



**LOS LIBERTADORES**  
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

# DISEÑO CONCEPTUAL, PRELIMINAR Y ANÁLISIS CFD DE UN AVIÓN JET ULTRA LIGERO

**Anyelo Andrés Pulido Gonzalez**  
**Michael Flores Linares**

Fundación Universitaria Los Libertadores  
Facultad de Ingeniería y ciencias básicas  
Bogotá D.C, Colombia  
2019

# DISEÑO CONCEPTUAL, PRELIMINAR Y ANÁLISIS CFD DE UN AVIÓN JET ULTRA LIGERO

**Anyelo Andrés Pulido Gonzalez**  
**Michael Flores Linares**

Trabajo de grado presentado como requisito parcial para optar al título de:  
**Ingeniero Aeronáutico**  
Y  
**Ingeniero Mecánico**

Director:  
Ph.D(c). Pedro David Bravo Mosquera  
Co-director:  
Msc. Juan Eduardo Rolón Rios  
Fundación Universitaria Los Libertadores  
Facultad de Ingeniería y ciencias básicas  
Bogotá D.C, Colombia  
2019

“Inventar es imaginar lo que nadie pensó; es creer en lo que nadie juró; es arriesgar lo que nadie se atreve; es realizar lo que nadie ha intentado. Inventar es trascender.”

Santos Dumont.

# Agradecimientos Anyelo

Agradezco a Dios por todas las bendiciones que me ha dado y por permitirme cumplir un logro más en mi vida; a mi familia, en especial a mi mama Diana Gonzalez y a mi abuela Teofilde Hernández, que con sus sacrificios y esfuerzos me han apoyado cada día para ser un profesional. A mi novia Tatiana Mur, que no solo ha sido mi pareja si no mi compañera de vida, agradezco su apoyo incondicional y su ayuda para culminar esta etapa en mi vida. Agradezco a la Fundación Universitaria Los Libertadores por aceptarme y brindarme las herramientas necesarias para el aprendizaje; agradezco la oportunidad que me dieron al poder realizar un intercambio a la Universidad de São Paulo y conocer gente maravillosa, que con sus conocimientos y enseñanzas lograron que esto sea posible. A todos los profesores, en especial a Msc. David Silva, Msc. John Vaca y Msc. Felipe Rodríguez, por su apoyo en el transcurso de la carrera y por proporcionar los conocimientos, que sin lugar a duda ayudaron al desarrollo de este trabajo; A nuestro co-director Msc. Juan Eduardo Rolón Rios por toda su colaboración durante el proceso de aceptación y acreditación del proyecto. Al Ph.D. Jorge Nisperuza y Ph.D. Hernán Cerón por abrirnos las puertas en la universidad de sao paulo, por su apoyo, consejos y conocimientos; al Ph.D. Álvaro Martins, quien brindo los conceptos y la metodología necesaria para el desarrollo de este trabajo. Finalmente y de ante mano quiero agradecerle a nuestro director de proyecto y gran amigo Ph.D.(c) Pedro Bravo, quien con sus conocimientos, enseñanza, experiencia y apoyo constante en el proyecto, consiguió que se terminara de forma satisfactoria, validando y constatando los conocimientos que adquirimos durante toda la carrera.

A todos mil y mil gracias,

*Anyelo Andres Pulido Gonzalez.*

# Agradecimientos Michael

Quiero expresar mi gratitud a Dios, quien con su bendición llena siempre mi vida, a toda mi familia por estar siempre presentes y a Anyelo Andres Pulido Gonzalez, amigo, colega y con quien compartí los últimos semestres para la conclusión de este trabajo.

Mi profundo agradecimiento a todas las autoridades y personal de la Fundación Universitaria Los Libertadores y de la Universidade de São Paulo (USP), por confiar en mi, abrirme las puertas y permitirme realizar todo el proceso investigativo dentro de su establecimiento educativo y por todas las bases científicas necesarias para sustentar este proyecto.

De igual manera mis agradecimientos a toda la Facultad de Ingeniería, a mis profesores en especial a Msc. Jhon Vaca, Ph.D. Volnei Tita, Ph.D. Hernan Cerón y Ph.D. Alvaro Martins quienes con la enseñanza de sus valiosos conocimientos hicieron que pueda crecer día a día como profesional, gracias a cada uno de ustedes por su paciencia, dedicación, apoyo incondicional y amistad. Finalmente quiero expresar mi más grande y sincero agradecimiento al co-director del proyecto Msc. Juan Eduardo Rolón Rios y director Ph.D.(c) Pedro David Bravo Mosquera, principal colaborador durante todo este proceso, quien, con su dirección, conocimiento y enseñanza, permitió el desarrollo de este trabajo.

*Michael Flores Linares.*

# Declaración de autenticidad

Los autores, ANYELO ANDRÉS PULIDO GONZALEZ y MICHAEL FLORES LINARES declaramos que esta tesis titulada, 'DISEÑO CONCEPTUAL, PRELIMINAR Y ANÁLISIS CFD DE UN AVIÓN JET ULTRA LIGERO' y el trabajo presentado en ella son propios. Confirmamos que:

- Este trabajo se realizó total o principalmente mientras estaba en la candidatura para un título profesional en esta Universidad.
- Si alguna parte de esta tesis ha sido presentada previamente para un título o cualquier otra titulación en esta Universidad o cualquier otra institución, esto ha sido claramente identificado.
- Cuando se ha consultado el trabajo publicado de otros, esto siempre se les atribuye claramente.
- Donde se ha citado el trabajo de otros, la fuente siempre se da. Con la excepción de tales citas, esta tesis es completamente nuestra autoría.
- Reconocemos todas las principales fuentes de ayuda.
- Cuando la tesis se basa en el trabajo hecho junto con otros, hemos dejado en claro exactamente lo que otros hicieron y lo que nosotros contribuimos.

Firma: \_\_\_\_\_

Fecha: \_\_\_\_\_

Firma: \_\_\_\_\_

Fecha: \_\_\_\_\_

---

# Resumen

Se presenta el diseño conceptual y preliminar de un jet ultra ligero, abarcando todos los conceptos y requisitos de diseño, que definen la configuración de la aeronave, para que esta sea competitiva en un mercado prometedor. Métodos tradicionales de diseño de aeronaves se utilizaron para desarrollar y analizar la idoneidad de la aeronave, buscando mejorar la eficiencia aerodinámica al proponer la implementación de diferentes configuraciones de dispositivos winglet instalados en las puntas de las alas. El proyecto abordó el estudio del tamaño, peso, ergonomía del piloto, aerodinámica, estabilidad, sistemas, subsistemas y desempeño. Posteriormente, se utilizaron métodos analíticos computacionales para diseñar cada uno de los componentes de la aeronave, junto con los dispositivos winglet, también llamados "Blended winglet", caracterizados por tener la aleta dirigidas hacia atrás y un ángulo de inclinación conveniente al diseño de la aeronave.

Se crearon 4 configuraciones winglet, cada una modificando el ángulo de inclinación CANT y la envergadura, para determinar las características aerodinámicas que ofrecen cada una de ellas a través de un estudio de dinámica de fluidos computacional (CFD), resolviendo las ecuaciones de Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (RANS), usando el modelo de turbulencia Shear Stress Transport ( $k-w$ ). Los parámetros de las simulaciones fueron asumidos en base a la altitud máxima de operación, estudiando exclusivamente el flujo alrededor del ala limpia, de las configuraciones winglet y en la aeronave completa, en las condiciones más críticas antes y después de instalar los dispositivos.

Se analizaron los coeficientes de sustentación, arrastre inducido, arrastre parasito, arrastre total y eficiencia aerodinámica. Los resultados fueron cumplidos y validados, demostrando que los dispositivos winglet siguen siendo la alternativa más prometedora para mejorar el rendimiento aerodinámico del jet ultra ligero.

# Abstract

The conceptual and preliminary design of an very-light jet (VLJ) is presented, covering all the concepts and design requirements that define the configuration of the aircraft, so that it is competitive in a promising market. Traditional methods of aircraft design were used to develop and analyze the suitability of the aircraft, seeking to improve aerodynamic efficiency by proposing the implementation of different configurations of winglets installed at the tips of the wings. The project addressed the study of size, weight, pilot ergonomics, aerodynamics, stability, systems, subsystems and performance. Later, computational analytical methods were used to design each of the components of the aircraft, together with the winglet devi-

ces, also called "Blended winglet", characterized by having the fin twisting towards the rear and a convenient incline with reference to the aircraft.

Four winglet configurations were created, each one modifying the CANT angle and the wing span, to determine the aerodynamic characteristics offered by each of them through a study of computational fluid dynamics (CFD), solving the Reynolds-Averaged-Navier-Stokes(RANS) equations, using the turbulence model Shear Stress Transport (k-w). The parameters of the simulations were assumed based on the maximum operating altitude, studying exclusively the flow around the clean wing, winglet configurations and in the whole aircraft, in the most critical conditions before and after installing the devices.

The coefficients of lift, induced drag, parasite drag, total drag and aerodynamic efficiency were analyzed. The results were fulfilled and validated, demonstrating that winglet devices remain the most promising alternative to improve the aerodynamic performance of the very-light jet.

# Contenido

Agradecimientos	IV
Agradecimientos	V
Resumen	VII
Lista de símbolos	XIII
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Objetivos	3
1.1.1. Objetivo general	3
1.1.2. Objetivos específicos	3
1.2. Metodología	3
1.3. Presupuesto detallado, recursos e infraestructura requeridos para el desarrollo del proyecto	5
1.4. Actividades	5
<b>2. Análisis de mercado</b>	<b>7</b>
2.1. Mercado global	7
2.2. Mercado específico	10
2.3. Análisis de la competencia	13
<b>3. Requisitos iniciales del proyecto</b>	<b>26</b>
3.1. Perfil de vuelo y estimativas iniciales	26
3.2. Directrices de diseño	27
3.3. Requisitos especiales de equipamientos	28
<b>4. Dimensionamiento inicial</b>	<b>31</b>
4.1. Estimativa inicial de peso vacío	31
4.2. Peso de pasajeros y tripulación	32
4.3. Cálculo preliminar de $L/D$	35
4.4. Fracciones de peso por segmento de la misión	36

4.5. Fracciones históricas . . . . .	36
4.5.1. Loiter . . . . .	36
4.5.2. Crucero . . . . .	37
4.6. Cálculo de la fracción $W_f/W_o$ . . . . .	37
4.7. Calculo de $W_0$ . . . . .	38
4.7.1. Relación $W_e/W_o$ . . . . .	38
4.8. Definición de $W_0$ . . . . .	38
4.9. Dimensionamiento del ala . . . . .	39
4.9.1. Definición del afilamiento, envergadura y enflechamiento . . . . .	40
4.9.2. Determinación del coeficiente de sustentación y la geometría . . . . .	41
4.10. Dimensionamiento de fuselaje . . . . .	42
4.11. Ergonomía del piloto . . . . .	45
4.12. Dimensionamiento del empenaje . . . . .	47
4.12.1. Geometría del empenaje . . . . .	47
4.12.2. Coeficiente de volumen del empenaje . . . . .	47
<b>5. Aerodinámica</b>	<b>53</b>
5.1. Conceptos generales . . . . .	53
5.2. Estimativa de las áreas mojadas . . . . .	54
5.2.1. Ala . . . . .	54
5.2.2. Estabilizador Horizontal - HT . . . . .	55
5.2.3. Estabilizador vertical - VT . . . . .	55
5.2.4. Fuselaje . . . . .	55
5.2.5. Nacela . . . . .	56
5.3. Arrastre parásito . . . . .	56
5.3.1. $C_{fc}$ Coeficiente de fricción de placa plana . . . . .	56
5.3.2. Factor de forma de cada componente . . . . .	57
5.3.3. Q Factor de interferencia . . . . .	58
5.4. Coeficiente de arrastre miscelancias . . . . .	58
5.5. Coeficiente de arrastre por protuberancias . . . . .	60
5.6. Arrastre inducido . . . . .	60
5.7. Arrastre de onda . . . . .	61
5.8. Arrastre total . . . . .	62
<b>6. Desempeño</b>	<b>64</b>
6.1. Selección de motor . . . . .	64
6.2. Aumento de $C_L$ con el uso de Flaps . . . . .	66
6.3. Requisitos aplicables al desempeño . . . . .	67
6.4. Modelaje del motor . . . . .	68
6.5. Despegue (Takeoff) . . . . .	68

6.6. Ascenso (Climb) . . . . .	71
6.7. Crucero (cruise) . . . . .	72
6.8. Techo absoluto (Absolute ceiling) . . . . .	73
6.9. Planeo (Planning) . . . . .	74
6.10. Máximo alcance, autonomía y mínimo ángulo de descenso . . . . .	75
6.11. Aterrizaje (Landing) . . . . .	76
6.12. Desempeño en curva . . . . .	78
6.13. Análisis de límites (constraints) . . . . .	79
6.13.1. Aterrizaje . . . . .	83
6.13.2. Techo de servicio . . . . .	84
<b>7. Estabilidad y control</b>	<b>86</b>
7.1. Requisitos aplicables . . . . .	86
7.2. Estabilidad estática . . . . .	86
7.2.1. Estabilidad longitudinal . . . . .	86
7.2.2. Contribución del ala . . . . .	87
7.2.3. Contribución del empenaje horizontal . . . . .	88
7.2.4. Contribución del fuselaje y de las nacelas . . . . .	88
7.2.5. Contribución del grupo moto-propulsor . . . . .	90
7.2.6. Centro de gravedad CG . . . . .	91
7.2.7. Punto Neutro y Margen estático . . . . .	95
7.2.8. Resultados . . . . .	96
7.3. Recuperación en maniobra de Stall (Spin-recovery) . . . . .	96
7.3.1. Densidad Relativa . . . . .	98
7.4. Configuración del empenaje para la maniobra stall . . . . .	98
7.4.1. Factores importantes . . . . .	102
7.4.2. Momento de giro . . . . .	102
7.4.3. Posición del centro de gravedad . . . . .	103
7.4.4. Maniobra de recuperación . . . . .	103
<b>8. Análisis de costos</b>	<b>105</b>
8.1. Estimativa de costos . . . . .	105
<b>9. Diseño preliminar</b>	<b>109</b>
9.1. Metodología para el diseño del dispositivo winglet . . . . .	109
9.2. Análisis y resultados en CFD . . . . .	113
9.3. Geometría y mallado . . . . .	113
9.4. Condiciones de frontera . . . . .	115
9.5. Resultados . . . . .	116
9.5.1. Primera comparación . . . . .	116
9.6. Coeficiente de sustentación . . . . .	117

---

9.7. Coeficiente de arrastre . . . . .	118
9.8. Eficiencia aerodinámica . . . . .	119
9.9. Análisis del vórtice de punta de ala . . . . .	120
<b>10. Discusiones</b>	<b>123</b>
<b>11. Conclusiones</b>	<b>129</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>131</b>

# Lista de símbolos

## Símbolos con letras latinas

Símbolo	Término	Unidad SI
$A$	Área	$\text{m}^2$
$a$	Coeficiente	1
$c$	Longitud de la cuerda	m
$D$	Diámetro	m
$\vec{g}$	Aceleración de la gravedad	$\frac{\text{m}}{\text{s}^2}$
$K$	Coeficiente de equilibrio	1
$L$	Longitud	m
$m$	Masa	kg
$\dot{m}$	Flujo de masa	$\frac{\text{kg}}{\text{s}}$
$n$	Velocidad de rotación	$\frac{1}{\text{s}}$
$P$	Presión	Pa
$Q$	Calor	kJ
$T$	Temperatura	K
$t$	Tiempo	s
$x_i$	Fracción de distancia	1
$V$	Volumen	$\text{m}^3$
$v$	Velocidad	$\frac{\text{m}}{\text{s}}$
$w_i$	Fracción en masa del componente i	1
$C_L$	Coeficiente de sustentacion	
$C_D$	Coeficiente de arrastre	
$C_{D0}$	Coeficiente de arrastre parasito	

$C_{Di}$  Coeficiente de arrastre inducido

## Símbolos con letras griegas

Símbolo	Término	Unidad SI
$\alpha$	Ángulo de ataque	°
$\theta$	Ángulo de inclinación	1
$\theta_O$	Ángulo superior	1
$\theta_U$	Ángulo inferior	1
$\nu$	Coeficiente estequiométrico	1
$\rho_b$	Densidad	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
$\rho_s$	Densidad aparente	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
$\rho_w$	Densidad verdadera	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
$\tau$	Tiempo adimensional	1
$\Phi_V$	Flujo volumétrico	$\frac{\text{m}^3}{\text{s}}$
$\omega$	Velocidad angular	$\frac{1}{\text{s}}$

## Abreviaturas

VLJ	Very Light Jet
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
RANS	Reynolds-Averaged-Navier-Stokes
SST	turbulencia de transporte de esfuerzos cortante
GAMA	General Aviation Manufacturers Association
GE	General Electric
CKD	Completely Knock Down
IFI	Instituto de Fomento Industrial
UAEAC	Unidad Administrativa Especial De Aeronáutica Civil
FAR 23	Federal Aviation Regulations. Part 23

# Capítulo 1

## Introducción

La producción de aviones ultra ligeros en la industria aeronáutica ha tenido un aumento en el mercado debido a que sus costos de producción, mantenimiento y operación son más bajos en relación a las demás categorías, gracias a su tamaño, velocidad y peso.

Actualmente estas aeronaves encabezan el mercado, debido a la necesidad de privacidad, horario, ruta, seguridad y costos, brindando a sus clientes un servicio ultra personalizado y exclusivo. Adicionalmente, los viajeros de negocios, la masa más lucrativa de clientes de la industria aeronáutica, tienen tres principales opciones: volar en clase ejecutiva, en primera clase de una línea aérea comercial o comprar su propio avión con el fin de cubrir sus necesidades de viajes de negocios. Para proyectar una aeronave ejecutiva que cumpla con las demandas del mercado es importante conocer el perfil de las aeronaves concurrentes de mayor venta recientemente.

Las configuraciones externas e internas han sido consideradas esenciales en la decisión de compra de aeronaves ejecutivas. Fueron seleccionadas cinco aeronaves de la categoría light y cinco de la very light. Por un lado, se encuentra el Phenom 300, Citation M2, Citation CJ3+, Citation CJ4 (Modelo 525C) y el Learjet 70/. Por el otro lado, la categoría Very light jet, contando con el Phenom 100/E, Honda jet, Citation Mustang, Cirrus vision SF50 y el Eclipse 550; Pues estas aeronaves, son actualmente las más compradas según General Aviation Manufacturers Association (GAMA)[11, 25, 41].

Es importante comprender que no solamente el desempeño de una aeronave es la característica más significativa cuando se trata de aviones ejecutivos, sino que también su diseño aerodinámico, tecnología y emisiones de ruido deben ser considerados. En este sentido, las principales configuraciones internas y externas a examinar son: tecnología abordaje, dimensiones de la cabina, presencia de baños, tamaño de la bodega de equipaje, tipo de propulsión, el número y posicionamiento de los motores, tipo de empenaje, tipo de alas, uso de winglets y tren de aterrizaje.

---

Se identificó un diseño convencional con respecto a la posición de las alas en el fuselaje, el tipo de tren de aterrizaje y el tipo de motor seleccionado para cada aeronave. Es importante mencionar que, la implementación de dispositivos de punta de ala, a la hora de diseñar un nuevo prototipo en la industria aeronáutica, ha sido de gran interés, debido a los beneficios que trae con ello; algunos de los primeros aviones de la categoría jet de negocios en incorporar winglets, fueron el Gufstream y el Global Express de la compañía Lear Bombardier, beneficiarios en el ahorro de combustible, disminuyendo las velocidades de aproximación y despegue de pista.

El 60 % del grupo de aviones seleccionados, como él HA-420 HondaJet usa un tipo de winglet convencional "Blended winglet", el Cirrus visión SF50 adopta la configuración "raked-winglet" y por último el Eclipse 550 tiene instalados en las puntas de las alas un dispositivo conocido como "wing-tip-tank". Este ultimo winglet tiene una característica en especial y es que además de servir para reducir el arrastre inducido, funciona como tanque para la reserva combustible[36, 57, 20, 48, 16].

Los dispositivos winglet son aletas hacia atrás casi verticales, posicionadas en la punta del ala. Su principal objetivo es reducir el coeficiente de arrastre inducido debido a los vórtices producidos en las puntas de las alas, aumentando la eficiencia aerodinámica de la aeronave en cada una de las fases de la misión, disminuyendo el consumo de combustible y aumentando el rango de crucero.

Los vórtices son originados en las puntas de las alas debido a los efectos provocados por la sustentación, causando la aparición del arrastre inducido. Durante las etapas de operación, el arrastre inducido puede llegar hasta el 50 % del arrastre total en condiciones de alta sustentación y para vuelo crucero se presenta alrededor del 30 %. Estos dispositivos de punta de ala han sido la solución hasta el día de hoy para reducir el arrastre a coeficientes de sustentación muy altos[34, 14, 58, 7].

En consecuencia, la dinámica de fluidos computacional CFD, es utilizada para estudiar los sistemas que están comprometidos con el flujo de la corriente libre, la transferencia de calor, efectos afiliados a reacciones químicas y todo lo que refiere a la dinamica de fluidos[56]. Las simulaciones computacionales, se refieren al uso de computadores, utilizados para resolver numéricamente las leyes que gobiernan el movimiento del fluido, dentro o alrededor de un sistema, resolviendo las ecuaciones de Reynolds-Adveraged-Navier-Stokes (RANS) acopladas con el modelo de turbulencia Shear Stress Transport (SST). De tal forma que este sistema es implementado virtualmente por medio del diseño asistido por computadora (CAD) siendo opuesto a estudios experimentales, estas simulaciones computacionales son muy recomendadas antes de implementar un producto al mundo, ya que permite observar las conductas de todo el sistema por medio de herramientas de visualización por computadora[35, 42].

Como resultado, la propuesta de trabajo se centra en el diseño conceptual y preliminar de un avion jet ultra ligero; Pues en vista de que esta categoria es la más vendida en el mercado con costos de fabricacion y operacion muy bajos. La creacion de un nuevo diseño, con las mas optimas características de desempeño y eficiencia, podra llegar a ser competitivo en el mercado. Razón por la cual, el proyecto se basará en los planteamientos teóricos y metodologías de autores destacados en esta area de la ingeniería, como: Snorri Gudmundsson, Daniel P. Raymer y John, D.Anderson [49, 31, 42]. Posteriormente, un análisis preliminar, la dinámica de fluidos CFD, determinará la viabilidad del proyecto, y de esta manera no solamente expondrá los problemas potenciales, si no también posibles soluciones.

## 1.1. Objetivos

### 1.1.1. Objetivo general

- Realizar el diseño conceptual y análisis preliminar en CFD de un jet privado ultraligero para la fabricación en la industria aeronáutica.

### 1.1.2. Objetivos específicos

- Realizar un análisis de mercado para evidenciar los posibles problemas y oportunidades que tendrá la aeronave en un futuro diseño detallado.
- Establecer el diseño conceptual, el cual se basa en decretar los requisitos iniciales del proyecto, estimación de pesos, dimensionamiento del ala, fuselaje ,y empenaje, selección de motor, diseño de superficies aerodinámicas, aerodinámica, estabilidad y control, desempeño y estimativa de costos.
- Desarrollar el diseño preliminar, implementando diferentes diseños de configuraciones winglet y evaluar en CFD la configuración que presente mejor eficiencia aerodinámica variando el ángulo de CANT.
- Comparar los resultados del concepto básico de la aeronave, con la configuración winglet óptima.

## 1.2. Metodología

La metodología utilizada para el desarrollo de este trabajo es de investigación aplicada, ya que su finalidad no estuvo centrada en desarrollar nuevo conocimiento si no aumentar el ya disponible. Para esto, el uso de conceptos teóricos disponibles fueron fundamentales durante el desarrollo del proyecto.

En cuanto a su objetivo fue netamente exploratorio ya que enfatiza en modificar constantemente las características de la aeronave hasta obtener un desempeño deseado. Se abordará desde una perspectiva netamente cuantitativa usando técnicas estadísticas para análisis de datos lo que permitió que la relación entre las variables fuera estrictamente numérica y el análisis de resultados lo más objetivos posible.

El método deductivo permitió la obtención de conclusiones y premisas acertadas, debido a que los análisis se basaron en datos colectados y procesados utilizando sistemas matemáticos que se han probado correctos por medio de ensayos.

El procedimiento se realizó por medio de investigación bibliográfica y experimental ya que la colección, manipulación y análisis de los datos, se efectuó por obtención de referencias bibliográficas y fuentes confiables, posterior a este paso se procedió a realizar un número de operaciones y ensayo error hasta obtener resultados padrón que reflejaron la confiabilidad que la autoridad certificadora y el cliente espera.

Se llevaron a cabo dos fases de diseño que permitirán el desarrollo y mejora de las características de la aeronave. La primera fase fue denominada diseño conceptual y la segunda diseño preliminar, descritas en metodologías clásicas y modernas, planteadas por los autores D.P. Raymer (1992) y Gudmundsson (2013) [49, 31]. Finalmente se utilizaron nuevas herramientas como el diseño asistido por computadora (CAD) y simulaciones de CFD, que determinaron la viabilidad del proyecto, y de esta manera no solamente expusieron los problemas potenciales, si no también posibles soluciones. [13, 50, 4]. El diagrama de flujo utilizado para las dos fases de diseño es mostrado en la Figura**1-1**.

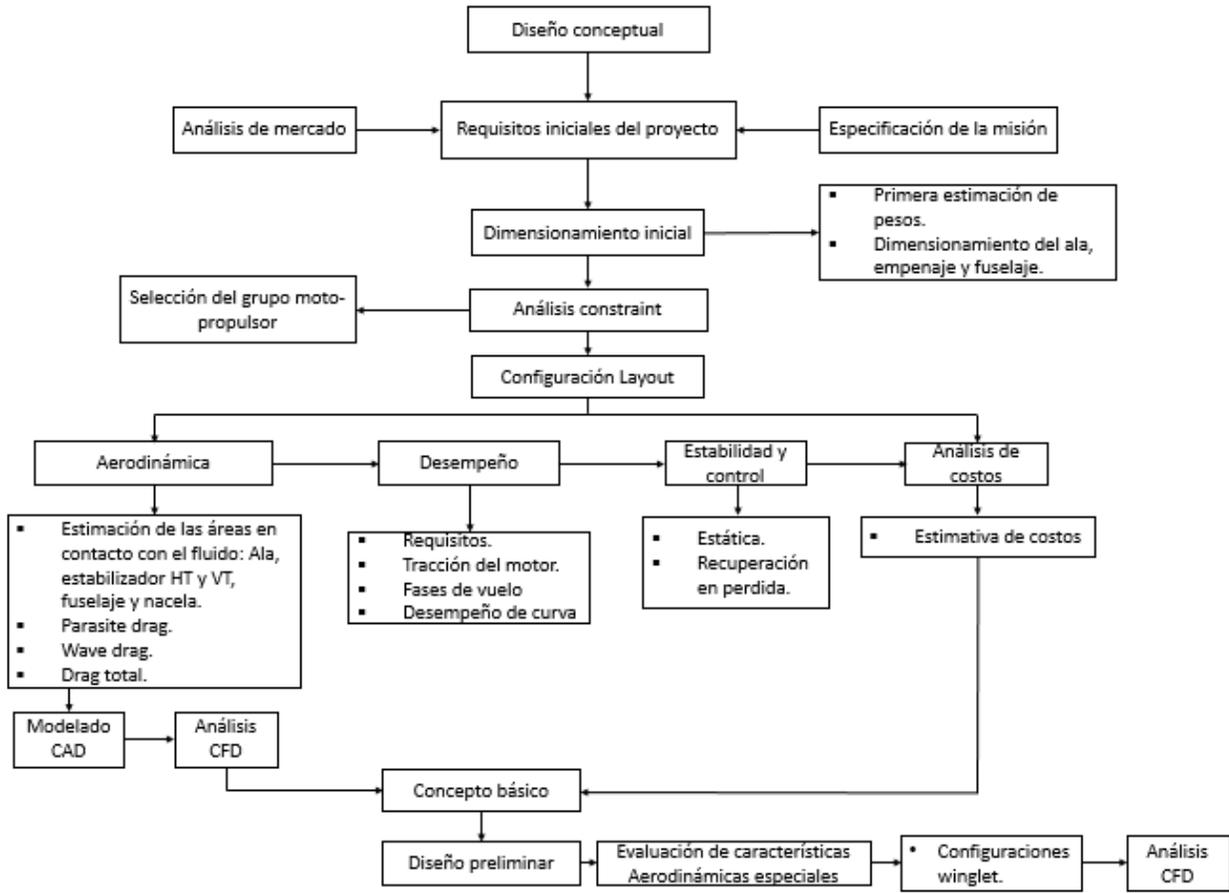


Figura 1-1: Diseño conceptual y preliminar, diagrama de flujo.

### 1.3. Presupuesto detallado, recursos e infraestructura requeridos para el desarrollo del proyecto

Para el desarrollo del proyecto, se hizo uso de computadores, microsoft office, Internet y programas con licencias por parte de la Fundación Universitaria Los Libertadores como Solid Edge, Ansys, Matlab y software de edición de texto latex.

### 1.4. Actividades

1. Requisitos iniciales del proyecto
  - 1.1 Análisis de mercado
  - 2.2 Especificación de la misión.
2. Dimensionamiento inicial.

- 
3. Análisis constraint
    - 3.1 Selección del grupo moto-propulsor.
  4. Presentación del anteproyecto.
  5. Configuración Layout.
    - 5.1 Aerodinámica: Ala, empenaje y fuselaje.
    - 5.2 Modelado CAD
    - 5.3 Desempeño: Requisitos, tracción del motor, fases de vuelo y desempeño de curva.
    - 5.4 Estabilidad y control: Estática y recuperación de maniobra barrena (spin recovery).
    - 5.5 Análisis de costos.
  6. Evaluación de características aerodinámicas especiales y diseño de diferentes configuraciones winglet.
  7. Análisis en CFD.
  8. Redacción del documento final.

# Capítulo 2

## Análisis de mercado

### 2.1. Mercado global

La aviación ejecutiva ha tenido un gran auge en la industria de la aviación general. Su objetivo principal es llevar a cabo actividades de negocio, especialmente para clientes con necesidades de privacidad, horario, ruta, seguridad y costos. GAMA[11], es una asociación que representa a más de 100 fabricantes líderes en el mundo de aviación general, helicópteros, motores, componentes, aviónica y otros servicios relacionados. Ellos afirman que, la aviación general ha tenido un aumento en los envíos de aeronaves en todo el mundo durante los períodos 1995 hasta el año 2018, según el tipo de aeronaves fabricadas. Como se muestra en la Figura [2-1] y la Figura [2-2], en el transcurso de los años, el envío de aeronaves ha aumentado de manera considerable. Desafortunadamente desde el año 2007 al 2010 hubo una caída del 52%. Sin embargo el mercado ha comenzado a recuperarse, mostrando así desde el año 2010 una tendencia en envíos cada vez mayor.

