseño conceptual de la hélice

El módulo de diseño de hélices es un modulo muy robusto, donde le da una idea al usuario del empuje máximo que necesitará o del diámetro, ángulos y rpms de su hélice; de acuerdo a estos valores, el usuario puede ampliar el análisis de la hélice basándose en BET. Cuando el empuje que necesitamos excede el que puede obtenerse con esa configuración motor/propulsor, las etiquetas rotuladas O y N muestran el error y se resaltan los valores de empuje deseado y velocidad deseadas para que el usuario las reduzca. Para la hélice del Mapirí, el resultado fue un diámetro de 1440 milímetros, 2160 rpm, 108 km/h en velocidad de diseño.

**A Número de palas** El número de palas de la hélice, mostrada con el rótulo A, en la Figura 16.9, se puede cambiar moviendo el scroll sobre el cuadro de texto; solo admite valores enteros.

**B Ancho de la pala de la hélice** El ancho de la pala en la hélice, mostrada con el rótulo B, en la Figura 16.9, es el mismo que la cuerda para el ala y se mide en porcentaje de diámetros; DACPEI seleccionará un valor estándar, pero se puede cambiar en el cuadro de texto. Es importante saber que el programa no permite que el usuario introduzca valores no convencionales y lo limita a valores entre 0.08 y 0.12.

**C Radio** La posición medida desde el centro de cada estación de la hélice, mostrada con el rótulo C, en la Figura 16.9.

**D Ángulo de pala** El ángulo que de ataque que corresponde a cada estación de la hélice, mostrada con el rótulo D, en la Figura 16.9.

**E Avance** El avance geométrico en cada sección de la hélice, mostrado en el rotulo E. Nótese la diferencia con el avance extraido del triángulo de velocidades, que se muestra con el rótulo O, en la Figura 16.9.

**F Cuerda** Aunque se supone que el usuario ha introducido su ancho de pala deseada, ésta cambia a lo largo de la hélice porque cambian también las velocidades tangenciales y su componente axial a lo largo de la pala. La cuerda de cada estación de la hélice, se muestra con el rótulo F, en la Figura 16.9.

**G Peso aproximado** La etiqueta, mostrada con el rótulo G, en la Figura 16.9, es una aproximación del peso de la hélice en caso que se haga con madera de canelo como la hélice fabricada para DACPEI; si el usuario piensa usar otro material, puede encontrar la cantidad de material gastado por la hélice en el rótulo N, en la misma figura.

**H Zoom** El deslizador, mostrada con el rótulo H, en la Figura 16.9, es el encargado de controlar la cercanía de la cámara al modelo tridimensional de la hélice.

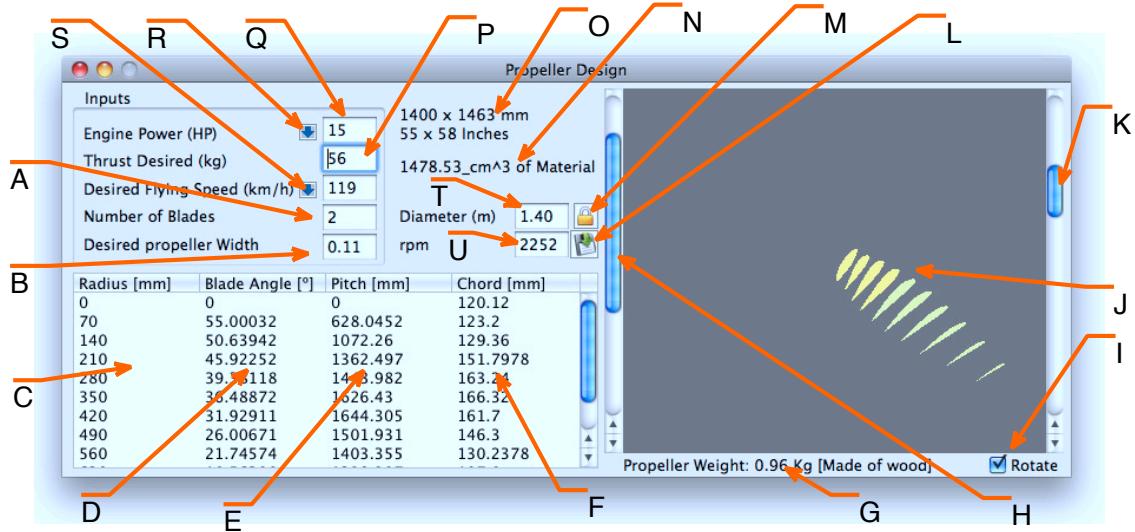
**I Rotación de la representación tridimensional** El cuadro de chequeo, mostrada con el rótulo I, en la Figura 16.9, es el encargado de controlar la rotación de la pala de la hélice.

**J Representación tridimensional** Mientras el usuario modifica el empuje, puede observar en la pala rotulada: J, en la Figura 16.9, como disminuye el ángulo a medida que aumenta la velocidad de diseño de la hélice; también cambia al modificar el empuje estático. De esta manera, el usuario tendrá presentes la manufactura de la hélice y podrá darse cuenta si introduce algún valor equivocado.

**K Azimut** El deslizador, mostrada con el rótulo K, en la Figura 16.9, es el encargado de controlar el ángulo de azimut de la cámara.

**L Guardar/Exportar** El botón, mostrado con el rótulo L, con símbolo de Disquete, en la Figura 16.9, muestra un cuadro de diálogo donde el usuario ingresa el nombre del archivo. DACPEI tiene la capacidad de exportar las curvas del diagrama de restricciones en un archivo separado por comas con extensión \*cvs. este tipo de archivo es compatible con hojas de cálculo como Excel y también puede leerse con un editor de textos estándar. Si el usuario de DACPEI está en un nivel avanzado, elegirá exportar las curvas para analizarlas posteriormente.

Figura 16.9: Diseño conceptual de la hélice del Mapirí



**M Bloquear Diámetro** Muchas veces ocurre que se tiene un diámetro especial o se determina la altura a la que se posicionará el motor, para estos casos, se puede hacer clic en el botón con forma de candado, mostrada con el rótulo M, en la Figura 16.9, el cuál mantendrá el diámetro y modificará el resto de parámetros para hacer cumplir los requerimientos introducidos por el usuario.

**N Volumen estimado** La etiqueta, mostrada con el rótulo N, en la Figura 16.9, muestra el material estimado que consumiría la hélice al fabricarse, aunque esta asume perfiles como Clark Y para encontrar el volumen. También le dice al usuario que revise los cuadros de texto resaltados en caso que el programa encuentre alguna discrepancia al momento de ingresar los datos.

**O Diámetro y Avance** La etiqueta, mostrada con el rótulo O, en la Figura 16.9, muestra el Pitch y diámetro obtenidos con el triángulo de velocidades a la velocidad de diseño seleccionada por el usuario en el rótulo S. Si el usuario necesita comprar una hélice, solo debe mirar el Pitch geométrico al 75 % de la pala, la mayoría de fabricantes utilizan este valor para clasificar sus hélices. Esta etiqueta también advierte al usuario cuando la hélice no puede ser calculada.

**P Empuje deseado para la hélice** El cuadro de texto con el empuje deseado hay que modificarlo desde el comienzo del diseño y como esto se hace casi por métodos de ensayo y error, se ha facilitado la introducción de valores mediante el scroll; éste cuadro de texto, se muestra con el rótulo P, en la Figura 16.9.

**Q Potencia del motor** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo Q, en la Figura 16.9, es el de la potencia del motor, si usted ha abierto este módulo para diseñar una hélice, necesitará introducir la potencia del motor, si viene de la ventana de bosquejo, puede utilizar los rótulos R, de la misma figura.

**R y S Obtener valores** Los botones con flecha hacia abajo de color azul, mostrados con el rótulo R y S, en la Figura 16.9, sólo pueden ser usados si el usuario viene desde el módulo de bosquejo y ha hecho todo el diseño conceptual en DACPEI. Cuando el usuario presiona el botón R, el programa busca la potencia seleccionada en el diagrama de restricciones ( ver Figura 16.9) y la escribe en el cuadro de texto rotulado P en la misma. Cuando presiona el botón S, el programa busca la velocidad deseada de crucero para el avión, aunque para un buen diseño de la hélice, la velocidad de crucero no debe ser la misma que la velocidad de diseño de la hélice, de ser así la hélice no produciría ningún empuje a esa velocidad, pues los triángulos de velocidades de cada sección de la pala se calculan con susodicha velocidad.

**T Diámetro** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo T, en la Figura 16.9, representa el diámetro, la mayoría de las veces no debe ser tocado por el usuario a menos que sepa lo que está haciendo.

**U Revoluciones por minuto** El cuadro de texto, mostrada con el rótulo U, en la Figura 16.9, representa las rpm. No confunda con las revoluciones para el motor. en caso que sean muy diferentes, intente añadir una reductora al eje del motor.

## 16.9. Bosquejo (7ma iteración)

Después de mover bastantes los deslizadores de la ventana de bosquejo, se ha llegado a un diseño liviano, de fácil construcción y que en teoría cumple los requerimientos introducidos al comienzo. Los valores de los deslizadores pueden variar por ejemplo: la ubicación de la persona puede estar a 32 pies sobre el plano XY de la ventana de renderizado, aún así el modelo estará bien hecho y se podrá volar en el simulador, ya que las medidas están todas tomadas desde el centro de gravedad.

La configuración del avión Mapirí, se puede ver en la Figura 16.10 en la página 82. En esta etapa el diseño conceptual está prácticamente listo, solo hace falta determinar algunos valores que se irán explicando a continuación:

**A Zoom** El deslizador, mostrada con el rótulo A, en la Figura 16.10, es el encargado de controlar la cercanía de la cámara al diseño conceptual.

**B Rotación de la representación tridimensional** La etiqueta, mostrada con el rótulo B, en la Figura 16.10, es la encargada de mostrar que valores se están modificando en ese momento; se activa cada vez que el usuario mueve un deslizador.

**C Representación tridimensional** Mientras el usuario modifica los deslizadores, puede observar en el avión 16.10, como cambian las longitudes, distancias, ángulos de cada modelo representado en la vista a medida que se cambian los parámetros, ya sea los deslizadores o cualquier parámetro en cualquier cuadro de texto o selección de las ventanas explicadas anteriormente, esto lo hace haciendo miles de iteraciones en cada modificación y renderizandola en tiempo real en esta representación tridimensional. Si el usuario introduce algún valor equivocado, aquí podrá saberlo.

**D Azimut** El deslizador, mostrado con el rótulo K, en la Figura 16.10, es el encargado de controlar el ángulo de azimut de la cámara.

**E Rotación de la representación tridimensional** El cuadro de chequeo, mostrado con el rótulo E en la Figura 16.10, es el encargado de controlar la rotación del avión. La velocidad de giro no puede ser cambiada por el usuario.

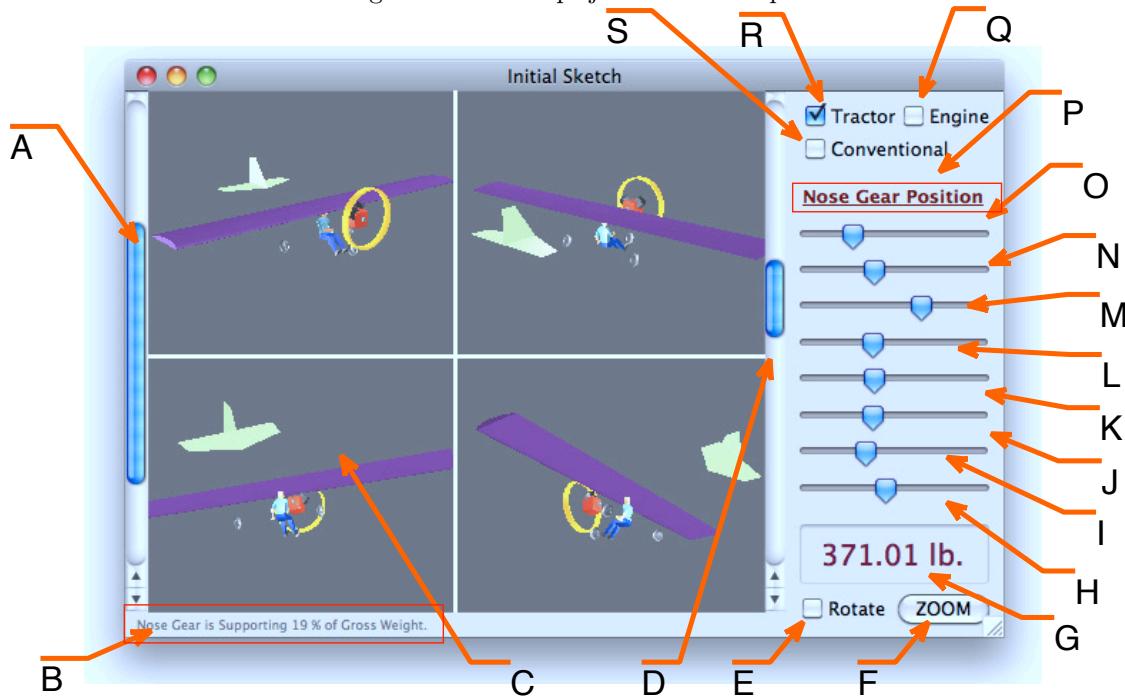
**F Botón de Zoom** El botón de zoom, mostrado con el rótulo F, en la Figura 16.10, se encarga de ubicar la cámara en caso que se pierda el modelo, eso lo hace alejándola a una vez y media la envergadura del centro de masas del aparato (que es desde donde se hace el giro).

**G Peso re-calculado** El peso que se muestra en la etiqueta con el rótulo G, en la Figura 16.10, es diferente al peso que se eligió en el diagrama de restricciones y así debe ser. Los nuevos pesos son la suma de cada elemento del avión y se han calculado siguiendo las fórmulas desarrolladas por el autor, las cuales se han obtenido a partir de estadísticas comprobadas con la construcción de un avión ultraligero calculado con este software (DACPEI). El avión se llama Mapirí. Cada vez que se cambia un valor en uno de los deslizadores el peso cambia también.

**H Posición del piloto (Y)** El deslizador con el rótulo H, en la Figura 16.10, modifica la distancia del piloto con respecto al centro de gravedad del avión, esta a su vez modifica la posición del motor para mantener el equilibrio sobre el 28-30 % de la cuerda del ala y de este modo mantener válido el FDM del avión. éste deslizador se activa cuando se chequea el cuadro con rótulo R en esta misma Figura.

**I Posición del piloto (Z)** El deslizador con el rótulo I, en la Figura 16.10, modifica la posición del piloto desde el suelo. si el usuario sigue bajando al piloto por debajo de la posición en Z de los

Figura 16.10: Bosquejo Final del Mapirí



trenes de aterrizaje, los trenes lo acompañaran, de manera que el usuario no tenga que preocuparse por eso.

**J Posición de la cola (Z)** El deslizador con el rótulo J, en la Figura 16.10, modifica la posición de la cola, la cuál puede estar ubicada bien sea por encima o por debajo del centro de gravedad de la aeronave. El nuevo centro de masas en el eje Z se calculará inmediatamente después de modificar el deslizador pero el usuario de DACPEI no lo notará. La posición de la cola sigue algunas reglas de diseño como por ejemplo: no dejar la cola exactamente detrás del downwash del ala (aunque esto no se representa en la vista tridimensional) También impide que la cola se ubique por debajo de una línea imaginaria trazada a  $15^{\circ}$  tomando el tren de aterrizaje, ya sea triciclo o convencional. Si bien el usuario no tiene en cuenta esto, el programa lo hará automáticamente.

**K Posición del Motor (Z)** El deslizador con el rótulo K, en la Figura 16.10, modifica la posición del motor en el eje Z y aunque no está implementada la detección de colisiones para evitar que el motor quede muy cerca a cualquier otro elemento del avión, el nuevo centro de gravedad con la nueva posición del motor se calcula inmediatamente después que se modifique el deslizador; la etiqueta rotulada P, cambia mostrando la nueva modificación.

**L Posición del Ala (Z)** El deslizador con el rótulo K, en la Figura 16.10, representa la posición del ala en el eje Z. Cada vez que el usuario modifique esta posición, se modificarán las ubicaciones de las ruedas del tren de aterrizaje. Esta búsqueda de estabilidad estática se puede apreciar más cuando se usan los trenes de aterrizaje en configuración convencional; el programa se da cuenta cuando el usuario ha colocado el ala debajo del centro de gravedad y aunque la vista tridimensional no lo muestra, se cambian los ángulos de diedro del ala, el espaciamiento del tren principal, la compresión de los trenes de aterrizaje y la altura para los cálculos de rendimiento con efecto suelo; el usuario de DACPEI no tiene que enterarse de nada de esto.

**M Posición del Tren (Y)** El deslizador con el rótulo M, en la Figura 16.10, es la posición del tren de nariz durante la configuración triciclo. éste no deja que el usuario lo mueva a voluntad, pues evalúa cuento porcentaje del peso del avión está sosteniendo la rueda, el cuál debe ser suficiente para mantener la capacidad de giro a cualquier velocidad y al mismo tiempo debe ser poco para que la cola pueda levantarla a velocidad de pérdida.

**N Relación de aspecto** El deslizador con el rótulo N, en la Figura 16.10, configura con un sólo movimiento la cuerda y envergadura en el ala y le muestra al usuario en el rótulo B lo que está ocurriendo de manera que la persona vea los límites de fabricación. El aumento de la relación de aspecto incrementa la relación de planeo del avión pero también incrementa un poco el peso de la estructura del ala por lo que no se debe usar a valores muy elevados. Al cambiar la relación de aspecto también cambian las áreas de la cola y elevador, de manera que si un ala tiene demasiada relación con una envergadura muy grande, el estabilizador vertical se vuelve muy grande también, y si se hace con mucha cuerda y poca relación de aspecto, el elevador se hace muy grande y puede que desaparezca el estabilizador vertical.

**O Distancia Ala - Cola** El deslizador con el rótulo O, en la Figura 16.10, modifica la distancia desde el centro de gravedad del avión que normalmente está ubicado entre el 28 al 30 % de la cuerda, hasta la mitad de la cuerda de la cola. cada vez que se modifica este deslizador, se recalculan las áreas necesarias para mantener la integridad y estabilidad estática del avión. entre más lejos se ubique la cola, más pesado será el avión puesto que el fuselaje debe ser mas largo. Esta distancia también modifica la posición del tren principal para mantener la regla de los 15° explicada anteriormente.

**P Información** La etiqueta con el rótulo P, en la Figura 16.10, se encarga de mantener al usuario; informado de qué deslizador esta modificando y la acción está haciendo este en el bosquejo. también esta información sirve para recordar al usuario la última modificación.

**Q Posición del Motor (Z)** El cuadro de chequeo con el rótulo Q, en la Figura 16.10, modifica con un sólo clic la posición del motor en el eje Z para dar un buen punto de inicio al usuario. por defecto el motor está ubicado en la posición del centro de gravedad.

**R Configuración del Motor** El cuadro de chequeo con el rótulo R, en la Figura 16.10, advierte al usuario la configuración de su motor/hélice, que por defecto se mantiene en configuración propulsora. Al hacer clic en configuración tractora, se activa el deslizador que habilita el movimiento del piloto en el eje Y. Si se deja desactivado, el motor se posiciona detrás del ala, que es la ubicación convencional de este tipo de configuración.

**S Configuración del tren de aterrizaje** El cuadro de chequeo con el rótulo S, en la Figura 16.10, modifica la configuración del tren de aterrizaje, esta puede ser convencional con el tren principal delante del centro de gravedad del ala o puede ser triciclo haciendo válido el deslizador encargado de modificar el porcentaje de peso del avión que recae sobre la rueda delantera. la habilitación de este cuadro de chequeo también modifica las reglas de diseño para la compresión del tren de aterrizaje.

## 16.10. Análisis de Rendimiento

Una vez hemos terminado de ajustar los deslizadores de la ventana de bosquejo, procedemos a diseñar para performance. Es en este módulo donde se evaluará la precisión de las ecuaciones descritas a lo largo de este documento y también se evaluará el cumplimiento de los requerimientos que inicialmente ingresamos en la ventana de misión.

**A Potencia del motor** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo A, en la Figura 16.11, es el de la potencia del motor, si usted ha abierto este módulo para evaluar el rendimiento de cualquier aeronave, deberá introducir la potencia del motor, si viene de la ventana de bosquejo, puede utilizar los rótulos AB, de la misma figura para ingresarlos automáticamente.

**B Número de motores** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo B, en la Figura 16.11, se muestra el número de motores, aunque durante todo el diseño conceptual no se tuvo en cuenta el uso de múltiples plantas motrices, este módulo le da la posibilidad a los usuarios de DACPEI de evaluar aeroplanos con varios motores. El valor por defecto es 1.

**C Revoluciones por minuto** El cuadro de texto, mostrada con el rótulo C, en la Figura 16.11, representa las rpm del motor; no confunda con las revoluciones diseño de la hélice.

**D Diámetro de la hélice** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo D, en la Figura 16.11, representa el diámetro de la hélice. Los datos introducidos en este grupo de controles deben ser congruentes. De lo contrario obtendrá valores no deseados en los parámetros de despegue y aterrizaje

**E Número de palas** El número de palas de la hélice, mostrada con el rótulo C, en la Figura 16.11, se puede cambiar moviendo el scroll sobre el cuadro de texto; solo admite valores enteros.

**F Pestaña de Vuelo** La pestaña de vuelo, mostrada con el rótulo F, en la Figura 16.11, muestra el desempeño del avión durante la fase de planeo y la fase de ascenso, estos datos se obtienen a partir del análisis inteligente que hace el programa con las curvas de rendimiento. En el vuelo con motor podemos comprobar uno de los valores deseados durante el diseño conceptual del Mapirí, se quería que ascendiera a 400 pies por minuto, y luego de los datos de rendimiento se ha comprobado que asciende a 480 pies por minuto, lo cual esta bastante cerca.

**G Altitud Máxima (Experimental)** El botón, mostrada con el rótulo G en la Figura 16.11, utiliza una serie de algoritmos para encontrar la altitud máxima a la que puede volar el avión que se está evaluando. Pocos libros tienen métodos para encontrar esta altitud. DACPEI posee un algoritmo basado en métodos numéricos que verifica, altitud por altitud, el rendimiento del avión hasta que encuentra la altura en donde la resta entre potencia disponible y requerida es cero.

**H Guardar/Exportar** El botón, mostrado con el rótulo H con símbolo de Disquete, en la Figura 16.11, muestra un cuadro de diálogo donde el usuario ingresa el nombre del archivo. DACPEI tiene la capacidad de exportar los datos en un archivo separado por comas con extensión \*cvs; éste tipo de archivo es compatible con hojas de cálculo como Excel y también puede leerse con un editor de textos estándar. Si el usuario de DACPEI está en un nivel avanzado, elegirá exportar las curvas para analizarlas posteriormente.

**I Re-Calcular** El botón, mostrado con el rótulo I en la Figura 16.11, obliga a todos los cuadros de texto a ser leídos nuevamente, luego calcula todos los parámetros.

**J Despegue** El botón, mostrado con el rótulo J en la Figura 16.11, despliega la pestaña de despegue, en la cual se muestran parámetros como velocidad de rotación, tiempo en acelerar a velocidad de pérdida, distancia recorrida para sobrepasar el obstáculo, entre otros.

**K Aterrizaje** El botón, mostrado con el rótulo K en la Figura 16.11, despliega la pestaña de aterrizaje.

**L Altura desde el suelo hasta el ala del avión** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo L en la Figura 16.11, muestra la altura calculada por el módulo de bosquejo desde la superficie hasta el ala en el eje Z, si el usuario esta haciendo un análisis para un avión no diseñado con el programa, es necesario que conozca este dato para calcular mejor la distancia de aterrizaje. Este valor se utiliza para calcular el incremento de sustentación debido al efecto suelo.

**M Altura de obstáculo** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo M en la Figura 16.11, muestra la altura que el avión debe sobreponerse para considerarse en fase de vuelo acelerado o ascenso o incluso para considerarse en vuelo. Las normas aeronáuticas estipulan que el avión debe ser capaz de sobreponerse un obstáculo de 50 pies (15 metros) es por esto que el valor por defecto en el módulo de rendimiento de DACPEI es 15.24.

**N Fricción** El coeficiente de fricción, mostrado con el rótulo N en la Figura 16.11, es un valor subjetivo que viene escrito en el cuadro de texto para indicar en los cálculos el coeficiente de fricción de la pista de aterrizaje y despegue. Este coeficiente de fricción se puede cambiar haciendo clic en el cuadro de lista, ubicado en la parte inferior, cerca a la representación de la pista de aterrizaje, en la pestaña de despegue.

**O Temperatura** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo O en la Figura 16.11, muestra la temperatura a nivel del mar en un día estándar; esta temperatura se usa para calcular la densidad a diferentes alturas.