Year	Grand Total	Single-Engine Piston	Multi-Engine Piston	Total Piston	Turboprop	Business Jet	Total Turbine
1995	1,251	605	61	666	285	300	585
1996	1,437	731	70	801	320	316	636
1997	1,840	1,043	80	1,123	279	438	717
1998	2,457	1,508	98	1,606	336	515	851
1999	2,808	1,689	112	1,801	340	667	1,007
2000	3,147	1,877	103	1,980	415	752	1,167
2001	2,998	1,645	147	1,792	422	784	1,206
2002	2,677	1,591	130	1,721	280	676	956
2003	2,686	1,825	71	1,896	272	518	790
2004	2,962	1,999	52	2,051	319	592	911
2005	3,590	2,326	139	2,465	375	750	1,125
2006	4,054	2,513	242	2,755	412	887	1,299
2007	4,277	2,417	258	2,675	465	1,137	1,602
2008	3,974	1,943	176	2,119	538	1,317	1,855
2009	2,283	893	70	963	446	874	1,320
2010	2,024	781	108	889	368	767	1,135
2011	2,120	761	137	898	526	696	1,222
2012	2,164	817	91	908	584	672	1,256
2013	2,353	908	122	1,030	645	678	1,323
2014	2,454	986	143	1,129	603	722	1,325
2015	2,331	946	110	1,056	557	718	1,275
2016	2,267	890	129	1,019	582	666	1,248
2017	2,325	936	149	1,085	563	677	1,240
2018	2,443	954	185	1,139	601	703	1,304

Figura 2-1: Envío de aeronaves según el tipo de categoría[1995-2018][10].

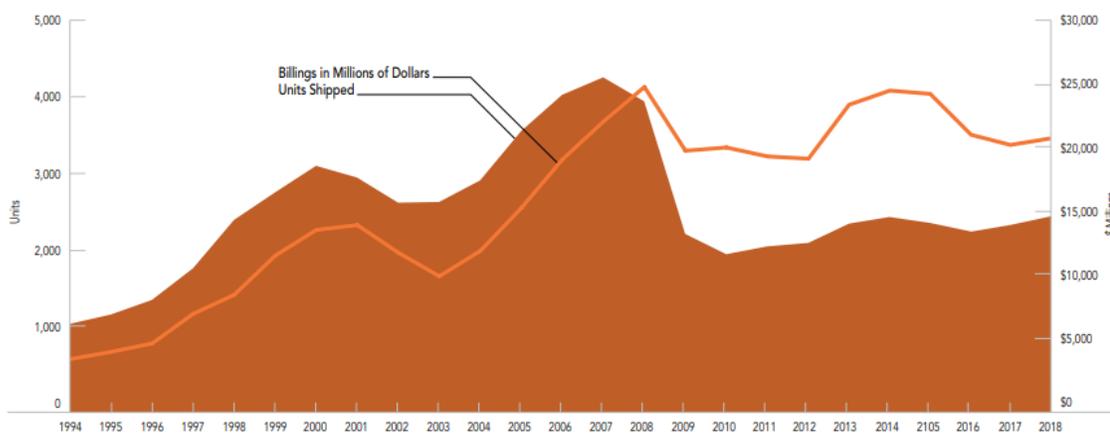


Figura 2-2: Envíos y facturaciones de aviones en la aviación general de todo el mundo (1994-2018)[10].

Como se observa en la Figura [2-1], la categoría jet de negocios es una de las más competitivas en el sector después de la categoría Turboprop. Adicionalmente, como se muestra en la Figura [2-3], sus ventas en el mercado han sido maravillosas a lo largo de los años, manteniendo un margen de aproximadamente US 17000 millones de dólares por año.

Year	Grand Total	Single-Engine Piston	Multi-Engine Piston	Total Piston	Turboprop	Business Jet	Total Turbine
1995	4,294	n/a	n/a	169	774	3,351	4,125
1996	4,936	n/a	n/a	191	864	3,881	4,745
1997	7,170	n/a	n/a	238	913	6,019	6,932
1998	8,604	n/a	n/a	377	1,011	7,216	8,227
1999	11,560	n/a	n/a	440	930	10,190	11,120
2000	13,496	n/a	n/a	512	1,323	11,661	12,984
2001	13,868	n/a	n/a	541	1,210	12,117	13,327
2002	11,778	n/a	n/a	483	868	10,427	11,295
2003	9,998	n/a	n/a	545	837	8,616	9,453
2004	12,093	n/a	n/a	692	997	10,404	11,401
2005	15,156	n/a	n/a	805	1,189	13,161	14,350
2006	18,815	n/a	n/a	857	1,389	16,555	17,958
2007	21,837	n/a	n/a	897	1,593	19,347	20,940
2008	24,846	n/a	n/a	945	1,953	21,948	23,901
2009	19,474	n/a	n/a	442	1,589	17,443	19,032
2010	19,715	n/a	n/a	415	1,300	18,000	19,300
2011	19,042	n/a	n/a	441	1,365	17,235	18,600
2012	18,895	n/a	n/a	428	1,359	17,108	18,467
2013	23,450	n/a	n/a	571	1,821	21,058	22,879
2014	24,499	n/a	n/a	635	1,849	22,015	23,864
2015	24,129	n/a	n/a	601	1,651	21,877	23,528
2016	21,092	n/a	n/a	661	1,705	18,727	20,432
2017	20,201	n/a	n/a	718	1,490	17,994	19,483
2018	20,564	n/a	n/a	866	1,839	17,859	19,698

**Figura 2-3:** Facturación, estimada (en millones) para envíos de aviones de aviación general por tipo de avión Fabricado en todo el mundo (1995-2018)[10].

Ahora bien, el porcentaje de envíos en las diferentes zonas del mundo ha sido considerable. Según GAMA[10] en Figura[2-4], durante los años 2017 hasta el 2018, Norte América, Europa, Asia, Latino América y el Este medio de África, han sido los lugares con mayor porcentaje de demanda en el mundo.

Year	Piston					Turboprop					Business Jet				
	North America	Europe	Asia-Pacific	Latin America	Middle East & Africa	North America	Europe	Asia-Pacific	Latin America	Middle East & Africa	North America	Europe	Asia-Pacific	Latin America	Middle East & Africa
2007	66.5	16.3	9.2	5.4	2.7	57.2	16.3	8.6	14.4	3.4	58.3	24.9	4.2	7.5	5.2
2008	68.1	15.2	7.5	7.3	2.0	57.3	21.9	6.0	7.4	7.4	53.8	25.9	4.7	9.4	6.3
2009	59.4	21.2	9.5	6.8	2.8	57.8	17.5	8.7	8.1	7.8	49.4	26.3	8.6	9.2	6.4
2010	53.4	18.6	13.7	8.8	5.5	43.2	15.2	16.8	14.7	10.1	42.1	22.8	11.8	14.3	9.0
2011	57.7	12.0	15.6	10.0	4.6	52.6	14.1	14.4	13.6	5.3	50.0	20.2	12.9	10.1	6.8
2012	50.4	19.6	16.3	9.7	4.1	48.6	12.6	17.4	14.5	6.9	49.7	20.8	11.8	11.6	6.1
2013	52.8	17.2	15.1	10.0	5.0	57.1	10.5	14.0	13.2	5.3	52.4	15.6	11.9	11.1	9.0
2014	55.1	19.7	12.1	8.9	4.3	51.3	7.7	19.4	15.3	6.3	52.2	19.5	10.9	9.4	7.9
2015	66.7	11.4	13.5	6.3	2.2	56.2	6.6	16.3	14.5	6.3	60.8	18.0	9.2	7.1	4.9
2016	69.6	10.1	10.2	5.8	4.3	57.8	10.6	13.2	9.9	8.4	62.0	18.8	7.7	6.2	5.3
2017	65.6	9.5	13.4	5.9	5.6	54.2	12.8	14.1	15.5	3.4	63.8	17.0	9.9	5.3	4.0
2018	61.5	10.8	18.5	5.0	4.1	49.8	12.9	15.1	14.9	7.2	65.1	15.4	10.0	5.8	3.7

**Figura 2-4:** Porcentaje total de envíos para aviones de aviación general por tipo de avión Fabricado en todo el mundo (2007-2018)[10].

Latino América y el resto del continente tiene un margen porcentual de entregas bastante amplio en comparación a los demás. En la Figura[2-4], se demuestra que el promedio de entregas en Norte América y Latino América es más de la mitad que en todo el mundo, pues para Norte América el promedio de entregas por año ha sido del 54,96 % y para Latino América del 8,91 %.

Para el último trimestre del año 2017, los vuelos en centro América crecieron en un 11 %, siendo el crecimiento más alto a nivel mundial, según Jet Support Services; También empresas europeas como NetJets aumentaron sus vuelos en un 7,2 %, con un promedio de 133 vuelos al día y 80.000 pasajeros, representando el 17 % de todos los vuelos de jets ejecutivos en España [11, 25, 41].

## 2.2. Mercado específico

El uso de jets ejecutivos está bastante extendido en el mundo. La búsqueda de este tipo de medio de transporte viene por la flexibilidad de rutas y la posibilidad de llegar a pequeños aeropuertos que normalmente no son atendidos por las líneas aéreas. Así, las empresas pueden planificar itinerarios de visitas y reuniones en las regiones de interés, con una menor dependencia de las rutas tradicionales.

Ahora bien, veremos la principal razón por la que se deben usar los jet ejecutivos y lo que la diferencia de los usuarios que no lo utilizan. Un estudio realizado por NEXA Advisors en el año 2009[8], determinó que las empresas que utilizan aviones de negocios produjeron mejores resultados financieros que empresas que no lo hicieron. Además, la aviación de negocios proporcionó a las compañías SME (pequeños y medianos negocios) un mejor acceso a clientes y mercados que no están convenientemente accesibles por otros medios de transporte, mejorando la retención de clientes y asegurando nuevas fuentes ingresos, como se muestra en la Figura [2-5]. Por ende, las compañías tuvieron mayores apreciaciones en beneficios, pues los precios de las acciones más dividendos incrementaron en un 245 % más que las de compañías que no utilizaban estos servicios. Finalmente un estudio realizado por NEXA y GAMA[8] identificaron que las empresas preferían los jets ejecutivos antes que cualquier otro tipo de avión, como se muestra en la Figura[2-6]

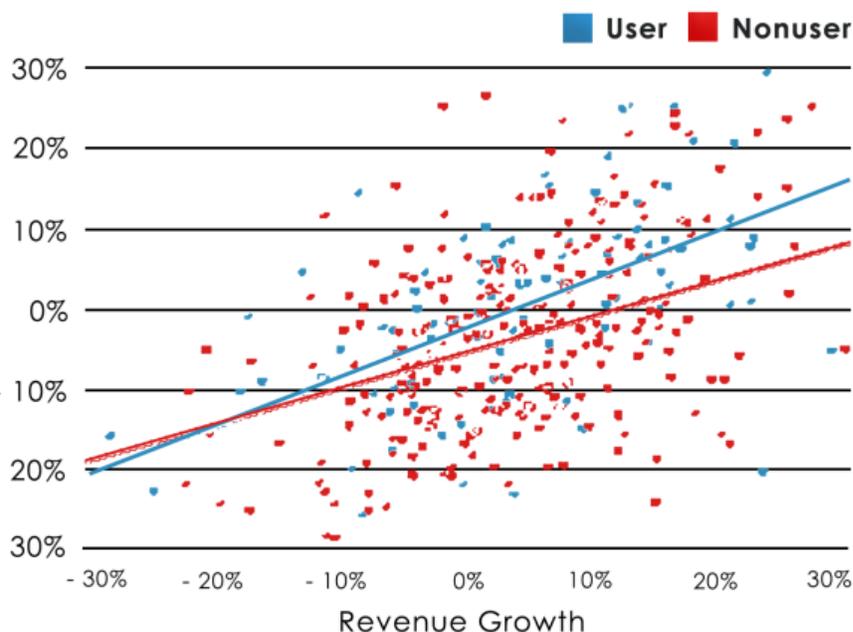


Figura 2-5: Crecimiento de ingresos[8].

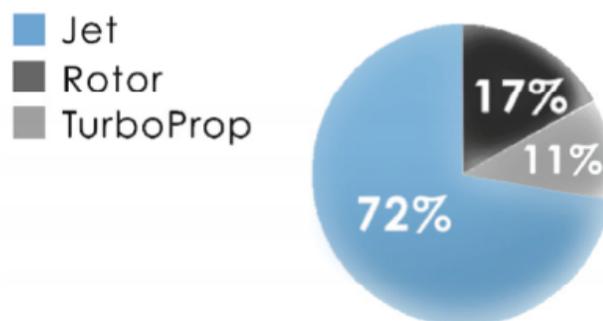


Figura 2-6: Porcentaje de aeronaves que utilizan las SME[8].

En la actualidad los beneficios de utilizar estos servicios siguen en aumentando; NEXA Advisors en [9], sostiene que las empresas que utilizan estos servicios han superado a los usuarios que no lo utilizan en alrededor del 70 % en los últimos cinco años, como se muestra en la Figura[2-7]. Adicionalmente GAMA[10], manifiesta que los operadores de aviones de negocios en todo el mundo siguen en aumento, prometiendo un gran futuro para la industria. Ver Figura [2-8]

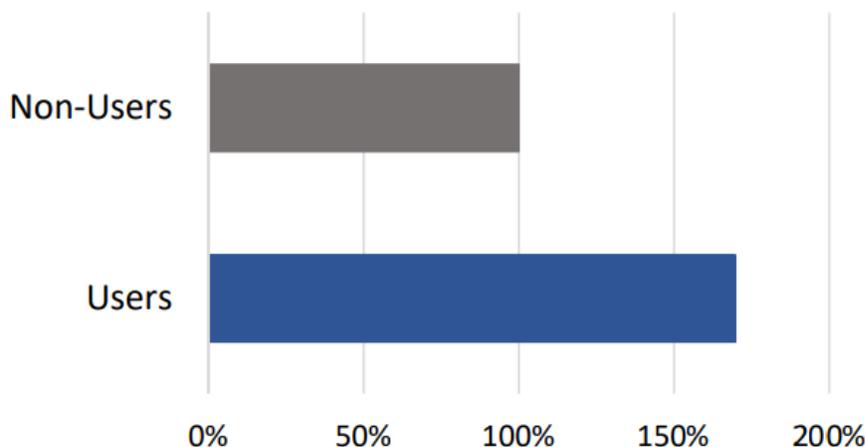


Figura 2-7: Aumento del 70 % en los últimos cinco años.[9].

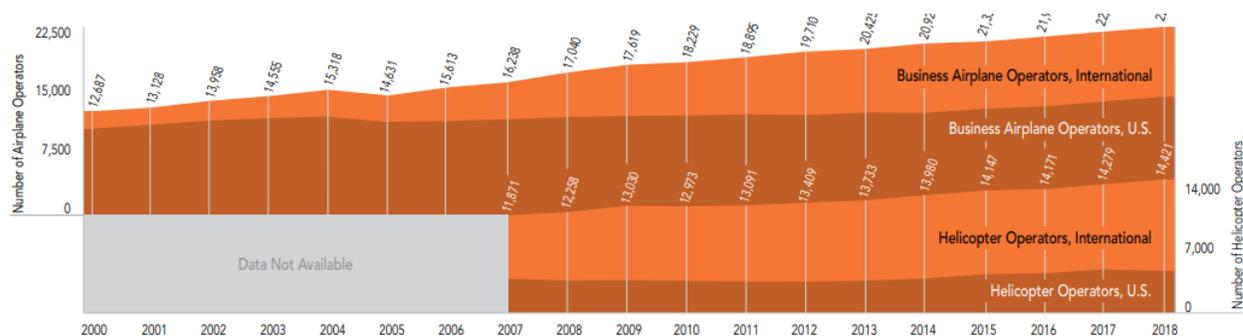
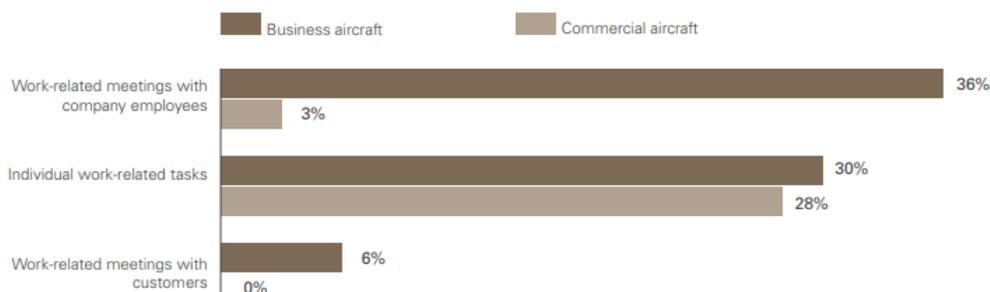


Figura 2-8: Operadores de aviones de negocios en todo el mundo (2000–2018)[10].

El cliente promedio de un jet ejecutivo pretende aprovechar el tiempo de viaje para reuniones, disminuyendo el tiempo de trabajo. Reuniones de trabajo con funcionarios de la empresa ocurren el 36 % del tiempo de vuelo en aviones ejecutivos, ver Figura [2-9], mientras que este valor es del 3 % en la aviación comercial. Además, las reuniones con los clientes pueden suceder un 6 % durante el primer tiempo de vuelo en aviones ejecutivos, mientras que en aviones comerciales es de casi un 0 %. También vale la pena mencionar que el avión es un lugar libre de distracciones y seguro contra el espionaje industrial, lo que lo hace un ambiente propicio para el trabajo[45].



**Figura 2-9:** Tiempo promedio de duración a bordo de una aeronave. [45].

## 2.3. Análisis de la competencia

Para proyectar una aeronave ejecutiva que cumpla con las demandas del mercado es importante conocer el perfil de las aeronaves concurrentes de mayor venta recientemente. Las configuraciones externas e internas han sido consideradas como esenciales en la decisión de compra de aeronaves ejecutivas. Se seleccionaron cinco de la very light, como se muestra en la Tabla **2-1**, pues son actualmente las aeronaves más compradas según la asociación de comercio internacional (GAMA) [10]; para la categoría Business jet, se tuvo un total de entregas en el año 2017 de 677 y al final del año 2018 703 aeronaves, teniendo un aumento del 3.8 %, de acuerdo con la Figura[2-10].

Categoría <i>Super Light</i>
Phenom 100/E
Honda jet
Citation Mustang
Cirrus vision SF50)
Eclipse 550

**Tabla 2-1:** Cinco aeronaves más vendidas de la categoría very light.

<u>Envíos de aviones - Comparación de 2016 y 2017</u>			
<u>ENVÍOS DE AVIÓN</u>	<u>2017</u>	<u>2018</u>	<u>% CAMBIO</u>
Aviones de piston	1,085	1,139	+ 5.0%
Aviones Turbopropulsores (*)	563	601	+ 5.2%
Jets de negocios	677	703	+ 3.8%
<b>TOTAL DE ENVÍOS DE AVIÓN</b>	<b>2,324</b>	<b>2,443</b>	<b>+ 4.7%</b>

**Figura 2-10:** total de entregas en el año 2017-2018[10].



**Figura 2-11:** Phenom 100/E.

La fabricante brasileña Embraer, presenta su Phenom 100, quien ha tenido una gran evolución dentro de la empresa y su categoría; pues sus dos versiones actualmente en el mercado phenom 100 (2008), phenom 100/E (2014) han sido unas de las más vendidas y actualmente la empresa está pensando en lanzar al mercado la nueva versión phenom 100 EV "siendo la próxima generación más deseada en la industria", dicho por la empresa en [22]. Esta aeronave desde el año 2008 al 2018 a tenido 369 entregas, como lo afirma (GAMA) [10], siendo

el segundo very light jet más comprado en la actualidad. Tiene capacidad de 4 a 7 pasajeros y cuenta con un baño en la parte trasera; además cuenta con dos motores Pratt & Whitney Canadá PW617F-E, los cuales generan cada uno un empuje de 784,72 *Kgf*, su distancia para el despegue es de 975 *m*, la altitud máxima de operación es de 12.496,8 *m* y Mach de operación máxima 0,7. El precio es de US\$4.5M. [23, 21].



**Figura 2-12:** HA-420 HondaJet.

HondaJet Aircraft Company es una subsidiaria de American Honda Motor Co., Inc. Fundada en el 2006[38], pero sus primeras entregas se llevaron a cabo en el 2015, dadas las diferentes innovaciones del proyecto, hoy en día tienen en total 105 aviones entregados y de esos 105 aviones 80 fueron vendidos en los periodos 2017-2018[10]. Muchos años de investigación y desarrollo condujo a la HA-420 HondaJet ligeramente diferente del perfil predeterminado; pues es un avión muy rápido, silencioso, con una cabina grande y alta eficiencia en el consumo de combustible en su categoría. La parte delantera del fuselaje, incluyendo la nariz y la cabina, es muy personalizado y diferente de los otros; El empenaje no es completamente en T, ya que el estabilizador horizontal está un poco por debajo de la punta del estabilizador vertical, los winglets hacen presencia en su diseño exterior, y la diferencia más notoria: los motores están instalados en las alas, con postes verticales e inclinados hacia atrás, es considerado como un avance en la aeronáutica y su diseño fue aprobado por Honda después de más de 20 años de estudios, se le llama a esta configuración como "*Over – The – Wing*".

Esta nueva configuración de motores no solo es diferente a los modelos convencionales, sino que también permite que la cabina tenga más espacio, reducción de ruido y mayor ahorro de combustible, pues es considerada la aeronave más eficiente en el consumo de combustible[39]. La presencia de materiales compuestos en el fuselaje es innovador debido a que posee una combinación de estructuras integrales co-curadas y estructuras tipo sándwich de panel. Otro punto a destacar es la asociación entre la Honda y GE para el desarrollo del motor del avión, el modelo HF118 turbo-fan, cada motor genera un empuje de  $757,49\text{Kg}$  a la potencia de despegue, su alcance máximo de operación es de  $2265\text{ Km}$ , la distancia para el despegue es de menos de  $1219,2\text{ m}$ , velocidad crucero de  $781,54\text{ km/h}$ , la cabina esta presurizada hasta  $599.844\text{ Pa}$ . Además, el avión puede acomodar hasta 6 pasajeros con la posibilidad de tener 1 o 2 pilotos. El precio estimado en el mercado es de US\$4,5M.[36].



**Figura 2-13:** CE-510 Citation Mustang.

El Citation Mustang, es un avión de negocios muy ligero fabricado por Cessna y pertenece a su línea Citation. Esta aeronave ha tenido entregas desde el año 2006 al 2017 convirtiéndose en un ícono del segmento, con un total de 479 aeronaves entregadas en su categoría Very Light Jet [11]. Por otra parte, su configuración estándar cuenta con capacidad de 4 pasajeros, uno o dos pilotos a bordo y un baño pequeño. Su velocidad crucero es de  $630\text{ Km/h}$ , su alcance máximo de operación es de  $2161\text{ Km}$ , la distancia para el despegue es de  $947\text{ m}$  y posee dos motores Pratt & Whitney Canadá PW615F turbo-fan, los cuales generan cada uno un

empuje de 784,72 *Kgf*. El precio actual es de US\$ 3,28M[15].



**Figura 2-14:** SF50.

El Cirrus visión SF50, es una de las aeronaves más innovadoras, también tomó años para finalmente ser certificada, realizando las primeras 3 entregas en el año 2016 y un aumento de 22 entregas para el 2017[11]. Así como el HondaJet, fueron años de mucho esfuerzo, pero a la final se está posicionando en el mercado. El fuselaje es muy esbelto y el diseño de winglets llamados "raked-winglet" proporciona ventajas aerodinámicas disminuyendo el arrastre total[28]. Las diferencias más notorias están en la parte trasera del avión: es un jet mono-motor Williams International FJ33-5A, con la entrada de aire situada en la parte superior del fuselaje, de ala baja, un empuje total de 816,5 *Kgf*, velocidad máxima de crucero de 555,6 *Km/h*, su alcance máximo de operación es de 1474,2 *Km*, la distancia para el despegue es de 620 *m* y el llamativo diseño del empenaje en V es una forma innovadora que reduce el ruido en de pasajeros haciendo que el viaje sea más cómodo. Además de la amplia utilización de materiales compuestos, otro punto a destacar es la tecnología desarrollada por Cirrus como el uso de controles climáticos multi-zona al interior de él, enlace Wi-Fi,

radar meteorológico mejorado en tiempo real, y otras tecnologías que lo caracterizan como especial en el mercado. Por último, cuenta con asientos reclinables y espacio para las piernas extendido, con capacidad de hasta cinco adultos y dos niños. Su precio en el mercado es de aproximadamente US\$2M[57].



**Figura 2-15:** Eclipse 550.

ONE Aviation Corp. (prev. Eclipse Aero) lanzó al mercado el Eclipse 550 quien es una nueva versión del Eclipse 500 y actualmente es la única aeronave de su compañía que sigue vendiendo; el Eclipse 500 realizó todas sus entregas en sólo tres años (2006, 2007 y 2008), un total de 260 aviones. Por otra parte el Eclipse 550, comenzó a entregarse en el 2014 y hasta el año 2017 ha entregado un total de 33 aeronaves[11]. A pesar de tener una configuración común, el diseño de este jet tiene un fuselaje delgado en la parte de atrás, su empenaje es en T y posee pequeñas reservas de combustible en las puntas de las alas denominadas "wing-tip-tank" debido a que no solo sirven como tanques para reservar combustible, sino que también funcionan para reducir la resistencia inducida. Incluye el mismo diseño convencional para los motores, como el Phenom y el Mustang, con una capacidad de hasta 6 pasajeros, su distancia máxima de operación es de 2083,5Km, altitudes de hasta 12.496,8 m, velocidad crucero de 694,5 Km/h y dos motores Pratt & Whitney Canadá PW610F, los cuales son capaces de producir un empuje de 408,23 Kgf. El precio total es de menos de US\$3M.[20].

Es importante comprender que no solamente el desempeño de una aeronave es la característica más significativa cuando se trata de aviones ejecutivos, sino que también su diseño aerodinámico, tecnología y emisiones de ruido deben ser considerados. En este sentido, las principales configuraciones internas y externas a examinar son: tecnología abordó, dimensiones de la cabina, presencia de baños, tamaño de la bodega de equipaje, tipo de propulsión, el número y posicionamiento de los motores, tipo de empenaje, tipo de alas, uso de winglets y tren de aterrizaje.

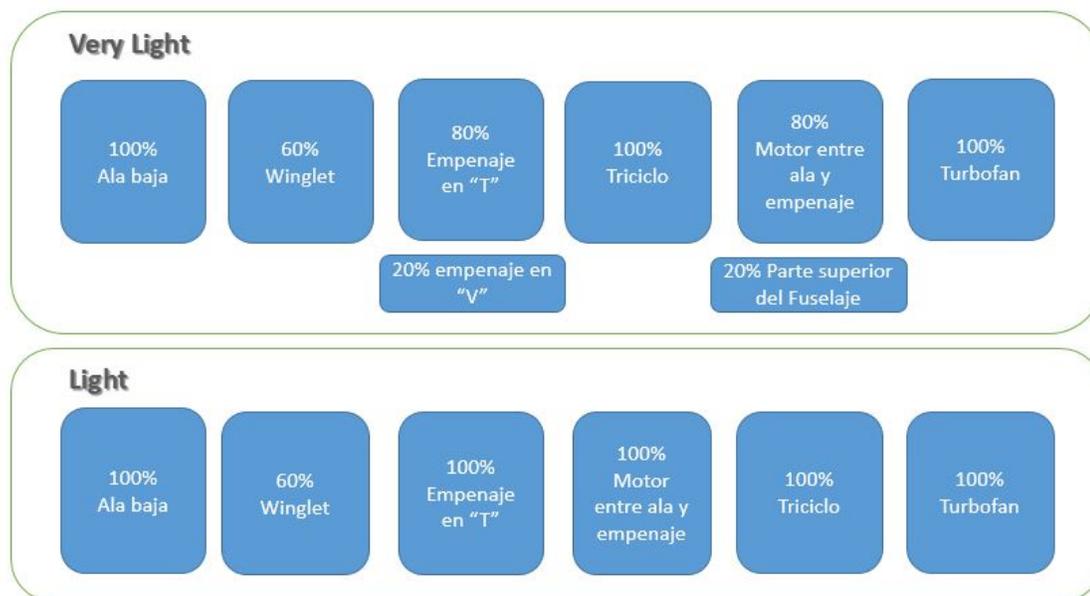
Las configuraciones internas son notables para los clientes: El volumen de la cabina y sus dimensiones, la disposición de los asientos y la posibilidad de entornos, la accesibilidad a la salida de emergencia, confort térmico (por ejemplo, la presencia de aire acondicionado), la disponibilidad de recursos tecnológicos a los pasajeros y para la aviónica. Usualmente, la distribución de los asientos es de forma organizada y en par, sin embargo hay la posibilidad de cambiarlos de posición. Aunque para el Eclipse 550, los asientos son estructurados en dos filas sin posibilidad de cambiarlos. Generalmente los asientos son declinables y con posibilidad de ajustes, conforme las necesidades del usuario.

Un punto que se destaca, por ejemplo en el Phenom 100/E y en el Cirrus vision SF50, es que cuentan con el uso de controles climáticos multi-zona al interior de ellos; además de tener en cuenta aspectos de luminosidad y el sonido del ambiente. También la disponibilidad de acceso a internet por wi-fi, como ocurre en el Cirrus vision SF50, es un servicio de atracción en el mercado.

En cuanto a la cabina, sus medidas internas varían para cada una de las aeronaves, sobresaliendo el Phenom 100/E en altura y ancho de cabina, con dimensiones de  $1,5m$  de alto y  $1,55m$  de ancho. Sin embargo, HondaJet no se queda atrás, pues cuenta con una longitud de cabina de  $5,43m$ , altura de  $1,47m$  y ancho de  $1,52m$ . Por otra parte, el volumen disponible para el equipaje, se destaca el HondaJet en la categoría Very Light con  $1,61m^3$  y el Phenom 100/E con  $1,60m^3$ . La presencia de baños en el interior de la aeronave no es una constante, por lo tanto se destacan modelos como el HondaJet y el Citation Mustang [36][57][20][48][16].

En relación a la aviónica, se observa una amplia variedad de tecnologías, siendo recurrentes los productos de la línea Garmin<sup>®</sup>[36, 57], con dos controles de pantalla táctil y tres pantallas de alta resolución.

Por otro lado, los resultados encontrados para el grupo de aeronaves seleccionadas con respecto a sus configuraciones externas, son presentados en la Figura [2-16].



**Figura 2-16:** Configuraciones externas.

En este punto se identifica claramente un diseño convencional con respecto a la posición de las alas en el fuselaje, el tipo de tren de aterrizaje y el tipo de motor seleccionado. Conviene subrayar, que dos de los aviones seleccionados se han diferenciado ante los demás en cuanto a su diseño exterior; entre ellos tenemos el HA-420 HondaJet y el Cirrus visión SF50.

El diseño del empenaje en el HA-420 HondaJet no es totalmente en T y la diferencia más significativa es el diseño y posición de los motores en las alas, método denominado "Over-The-Wing", trayendo beneficios con ello, como es dicho por la compañía, " Esta innovadora tecnología no solo rompe el molde convencional establecido por la industria aeroespacial, sino que también brinda avances líderes en su categoría, como una cabina más espaciosa, reducción de ruido y mayor eficiencia de combustible." [37]; A su vez, el Cirrus visión SF50 cuenta con un empenaje tipo "V", diseñado así con el objetivo de disminuir el ruido en cabina[57].

Hay que mencionar además, que la implementación de dispositivos de punta de ala, a la hora de diseñar un nuevo prototipo en la industria aeronáutica, ha sido de gran interés, debido a los beneficios que trae con ello; algunos de los primeros aviones de la categoría jet de negocios en incorporar winglets, fueron el Gufstream y el Global Express de la compañía Lear Bombardier, beneficiarios en el ahorro de combustible, disminuyendo las velocidades de aproximación y despegue de pista[7]. El 60 % del grupo de aviones seleccionados, como el HA-420 HondaJet usa un tipo de winglet convencional "Blended winglet", el Cirrus visión SF50 adopta la configuración "raked-winglet" y por último el Eclipse 550 tiene instalados en las puntas de las alas un dispositivo conocido como "wing-tip-tank". Este último winglet tiene

una característica en especial y es que además de servir para reducir el arrastre inducido, funciona como tanque para la reserva combustible[52].