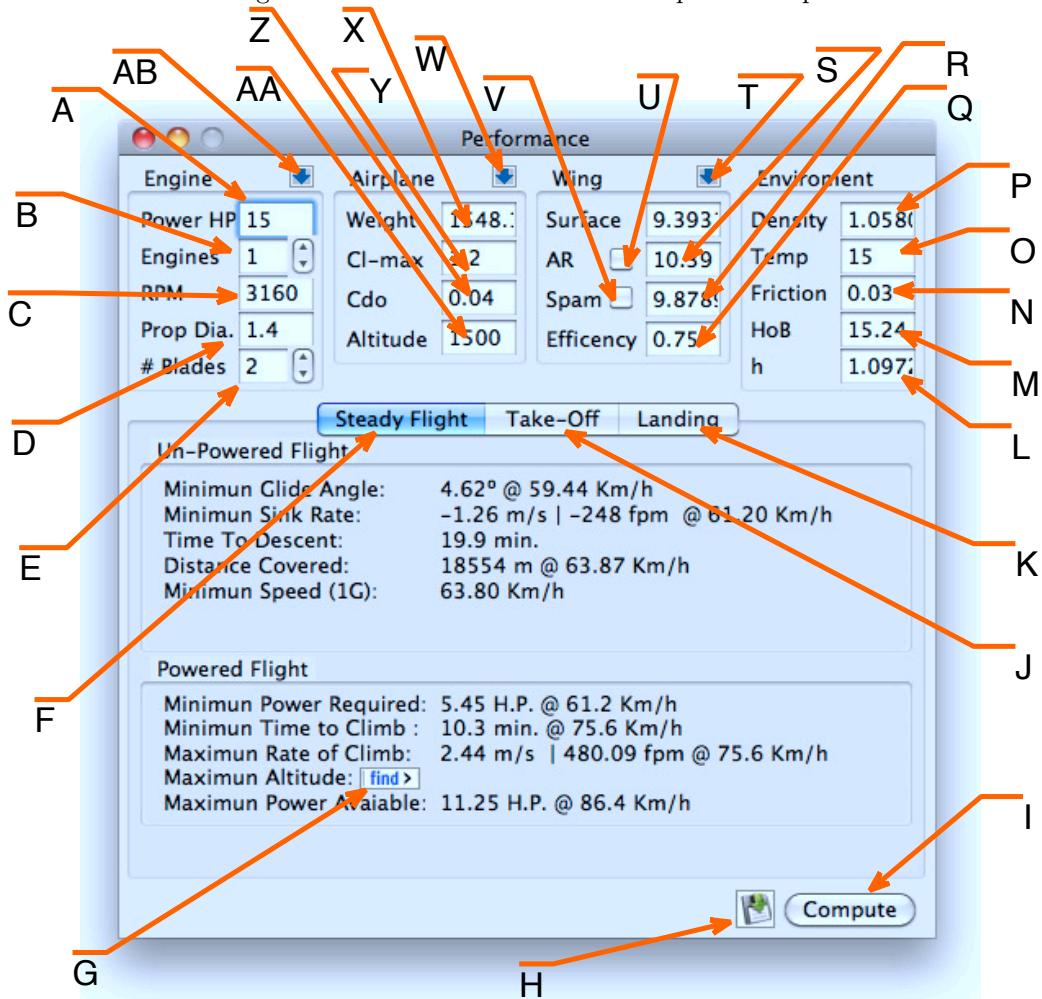
**P Densidad** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo P en la Figura 16.11, muestra la densidad calculada por el programa teniendo en cuenta la temperatura, la altitud y las tablas de la atmósfera estándar [13].

**Q Eficiencia de Oswald** El cuadro de texto con la eficiencia de Oswald, se muestra con el rótulo Q, en la Figura 16.11; esta describe la eficiencia de un ala que para un ala cuadrada o rectangular

**R Envergadura** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo R en la Figura 16.11, es el de la envergadura del avión, el usuario puede elegir entre introducir la envergadura y área para luego hacer clic en el botón de aspect ratio y calcularlo o el usuario puede introducir el área del ala y el aspect ratio para calcular la envergadura.

**S Relación de aspecto** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo S en la Figura 16.11, es la relación de aspecto, la cual se puede calcular teniendo los datos del área del ala y envergadura, haciendo clic sobre el botón que esta al lado.

Figura 16.11: Análisis de rendimiento para el Mapirí



**T Obtener datos** El botón mostrado con el rótulo T en la Figura 16.11, se puede usar para introducir los valores de área, aspect ratio, envergadura y eficiencia de Oswald directamente de los módulos de bosquejo.

**U Obtener relación de aspecto** El botón mostrado con el rótulo U en la Figura 16.11, se puede usar para calcular la relación de aspecto del ala siempre y cuando el usuario haya introducido la superficie y la envergadura

**V Obtener envergadura** El botón mostrado con el rótulo V en la Figura 16.11, se puede usar para calcular la envergadura de un ala rectangular, siempre y cuando el usuario haya introducido la superficie y la relación de aspecto.

**W Obtener datos** El botón mostrado con el rótulo W en la Figura 16.11, encuentra el peso obtenido en el módulo de bosquejo, el coeficiente de sustentación máximo seleccionado en el módulo de selección de perfil, el coeficiente de Drag de la aeronave sugerido por [10], pero no reemplaza el valor del cuadro de altitud.

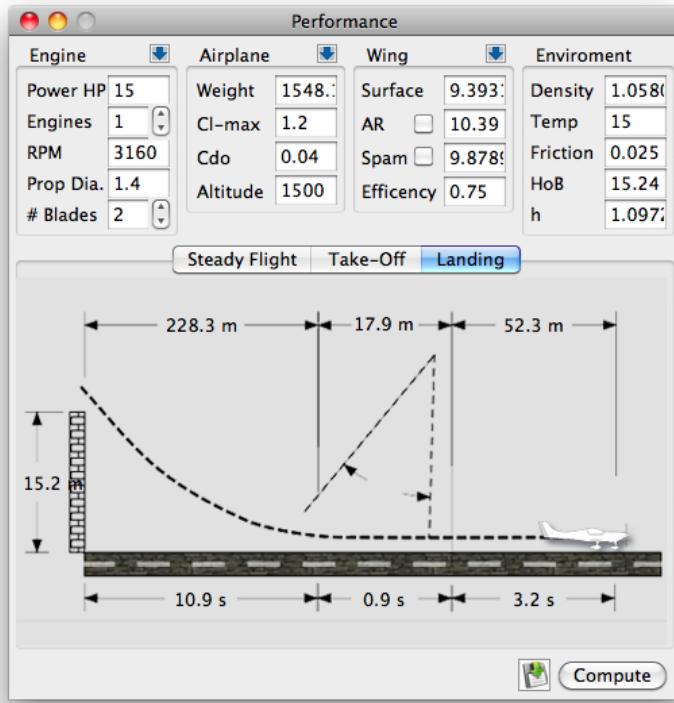
**X Peso del aerodino** El cuadro de texto mostrado con el rótulo X, en la Figura 16.11, es el del peso de la aeronave, a diferencia del resto del programa, en éste módulo el peso se introduce como la masa multiplicada por la aceleración, que en este caso es la fuerza de gravedad.

**Y Coeficiente máximo de sustentación** En el cuadro de texto mostrado con el rótulo Y, en la Figura 16.11, se introduce el coeficiente de sustentación del perfil usado en el ala, que normalmente es de 1.2 para perfiles sin flaps. Una lista detallada de los tipos de perfiles y sus coeficientes de sustentación se puede encontrar en la página 23.

**Z Coeficiente de Drag** El cuadro de texto mostrado con el rótulo Z, en la Figura 16.11, determina el coeficiente de Drag parásito para el avión; este Drag se calcula de forma diferente al Drag inducido por la sustentación del ala y es diferente al Drag ocasionado por la fricción en la piel del avión de la cual se calcula en una superficie igual a 4 veces la del ala.

**AA Altitud de análisis** El cuadro de texto mostrado con el rótulo AA, en la Figura 16.11, determina la altitud del avión para el análisis, esta se introduce en metros. cuando se presiona el botón Find, para conseguir la altura máxima a la que puede volar el avión, se reinicia la altitud, por lo que luego de presionar el botón, el usuario debe introducir la altitud de análisis nuevamente.

Figura 16.12: Parámetros de aterrizaje del Mapirí

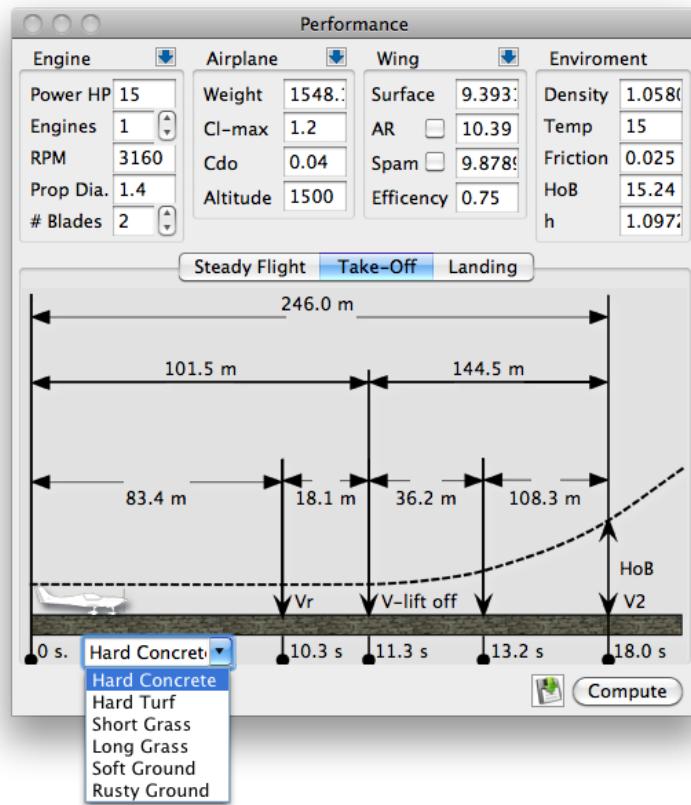


**AB Obtener datos** El botón mostrado con el rótulo AB, en la Figura 16.11, sirve para buscar la potencia seleccionada para el motor en el diagrama de restricciones, también busca el diámetro de la hélice en la ventana de diseño de hélices, al igual que el número de palas y las rpm. Las rpm hay que corregirlas porque para este análisis se utilizan las rpm del motor, no las de la hélice.

### 16.11. Aterrizaje del Mapirí

Los parámetros de aterrizaje para el Mapirí, se calcularon directamente en el software DACPEI y se muestran en la Figura 16.12. Aunque la distancia de aterrizaje depende de muchos factores que no se tuvieron en cuenta para los cálculos como el tipo de frenos, la pendiente de la pista etcétera, el programa nos entrega unas distancias y tiempos con métodos sugeridos en la referencia bibliográfica [28].

Figura 16.13: Parámetros de despegue del Mapirí



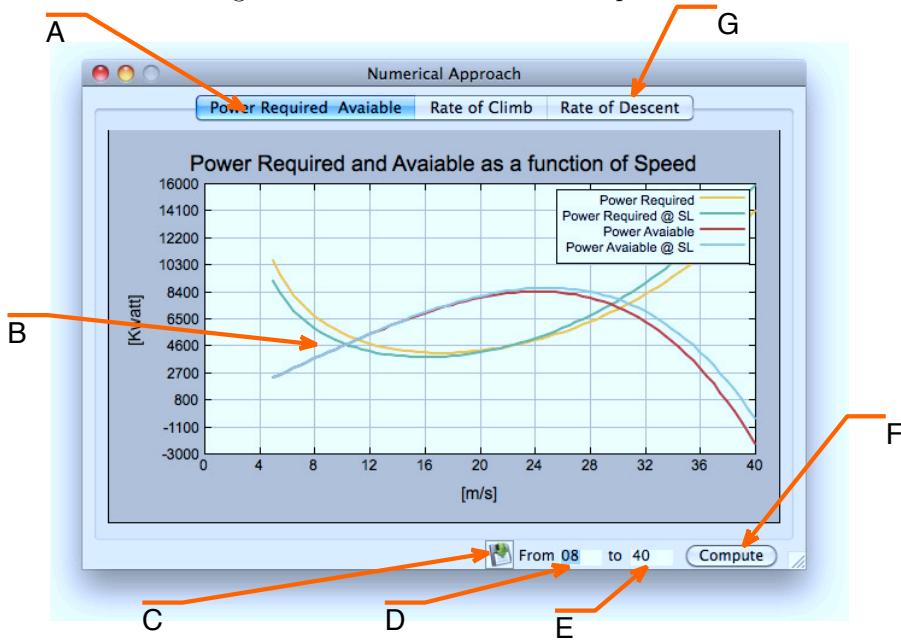
## 16.12. Despegue del Mapirí

Los parámetros de despegue de Mapirí fueron sacados de DACPEI y se muestran en la Figura 16.13. Nótese que la distancia introducida para los requerimientos en la figura 16.4 es de 1000 pies (304.8 m). La distancia obtenida en el análisis de rendimiento, se acerca bastante a la distancia esperada; esto comprueba la eficacia de este método de diseño.

## 16.13. Gráficas de Rendimiento

Aunque los valores puntuales se han descrito a lo largo de la sección anterior, muchas veces es más útil para un diseñador de aeronaves mirar la curva de rendimiento del avión, sobretodo la de exceso de potencia, tasa de ascenso y tasa de descenso. DACPEI ofrece la posibilidad de evaluar hasta 2 altitudes para cada gráfica.

Figura 16.14: Gráfica de exceso de potencia



La gráfica que se muestra en la Figura 16.14, se trata de la potencia requerida por la aeronave para volar a cada velocidad, la cual se obtiene a partir del Drag inducido y parásito de la aeronave; como el Drag inducido se reduce a medida que aumenta la velocidad, la gráfica empieza a reducirse hasta que en un momento el coeficiente de sustentación es tan pequeño que el Drag ocasionado por el sustentación empieza a acercarse a 0 mientras que el Drag parásito que es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad, empieza a aumentar con la velocidad. Esto genera una gráfica en forma de parábola.

Las otras curvas de la gráfica, las que parecen una parábola invertida, se obtienen al encontrar la potencia transmitida por medio de la hélice y convertida en empuje, la cuál es inversamente proporcional a la velocidad de la aeronave; sin embargo la potencia (que es lo que se muestra en la gráfica) se obtiene multiplicando el empuje por la velocidad.

El resultado es una gráfica en forma de sonrisa, que demuestra cuanta potencia se tiene disponible así como también demuestra las partes donde hay más exceso de potencia y las velocidades en las cuales el avión no vuela; estas últimas son la velocidad de pérdida (que para el caso de Mapirí es de unos 10 metros por segundo) y la velocidad de crucero que está cerca de 30 metros por segundo. A continuación se explicará rápidamente los componentes del módulo de gráficas de rendimiento.

**A Pestaña de selección** Esta es la pestaña donde se selecciona el tipo de análisis que se quiere visualizar, que está entre tasa de ascenso, tasa de descenso y potencia disponible.

**B Área de gráficos** A diferencia del gráfico en el diagrama de restricciones este gráfico no es interactivo, por lo que no reconocerá un clic en el área. Tampoco se puede obtener información de la ubicación de los puntos en el plano, por lo que para cualquier análisis diferente de mirar las gráficas, debe hacerse exportando los valores en un documento de Excel.

**C Guardar/Exportar** El botón, mostrado con el rótulo C, con símbolo de Disquete, en la Figura 16.14, muestra un cuadro de diálogo donde el usuario ingresa el nombre del archivo. DACPEI tiene la capacidad de exportar las curvas del exceso de potencia en un archivo separado por comas con extensión \*cvs. éste tipo de archivo es compatible con hojas de cálculo como Excel y también puede leerse con un editor de textos estándar. Si el usuario de DACPEI está en un nivel avanzado, elegirá exportar las curvas para analizarlas posteriormente.

**D Límite mínimo del análisis** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo D, en la Figura 16.14, determina el comienzo del análisis para el módulo de rendimiento; de ésta elección dependen los demás valores.

**E Límite máximo del análisis** El cuadro de texto, mostrado con el rótulo E, en la Figura 16.14, determina el final del análisis, no sólo para las gráficas sino para todo el módulo de rendimiento.

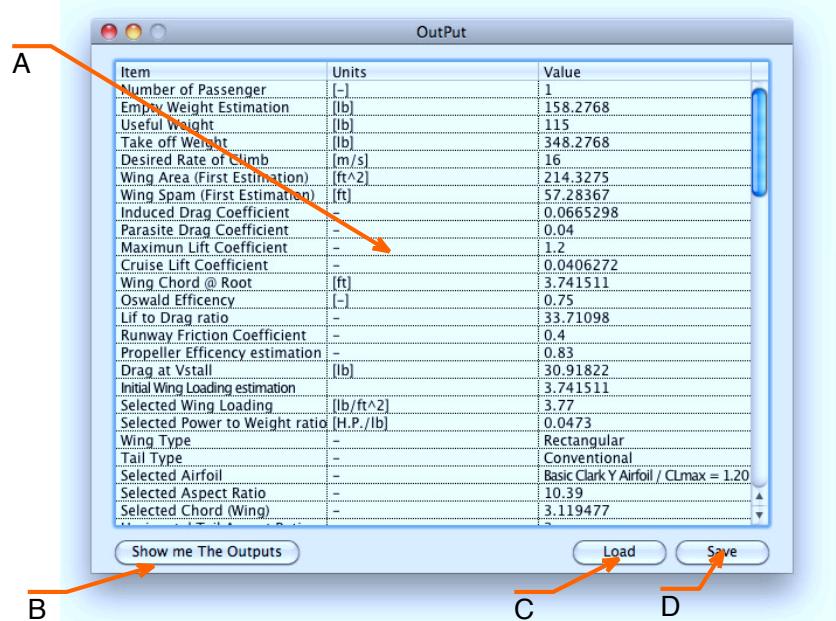
**F Re-Calcular** El botón mostrado con el rótulo F, en la Figura 16.14, obliga a todos los cuadros de texto a ser leídos nuevamente, luego calcula todos los parámetros.

## **16.14. Resumen de parámetros calculados por DACPEI**

En la ventana de resumen no hay mucha interacción de parte del usuario, en esta el usuario se entera de lo que ha pasado durante el proceso de diseño. Para los usuarios más avanzados por ejemplo: ingenieros aeronáuticos, esta es la parte donde se ven todos los valores, coeficientes, constantes adimensionales y en absoluto todo lo que DACPEI, por su filosofía trató de ocultar, éstos datos del resumen son una base robusta para continuar el diseño y llevarlo a preliminar y detallado. Son cerca de 90 parámetros que se mostrarán en la Tabla 16.2:

**A Lista de resumen** La lista de resumen, mostrada en la Figura 16.15, con la etiqueta A, muestra más de 90 variables calculadas con el programa. En esta lista el usuario puede revisar numéricamente los datos y modificarlos luego en las ventanas anteriores.

Figura 16.15: Ventana de resumen



**B Mostrar resultados** El botón mostrado en la Figura 16.15, con la etiqueta B, re-escribe todos los datos en la lista de resumen, actualizándolos cada vez que se cambia un parámetro en cualquier parte del programa.

**C Cargar** El botón mostrada en la Figura 16.15, con la etiqueta C, sirve para cargar un avión diseñado anteriormente en DACPEI y re-configurar y/o modificar valores para continuar con el diseño conceptual.

**D Guardar/Exportar** El botón mostrado en la Figura 16.15, con la etiqueta D, muestra un cuadro de diálogo que le pide al usuario el nombre del archivo, que será de valores separados por comas (\*csv), donde se guardarán los valores; éste archivo es totalmente compatible con hojas de cálculo como Excel, Open Office Spreadsheet o Numbers, también se puede abrir y modificar con un editor de textos como Kate, Wordpad o Texedit.

Tabla 16.2: Lista de Resumen de DACPEI

Ítem	Unidad	Valor
Number of Passenger	[ - ]	1
Empty Weight Estimation	[lb]	158.2768
Useful Weight	[lb]	115
Take off Weight	[lb]	348.2768
Desired Rate of Climb	[m/s]	16
Wing Area (First Estimation)	[ft ^ 2]	214.3275
Wing Span (First Estimation)	[ft]	57.28367
Induced Drag Coefficient	-	0.0665298
Parasite Drag Coefficient	-	0.04
Maximun Lift Coefficient	-	1.2
Cruise Lift Coeffcient	-	0.0406272
Wing Chord @ Root	[ft]	3.741511
Oswald Efficency	[ - ]	0.75
Lif to Drag ratio	-	33.71098
Runway Friction Coefficient	-	0.4
Propeller Efficency estimation	-	0.83
Drag at Vstall	[lb]	30.91822
Initial Wing Loading estimation		3.741511
Selected Wing Loading	[lb/ft ^ 2]	3.77
Selected Power to Weight ratio	[H.P./lb]	0.0473
Wing Type	-	Rectangular
Tail Type	-	Conventional
Selected Airfoil	-	Clark Y / CLmax = 1.20
Selected Aspect Ratio	-	10.39
Selected Chord (Wing)	-	3.119477
Horizontal Tail Aspect Ratio	-	3
Vertical Tail Aspect Ratio	-	1.3
Horizontal Tail Span	-	5.934307
Vertical Tail Span	-	3.418032
Horizontal Tail Mean Chord	-	1.978102
Vertical Tail Mean Chord	-	2.629255
Horizontal Tail Volume Coefficient	-	0.38
Vertical Tail Volume Coefficient	-	0.028
Engine Power	[H.P.]	16.47349
Fuselage Weight	[lb]	55.24949

**16.14 Resumen de parámetros calculados por DACEI DISEÑO CONCEPTUAL DEL MAPIRÍ**

Ítem	Unidad	Valor
Distance From C.G. to Tail	[ft]	10.21
Wing Surface	[ft <sup>2</sup> ]	101.1065
Horizontal Tail Wing Surface	[ft <sup>2</sup> ]	11.73867
Vertical Tail Wing Surface	[ft <sup>2</sup> ]	8.986877
Wing Span	[ft]	32.41137
Tail Weight (Al)	[ft <sup>2</sup> ]	13.90626
Wing Thickness	[ft]	3.106999
Wing Weight (Al)	[ft]	102.996
Gross Weight	[ft]	348.2768
Final Wingloading	[lb/ft <sup>2</sup> ]	3.77
Engine Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Engine X-Axis Position from CG	[ft]	-3.783051
Engine Z-Axis Position from CG	[ft]	1
Passenger Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Passenger X-Axis Position from CG	[ft]	-0.16
Passenger Z-Axis Position from CG	[ft]	-1
Tail Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Tail X-Axis Position from CG	[ft]	10.21
Tail Z-Axis Position from CG	[ft]	0
Wing Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Wing X-Axis Position from CG	[ft]	0
Wing Z-Axis Position from CG	[ft]	1
Nose Gear Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Nose Gear X-Axis Position from CG	[ft]	-3.275732
Nose Gear Z-Axis Position from CG	[ft]	-3.31743
Left Gear Y-Axis Position from CG	[ft]	-4.051421
Left Gear X-Axis Position from CG	[ft]	0.3639702
Left Gear Z-Axis Position from CG	[ft]	-3.31743
Right Gear Y-Axis Position from CG	[ft]	4.051421
Right Gear X-Axis Position from CG	[ft]	0.3639702
Right Gear Z-Axis Position from CG	[ft]	-3.31743
Propeller Y-Axis Position from CG	[ft]	0
Propeller X-Axis Position from CG	[ft]	-4.864453
Propeller Z-Axis Position from CG	[ft]	1
Propeller Thrust Desired	[kg]	66
Propeller Number of Blades	[ $\cdot$ ]	2

Ítem	Unidad	Valor
Propeller Diameter	[m]	1.4
Design r.p.m	[1/min]	2252
Mass of the Propeller	[Kg]	1.047368
Moment of the Propeller	[Kg-m^2]	0.876291
Approach Speed	[m/s]	16.11197
Approach Angle of Attack	[ $\neg f$ ]	13
Fraction of Fuel in Tanks	%	0.2
Cruise Speed	[m/s]	55.88
Cruise Altitude	[m]	1500
Cruise Fraction of Fuel in Tanks	[ % ]	0.5
Dihedral Angle of the Wing	[ $\neg f$ ]	3
Engine Displacement	[Cubic Inches]	25.5
Engine Compression Ratio	[ - ]	9

## 16.15. Modulo de YASim

el modulo para exportar a YASim, se puede ver en la Figura 16.16. Este FDM, se baza en las características geométricas del avión que se extraen directamente del módulo de bosquejo, otras características del motor, hélice y rendimiento se extraen de los otros módulos de simulación. El módulo de YASim tiene los siguientes elementos:

**A Representación en texto sin formato del archivo XML** Este cuadro de texto multi-línea, mostrado como A en la Figura 16.16, se encarga de mostrar al usuario los elementos del XML de YASim, los cuales podrá modificar a voluntad, en caso que sea un usuario avanzado o si bien el usuario no sabe lo que está haciendo, puede pasar directamente al botón C, donde aparecerá un cuadro de diálogo con el nombre del archivo a guardar.

**B Escribir XML** Este botón, mostrado como B en la Figura 16.16, colecta las 90 variables obtenidas en el proceso de diseño conceptual y las escribe en un cuadro de texto.

**C Exportar XML** Este botón, mostrado como C en la Figura 16.16, se usa para escribir el archivo para el simulador, el cual se escribe como texto plano con codificación UTF-8. Para que funcione correctamente, el usuario no debe olvidar introducir \*.xml al guardar el archivo para convertirlo a esta extensión.

Figura 16.16: Ventana para exportar a YASim



Tabla 17.1: Medidas para diseño preliminar del fuselaje obtenidas con DACPEI

Ítem	Distancia [m]	Peso [Kg]
Motor	0.781	31
Cola	2.587	5.25
Persona	0.15	80

## Parte II

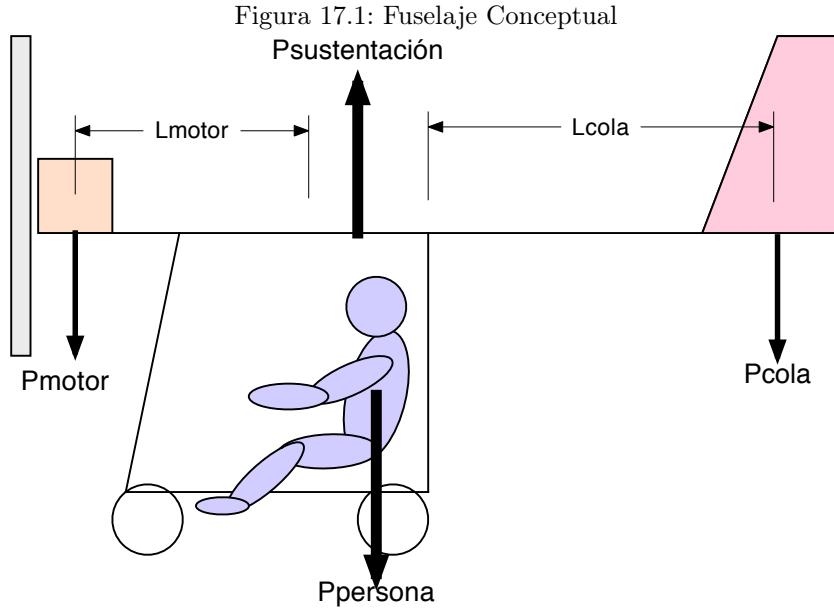
# DESARROLLO INGENIERIL

## 17. Fuselaje

El fuselaje es la única parte que DACPEI no muestra en el módulo de bosquejo porque éste depende mucho de los gustos del autor, de la tecnología a disposición y de los materiales aunque para el desarrollo del Mapirí, se usó un fuselaje muy simple en donde se pudiese colocar el motor, persona, tren y cola de la manera más ligera; se optó por el siguiente diseño:

### 17.1. Análisis estructural

Se asume que el motor y la cola están unidos al ala por medio de una viga empotrada en cantilever, con lo cuál sólo se tendrían en cuenta los momentos flectores sobre las bases; para esto se determina la distancia del centro de gravedad del motor a el inicio del fuselaje. Usando los resultados de DACPEI, se tiene que:



### 17.1.1. Cola

Se comienza determinando la fuerza de sustentación máxima que puede general la cola  $P_{cola}$  para la velocidad máxima sin tener en cuenta la circulación o efectos del “downwash” del ala.

$$P_{Cola} = \frac{1}{2} \rho S C_L V^2$$

Introduciendo  $P_{Cola}$  en la ecuación 22.19, se tiene que

$$\sigma = -\frac{Mz}{I_Y} \quad (17.1)$$

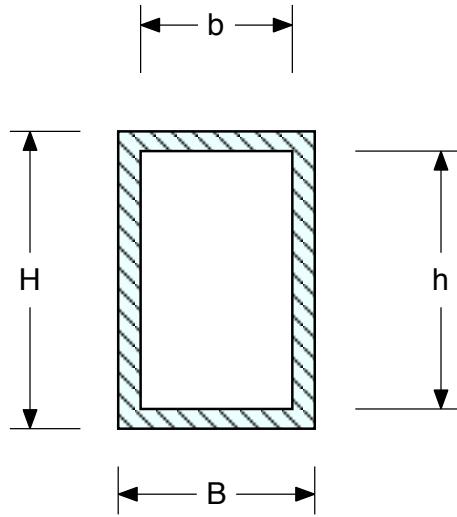
$$\sigma_{Ad_C} = \frac{-P_{Cola} L_{Cola}}{I_Y} \quad (17.2)$$

Donde  $\sigma_{Ad}$  es el esfuerzo admisible por el material, que para el aluminio 6063 T6 es de 171 MPa [27].

$$171 = \frac{\frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \cdot 7811}{I_{Y_F}}$$

Según los parámetros entregados por DACPEI, el área del estabilizador entregada fue aproxi-

Figura 17.2: Ilustración del tubo cuadrado seleccionado para DACPEI



madamente la mitad de la del elevador, por lo que se decide usar un tubo cuadrado con una relación de aspecto de 2 por que si el área del elevador es el doble, lo más probable es que produzca el doble de fuerza de sustentación. En la Figura 17.2.

El momento de inercia para la Figura 17.2, es:

$$I_{Y_F} = \frac{BH^3 - bh^3}{12}$$

Como la pared de los tubos cuadrados estandarizada es de 2 milímetros,

$$b = B - 2$$

$$h = H - 2$$

Como la relación de aspecto del tubo cuadrado se ha definido en 0.5, la relación entre B y H es:

$$B = \frac{H}{2}$$

Se procede a escribir la ecuación para  $I_Y$

$$\begin{aligned}
 I_Y &= \frac{BH^3 - bh^3}{12} \\
 &= \frac{1}{12} BH^3 - \frac{1}{12} bh^3 \text{ reemplazando } B \\
 &= \frac{1}{24} H^4 - \frac{1}{12} bh^3 \text{ reemplazando } b \text{ y } h \\
 I_Y &= \frac{1}{24} H^4 - \frac{1}{12} \left( \frac{1}{2} H - 2 \right) (H - 2)^3
 \end{aligned}$$

Reescribiendo la ecuación,

$$171 \text{ MPa} = \frac{\frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \cdot 2587 \cdot F_S}{\frac{1}{24} H^4 - \frac{1}{12} \left( \frac{1}{2} H - 2 \right) (H - 2)^3} \quad (17.3)$$

Donde el factor de seguridad lo determina el autor como  $F_S = 1,5$ . Reemplazando numéricamente, y reescribiendo para resolver por métodos gráficos

$$y = \frac{36325205,28}{\left( \left( \frac{1}{24} \right) * x^4 - \left( \frac{1}{12} * \left( \frac{1}{2} * x - 2 \right) \right) * (x - 2)^3 \right)} \quad (17.4)$$

$$y = 171 \quad (17.5)$$

En la Figura 17.3, se muestran las ecuaciones 17.4 y 17.5 y el lugar donde se intercepten, corresponde a la solución de la ecuación 17.3.

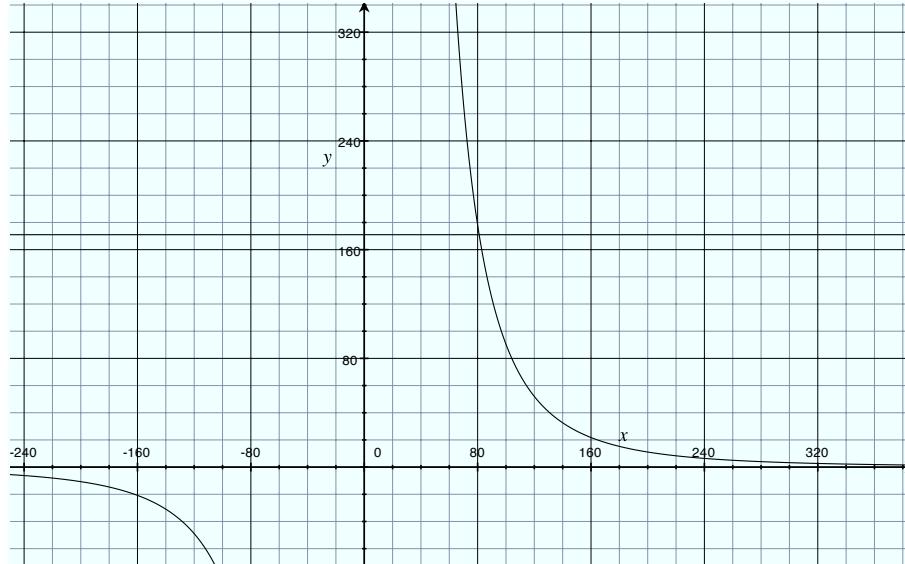
La intercepción se da en el punto,  $y = 171$  y  $x = 81,08$ , por lo tanto el tubo cuadrado de aluminio deberá ser de mínimo 8,1 centímetros de altura por al menos 4,05 centímetros; usando un margen de seguridad de 1,25, sugerido en la cita bibliográfica [6], tenemos que el tubo cuadrado a elegir, debe tener una base de 40,62 milímetros y una altura de 10,13 centímetros con una pared de 2 milímetros.

Aunque se asume que el tubo cuadrado con estas dimensiones soportará las cargas que hace el peso del motor en cantilever y el de la persona, se hará un rápido análisis para asegurar la integridad estructural del resto del fuselaje.

### 17.1.2. Motor

Se inicia el análisis evaluando la fuerza máxima que puede hacer el motor hacia abajo, teniendo en cuenta el número de G's máximo al que está diseñado el avión. (para ultraligeros se tomará un valor de 4 según [17]).

Figura 17.3: Solución de la altura del cuadrado por métodos gráficos



$$\sigma = -\frac{Mz}{I_Y} \quad (17.6)$$

$$\sigma_{Ad_M} = \frac{-P_{Motor}L_{Motor}}{I_Y} \quad (17.7)$$

Donde  $I_Z$  para el tubo cuadrado estandarizado, será de:

$$I_Y = \frac{2037376}{3} = 679135 \quad (17.8)$$

Reemplazando en 17.7,

$$\sigma_{Ad_M} = \frac{(-31 \cdot 9,8 \cdot 4 \cdot 781) \cdot (50)}{352829} \quad (17.9)$$

$$\sigma_{Ad_M} = 134,4945 \quad (17.10)$$

El esfuerzo que sufre el tubo cuadrado por el peso del motor multiplicado el numero de G's máximo es de apenas 134 Mpa, lo cual es muy inferior al esfuerzo normal que puede soportar el aluminio 6063 T6 de 171 Mpa.

Figura 17.4: Representación gráfica del fuselaje



### 17.1.3. Persona

La persona esta ubicada a la mitad del tubo que mide 1180 milímetros, por lo cual los cálculos se harán así:

Momento producido por la persona

$$M_P = 80 \cdot 9,8 \cdot 4 \cdot 590 = 1850240 N \cdot mm \quad (17.11)$$

Reemplazando en 17.7,

$$\sigma_{Ad_P} = \frac{(1850240) \cdot (50)}{352829} \quad (17.12)$$

$$\sigma_{Ad_P} = 65,55 Mpa \quad (17.13)$$

En la figura 17.4, se muestra una aproximación al diseño final teniendo en cuenta las medidas encontradas durante este análisis. Desde este momento se admite que este diseño no es el mejor, pues tiene elementos estructurales sobredimensionados. En la parte del tubo cuadrado que sostiene a la persona, el material está soportando 65 megapascles donde debería soportar cerca de 171 Mpa. La idea de usar el mismo tubo para todo el fuselaje ha sido sólo para ahorrar materiales y tiempo de construcción.

Figura 18.1: Honda Gxi 440



Tabla 18.1: Especificaciones de motor seleccionado para Mapirí

Ítem	Valor
Tiempos	4
Diámetro x Carrera	88x72
Cilindrada	438 cm <sup>3</sup>
Potencia	12.7 HP (9.5 kW) @ 3600 rpm
Torque	29.8 Nm @ 2500 rpm
Radio de compresión	8.1:1
Carburador	Mariposa
Lubricación	Salpique
Gobernador	Mecánico (modificado)
Peso Vacío	39 kg

\* El motor seleccionado para el Mapirí, tiene un poco menos potencia que la sugerida por DACPEI. Aunque se hizo una modificación eliminando el limitador de rpms para alcanzar más revoluciones y de este modo sacar un 20 % más de potencia.

## 18. Planta de potencia

El motor seleccionado para el avión (Ver Figura 18.1) fue uno que cumpliera con las características estipuladas por DACPEI. Además el motor debía conseguirse en el mercado local y tener un precio aceptable. Las características del motor se muestran en la Tabla 18.1.

### 18.1. Poleas

### 18.2. Selección de número y tipo de correas

La selección del tipo de correa a usar es muy sencilla, siguiendo la Figura 18.2. De acuerdo a la Tabla 18.1, se tiene un motor a 12.7 HP girando a 3600 rpm; la correa adecuada y el tipo de correa adecuados son el tipo donde se encuentren estas dos variables.

Al usar 2 Correas, se asegura que cada una transmita mucho menos del límite donde empieza a deslizar para el diámetro de 3 pulgadas de la polea ubicada en el eje del motor, (9 HP). Como resultado, cada correa estará transmitiendo 6.35 HP.

El diámetro de la polea acoplada al cubo de la hélice se determina de la siguiente manera:

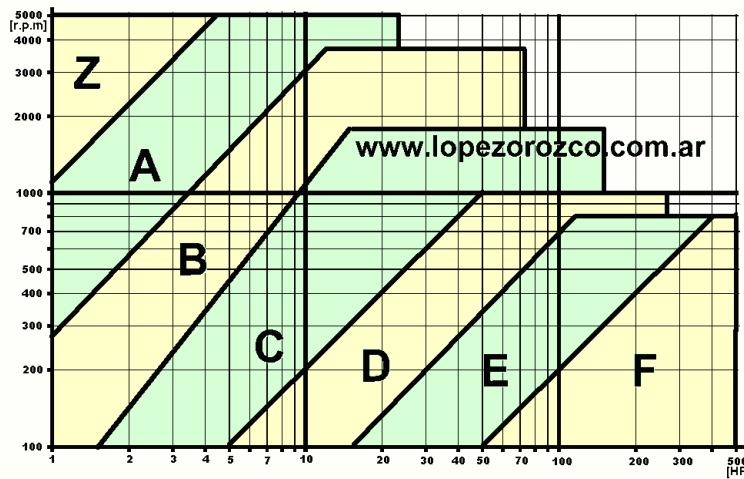
$$\frac{D_{PH}}{D_{PM}} = \frac{rpm_M}{rpm_H} \quad (18.1)$$

Despejando el diámetro de la polea en la hélice:

$$D_{PH} = \frac{rpm_M}{rpm_H} D_{PM} \quad (18.2)$$

Teniendo en cuenta los datos arrojados por DACPEI para las rpm óptimas de la hélice, el

Figura 18.2: Diagrama de selección de tipo de correas

Fuente: [www.lopezorozco.com.ar](http://www.lopezorozco.com.ar)

diámetro de la polea acoplada al cubo de la hélice es

$$D_{PH} = \frac{3600 \text{ rpm}}{2140 \text{ rpm}} 3'' \quad (18.3)$$

$D_{PH}=5.04'' \approx 128 \text{ mm}$

## 19. Bancada del motor

La bancada del motor, como se muestra en la Figura 19.1, es uno de los elementos estructurales que no se hizo por métodos inversos, pues en el momento se tenía unos ángulos sobrantes y se tenían unas láminas de aluminio que habían sobrado de los flanches que unían el fuselaje, por lo que el diseño se hizo por el método empírico de ensayo y error para luego ser analizado y comprobado. y en caso que no cumpliera con los esfuerzos admisibles por el material, se volvía a la mesa de diseño a dibujar otra bancada para su posterior comprobación.

Como el peso del motor multiplicado por el número de G's esta colocado directamente sobre el tubo cuadrado del fuselaje, se despreciaron las fuerzas de compresión en la bancada y se diseño sólo para soportar los momentos flectores producidos por el torque del motor.

Con los datos de la Tabla 18.1, encontramos la tensión sobre uno de los pernos de la bancada a -3G's.

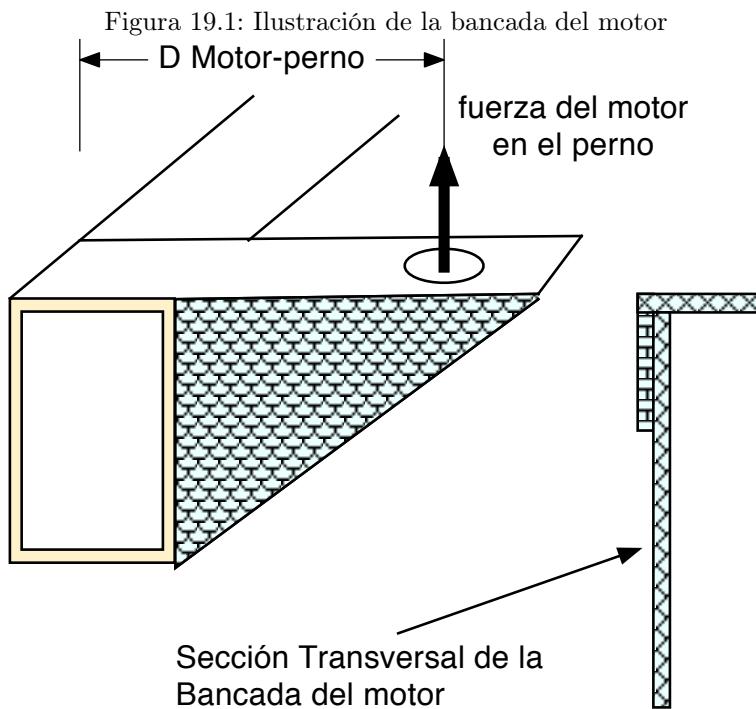


Tabla 19.1: Propiedades de la sección transversal de la bancada del motor

Elemento	$A_i$	$y_i$	$y_i A_i$
1	210	50	10500
2	50.8	87.3	4434.84
3	50.8	98.5	5003.8

$$P_{M_B} = W_{NM} \cdot 3 \cdot g \quad (19.1)$$

$$= 1146,6 \text{ N} \quad (19.2)$$

Se procede a analizar la integridad estructural de la bancada del motor de la siguiente manera:

Se encuentra el  $I_Y$  de la sección transversal usada para la bancada del motor

Tabla 19.2: Elementos geométricos de la sección transversal de la bancada del motor

Elemento	$A_i$	$d$	$I_c$	$d^2 A$
1	210	-13.987	16666.66	35490
2	50.8	23.313	2667.16	27609.59
3	50.8	34.513	16.80	60510.27
		Total:	19350.62	123609.86

$$\bar{y}_B = \frac{\sum y_i A_i}{\sum A_i} \quad (19.3)$$

$$= \frac{19938,64}{311,6} \quad (19.4)$$

$$63.987 \text{ mm}$$

el momento segundo momento de área de la sección transversal es:

$$I = I_c + d^2 A \quad (19.5)$$

$$I = 19350,62 + 123609,86 \quad (19.6)$$

$$I = 142959,86 \text{ mm}^4$$

Luego,

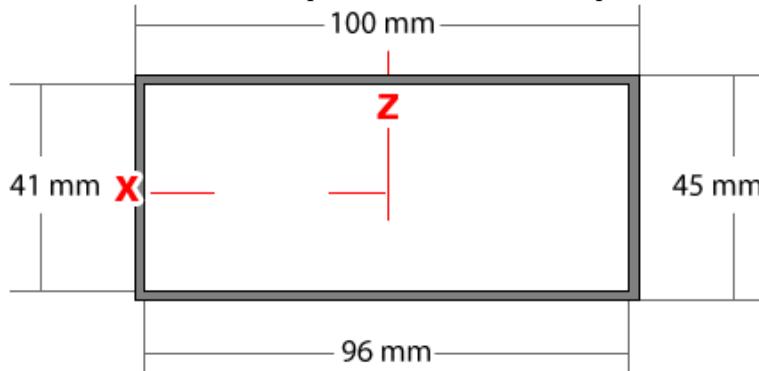
$$\sigma = -\frac{My}{I_Z} \quad (19.7)$$

$$\sigma_{Ad_B} = \frac{1146 \text{ Nmm} \cdot 15 \text{ mm} \cdot (100 \text{ mm} - 63,987 \text{ mm})}{142959,86 \text{ mm}^4} \quad (19.8)$$

$$43.31 \text{ Mpa}$$

El resultado anterior de 43 Mpa confirma que la bancada del motor esta sobre-dimensionada y podría llegar a soportar más de 11 veces el peso del motor.

Figura 20.1: Sección transversal del perfil de aluminio usado para el tren de aterrizaje



## 20. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje se hizo inicialmente con una estructura tubular, con tres tubos unidos mediante bulones, de una pulgada de diámetro; sin embargo al terminar el fuselaje, sobró más de dos metros de tubo cuadrado de  $4 \times 2\frac{1}{2}$  pulgadas. Se decidió calcular la integridad estructural del tubo sobrante, luego se giró 90 grados y se encontró que una viga del largo apropiado para el tren de aterrizaje, podría soportar un momento máximo de  $1580.53 \text{ N} \cdot \text{m}$  lo que significa que podría soportar una carga en el centro de 5260 Newton (unos 536 Kilogramos) lo cuál era apropiado para reemplazar el primer diseño del tren. Una de las razones mas importantes para reemplazarlo eran la facilidad para instalar los frenos de disco porque al tener una base rectangular, era más fácil remachar un par de ángulos que sostuvieran los caliper de un pistón; otra de las razones para utilizar este tubo como tren de aterrizaje fue un área húmeda reducida, lo cual significaba menor resistencia al avance y menor desperdicio de potencia en crucero aunque mayor drag por presión. Esto modificó bastante el diseño inicial porque éste nuevo diseño ahorraba casi un kilogramo de peso y aunque era menos resistente estructuralmente, aún era suficiente para soportar las cargas estáticas y dinámicas producidas por un aterrizaje.

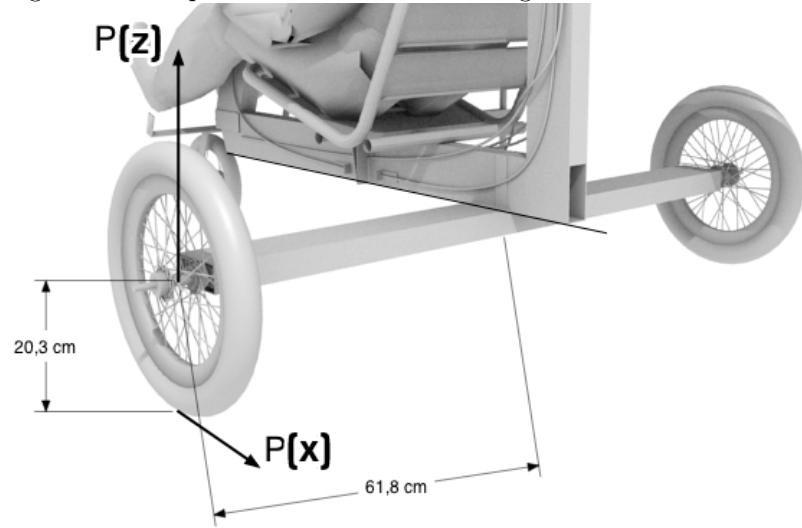
Para iniciar la evaluación numérica de la nueva idea del tren de aterrizaje, se procede a pasar todas las fuerzas y momentos al centroide de la figura 20.1. y se escriben las ecuaciones de equilibrio.

$$P_x(y) = 0 \quad (20.1)$$

$$V_z(y) = 2150 \quad (20.2)$$

$$V_x(y) = \mu \cdot V_z = 2150 \cdot 0,4 = 860 \quad (20.3)$$

Figura 20.2: Esquema de distribución de cargas en el tren de aterrizaje



$$M_y(y) = 860 \cdot ,203 = 174,98 \quad (20.4)$$

$$M_z(y) = \int 2150dy \cdot ,618 = 1328,7y + c \quad (20.5)$$

$$M_x(y) = P(x) \cdot ,618 = \int 860dy \cdot ,618 = 541,38y + c \quad (20.6)$$

Ahora se reemplazan las ecuaciones de equilibrio en la ecuación general de estrés.

$$\sigma_{yy} = \frac{P}{\sum \cdot A} - \left( \frac{M_{xx}I_{zz} + M_zI_{xx}}{I_{zz}I_{xx} - I_{zx}^2} \right) z + \left( \frac{M_zI_{xx} + M_xI_{zx}}{I_{zz}I_{xx} - I_{zx}^2} \right) \quad (20.7)$$

Reemplazando:

$$\sigma_{yy} = \left( \frac{0 - 541y \cdot 935159 + 1328y \cdot 208007}{208007 \cdot 935159} \right) z + \frac{1328 \cdot 208007 + 541y \cdot 0}{935159 \cdot 208007 + 0} \quad (20.8)$$

$$\sigma_{yy} = 0,001420079366 - \frac{782154315}{194519618113} yz \quad (20.9)$$

$$\sigma_{yy} = 0,001420079366 - 0,004020953375 yz \quad (20.10)$$

$$y = \frac{194519618113 - \sigma_{yy} + 0,001420079366}{782154315} \quad (20.11)$$

Con la ecuación 20.10, se puede hallar el esfuerzo que están produciendo esas cargas en el tren;

para esto, se debe tener en cuenta que los esfuerzos principales, son máximos en la mitad de la viga, donde el momento es máximo y para la figura 20.1, el esfuerzo máximo se haría a 25 milímetros del centroide, ya que es una figura simétrica y es el punto donde los esfuerzos son mayores. También se usará la ecuación 20.11, donde se sustituye  $\sigma_{xx}$  por el esfuerzo máximo que puede soportar el aluminio 6061 T6.

$$\sigma_{yy} = 0,001420079366 - 0,004020953375 \cdot (618) \cdot (25)$$

$$\boxed{\sigma_{yy} = -62.125 \text{ MPa}}$$

El resultado del esfuerzo que está soportando la viga principal del tren de aterrizaje, concuerda con la dirección del esfuerzo mismo que es a compresión. aunque también nos indica que el factor de seguridad es de apenas 2.75 lo cual no es tan alto, pero soportaría bien los esfuerzos del aterrizaje.