Los winglets convencionales "Blended winglet", mostrado en la Figura [2-17,2-18], es una superficie colocada en las puntas de las alas, inclinada hacia atrás con el propósito de evitar efectos de interferencia del flujo, en la parte superior del ala, cuando se vuela a altas velocidades[30]

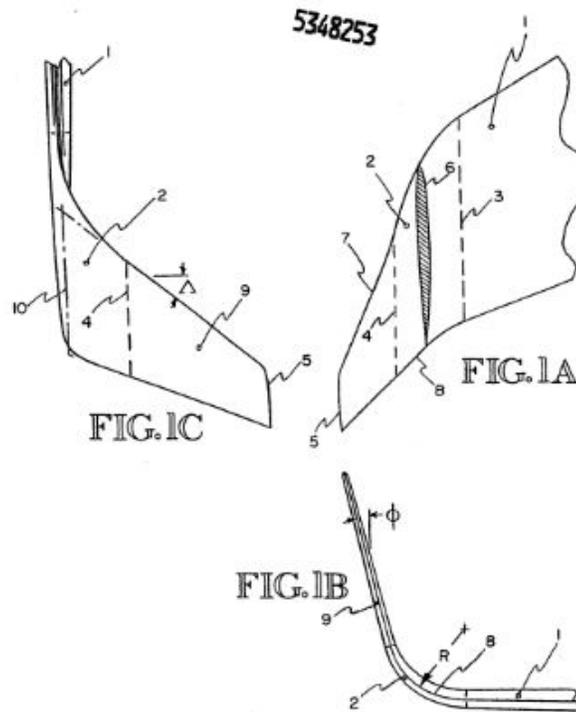


Figura 2-17: Blended winglet, [30].



**Figura 2-18:** Configuración Blended winglet, [26].

Estudios realizados para Hondajet, por M. Fujino en[1] para el diseño de su prototipo, se comprobó que el uso de un Winglet con altura de un 9% de la envergadura del ala y un aspect ratio de 8,5, minimizaron el rango de takeoff weight. Además se analizó en CFD la distribución de presiones en los flaps. Aprovechando la Figura [2-19], se puede observar el comportamiento del flujo de aire a través del winglet.

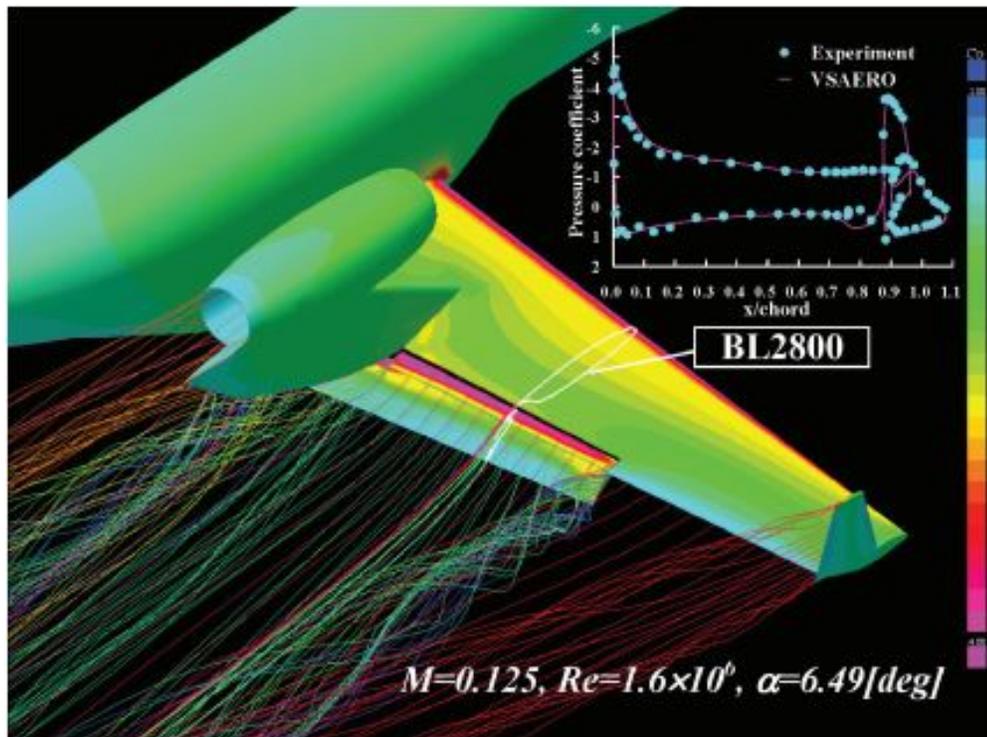


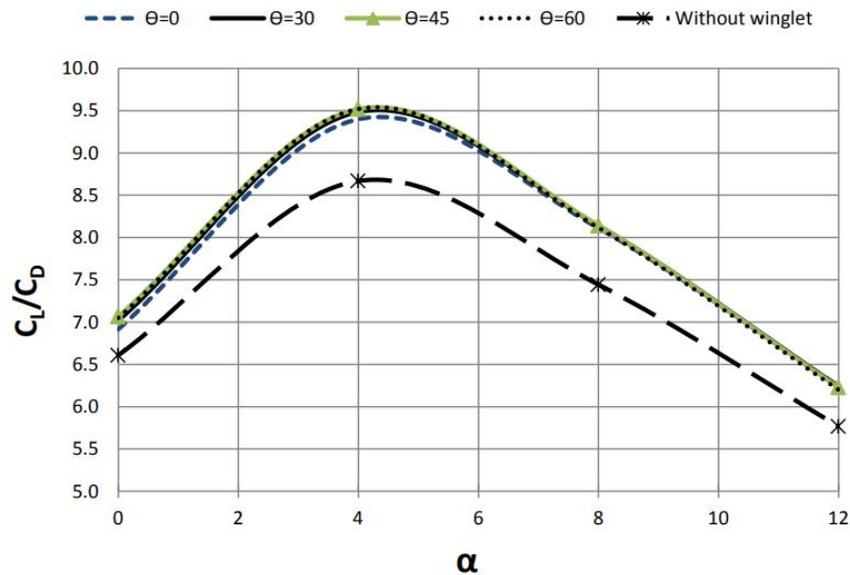
Figura 2-19: Distribución de presión en los flaps, [1].

Para winglets denominados "raked-winglet", no son más que un winglet en barrido, es decir una extensión del ala, como se muestra en la Figura [2-20], aviones como el Envoy 7 jet ejecutivo utilizó este concepto de winglet reduciendo el arrastre inducido para vuelo en crucero a un 3,5% y un ahorro en la tasa de consumo de combustible de más del 5%[29].



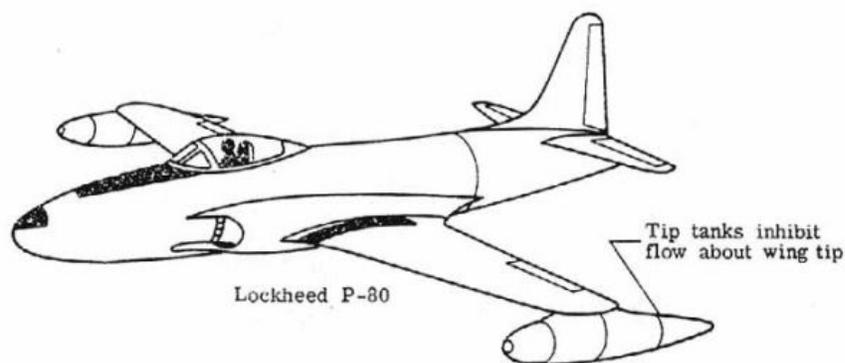
**Figura 2-20:** Configuración Raked winglet, [26].

Un estudio realizado por Kalil, E. E. (2017) [43], demostró que el uso de estos winglet en barrido aumentaron el coeficiente de sustentación a un 10 % con un ángulo óptimo de  $45^\circ$  a un ángulo de ataque de  $4^\circ$ . Finalmente gracias a los resultados obtenidos, Figura [2-21] concluyeron que el ala con winglet en barrido es más eficiente que sin él, aumentando considerablemente la eficiencia aerodinámica.



**Figura 2-21:** Comparación de la eficiencia aerodinámica de ala sin winglet y con raked winglet, versus ángulo de ataque, [43].

Otra forma muy interesante de reducir el arrastre inducido es mediante la configuración wing-tip-tanks, como se muestra en la Figura[2-22]. Esta estructura además de evitar la formación de vórtices de punta de ala, funciona como tanque de combustible. No son dispositivo muy utilizados en los jets ejecutivos debido a que hay otra clase de dispositivos y configuraciones con mayores beneficios[55].



**Figura 2-22:** configuración Wing-tip-tanks, [55].

# Capítulo 3

## Requisitos iniciales del proyecto

### 3.1. Perfil de vuelo y estimativas iniciales

Para llevar a cabo las primeras estimaciones de peso del avión, siendo el peso vacío, peso total y peso de combustible respectivamente. Es importante definir las etapas de vuelo en una misión típica del avión. Como se muestra en la Figura [3-1], la aeronave ira en salida de taxeo, despegara y ascenderá a una velocidad, con un ángulo de ataque necesario; luego de alcanzar la altitud predeterminada, la aeronave mantendrá una actitud recta y nivelada a una velocidad crucero; con el tiempo comenzara a descender para iniciar la aproximación, disminuyendo la velocidad; finalmente aterrizará y entrara en taxeo.

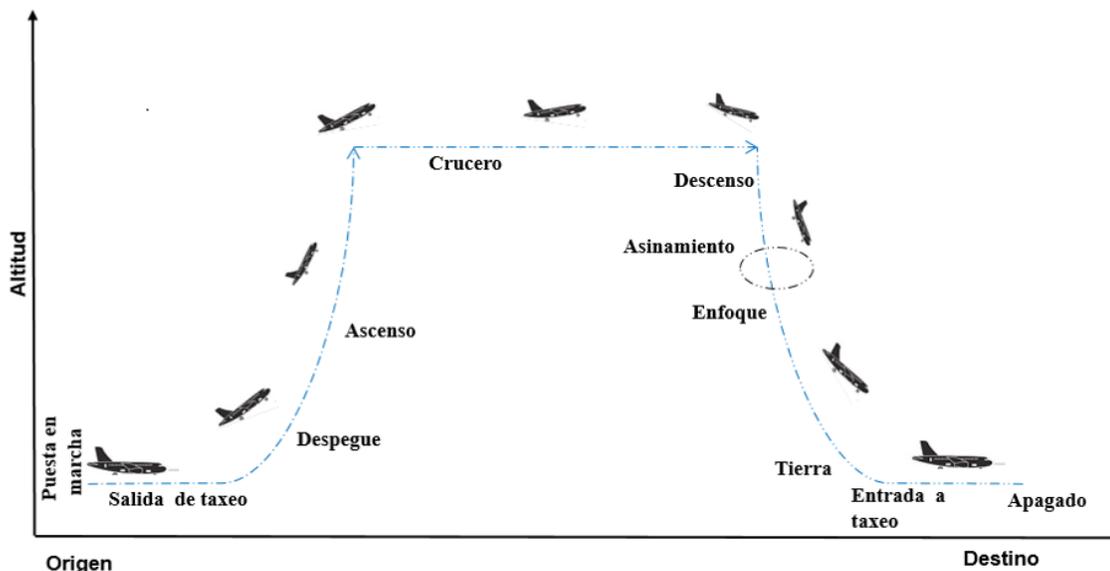


Figura 3-1: Perfil de vuelo de una aeronave convencional [27, 33].

La Figura [3-1], expone cada una de las etapas de vuelo convencionales para una aeronave very light jet. Este perfil es completamente posible para un avión ejecutivo, las misiones

de estos aviones se limitan a transportar pasajeros entre aeropuertos, con la posibilidad de esperar en el aire en caso de congestión o mal tiempo. Es esencial determinar el tipo de misión de vuelo, pues cada una de estas etapas, serán necesarias para realiza el cálculo del peso del combustible, debido a que, se debe calcular la fracción de combustible en cada uno de los segmentos de la misión y obtener finalmente su peso total.

## 3.2. Directrices de diseño

En base al análisis de mercado, se definen los parámetros del diseño conceptual. En él, se estudian las características más significativas de los aviones, para poder entender las necesidades y las expectativas de los clientes antes de realizar una comprar. De este modo, la aeronave proyectada será competitiva frente a las demás en el mercado. Los valores de referencia mostrados en la Tabla [3-2] están basados en análisis estadísticos, de acuerdo a la categoría y al impacto que tenga en el mercado, como lo define Snorri. Gudmundsson y Daniel P. Raymer en [31, 49]. Se realizó una base de datos como se muestra en la Tabla [3-1], en ella se encuentra el máximo alcance, carga paga y velocidad crucero.

Aeronave	alcance[nmi]	alcance [km]	carga paga [kg]	Velocidad de crucero(km/h)
Honda jet	1178	2184	635,0288	781
Phenom 100	1200	2181	755	750
Citation Mustang	1125	2222,4	522	630
eclipse 550	2000	2083,5	762,94	694,5
Spectrum 33	1350	3704	1043,2616	787,1
Diamon D jet	1611	2500,2	1016,04608	583
Cirrus vison SF50	600	1111,2	540	630
Epic Victor	1200	2222,4	408	556
Epic Elite	1400	2592,8	603	592
E 1000	1650	3055,8	500	760

**Tabla 3-1:** Base de datos categoría Very Light Jet, máximo alcance, carga paga y velocidad crucero.

Alcance	1400 nm
Velocidad	720 km/h
Carga Paga	700 kg

**Tabla 3-2:** Estimativa de alcance, velocidad crucero y carga paga.

### 3.3. Requisitos especiales de equipamientos

Los requisitos de los equipamientos son presentados dependiendo el tipo de propulsión, siendo la categoría de mayor interés en los jet comerciales, tanto en Very Light Jet como en Light Jet. Varios de los equipamiento son comunes en todas las aeronaves, como se muestran en las Tablas [3-3, 3-4, 3-5, 3-6 y 3-7], de acuerdo a sus servicios.

Sistema	Elemento	Cantidad
	Indicador de Temperatura al bate, para cada batería. (Batt temp indicator only, for each battery)	Doble
	Sincronización del motor (Engine synchronization )	
Planta de energía	Detección de incendios para cada motor. (Fire detection, each engine)	Uno
	Extintor de incendios para cada motor. (Fire extinguishing, each engine)	Uno
	Hélice, paso reversible (Propeller, reversible pitch)	Uno
	Hélices, sincronización. (Propellers, synchronization)	Uno
	Reversores de empuje. (Thrust reversers)	Doble

**Tabla 3-3:** sistemas y centrales eléctricas.

Avionica	Cantidad
ADF Receptor (non US. Deliveries)	Uno
Mediador de altitud (Altitude Averter)	Uno
Codificador de altitud (Altitude encoder)	Doble
Panel de Control de Audio (Audio control panel)	Doble
Vuelo automático dirección,3eje,alt cubierta (Automatic ight guidance, 3-axis, alt hood)	Doble (Jet>20lb)
Uno	
Computador digital de datos aéreos (Digital air data computer)	Doble
DME o indicación de distancia GPS aprobada (DME or approved GPS distance indication)	Doble (Jet>20lb)
EFIS/ Pantallas planas de gran formato (large-format at-panel displays)	Uno
ELT	Uno
FMS (TSO C115) or GPS (TSO C129/145/146)	Doble (Jet>20lb)
Marker beacon receiver	Doble
Radioaltímetro (Radio altimeter )	Doble (Jet>20lb)
RVSM certificacion	Doble
Sistemas de comunicación satélital (Satcom, Iridium or Inmarsat)	Uno
TAWS	Uno
TCAS I/II	Uno
Transponder, Mode S 1090ES	Doble
VHF comm tranceiver, 8.33kHz spacing	Doble
VOR/ILS	Doble
Weather radar	Uno

**Tabla 3-4:** Avionica.

General	Cantidad
Aire acondicionado, ciclo de vapor (Air conditioning, vapor cycle)	Uno
Frenos antideslizantes (Anti-skid brakes)	Uno
Divisor de cabina (Cabin/cockpit bulkhead divider)	Uno
(Corrosion-proong )	Uno
Pintura exterior,ventanas y tintadas (Exterior paint, tinted windows)	Uno
Extintor de incendios,Cabina (Fire extinguisher, cabin )	Uno
Extintor de incendios,cabina de mando (Fire extinguisher, cockpit)	Uno
Toma de Tierra(Ground power jack )	Uno
Reposacabezas,salidas de aire en todos los asientos (Headrests, air vents at all seats)	Uno
Inodoro (Lavatory)	Uno
Luces,navegación externa,faro,luz estroboscópica,aterrizaje (Lights, external nav/beacon/strobe/landing; taxi)	Uno
Intrumentos de iluminación interna / inundación de cabina del piloto (Lights, internally illuminated instrument/cockpit ood)	Uno
Oxígeno, suplementario en todos los asientos (Oxygen, supplemental all seats)	Uno
Centro de refrigerio (Refreshment center)	Uno
Asientos de tripulación,articulados(Seats, crew, articulating)	Uno
Asientos de pasajeros reclinables (Seats, passenger, reclining)	Uno
Arnés de hombro en todos los asientos,equipo con carrete inercial (Shoulder harness, all seats/crew with inertial reel)	Uno
Mesas,cabinas de trabajo (Tables, cabin work )	Uno

**Tabla 3-5:** Equipamento general del avion

Ice and rain protection	Cantidad
Aprobación del vuelo hacia la formación del hielo (Flight into Known Icing (FIKI) approval)	Uno
Calefacción tubo pitoto (Pitot heat )	Doble
Parabrisas/mecánico neumático/higroscópico (Windshield rain removal, mechanical/pneumatic/hygroscopic)	Uno

**Tabla 3-6:** Equipamento para protección contra el hielo y la lluvia.

Instrumentos de vuelo	Cantidad
Indicador de Stall(Angle-off attack stall margin indicator)	Uno
IVSI (or equivalent DADC function)	Uno
OAT	Uno
Instrumento primario de vuelo(Primary flight instruments)	Doble

**Tabla 3-7:** Equipamento instrumentos de Vuelo

# Capítulo 4

## Dimensionamiento inicial

### 4.1. Estimativa inicial de peso vacío

Utilizando nuevamente como referencia la base de datos, es posible hacer una estimación inicial del valor del  $W_0$  de la aeronave, ver Tabla [4-1][4-2]

Aeronave	W0 [kg]	W <sub>e</sub> /W0
Honda jet	3267	0,6794925
Phenom 100	3275	0,6894737
Citation Mustang	2540	0,6477939
eclipse 550	1648	0,6055368
Spectrum 33	2178	0,6422884
Diamon D jet	1175	0,5874348
Adam A700	2523	0,5936471
Cirrus vison SF50	1665	0,6105611
Epic Victor	1225	0,4911788
Epic Elite	2495	0,7142857
E 1000	2000	0,5880623

**Tabla 4-1:** Base de datos categoría Very Light Jet, máximo alcance, carga paga y velocidad crucero.

$W_0$
4700 kg

Tabla 4-2:  $W_0$ 

## 4.2. Peso de pasajeros y tripulación

Considerando las configuraciones de las aeronaves trabajadas, es posible estimar el peso total de los pasajeros con su respectivo equipaje de mano, a través de un desarrollo estadístico de los pilotos y los pasajeros para el tipo de avión. Otra forma alternativa es considerando los valores predeterminados de acuerdo con la reglamentación de la autoridad aeronáutica.

De acuerdo con la FAA en AC120-27E capítulo 2 sección 1.200(f)[6], recomienda que, en los casos de aeronaves de cabina pequeña, serán pesados todos los pasajeros para que sea conocido el valor real en el cálculo de los pesos respectivos, que consiste en la en un análisis estadístico de peso de pasajeros adultos con el aumento de la desviación estándar, garantizando que el peso vigente en la aeronave sea menor que el peso utilizado. Como se puede comprobar en la Tabla [4-3], la elección de peso por pasajero depende de la proporción entre los géneros. Los valores dados incluyen el equipaje de mano de cada pasajero y poseen un aumento de 5 libras  $2,3kg$  para operaciones en invierno. La misma AC considera que el peso de el equipaje de mano adoptado podrá ser de 16 libras ( $7kg$ ), a menos que el operador haga el propio análisis estadístico. Sin embargo, es importante resaltar que la sección 23.25 (a) (2) FAR (FAA, b)[6], establece que es posible asumir el peso de 170 libras ( $77kg$ ) por ocupante en las categorías Normal y Utilidad, lo que no incluye los pesos de los equipajes de mano. De esta forma, siguiendo la recomendación de peso de equipaje de mano de la AC120-27E, se tiene la posibilidad de asumir 186 libras ( $82kg$ ) por pasajero como forma de estimación del peso total de pasajeros en la aeronave.

<b>Media estándar de pesos de pasajeros</b>	<b>Peso por pasajero[kg]</b>
<b>Peso en Verano</b>	
Peso medio de un pasajero adulto	86.18
Peso medio de un pasajero Hombre	90.71
Peso medio de un pasajero Mujer	81.19
Peso medio de un niño (2 a 13 años)	36.28
<b>Peso en Ivierno</b>	
Peso medio de un pasajero adulto	88.45
Peso meido de un pasajero Hombre	92.98
Peso medio de un pasajero Mujer	83.46
Peso medio de un niño (2 a 13 años)	39.46

**Tabla 4-3:** Valores medios de peso de pasajeros, según AC120-27E[6].

EASA también aborda el asunto, a través de dos documentos, el "Survey on standard weights of passengers an luggage"[5], y CS 23 [2]. El primer documento trata de una media estadística realizada en diversos aeropuertos europeos con 22.000 pasajeros. A pesar de una muestra grande y variada, el documento trae salvedades como los datos para aeronaves pequeñas, ya que una pequeña diferencia de los datos empleados con el peso vigente en esas aeronaves ya causa una pérdida muy sensible en la carga paga del vuelo, logrando traer grandes pérdidas en ese tipo de negocio. Sin embargo, aun así es posible utilizar este origen de datos, ver en la Tabla [4-4], pues estos pesos ya incluyen equipaje de mano y la proporción recomendada debido a un estudio es de 70/30 de hombres para mujeres. La EASA también se manifiesta

en cuanto al peso de pasajeros en la CS 23.25 (a) (2)[2], de manera idéntica al requisito establecido en la FAR 23, en el que se permite asumir un peso de 170 libras (77 kg) por pasajero sin equipaje de mano.

<b>Asientos de Pasajeros</b>	<b>20 ó más</b>		<b>30 ó más</b>	
<b>Pasajeros</b>	Hombre	Mujer	Razón H/M	Adulto
<b>Todos los Vuelos</b>	94 kg	75 kg	70/30	88 kg

**Tabla 4-4:** Valores medios de peso de los pasajeros según la EASA[2].

Con respecto a la tripulación, los documentos CS 23.25(a)(2)[2] el FAR y 23.25(a)(2)[6], estipulan que cada miembro de la tripulación puede asumir un peso de 170 libras sin contar con el equipaje de mano como se puede observar en la Tabla[4-5], además de ello, el documento expresa que los pilotos llevan una maleta crew member roller bag con un peso de 30 libras y una maleta con artículos relativos al vuelo "pilot flight bag con un peso de 20 libras.

<b>Miembro de Tripulación</b>	<b>Peso Medio [kg]</b>
<b>Piloto</b>	86.18
<b>Auxiliar de Vuelo</b>	77.11
Auxiliar Hombre	81.64
Auxiliar Mujer	72.57
Maletín del tripulante	13.60
Maletín de vuelo de piloto	9.07
<b>Kit de auxiliar de vuelo</b>	4.53

**Tabla 4-5:** Valores medios de peso de tripulantes según la AC120-27E[2].

De esta manera el peso del equipaje es estimado a partir de la Tabla[4-5]. El valor de 30 Lb (13,6 kg), es asumido para cada pasajero.

Así considerando que los pesos proporcionados por los entes de certificación son suficientes, se asume que el peso referente para 7 pasajeros y 1 piloto es de 1732 lb. Ver Tabla[4-6].

Número de Pilotos	Número de pasajeros	Peso Total [kg]
1	7	785.62

Tabla 4-6: Pesos asumidos para la categoría Very Light Jet

### 4.3. Cálculo preliminar de $L/D$

Para estimar el valor máximo de  $L/D$ , se utilizó el gráfico de la Figura [4-1], presentado en Raymer[49]. Como se puede ver, en esta etapa inicial, no hay demasiadas informaciones sobre la geometría de la aeronave, por lo que es muy difícil estimar el máximo  $L/D$  de la aeronave. Sin embargo, se utilizó un valor inicial igual a 15.5 (valor de la aeronave Gulfstream), ya que cuenta con características más próximas de la aeronave proyectada.

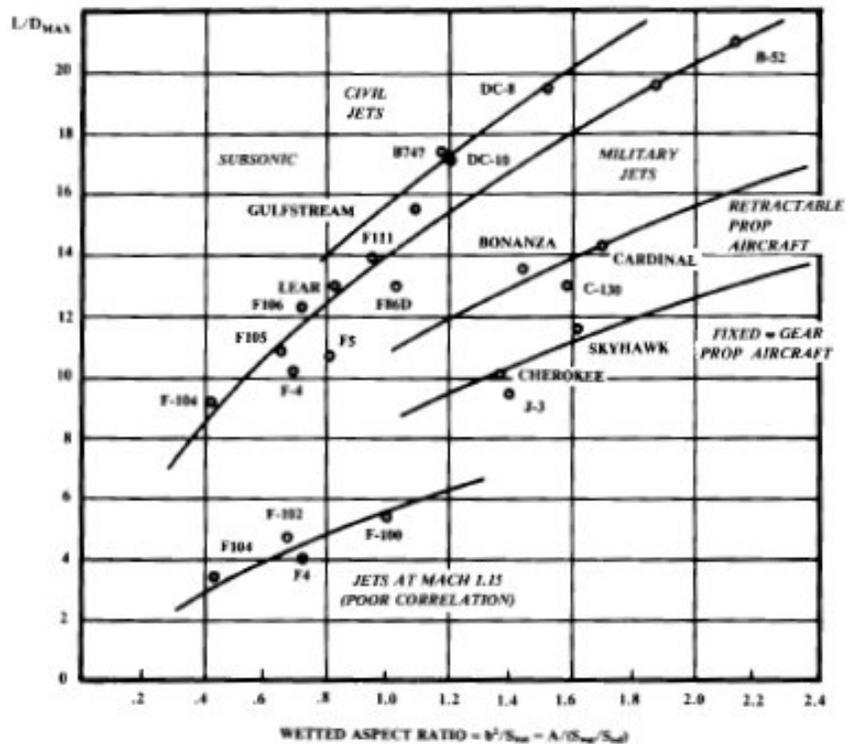


Figura 4-1: Relación sustentación por arrastre máximo para relación de aspecto [27, 33].

## 4.4. Fracciones de peso por segmento de la misión

El peso de la aeronave en cada parte de la misión fue determinada utilizando las fracciones de peso. Por simplicidad, el cálculo se hizo sólo para la primera misión. Así, se consideró que la segunda misión fue respetada añadiendo un margen de seguridad al final del cálculo del peso del combustible.

## 4.5. Fracciones históricas

A falta de mejores estimativas, en la Tabla [4-7], se encuentran algunos de los valores en fracciones de bases de datos históricos presentados por D. P. Raymer[[49]].

Segmento de misión	$w_i/w_i - 1$
Partida y calentamiento de motores	0.99
Taxi y despegue	0.98
Ascenso	0.97
Descenso	0.99
Aproximación a aterrizaje	0.997
Taxi y corte de motores	0.99

**Tabla 4-7:** Fracciones de peso por Segmento de misión

### 4.5.1. Loiter

Para el caso de la fracción de Loiter se usa la siguiente ecuación.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\frac{-EC}{L/D}} \quad (4-1)$$

Donde,

E = Tiempo de vuelo

C = Consumo específico de combustible

<b>E (h)</b>	<b>C (l/h)</b>	$w_i/w_i - 1$
3.4	0.4	0.915

**Tabla 4-8:** Fracciones de peso por segmento de misión, loiter

Ya que E fue calculado con base en la velocidad de crucero y alcance estipulados en anteriormente en el proyecto, y C fue obtenido, en base de datos históricos para motores turbofan de alto bypass.

### 4.5.2. Crucero

Para el caso de crucero, se realizó un abordaje similar donde se utilizó la siguiente ecuación(6-12).

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = e^{\frac{-RC}{0,866V(L/D)}} \quad (4-2)$$

Donde, R es el máximo alcance, V la velocidad de crucero y C el consumo específico.

<b>R (n.mi)</b>	<b>C (l/h)</b>	<b>V (km/h)</b>	$w_i/w_i - 1$
1400	0.5	763	0.88

**Tabla 4-9:** Fracciones de peso por segmento de misión, crucero

## 4.6. Cálculo de la fracción $W_f/W_o$

Basados en las fracciones de peso de misión, calculados anteriormente se tiene:

$$\frac{W_{final}}{W_{inicial}} = e^{\frac{-RC}{0,866V(L/D)}} \quad (4-3)$$

Así aplicando los factores calculados anteriormente, se obtiene que  $\frac{W_{final}}{W_{inicial}}$  es 0.740

## 4.7. Calculo de $W_0$

El  $W_0$  es calculado de forma iterativa, en base a la suma de la carga paga y del peso de la tripulación anteriormente citados. Ahora bien, de la fracción  $W_f/W_0$  y de la relación  $W_e/W_0$ , calculada a partir base de datos, se obtiene la siguiente fórmula:

$$\frac{W_{final}}{W_{inicial}} = \frac{W_{cargapaga+tripulacin}}{1 - \frac{w_f}{w_0} - \frac{w_e}{w_0}} \quad (4-4)$$

### 4.7.1. Relación $W_e/W_0$

Esta fracción se calculó a partir de la base de datos de acuerdo al grupo de aeronaves seleccionadas. En el analisis estadístico, la función para la categoría Very light arroja una línea de tendencia positiva, lo que no está previsto en la teoría del libro del Raymer[49]. En el cálculo esto conlleva a valores negativos de  $W_0$ , lo que no es posible. Así, para que hubiera un resultado más compatible con la realidad, se optó por utilizar la ecuación obtenida por la base de datos de las categoría super light en los cálculos de peso de la aeronave.

Así, se llega a los siguientes valores, considerando la ecuación (4-5):

$$\frac{W_e}{W_0} = AW_0^C \quad (4-5)$$

Categoría de Aeronave	A	C
Super Light	0.4656	0.0265

Tabla 4-10: Valores obtenidos de  $W_e/W_0$

## 4.8. Definición de $W_0$

Por fin es posible calcular  $W_0$  de la aeronave de forma iterativa. Este peso fue confirmado, al compararlo con los cálculos de peso realizado posteriormente.