Para encontrar la distancia máxima de la viga para el tren de aterrizaje, se sustituye  $\sigma_{xx}$  por 171 Mpa;  $y$  sigue siendo 25mm, porque es en esta parte es donde se concentran los esfuerzos y donde el momento es mayor.

$$y = \frac{194519618113}{782154315} \frac{-\sigma_{yy} + 0,001420079366}{25} \quad (20.12)$$

$$y = 1701,07 \text{ mm} \quad (20.13)$$

Con el resultado de x en la ecuación anterior, se puede apreciar que el largo máximo del tren que podría soportar el tubo cuadrado, sería de 1701.07 milímetros.

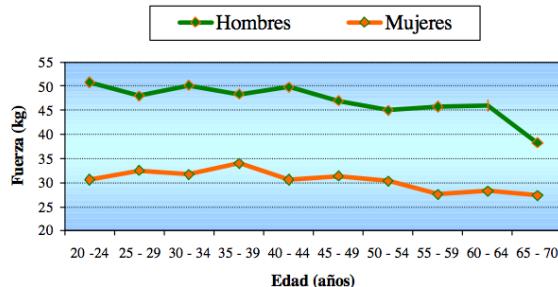
## 21. Frenos

Los frenos son los dispositivos encargados de convertir toda la energía cinética del avión a calor. y este calor debe evadirse lo más rápido posible.

Aunque hay varios sistemas de frenos, se eligieron los frenos de disco porque son sistemas simples y de bajo costo. El proceso de diseño de los frenos comienza con determinar la fuerza máxima que puede proporcionar una persona en un apretón de manos. Asumiendo que la fuerza de frenado depende únicamente de la fuerza normal en los discos y de la fuerza de apriete de los calliper, se procede a determinar el diámetro más adecuado para los discos y las distancias aproximadas de frenado para cada caso.

- El primer requerimiento del diseño de éste sistema de frenos es que entre mayor sea la relación del diámetro de la rueda respecto al diámetro del disco de acero, mayor será el desgaste y la

Figura 21.1: Promedio de Fuerza de puño de la mano dominante



Fuente: Evaluación de la fuerza de puño en sujetos adultos mayores de 20 años en la región metropolitana [24]

potencia necesarias para frenar el avión. El diámetro de los discos seleccionados para Mapirí, fue de 49.28 % el diámetro de la rueda.

- El freno hace una palanca de tal manera que aumenta unas seis veces la fuerza proporcionada por la persona.
- Se descartan los cálculos relacionados a la capacidad calorífica porque la frecuencia de frenado es igual o menor a 1 vez cada hora
- Se descartan también los cálculos del par residual de torsión, porque la inercia giroscópica de las ruedas es despreciable en comparación con la masa de todo el avión.

### Fuerza de fricción proporcionada por el freno

Según los estudios de la universidad nacional de Chile [24]; una mujer puede apretar hasta treinta kilogramos con la mano dominante y teniendo en cuenta que la palanca de los frenos realiza un aumento de seis veces la fuerza de potencia, se llega a 180 kilogramos de fuerza en los pistones del calliper (unos 1764 Newton).

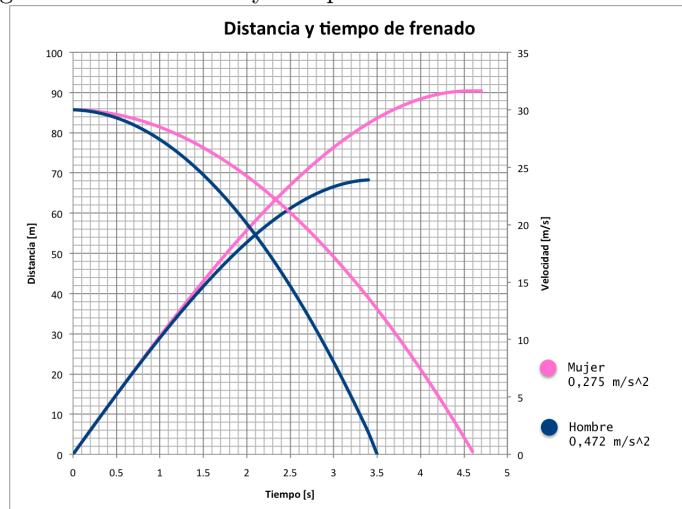
La fuerza de rozamiento ejercida por las pastillas de los frenos viene dada por la siguiente ecuación  $F_{r_B} = N \cdot \mu$  donde el coeficiente de fricción puede variar entre pastillas de acero  $\mu = 0,4$  y pastillas de aleación de bronce, cobre, resinas con  $\mu = 0,5$ . Como la fuerza de fricción de los frenos no depende del área de contacto de los calliper, se procede a encontrar la fuerza máxima de fricción así:  $F_{r_B} = 705,6 N$ . La fuerza de avance que proporciona la aeronave  $F_{r_A}$ , se determina con el diámetro de la rueda, la masa del avión y la velocidad.

$$F_{r_A} = m_{avion} \cdot g \cdot \frac{D_{rueda}}{D_{freno}}$$

Tabla 21.1: Obtención de tiempo y distancias de frenado por métodos numéricos

Tiempo [s]	Velocidad [ $\frac{m}{s}$ ]	Distancia [m]	Aceleración [ $\frac{m}{s^2}$ ]
$t = 0$	$v_0$	$v_0 \cdot t_0$	cte
$t \neq 0$	$a_0 \cdot \Delta t$	$v_i \cdot \Delta t$	cte
0	30	0	-0.27
0.1	29.97	2.99	-0.27
0.2	29.91	5.98	-0.27
0.3	29.83	8.97	-0.27
....	....	....	....
4.6	0	90.38	0

Figura 21.2: Distancias y tiempos de frenado con frenos de disco



$$F_{r_B} = F_{puño} \cdot palanca \cdot \mu$$

$$a = \frac{F}{m} = \frac{F_{r_A} - F_{r_B}}{m} = -0,27 \frac{m}{s^2} \text{ Hombres}; -0,47 \frac{m}{s^2} \text{ Mujeres}$$

Una vez obtenidas la desaceleración producida por los frenos, se encuentra la distancia y velocidad mediante métodos numéricos en la tabla 21.1.

La tabla 21.1, nos muestra que para una mujer, que pueda apretar el freno con una fuerza de prensado de 20 kilogramos, el avión tardaría 4.6 segundos en frenar completamente y haría esto en 90.38 metros. Claro está que para un hombre adulto con una fuerza de frenado de 48 kilogramos, el avión tardaría 3.5 segundos en desacelerar recorriendo 68.26 metros; si se quisiera reducir más la distancia de frenado, se podrían incorporar frenos asistidos por sistemas hidráulicos, que permitan

prensar con una fuerza mayor, pero sin sobrepasar los 95 kilogramos porque ahí la potencia de frenado sería mayor que la fricción entre el asfalto y la rueda.

## 22. Ala

### 22.1. Estimación del área del ala.

El área óptima del ala de un aeroplano es uno de los parámetros más difíciles de encontrar porque depende del peso final del avión, de las velocidades de pérdida y de los coeficientes máximos de Lift que puede alcanzar el perfil seleccionado. Aunque el programa DACPEI da una aproximación bastante acertada, en la práctica la mejor forma de obtener el área del ala es construyéndola de último. En la construcción del avión Mapirí, el ala se empezó a diseñar cuando ya se habían hecho el fuselaje y las superficies de control. El peso del avión hasta ese momento era de 116 kilogramos y se espera que cada ala pese unos 20 kilogramos por lo que el peso total del avión será de 156 Kg y si a esto le sumamos 20 o 30 kilogramos para pilotos más pesados, podemos empezar nuestro diseño del ala con un peso de 180 kilogramos (1764 N).

Despejando la superficie de la ecuación 9.9 se tiene que:  $S = 2 \frac{L}{\rho_{CL} V^2}$

La densidad al nivel del mar es de 1.225, la velocidad de pérdida es de unos 54 Km/h o 15 m/s y el coeficiente máximo de Lift que puede proporcionarnos un perfil Clark Y, es de 1.2 (ver tabla 9).

La superficie necesaria para hacer despegar al avión sería entonces:

$$S_{WE} = 2 \frac{1764}{1,225 \cdot 1,2 \cdot 25^2} \quad (22.1)$$

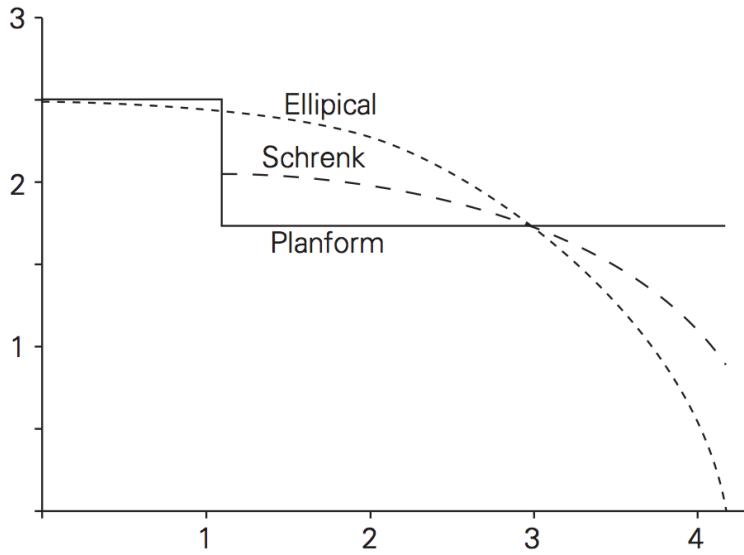
$$S_{WE} = 9,837 \text{ m}^2 \quad (22.2)$$

No se tomó el área del ala del diagrama de restricciones porque para este momento de la construcción el avión pesaba un poco más de lo previsto.

A continuación se estiman la cuerda y envergadura óptimas. Los requisitos para esta ala son los siguientes:

- Facilidad de construcción.
- Las alas deben caber en cualquier garaje, por lo que cada ala no debe superar el largo de un automóvil o una camioneta.
- Deben tener unas características apropiadas de pérdida
- Deben tener un alto rendimiento

Figura 22.1: Métodos de predicción de la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura



Fuente: Aircraft Design Projects for Engineering Students [21]

- Como la cola ya está construida, el coeficiente de momentos del perfil seleccionado no debe ser mayor a -0.08 para asegurar la estabilidad del avión.

Como uno de los requisitos es la facilidad de construcción, el ala tendrá forma rectangular, para que todas las costillas tengan la misma forma. También la envergadura será del largo máximo, que está limitado principalmente por el largo de los garajes y parqueaderos colombianos, por lo que cada ala tendrá 4.5 metros de longitud. y finalmente el perfil seleccionado será Clark Y por su facilidad de construcción.

La cuerda se obtiene a partir de la siguiente ecuación

$$C_{root} = \frac{S}{b} \quad (22.3)$$

$$C_{root} = \frac{9,837}{9} = 1,09 \text{ m} \quad (22.4)$$

Con la geometría básica del ala, se pueden estimar el comportamiento de la distribución de Lift a través de la envergadura aplicando los métodos conocidos como aproximación de Schernk[35] ; estos métodos predicen la distribución de lift para alas rectangulares de aspect ratio cercano a 8 con gran precisión; se puede observar los diferentes métodos de predicción en la figura 22.1.

$$cC_L = K \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \quad (22.5)$$

El Lift total  $L$ , se define como suma de distribuciones de Lift a lo largo del ala y se puede representar de la siguiente manera:

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{1}{2} V^2 \rho K \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} dy \quad (22.6)$$

Donde  $y$  representa cualquier punto de la envergadura. La constante de proporcionalidad,  $K$ , en este caso, se obtiene con la siguiente ecuación.

$$K = \frac{4S}{\pi b} C_{L_{Max}} \quad (22.7)$$

$$K = \frac{4 \cdot 9,837}{\pi \cdot 9} = 1,3916 \quad (22.8)$$

El coeficiente de Lift de cada sección se obtiene con la siguiente ecuación

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{Max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi bc} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right] \quad (22.9)$$

Luego, combinando la ecuación 22.9 con la ecuación 25.1, se obtiene el Lift para cada porción de ala.

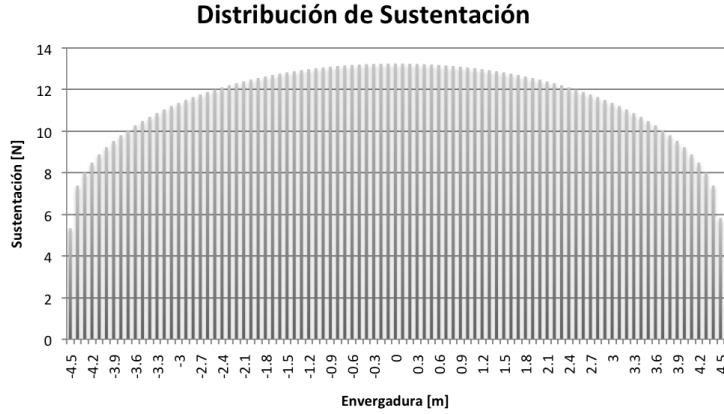
$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 \left\{ \frac{C_{L_{Max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi bc} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right] \right\} \quad (22.10)$$

Finalmente se evalúa la ecuación para cada porción de envergadura con un espaciamiento de 10 centímetros y se muestran los resultados de estos cálculos en la figura 22.2 con estos resultados podemos diseñar una estructura. para esto hay que tener en cuenta el factor de seguridad que para el ala de éste avión es de +4.5 G y -2.5 G.

## 22.2. Ubicación de las riostras y barra de compresión en el ala.

Las riostras y los tensores, son elementos estructurales muy livianos pero no se puede abusar mucho de ellos porque se llega al punto de comprometer el rendimiento del avión. para el Mapirí, se pensaron dos formas de hacer más ligera la estructura. lo primero y más importante era de separar los elementos estructurales de los aerodinámicos, es decir que las costillas no soporten esfuerzos diferentes a los de mantener la forma de la tela. también en lo posible se intentó reemplazar los

Figura 22.2: Distribución de la sustentación del ala a lo largo de la envergadura



tensores por elementos estructurales capaces de soportar esfuerzos a compresión.

Las riostras se deben ubicar en el centro de presiones de la cuerda; que para este perfil fluctúan entre un 28 a 30 % del MAC, dependiendo del ángulo de ataque. y se debe ubicar en el centroide de la ecuación de Lift para que el soporte no genere momentos innecesarios en la estructura tubular y para aprovechar al máximo la capacidad de tensión de las riostras.

### 22.3. Análisis de la estructura del ala

Un ala con una riostra tiene momentos flectores mucho menores que un ala en catilever. Sin embargo, el análisis es mas complicado por las cargas de compresión generadas por la estructura en entramado. esto puede incrementar el momento de torsión debido al pandeo haciéndolo hasta 1/3 mayor [32].

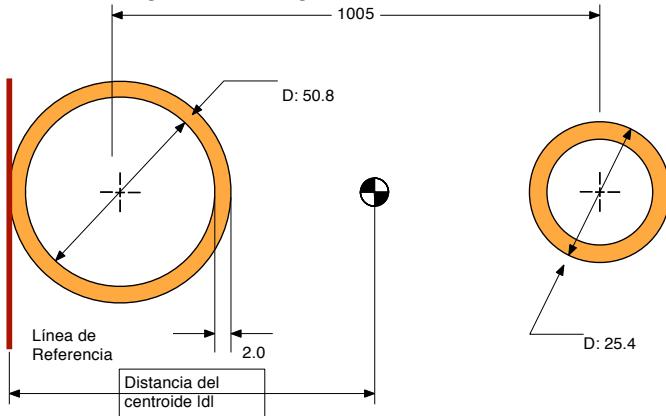
$$\ddot{L} = \frac{\sum (\frac{1}{2} \rho S V^2 \left\{ \frac{C_{L_{max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi b c} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right] \right\} \cdot y)}{\sum \frac{C_{L_{max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi b c} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right]} = 2,0428 \text{ m} \quad (22.11)$$

El primer paso que debemos llevar a cabo en el análisis de la estructura del ala es encontrar la ubicación del centroide  $|d|$ , en el eje x (ver figura 22.3) de la siguiente forma:

Tabla 22.1: Ubicación del centroide  $|d|$ 

Diámetro	$A_i$	$y_i$	$y_i A_i$
50.8	588.1	25.4	14937.7
25.4	147.2	1025.4	150938.8

Figura 22.3: Viga utilizada en el ala



$$\bar{y} = \frac{\sum y_i A_i}{\sum A_i} \quad (22.12)$$

$$= \frac{165875}{735,3} \quad (22.13)$$

$$= \boxed{225,8}$$

El centroide es la parte del miembro estructural que no sufre esfuerzos por torsión. Es una superficie neutral; esta es la razón por la que se calcula antes de cualquier análisis estructural.

Ahora se procede a hallar el momento de inercia de la figura, separándole en dos figuras simples (círculos) y se calcula para el círculo mayor de la siguiente manera:

$$I = I_c + d^2 A \quad (22.14)$$

Donde,

$$I_c = \frac{\pi \cdot (25,4^4 - 23,4^4)}{4} = 91428,2 \quad (22.15)$$

$$I_{xz} = 91428 + (225 - 50,8)^2 \cdot 588,1 = 18101990,5 \quad (22.16)$$

$$I_{yx} = 91428,2$$

Para el circulo menor,

$$I_c = \frac{\pi \cdot (12,7^4 - 10,7^4)}{4} = 10136,7 \quad (22.17)$$

$$I_{xy} = 10136,7 + (1005 - 25,4 - 225,8))^2 \cdot 147,2 = 83641165,568 \quad (22.18)$$

$$I_{yz} = 10136,7$$

Por lo tanto, el momento de inercia para la figura 22.3, es:  $I_{xy} = 1011743155$  y  $I_{yz} = 101564,9$ . La relación entre el estrés elástico de un material y el momento que se le aplique se define así.

$$\sigma = -\frac{My}{I} \quad (22.19)$$

El máximo momento que puede soportar la estructura del ala viene muy relacionado con el módulo de elasticidad del material, que para éste aluminio es de 171 MPa (ver [9]).

$$\sigma_x = -\frac{My}{I_z} \quad (22.20)$$

$$M = \frac{\sigma_x I_z}{y} \quad (22.21)$$

Si se calcula  $y$  como el punto donde el esfuerzo es mayor, y reemplazando los valores en la ecuación, se tiene que:

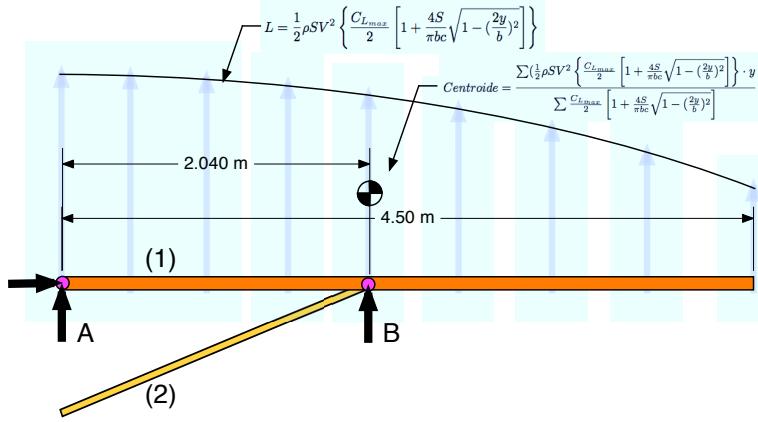
$$M_{Max} = \frac{171 \frac{N}{mm^2} \cdot 101564 mm^4}{25,4 mm} = 683763,69 \frac{N}{mm} = 683,7 \frac{N}{m} \quad (22.22)$$

Para continuar con el diseño de la estructura del ala, se debe tener en cuenta que el momento mayor, no supere 0,68 KN, de hacerlo se debe cambiar por completo el diseño del ala o añadir tantas riostras/tensores como sea necesario para mantener los momentos muy por debajo de eso.

El problema se ha planteado como un entramado de tres miembros hasta el punto B, y a partir de ahí una viga en cantilever desde el punto B hasta el final de la envergadura.

Se halla el centroide donde se aplican las cargas de la sección que está en cantilever reemplazando los valores desde 2.040 metros hasta 4.50 metros en la ecuación 22.11.

Figura 22.4: Modelo simplificado de la estructura del ala



$$L_{CL} = \frac{\int_{2,040}^{4,50} (\frac{1}{2} \rho S V^2 \left\{ \frac{C_{L_{max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi b c} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right] \right\} \cdot y \cdot dy)}{\int_{2,040}^{4,50} \frac{C_{L_{max}}}{2} \left[ 1 + \frac{4S}{\pi b c} \sqrt{1 - (\frac{2y}{b})^2} \right] dy} = 3,114 \text{ m} \quad (22.23)$$

Para facilitar los cálculos, se calcula el momento generado por la distribución de Lift en el ala multiplicando la fuerza de sustentación de ésta área por la distancia del centrode al punto B (ver figura 22.4). El Lift producido por esta sección de ala, se encuentra sustituyendo los valores en la ecuación 9.9.

$$M_{LC} = 891,7 \cdot (3,114 - 2,040) = 957,68 \text{ N/m} \quad (22.24)$$

El momento que alcanzaría la sección de ala que se encuentra volando en cantilever, en un vuelo recto y nivelado a 15 m/s, es un 40 % mayor que el límite estructural del ala en ese punto. esto hace poco viable esta estructura y hace necesaria la búsqueda de otra solución. sólo que esta vez se hará partiendo de este punto.

## 22.4. Obtención de la geometría de la Viga del ala por métodos inversos

En la ecuación 22.24, estimamos que el Lift de la sección cantilever del ala multiplicado por la distancia de su centroide al apoyo de la ristra era de 957,68 N/m, también sabemos que para este tipo de aeronaves, se debe usar un valor de al menos 4G positivas y 2G negativas, por lo que se utilizarán 3830.61 N/m para los cálculos.

Despejando  $I_z$  de la ecuación 22.19,

$$I_z = \frac{-My}{\sigma_x} \quad (22.25)$$

$$I_z = \frac{3830615 \text{ N/mm} * 12 \text{ mm}}{171 \text{ N/mm}^2} = 268815,08 \text{ mm}^4 \quad (22.26)$$

Se procede a hallar una sección transversal que posea tales características, pero como en el diseño anterior, los tubos de aluminio estaban tan cerca al centroide, esta vez se colocarán dos perfiles de aluminio lo más lejos posible, a una separación de 12% del MAC o 120 mm. con estos datos y asumiendo que el espesor de los tubos será de 2 mm (ver cita [9]). se procede a hallar el área mínima requerida por los tubos.

Partiendo de la ecuación 22.14,

$$I = I_c + d^2 A \quad (22.27)$$

donde  $A = b \cdot h$  para un cuadrado y  $I_c = \frac{b \cdot h^3}{12}$ .

En la figura 22.5, se puede apreciar que la nueva viga tendrá cuadrados concéntricos. por lo que la ecuación anterior queda:

$$I_c = \frac{b \cdot h^3 - (b - 4)(h - 4)^3}{12} \quad (22.28)$$

$$I_c = \frac{1}{12}b^4 - \frac{1}{12}(b - 4)^4 \quad (22.29)$$

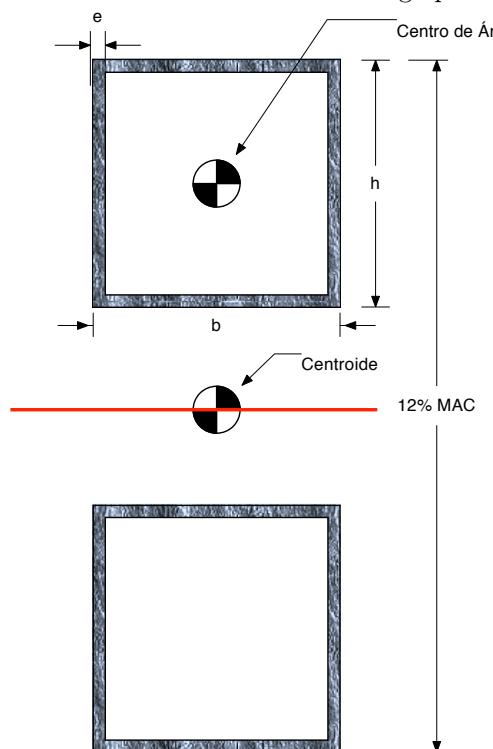
añadiendo el incremento del momento de inercia por la distancia del centroide

$$d^2 A = (1/8MAC)^2 \cdot (b * h) - ((b - 4) * (h - 4)) \quad (22.30)$$

$$d^2 A = \frac{1}{64} MAC^2 (bh - (b - 4)(h - 4)) \quad (22.31)$$

Por lo tanto,

Figura 22.5: Sección Transversal de la viga principal del ala



la representación de esta sección transversal no está a escala.

$$I_c = \left[ \frac{1}{12}b^4 - \frac{1}{12}(b-4)^4 \right] + \left[ \frac{1}{64}MAC^2(bh - (b-4)(h-4)) \right] \quad (22.32)$$

$$I_c = 4/3b^3 - 8b^2 + \frac{64}{3}b - \frac{64}{3} + 1/16MAC^2b + 1/16MAC^2h - 1/4MAC^2 \quad (22.33)$$

Como el tubo que se va a utilizar es cuadrado, se simplifica aún más la ecuación anterior asumiendo que  $b = h$ ,

$$I_c = 1/12b^4 - 1/12(b-4)^4 + \frac{1}{64}MAC^2(b^2 - (b-4)^2) \quad (22.34)$$

$$268815 = 1/12b^4 - 1/12(b-4)^4 + \frac{1}{64}MAC^2(b^2 - (b-4)^2)$$

despejando para MAC, se tiene que:

$$MAC = 2/3 \frac{\sqrt{-(6b-12)(-806509+4b^3-24b^2+64b)}}{b-2} \quad (22.35)$$

Para encontrar un tamaño adecuado de los tubos se puede hacer de dos formas, la primera es derivando y encontrando los valores máximos y mínimos; la segunda es mediante una visualización de la ecuación graficada.

En este caso, se utiliza el método gráfico. Donde se evaluará la ecuación 22.34, en el eje Y y la ecuación 22.35.

Finalmente se obtiene las dimensiones de los lados de los cuadrados que soportarán las cargas aerodinámicas del ala y los momentos que éstas producen. Para comprobar los resultados de la solución gráfica, se calcula el momento de inercia de la nueva geometría de la viga, para esto se necesita la saber la ubicación del centroide, que para el caso de la figura cuadrada, por ser simétrica en ambos ejes, se encuentra en la mitad.

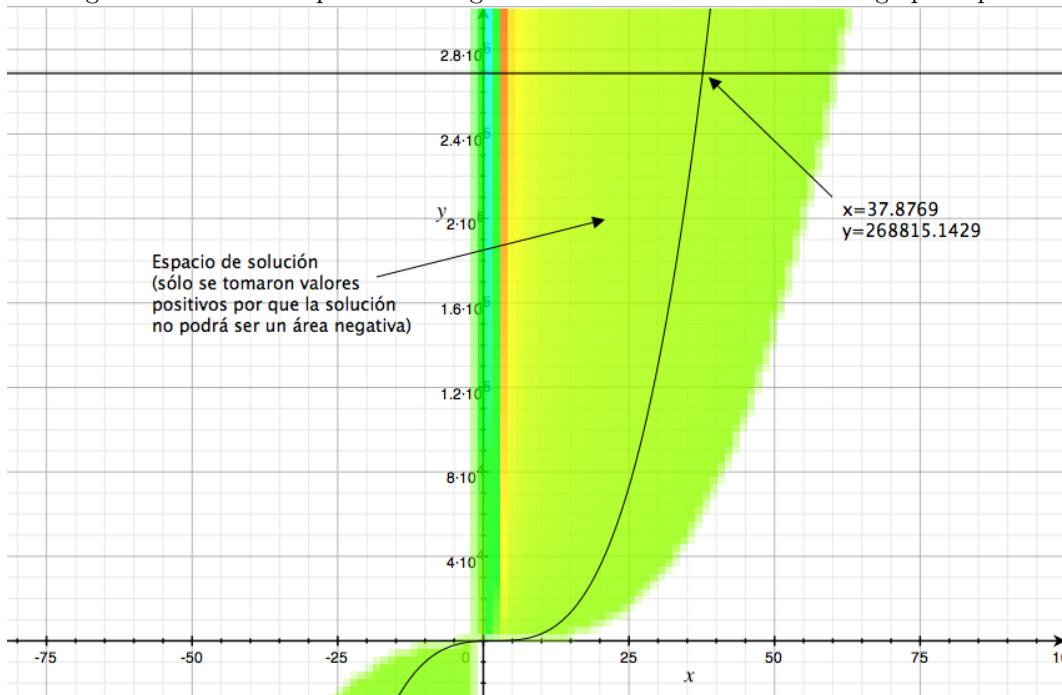
$$I_c = \frac{bh^3 - bh^3}{12} \quad (22.36)$$

$$I = \frac{37 \cdot 37^3 - 33 \cdot 33^3}{12} \quad (22.37)$$

$$I_c = 143748$$

$$I = 143748 + ((41,5)^2 \cdot (37,37^2 - 33,33^2)) \quad (22.38)$$

Figura 22.6: Solución por métodos gráficos de las dimensiones de la viga principal



En esta gráfica,  $x$  representa el largo y ancho del tubo cuadrado necesario para soportar el momento ( $y$ ) generado por la fuerza de sustentación en el ala.

$$I = 482230 \text{ mm}^4 \quad (22.39)$$

Como sección transversal de la viga es simétrica en el eje yx, el momento de área total es:

$$I = 964460 \text{ mm}^2$$

Reemplazando el momento de área total en la ecuación 22.19

$$\sigma_{xx} = \frac{-3830615 \text{ N/mm} \cdot 41,5 \text{ mm}}{96446 \text{ mm}^2} \quad (22.40)$$

$$\sigma_{xx} = 164,82 \text{ MPa} \quad (22.41)$$

El resultado de la ecuación 22.41, esta muy cerca al esfuerzo normal máximo que soporta el aluminio 6063 T6, que es de 171 MPa. y aunque el faltan 30 MPa, la desviación se debe a los métodos que se usaron para solucionar las ecuaciones (métodos gráficos) .

A partir de este momento, se dividirá el ala en el centroide de la sustentación. Como en ese mismo punto está ubicada la riostra, una parte se evaluará como una viga en cantilever y la otra como un entramado triangular evaluando en ambas los esfuerzos y deflexiones.

La deflexión en la viga viene dada por la siguiente ecuación ver [26]:

$$y' = \frac{Wl^3}{3EI} = \frac{1860 \cdot 1,07^3}{3 \cdot 164 \cdot 96446} = 0,0035719 \text{ mm} \quad (22.42)$$

El análisis de la parte arriostada del ala comienza por plantear el problema, como se muestra en la figura 22.7,

Primero se encuentra el largo del miembro  $\overline{CB}$  mediante el teorema de pitágoras.

$$\overline{CB} = \sqrt{2,040^2 + 1,2^2} = 2,3667$$

El ángulo del miembro 2, se calcula así:

$$\alpha_2 = \tan^{-1}\left(\frac{1,2}{2,040}\right) = 30,46^\circ$$

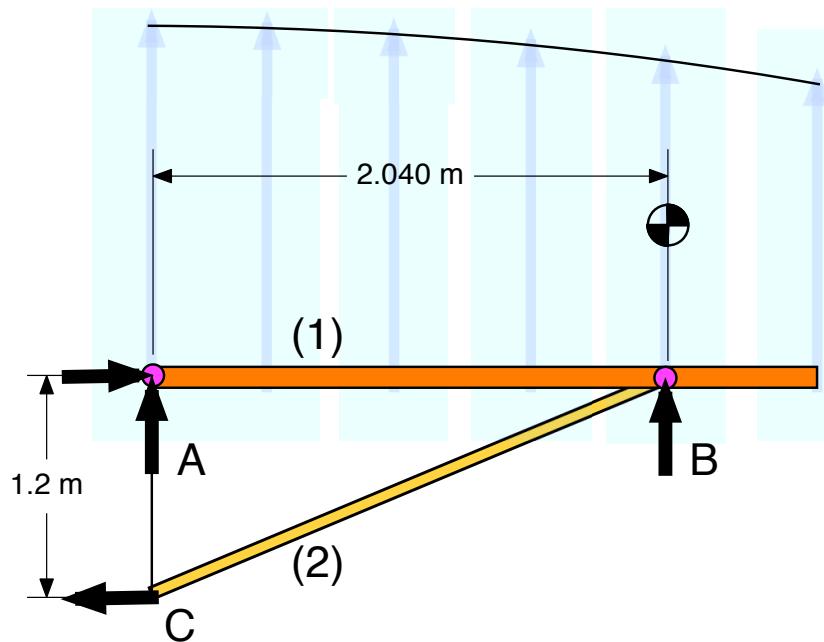
Entonces,

$$\sum F_{By} = 0 \quad (22.43)$$

$$0 = \frac{3556,868}{F\overline{CB} \cdot \sin(\alpha_2)} \quad (22.44)$$

$$F\overline{CB} = 7016,39 \text{ (T)} \quad (22.45)$$

Figura 22.7: Ala Arriosteada



$$\sum F_{Bx} = 0 \quad (22.46)$$

$$0 = F\overline{AB} - (F\overline{CB} \cdot \cos(\alpha)) \quad (22.47)$$

$$F\overline{AB} = -6048,05 \text{ (C)} \quad (22.48)$$

$$\sum F_{Ax} = -F\overline{AB} \quad (22.49)$$

$$= 6068,05 \quad (22.50)$$

$$\sum F_{Cy} = F\overline{CB} \cdot \sin(\alpha) \quad (22.51)$$

$$= 3556,868 \quad (22.52)$$

$$\sum F_{Cx} = (F\overline{CB} \cdot \cos(\alpha)) \quad (22.53)$$

$$= -6068,05 \quad (22.54)$$

Los resultados de las reacciones se presentan en la Figura 22.8, a partir de estos se hallan los esfuerzos principales en cada viga y el área de la sección transversal de la ríostra.

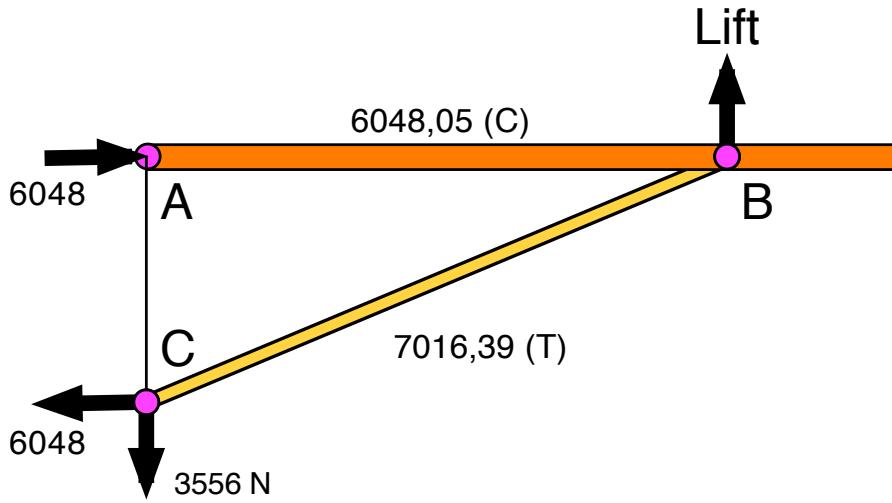
El esfuerzo ocasionado por la compresión en la viga del ala se halla resolviendo la siguiente ecuación:

$$\sigma_{xx} = \frac{P}{A} = \frac{6048}{258,11} = 23,50 \text{ MPa} \quad (22.55)$$

Para comprobar si esta compresión en la viga del ala solo hace pandeo elástico  $P_c$ , se usa la ecuación de la carga crítica de Euler[32], y el esfuerzo resultante debido al pandeo se calcula con la ecuación 22.57.

$$P_c = \frac{\pi^2 EI}{L_e^2} \quad (22.56)$$

Figura 22.8: Reacciones del entramado del ala



$$F_c = \frac{\pi^2 EI}{AL_e^2} \quad (22.57)$$

Se inicia el análisis de pandeo hallando la esbeltez mecánica flexional de la viga del ala que viene dada por:

$$\lambda_b = \alpha L \sqrt{\frac{EA}{EI_m}} \quad (22.58)$$

Donde:  $\alpha$ , es un valor adimensional que relaciona la esbeltez flexional natural y la esbeltez flexional y depende de la unión o conexión que tenga la viga con el resto de la estructura. Para el caso de la viga del ala, que está empotrada en un extremo y en el otro tiene una articulación unidimensional con 1 grado de libertad, el valor de  $\alpha = 0,71$ . El módulo de Young (elasticidad) para la aleación 6063 T6, es de  $69000 \text{ N/mm}^2$  (ver [14])

Reemplazando en la ecuación 22.58,

$$\lambda_b = 0,7 \cdot 2040 \cdot \sqrt{\frac{69000 \cdot 258,11}{69000 \cdot 482230}} \quad (22.59)$$

$$= 33,03 \quad (22.60)$$

La carga crítica de euler, viene dada por:

$$P_{crit} = \frac{\pi^2 E A}{33,03^2} \quad (22.61)$$

$$= 161,33952 \text{ Mpa} \quad (22.62)$$

Como el radio de esbeltez, está por debajo del límite para ocasionar pandeo elástico, se calcula el estrés crítico para ocasionar el pandeo de la viga del ala; esto significa, que después de la primera carga, la viga no volverá a ser recta, pero mantendrá esta forma hasta que se le imponga una carga como la siguiente:

$$F_c = \frac{\pi^2 E I}{A L_e^2} = 89,13 \text{ Mpa} \quad (22.63)$$

Afortunadamente, el esfuerzo que hace la riostra a compresión sobre la viga está muy por debajo del límite elástico de pandeo porque es de apenas 23.5 Mpa.

El diámetro del tubo de la riostra, se encuentra mediante métodos inversos, teniendo en cuenta que debe soportar al menos una compresión de -2G o -3508 N. Por lo tanto:

$$A_{riostra} = \pi \cdot (R^2 - (R - 2)^2) \quad (22.64)$$

$$P_{crit} \leq 171 \text{ Mpa} \quad (\text{límite del material}) \quad (22.65)$$

$$E_{Al\ 6063\ T6} = 69000 \frac{N}{mm^2} \quad (22.66)$$

$$I_{riostra} = \frac{\pi(R^4 - (R - 2)^4)}{4} \quad (22.67)$$

$$\lambda = \frac{0,7 \cdot 2336}{\sqrt{I/A}} \quad (22.68)$$

Reemplazando en la ecuación 22.56;

$$P_{crit} = \frac{\pi^2 EA}{\lambda} \leq 171 \text{ MPa} \quad (22.69)$$

$$= \frac{\pi^2 EA}{\frac{0,7 \cdot 2336}{\sqrt{I/A}}} \quad (22.70)$$

$$= \frac{1}{1635,669} \cdot EA \sqrt{\frac{I}{A}} \text{ (reemplazando, I y A)} \quad (22.71)$$

$$P_{crit} = 0,0003056853190 \pi^3 E \left( R^2 - (R-2)^2 \right) \sqrt{\frac{R^4 - (R-2)^4}{R^2 - (R-2)^2}} \quad (22.72)$$

Despejar el radio externo de la riostra  $R$ , de la ecuación anterior sería muy complejo, por lo tanto se optará por solucionarlo mediante métodos numéricos de la siguiente manera:

1. Se dibuja la ecuación para  $P_{crit}$ , sustituyendo R por una función de y
2. Se dibuja la ecuación donde  $P_{crit}$ , es igual al esfuerzo normal que hace la riostra bajo compresión  $y = 271000 \text{ kPa}$
3. Se escalan las ordenadas y abscisas para distinguir mejor la gráfica
4. Se encuentra el punto donde se cortan las dos ecuaciones, que para éste caso es en  $x = 9.5297$

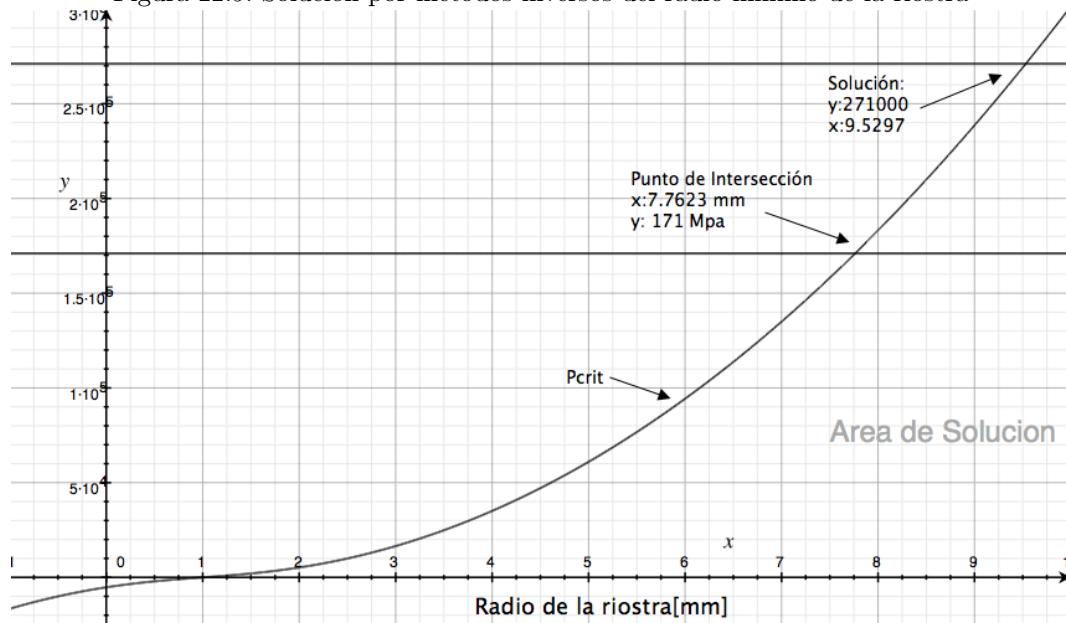
Luego de este análisis de pandeo, se hace una prueba rápida de la capacidad para soportar tensión de la riostra,

$$\sigma_{xx} = \frac{P}{A} = \frac{7,7kN}{\pi \cdot (9,527^2 - 7,527^2)} = 122 \text{ MPa} \quad (22.73)$$

Las cargas halladas anteriormente como el pandeo y la tensión, no deben tener ningún factor de seguridad [32], porque para esta altura del análisis, se han tenido en cuenta todos los factores de seguridad necesarios y antes que estos fallen habrán fallado componentes estructurales más importantes. Sin embargo, para propósitos de diseño y teniendo en cuenta imperfecciones del material y otras cosas, se debe reducir los resultados a 2/3 partes de los valores hallados.

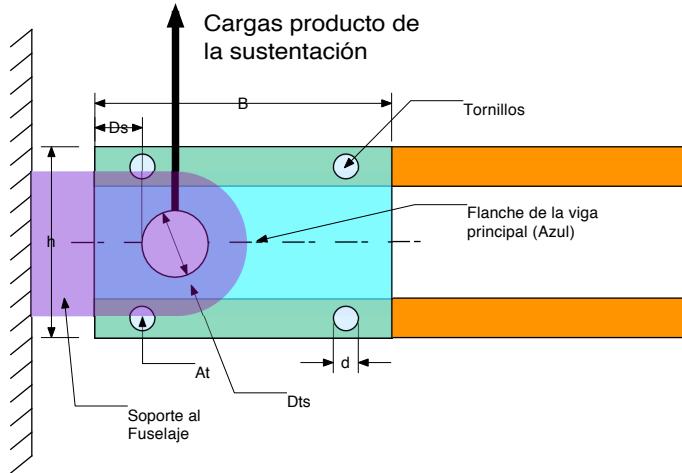
Se concluye con los análisis anteriores, que la viga principal del ala de 4500 milímetros cada una, será en forma de I y tendrá dos tubos cuadrados de 37 milímetros o más de lado y 2 milímetros de pared, separados 60 milímetros del centroide en el eje yx; También llevará una riostra, que será un tubo redondo de 2.33 metros, 10 milímetros o más de radio y 2 milímetros articulada a 1200 milímetros de la Base de la viga en el eje y, a 2030 milímetros en el eje x.

Figura 22.9: Solución por métodos inversos del radio mínimo de la riostra



La curva con nombre  $P_{crit}$ , es la representación gráfica de la ecuación 22.72, nótese que ésta ecuación sólo sirve para largos de columna de 2.33 metros con articulación en los dos extremos. no intente usarla para encontrar radios de riostras con largos diferentes. (la pared de los tubos usada fue de 2mm)

Figura 22.10: Diagrama de flanches de las vigas



## 22.5. Elementos estructurales adicionales

Aunque la parte más importante de la estructura ya se analizó en la sección anterior, aún hay que asegurar la distancia de los centroides de los tubos cuadrados de las vigas principales. La distancia se mantendrá con unos flanches que a su vez servirán para fijar la viga al fuselaje, la ristra a la viga y la punta de las alas.

### 22.5.1. Flanches de las vigas.

Se inicia el análisis, encontrando el largo apropiado  $B$  del flanqueo con la ecuación 22.19. Hay que tener en cuenta que la altura del flanqueo está limitada al 12 % de la cuerda (120 milímetros) y que el calibre de la lámina está limitada a los calibres estándar en caso de hacerse de acero inoxidable. En caso de hacer los flanches de aluminio 6063 T6, el largo está limitado a sólo 100 milímetros.

$\sigma_x = -\frac{My}{I_z}$  donde  $I_z = \frac{bh^3}{12}$  y como se dijo anteriormente la base está limitada a 2 milímetros, por lo tanto,

$$I_z = \frac{1}{6}h^3 \quad (22.74)$$

El momento aplicado al flanqueo, viene dado por la siguiente ecuación:

$$M = F \cdot d = 3556N \cdot 6 \text{ cm} \cdot 1m / 100cm = 213,36N/m \quad (22.75)$$

Reemplazando,

$$\sigma_x = \frac{-213,36 N \cdot m \cdot 1000 mm / 1 m \cdot 60 mm}{\frac{1}{6} h^3} \quad (22.76)$$

Resolviendo para h,

$$h = \sqrt[3]{\frac{76,8096}{171}} = 76,73 mm \quad (22.77)$$

Por lo tanto, la dimensión B en la figura 22.10, debe ser mayor a 80 milímetros. Tomando un factor de seguridad 1.5, el tamaño de todos los flanches será de 120 milímetros y serán de aleación de aluminio 6063 T6, de 2 milímetros de calibre.

### 22.5.2. Tornillos

Los tornillos están sometidos a dos tipos de esfuerzos los esfuerzos normales, que hace el flanche sobre una pequeña área del tornillo y los esfuerzos cortantes en el tornillo.

El esfuerzo normal en toda el área de los flanches viene dado por la ecuación:

$$\sigma_{total} = \frac{P}{A} = \frac{213360 N \cdot mm \cdot 41,5 mm}{2 \cdot 120} = 36,893 Mpa \quad (22.78)$$

El esfuerzo neto aplicado sobre el flanche es:

$$\sigma_{neto} = \frac{213360 N \cdot mm \cdot 41,5 mm}{2 \cdot (120mm - (2 \cdot 4,5917mm))} = 39,949 Mpa \quad (22.79)$$

El esfuerzo cortante aplicado sobre los tornillos es:

$$\sigma_{shear} = \frac{213360 N \cdot mm \cdot 41,5 mm}{2 \cdot (\frac{\pi(4,5917mm)^2}{4})} = 278,202 Mpa \quad (22.80)$$

El esfuerzo sobre el área del orificio es difícil de calcular, sin embargo para efectos de diseño, se calcula de la siguiente manera:

$$\sigma_{neto} = \frac{213360 N \cdot mm \cdot 41,5 mm}{2 \cdot (4,59mm \cdot 2mm)} = 482,267 Mpa \quad (22.81)$$

El esfuerzo sobre el área del orificio sobrepasa el límite elástico de la aleación usada, por lo que después de aplicar las cargas, quedarían unos orificios ovalados. para evitar esto, se aumenta el número de tornillos a 6 y se evalúa nuevamente.

$$\sigma_{neto} = \frac{213360 N \cdot mm \cdot 41,5 mm}{6 \cdot (4,59mm \cdot 2mm)} = 169,755 Mpa \quad (22.82)$$

La dimensión d, en la figura 22.10, es 3/16" o 4.59 milímetros.

El diámetro del tornillo que articula el ala al fuselaje se determina primero con la siguiente ecuación:

$$171,000 Mpa = \frac{7707}{\frac{\pi(d)^2}{4}} \quad (22.83)$$

$$171000 = \frac{28308}{\pi \cdot d} \quad (22.84)$$

$$\begin{aligned} d &= \frac{1}{2850} \frac{\sqrt{1344630}}{\sqrt{\pi}} \\ &= \boxed{7.25 \text{ mm}} \end{aligned} \quad (22.85)$$

Esto significa que el tornillo debe tener más de 7,25 milímetros de diámetro para soportar los esfuerzos cortantes y para los esfuerzos sobre el hueco, se calcula así:

$$171,000 Mpa = \frac{7707}{d \cdot 2} \quad (22.86)$$

$$\begin{aligned} d &= \frac{2569}{114} \\ &= \boxed{22.53 \text{ mm}} \end{aligned} \quad (22.87)$$

La dimensión Dts en la figura 22.10, es de 25 milímetros, pero como se usarán dos flanches por cada tornillo, y la relación es lineal. EL diámetro Dts será de 11.2 milímetros ( $\frac{1}{2}$  pulgada)

Según [23], el espaciamiento permitido entre el tornillo y la esquina de los flanches es de 3 veces el diámetro del tornillo, lo que nos da la dimensión h, de 78.19 milímetros.