Categoría de aeronave	$W_0$ [kg]
Very Light Jet	5449

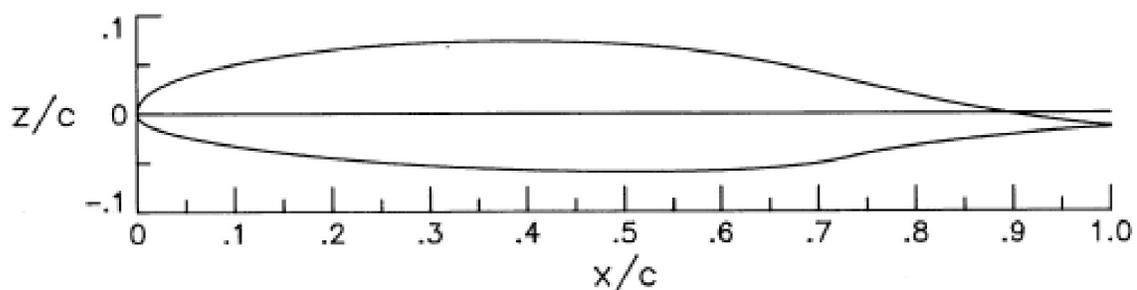
**Tabla 4-11:** Definición de  $W_0$

## 4.9. Dimensionamiento del ala

El dimensionamiento inicial del ala se basó en el método presentado en Raymer[49], junto con las referencias presentes de las aeronaves en el banco de datos de la categoría. Básicamente el dimensionamiento inicial del ala siguió el siguiente procedimiento:

1. Definición del perfil
2. Definición de la carga alar
3. Definición del afilamiento, longitud y enflechamiento.
4. Determinación del  $C_L$  de crucero, área del ala y demás dimensiones.

El perfil seleccionado para el proyecto fue HSNLF (1) -0213, como se muestra en la Figura [4-2], es un perfil diseñado para altas velocidades, de flujo laminar a través de la distribución de gradientes de presión sobre la superficie. Este perfil tiene una menor arrastre en condiciones de bajo coeficiente de sustentación, originalmente proyectado para aeronaves ejecutivas a  $Mach = 0,7$ ,  $C_L = 0,2$  y  $Reynolds = 11'000,000$ .



**Figura 4-2:** Perfil aerodinámico HSNLF (1) -0213.

Para realizar los cálculos de la carga alar, se basó en un análisis estadístico de las cargas alares de aeronaves de la misma categoría según lo estipulado en Raymer[49]. Ver Tabla[4-12] y [4-13]. Así, de esta manera se obtuvo la carga alar estimada en crucero de cada aeronave y luego fue estimada una carga de apertura inicial de la aeronave de trabajo. Donde se obtuvo que:

Aeronave	Sw (área del ala) [m <sup>2</sup> ]	W0[kg]	W/S [kg/m <sup>2</sup> ]
Honda jet	13,63	4808	369,84615
Phenom 100	14,864486	4750	319,55359
Citation Mustang	19,51	3921	200,97386
eclipse 550	15,1	3893	180,23523
Spectrum 33	13,15	3391	257,87072
Diamon D jet	12,27	4100	162,98999
Adam	15,8	4250	268,98734
A700			
Cirrus vison SF50	15,5	2727	175,93548
Epic Victor	11,06	2494	225,49729
Epic Elite	13,41	3493	260,47726
E 1000	18,85	3401	180,4244

**Tabla 4-12:** Base de datos, carga alar en las aeronaves de la categoria Very Light Jet.

Aeronave	$W_{crucero}/S_w$ [N/m <sup>2</sup> ]
Very light jet	2218,8

**Tabla 4-13:** Carga alar

#### 4.9.1. Definición del afilamiento, envergadura y enflechamiento

El ala fue considerada trapezoidal. La envergadura, el afilamiento y el enflechamiento fueron inicialmente establecidos conforme indica Raymer[49], de acuerdo con los datos presentes en el banco de datos de las aeronaves de la categoria. Ver Tabla [4-14 y 4-15]

Dimensiones de la ala para la categoría Very Light Jet									
Modelo	Cr[m]	Ct[m]	TR	Half Wing Area[m <sup>2</sup> ]	Wing Ref Area [m <sup>2</sup> ]	b/2 [m]	b [m]	AR	c/4 (grados)
Citation Mustang	2,1	0,91	0,4333333333	9,38	18,76	6,53	13,06	9,091876333	8,8
Cirrus SF50	1,9	1,18	0,621052632	9,03	18,06	5,86	11,72	7,605669989	3,5
Cessna M2	2,52	0,75	0,297619048	11,84	23,68	7,25	14,5	8,878800676	0,7
Eclipse 500	1,71	0,72	0,421052632	6,86	13,72	6,63	13,26	12,81542274	-2,5
HondaJet	2,05	0,8	0,390243902	8,25	16,5	5,78	11,56	8,099006061	5
Phenom 100	2,11	0,81	0,383886256	9,23	18,46	6,33	12,66	8,682318527	4,8

**Tabla 4-14:** Banco de datos, dimensiones de la ala para la categoría Very Light Jet

Aspect ratio [AR]	Taper ratio [ $\lambda$ ]	Enflechamiento+ [ $\Lambda$ ]
8.7	0.39	5°C

**Tabla 4-15:** Geometría del ala (Diseño conceptual).

#### 4.9.2. Determinación del coeficiente de sustentación y la geometría

Para el determinar el coeficiente de sustentación y la geometría, el ala fue dimensionada para optimizar el vuelo en crucero, principal objetivo para la categoría. La altitud de operación, velocidad y peso en crucero se determinó en procedimientos anteriores, estos datos se presentan en la Tabla [4-16].

Altitude [ft]	Mach	$W_{cruz}$ [kg]	$q$ [N/m <sup>2</sup> ]
39000	0.69	5449.12	2218.8

**Tabla 4-16:** Condiciones de crucero

Una vez que la carga alar es estimada, se obtiene el  $C_L$  de crucero y el área del ala por medio de las siguientes ecuaciones.

$$C_L = \frac{W}{S_w q} = 0,2844 \quad (4-6)$$

$$S_w = \frac{W_{cruzg}}{\frac{W}{S_w}} = 22,0m^2 \quad (4-7)$$

Los datos geométricos del ala son presentados en la siguiente Tabla [4-17].

$S_w$ [ $m^2$ ]	<b>b</b> [m]	<b>cr</b> [m]	<b>ct</b> [m]	MAC [m]
22.0	13.83	2.29	0.89	1.69

**Tabla 4-17:** Geometría del ala

## 4.10. Dimensionamiento de fuselaje

Las dimensiones del fuselaje fueron determinadas, utilizando análisis estadísticos, considerando las configuraciones de las aeronaves de la categoría very light, teniendo en cuenta el *MTOW*, longitud del fuselaje, longitud de la cabina, altura interior de la cabina, ancho de la cabina interior, ancho del pasillo, número de pasajeros y tripulación. Ver Tabla [4-18].

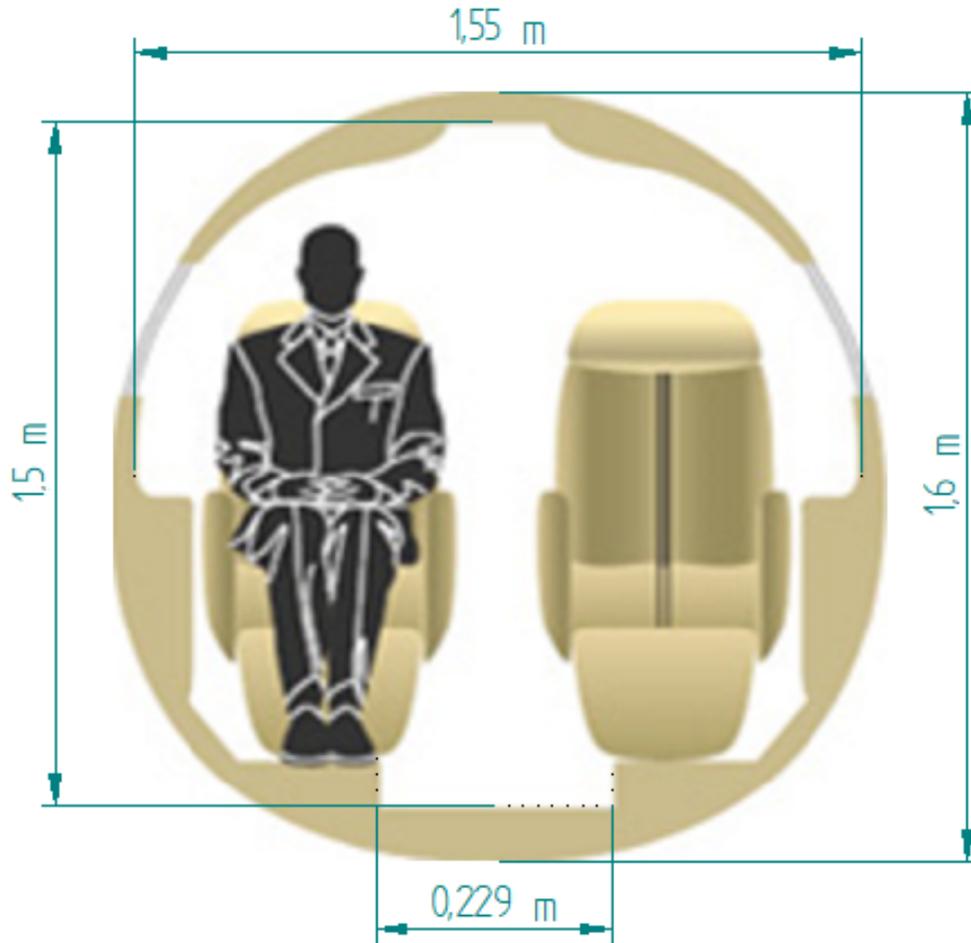
Aeronave	MTOW	Diametro(Dentro de la cabina)		Longitud del fuselage	$L_c$ (m)longitud de la cabina	tripulacion	pasajeros max.	Altura / ancho
	Wo(Kg)	Ancho(m) width	alto(m)Height	Lf(m)	m			
Honda jet HA-420	4808	1,52	1,46	12,99	5,43	2	5	0,960526316
Phenom 100	4750	1,55	1,5	12,82	3,35	1	6	0,967741935
Citation Mustang	3921	1,4	1,37	12,37	2,97	1	5	0,978571429
eclipse 550	2721,552	1,42	1,27	10,21	3,75	2	5	0,894366197
Spectrum 33	3391	1,5	1,5	14	3,2	2	7	1
Diamon D jet	1999,887128	1,45	1,37	10,7	3,49	1	5	0,944827586
Adam A700	4250	1,37	1,31	12,42	4,87	2	4	0,95620438
Cirrus vision SF50	2727	1,67	1,37	11,68	3,32	1	6	0,820359281
Epic Victor	2494	1,4	2,74	10,91	4,57	1	6	1,957142857
Epic Elite	3493	1,4	1,49	10,91	4,57	2	6	1,064285714
E 1000	3401	1,4	1,49	10,91	4,57	2	6	1,064285714

**Tabla 4-18:** Base de datos, dimensionamiento del fuselaje

La obtención de una ecuación en función de  $W_0$  de la aeronave permite obtener una estimación del diámetro interior del fuselaje, siendo igual a  $1,5m$ . Así, considerando las configuraciones de las aeronaves de la base de datos, se tiene una estimación de las dimensiones internas de la cabina, siendo el ancho de la cabina de  $1,55m$ , altura de la cabina de  $1,50m$  y diámetro externo de  $1,60m$ . Considerando los requisitos de certificación FAA Part 23 Subparte D-Design and construction Sec. 23.815 "Width of aisle"[6], estipula que el valor de la anchura del pasillo a menos de 10 pasajeros sea de no máximo  $22,86cm$  (9 pulgadas), como se puede observar en la Tabla [4-19] y Figura [4-3].

Pasajeros	Ancho mínimo del pasillo principal de pasajeros
Menos de 25 pasajeros	9(in) / 22,86 (cm)

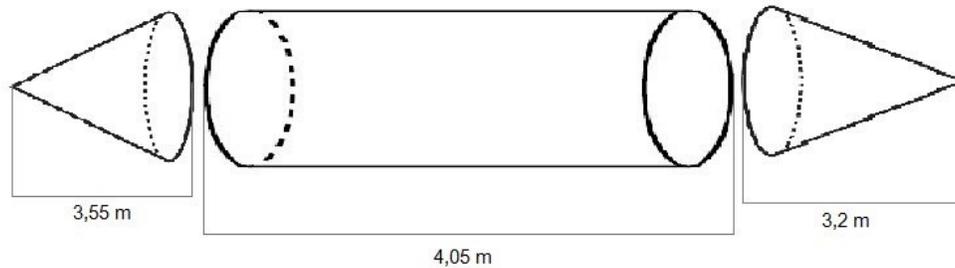
**Tabla 4-19:** Requisitos de certificación FAA Part 23 Subparte D-Design and construction Sec. 23.815 "Width of aisle"[6].



**Figura 4-3:** Dimensiones de la cabina.

Para la obtención de la longitud del fuselaje  $L_f$  y la longitud de la cabina  $L_c$ , se realizó un análisis estadístico con la obtención de los gráficos de  $L_f \times W_0$  y  $L_c \times W_0$ .

Adicionalmente, la aeronave fue dividida en cabina del piloto, cabina de pasajeros y cono de cola, con la finalidad de definir cada uno de las longitudes de las secciones, considerando las dimensiones de las configuraciones de los asientos, sistemas, empenaje y aerodinámica.



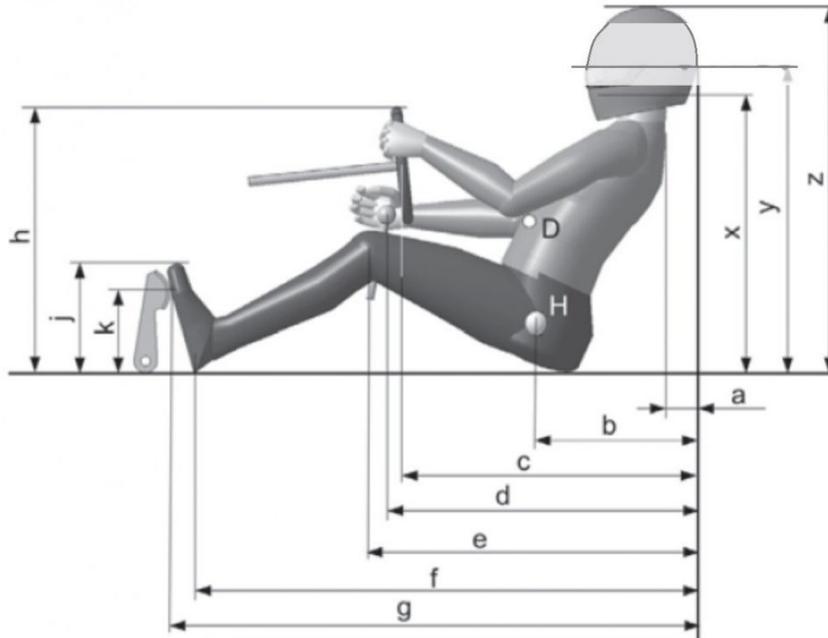
**Figura 4-4:** Aeronave dividida en cabina del piloto, cabina de pasajeros y cono de cola

## 4.11. Ergonomía del piloto

El dimensionamiento de la cabina de piloto en cuanto a la ergonomía fue realizado definiendo las dimensiones de un piloto de 1.73 m de altura conforme a la Figura [4-5] y Tabla [4-20].

Los siguientes elementos deben tenerse en cuenta:

- La dimensión  $h$  no puede ser más alta que  $x$ , ya que la vista sobre el volante será obstaculizada, perjudicando la visibilidad.
- La dimensión  $k$  y el radio de movimiento de los pedales.



**Figura 4-5:** Dimensiones a considerar, ergonomía del piloto [13, 3].

Símbolo	Concepto	Dimensión [m]
a	Distancia posterior	0,076
b	Punto de cadera	0,533
c	Centro de volante	0,750
d	Palanca de marcha	0,7875
e	Rodilla	0,876
f	Punto de contacto de salto	1,257
g	Punto de contacto de zapato	1,372
h	Borda superior de volante	0,533
j	Borda superior de zapato	0,2795
k	Contacto pedal con zapato	0,203
x	Línea de boca	0,559
y	Línea de ojos	0,635
z	Altura desde la cadera hasta la cabeza	0,762

**Tabla 4-20:** Dimensiones de referencia para la ergonomía del piloto.

## 4.12. Dimensionamiento del empenaje

### 4.12.1. Geometría del empenaje

Para dimensionar el empenaje se utilizó la metodología sugerida por Raymer[49]. Para el diseño de la estructura del empenaje, es necesario estipular la zona requerida. Para ello se define la geometría a ser utilizada dependiendo la categoría de la aeronave. Como era de esperar, la configuración elegida fue la cola en "T", muy común en aeronaves de esta clase, conveniente también para la disposición del motor.

Una vez definido el *MTOW*, es necesario de usar el método de coeficiente de volumen de cola. Al mismo tiempo, otros parámetros se definen en este primer momento: Aspect ratio "Taper ratio" que varían de acuerdo con la clase de la aeronave que se va a proyectar. Los valores se pueden observar en la Tabla [4-21].

	Horizontal Tail		Vertical Tail	
	AR	$\lambda$	AR	$\lambda$
<b>Fighter</b>	3.5	0.3	1	0.3
<b>Sail Plane</b>	8	0.4	1.75	0.5
<b>Others</b>	4	0.45	1.65	0.45
<b>T-Tail</b>	-	-	1	0.8

**Tabla 4-21:** Aspect ratio y Taper ratio por tipo de aeronave[49]

Se observa que en el caso elegido (empenaje en "T") el empenaje vertical tiene un valor menor de longitud, esto para suavizar los efectos de la disposición del empenaje horizontal. Además, se recomienda un diseño de geometría simple del empenaje, ya que los valores se revisarán varias veces para ajustar variables de control, rendimiento, estabilidad, comprobación de recuperación de pérdida (stall)(spin recovery), etc.

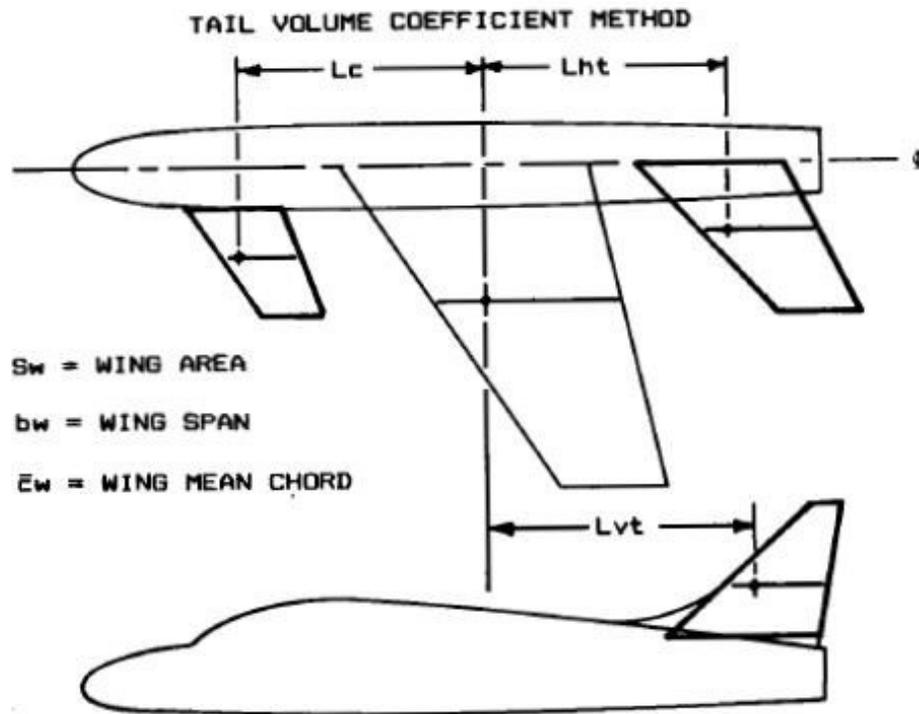
### 4.12.2. Coeficiente de volumen del empenaje

Para definir el Coeficiente de volumen de cola, se comienza por el layout general a ser implementado, se hace uso de datos históricos para una aproximación inicial del dimensionamiento del empenaje. Una vez que este componente es responsable por contener los momentos producidos por la actuación del ala, existe una conexión directa con el proyecto inicial. Se trata de una relación directamente proporcional y por lo tanto, debe haber una determinada proporción entre las respectivas zonas. Como producto de esas unidades, se tiene el producto y

con esto, se pueden establecer coeficientes de volúmenes de empenaje para los estabilizadores horizontal y vertical, según las ecuaciones (4-8) y (4-9), como lo plantea Raymer en [49]. En la Figura [4-6] se evidencia las parcelas de momentos usados en el cálculo. Es importante destacar que los brazos se determinan, tomando como referencia el posicionamiento de los respectivos centros Aerodinámicos. De esta forma, proporciona un carácter iterativo al sistema.

$$C_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{b_w S_w} \quad (4-8)$$

$$C_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{\bar{C}_w S_w} \quad (4-9)$$



**Figura 4-6:** Método para el coeficiente de volumen del empenaje [49].

La aplicación de este método tiene como dato de entrada los coeficientes de volumen de cola estipulados históricamente en cada aeronave, como se observa en la Tabla [4-22]. En este proyecto se determinó el uso de los coeficientes referentes a clase "Jet Transport".

Además, para una mejor aproximación, estos coeficientes deben ajustarse de acuerdo con el tipo de empenaje establecido, sumado a la clase. Ver Tabla [4-22]. Para el proyecto se estipuló, como se mencionó anteriormente, una configuración del empenaje en "T". Es decir, a los coeficientes de volumen de cola se les restará un 5% a cada uno.

Los momentos, a su vez, deben ajustarse de acuerdo con la posición de los motores, en relación con el ala. Para el proyecto, se definió el posicionamiento del motor como "*after-mounted*", esto es posterior al ala. Ahora bien, partiendo de las ecuaciones definidas por Raymer en [49], tenemos que (4-10)(4-11):

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} S_w b_w}{L_{VT}} \quad (4-10)$$

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} S_w \bar{C}_w}{L_{HT}} \quad (4-11)$$

Type	Horizontal $C_{HT}$	Vertical $C_{VH}$
SailPlane	0.5	0.02
Homebuilt	0.5	0.04
Aviation single Engine	0.7	0.04
Aviation twin Engine	0.8	0.07
Agricultural	0.5	0
Twin Turboprop	0.9	0.08
Flying Boat	0.7	0.06
Jet Trainer	0.7	0.06
Jet Fighter	0.4	0.07
Military Cargo/bomber	1	0.08
Jet Transport	1	0.09

**Tabla 4-22:** Coeficientes de volumen de cola por categoría de aeronave[49]

	Volume coefficient reduction	
	Vertical	Horizontal
<b>All-moving</b>	10 %	10 %
<b>T-tail</b>	5 %	5 %
<b>H-tail</b>	5 %	5 %
<b>V-Tail</b>	0	0
<b>Other</b>	0	0

Tabla 4-23: Reducción del coeficiente de volumen[49]

	% for the moment Arm
<b>Front Mounted</b>	0.6
<b>Wings</b>	0.525
<b>After Mounted</b>	0.475
<b>SailPlane</b>	0.65

Tabla 4-24: Porcentaje de momento[49]

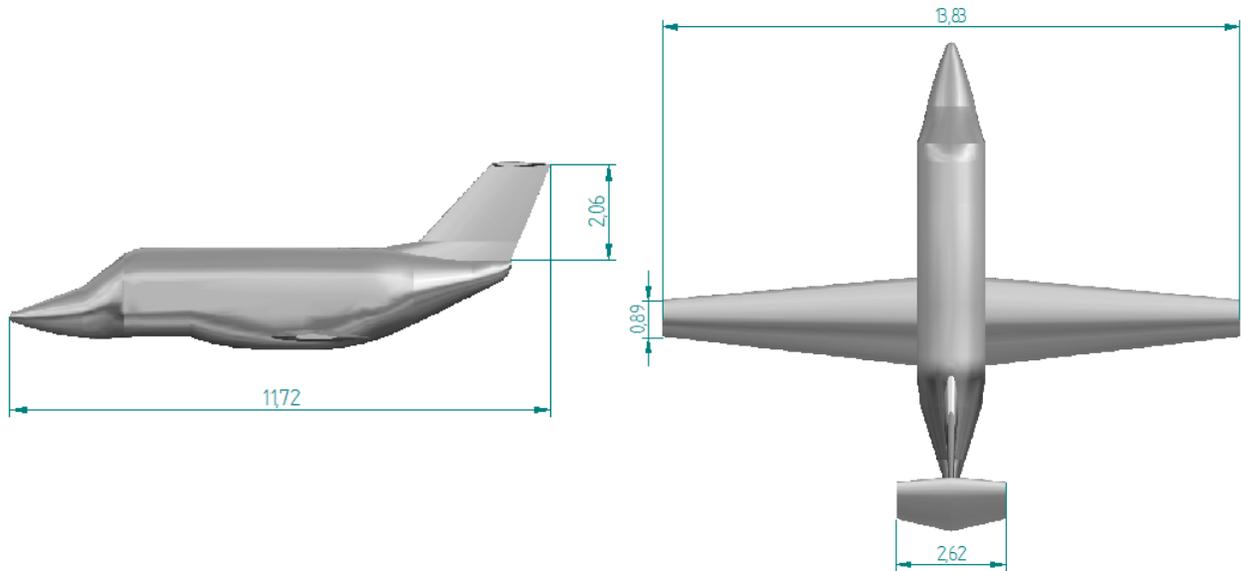
En la Tabla [4-25], son presentados los parámetros utilizados después de la iteración, contiene los porcentajes de momento, dimensionamiento del empenaje vertical y horizontal.

Parámetro	Valor	Empenaje en T
$L_{VT}$ [m]	5.13	After Mounted
$L_f$ [m]	10.8	
$L_{HT}$ [m]	5.13	After Mounted
$C_{VT}$ [m]	0.0855	Jet Transport
$C_{HT}$ [m]	0.95	Jet Transport
$b_w$ [m]	12.5	
$S_w$ [m <sup>2</sup> ]	18	
$\bar{C}_w$ [m]	1.53	

Tabla 4-25: Dimensiones del empenaje

Concepto	Horizontal	Vertical
AR	5.40	1.58
$\Lambda$	0.60	0.80
Sweep	5 deg	33 deg
Span	5.25	2.43
Cuerda Média	0.97	1.54
Cuerda en la Raíz	1.21	1.71
Cuerda en la punta	0.73	1.37
Cuerda média aerodinámica	0.99	1.55
Posición de cuerda média	1.20	0.59
$S_{VT}$	-	3.75
$S_{HT}$	5.10	-

**Tabla 4-26:** Valores finales, geometría del empenaje



**Figura 4-7:** Geometría final del jet ultra ligero, dimensiones en metros.

# Capítulo 5

## Aerodinámica

### 5.1. Conceptos generales

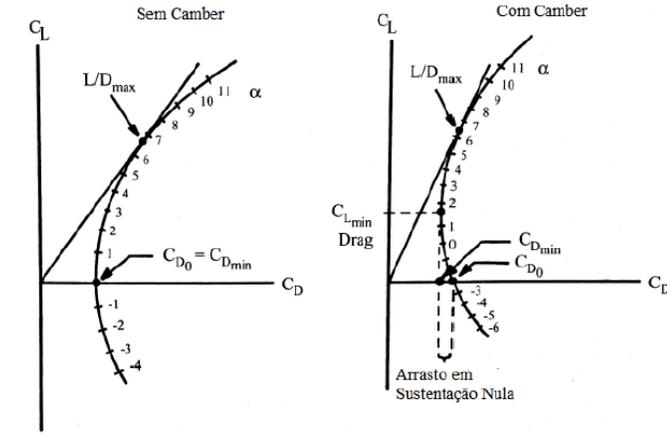
El arrastre de la aeronave fue definido de forma conceptual a partir de las expresiones encontradas en las referencias, en especial en el libro de Raymer [49]. La expresión de arrastre de la aeronave se muestra en la ecuación (5-1)

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (5-1)$$

Sin embargo, teniendo en cuenta el perfil aerodinámico HSNLF-0213, utilizado en el ala, que posee un camber considerable, lo correcto sería admitir una expresión distinta, que puede verse en la ecuación (5-2). La diferencia entre las dos posibilidades es vista en la Figura [5-1]. Es posible percibir que la curva de arrastre se desplaza, lo que cambia la forma de verificar las condiciones aerodinámicas de la aeronave.

$$C_D = C_{D_{MIN}} + K(C_L - C_{L_{MINARRASTO}})^2 \quad (5-2)$$

Es posible afirmar que la diferencia entre las dos graficas son los tres momentos cruciales, desde el despegue, crucero y aterrizaje. En crucero,  $C_L$  es bajo y  $C_D$  total es mínimo, haciendo que la contribución del arrastre inducido sea pequeña. Por otro lado, los perfiles aerodinámicos sin camber,  $C_{D0}$  y  $C_{Dmin}$  terminan siendo predominantes en esa etapa de vuelo. Ahora bien, teniendo en cuenta las situaciones de aterrizaje y despegue, ocurre todo lo contrario. Como  $C_L$  tiene un valor alto, la eficiencia aerodinámica (L/D) es máxima contribución del arrastre inducido termina siendo más relevante en el Drag total.



**Figura 5-1:** Diferencia entre los coeficientes de arrastre para perfiles con y sin camber

En un principio, se utilizó la fórmula basada en perfiles aerodinámicos sin camber. El valor encontrado fue comparado con la base de datos y se efectuó un análisis computacional. Por último, el análisis de arrastre se basó en las contribuciones del arrastre parásito, el arrastre inducido y el arrastre de onda.

## 5.2. Estimativa de las áreas mojadas

### 5.2.1. Ala

El área mojada del ala es calculada en la ecuación (5-3), donde  $(t/c)$  representa el espesor relativo del perfil del aerodinámico, y  $S_{exp}$  es el área de referencia del ala calculada en la ecuación (5-4), se resta el área de la prolongación del fuselaje, del área de la superficie referencia. La  $S_{ref}$  es el área de la proyección en planta, ya que puede ser aproximada por un trapecio, como lo sugiere Raymer en [49]. La expresión  $S_{wet}$  de la ecuación (5-3) representa una aproximación del área mojada, que servirá tanto para alas como para estabilizadores, siendo representativa en espesores  $(t/c)$  mayores al 5%.

$$S_{wet} = S_{exp} \left[ 1,977 + 0,52 \left( \frac{t}{c} \right) \right] \quad (5-3)$$

$$S_{exp} = S_{ref} - S_{Prolongadadel fuselaje} \quad (5-4)$$

Los resultados del área mojada se observan en la Tabla [5-1].

Categoría	$\frac{t}{c}$	$S_{ref} [m^2]$	$S_{wet} [m^2]$	$S_{wet}/S_{ref}$
Asa	0.131	22	39.4	1.79

**Tabla 5-1:** Área mojada del ala.

### 5.2.2. Estabilizador Horizontal - HT

El área mojada del estabilizador horizontal se calcula siguiendo el mismo procedimiento para el ala, sólo que en este caso se utilizaran todas las dimensiones de la geometría del estabilizador horizontal. Ver Tabla [5-2].

Categoría	$\frac{t}{c}$	$S_{ref} [m^2]$	$S_{wet} [m^2]$	$S_{wet}/S_{ref}$
Estabilizador Horizontal	0.1	6.9	13.8	0.63

**Tabla 5-2:** Área mojada del estabilizador horizontal.

### 5.2.3. Estabilizador vertical - VT

Una vez más el área mojada se encuentra a partir del mismo cálculo referente al ala, con la excepción del uso del espesor y área de referencia del estabilizador vertical. Los resultados se pueden ver en la Tabla[5-3].

Categoría	$\frac{t}{c}$	$S_{ref} [m^2]$	$S_{wet} [m^2]$	$S_{wet}/S_{ref}$
Estabilizador Vertical	0.09	5.5	8.6	0.39

**Tabla 5-3:** Área mojada del estabilizador vertical.

### 5.2.4. Fuselaje

La estimación del área mojada del fuselaje se realiza a partir de la ecuación (5-5), encontrada en el libro del Stinton[53], siendo D el diámetro máximo del fuselaje y L la longitud del fuselaje.

$$S_{wet} = 2,45 * D * L \quad (5-5)$$

De esta forma, se estima el área mojada del fuselaje, ver Tabla[5-4].

Categoría	$D$ [m]	$L$ [m]	$S_{wet}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{wet}/S_{ref}$
Fuselaje	1.6	10.8	37.5	1.7

**Tabla 5-4:** Área mojada del fuselaje.

### 5.2.5. Nacela

La nacela tuvo un enfoque más simplificado. Como se trata de un cuerpo relativamente simple, se asumió la forma de dos objetos geométricos tridimensionales típicos: un cilindro y un cono. De esta forma, al saber el cálculo de sus superficies, fue posible deducir el área mojada total de cada una de las nacelas, como se muestra en la Tabla[5-5].

Categoría	$S_{wet}$ [m <sup>2</sup> ]	$S_{wet}/S_{ref}$
Nacela	3.2	0.15

**Tabla 5-5:** Área mojada de cada nacela.

## 5.3. Arrastre parásito

El método utilizado para estimar el arrastre parásito de la aeronave y el “Component Buildup Method”[49], en el cual se estima un arrastre parásito para cada componente de la aeronave, como se muestra en la ecuación (5-6).

$$C_{D0_{subsonic}} = \frac{\sum C_{fc} F F_c Q S_{wet}}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (5-6)$$

Los componentes  $S_{wet}$  y  $S_{ref}$ , ya fueron detallados anteriormente.

### 5.3.1. $C_{fc}$ Coeficiente de fricción de placa plana

El coeficiente de fricción en placa plana es un componente sensible al tipo de flujo incidente sobre la estructura, entre laminar y turbulento. Las ecuaciones utilizadas para calcular el coeficiente de fricción de las dos situaciones son (5-7) y (5-8), siendo  $Re$  el número de Reynolds y  $M$  el número de Mach.

$$C_{flaminar} = 1,328\sqrt{Re} \quad (5-7)$$

$$C_{fturbulento} = \frac{0,455}{(\text{Log}Re)^2(1 + 0,144M^2)^{0,65}} \quad (5-8)$$

Si la superficie de la estructura es muy rugosa, el número de Reynolds calculado de la forma tradicional, como se muestra en la ecuación, puede no representar el nivel de perturbación de la capa límite. Para ello, se verifica el número de Reynolds “cut off”, como se ve en la ecuación(5-9) y (5-10). De esta forma, se escoge el que presenta el menor valor. Recordando que  $\rho$  es la densidad del fluido,  $V$  a la velocidad,  $L$  la longitud,  $\mu$  la viscosidad dinámica y  $k$  la rugosidad superficial.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (5-9)$$

$$Re_{cutoff} = 38,21 \left( \frac{L}{K} \right)^{1,053} \quad (5-10)$$

### 5.3.2. Factor de forma de cada componente

El factor de forma tiene la función de adaptar el coeficiente de fricción de la placa plana a la geometría encontrada en la aeronave. Por lo tanto, existen diferentes posibilidades de ecuaciones para diferentes tipos de superficies. La ecuación retrata el factor de forma para las alas y los estabilizadores, siendo  $(t/c)$  el espesor máximo del perfil,  $(x/c)_m$  la posición a lo largo de la cuerda mayor el espesor y  $\Lambda_m$  es el enflechado en esa posición. Ver ecuación (5-11)

$$FF = \left[ 1 + \frac{f}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] [1,34M^{0,18}(\cos\Lambda_m)^{0,28}] \quad (5-11)$$

Para fuselajes y canopys suaves, se aplica la ecuación. El factor  $f$  se define en la ecuación(5-12). El factor  $f$  es definido en la ecuacion(5-13), en la que  $A_{max}$  es la transversal de la estructura.

$$FF = \left( 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (5-12)$$

$$f = \frac{L}{d} = \frac{L}{\sqrt{(4/\pi)A_{max}}} \quad (5-13)$$

Por último, la nacela y los canopys externos se calculan mediante la ecuación(5-14).

$$FF = 1 + \frac{0,35}{f} \quad (5-14)$$

Ahora bien un resumen de los valores finales de factor de forma se encuentran en la Tabla[5-6].

FF	Ala	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical	Fuselaje	Nacela
Despegue	1.16	1.16	1.02	1.21	1.17
Crucero	1.52	1.51	1.34	1.21	1.17
Aterrizaje	1.14	1.14	1.01	1.21	1.17

**Tabla 5-6:** Factor de forma de cada componente a determinada etapa del vuelo

### 5.3.3. Q Factor de interferencia

El factor Q o factor de interferencia retrata posibles interferencias que las estructuras poseen, causando perturbación en el flujo. Las interferencias implican una variación del 0% al 30% dependiendo de la configuración de la aeronave, como altura del ala, tipo de estabilizador y posicionamiento del motor en el fuselaje. Los valores del factor de interferencia para cada superficie se enumeran en la siguiente Tabla[5-7].

	Ala	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical	Fuselaje	Nacela
Q	1	1.03	1.03	1	1.3

**Tabla 5-7:** Factor de interferencia de superficies

## 5.4. Coeficiente de arrastre miscelánias

Las misceláneas son componentes de la fricción que no se contabilizan necesariamente en el método anterior aplicado. Los elementos como componentes del tren de aterrizaje, estructuras exteriores, armamentos y elementos de frenado (como paracaídas y spoilers) pueden ser contabilizados de esa forma. Para calcular el arrastre generado por estos elementos. Para ello se utiliza el concepto de  $(D/q)$ , según la ecuación(5-15), para calcular el coeficiente de arrastre por misceláneas, se tiene que:

$$C_{D_{misc}} = \frac{(D/q)}{Area_{frontal}} \quad (5-15)$$

De esta forma, a través de valores tabulados encontrados en Raymer[49], es posible encontrar el coeficiente de arrastre a través del área frontal de cada elemento.

Otro elemento importante utilizado en arrastre de misceláneas es el cono de cola. El cono de cola tiene la función de proporcionar el rodamiento de la aeronave durante el despegue. Sin embargo, en la misma región ocurre la separación del flujo proveniente de la sección continua del fuselaje. De esta forma, el ángulo del cono de cola determina cuán abrupta es esa separación, causando un mayor o menor arrastre. La expresión que determina el coeficiente de arrastre debido al ángulo de cola es vista en la ecuación(5-16).

$$(D/q)_{cone} = 3,83u^{2,5} A_{max} \quad (5-16)$$

Siendo  $u$  el ángulo (en radianes) entre la línea media del fuselaje y la línea que pasa por el centro del cono, y  $A_{max}$  sección transversal máxima del fuselaje. Una alternativa para el cálculo de los diversos componentes del tren de aterrizaje y la estimación de su arrastre parásito, es la posibilidad presentada por STINTON[53], adoptando un coeficiente que atribuye un porcentaje en relación con el arrastre parásito total calculado en el resto de la aeronave. De esta forma fue posible estipular la contribución del arrastre parásito al tren de aterrizaje durante el aterrizaje y el despegue.

Por último, existe una contribución adicional de la deflexión del flap. Este hecho es fácilmente comprendido por el aumento de área frontal que esa deflexión proporciona frente al flujo. Este aumento en la fricción es difícil de estimar sin la debida simulación, sin embargo, Raymer[49] trae esa aproximación, vista en la ecuación(5-17).

$$\Delta C_{D0_{flap}} = F_{flap} \left( \frac{c_f}{c} \right) \left( \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10) \quad (5-17)$$

Como se observa, la ecuación sólo tiene sentido si la deflexión es mayor a 10 grados puesto que no existe la posibilidad de un arrastre negativo en estas situaciones de vuelo. En la ecuación  $F_{flap}$  es un coeficiente dependiente del tipo de flap utilizado (0.014 para flaps plain y 0.0074 para flaps slotted, por ejemplo),  $C_f$  es la cuerda del flap,  $S_{flapped}$  es el área del ala en la que hay flap y  $\delta_{flap}$  es la deflexión del flap, en grados.

## 5.5. Coeficiente de arrastre por protuberancias

Por último, el coeficiente de arrastre por protuberancias tiene en cuenta el arrastre causado por pequeños elementos y protuberancias que son necesarias para la aeronave, pero que no son fácilmente calculados, como antenas, agujeros y extractores. Por lo que suele ser un promedio del porcentaje del arrastre parásito restante, dependiendo del tamaño de la aeronave y de su tipo. Como se trata de una aeronave pequeña y civil, se adopta el 3% para ese proyecto, según lo recomendado por el Raymer[49].

## 5.6. Arrastre inducido

El arrastre inducido es el componente de la fricción que está relacionado con la fuerza de sustentación. Para los ángulos de ataque moderados es proporcional al cuadrado del coeficiente de sustentación multiplicado por un factor  $K$ . La estimación de  $K$  toma en consideración el factor de eficiencia de Oswald ( $e$ ) que es responsable de incluir efectos atribuidos a una distribución de sustentación no elípticas y el arrastre producido por separación. Como se muestra en la ecuación(5-18)

$$C_{Di} = \frac{C_l^2}{\pi A e} \quad (5-18)$$

Donde  $e$  es el factor de Oswald definido por:

$$e = \left[ (1 + 0,12M)^2 \left[ 1 + \frac{0,142 + f\lambda A(10t/c)0,33}{(\cos\Lambda_{1/4})^2} + \frac{0,1(3N_e + 1)}{(4 + A)^{0,8}} \right] \right]^{-1} \quad (5-19)$$

$$f(\Lambda) = 0,005 [1 + 1,5(\lambda - 0,6)^2] \quad (5-20)$$

Otro análisis importante es la contribución del flap para el arrastre inducido. Para generar mayor sustentación, el flap proporciona una deformación en la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura, que también acaba creando mayor arrastre inducido. Como recomienda Raymer[49], la variación en el coeficiente de arrastre inducido es dada por la ecuación(5-21).

$$\Delta C_{di} = K_f^2 (\Delta C_{L_{flap}})^2 \cos\Lambda_{c/4} \quad (5-21)$$

En esta ecuación,  $k_f$  es una variable que determina si flap usado tiene función de flaperon ( $k_f = 0.14$ ) o cumple la función única de flap ( $k_f = 0.38$ ), que es el caso de ese proyecto. La variable  $\Lambda_{c/4}$  es el flete en la posición del 25 % de la cuerda del flap. Por último, el  $\Delta C_{L_{flap}}$  indica el aumento de  $C_L$  proporcionado por el flap en la deflexión utilizada. Por motivos de simplicidad, si se trata de un proyecto conceptual con diversas aproximaciones, se evitó intentar encontrar ese valor a través de recursos computacionales para utilizar una fórmula aproximada proporcionada por el Raymer, como muestra la ecuación(5-22).

$$\Delta C_{L_{flapmax}} = 0,9\Delta C_{L_{max}} \left( \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cos \Lambda_{H.L} \quad (5-22)$$

El valor de  $\Delta C_{L_{max}}$  depende del tipo de flap utilizado,  $S_{flapped}$  es el área de referencia del ala que tiene flap y  $\Lambda_{(H.L)}$  es el flete del ala en la posición de la línea de bisagra del flap. Es posible notar que se trata del aumento de  $C_L$  en la posición de mayor sustentación del ala, que no se aplica en ningún caso. Sin embargo, como el aumento de coeficiente de sustentación es siempre menor o igual al ocurrido en el punto de máxima sustentación, entonces ese error tiende a un arrastre mayor, lo que es a favor de la seguridad en proyectos. Los resultados se pueden ver en la Tabla[5-8].

Parte de misión	$C_L$	K	Deflexión del Flap	$C_{Di}$
Despegue	1.51	0.045	10	0.1031
Crucero	0.33	0.045	0	0.0049
Aterrizaje	1.78	0.045	25	0.1661

**Tabla 5-8:** Factor de interferencia de superficies

## 5.7. Arrastre de onda

El arrastre de onda se utiliza en este análisis para comprobar el momento de crucero, donde es posible que la aeronave esté por encima del Mach crítico. Encontrar el valor del Mach crítico no es trivial, requiere un análisis aerodinámico en profundidad de la aeronave, lo que no encaja en los objetivos de ese proyecto conceptual. Una manera de estimar su valor es a través del Mach de divergencia formulado por Raymer[49], en la ecuacion(5-23), una estimación preliminar utilizada por Boeing en que el Mach de divergencia es dependiente del Mach de divergencia en la condición de  $C_L = 0,LF_{DD}$  es el ajuste de sustentación para el Mach de divergencia en la condición pretendida y  $C_{L_{design}}$  el valor del coeficiente de

sustentación en crucero. A pesar de ser muy simple, esta ecuación depende de dos gráficos para que se determinen los dos primeros términos, pero no incluyen el valor de flete deseado en ese proyecto. Por lo tanto, esta estimación no encaja en el proyecto.

$$M_{DD} = M_{DDL=0} L F_{DD} - 0,05 C_{L_{design}} \quad (5-23)$$

Otra posibilidad más simple es evaluar varias referencias y verificar los resultados para que se pueda utilizar un valor razonable. De acuerdo con el libro del Sengupta[51], para un número de Reynolds cerca del valor usado en ese proyecto (alrededor de  $7 \times 10^6$ ), el Mach de divergencia varía entre 0.7 a 0.74, dependiendo también si hay transición forzada y si la superficie es suave. Por practicidad, se adopta aquí el valor de Mach de divergencia de 0.72.

Por último, el cálculo del arrastre de onda se desarrolló según Anderson[42], tal como se muestra en la ecuación 7.2. Los factores a y b se determinan para que la curva de coeficiente de arrastre por número de Mach sea el más compatible con la realidad para cada aeronave individualmente. Por ser una aeronave nueva, se utiliza como parámetro aeronaves con valores de Mach de divergencia cercanos y entonces se determina el valor final de a y b en función de ello, se tiene a 0.06 y b de 3.47.

$$\Delta C_{D_{onda}} = a \left( \frac{M}{M_{crit}} - 1 \right)^b \quad (5-24)$$

## 5.8. Arrastre total

La estimación preliminar del coeficiente de arrastre total se da por la suma de los coeficientes de arrastre parásito, inducido y de onda. La Tabla[5-9], contiene los valores de cada una de estas parcelas, así como el coeficiente de arrastre total.

Después del análisis de cada componente de arrastre, es necesario comprobar si las previsiones están dentro de lo esperado para una aeronave de esta categoría, ya que se consideraron importantes consideraciones al simplificar el arrastre parásito con la ecuación de STINTON[53], la cual presenta una tabla de comparativas de coeficiente de arrastre inducido para diferentes categorías de aeronaves, incluidos los jets ejecutivos. El valor mostrado es de 0.014 a 0.02, Tabla[5-9], ligeramente por debajo de lo calculado en ese proyecto conceptual. Esto significa que probablemente la simplificación presentada, aunque cercana a un valor típico, tuvo cifras sobreestimadas. Por último, es interesante recordar que la idea de sobreestimar valores dentro de proyectos aeronáuticos, aunque crea imprecisiones y consecuentemente peso extra, trae beneficios en cuanto a la seguridad de los cálculos y tiene poco impacto en el producto

final cuando se realiza en un proyecto conceptual, ya que el proyecto detallado busca resolver esas imprecisiones.

Otra observación interesante es la baja contribución del arrastre de onda frente al arrastre total calculado. Esta diferencia puede denotar una distancia grande entre el Mach de divergencia y el Mach de crucero.

Techo de la Misión	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$	$C_{D_{onda}}$	$C_D$
Despegue	0.022	0.1031	0	0.1251
Crucero	0.0235	0.0049	$8 \times 10^{-6}$	0.0284
Aterrizaje	0.0223	0.1661	0	0.1884

**Tabla 5-9:** Coeficiente de Arrastre Total.

# Capítulo 6

## Desempeño

### 6.1. Selección de motor

Un análisis inicial para determinar el grupo moto-propulsor fue hecho conforme indicado en el capítulo 5 de Raymer[49]. Se partió del principio que el tamaño de pista de un aeropuerto es igual a la distancia necesaria para que la aeronave quede 50ft por encima del suelo, se pueden seleccionar algunos aeropuertos de referencia con diferentes altitudes y tamaños de pista de forma que la aeronave pueda despegar.

Aeropuerto	Altitud [m]	Longitud de pista [m]	Razón de densidades
Santos Dumont [BR]	0.0	1260.043	1
El Alto [BO]	4061	3999.89	0.67
Daochen [CHI]	4411.00464	4199.8	0.55

**Tabla 6-1:** Aeropuertos de referencia

Con base en la Figura[6-1], se puede definir el parámetro de despegue necesario para cada aeropuerto. Ver Tabla[6-2]

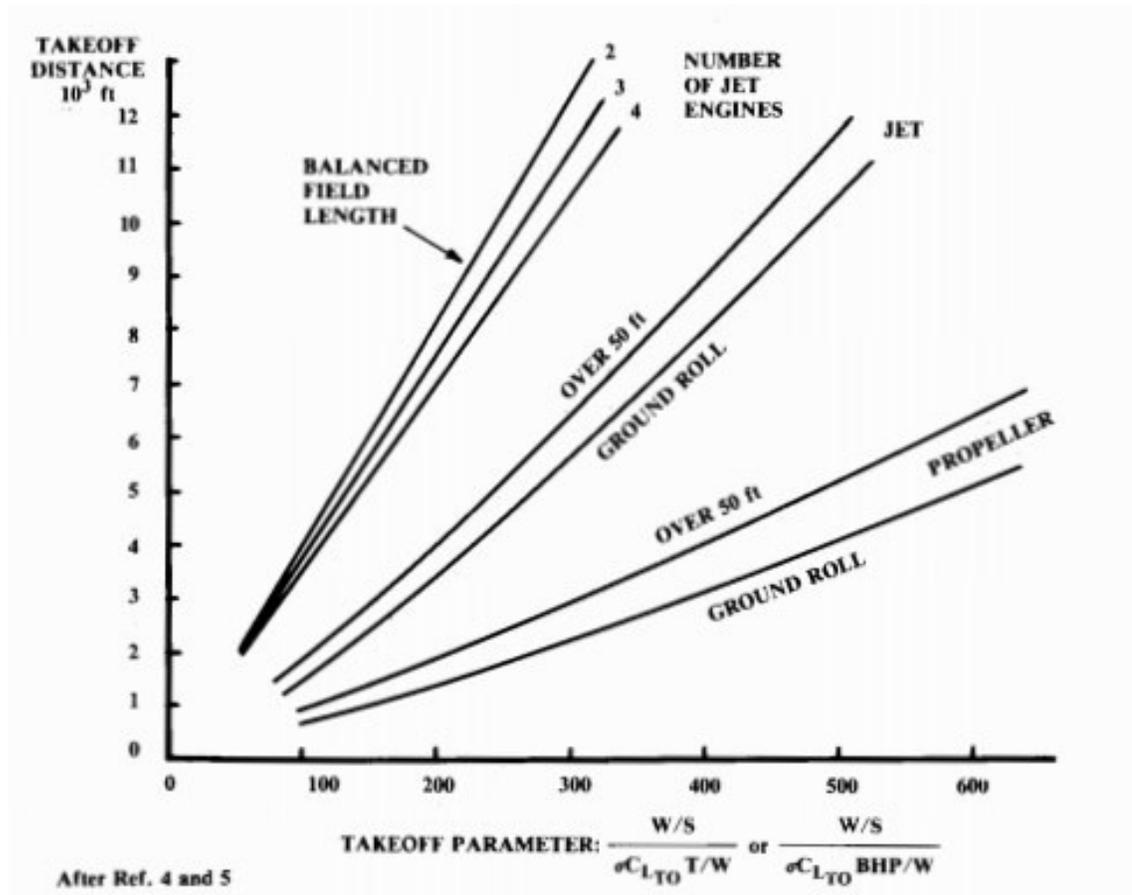


Figura 6-1: Parámetro de despegue según tipo de aeropuerto. [49].

Aeropuerto	Parámetro de despegue
Santos Dumont [BR]	102.3
El Alto [BO]	316.3
Daochen [CHI]	331.9

Tabla 6-2: Parámetros de despegue por aeropuerto

## 6.2. Aumento de $C_L$ con el uso de Flaps

La aeronave proyectada utilizará flaps. En esta etapa de proyecto los mismos fueron considerados como del tipo slotted. Raymer [49] presenta una metodología para el cálculo del aumento de  $C_L$  debido a la utilización de flaps. Para ello, es necesario saber la relación de áreas entre las partes con flap y sin flap del ala. Además, se consideró para el despegue sólo el 80 % de la contribución máxima de los flaps. Ver Tabla[6-3]

Categoría	$C_{Lmax}$	$\Delta C_{Lmax}$	$C_{LmaxFlapped}$
Super	1.45	0.53	1.68
Light			

**Tabla 6-3:** Contribución de flaps

Ahora bien, en las etapas anteriores la aeronave debería poseer 2 motores Turbo-fan. El paso siguiente fue calcular la tracción mínima que cada grupo moto propulsor debe suministrar. Para ello, se utilizó la siguiente ecuación(6-1 y 6-2):

$$T = \frac{W/S}{WC_{Ldespegue} \sigma \frac{1}{TOP}} \quad (6-1)$$

Sabiendo que:

$$C_{Ldespegue} = \frac{C_{Lmax}}{1,21} \quad (6-2)$$

Observamos también la correlación con carga alar. Así, con iteraciones con el área de aerodinámica el área de ala y consecuentemente la carga alar se redefinieron para reducir la tracción necesaria.

Además, se consideró que la tracción de los motores es directamente proporcional a la densidad del aire, así para cada altitud la tracción máxima debe ser multiplicada por la sigma correspondiente. La Tabla[6-4 y 6-5] muestra la tracción mínima para cada categoría y aeropuerto.

Aeropuerto	$T_{min}[N]$
Santos dumont [BR]	7953.6
Innsbruck [AUS]	5391.5
El Alto [BO]	3834.8
Daochen [CH]	4458.3

**Tabla 6-4:** Tracción mínima para cada aeropuerto- Very Light jet

Primero se optó por el motor GE-Honda HF120, pues en los análisis de desempeño se constató que el mismo posibilitaba una mayor potencia y consecuentemente mayores valores de techo y velocidad de crucero. Sin embargo, esta decisión fue modificada ya que no hay datos sobre la disponibilidad de adquisición de este motor a otros fabricantes. De esta forma, se optó por el motor FJ33-5A, ya que el mismo es más ligero que el JT15D-5 y los criterios estipulados de desempeño se alcanzaron como se muestra posteriormente. Además, el mismo posee un consumo consistentemente menor.

Utilizando la base de datos, se observaron los motores que podrían atender los valores de tracción mínima en cada altitud.

Motor	$Peso[kg]$	Tracción [kN]	Consumo [lb/(lbf·h)]
GE-Honda HF120	180	9.12	<0.7
Williams FJ33-5A	144.7	8.20	0.486
P&W JT15D-5	287	12.92	0.562

**Tabla 6-5:** Motores Pré-seleccionados

### 6.3. Requisitos aplicables al desempeño

Los requisitos para el área de desempeño según FAR 23[6] son.

§23.49 Velocidad de stall.

§23.51 Velocidad de despegue.

- §23.53 Rendimiento en el despegue.
- §23.55 Distancia de aceleración.
- §23.57 Ruta de despegue.
- §23.59 Distancia de despegue y carrera de despegue.
- §23.73 Velocidad de aproximación para aterrizaje.
- §23.75 Distancia de aterrizaje.

## 6.4. Modelaje del motor

En el modelado de la tracción de motor turbo-fan, según Raymer[49], la tracción puede ser modelada como proporcional a la densidad del aire. Así, en todos los análisis la tracción de los motores fue multiplicada por la relación de la densidad del aire en el nivel estudiado, por la densidad a nivel del mar.

## 6.5. Despegue (Takeoff)

El análisis fue realizado como se indica en el capítulo 5 de Raymer[49]. Partiendo del principio, el tamaño de pista de un aeropuerto es igual a la distancia necesaria para que la aeronave alcance 50 ft sobre el suelo, se pueden seleccionar algunos aeropuertos de referencia con diferentes altitudes y tamaños de pista de forma que la aeronave pueda despegar en todos. Se selecciono el aeropuerto de la Tabla[6-6].

Aeropuerto	Altitud a nivel del mar [m]	Longitud de pista [m]	Razón de densidades
Santos Dumont [BR]	0	1260.043	1

**Tabla 6-6:** Aeropuertos de referencia

Durante el "level ground-roll" las fuerzas actuantes sobre la aeronave son la tracción, arrastre y la fricción sobre las ruedas, además fue considerado apenas el 70 % de la tracción disponible del grupo moto propulsor. La aceleración resultante sobre la aeronave es calculada en la ecuación(6-3) y (6-4). La velocidad inicial es  $V_1 = 0$  y la velocidad final al final del nivel ground-roll es  $V_{TO}$ , es decir,  $V_2 = V_{TO}$ .

$$a = \frac{a}{W} [T - D - \mu (W - L)] \quad (6-3)$$

$$S_g = \int_{V_1}^{V_2} \frac{V}{a} dV \quad (6-4)$$

Para el "Ground roll during rotation", este segmento se estima con 1 s de duración, según Raymer[49], en el cual la aceleración se considera constante en ese corto período de tiempo, manteniendo la velocidad  $V_{TO}$  constante. Siendo así,  $S_R$  por medio de la ecuación(6-5).

$$S_R = 1V_{TO} \quad (6-5)$$

Durante la transición (Transition to climb), la velocidad se pone a variar de  $V_{TO}$  a la velocidad de subida  $V_{TR} = 1,2V_{stall}$ . La distancia recorrida en horizontal se puede expresar en términos del radio de la trayectoria circular recorrida  $R$  y de la altura  $h_{TR}$  alcanzada durante la transición.

$$S_T = \sqrt{R^2 - (R - h_{TR})^2} \quad (6-6)$$

Para subida o la distancia horizontal recorrida es expresada por la ecuación(6-7), en la que se considera una superposición de obstáculo de 50 pies.

$$S_c = \frac{h_{obs} - h_{TR}}{\tan\gamma} \quad (6-7)$$

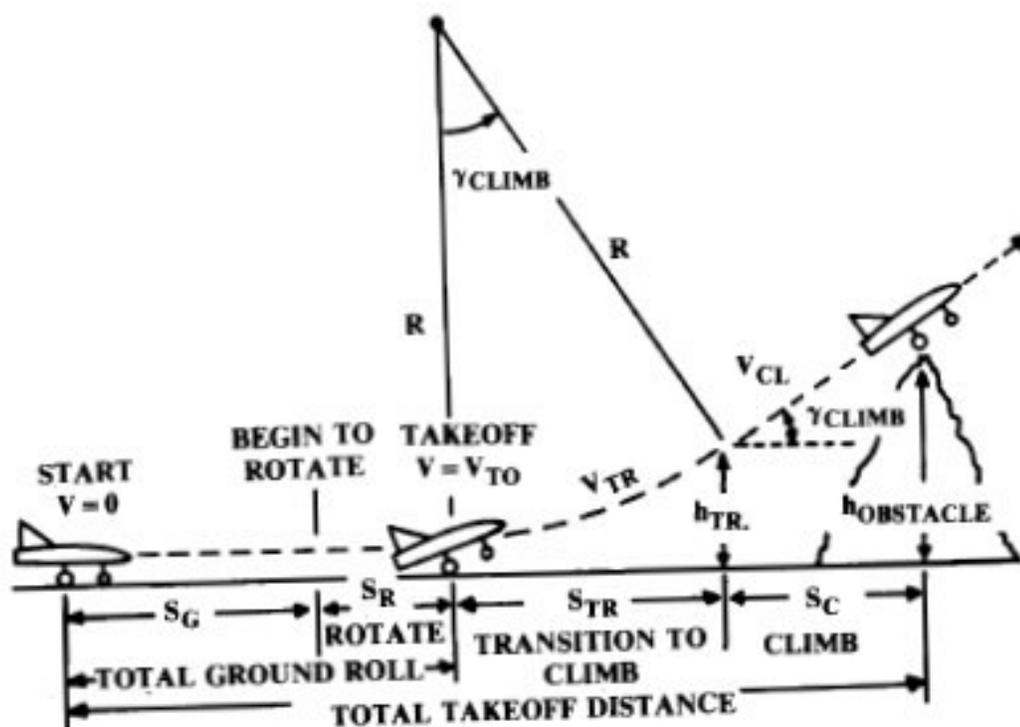


Figura 6-2: Fases de despegue [49].

Las velocidades, CL y distancias necesarias para cumplir cada fase de la misión de vuelo, pueden ser observadas en las Tablas[6-7] y [6-8] para cada aeropuerto analizado.

Altitud a nivel del mar [m]	Nivel ground-roll		Rotación		Transición		Subida	
	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]
0	0.52	51.15	0.63	51.15	1.51	55.80	1.51	55.80

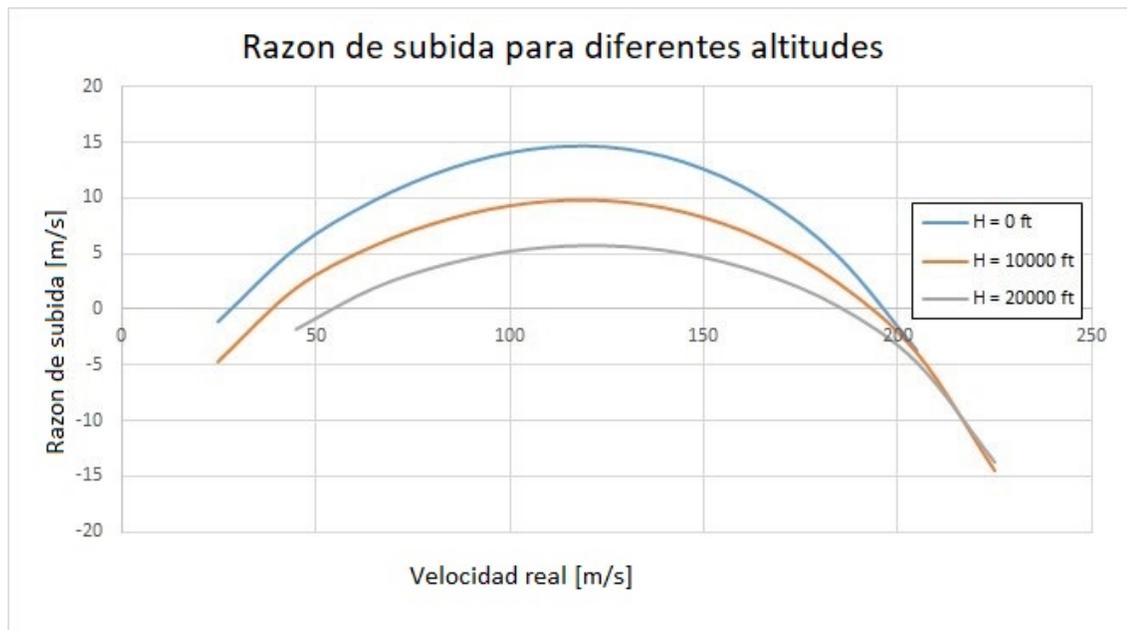
Tabla 6-7: Coeficiente de sustentación y velocidad mínima según fase por aeropuerto de referencia para despegue

Altitud a nivel del mar [m]	$S_G$ [m]	$S_R$ [m]	$S_{TR}$ [m]	$S_C$ [m]	Total [m]
0	669.0	51.2	113.0	2.0	835.2

Tabla 6-8: Distancia requerida para cada fase por aeropuerto

## 6.6. Ascenso (Climb)

Para el análisis de subida, se consideró el modelo propuesto por Raymer[49], donde la aeronave está en una condición de mínimo  $C_D$ , y el ángulo de transición es pequeño, de forma que  $\cos\theta^2 \approx 1$ . Además, la tracción de la aeronave se consideró igual al 60 % de la tracción máxima. En este análisis, se buscó determinar la razón de subida de la aeronave  $V_h$  y el ángulo de trayectoria en función de la velocidad real de la aeronave. De esta forma, es posible obtener el siguiente gráfico, ver Figura[6-3].