### 22.5.3. Costillas

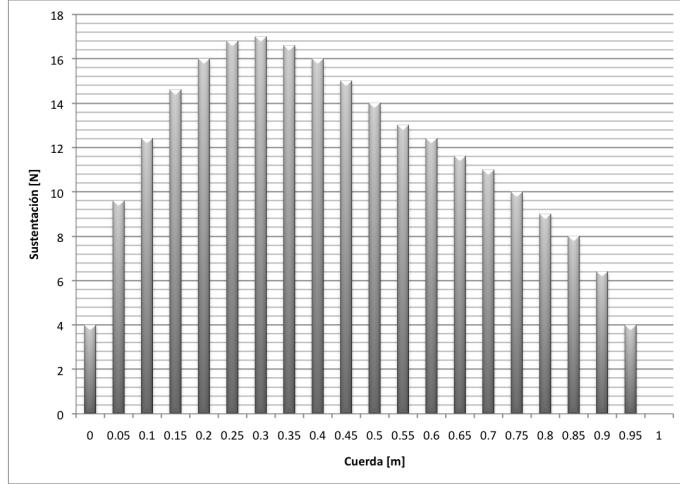
Se inicia el análisis partiendo de la carga alar que se determina de la siguiente manera:

$$C_a = \frac{L}{S} = \frac{3556 N}{4,5 m^2} = \boxed{790.22} \quad (22.88)$$

Nótese que no se utilizó la distribución de Schrenk; pues ésta sólo fué necesaria para calcular la posición de la ristra, que si se hubiese hecho como en la ecuación 22.88, hubiese quedado en la mitad del ala y esto hubiese ocasionado torsiones en el punto A de la figura 22.8 y como punto A es una unión articulada, no sería capaz de soportar tales torsiones.

El espaciamiento de las costillas debe ser de al menos 300 milímetros para mantener la forma en la tela ver[8]. Por lo tanto las cargas sobre cada costilla es de:

Figura 22.11: Distribución de Lift a lo largo del perfil Clark Y



$$L_c = 790,22 \text{ N/m}^2 \cdot 3 \text{ m}^2 = 237 \text{ N} \quad (22.89)$$

Mediante los métodos presentados en la referencia[8], se calculó la distribución de Lift a lo largo del perfil.

En la figura 22.11, se muestra la distribución de Lift. El centro de presiones está ubicado detrás del centro de masas del avión. por lo que al encontrar los centroides de las fuerzas de sustentación para hallar las cargas, éstas generarán un momento que se debe añadir al análisis estructural de las costillas de la siguiente manera.

Para las cargas generadas por la sustentación a más del 30 % (Después de la Viga)

$$X_{P>30\%} = \sum_{c=30}^1 \frac{L_c \cdot c}{L_c} \quad (22.90)$$

$$X_{P>30\%} = 0,5606 \text{ m} \quad (22.91)$$

$$F_{P>30\%} = 164 \text{ N} \quad (22.92)$$

Para las cargas generadas por la sustentación menos del 30 % (Antes de la Viga)

$$X_{P<30\%} = \sum_{c=0}^3 \frac{L_c \cdot c}{L_c} \quad (22.93)$$

$$X_{P<30\%} = 0,1815 \text{ m} \quad (22.94)$$

$$F_{P<30\%} = 90,4 \text{ N} \quad (22.95)$$

A partir de este momento las costillas se evaluarán como unas vigas en cantilever de sección transversal variable. como es de esperarse se evaluará la parte que está sometida a los momentos mayores esto es el aproximadamente el 30 %, que a su vez, es la parte donde se adhieren a la viga principal.

Usando la ecuación de esfuerzos para >30 %,

$$\sigma_{xx} = \frac{My}{I_z} \quad (22.96)$$

$$= \frac{(164 \text{ N} \cdot (0,5606 - 0,3) \text{ m} * \frac{1000 \text{ mm}}{1 \text{ m}}) \cdot 60 \text{ mm}}{\frac{4 \text{ mm} \cdot (60 \text{ mm})^3}{12}} \quad (22.97)$$

$$= \boxed{35615 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}}$$

Se encontró que para las tablas de contrachapado de 4 milímetros, su modulo de ruptura elástico en sentido paralelo a las fibras, es de 29 Mpa (ver[30]) que es mucho menor que el esfuerzo al que se ven sometidas por las cargas de Lift por lo tanto lo más probable es que no soporten dichas cargas.

La solución más evidente es aumentar el segundo momento de área colocando algo de material lo más lejos posible del centroide de la figura (60 milímetros). Se pensó en colocar una capa al rededor de las costillas, no sólo para aumentar el momento de inercia, pero también para aumentar la superficie de contacto entre la tela y la estructura. El material añadido, se removerá de las costillas con huecos redondos para evitar concentración de esfuerzos.

El ancho mínimo de las capas se encontrará por métodos inversos de la siguiente manera:

Despejando en la ecuación 22.19,

$$I_z = \frac{My}{\sigma_{xx}} \quad (22.98)$$

$$\left(\frac{4 \cdot 46^3}{12}\right) + \left(\frac{4 \cdot l^3}{12}\right) + (d^2 \cdot (4 \cdot l)) = \frac{My}{29000} \quad (22.99)$$

$$72 + 4/3 l^3 + 14400 l = \frac{1}{\sigma_{xx}} My \quad (22.100)$$

$$72 + 4/3 l^3 + 14400 l = -8468304,0 \sigma_{xx}^{-1} \quad (22.101)$$

$$l = 4,69 \text{ mm}$$

Por lo tanto el ancho de las capas de madera terciada al rededor de cada costilla debe ser de al menos 6 milímetros; añadiendo un factor de seguridad de al menos 1.5 y estandarizado a una medida fácil de trabajar, se harán de 1 pulgada de ancho.

## 23. Obtención de la fórmula de empuje.

La fórmula del empuje de la hélice con relación a la velocidad es el pilar del análisis del desempeño de un avión, es tan importante por que de esta relación dependen la mayoría de valores que determinan el comportamiento del avión como distancia de despegue, tasa de ascenso máxima, altitud máxima, ruido de la hélice e incluso consumo del motor. Varios autores han tratado de determinar numéricamente ésta ecuación, pero ninguna de éstas fórmulas se ajustan a los tipos de aeronaves que se pueden crear con DACPEI.

### 23.1. Teorema de Pi-Buckingham.

La notación de  $\Pi_i$  como parámetros adimensionales fue introducida por Edgar Buckingham en su artículo de 1914, de ahí el nombre del teorema. No obstante, la autoría del mismo debe adscribirse a Aimé Vaschy, quien lo enunció en 1892. El teorema dice lo siguiente: si suponemos que Existe una ecuación física que refleje la relación existente entre el empuje de la hélice y la velocidad de la aeronave, debe existir una función  $f$  tal que:  $f(A_1, A_2, \dots, A_n) = 0$  en donde  $A_i$  son las  $n$  variables o magnitudes físicas relevantes. Entonces la anterior ecuación se puede reescribir como  $f(\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{n-k}) = 0$  en donde  $\Pi_n$  son los parámetros adimensionales construidos desde un numero de ecuaciones igual a  $n - k$  de la forma:  $\Pi_1 = A_1^{m_1} A_2^{m_2} \dots A_n^{m_n}$  en donde los exponentes  $m_i$  son números enteros. El número de términos adimensionales construidos  $n - k$  es igual a la nulidad de la matriz dimensional, en donde  $k$  es el rango de la matriz y está dado por unidades dimensionales como Masa, Tiempo, Longitud.

### 23.2. Desarrollo de la fórmula.

Debemos tener en cuenta que pretendemos relacionar el empuje de la hélice  $T_a$ , por ejemplo una de 2 o tres palas, cimitarra o cualquier otra forma geométrica, en función de: Velocidad del avión  $v$ , Potencia del motor  $HP$ , diámetro de la hélice  $dP$ , densidad  $\rho$  y revoluciones por minuto  $rpm$ . Dado que parece que esas variables deberían explicar por sí mismas el empuje de una hélice con relación a la velocidad, se tiene relación matemática del tipo:

$$f(T_a, \rho, dP, HP, rpm) = 0 \quad (23.1)$$

Aunque tenemos cinco variables, estas cinco variables no son dimensionalmente independientes

ya que desde el punto de vista dimensional se tiene en términos de masa, tiempo y longitud tales que:

$$\left\{ \begin{array}{lcl} T_a & = & M * L * T^{-2} \\ dP & = & L \\ HP & = & M * L^2 * T^{-3} \\ \rho & = & M * L^{-3} \\ v & = & L * T^{-1} \\ rpm & = & T^{-1} \end{array} \right. \quad (23.2)$$

Todas las magnitudes que se muestran arriba ( $n$ ), son reducibles a sólo 3 magnitudes dimensionales independientes ( $k$ ). Esto implica que existen combinaciones adimensionales  $n - k = 3$  tales que la relación 23.1 se puede reducir a la forma:

$$\tilde{f}(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \quad (23.3)$$

Para continuar se escogen arbitrariamente 3 de las cinco magnitudes originales como "básicas" y se forman junto con las otras tres consideradas como productos adimensionales dependientes. Ahora buscamos exponentes enteros tales que los siguientes productos sean adimensionales:

$$\left\{ \begin{array}{lcl} \Pi_1 & = & HP^a \rho^b rpm^c T_a \\ \Pi_2 & = & HP^a \rho^b rpm^c dP \\ \Pi_3 & = & HP^a \rho^b rpm^c V \end{array} \right. \quad (23.4)$$

Las condiciones de adimensionalidad para  $\Pi_1$  llevan a que:

$$\begin{aligned} M^0 L^0 T^0 &= \left( \frac{ML^2}{T^3} \right)^a \left( \frac{M}{L^3} \right)^b \left( T^{-1} \right)^c M L T^{-2} \\ &= \frac{M^a L^{2a} T^{-3a} M^b L^{-3b} T^{-c} M L}{T^2} \\ &= \boxed{M^{a+b+1} L^{2a-3b+c} T^{-3a-c-2}} \end{aligned}$$

De la simplificación de potencias en el recuadro negro, se obtienen el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{aligned} a + b + 1 &= 0 & a &= -\frac{4}{5} \\ 2a - 3b + 1 &= 0 \Rightarrow b &= -\frac{1}{5} \\ -3a - c - 2 &= 0 & c &= \frac{2}{5} \end{aligned} \quad (23.5)$$

Las condiciones de adimensionalidad para  $\Pi_2$  llevan a que:

$$\begin{aligned}
 M^0 L^0 T^0 &= \left(\frac{ML^2}{T^3}\right)^a \left(\frac{M}{L^3}\right)^b (T^{-1})^c L \\
 &= M^a L^{2a} T^{-3a} M^b L^{-3b} T^{-c} L \\
 &= \boxed{M^{a+b} L^{2a-3b+1} T^{-3a-c}}
 \end{aligned} \tag{23.6}$$

$$\begin{aligned}
 a + b &= 0 & a &= -\frac{1}{5} \\
 2a - 3b + 1 &= 0 \Rightarrow b = \frac{1}{5} \\
 -3a - c &= 0 & c &= \frac{3}{5}
 \end{aligned} \tag{23.7}$$

Por último, las condiciones de adimensionalidad para  $\Pi_3$  llevan a que:

$$\begin{aligned}
 M^0 L^0 T^0 &= \left(\frac{ML^2}{T^3}\right)^a \left(\frac{M}{L^3}\right)^b (T^{-1})^c L T^{-1} \\
 &= \frac{M^a L^{2a} T^{-3a} M^b L^{-3b} T^{-c} L}{T} \\
 &= \boxed{M^{a+b} L^{2a-3b+1} T^{-3a-c-1}}
 \end{aligned} \tag{23.8}$$

$$\begin{aligned}
 a + b &= 0 & a &= 1 \\
 2a - 3b + 1 &= 0 \Rightarrow b = -1 \\
 -3a - c - 1 &= 0 & c &= -4
 \end{aligned} \tag{23.9}$$

Por tanto la relación buscada es:

$$\Pi_1 = \frac{rpm^{2/5} Ta}{hp^{4/5} \sqrt[5]{\rho}} \tag{23.10}$$

$$\Pi_2 = \frac{\sqrt[5]{\rho} dP}{\sqrt[5]{hp}} \tag{23.11}$$

$$\Pi_3 = \frac{hp V}{\rho rpm^4} \tag{23.12}$$

Combinando las ecuaciones 23.10, 23.11, 23.12 se tiene que:

$$f\left(\frac{rpm^{2/5} Ta}{hp^{4/5} \sqrt[5]{\rho}}, \frac{\sqrt[5]{\rho} dP}{\sqrt[5]{hp}}, \frac{hp V}{\rho rpm^4}\right) = 0 \tag{23.13}$$

Lamentablemente al usar el teorema de la función implícita para escribir las relaciones, se llegó a la conclusión que la ecuación de arriba era inconsistente, por lo que se hizo otro análisis dimensional tomando otras variables como adimensionalmente dependientes; se hizo de la siguiente manera:

$$\Pi_1 = M^a L^{(2*a)} T^{(-3*a)} M^b L^{(-3*b)} T^{(-c)} L^d M L T^{-2}$$

Ítem	Valor	Unidades
Diámetro r.p.m	1.4 3600	[m] [1/min]
Potencia	17000	[watt]
$\rho$	1.225	[Kg/m^3]

Tabla 23.1: Valores tabulados para la figura 23.1

$$\Pi_2 = M^a L^{(2*a)} T^{(-3*a)} M^b L^{(-3*b)} T^{(-c)} L^d LT^{-1}$$

$$f\left(\frac{rpm^{2/5} Ta}{hp^{4/5} \sqrt[5]{\rho}}, \frac{\sqrt[5]{\rho} dP}{\sqrt[5]{hp}}, \frac{hp V}{\rho rpm^4}\right) = 0 \quad (23.14)$$

Si se asumen cierta condiciones de regularidad y diferenciabilidad sobre la función 23.14, podrá usarse el teorema de la función implícita para escribir las relaciones:

$$f(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \Rightarrow \Pi_1 = \Phi \Pi_2 \Rightarrow \frac{rpm^{2/5} Ta}{hp^{4/5} \sqrt[5]{\rho}} = \Phi \frac{\sqrt[5]{\rho} dP}{\sqrt[5]{hp}} \mu \frac{hp V}{\rho rpm^4}$$

Las constantes  $\Phi, \mu$  se pueden encontrar fácilmente mediante **prueba y error** de constantes adimensionales que no induzcan una desigualdad dimensional como número Reynolds, número mach, coeficientes de Lift, entre otras constantes adimensionales. la relación definitiva entre el empuje de la hélice y la velocidad del avión está definida por la siguiente ecuación:

$$\frac{rpm^{2/5} Ta}{hp^{4/5} \sqrt[5]{\rho}} = \frac{\phi hp^{4/5} V \mu dP}{\rho^{4/5} rpm^4}$$

despejando  $Ta$ , y añadiendo las constantes obtenidas mediante prueba y error, se tiene que:

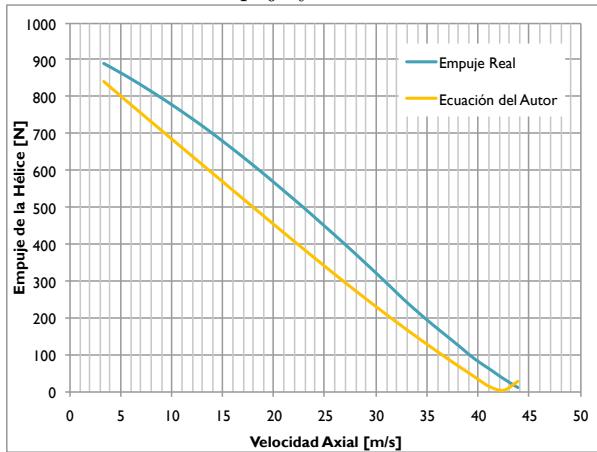
$$Ta = \frac{\phi hp^{8/5} V \mu}{dP \rho^{-3/5} rpm^{-22/5}} \quad (23.15)$$

### 23.3. Comprobación de la Fórmula.

Para comprobar la consistencia de la relación dimensional encontrada con la ecuación 23.15, se tabularon los resultados de una hélice con las siguientes características:

La diferencia entre la hélice real y los valores tabulados son de menos de 21% por lo que se pueden confiar en los resultados con esta formula. hay que tener en cuenta que no se han probado en hélices de más de 2 metros de diámetro y tampoco en motores de más de 100 H.P. además

Figura 23.1: Relación entre empuje y velocidad de una hélice de paso fijo



para el cálculo se asume que la hélice se mueve a un régimen de r.p.m. constantes, sin embargo al comparar los resultados con ecuaciones similares de Anderson[10], Roskam[33], Darrol Stinton[36], se encuentra que éstas difieren de los valores reales entre 40 y 66 % principalmente por que están creadas para aviones de diferentes categorías y porque toman en cuenta muy pocos datos. algunas de éstas sólo necesitan la potencia del motor para precisar el empuje a diferentes velocidades y como se explicó en la página 136, se necesitan al menos 5 variables para describir la disminución del empuje de la hélice a medida que aumenta la velocidad de la aeronave. los datos de la figura 23.1 se obtuvieron del “technical report” 654 de 1968 [18].

## 24. Performance

### 24.1. Relación Empuje Vs Velocidad

El empuje de una hélice disminuye con la velocidad, del mismo modo si reducimos la velocidad del avión aumentaremos el empuje. Pero al seguir disminuyendo la velocidad hasta cero, se llega a un punto en que el empuje no aumenta más, esta condición de operación se llama empuje estático en el que la hélice debe crearse su propio flujo de entrada y si una hélice se ha diseñado con sus ángulos para una velocidad específica, no va a rendir mucho en condiciones estáticas hasta es probable que el flujo al rededor de ella se separe e incluso no produzca empuje en absoluto. Con una hélice de helicóptero ocurre lo contrario, éstas están diseñadas de manera que rindan en condiciones estáticas. Ahora se sabe que el empuje estático no depende tanto del paso o rpm de las hélices como de su relación potencia sobre área del disco. En un helicóptero los valores de esta relación son pequeños y a medida que se reduce el diámetro de la hélice los valores se hacen cada vez más grandes. Con la

teoría de Momentos combinada con Blade Element Theory se puede alcanzar hasta el 80-90 % de los valores estimados para el empuje en el punto de diseño y entre un 50-60 % del empuje estático estimado.

## 25. Dinámica de Vuelo.

Aunque el programa tiene muchas formulas para el cálculo y presentación de valores de dinámica de vuelo, la mejor forma de imaginar estos valores es mediante una simulación. Las ecuaciones de la simulación fueron desarrolladas a partir de un diagrama de cuerpo libre partiendo de las ecuaciones más primitivas  $F = ma$ ,  $a = \frac{v}{\Delta t}$ ,  $v = \frac{d}{\Delta t}$  y se desarrollaron de la siguiente manera:

Se tiene un ala de masa  $m$ , con superficie  $S$ , con coeficiente de Lift  $C_L$ , a una densidad y un intervalo de tiempo  $\Delta t$ .

1. se establecen los valores iniciales  $t = 0$ ,  $a_g = -9,8$ ,  $L = 0$ ,  $a_L = 0$ ,  $a_T = -9,8 + 0 = -9,8$ ,  $v = 0$ ,  $d = 0$
2. Se establecen los valores cuando ha transcurrido un período de tiempo  $\Delta t$  entonces:  $t = t\$ + \Delta t$ ,  $a_g = -9,8$ ,  $L = \frac{1}{2}\rho C_L S V\$^2$ ,  $a_L = \frac{L}{m}$ ,  $v = a_L \Delta t$ ,  $d = v \Delta t$  \$ significa anterior. por ejemplo  $V\$^2$  se lee velocidad del paso anterior en el cálculo.
3. Se suma cada nueva perturbación de cada parámetro con el valor \\$ (anterior).

Se utilizó la ecuación que describe el Lift:  $\frac{1}{2}\rho C_L S V^2$ , se despejó la Velocidad para cuando el Lift es igual al peso. Se utilizó una superficie de  $1m^2$ , un coeficiente de Lift de 1.2 una masa de 100 y una densidad al nivel del mar 1.225.

$$Peso = Lift = \frac{1}{2}\rho C_L S V^2 \quad (25.1)$$

despejando  $V$ ,

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad (25.2)$$

Agregando valores numéricos en la ecuación 25.2 se tiene que:  $V_{Stall} = \sqrt{\frac{2*100}{1,2*1,225*1}} = 109,544512$  lo cual es un resultado igual al que nos entrega nuestra simulación.

Lo que sigue a continuación no se mostrará en tablas, pues sería muy difícil de leer y de acomodar en el documento. en cambio se entregará un archivo de Excel con la simulación y en este documento se describirán paso a paso los procesos de cálculo.

Tabla 25.1: Comprobación de velocidad de pérdida mediante el simulador

$t$	$g$	$L$	$a_L$	$a_T$	$v$	$d$
0	-9.8	$\frac{1}{2}\rho C_L S V^2$	$\frac{1}{2}\rho C_L S V^2$	-g	0	0
$t_s + \Delta t$	-9.8	$\frac{1}{2}\rho C_L S \cdot 0^2$	$\frac{T}{m}$	-9.8	$a_L \Delta t$	$v \Delta t$
0.1	-9.8	0.0784	0.0007843	-9.8	-0.98	-0.098
... 1	-9.8	13.1496	0.1314969	-9.72	-12.68	-8.899
... 10	-9.8	635.2457	6.3524	-3.4475	-88.19	-5044
... 50	-9.8	979.9999	9.79034	-0.0000107	-109.54	-9973
$\infty$	-9.8	980	9.8	0	-109.54	$\infty$

## 25.1. Proceso de simulación.

A continuación se describirá paso a paso las ecuaciones que describen la dinámica de vuelo de un avión.