**Figura 6-3:** Razón de subida para diferentes altitudes.

Además de ello, dos importantes informaciones de estos gráficos pueden ser extraídas, el ángulo máximo de ascenso en cada altitud, y la máxima razón de ascenso. Ambas informaciones se encuentran en la Tabla[6-9].

Altitud [ft]	Ángulo máximo de ascenso	Máxima razón de Subida [m/s]
0.00	8.65	14.64
10000	5.51	9.76
20000	2.94	5.68

**Tabla 6-9:** Ángulo máximo de ascenso en cada altitud, y máxima razón de ascenso

Además, la FAR[24] define como 100 fpm (0,5 m / s) como el valor mínimo de razón de ascenso para el techo de servicio. Este fue estipulado en el análisis de requisitos, como igual

a 40000ft. Utilizando el análisis de ascenso, nuevamente con la palanca en un 80 % el requisito es respetado (razón de subida = 0.9 m / s).

## 6.7. Crucero (cruise)

Con base en la teoría presentada en Gudmundsson y Raymer[31, 49], la velocidad de crucero es aquella donde las resultantes de las fuerzas actuantes en la aeronave son igual a cero. Así, para ello se calcularon las curvas de potencia requerida y la potencia disponible para la altitud de servicio estipulada en proyecto (39000 ft), y considerando el 85 % de la palanca. Ver Figura[6-4][6-5]

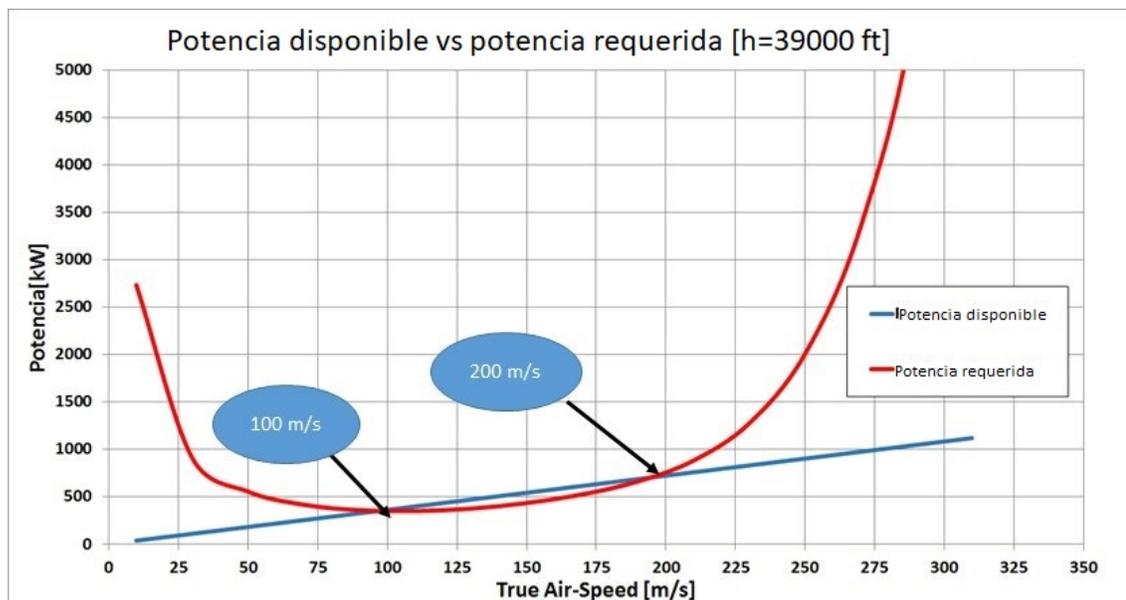
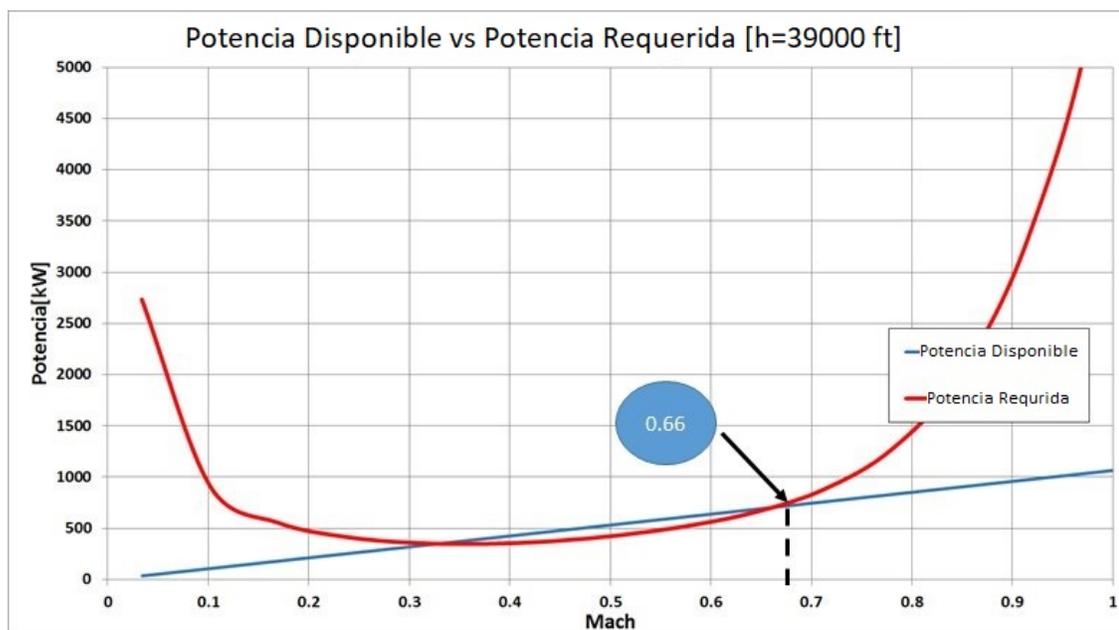


Figura 6-4: Potencia disponible vs requerida para h=39000ft con respecto a la velocidad del aire.



**Figura 6-5:** Potencia disponible vs requerida para  $h=39000\text{ft}$  con respecto al número Mach.

Como se puede ver, las curvas se cruzan en dos puntos distintos. Estas son las posibles velocidades de crucero para la aeronave. Un punto importante por resaltar, es el hecho de que las curvas se han calculado sobre la base del peso máximo de la aeronave al inicio del crucero, eso es el combustible gastado hasta el final del mismo fueron retirados del peso total de la aeronave. Ver Tabla[6-10]

Velocidad de Crucero [m/s]
100
200

**Tabla 6-10:** Velocidad de crucero  $h = 39000\text{ft}$

## 6.8. Techo absoluto (Absolute ceiling)

Para la determinación del techo absoluto, se determinó la velocidad de crucero para diferentes altitudes hasta el punto donde ambas son iguales. Es decir, el punto donde la curva de potencia requerida tangencia la curva de potencia disponible, como se muestra en la Figura[6-6], en este caso se consideró la palanca en la posición máxima. La misma además muestra en la curva azul las mínimas velocidades de crucero, y la roja las máximas. Así, el punto donde las dos curvas se encuentran, y consecuentemente el techo absoluto es  $46000\text{ft}$ .

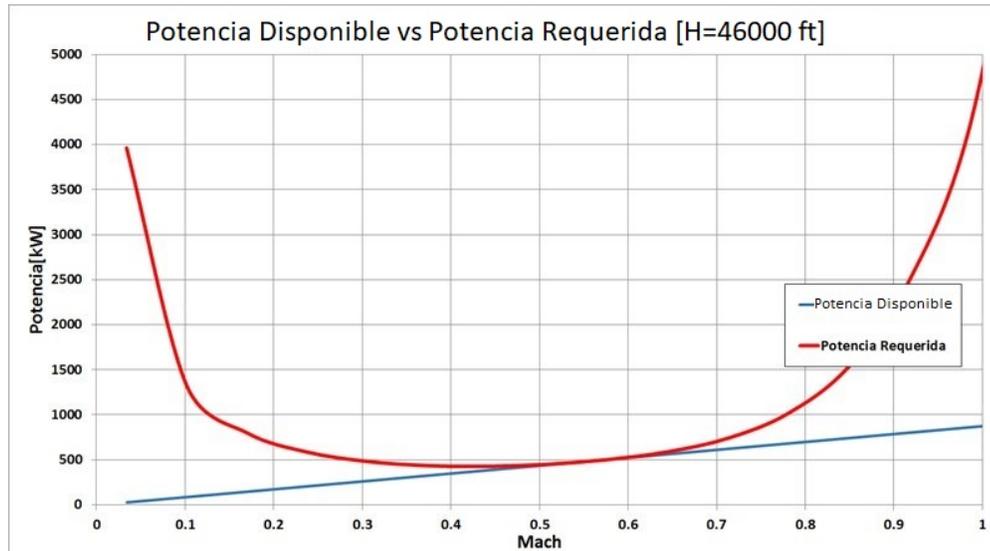


Figura 6-6: Potencia disponible vs requerida para techo absoluto con respecto al número Mach[27, 33].

## 6.9. Planeo (Planning)

El análisis del planeo es importante para aeronaves motopropulsadas debido a la seguridad del vuelo. En la situación de fallo de los motores, la eficiencia del planeo determinará las condiciones de máximo alcance y de máxima autonomía en vuelo planificado. La situación en análisis es en altitud de crucero de 11887.2 m (39000 ft), con súbita pérdida de los motores, considerando sólo las características de planificación de la aeronave.

En la Figura[6-8], se observa el comportamiento de la velocidad de descenso (ROD - rate of descent) por la velocidad verdadera de la aeronave (TAS - true air speed) en la altitud de crucero. Las rectas tangentes demarcan las posiciones en el gráfico de mínima razón de descenso, máximo  $\frac{C_L^{1.5}}{C_D}$  y de mínimo ángulo de descenso, máximo  $C_L/C_D$ . En la Figura[6-7], se observa la variación de los puntos de mínima razón de descenso y de mínimo ángulo de descenso para diferentes altitudes.

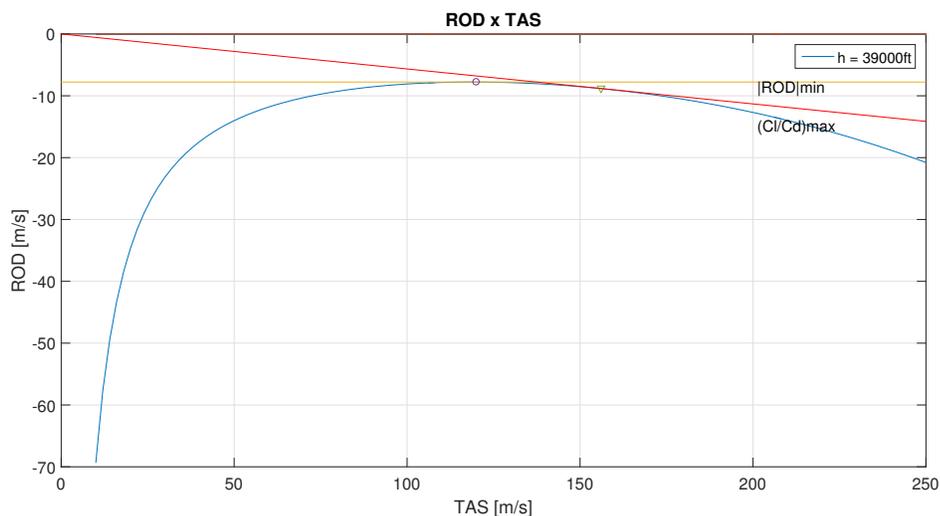


Figura 6-7: ROD vs TAS para crucero.

## 6.10. Máximo alcance, autonomía y mínimo ángulo de descenso

En una situación de vuelo planeado, iniciándose a 11km, se debe mantener el mínimo ángulo de descenso en todas las altitudes para alcanzar el máximo alcance de la aeronave en planeo. Sin embargo, si el piloto mantiene la condición de mínima razón de descenso durante todo el vuelo descendente de la aeronave, se alcanzará la condición de máxima autonomía. En la Tabla[6-11], se observan los resultados de la aeronave proyectada.

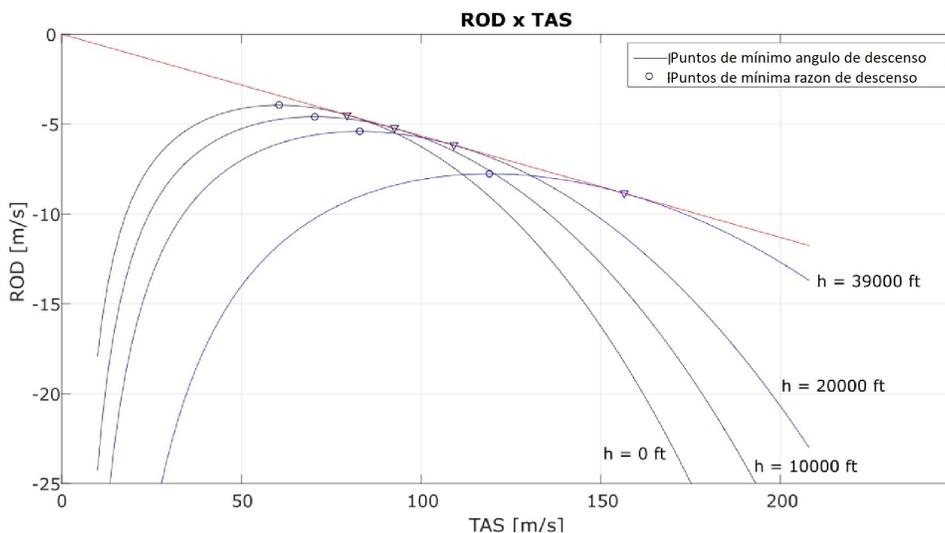


Figura 6-8: Ángulo y razón mínima de descenso para ROD vs TAS.

Mínimo ángulo de descenso	3,1°
Máximo alcance en planeo	161.7 km
Máxima autonomía en planeo	30.77 min

**Tabla 6-11:** Resultados de planeo

## 6.11. Aterrizaje (Landing)

El análisis del aterrizaje, semejante al despegue, se descompone en 4 partes, siendo ellas "Approach" (Aproximación). En esta fase del vuelo, se considera que la aeronave se aproxima en un ángulo de 5 grados (ligeramente mayor que el ángulo mínimo de descenso) y máxima deflexión de los flaps. Además, se considera que la aeronave debe sobrevolar un obstáculo de altura igual a 50 ft. La velocidad de aproximación  $V_A = 1,3V_{stall}$ . En este tramo, la distancia recorrida  $S_B$  es dada por la ecuación(6-8), donde  $h_f$  es la altura de inicio del flare.

$$S_A = \frac{h_{obs} - h_f}{\tan\gamma} \quad (6-8)$$

El Flare es análogo a la transición, donde la velocidad de contacto  $V_{TD} = 1,3V_{stall}$ ,  $n = 1, 2$  y la  $V_F = 1,23V_{stall}$ , con el radio obtenido a partir de la misma. En este tramo, la distancia recorrida  $S_F$  es dada por la ecuación(6-9):

$$S_F = \sqrt{R^2 - (R - h_{TF})^2} \quad (6-9)$$

En el aterrizaje, el ground-roll se puede dividir en tres etapas, una en la que la aeronave corre libre, sin freno o reverso, que dura aproximadamente 1s ( $S_{FR}$ ), una con el freno y los reversos accionados ( $S_{B1}$ ), y una última con sólo los frenos ( $S_{B2}$ ).

Se consideró que los reversos producen una tracción negativa igual a  $T_{REV} = 0,4T_{MAX}$ , y que sólo actúa mientras la velocidad de la aeronave es mayor de 25 m/s. Además, se consideró que los frenos generan un factor de fricción igual a 0.5 durante todo el momento en que están accionados. Por último, se utilizaron las mismas ecuaciones del ground-roll en el despegue, para determinar las distancias del ground-roll en el aterrizaje.

$$a = \frac{a}{W}[T - D - \mu * (W - L)] \quad (6-10)$$

$$S_G = \int_{V_1}^{V_2} \frac{V}{a} dV \tag{6-11}$$

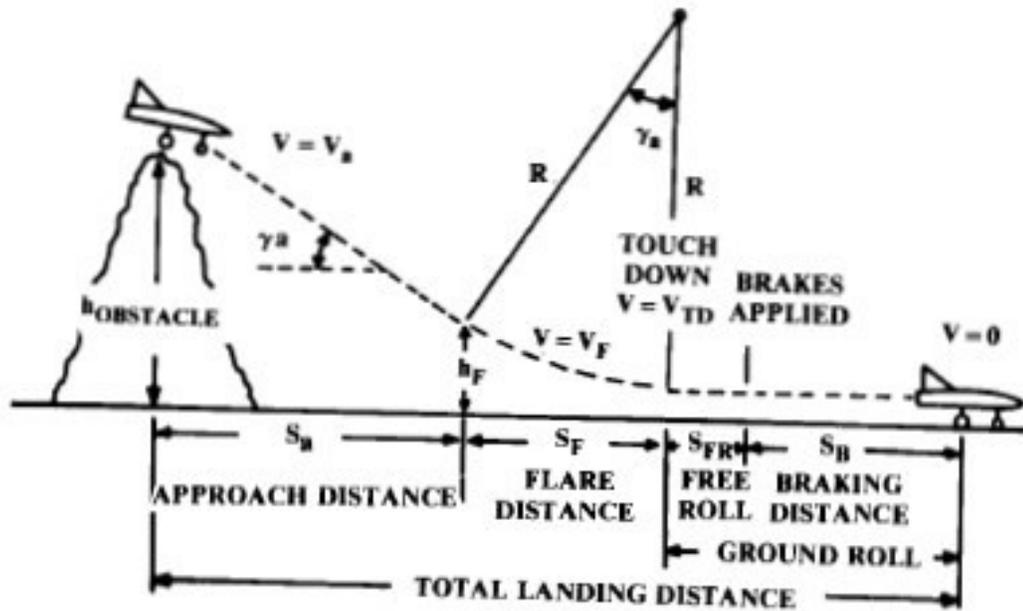


Fig. 17.18 Landing analysis.

Figura 6-9: Etapas de aterrizaje[49].

Las velocidades,  $C_L$  y distancias pueden ser observadas en las tablas a continuación para cada aeropuerto.

Altitud a nivel del mar [m]	Approach		Flare		Free-Roll		Breaking Distance	
	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]	$C_L$	V [m/s]
0	1.79	47.96	1.79	47.96	0.63	44.84	0.63	44.84

Tabla 6-12: Coeficiente de sustentación y velocidad mínima según fase por aeropuerto de referencia para Aterrizar

Altitud a nivel del mar [m]	$S_A$ [m]	$S_F$ [m]	$S_F R$ [m]	$S_{B1}$ [m]	$S_{B2}$ [m]	Total [m]
0	303.68	136.21	101.84	183.68	93.24	818.65

Tabla 6-13: Longitud de pista necesaria para cada etapa del aterrizaje

## 6.12. Desempeño en curva

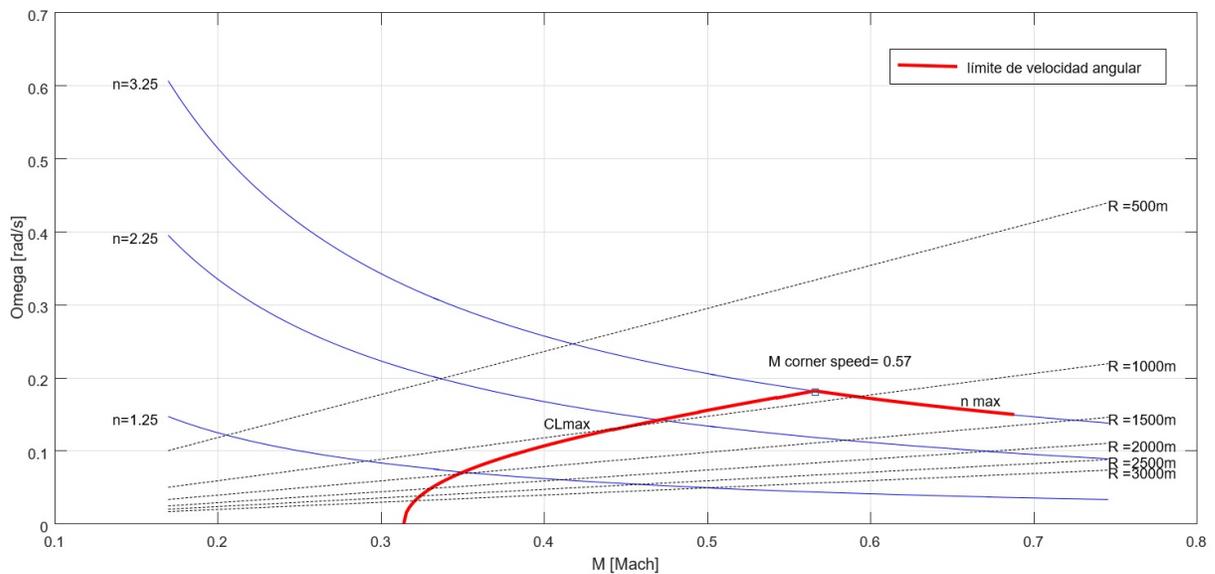
El análisis de rendimiento de la aeronave en curva, puede dividirse en dos partes:

- Curva coordinada en régimen constante en el plano horizontal: la aeronave ejecuta una curva coordinada con velocidad constante y en un mismo plano horizontal;
- Curva coordinada general: curva coordinada con ganancia de velocidad y pérdida de altitud.

La máxima velocidad angular sostenida en un plano horizontal contante está limitada por la máxima capacidad del motor. Sin embargo, la aeronave puede alcanzar mayores velocidades angulares si en el momento de la realización de la curva comienza a perder altitud, utilizando parte de su energía potencial a fin de alcanzar una mayor velocidad angular.

La máxima velocidad angular que la aeronave puede alcanzar está limitada por factores aerodinámicos y estructurales. La aerodinámica impone una máxima capacidad de sustentación ( $C_{Lmax}$ ) y la estructura impone el máximo factor de carga en maniobra.

Así, en la Figura[6-10] se puede observar el límite de velocidades angulares permitidos para la aeronave en una curva coordinada general. La máxima velocidad angular permitida es el punto llamado de corner speed, en el cual los dos límites arriba citados están presentes, factor de carga en maniobra máximo y máximo coeficiente de sustentación.



**Figura 6-10:** límite de velocidades angulares permitidos para la aeronave en una curva coordinada.

### 6.13. Análisis de límites (constraints)

Una forma de evaluar aspectos y características de una aeronave es por medio de relaciones funcionales, para cada una de las diferentes condiciones de vuelo, entre la carga de empuje al nivel del mar ( $T_{SL}/W_{TO}$ ) y carga alar en el despegue ( $W_{TO}/S$ ). La clave para el desarrollo de estas relaciones es hacer consideraciones razonables para la polar de sustentación-arrastre de la aeronave y el lapso del empuje del motor con altitud de vuelo y número de Mach. Cabe resaltar que las consideraciones no necesitan ser exactas, pero que cuanto mayor sea la exactitud, menor es la necesidad de iteraciones. En este análisis se dejan de lado detalles como estabilidad, control, layout de configuración y estructura, siendo que se tiene en cuenta las fuerzas actuantes en la aeronave.

Para cada condición, se genera una curva en el gráfico. Estas curvas superpuestas delimitan una región que no es más que el espacio de soluciones, o sea, cualquier punto en esta área satisface las condiciones de cada una de las curvas. Los parámetros de rendimiento tales como el techo de servicio y el tiempo de aceleración se pueden incluir en el mismo diagrama, pero, cuantas más condiciones en el gráfico, más restringido queda el espacio de solución, o sea, la variación de los valores de los parámetros cargados aceptables es menor.

La "ecuación principal" para el rendimiento en vuelo escrito en términos de ( $T_{SL}/W_{TO}$ ) y ( $W_{TO}/S$ ) se puede obtener directamente del diagrama de fuerzas de la aeronave. La aeronave se considera como una masa puntual con velocidad  $V$ , cuya trayectoria forma un ángulo  $\theta$  con la horizontal. Además, el aire tiene velocidad  $-V$  con ángulo de ataque  $AoA$  en relación con la línea de la cuerda del ala (WCL). La ayuda es normal a esta velocidad y el arrastre, paralelo. El empuje  $T$  forma un ángulo  $\phi$  con la línea de cuerda del ala (generalmente pequeña). Aplicando la segunda ley de Newton, se obtiene la siguiente ecuación(6-12):

$$[T \cos(AoA + \phi) - (D + R)] V = W \left[ V \sin \theta + \frac{d}{dt} \left( \frac{V^2}{2g_0} \right) \right] \quad (6-12)$$

Además, las siguientes ecuaciones(6-13) fueron utilizadas:

$$\alpha = \frac{T}{T_{SL}} \quad (6-13)$$

$\alpha$  representa la relación entre el empuje en una configuración dada de vuelo con el empuje a nivel del mar.

$$\beta = \frac{w}{w_{TO}} \quad (6-14)$$

En la ecuación(6-14) $\beta$  , se muestra la relación entre el peso de la aeronave en una configuración dada de vuelo con el peso en el momento del despegue.

$$L = qC_L S \quad (6-15)$$

$$L = qC_D S \quad (6-16)$$

La ecuación(6-17), representa en coeficiente de sustentación en función de  $(W_{TO}/S)$

$$C_L = \frac{nW}{qS} = \frac{n\beta}{q} \left( \frac{W_{TO}}{S} \right) \quad (6-17)$$

La ecuación(6-18), representa el coeficiente de arrastre en función del coeficiente de sustentación y del arrastre parasito.

$$C_L = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0} \quad (6-18)$$

Al reajustar las ecuaciones arriba, utilizando ecuaciones de cinemática y geometría/trigonometría y sustituyéndose una en la otra, se llega a la "ecuación principal" que rige la aeronave:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\alpha}{\beta} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[ K_1 \left( \frac{n\beta W_{TO}}{qS} \right)^2 + K_2 \left( \frac{n\beta W_{TO}}{qS} \right) + C_{D0} + C_{DR} \right] \frac{P_s}{V} \right\} \quad (6-19)$$

Esta ecuación está intencionalmente en este formato pues relaciona  $(T_{SL}/W_{TO})$  con  $(W_{TO}/S)$  y, así, se vuelve más fácil de trazar los gráficos de las relaciones para cada condición de vuelo. El eje y del gráfico es la variable  $(T_{SL}/W_{TO})$  que representa la relación entre el empuje (thrust loading) a nivel del mar y el peso de despegue; ya que el eje x es la variable  $(W_{TO}/S)$ , que es la carga de carga en el momento de despegue.

El Análisis de Límites (Constraints) consiste en trazar curvas para cada una diferente condición de vuelo de la aeronave en un mismo gráfico. La región delimitada por las curvas representa el espacio de soluciones, o sea, cualquier punto de esa área satisface todas las condiciones de desempeño de la aeronave.

A pesar de existir más de diez casos distintos de condiciones de vuelo, seis importantes serán analizadas, siendo ellas: despegue, aterrizaje, crucero, maniobra, razón de ascenso constante y techo de servicio.

Las siguientes ecuaciones se han formulado a partir de los valores del Sistema Imperial. Por lo tanto, incluso teniendo como estándar el Sistema Internacional, todos los valores se convirtieron al sistema inglés para que las fórmulas no dieran inconsistencias.

Para cada condición arriba mencionada, la ecuación general asume una forma (pues las variables de la ecuación cambian según la condición de vuelo) y así se puede trazar en el gráfico. Las condiciones, así como las ecuaciones resultantes, se explican a continuación:

Los valores de la tabla abajo son independientes de la condición de vuelo, siendo que el resto de las variables utilizadas cambia según la condición de vuelo. Ver Tabla[6-14]

Simbolo	Sistema Internacional	Sistema Imperial
$S$	$22 \text{ m}^2$	$236.806 \text{ ft}^2$
$W_{T0}$	$48559.5 \text{ N}$	$10916.61 \text{ lb}$
$\alpha$	$0.84$	$0.84$
$C_{L_{min}}$	$0$	$0$
$C_{L_{max}}$	$1.45$	$1.45$
$K'$	$0.045848801$	$0.045848801$
$K''$	$0.02$	$0.02$

**Tabla 6-14:** Valores del aeronave

La ecuación(6-20), es la resultante para la condición de despegue es.

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{1,44\beta^4}{\alpha\beta g C_{L_{max}} S T O} \left( \frac{W_{T0}}{S} \right) + \frac{q C_{D0}}{\beta \left( \frac{W_{T0}}{S} \right)} + \mu \quad (6-20)$$

Siendo que las variables y sus respectivos valores para esta condición son:

	Sistema internacional	Sistema Inglés	Significado
$\beta$	0.98	0.98	Relación de Pesos
$\rho$	1.225 kg/m <sup>3</sup>	0.0023769 slug/ft <sup>3</sup>	densidad del aire
$STO$	833 m	2732.94 ft	Distancia de pista para despegue
$V$	53.5 m/s	175.525 ft/s	Velocidad de despegue
$\mu$	0.5	0.5	Coefficiente de arrastre de la pista

**Tabla 6-15:** Valores a considerar para despegue

Para razón de subida constante la ecuación(6.13), es la resultante para esta condición es:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \sin\theta + \frac{1}{\left(\frac{W_{T0}}{S}\right)} q(C_{D0} + C_{DR}) + \frac{1}{\left(\frac{W_{T0}}{S}\right)} \frac{K}{q} \quad (6-21)$$

Siendo las variables y sus respectivos valores para esta condición, ver Tabla[6-16]

$\beta$	0.97
$C_{D0}$	0.022
$C_{DR}$	0.1031
$V$	211.67 km/h
$\theta$	0.101404

**Tabla 6-16:** Valores a considerar para razón de subida constante

Para Crucero la ecuación(6-22), es la resultante para esta condición es.

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{q(C_{D0} + C_{DR})}{\left(\frac{W_{T0}}{S}\right) \alpha} \quad (6-22)$$

Siendo que las variables y sus respectivos valores para esta condición son.

$C_{DO}$	0.0235
$C_{DR}$	0.005
$V$	766.8 km/h
$\rho$	0.316 kg/m <sup>3</sup>

**Tabla 6-17:** Valores a considerar para crucero

La ecuación(6-23 y 10-6a), es la resultante para la condición de maniobra es.

$$n_3 = \sqrt{1 + \left(\frac{V^2}{g_0 R_C}\right)^2} \quad (6-23)$$

$$\frac{T_{SL}}{W_{T0}} = \left(\frac{n\beta}{\alpha}\right) \sqrt{4(C_{D0} + C_{DR})K_1 + K_2} \quad (6-24)$$

Siendo que las variables y sus respectivos valores para esta condición se muestran en la Tabla[6-18]

$R_C$	2000 m	Radio de curvatura de la maniobra
$V$	756 km/h	Velocidad
$g_0$	9.8 m/s <sup>2</sup>	Gravedad
$n$	67.355	Factor de carga

**Tabla 6-18:** Valores a considerar para maniobra

### 6.13.1. Aterrizaje

La ecuación(6-25), es la resultante para la condición de aterrizaje es .

$$\frac{T_{SL}}{W_{T0}} = \frac{gsL\rho C_{Lmax}\mu}{1,69\beta} \quad (6-25)$$

Siendo que las variables y sus respectivos valores para esta condición se muestran en la Tabla[6-19]

$\beta$	0.92889	Relación de Pesos
$\rho$	0.81 kg/m <sup>3</sup>	Densidad
$S_L$	818.65 m	Distancia de Pista para aterrizaje
$\mu$	0.5	Coefficiente de fricción

**Tabla 6-19:** Valores a considerar para aterrizaje

### 6.13.2. Techo de servicio

La ecuación(6-26), es la resultante para la condición de techo de servicio.

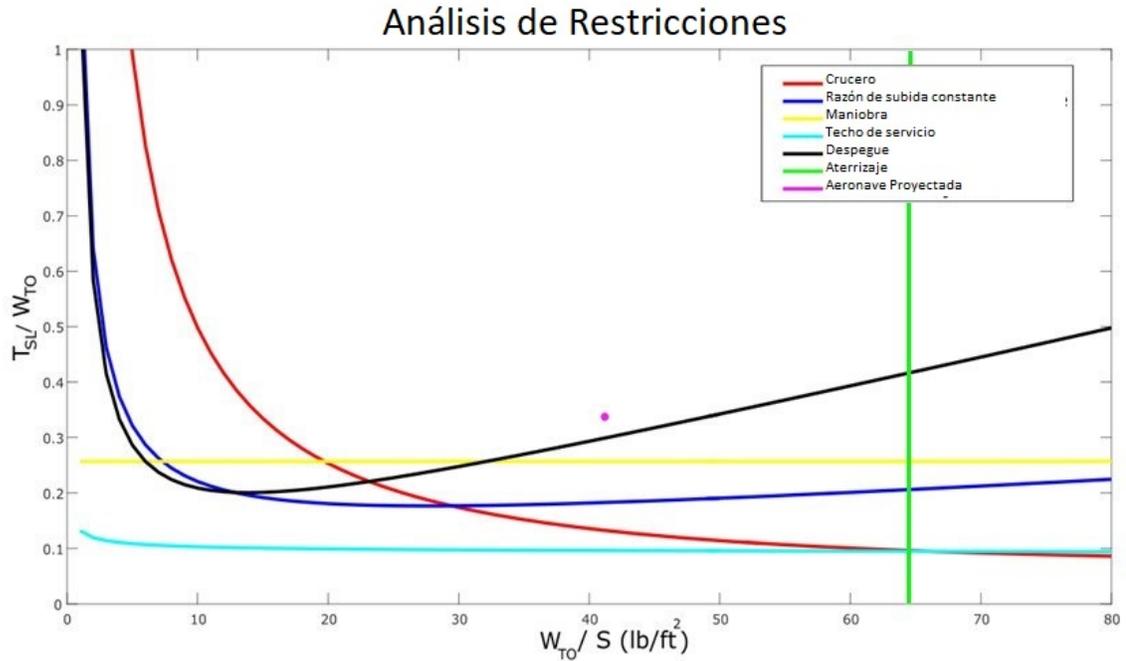
$$\frac{T_{SL}}{W_{T0}} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \frac{V_w}{\sqrt{\frac{W_{T0}}{S}}} \sqrt{\frac{K'}{3(C_{D0} + C_{DR})}} + 4\sqrt{\frac{K'(C_{D0} + C_{DR})}{3}} \quad (6-26)$$

Siendo que las variables y sus respectivos valores para esta condición, ver Tabla[6-20]

$V_v$	179,954km/h	Velocidad Vertical
$\beta$	0.94	Relación de Pesos
$\rho$	0.316 kg/m <sup>3</sup>	Densidad

**Tabla 6-20:** Valores a considerar para techo de servicio

En la Figura[6-11], se observa el resultado de dichas curvas.



**Figura 6-11:** Curvas de análisis de restricciones.

A partir del gráfico, se percibe que la aeronave proyectada se encuentra dentro del área delimitada por las curvas, o sea, ella satisface las seis condiciones consideradas. El punto del gráfico que se encuentra en la aeronave es  $(41.1, 0.3377)$ , es decir, para una carga de cobertura  $W_{TO}/S = 41,1 \text{ lb/ft}^2$ , el valor de la razón del empuje por el peso  $T_{SL}/W_{TO}$  es de 0.3377.

# Capítulo 7

## Estabilidad y control

### 7.1. Requisitos aplicables

De acuerdo a los reglamentos estipulados en FAR23[6], los requisitos mínimos que debe cumplir las aeronaves para volar en condiciones estables y controladas son las siguientes:

- §23.141 Características de vuelo - General
- §23.161 Ajuste
- §23.171 Estabilidad - General
- §23.175 Demostración de estabilidad longitudinal estática
- 23.181 - Recuperacion en maniobra de Stall(Spinrecovery)

### 7.2. Estabilidad estática

#### 7.2.1. Estabilidad longitudinal

Para llevar a cabo el análisis de estabilidad longitudinal estática, fue necesario basarse en los métodos propuestos por Perkins[47], que usa la ecuación(7-1) para el cálculo del coeficiente de momento en el centro de la aeronave ( $C_{MCG}$ ) en función de las fuerzas y momentos aerodinámicos de cada elemento de la aeronave.

$$C_{MCG} = C_N \frac{x_a}{c} + C_C \frac{z_a}{c} + C_{mac} + C_{mFus,Nac} + C_P + \frac{S_t}{S_w} \eta_t \left( C_{mact} \frac{c_t}{c} + C_{Ct} \frac{h_t}{c} - C_{Nt} \frac{l_t}{c} \right) + C_{m_s} \quad (7-1)$$

En el caso de aeronaves ejecutivas, cuyo público objetivo suele desear la comodidad y un vuelo ameno, se recomienda que la estabilidad estática corresponda a un margen estático (MS) positivo próximo al 7%. Esto corresponde a una situación en la que el centro de gravedad de la aeronave (CG) en la dirección del eje x de la aeronave está al frente del punto neutro ( $N_0$ ) con una distancia entre estos puntos equivalentes a 7% de la longitud referencia, usualmente la cuerda aerodinámica del ala (MAC). Como punto neutro se define el punto extremo en que el centro de gravedad puede localizarse en el eje x sin provocar inestabilidad.

Para asegurar este requisito, el coeficiente de momento resultante en el centro de la aeronave debe ser restaurador: en caso de un aumento en el ángulo de ataque, la aeronave debe ser capaz de reanudar su estado previo, así como en caso de una reducción en el ángulo. Matemáticamente, la derivada ( $\frac{dC_m}{dC_L}$ ), representada en la ecuación (7-2), debe tener valor negativo.

$$\frac{dC_{M_{CG}}}{dC_L} = \frac{dC_N}{dC_L} \frac{x_a}{c} + \frac{dC_C}{dC_L} \frac{z_a}{c} + \frac{dC_{mac}}{dC_L} + \frac{dC_{m_{Fus,Nac}}}{dC_L} + \frac{dC_P}{dC_L} - \frac{dC_{Nt}}{dC_L} \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \quad (7-2)$$

El análisis se realizará, evaluando tres condiciones puntuales de vuelo: despegue, crucero y aterrizaje, para que sea posible asumir las superficies de control fijas con diferentes coeficientes de sustentación ( $C_L$ ) y coeficientes angulares ( $C_{L\alpha}$ ) de la recta entre coeficiente de sustentación y ángulo de ataque ( $\alpha$ ) como entrada.

En ambas ecuaciones, los términos indicados por "N" y "C", se derivan respectivamente, de fuerzas actuantes en la dirección del eje Z (vertical y orientado hacia arriba) y Y (paralelo a la envergadura). Los índices "m", se refieren a momentos parciales. La indicación "ac", se refiere al centro aerodinámico, "P", a la propulsión y "t", al empenaje. Las longitudes " $x_a$ " y " $z_a$ ", son las distancias en los ejes X y Z del centro de gravedad de la aeronave al centro aerodinámico del ala y " $l_t$ " es la distancia entre el centro de gravedad de la aeronave al centro aerodinámico del empenaje en el eje x. Las áreas del ala y del empenaje se representan por  $S_w$  y  $S_t$ , mientras que  $\eta_t$  simboliza la eficiencia del empenaje.

Los términos presentes en la ecuación (7-1) y despreciados en la ecuación (7-2) son poco significativos de acuerdo con la literatura referenciada.

Los demás términos, detallados a continuación, corresponden a las contribuciones significativas del ala, del fuselaje, nacela y empenaje.

### 7.2.2. Contribución del ala

La porción resultante del ala está compuesta por las fuerzas en Z, y Y por el momento aerodinámico. De acuerdo a la definición de centro aerodinámico, el tercer término es nulo.

Aunque la literatura desconsidera el segundo término, hay también una aproximación sugerida, la cual fue adoptada y consta en la ecuación (7-3), así como la aproximación propuesta en la misma literatura para el primer término.

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Asa} = \frac{dC_N}{dC_L} \frac{x_a}{c} + \frac{dC_C}{dC_L} \frac{z_a}{c} + \frac{dC_{mac}}{dC_L} = 1 \frac{x_a}{c} + \frac{C_L}{10} \frac{z_a}{c} \quad (7-3)$$

### 7.2.3. Contribución del empenaje horizontal

La contribución del empenaje está dada por la ecuación(7-4).

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Empenagem} = -\frac{dC_{Nt}}{dC_L} \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t = -\frac{(dC_N/d\alpha)_t}{(dC_N/d\alpha)_w} \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \quad (7-4)$$

Se aplicaron entonces las ecuaciones (7-5),(7-6) y (7-7) para obtener los coeficientes angulares  $a_t$  e  $a_w$  y la tasa de *downwash*.

$$\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_t = 0,9a_t = 0,9 \frac{ra_{0t}}{1 + \frac{ra_{0t}}{A_t e_t \pi}} \quad (7-5)$$

$$\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_w = 0,9a_w = 0,9 \left( \frac{ra_{0w}}{1 + \frac{ra_{0w}}{A_w e_w \pi}} \right) \quad (7-6)$$

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{114,6}{A_w \pi} a_w \quad (7-7)$$

Los términos " $a_0$ " se refieren a los coeficientes angulares en las curvas  $C_l \alpha$  de los perfiles del ala y del empenaje en 2D. Cuando sean precedidos por "r", se deben dar en *radiales*<sup>-1</sup>.

### 7.2.4. Contribución del fuselaje y de las nacelas

El efecto resultante de sustentación y arrastre en esos elementos puede ser despreciado, calculando sus contribuciones debido a los momentos de cabeceo (Pitch), que incluye los efectos de *textit upwash* al frente del ala y de *textit downwash* detrás de ella. El método consiste en descomponer la aeronave en secciones a lo largo del fuselaje como se muestra en la Figura[7-1]. Se tiene, para ese modelo, que la variación del momento según el ángulo de ataque es dada por la ecuación(7-8).

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{q}{36,5} \sum_{s=1}^n w_f^2 \frac{d\beta}{d\alpha} \Delta x \quad (7-8)$$

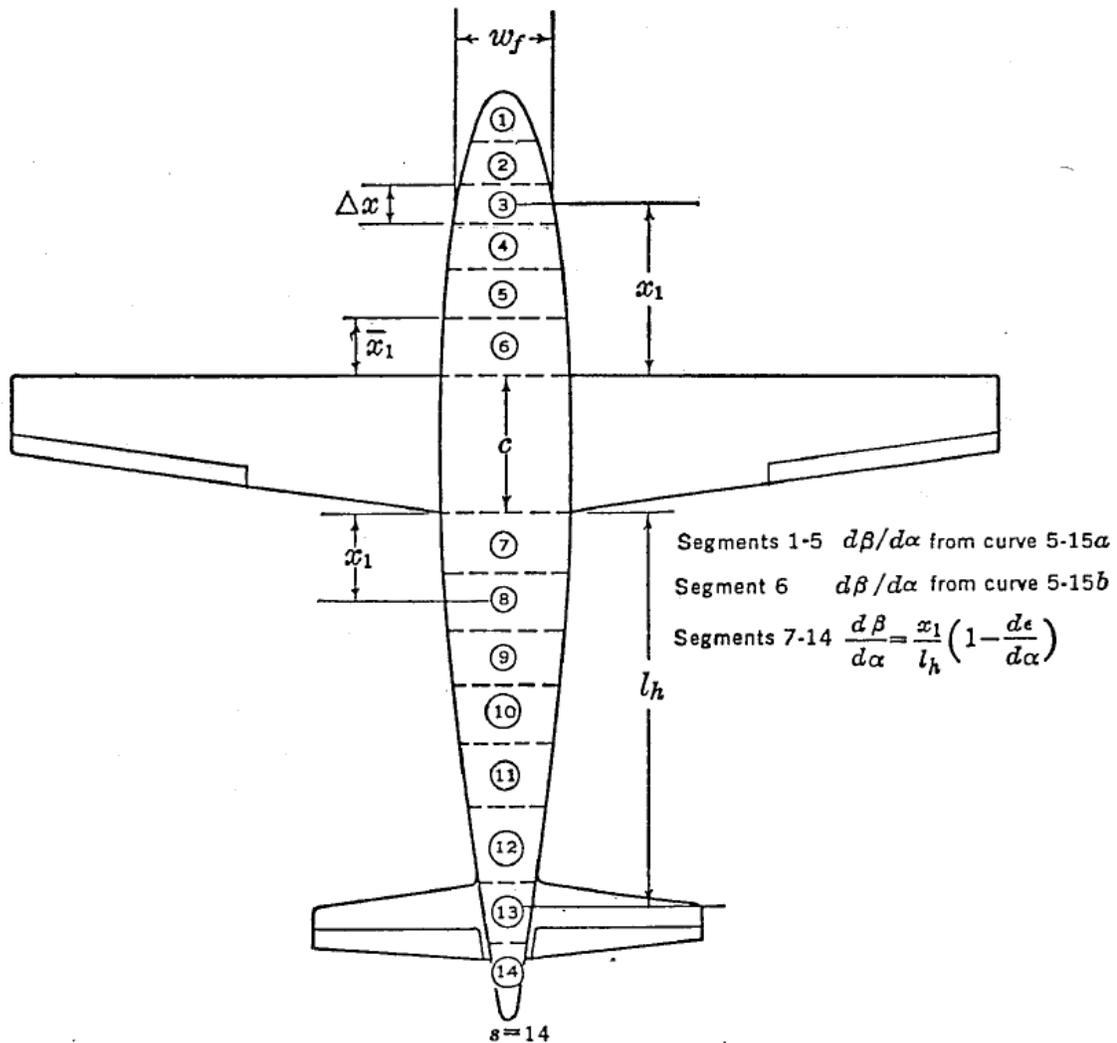


Figura 7-1: Ejemplo de descomposición del fuselaje para análisis[47].

En la ecuación(7-8),  $q$  es la presión dinámica,  $w_f$  es el ancho del fuselaje en la sección S,  $\Delta x$  es la longitud de la sección y  $\beta$  es el ángulo del fluido local. En las secciones delante del ala, excepto la más cercana, se utiliza la curva (a) de la Figura[7-2] para obtener la razón  $\frac{d\beta}{d\alpha}$ . Por otro lado, se utiliza la curva (b). Para las secciones detrás del ala, utilizando la ecuación(7-9, en la cual  $l_h$  es la longitud total de la aeronave (longitud total del fuselaje y una parte correspondiente al tramo posterior al centro aerodinámico del empenaje). En el segmento a lo largo de la raíz de la cuerda del ala se asume que esa tasa es cero.

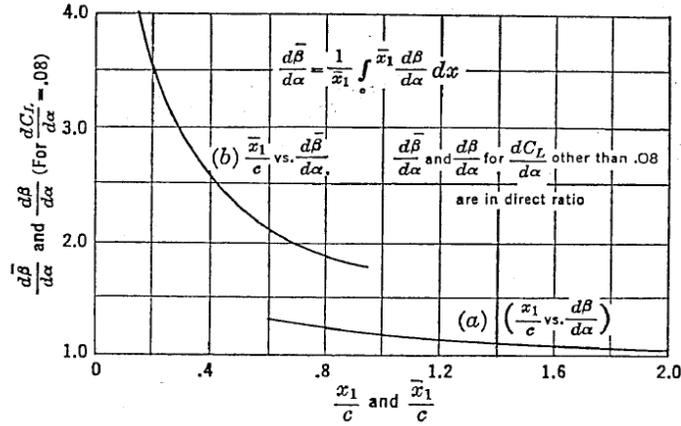


Figura 7-2: Gráfico para computar *upwash*[49].

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{x_1}{l_h} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \quad (7-9)$$

Un factor adicional dado por la ecuación(7-10) se incluye para considerar el segmento a lo largo de la raíz de la cuerda del ala.

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{qc^2}{290} (w_{LE} + 2w_{Mid} - 3w_{TE}) \quad (7-10)$$

Los términos  $w_{LE}$ ,  $2w_{Mid}$ ,  $3w_{TE}$  son, respectivamente, los anchos del fuselaje en el borde de ataque, en el centro de la cuerda y en el borde de fuga del ala.

Por último, la contribución de estos elementos en términos de  $dC_m/dC_L$  es dada por la ecuación(7-11).

$$\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{Fus, Nac} = \frac{(dM/d\alpha)_{Fus, Nac}}{qS_w c a_w} \quad (7-11)$$

### 7.2.5. Contribución del grupo moto-propulsor

En el grupo moto-propulsor fueron consideradas tres contribuciones: la causada directamente por la tracción, otra por la fuerza normal actuante y la última debido a la inclinación del fluido. Para las dos últimas se adoptaron valores sugeridos en el capítulo 5 del Perkins[47]. Para la primera parcela se hizo el dimensionamiento del valor de tracción previsto para cada etapa del vuelo. Esto resultó de la relación entre la fuerza propulsiva, el producto entre la presión aerodinámica correspondiente y el área de referencia.

### 7.2.6. Centro de gravedad CG

Se definieron el coeficiente de volumen de cola y la posición inicial del ala en el fuselaje para localizar el centro de gravedad de la aeronave. Posteriormente, se estimaron las masas de sus componentes y según indicaciones proporcionadas por Stinton[53], las ubicaciones de sus respectivos centros de gravedad.

Para la localización de los componentes en el fuselaje se tuvieron como referencia el proyecto de otras aeronaves de la misma categoría, específicamente del Phenom 100 y del Honda Jet. Las medidas fueron hechas asumiendo  $x=0$  en la nariz de la aeronave.

El rango de posiciones permitidas para el CG es limitado inferior y superiormente por la capacidad de (Trim) el aeroplano a través de las superficies de control.

Desde la ecuación(7-12) hasta(7-24) son estadísticas de la categoría de aviación general y se obtuvieron del capítulo 15 del Raymer[49]. La Tabla[7-1], muestra los datos utilizados en esta sección, mientras que en la Tabla[7-2], expone las masas obtenidas de los componentes y sus posiciones de centros de gravedad a partir de la línea de datos en metros y en porcentaje referenciado la longitud del fuselaje.

$$W_w = 0,036S_W^{0,758}W_{fw}^{0,0035} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0,6} q^{0,006} \lambda^{0,04} \left( \frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0,3} (N_z W_{dg})^{0,49} \quad (7-12)$$

$$W_{ht} = 0,016(N_z W_{dg})^{0,414} q^{0,168} S_{ht}^{0,896} \left( \frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0,12} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda_{ht}} \right)^{0,043} \lambda_h^{-0,02} \quad (7-13)$$

$$W_{vt} = 0,073 \left( 1 + 0,2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_{dg})^{0,376} q^{0,122} S_{vt}^{0,873} \left( \frac{100t/c}{\cos \Lambda_{vt}} \right)^{-0,49} \left( \frac{A}{\cos^2 \Lambda_{vt}} \right)^{0,357} \lambda_v t^{0,039} \quad (7-14)$$

$$W_{fus} = 0,052S_f^{1,086} (N_z W_{dg})^{0,177} L_t^{-0,051} (L/D)^{-0,072} q^{0,241} + W_{press} \quad (7-15)$$

$$W_{mainl.gear} = 0,095(N_l W_l)^{0,768} L_m/12^{0,409} \quad (7-16)$$

$$W_{noselgear} = 0,125(N_l W_l)^{0,566} L_n/12^{0,845} \quad (7-17)$$

$$W_{inst.eng.} = 2,575W_{en}^{0,922}N_{en} \quad (7-18)$$

$$W_{fuelsystem} = 2,49V_t^{0,726} \left( \frac{1}{1 + V_i/V_t} \right)^{0,363} N_t^{0,242} N_{en}^{0,157} \quad (7-19)$$

$$W_{flightctrls} = 0,053L^{1,536} B_w^{0,371} (N_z W_{dg} \times 10^{-4})^{0,80} \quad (7-20)$$

$$W_{elec} = 12,57(W_{fuelsystem} + W_{avionics})^{0,51} \quad (7-21)$$

$$W_{avi} = 2,117W_{uav}^{0,933} \quad (7-22)$$

$$W_{aircond\&anti-ice} = 0,265W_{dg}^{0,52} N_p^{0,68} W_{avionics}^{0,17} M^{0,08} \quad (7-23)$$

$$W_{furn} = 0,0582W_{dg} - 65 \quad (7-24)$$

Parametro	Valor [mks]	Valor[FPS]	Definición
$D$	0.065 m	0.213 ft	Espesor Estructural Fuselaje
$D_e$	0.54 m	1.77 ft	Diámetro del motor
$W_{mainlandinggear}$	1	1	Relación entre Alturas
$k_h$	0.11	0.11	Constante de Sistema Hidráulico
$k_{ws}$	0.113	0.113	$0,75[(1 + 2\lambda)/(1 + \lambda)](B_w \tan \Lambda/L)$
$L$	10.26 m	33.66 ft	Longitud Estructural del Fuselaje
$L_f$	10.8 m	35.43 ft	Longitud total del Fuselaje
$L_m$	0.97 m	3.18 ft	Longitud del Tren de aterrizaje Principal Extendido
$L_n$	0.97 m	3.18 ft	Longitud de la bocina de la Nariz Extendida
$M$	0.7	0.7	Número de Mach
$N_c$	1	1	Número de Tripulantes
$N_{ci}$	1	1	Número de Tripulantes Equivalentes
$N_{en}$	2	2	Número de Motores
$N_f$	5	5	Número de Funciones Ejecutadas por los Controles
$N_{gen}$	2	2	Número de generadores
$N_l$	1.5	1.5	Fator de carga ultimo de aterrizaje
$N_p$	8	8	Número de Personas a bordo
$N_t$	2	2	Número de Tanques Combustible
$N_z$	4	4	Factor de Carga Ultimo
$q$	6901.2 $N/m^2$	144.13 $lb/ft^2$	Presión Dinámica en Crucero
$S_f$	37.51 $m^2$	403.85 $ft^2$	Área Mojada del Fuselaje
$SFC$	20 g/kn/s	0.7 lb/lbf	consumó Específico de Combustible del Motor
$T$	18.2 kN	4091.5 lbf	Empuje total del motor (s)
$T_e$	9.1 kN	2045.8 lbf	Empuje por motor
$W$	1.6 m	5.24 ft	Ancho Estructural Total del Fuselaje
$V_t$	1812 l	398.6 gal	Volumen Total del Combustible
$W_{dg}$	4825 kg	10638 lb	Peso bruto de diseño de vuelo
$W_{en}$	180 kg	396 lb	Peso de cada motor
$W_{fw}$	1471.3 kg	3243.6 lb	Peso del combustible en el ala
$W_l$	5231.4 kg	1524 lb	Peso Bruto de aterrizaje
$W_{press}$	37.81 kg	83.36 lb	Pérdida de peso debido a la presurización
$W_{uav}$	2443 kg	500 lb	Peso de la aviónica

**Tabla 7-1:** Parámetros de entrada para las ecuaciones de pesos.

En la Tabla[7-2] están los valores de masa estimados para cada componente de la estructura en la primera iteración de las distancias.

Componente	Masa [kg]	Distancia [m]	Posición en el fuselaje %
Estructura			
Ala	331.8	6.26	58
Fuselaje	239.8	6.26	58
Empenaje horizontal	53.2	11.6	108
Empenaje vertical	90.1	9.93	92
Tren de aterrizaje Principal	7.8	5.72	53
Tren de cola	1.3	1.19	11
Grupo Moto-Propulsor			
Motores	475.3	7.78	72
Sistema de Combustible 1	78.9	6.37	59
Sistema de Combustible 2	19.7	9.83	91
Equipamiento			
Sistemas de Vuelo	69.9	6.26	58
Sistema Hidráulico	0.16		OBS1
Sistema Eléctrico	184.7		OBS2
Aviónica	316.6	2.7	25
Aire acondicionado/Anti-ice	240.4		OBS3
Asientos	251.4		OBS4
Útil			
Tripulación	99.6	3.3	30.5
Pasajeros	634.2		OBS5
Carga Paga	57.3		OBS6
Otros			
Combustible			
Combustible 1	1177.0	6.48	60
Combustible 2	294.2	9.9	92

**Tabla 7-2:** Valores de Peso y CG de cada componente.

Los valores que presentan una observación poseen diferentes puntos de aplicación para el C.G., conforme a lo siguiente:

- OBS1: El sistema hidráulico fue dividido en 25 % en la región de la cabina del piloto, 50 % en el C.G. del fuselaje y un 25 % en la región del cono de cola;
- OBS2: El sistema eléctrico fue dividido en 33 % en la nariz, 33 % en el C.G. del fuselaje y 33 % en el cono de cola;
- OBS3: El sistema de aire acondicionado y anti-hielo se dividió en 25 % en el ala, 50 % en el C.G. del fuselaje y 25 % en el cono de cola;
- OBS4: Los asientos fueron distribuidos a lo largo de la cabina de piloto y de la cabina de pasajeros, formando 4 filas;
- OBS5: Los pasajeros tuvieron la misma distribución que los asientos, a lo largo de 4 filas;
- OBS6: El resto de la carga pagada se reduce a los equipajes de los pasajeros, que se dividen en 20 % en el compartimiento delantero y 80 % en el compartimiento trasero.

Otra observación pertinente es en cuanto al peso presentado por el tren de aterrizaje principal y de cola, cuyos pesos están muy por debajo de lo usual. Esto implica la necesidad de verificar, en la próxima etapa del proyecto, la aplicabilidad de la literatura[49].

A continuación, se calcula por medio de iteración para encontrar el valor final del peso total  $W_0$ . A partir de los valores hallados en la Tabla[7-2], se calcula la suma de todos los pesos para conocer el peso máximo de la aeronave. Se determina que en el proyecto, un margen de peso extra para futuras adiciones a la aeronave, no contabilizadas en el cálculo inicial. Según Raymer[49], ese valor debe estar entre el 3 % y el 10 % del peso total de la aeronave. Se escogió el margen del 10 % por entenderla como más conservadora. Siendo este último es una proyección más crítica, motivo por el cual fue adoptado en ese proyecto.

### 7.2.7. Punto Neutro y Margen estático

Por definición, el punto neutro ocurre cuando la derivada de la ecuación(7-11) es nula, lo que genera la ecuación(7-25), en la cual  $x_{ac}$  es la relación entre la posición del centro aerodinámico del ala en el fuselaje y la cuerda aerodinámica del ala.

$$N_0 = x_{CG(dC_m/dC_L=0)} = \left[ x_{ac} - \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{Fus,Nac} - \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_P + \frac{a_t}{a_w} \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \right] \times c \quad (7-25)$$

$$MS = \frac{N_0 - x_{CG}}{c} \quad (7-26)$$

Luego de obtener las coordenadas del centro de gravedad de la aeronave y del punto neutro, se determina el margen estático según la ecuación(7-26).

### 7.2.8. Resultados

Los pesos vacío y máximo de la aeronave resultantes en esta sección, se muestran en la Tabla[7-3].

$W_e[kg]$	$W_0[kg]$
2597.2	4859.5

**Tabla 7-3:** Peso vacío y Máximo de la aeronave.

Para cada etapa de la misión de la aeronave, se muestran en la Tabla[7-4] lAs márgenes estáticas obtenidos.

	Despegue	Crucero	Aterrizaje
MS %	5.1	5.7	7.5

**Tabla 7-4:** Margen estática en cada fase de la misión de vuelo.

## 7.3. Recuperación en maniobra de Stall (Spin-recovery)

De acuerdo a los planteamientos de Raymer[49], Stall es una pérdida prolongada en la cual el avión cae deliberadamente cuando está en vuelo, realizando una trayectoria helicoidal (tornillo) alrededor de su eje vertical. Esta maniobra no deseada es también conocida como auto rotación y ocurre debido a una diferencia de fuerza de sustentación en las alas.

El stall puede ocurrir cuando el C.G del avión se desplaza de un lado al otro, provocando un desequilibrio de fuerzas, provocando la pérdida del control de la aeronave.

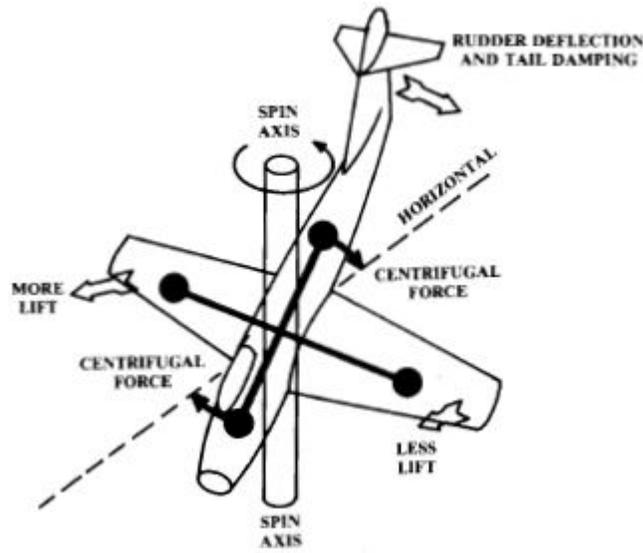
La aeronave puede entrar en stall en las siguientes condiciones: en curvas derrapadas, en vuelos planeados muy inclinados, resultantes de curvas en vuelo planeado, y en curvas demasiado inclinadas. Hay tres factores fundamentales que tienen relación directa con las pérdidas y giros de este tipo:

1. Distribución relativa de masa entre el ala y el fuselaje.
2. Densidad relativa del avión en relación al aire.
3. Tipo de empenaje del avión.

section Distribución de masa

La forma en que se distribuye la masa en el fuselaje es un factor determinante, ya que depende y determina cómo será la recuperación de la aeronave. Cuando la aeronave entra

en el giro ocurre rotación angular en torno a los tres ejes, produciendo momentos de inercias en cada uno de los ejes; debido a que, fuerzas aerodinámicas y momentos actúan en la aeronave. Además, momentos y fuerzas inerciales están en la dirección opuesta de las fuerzas aerodinámicas, así que hay una condición de equilibrio mientras el avión cae. Ver Figura[7-3]



**Figura 7-3:** Actuación de los momentos de inercia y fuerzas aerodinámicas durante el Stall[49].

La distribución de masa se determina, sustituyendo en la ecuación(7-27) de momento de inercia en giro.

$$\frac{I_{xx} - I_{yy}}{b^2 \frac{W}{g}} = -97,86 * 10^{-4} \quad (7-27)$$

Este parámetro es importante porque es un factor del Stall. Cuando el peso de la aeronave se distribuye principalmente en las alas, el momento de inercia de desplazamiento es tan grande en cuanto al momento de cabeceo. Sin embargo, en la aeronave proyectada la distribución del peso se concentra principalmente en el fuselaje, debido a la configuración de los motores. En esta configuración el momento de inercia del cabeceo es tan grande como el giro y la distribución del valor de la carga es negativo para este tipo de aeronave. Mientras que el momento de giro y el cabeceo son casi iguales.