1. Se define una velocidad inicial  $V_i$  y se define un ángulo para esa velocidad inicial  $\alpha_{vi}$  (en radianes)
2. Se encuentra la velocidad en el eje Z y en el eje X del de la siguiente manera.

$$V_X = V_i \cos(\alpha_{vi}) \quad (25.3)$$

$$V_Z = V_i \sin(\alpha_{vi}) \quad (25.4)$$

3. El ángulo de la fuerza Drag, estaría determinado por el ángulo de la velocidad del avión de manera que si el ángulo del avión es 0 rad. el ángulo del Drag sería:  $0 + \pi$  rad.

$$\alpha_{Drag} = \alpha_{vi} + \pi \quad (25.5)$$

4. Se encuentran las fuerzas de Drag en el eje Z y X de la siguiente manera

$$D_Z = \frac{1}{2} c_d \rho S \cdot \left( \sqrt{V_Z^2 + V_X^2} \right)^2 \cdot \sin(\alpha_{Drag}) \quad (25.6)$$

$$D_X = \frac{1}{2} c_d \rho S \cdot \left( \sqrt{V_Z^2 + V_X^2} \right)^2 \cdot \cos(\alpha_{Drag}) \quad (25.7)$$

5. Se halla la magnitud de la fuerza que hace el peso del aeronave (en eje Z) y la contribución que hace esta al empuje o resistencia al avance (eje X)

$$W_Z = mg \cdot \cos(\alpha_{vi}) \quad (25.8)$$

$$W_X = mg \cdot \sin(\alpha_{vi}) \quad (25.9)$$

6. Se halla la magnitud de la fuerza que hace el peso del balastro y se multiplica por la distancia del mismo para obtener la contribución a fuerzas en X y momentos.

$$F_{Bz} = m_B \cos(\alpha_i) \quad (25.10)$$

$$F_{Bx} = m_B \sin(\alpha_i) \quad (25.11)$$

$$M_B = m_B \cos(\alpha_i) \cdot l_{nose} \quad (25.12)$$

7. Se halla el coeficiente de Lift del ala para ese ángulo de ataque.

$$C_{L_{Wing}} = \left( 180 \frac{\alpha_{vi}}{\pi} + 180 \frac{\alpha_{Airplane}}{\pi} + \phi \right) C_{L\alpha} + C_{Lo} \quad (25.13)$$

8. Se halla el Lift del ala combinando las ecuación 25.13 con la ecuación 25.1 en la página 141.

$$L = \frac{1}{2} \left( \sqrt{V_X^2 + V_Z^2} \right)^2 \rho \left[ \left( 180 \frac{\alpha_{vi}}{\pi} + 180 \frac{\alpha_{Airplane}}{\pi} + \phi \right) C_{L\alpha} + C_{Lo} \right] S_T \quad (25.14)$$

9. Se calcula el coeficiente de Drag, teniendo en cuenta la ecuación 25.4 y 25.13

$$D = \frac{1}{2} (\sqrt{V_X^2 + V_Z^2}) \rho \left[ \left( 180 \frac{\alpha_{vi}}{\pi} + 180 \frac{\alpha_{Airplane}}{\pi} + \phi \right) C_{L\alpha} + \frac{1}{CD} \right] \cdot S_W \quad (25.15)$$

10. Se calcula la fuerza producida por el peso del avión en Z

$$F_{WZ} = W_{Avion} \cdot \cos(\alpha_i) \quad (25.16)$$

11. Se calcula la fuerza producida por el peso del avión en X

$$F_{WX} = W_{Avion} \cdot \sin(\alpha_i) \quad (25.17)$$

12. Se calcula el coeficiente de momento del ala

$$C_{m_{Wing}} = C_{m_\alpha} \cdot \alpha_i \quad (25.18)$$

13. Se calcula el momento total del ala

$$M_{Wing} = C_{m_{Wing}} \cdot \frac{1}{2} \cdot S \cdot (\sqrt{V_X^2 + V_Z^2})^2 \cdot \rho \quad (25.19)$$

14. Se divide el momento del ala por la distancia hasta la cola para encontrar la fuerza transmitida a la cola

$$F_{W-cola} = \frac{M_{Wing}}{LNW - X_{CG}} \quad (25.20)$$

15. Se encuentra la fuerza transmitida por el balastro a la cola mediante una sumatoria de momentos

$$F_{B-cola} = MasaBalastro * g * \frac{LNW}{LCola} \quad (25.21)$$

16. Se encuentra el ángulo de ataque de la cola

$$\alpha_{Cola} = \alpha_i + incidencia_{cola}$$

17. Se encuentra el coeficiente de Lift de la cola modificando la ecuación 25.14 como sigue:

$$L_{Cola} = \frac{1}{2} \left( \sqrt{V_X^2 + V_Z^2} \right)^2 \rho \left[ \left( 180 \frac{\alpha_{vi}}{\pi} + 180 \frac{\alpha_{Airplane}}{\pi} + \phi \right) C_{L\alpha Cola} + C_{L0-cola} \right] S_{T-cola} \quad (25.22)$$

18. Se calculan las contribuciones en X y Z de la cola como se ha hecho con el ala:

$$F_{Cola_Z} = MasaCola \cdot g \cdot \cos(\alpha_i) \quad (25.23)$$

$$F_{Cola_X} = MasaCola \cdot g \cdot \sin(\alpha_i) \quad (25.24)$$

19. Se encuentran ahora los momentos y las fuerzas que transmite la cola como sigue:

$$M_{Cola_L} = L_{Cola} \cdot LCola \quad (25.25)$$

20. Se halla el momento en la cola causado por el Drag de la siguiente manera:

$$M_{Cola_D} = D_{Cola} \cdot LCola \cdot \sin(\alpha_i) \quad (25.26)$$

21. Se encuentra la fuerza que hace el balastro con su propio peso en Z

$$F_{B_Z} = MasaBalastro \cdot g \cdot \cos(\alpha_i) \quad (25.27)$$

22. Se encuentra la componente en X del balastro.

$$F_{B_X} = MasaBalastro \cdot g \cdot \sin(\alpha_i) \quad (25.28)$$

23. Se encuentra el momento producido por el balastro

$$M_B = F_{B_Z} \cdot LNW \cdot \cos(\alpha_i) \quad (25.29)$$

24. Se suman todas las contribuciones al momento del avión del balastro ala y cola

$$M_{Avion} = M_B + M_{Cola_D} + M_{Cola_L} + M_{Wing} \quad (25.30)$$

25. Ahora se suman todas las fuerzas en Z.

$$F_{Avion_Z} = F_{B_Z} + F_{Cola_Z} + F_{Wing_Z} \quad (25.31)$$

26. También se suman las fuerzas en X.

$$F_{Avion_X} = F_{B_X} + F_{Cola_X} + F_{Wing_X} \quad (25.32)$$

27. Finalmente usando la ecuación de movimiento de Newton:

$$F = ma \quad (25.33)$$

28. Encontramos la aceleración del avión en Z

$$A_Z = \frac{F_{Avion_Z}}{W_{Avion}} \quad (25.34)$$

29. Luego encontramos la aceleración en X

$$A_X = \frac{F_{Avion_X}}{W_{Avion}} \quad (25.35)$$

30. Podemos encontrar las velocidades a las que se mueve el avión multiplicando un  $\Delta t$  por la aceleración en X y en Z entre más pequeño sea el  $\Delta t$ , más cercana será la estimación de la velocidad del avión.

$$V_Z = A_Z \cdot \Delta t \quad (25.36)$$

31. Luego calculamos la velocidad en X

$$V_X = A_X \cdot \Delta t \quad (25.37)$$

32. Con las dos componentes de las velocidades, podemos encontrar la magnitud de la velocidad

del avión como sigue:

$$V_{Avion} = \sqrt{V_Z^2 + V_X^2} \quad (25.38)$$

33. El ángulo al que se mueve el avión será:

$$\alpha_{Avion} = \arctan\left(\frac{V_Z}{V_X}\right) \quad (25.39)$$

34. El ángulo al que se mueve el avión no es el mismo que el ángulo de ataque del avión, el cual se puede encontrar combinando la ecuación 25.33 y reemplazando  $F$ , con la ecuación 25.30. Si luego multiplicamos esto por un  $\Delta t$ , encontraremos la velocidad angular instantánea de todo el avión y luego encontraremos el ángulo del avión como se muestra a continuación:

$$A_{angular_{Avion}} = \frac{M_{Avion}}{W_{Avion}} \quad (25.40)$$

35. Luego encontramos la velocidad angular de todo el avión,

$$V_{Angular_{Avion}} = A_{Angular_{Avion}} \Delta t \quad (25.41)$$

36. Finalmente encontramos el ángulo de ataque del avión  $\alpha_i$ .

$$\alpha_i = V_{Angular_{Avion}} \Delta t \quad (25.42)$$

El proceso de simulación comienza con un ángulo de ataque introducido por el usuario, luego se lleva a cabo el proceso de simulación en un instante de tiempo  $\Delta t$ . El resultado al final del proceso de cálculo es otro ángulo de ataque que depende del anterior y todos los ángulos de ataques subsiguientes dependerán de este. En este momento cada cálculo (3000 iteraciones) se está haciendo en 2 minutos pero más adelante, se espera que el computador haga todo este proceso unas 30 veces por segundo de manera que se pueda introducir en tiempo real una perturbación, por ejemplo: cambiar el ángulo de incidencia del elevador y ver inmediatamente la respuesta del avión. También se espera introducir la contribución del motor y del estabilizador vertical para obtener resultados más cercanos a la realidad.

## 25.2. Resultados del proceso de simulación

Para comprobar el proceso anterior, se utilizó una hoja de cálculo en la cual se escribieron todas las ecuaciones de la subsección anterior. Los resultados no son tan precisos cuando el  $\Delta t$  es muy grande, por esto se ha tomado un  $\Delta t = 0,01$ . El avión que se introdujo en la hoja de cálculo, se muestra en la Tabla 25.2.

Tabla 25.2: Características del avión introducido al proceso de simulación

Avión	Ala Eppler 360 Mod	Cola Naca 0009	Balastro
Peso	500	Peso	30
Masa	51.0204	Masa	3.061
$V_i$	10	Cuerda	0.8
$\alpha_{V_i}$	0	Superficie	5
$\alpha_{Airplane}$	0	$C_{L_\alpha}$	0.098
$\Delta t$	0.01	$C_{L_0}$	0.1764
$C_{D_0}$	0.08	$C_{m_\alpha}$	-0.04
$S$	7	$X_{ac}$	0.231
$\rho$	1.225	$\alpha_{incidencia}$	2
$L_B$	1.5	$C_d$	0.08
$g$	-9.8		
			$Peso_{Balastro}$
			$Masa_{Balastro}$
			300
			30.6122

Después de 3000 iteraciones y más de 2:00 minutos de espera, se puede ver en la figura 25.1, como cambia el ángulo de ataque del ala con respecto al tiempo; también se puede ver que el ángulo final, después de 10 segundos es de 1.02 grados, que es el ángulo al que el ala hace la fuerza de Lift suficiente para mantener al avión planteando con esta configuración. En la Figura 25.2, se puede apreciar que el ángulo final del ala es de aproximadamente 0.6 grados, este comportamiento es el esperado, pues con un menor peso, el ala necesita menos coeficiente de Lift, por lo que puede mantener volando el avión a un ángulo de ataque menor.

## 26. Representación Tridimensional Mapirí

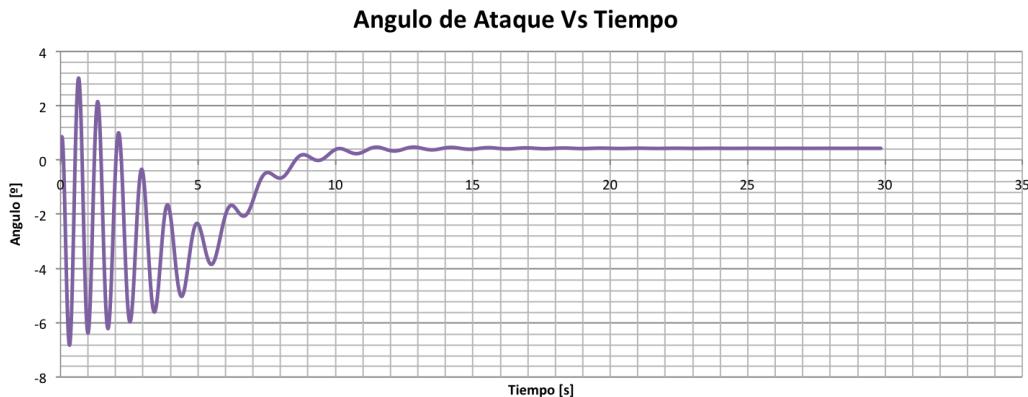
En este punto del proyecto, es preciso comparar todo el proceso, desde el diseño conceptual hecho en DACPEI, pasando por el FDM introducido al algoritmo de solución de YASim siguiendo con el diseño detallado de número de remaches, longitudes, cantidad de tornillos hecho con el desarrollo ingenieril. El diseño conceptual realizado, se puede apreciar en la Figura 26.1. Se hizo en menos de 7 minutos, el vídeo de la creación del diseño conceptual de DACPEI se puede observar en el videotutorial entregado con las memorias de este documento. Luego de afinar los valores de cada slider en DACPEI, además de algunos cálculos hechos en Maple, se hizo el diseño preliminar, mostrado en la Figura 26.2. Después de hacer el desarrollo ingenieril, se puede apreciar en la Figura 26.3, el diseño detallado, el cual es la representación gráfica de la Parte Segunda de este proyecto. Este último está tan detallado que contiene numero de tornillos, diámetros de los mismos, remaches, guayas (cables), y todo tipo de elementos estructurales cuya falla representaba una amenaza en la seguridad del piloto. En la figura 26.4, se muestra una representación del Mapirí antes de la construcción.

Figura 25.1: Resultados del proceso de simulación



Este es el resultado del proceso de simulación después de dos minutos de tiempo de computo con más de 3000 iteraciones. Las características del avión introducido se pueden apreciar en la Tabla 25.2.

Figura 25.2: Resultado con el mismo avión más liviano



En esta gráfica, se muestra el resultado del proceso de simulación después de 3000 iteraciones. La diferencia con la figura 25.1 es que aquí el avión tiene la mitad del peso.

Figura 26.1: Diseño conceptual creado en 7 minutos con DACPEI

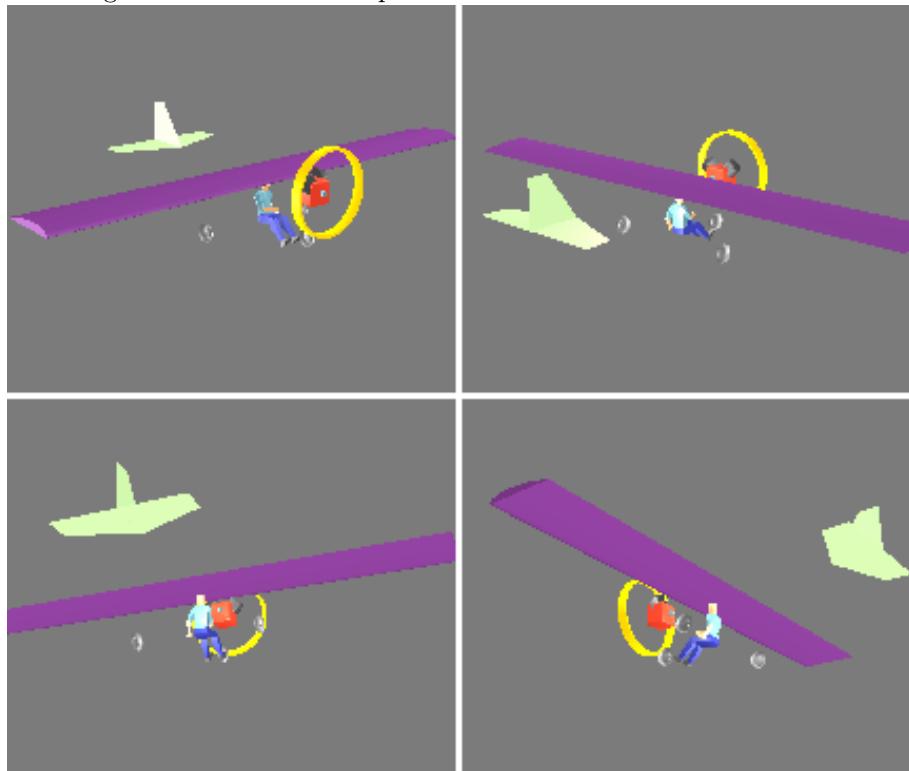
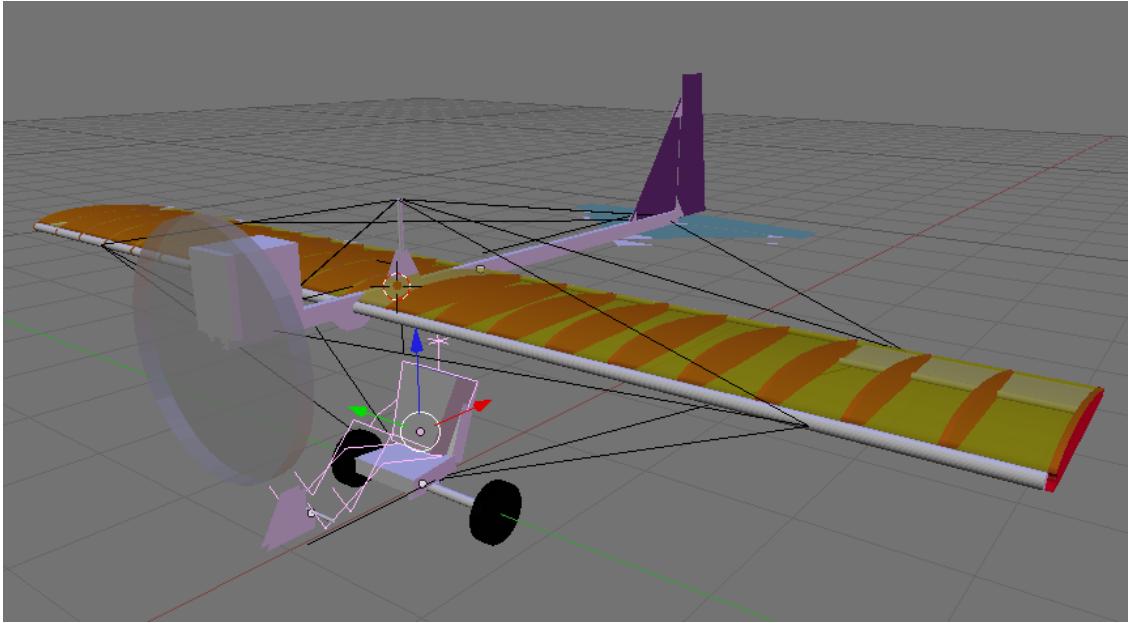


Figura 26.2: Diseño Preliminar del Mapirí



## 27. Conclusiones

En conclusión, el diseño conceptual de aeronaves se puede simplificar notablemente mediante el uso de algoritmos de programación como los que incorpora DACPEI; que combinados a un módulo de representación tridimensional, producen resultados bastante aproximados a los que se obtendrían sin ésta herramienta. El tiempo de diseño ha pasado de varios días a sólo 7 minutos (asumiendo que es un usuario avanzado).

Los métodos usados por el programa para evaluar el empuje de la hélice a diferentes velocidades, hasta el momento de escribir este documento, no han sido comparados lo suficiente con hélices reales para asegurar la precisión de los resultados obtenidos. Sin embargo, se ha probado con dos hélices construidas por el autor con resultados satisfactorios y se espera seguir investigando al respecto.

Se logró desarrollar un manual-tutorial del uso del programa; de hecho, se explico en este documento la función y manera de operación de cada objeto de las ventanas del programa.

Al desarrollar el diseño conceptual del Mapirí, que fue como se le llamó a ésta aeronave, se pudo comprobar que los datos entregados por el programa son suficientes para realizar un diseño conceptual.

El programa muestra recomendaciones a lo largo de todo el proceso de diseño y en algunos casos estas recomendaciones no se muestran; sino que DACPEI las implementa automáticamente como se muestra a través de las páginas de éste documento.

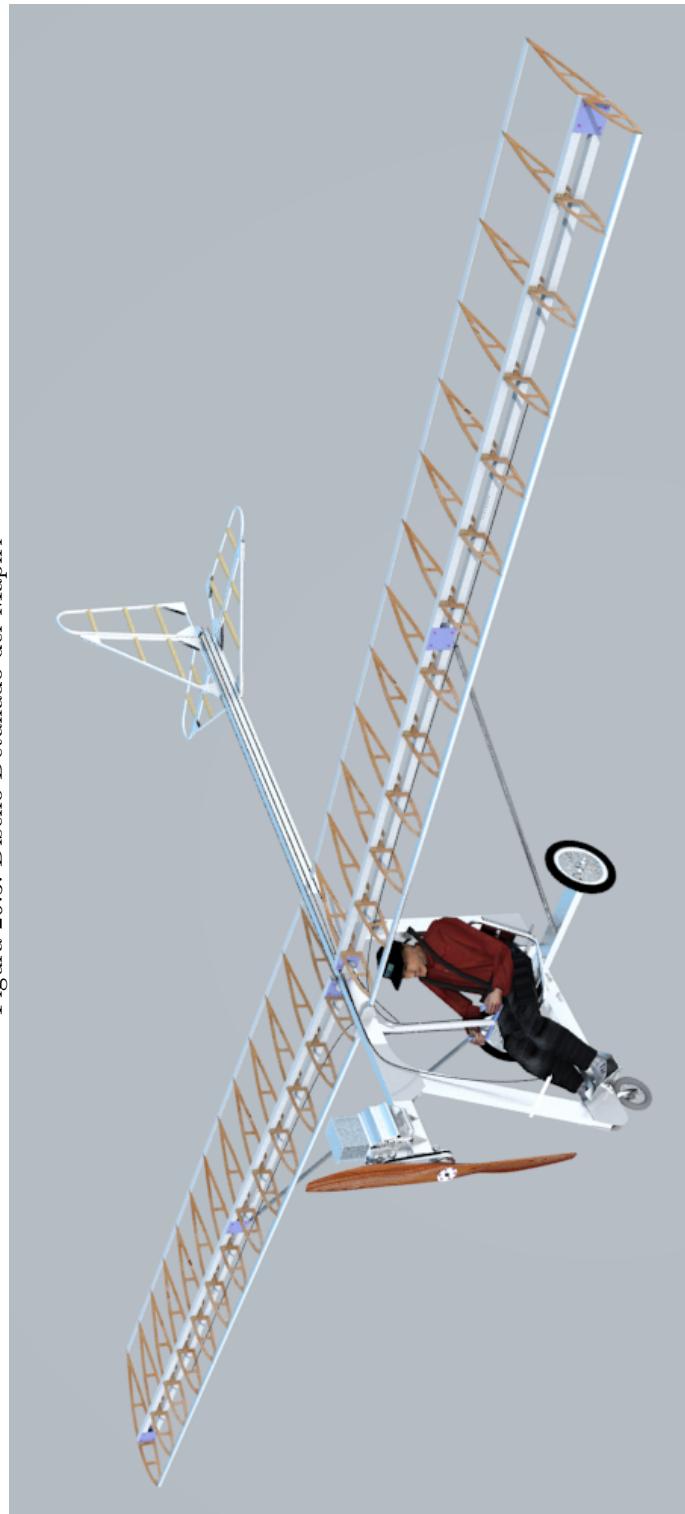


Figura 26.3: Diseño Detallado del Mapirí



Figura 26.4: Representación del Mapirí - antes de la construcción

El paradigma de programación elegido (OOP<sup>7</sup>); aunque permite el control de parámetros de manera no lineal, no permite funciones imperativas dentro del mismo. Por ejemplo: Si estuviésemos bajo el paradigma de programación imperativa, las variables globales podrían ser utilizadas y sus contenidos modificables desde cualquier punto del programa. Es decir: todo está relacionado con todo. y es precisamente eso lo que se quiere con el diseño de aeronaves que cualquier modificación por ejemplo en el área del ala afecte el peso de la estructura; sin embargo, con el paradigma seleccionado (OOP) eso no fue posible por lo que cada módulo tiene sus propias variables globales que están encapsuladas y que no son accesibles por cualquier parte del código del programa.

EL programa cuenta con más de 192 combinaciones posibles de metodologías de diseño; éstas pueden ser modificadas en cualquier parte del proceso de diseño presionando cmd+P en los sistemas operativos MAC OSX y ctrl+P en Windows y Linux.

Finalmente se añadió una base de datos con características de SQLite; para facilitar a los usuarios de DACPEI la búsqueda de aviones con características similares al que está construyendo.

---

<sup>7</sup>OOP según sus siglas en inglés es un paradigma de programación que usa objetos y sus interacciones, para diseñar aplicaciones y programas informáticos. Está basado en varias técnicas, incluyendo herencia, abstracción, polimorfismo y encapsulamiento.

## Bibliografía

- [1] Ceasiom (computational environment for aircraft synthesis and integrated optimisation methods), <http://www.ceasiom.com/index.php>. 2011.
- [2] Da vinci technologies. <http://www.davincitechnologies.com/airplanepdq.html>, octubre 2011.
- [3] Daniel p. raymer. aircraft desing and rds website, <http://www.aircraftdesign.com/> . 2011.
- [4] Didier breyne. ads (aircraft design software), <http://www.pca2000.com/en/index.php>. 2011.
- [5] I.H. Abbott and A.E. Von Doenhoff. *Theory of wing sections*. Dover Publications, 1959.
- [6] E. Acar, A. Kale, R.T. Haftka, and W.J. Stroud. Structural safety measures for airplanes. *Journal of aircraft*, 43(1):30–38, 2006.
- [7] Aerocivil. Reglamento aeronáuticos de colombia (rac). Technical report, Unidad Administrativa de Aeronáutica Civil. (UAEAC), 2011.
- [8] H.J. Allen and NACA. Ames Research Center. *General theory of airfoil sections having arbitrary shape or pressure distribution*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1945.
- [9] S.A. Alu-Stock. Guia del aluminio industria y arquitectura. *Gráficas Santamaría S.A*, 3:131, 2010.
- [10] J.D. Anderson. *Aircraft performance and design*. WCB/McGraw-Hill, 1999.
- [11] S.A. Brandt. *Introduction to aeronautics: a design perspective*. Aiaa, 2004.
- [12] D.R. Crawford. *A practical guide to airplane performance and design*. Crawford Aviation, 1979.
- [13] W.S. Diehl and United States. National Advisory Committee for Aeronautics. *Standard Atmosphere: Tables and Data*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1926.
- [14] G.E. Dieter. *ASM Handbook: Materials selection and design*, volume 20. CRC, 1997.
- [15] K.C. Finney, Safari Tech Books Online, and Inc ebrary. *Advanced 3D game programming all in one*. Thomson Course Technology PTR, 2005.
- [16] Brent. Fox. *Game interface design*. Thomson Course Technology, New York, 2004.
- [17] GB Gratton. Bcar section s issue 2-what is possible and a review of existing designs. 2000.
- [18] Habtmäï. The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3, and 4 blades of clark y and raf 6 airfoil sections. 1968.

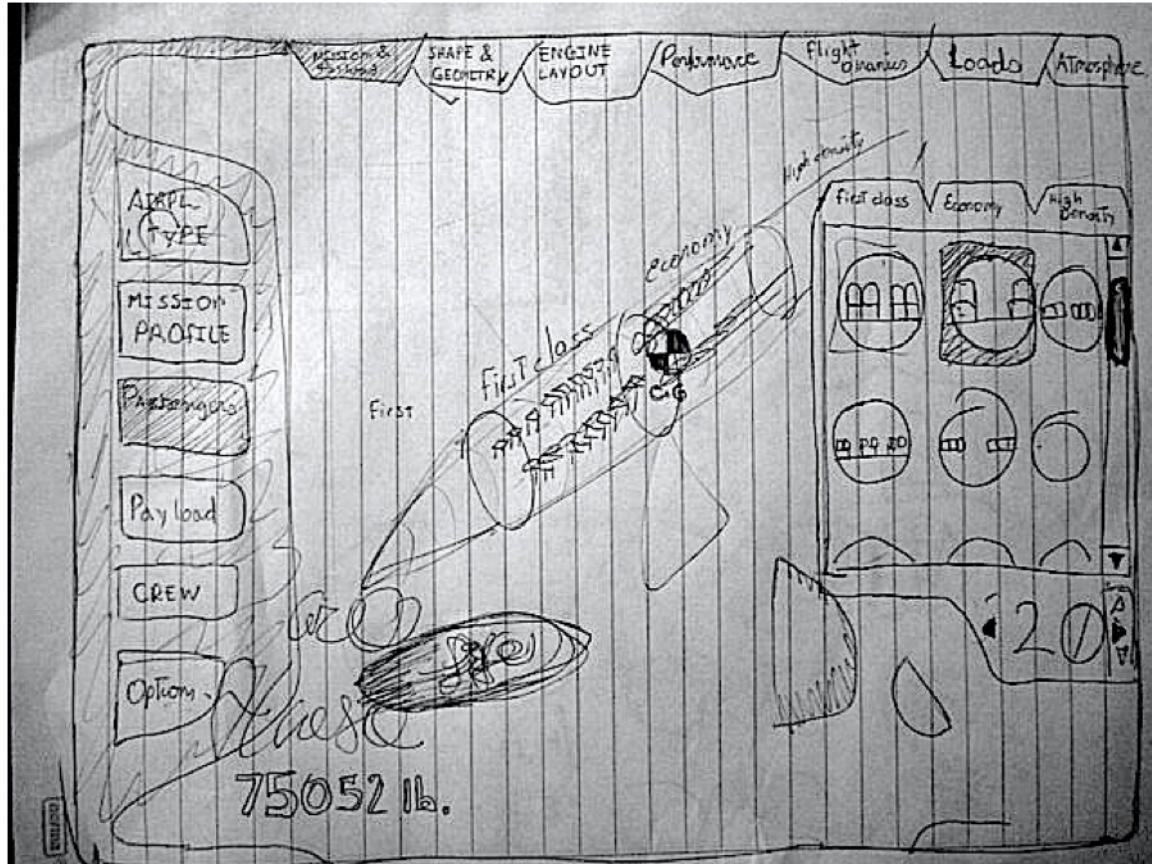
- [19] H. Heckel. Aerodynamic spreadsheet's user manual. 2008.
- [20] M. Holloran. Wing in ground effect craft review. Technical report, DTIC Document, 1999.
- [21] L.R. Jenkinson, J.F. Marchman, American Institute of Aeronautics, and Astronautics. *Aircraft design projects: for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2003.
- [22] D.L. Kohlman. Flight test results for an advanced technology light airplane. *J. AIRCRAFT*, 16(4):77–1217, 1979.
- [23] F.E. Loudy. *Metal airplane structures: A practical and authoritative treatise on the design and construction of the major component parts of various airplanes: discussing the underlying principles of design, materials of construction, structural elements, welded joints, riveted joints, stressed skin design, metal wings, metal beams, fuselage, hull and float design*. The Norman W. Henley publishing co., 1938.
- [24] Jessica Käthe Mahm. and D. Carolina Pilar Romero. Evaluación de la fuerza de puño en sujetos adultos sanos mayores de 20 años de la región metropolitana. Master's thesis, Universidad de Chile, 2005.
- [25] S. Matsuoka and A. Yonezawa. Analysis of inheritance anomaly in object-oriented concurrent programming languages. 1993.
- [26] T.H.G. Megson and T.H.G. Megson. *Aircraft structures for engineering students*. Butterworth Heinemann, 2007.
- [27] C. MERIZALDE-RODRÍGUEZ, C. VILLALOBOS-GUTIÉRREZ, G. MESMACQUE, and ES PUCHI-CABRERA. Estudio sobre propagación de grietas de fatiga en una aleación comercial de aluminio aa6063-t6.
- [28] B.N. Pamadi. *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes*. Aiaa, 2004.
- [29] A.R. Perry. The flightgear flight simulator. In *the USENIX Annual Technical Conference, Boston, MA, USA*, 2004.
- [30] S.A. Pizano. *Triplex Fenólico FORMAPLAC*. Pizano S.A., Bogota, Colombia, Abril 2006.
- [31] R.C. Platt and NACA. Langley Research Center. *Aerodynamic Characteristics of a Wing [with Fowler Flaps] Including Flap Loads, Downwash, and Calculated Effect on Take-off*. US Gov. Print. Off., 1935.
- [32] D.P. Raymer, American Institute of Aeronautics, and Astronautics. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

- [33] J. Roskam. *Airplane design*. DARcorporation, 1985.
- [34] J. Roskam. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation, 1995.
- [35] O. Schrenk and NACA. *A simple approximation method for obtaining the spanwise lift distribution*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1940.
- [36] Darrol Stinton. *The design of the aeroplane*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1983.
- [37] A.S. Tanenbaum and R. Van Renesse. Research issues in distributed operating systems. In *Computing in High-Energy Physics*. Citeseer, 1986.
- [38] F.E. Weick, T.A. Harris, and NACA. Langley Research Center. *The Aerodynamic Characteristics of a Model Wing Having a Split Flap Deflected Downward and Moved to the Rear*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1932.
- [39] F.E. Weick, R.C. Platt, and NACA. Langley Research Center. *Wind-Tunnel Tests on Model Wing with Fowler Flap and Specially Developed Leading-Edge Slot*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1933.
- [40] F.E. Weick, J.A. Shortal, and NACA. Langley Research Center. *The effect of multiple fixed slots and a trailing-edge flap on the lift and drag of a Clark Y airfoil*. GPO, 1932.
- [41] Y.R.Gilfanov. Modelist konstruktor magazine. *Mayo 12*, Mayo 1998.

## A. Concepción de la interfaz gráfica de DACPEI

### A.1. Conceptión inicial

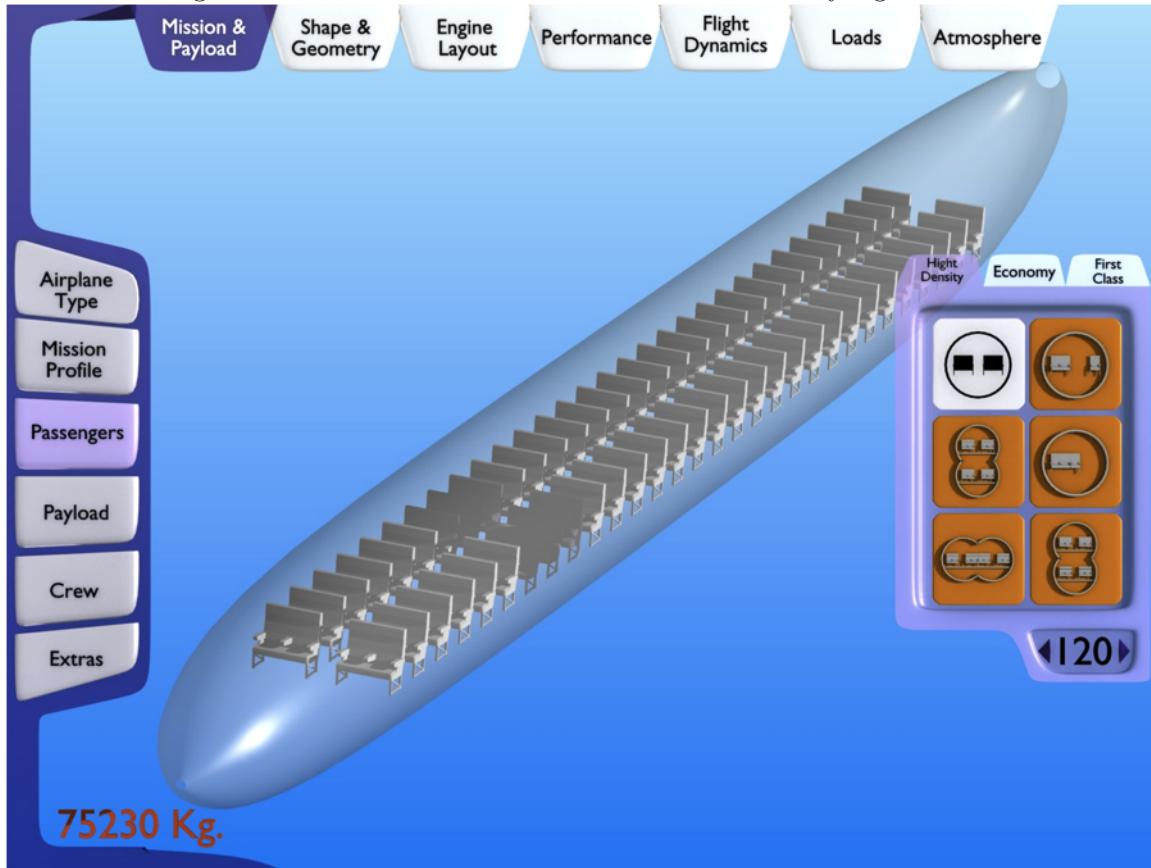
Figura A.1: Concepción inicial (noviembre 2009) de la interfaz gráfica de DACPEI



Fuente: El Autor

## A.2. Interfaz de ejemplo de DACPEI (comienzos 2010)

Figura A.2: Interfaz de usuario de DACPEI renderizada y digitalizada



Fuente: El Autor

### A.3. Hoja de cálculo predecesora de DACPEI

Figura A.3: Hoja de cálculo del proyecto integrador SAPLA (2008). Predecesor de DACPEI

	Sheets		Charts		SmartArt Graphics				WordArt				
	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N
3													
4	Velocity (Intervalo de clase)	3											
5	Sailplane, High-wing monoplane or biplane	0.0120-0	0.012										
6	Largo Fuselaje	1 m	16.40415 ft		18.15136	148.2623	0.016691	1.313183	0.166589	23219.67	0.008169	28.94243	1.07483
7	Cuerda	0.1 m	1.640415 ft		21.15136	201.321	0.01945	1.313183	0.166589	32414.75	0.007459	45.94243	1.11547
8	Envergadura	1 m	16.40415 ft		24.15136	262.4796	0.022209	1.313183	0.166589	37012.29	0.007202	52.94243	1.13276
9	Tickness Clark Y 11.72%	0.01172 m	0.192257 ft		27.15136	331.7383	0.024968	1.313184	0.166589	41603.83	0.006986	58.94243	1.14764
10	Wing Area	0.1 m <sup>2</sup>	1.076391 ft <sup>2</sup>		30.15136	409.097	0.027726	1.313184	0.166589	46207.37	0.006801	63.94243	1.16008
11	Densidad	0.9	0.068827 lb/ft <sup>3</sup>		33.15136	494.5556	0.030485	1.313184	0.166589	5080.92	0.00666	59.94243	1.15013
12	skin fric coefficient	0.012			36.15136	588.1143	0.033244	1.313185	0.166589	55402.46	0.006497	62.94243	1.15759
13	Varilla Diametro	0.005 m	0.082021 ft		39.15136	689.773	0.036002	1.313186	0.166589	60000	0.00637	64.94243	1.16257
14	Varilla + Abrazadera	0.007 m	0.114829 ft		42.15136	799.5316	0.038761	1.313186	0.166589	64597.54	0.006256	64.44243	1.16113
15					45.15136	917.3903	0.04152	1.313187	0.166589	69195.08	0.006152	64.04243	1.16033
16	Swet A Fuselage	0.029845 m <sup>2</sup>	0.32125 ft <sup>2</sup>		48.15136	1043.349	0.044278	1.313188	0.166589	73792.63	0.006058	63.74243	1.15958
17	Swet A Wing	0.22344 m <sup>2</sup>	2.405088 ft <sup>2</sup>		51.15136	1177.408	0.047037	1.313189	0.166589	78390.17	0.005971	63.54243	1.1590
18	Distancia Fuselaje Inicio ala	0.12 m	1.968498 ft		54.15136	1319.566	0.049796	1.31319	0.166589	82987.71	0.00589	63.64243	1.15938
19	Distancia Inicio ala hasta Tickness alas	0.025 m	0.410104 ft		57.15136	1469.825	0.052555	1.313192	0.166589	87585.25	0.005816	63.59143	1.15921
20	Max Fuselage a	0.021991 m <sup>2</sup>	0.236711 ft <sup>2</sup>		60.15136	1628.184	0.055313	1.313193	0.166589	92182.79	0.005747	63.5504	1.1591
21	Initial Area Fuse	0.015708 m <sup>2</sup>	0.169079 ft <sup>2</sup>		63.15136	1794.642	0.058072	1.313195	0.166589	96780.33	0.005682	63.58143	1.15918
22	Total Wet Area	0.252828 m <sup>2</sup>	2.726338 ft <sup>2</sup>		66.15136	1969.201	0.060831	1.313197	0.166589	101377.9	0.005621	63.56043	1.15913
23	Wetted Area Ratio	1.133571 **	1.133571 **		84.15136	3186.653	0.077388	1.313212	0.166593	128963.1	0.00532	63.57143	1.15916
24	Omega (w)	0.257893			102.1514	4695.705	0.093935	1.313236	0.166596	156548.4	0.005096	63.57043	1.1591
25	Area Equivalent	0.1 m <sup>2</sup>	1.076391 ft <sup>2</sup>		120.1514	6496.357	0.110487	1.313269	0.1666	184133.6	0.004918	63.56943	1.15915
26	Fuselage equivalent	0.145 m	2.378602 ft		138.1514	8588.609	0.12704	1.313314	0.166606	211718.9	0.004773	63.56843	1.15915
27	Fuselage fineness Ratio L/D	4.063606	4.063606		156.1514	10972.46	0.143592	1.313372	0.166613	239304.1	0.004651	63.56743	1.15915
28	FF (tip-vortex circulation constants) daniel, estas de	1.159138			174.1514	13647.91	0.160144	1.313446	0.166623	266889.4	0.004546	63.56643	1.1591
29	(L/D)Max	11.60895			192.1514	16614.96	0.176696	1.313536	0.166634	294474.6	0.004454	63.56543	1.15914
30					210.1514	19873.62	0.193248	1.313646	0.166648	322059.9	0.004373	63.56443	1.15914
31					228.1514	23423.87	0.209801	1.313777	0.166655	349645.1	0.00430	63.56343	1.15914
32					246.1514	27265.72	0.226353	1.31393	0.166684	377230.4	0.004235	63.56243	1.15914
33					264.1514	31399.17	0.242905	1.314108	0.166707	404815.6	0.004176	63.56143	1.15913
34	References:				288.1514	37364.04	0.264975	1.314388	0.166742	44159.	0.004104	63.56243	1.15914
35	Eugene E Covert				312.1514	43847.31	0.287044	1.314722	0.166785	478376.3	0.00404	63.56143	1.15913
36	Marshall F. L.				336.1514	50848.98	0.309114	1.315114	0.166834	515156.6	0.003982	63.56243	1.15914
37	AIAA paper [internet]				372.1514	62323.48	0.342218	1.315826	0.166925	570327.1	0.003904	63.56143	1.15913
38					396.1514	70621.15	0.364288	1.316394	0.166997	607107.5	0.003858	63.56243	1.15914
39					420.1514	79437.22	0.386358	1.317043	0.167079	643887.8	0.003815	63.56143	1.15913
40					444.1514	88771.69	0.408427	1.317784	0.167173	680668.1	0.003775	63.56243	1.15914
41					468.1514	98624.56	0.430407	1.318625	0.16728	717448.5	0.003737	63.56143	1.15913

Fuente: Alfredo José Ramírez Puentes - Sizing & Performace of Light-propeller-driven Airplanes (SAPLA) - Universidad de San Buenaventura, Proyecto Integrador, Bogota 2008

## B. FDM de Mapirí

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<!-- Mapiri 3D model by DACPEI FDM by Alfredo Ramirez 29-06-2011 Updated by Alfredo Ramirez P -->
<airplane mass="348.9407">
    <!-- Approach configuration -->
    <approach speed="31.31916" aoa="13" fuel="0.2">
        <control-setting axis="/controls/engines/engine[0]/throttle" value="0.2"/>
        <control-setting axis="/controls/engines/engine[0]/mixture" value="0.65"/>
        <!-- Ground adjustment only --> <control-setting axis="/controls/flight/flaps" value="0.0"/>
        <solve-weight idx="0" weight="170"/>
    </approach>
    <!-- Cruise configuration -->
    <cruise speed="108.622" alt="457.2" fuel="0.5">
        <control-setting axis="/controls/engines/engine[0]/throttle" value="1.0"/>
        <control-setting axis="/controls/engines/engine[0]/mixture" value="0.65"/>
        <!-- Ground adjustment only -->
        <control-setting axis="/controls/flight/flaps" value="0.0"/>
        <solve-weight idx="0" weight="170"/>
    </cruise>
    <cockpit x="0.048768" y="0" z="-0.3048"/>
    <!-- Fuselage -->
    <fuselage ax="0.048768" ay="0" az="-0.3948" bx="-3.112008" by="0" bz="-0.3" width="0.0950817"
        taper="1" midpoint="0.5"/>
    <wing x="0" y="0" z="0.3048" chord="0.9508166" length="4.939492" taper="1" dihedral="3"
        camber="0.1" sweep="0" twist="0" incidence="0">
        <stall aoa="15" width="4" peak="1.5"/>
        <flap0 start="0" end="0.62" lift="1.4" drag="1.5"/>
        <flap1 start="0.62" end="0.92" lift="1.2" drag="1.1"/>
        <control-input axis="/controls/flight/flaps" control="FLAP0"/>
        <control-input axis="/controls/flight/aileron" control="FLAP1" split="true"/>
        <control-input axis="/controls/flight/aileron-trim" control="FLAP1" split="true"/>
        <control-output control="FLAP0" prop="/surface-positions/flap-pos-norm"/> <control-output
            control="FLAP1" side="left" prop="/surface-positions/left-aileron-pos-norm"/>
        <control-output control="FLAP1" side="right" prop="/surface-positions/right-aileron-pos-norm"/>
        <control-speed control="FLAP0" transition-time="5"/>
```

```
</wing>
<hstab x="-3.112008" y="0" z="0" chord="0.6029256" length="0.9043884" taper="0.45" dihe-
dral="0" camber="0" sweep="20.73" twist="0" incidence="0">
<stall aoa="14" width="4" peak="1.5"/>
<flap0 start="0" end="1" lift="1.8" drag="1.8"/>
<control-input axis="/controls/flight/elevator" control="FLAP0"/>
<control-input axis="/controls/flight/elevator-trim" control="FLAP0"/>
<control-output control="FLAP0" prop="/surface-positions/elevator-pos-norm"/>
</hstab>
<vstab x="-3.112008" y="0" z="0" chord="0.801397" length="0.520908" taper="0.35" sweep="20.73">
<stall aoa="13" width="4" peak="1.5"/>
<flap0 start="0" end="1" lift="2.3" drag="1.2"/>
<control-input axis="/controls/flight/rudder" control="FLAP0" invert="true"/>
<control-input axis="/controls/flight/rudder-trim" control="FLAP0" invert="true"/>
<control-output control="FLAP0" prop="/surface-positions/rudder-pos-norm" min="1" max="-
1"/>
</vstab>
<!-- engine: Honda Gxi 440 (General Purpose) 4 strokes 440 cm3 propeller: Designed By DACPEI
```

---

TO-/MC-

engine power(kW): 59,6/58

RPM : 5800/5500

propeller max RPM: 2552

diameter: 1,4 m

MTOM: 620 kg noise (dB): 66,0 (ICAO chapter 10, annex 16), 76,4 (ICAO chapter 10, annex 10.4a)

ref: [http://www.rotax-aircraft-engines.com/a\\_engine\\_912.htm](http://www.rotax-aircraft-engines.com/a_engine_912.htm) ->

```
<propeller x="1.153074" y="0" z="0.3048" radius="0.7" cruise-speed="17.84857" cruise-rpm="2252"
cruise-alt="457.2" cruise-power="15" takeoff-power="15" takeoff-rpm="1801.6" mass="84.68049"
moment="0.876291" gear-ratio="0.6" >
<piston-engine eng-rpm="5200" eng-power="15" displacement="25.5" compression="9"/>
<actionpt x="1.482685" y="0" z="0.3048" />
<control-input control="THROTTLE" axis="/controls/engines/engine[0]/throttle" />
<control-input control="STARTER" axis="/controls/engines/engine[0]/starter" />
<control-input control="MAGNETOS" axis="/controls/engines/engine[0]/magnetos" />
<control-input control="MIXTURE" axis="/controls/engines/engine[0]/mixture" />
<!-- Ground adjustment only -->
```

```
</propeller>
<!-- Nose wheel -->
<gear x=" 0.9984431" y="0" z="-1.011153" compression="0.15" spring="0.8" on-solid="1"
sfric="1" dfric="1">
  <control-input axis="/controls/flight/rudder" control="STEER" src0="-1.0" src1="1.0" dst0="-
.5" dst1=".5"/>
</gear>
<!-- Left wheel -->
<gear x=" -0.1109381" y="-1.234873" z="-1.011153" compression="0.1" spring="0.8" on-
solid="1" >
  <control-input axis="/controls/gear/brake-left" control="BRAKE" split="true"/>
  <control-input axis="/controls/gear/brake-parking" control="BRAKE" split="true"/>
</gear>
<!-- Right wheel -->
<gear x=" -0.1109381" y="1.234873" z="-1.011153" compression="0.1" spring="0.8" on-solid="1"
>
  <control-input axis="/controls/gear/brake-right" control="BRAKE" split="true"/>
  <control-input axis="/controls/gear/brake-parking" control="BRAKE" split="true"/>
</gear>
<!-- Pilot -->
<weight x="0.048768" y="0" z="-0.3048" mass-prop="/sim/weight[0]/weight-lb" size="0.527"
/>
<!-- Fuel ===== The tank is located behind the pilot and co-pilot seats It has a
capacity of 68 L Motorisation accepts Avgas 100LL or Super Sans Plomb 95 (Unlead 85 MON
octan indice) without any limitation -->
<tank x="0.048768" y="0" z="-0.3048" capacity="8.81" />
<!-- Mass distribution panel & instrumentation CG theorique x=0.660 y=0.0 z=-0.497 --> <ba-
llast x="-4.0" y="0.001" z="0" mass="-10.1" />
</airplane>
```

Tabla C.1: Aviones recolectados por el autor

A blank 4x10 grid of squares, intended for students to draw their own figures or patterns.

C. Datos de más de 200 aviones recolectados por el autor para las estadísticas

# Índice alfabético

## A

Aerodinámica, 10  
Ahusamiento, 62  
Ala, 62  
ala, 37, 72, 76, 83, 113  
ángulo mínimo de planeo, 47  
AOA, 60  
área del ala, 113  
Área húmeda, 22  
aterrizaje, 49, 59  
atmósfera estándar, 41

## B

bosquejo, 76  
Bosquejo inicial, 29

## C

cámara, 34  
camber, 63  
carga alar, 73  
carga crítica de euler, 127  
coeficiente de fricción, 111  
Cola, 35  
cola, 76, 98  
combustible, 60  
Coordenadas, 11  
costillas, 133  
crucero, 60, 71  
Cuerda, 22  
cuerda, 62

## D

deflexión de una viga, 124  
despegue, 41, 46, 71  
Diámetro de polea, 104  
dimensionamiento, 28

Dinámica de Vuelo, 141

distancia de aterrizaje, 112  
distribución de sustentación, 117  
Drag, 22, 52, 58, 63

## E

ecuación general de estrés, 109  
Eficiencia de Oswald, 22  
empuje de la hélice, 136  
empuje estático, 44  
Envergadura, 22  
esbeltez mecánica flexional, 127  
Esfuerzo admisible, 98  
Estructura, 10

## F

flanches, 131  
frenos, 110  
fuselaje, 60, 97, 102

## H

hélice, 37, 65, 77

## I

incidencia, 59, 62

## L

LDmax, 24  
  
**M**  
misión, 19, 69  
momento de inercia, 120  
motor, 82, 100  
motor, bancada, 105  
motores, 35

## O

Oswald, eficiencia, 63

**P**

pérdida, 64, 69  
Perfil, 20  
perfil, 72  
Peso del ala, 32  
Peso del fuselaje, 32  
Peso del motor, 31  
peso vacío, 19  
Pico, 64  
Planta de potencia, 104  
posiciones, 33  
potencia, 51, 66  
Proceso de simulación, 142  
programación, 14

**U**

ultraligera, 68  
**Y**  
YASim, 56

**R**

Rendimiento, 10  
rendimiento, 39  
Representación Tridimensional, 147  
riostra, 129  
riostras, 115  
ROC, 55, 69  
rpm, 66

**S**

Schernk, 114  
selección del tipo de correa, 104  
sin motor, vuelo, 46  
Superficie Alar, 22

**T**

taza de ascenso, 53  
tensores, 115  
tornillos, 132  
tren, 83  
tren de aterrizaje, 108  
Twist, 62