**Figura 7-4:** Concentración de masa en el fuselaje[49].

### 7.3.1. Densidad Relativa

Es un factor que determina la relación entre la densidad relativa del avión con la densidad relativa del aire en vuelo, como se observa en las ecuaciones(7-28)(7-29)(7-30):

$$\mu = \frac{m}{\rho S b} \quad (7-28)$$

$$\mu_{@mar} = \frac{4524kg}{(1,225055883kg/m^3) * (12,5m) * (18m^2)} = 16,41 \quad (7-29)$$

$$\mu_{@39000ft} = \frac{4524kg}{(0,302527473kg/m^3) * (12,5m) * (18m^2)} = 66,46 \quad (7-30)$$

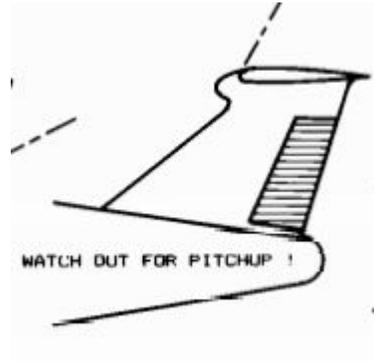
Este valor puede variar de acuerdo con el peso vacío y la altitud. Para el avión, es relativamente pequeño y no sufre alteración en el desplazamiento. Este valor no tiene ningún efecto apreciable sobre la maniobra de recuperación.

## 7.4. Configuración del empenaje para la maniobra stall

Raymer[49], afirma que, el diseño del empenaje es vital en la determinación si una aeronave es o no propensa a accidentes de stall. Por lo general, estas características se pre ajustan en las diferentes configuraciones del empareje, el principal es una posición adecuada para el estabilizador horizontal, de modo que el timón debe proporcionar una mayor área efectiva para hacer más eficaz y fácil de maniobrar.

Para que estas condiciones de recuperación sean satisfactorias y cumplidas, se decidió hacer la configuración del empenaje en "T", haciendo la respuesta efectiva del timón no afectada significativamente.

El fuselaje debe tener una superficie de área bajo la cola, a fin de proporcionar amortiguación ante el movimiento de desplazamiento.



**Figura 7-5:** Geometría del empenaje[49].

Por otro lado, para determinar el mínimo aceptable TDPF, en el cual, TDR *estail damping ratio*, URVC es el coeficiente de volumen del timón de dirección. Como se presentan en las ecuaciones(7-31)(7-32)

$$TDR = \frac{S_F L^2}{S_w (b/2)^2} \quad (7-31)$$

$$URVC = \frac{S_{R1} L_1 + S_{R2} L_2}{S_w (b/2)} \quad (7-32)$$

Estos dos coeficientes se utilizan para calcular el valor factor de potencia de amortiguación de la cola como se observa en la ecuación(7-33).

$$TDPF = (TDR) * (URVC) \quad (7-33)$$

Siendo:

Parámetro	Longitud [m]
$L_f$	10,8
$L_1$	0
$L_2$	4,638
$L$	3,868
$b$	12,5
$C_v t$	2,27
$C_v H$	1,54
$L_v T$	5,13
$CG$	5,7

**Tabla 7-5:** Longitud del fuselaje y empenaje para el análisis.

Parámetros	Área[m <sup>2</sup> ]
$S_w$	18
$S_F$	2,9
$S_{R1}$	0
$S_{R2}$	1,048
$S_v t$	3,75

**Tabla 7-6:** Área de cada sección del empenaje para el análisis.

Así, el valor de TDR y TDPF se determinado, ver Tabla(7-7):

Parámetro	Factor
TDR	0,0617
URVC	0,04323
TDPF	0,00266

**Tabla 7-7:** Parámetros para el análisis de stall.

La estimación de los momento de inercia son calculados y presentados en la Tabla[7-8]

Parámetro	Factor
$I_{xx}$	$R_x^2 * m$
$I_{yy}$	$R_y^2 * m$
$I_{zz}$	$R_z^2 * m$
$I_{xz}$	$R_x * R_z * m$
$\bar{R}_x$	$2 * \frac{R_x}{b}$
$\bar{R}_y$	$2 * \frac{R_x}{L}$
$\bar{R}_z$	$2 * \frac{R_z}{e}$
$e$	$\frac{(b+L)}{2}$

**Tabla 7-8:** Parámetros para el análisis de momento de inercia.

En cuanto a la tabla obtenida en el libro de Raymer[49], Tabla**7-9**, se obtienen los resultados de la Tabla**[7-10]**:

Tipo de aeronave	$\bar{R}_x$	$\bar{R}_y$	$\bar{R}_z$
Jet transport-fuselage-mounted engines	0,24	0,36	0,44

**Tabla 7-9:** Parámetros para análisis de momento de inercia.

Parámetros	Factor
$R_x$	1,5
$R_y$	1,944
$R_z$	2,563
$e$	38,221
$I_{xx}$	10179
$I_{yy}$	17096,81126
$I_{zz}$	29718,01576
$I_{xz}$	17392,518

**Tabla 7-10:** Parámetros para el análisis de los momentos de inercia.

Durante el stall, la aeronave tiene un ángulo de ataque elevado y un momento alrededor de Z. Así, es necesaria una transformación que involucra el ángulo de ataque de la aeronave. Esta transformación se realiza matricialmente por la siguiente ecuación matricial:

### 7.4.1. Factores importantes

$$\begin{bmatrix} I_{xxw} \\ I_{zzw} \\ I_{xzw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2\alpha & \sin^2\alpha & -\sin 2\alpha \\ \sin^2\alpha & \cos^2\alpha & \sin 2\alpha \\ \frac{1}{2}\sin 2\alpha & -\frac{1}{2}\sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} I_{xxB} \\ I_{zzB} \\ I_{xzB} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} I_{xxw} \\ I_{zzw} \\ I_{xzw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2(45^\circ) & \sin^2(45^\circ) & -\sin 2(45^\circ) \\ \sin^2(45^\circ) & \cos^2(45^\circ) & \sin 2(45^\circ) \\ 1/2\sin 2(45^\circ) & -1/2\sin 2(45^\circ) & \cos 2(45^\circ) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 10179 \\ 29718,01576 \\ 17392,518 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 0,2556 \\ 3,7340 \\ -0,9769 \end{bmatrix} * 1,0e + 04 = \begin{bmatrix} \cos^2(45^\circ) & \sin^2(45^\circ) & -\sin 2(45^\circ) \\ \sin^2(45^\circ) & \cos^2(45^\circ) & \sin 2(45^\circ) \\ 1/2\sin 2(45^\circ) & -1/2\sin 2(45^\circ) & \cos 2(45^\circ) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 10179 \\ 29718,01576 \\ 17392,518 \end{bmatrix}$$

A efectos de certificación por FAR-23[6], las maniobras de stall deben ser recuperadas en no más de 1 retorno, o no más de 3 segundos. Además de que el valor promedio de la tasa de recuperación ( $\Omega$ ) es entre 20 y 40 RPM, o 120 a 240 Gra/seg. Para tasas más altas es más crítico la recuperación.

$$\dot{R}_{SR} = \frac{\Omega}{t} = \frac{240\text{grados}}{3\text{seg}} = 80 \frac{\text{grados}}{\text{s}^2}$$

$$80 \frac{\text{grados}}{\text{s}^2} = 1,396 \frac{\text{Rad}}{\text{seg}^2} \cong 1,4$$

### 7.4.2. Momento de giro

Es el momento de giro requerido para frenar el giro:

$$N_{SR} = \left( \frac{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}} \right) * \dot{R}_{SR}$$

$$N_{SR} = \left( \frac{10179\text{kg} * m * 29718,01576\text{kg} * m - (17392,518\text{kg} * m)^2}{10179\text{kg} * m} \right) * 1,4 = 1,62E-02\text{kg} * m$$

### 7.4.3. Posición del centro de gravedad

La posición del centro de gravedad puede afectar significativamente a las características del giro y la recuperación de la aeronave, siendo normalmente el efecto imprevisible y dependiente de otras características de la aeronave.

La cantidad de energía acumulada durante la rotación está directamente relacionada con la distribución de masa en relación al CG y la capacidad del timón de dirección en la producción de amortiguación de rotación.

### 7.4.4. Maniobra de recuperación

Para salir de este tipo de maniobra tiene que romper este equilibrio, moviendo los alerones, siendo la superficie principal de recuperación, debido a la alta carga inercial en el fuselaje. El rodamiento se realiza en el sentido de la torsión; además, se debe operar el ascensor hacia abajo, creando una carga aerodinámica que facilita la recuperación y, finalmente, el movimiento del timón en la dirección opuesta de rotación, ocasionando que cause el mismo efecto de desequilibrio. No se debe, durante la recuperación, aplicar los comandos lentamente y tímidamente, sino de forma rápida y enérgicamente para conseguir una recuperación normal del avión.

Después de realizar los cálculos, los resultados proporcionan valores positivos con respecto a una recuperación rápida. El momento de inercia de giro es de  $-97,86 \times 10^{-4} kg \cdot m$  que se proyecta en el eje x, en la Tabla[7-6], además se proyecta el TDPF obtenido y se comprueba que encuentra se encuentra muy por encima de la región de riesgo. En vista de lo anterior, la aeronave proporciona condiciones de recuperación satisfactorias, de conformidad con los requisitos de certificación.

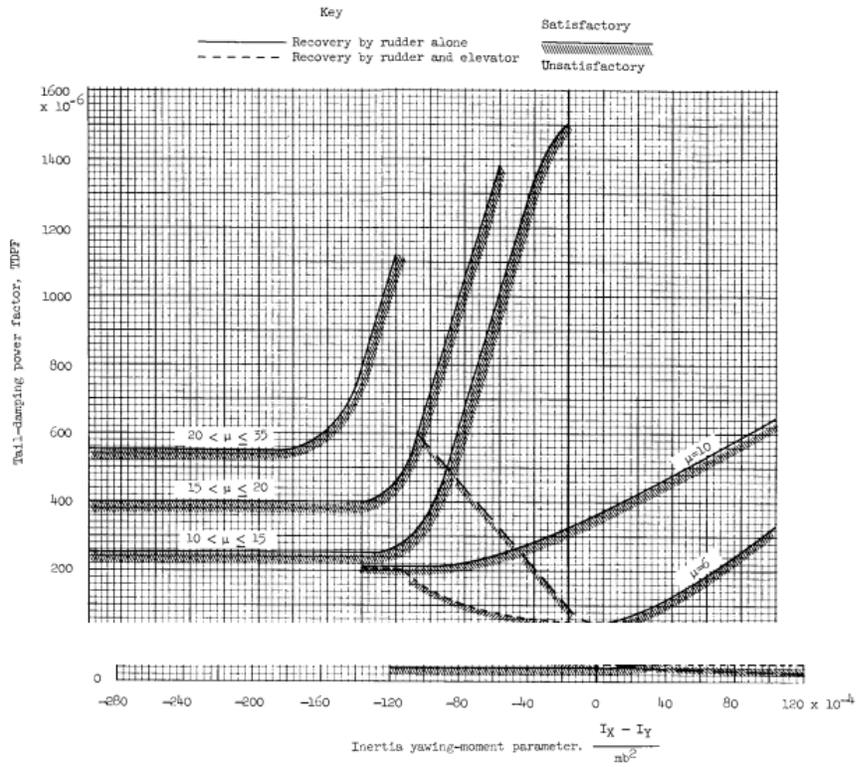


Figura 7-6: requisitos de diseño para aviones en recuperación de stall.

# Capítulo 8

## Análisis de costos

### 8.1. Estimativa de costos

Un análisis superficial de los costos de una aeronave ejecutiva, es presentada por Gudmundsson[31]. Para el análisis del costo de esta aeronave, las ecuaciones y las premisas se utilizan y se toman como verdaderas. El primer paso para esta el análisis es determinar el número de horas hombres para las tres partes más importantes del diseño: ingeniería, fabricación y herramientas. A partir de la información de las aeronaves, y algunos otros parámetros, es posible estimar el costo de la aeronave. Las ecuaciones son válidas para el sistema internacional y la unidad monetaria es dólar. La corrección de la inflación se hace por medio del coeficiente  $CPI_{2017}$ , presente en algunas ecuaciones, que corrige el valor del dólar. Ver Tabla[8-1].

Peso de la Estructura	735.54 <i>kg</i>
$V_H$	720 <i>km/h</i>
FTA	3 [ <i>unidades</i> ]
$M_{max}$	0.7
$T_{max}$	835.97 <i>kg</i>
$f_{comp}$	0.1
$CPI_{2017}$	2.235295
Precio de Venta	2'900.000 <i>dolares</i>

**Tabla 8-1:** Datos Relevantes para las fórmulas de costos

Siendo  $V_H$  representa la máxima velocidad a nivel de vuelo con potencia máxima continua;  $T_{max}$  la potencia del motor;  $f_{comp}$  el porcentaje de materiales compuestos en la aeronave y FTA representa el número de prototipos que serán producidos.

Primero, se calculan la cantidad de horas hombre gastados con ingeniería, herramientas y manufactura, en las siguientes ecuaciones (8-1):

i) Número de horas hombres para Ingeniería:

$$H_{ENG} = 0,0396W_{airframe}^{0,791}V_H^{1,526}N^{0,183}F_{CERT}F_{CF}F_{COMP}F_{PRESS} \quad (8-1)$$

siendo N la previsión de aeronaves que se venden en los próximos cinco años;  $F_{CERT}$  corresponde a un factor de certificación que será igual a 1, pues se trata de certificación FAR-23;  $F_{CF}$  corresponde al coeficiente que indica la complejidad del flap, que también será igual a 1, pues el flap es simple;  $F_{COMP}$  corresponde al coeficiente que contabiliza el uso de materiales compuestos en las aeronaves, en cuyo caso es 1.1;  $F_{PRESS}$  representa el factor que tiene en cuenta la presurización de la aeronave, cuyo valor es 1.03.

ii) Número de horas hombres para Herramienta:

$$H_{TOOL} = 1,0032W_{airframe}^{0,764}V_H^{0,899}N^{0,178}Q_m^{0,066}F_{CERT}F_{CF}F_{COMP}F_{PRESS}F_{TAPER} \quad (8-2)$$

Siendo  $Q_m$  la tasa estimada de producción en aeronaves por mes;  $F_{TAPER}$  es el factor que considera el "Taper" igual a 1. Los valores de  $F_{PRESS}$  y  $F_{COMP}$  son 1.01 y 1.1 respectivamente, a pesar de que tales valores son diferentes al caso anterior, las condiciones son las mismas, la aeronave es considerada presurizada y su porcentaje de material compuesto es la misma.

iii) Número de horas hombres para la fabricación;

$$H_{MFG} = 9,6613W_{airframe}^{0,74}V_H^{0,543}N^{0,524}F_{CERT}F_{CF}F_{COMP} \quad (8-3)$$

En este caso,  $F_{COMP}$  vale 1.025.

Una vez calculados los números de horas hombres necesarias, en el segundo paso se estima los diversos costos previstos, siendo:

i) Costo de soporte para al desarrollo:

$$C_{DEV} = 0,06458W_{airframe}^{0,873}V_H^{1,89}N_P^{0,346}CPI_{2017}F_{CERT}F_{CF}F_{COMP}F_{PRESS} \quad (8-4)$$

Siendo  $N_P$  el número de prototipos, los valores de  $F_{PRESS}$  y  $F_{COMP}$  son 1.03 y 1.05 respectivamente, siguiendo las mismas consideraciones arriba expuestas.

ii) Costo de Ingeniería:

$$C_{ENG} = 2,0969H_{ENG}R_{ENG}CPI_{2017} \quad (8-5)$$

Siendo  $R_{ENG}$  la tasa de trabajo en ingeniería en dólar/hora, considerado como 90 dólares/h.

iii) Costos de la herramienta:

Siendo  $R_{TOOL}$  la tasa de trabajo en herramientas en dólar/ hora, considerado como 60 dólares/h.

iv) Coste de fabricación:

$$C_{MFG} = 2,0969H_{MFG}R_{MFG}CPI_{2017} \quad (8-6)$$

Siendo  $R_{MFG}$  la tasa de trabajo de manufactura en dólar/hora, y que fue considerado como 50 dólares/h.

v) Costo para el ensayo de vuelo:

$$C_{FT} = 0,009646W_{airframe}^{1,16}V_H^{1,3718}N_P^{1,281}CPI_{2017}F_{CERT} \quad (8-7)$$

vi) Costos del control de calidad:

$$C_{QC} = 0,13C_{MFG}F_{CERT}F_{COMP} \quad (8-8)$$

Siendo  $F_{COMP}$  1.05 en este caso.

vii) Costo de materiales

$$C_{MAT} = 24,896W_{airframe}^{0,689}V_H^{0,624}N^{0,792}CPI_{2017}F_{CERT}F_{CF}F_{PRESS} \quad (8-9)$$

Siendo  $F_{COMP}$  1.01 y  $F_{CF}$  1.

viii) Costos de certificación:

$$C_{CERT} = C_{ENG} + C_{DEV} + C_{FT} + C_{TOOL} \quad (8-10)$$

Que es la suma de todos los costes.

x) Costo de Tren del tren de aterrizaje: Ya está incluido en los cálculos arriba. La única consideración que se hace es que, si el tren de aterrizaje es fijo, se debe descontar 7500 dólares de costo para cada aeronave.

x) Costo de Aviónica: En 2012, el costo de la aviónica para una aeronave certificada por la FAR 23 costaba alrededor de 60.000 dólares. En este sistema se asume la instalación de los sistemas de entretenimiento al pasajero. Sin embargo, se considerará el valor de 15.000

dólares para las presentes aeronaves.

xi) Costo de los motores:

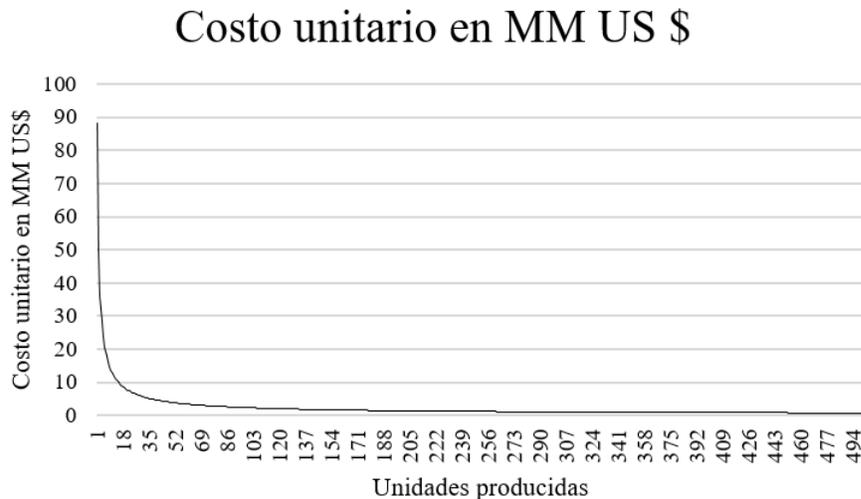
$$C_{PP} = 1035,9N_{PP}T^{0,8356}CPI_{2017} \quad (8-11)$$

Siendo  $N_{PP}$  el número de motores, igual a 2, y T es el impulso nominal, igual a 835.97 kg.

Como una de las entradas de la ecuación es el número de aeronaves que se planea vender en 5 años, lo ideal es variar ese valor y verificar las líneas de tendencia que los gráficos proporcionan. El valor de N, para este análisis, varió entre 1 y 300 y, computando diferentes valores del precio de la aeronaves, fue posible llegar a un valor del precio tal que el negocio sea ventajoso, por medio del índice de Break-Even, representando lo que se necesita vender hasta empezar a tener ganancias.

$$N_{BreakEven} = \frac{\text{costo fijo total}}{\text{precio de venta unitario} - \text{costo unitario variable}} \quad (8-12)$$

A un precio de venta de 2.9 millones de dólares, se producirá un break-even incluso con la venta de 147 aeronaves, es decir, a partir de la 148<sup>a</sup> aeronave ya se espera obtener ganancias. Aunque el valor es aparentemente alto, la literatura indica que tales valores de break-even suelen variar entre 300 a 1000 unidades. Algunas empresas competidoras que poseen aeronaves en la misma categoría que la presente en este informe suelen vender entre 300 y 400 unidades a lo largo de los años. Esto es un buen indicador, pues se espera que se venda mucho más que 147 aeronaves y que la empresa pueda tener ganancias. La Figuras [8-1] ilustra los costos totales de inversión acumulados, respectivamente:



**Figura 8-1:** Costo de inversión unitario de cada aeronave en relación a la cantidad de aeronaves vendidas.

# Capítulo 9

## Diseño preliminar

En este capítulo son presentados paso a paso los procedimientos para la integración de dispositivos de punta de ala (winglets) en el concepto básico del avión. Como se ha venido tratando a lo largo del documento; la importancia de minimizar los costos operativos, MTOW, mantenimiento, rango de alcance, entre otras características significativas tanto internas como externas, han logrado un impacto en los clientes a la hora de tomar una decisión de compra. De acuerdo con el análisis de mercado, los resultados indican que el 60% de las aeronaves más vendidas, poseen dispositivos de punta de ala (winglets) con características de diseño diferentes, conforme a las necesidades y mejoras en los resultados de desempeño.

Para llevar a cabo lo expuesto anteriormente, fue necesario basar el proyecto en estudios e investigaciones previas, realizadas por Jhon D. Anderson, Cerón Muñoz, Pedro Bravo, Richard T. Whitcomb, P. Panagiotou, Maughmer, Mark D, Keizo Takenaka y Dompierre, J y Vallet [42, 14, 13, 58, 46, 44, 54, 17], con el fin de proponer cuatro configuraciones de diseño de dispositivos winglet; Dichas configuraciones serán analizadas en CFD, evaluando y comparando las fuerzas de sustentación y arrastre, para determinar la configuración más óptima.

Determinada dicha configuración, será instalada en el diseño básico de la aeronave, efectuando nuevamente simulaciones en CFD, debido a que nuevas características especiales en el diseño conceptual van a aumentar la eficiencia aerodinámica durante el vuelo. Posteriormente, se evalúan los resultados obtenidos, con el objetivo de comparar las características aerodinámicas del diseño conceptual y preliminar.

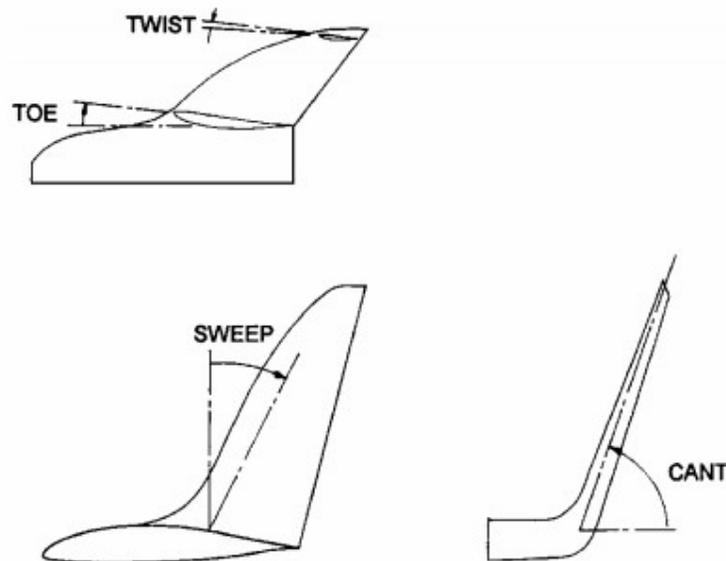
### 9.1. Metodología para el diseño del dispositivo winglet

(Mark D. Maughmer) en [44], y (Richard T. Whitcomb) en [58], Establecen una serie de variables, que deben ser consideradas a la hora de diseñar un winglet. Las características más importantes para establecer la geometría, son el perfil aerodinámico, distribución de la cuerda del perfil, altura, torsión (twist), ángulo de barrido (sweep), ángulo del perfil en la

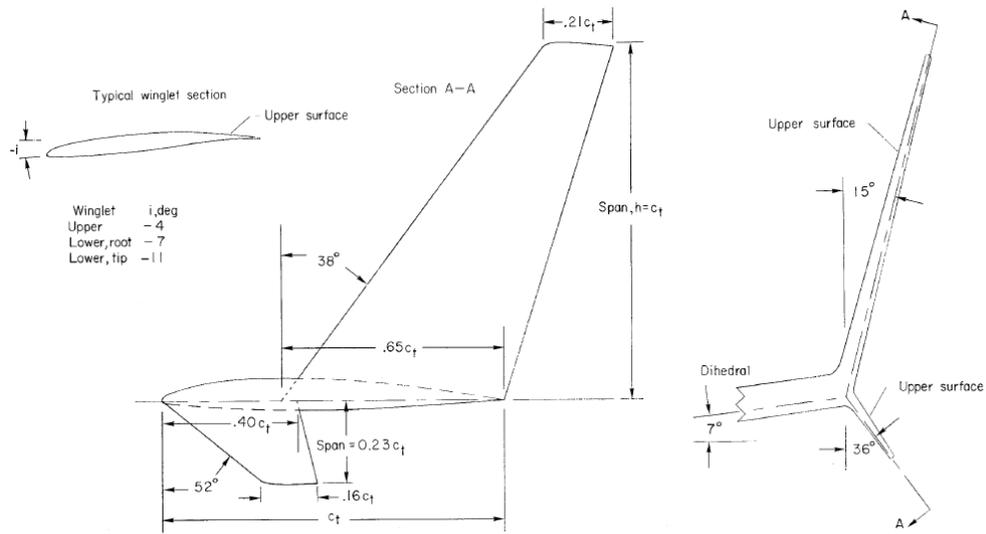
punta del ala (toe) y el ángulo de inclinación (CANT). Como es definido en la Figura[9-1] y Figura[9-2].

(Keizo Takenaka), (Joel Guerrero), (Pedro Bravo) y Panagiotou, P en [54], [32], [13] [46], afirman que el ángulo CANT y la envergadura del winglet son los parámetros más importantes a la hora de reducir arrastre.

En el diseño se tuvieron en cuenta las variables de la Figura[9-1] y Figura[9-2]. La forma del winglet es denominada Blended winglet. En la punta se utilizó el perfil aerodinámico BOEING HSNLF (bacnlf-il) de la misma familia del perfil del ala, pero con un porcentaje de espesor más bajo, esto hace que el winglet tenga un TWIST aerodinámico, generando así, una disminución en el arrastre, como lo afirma Mark D. Maughmer en [44]. Las cuatro configuraciones winglet son mostradas en la Figura[9-3], con variables fijas en el caso de la cuerda de la raíz  $cr = 0,89m$  y cuerda de la punta del winglet  $ct = 0,58m$ , además de los ángulos de incidencia, TWIST y TOE, siendo  $-1^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $1^\circ$  respectivamente. Por otro lado, se proyectaron variaciones en la envergadura y en el ángulo de CANT. El proceso de diseño fue desarrollado en Solid Edge ST8®. Los modelos se muestran en la Figura D y son explicados en la Tabla[9-1] y Figura[9-4].



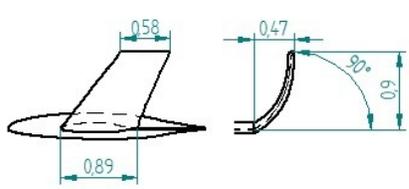
**Figura 9-1:** Variables consideradas para el diseño de dispositivos winglet. (Mark D. Maughmer) en (CITA)



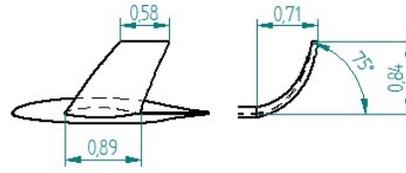
**Figura 9-2:** Parametros para el diseño de dispositivos winglet (Richard T. Whitcomb) (CI-TA)

WINGLET	h (m)	hd (m)	SWEEP	CANT
CONFIGURACIÓN 2	0,9	0,47	23°	90°
CONFIGURACIÓN 3	0,84	0,71	40°	75°
CONFIGURACIÓN 4	0,68	0,71	49°	60°
CONFIGURACION 5	0,56	1	54°	45°

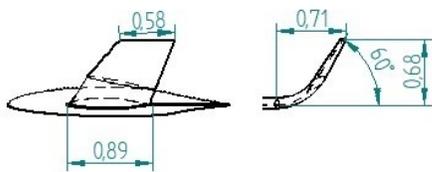
**Tabla 9-1:** Dimensionamiento y variación en el ángulo de CANT.



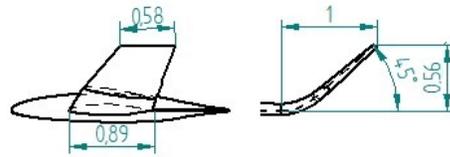
(a) Configuración 2



(b) Configuración 3

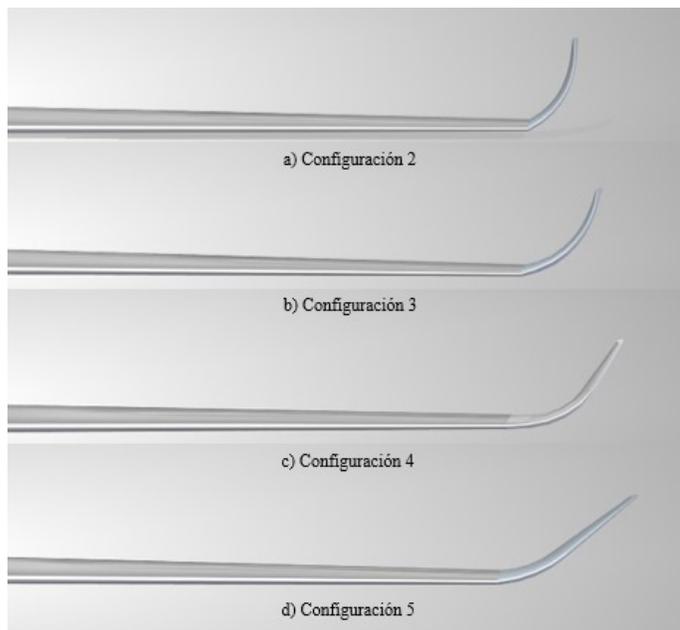


(c) Configuración 4



(d) Configuración 5

**Figura 9-3:** Geometría de las configuraciones winglet, dimensionamiento en metros.



**Figura 9-4:** CAD configuraciones winglet.

## 9.2. Análisis y resultados en CFD

Las características aerodinámicas de las configuraciones mostradas en la Figura[9-4], junto con el ala sin winglet, se examinaron por medio de simulaciones en CFD. Así mismo, las contribuciones del fuselaje y el empenaje fueron descartadas; considerándose una estrategia en investigaciones previas para el diseño y la optimización de las aeronaves, como en [13, 46, 1]. Una vez determinada la configuración óptima del winglet, se llevaron a cabo otras simulaciones, considerando el concepto de referencia del jet ultra ligero antes y después de instalar dicha configuración, para poder comparar la aerodinámica general del avión. Las características y condiciones en las cuales se desarrollaron las simulaciones de la mejor configuración winglet, son presentadas en esta sección. No obstante, vale aclarar que el mismo procedimiento fue desarrollado para todas las demás configuraciones.

## 9.3. Geometría y mallado

En Ansys CFX®, fue diseñado un dominio computacional lo suficientemente grande para no interferir con el flujo del aire, llegando a tener un efecto negativo en los resultados. Así mismo, se diseñó un subdominio con geometría oval cerca al modelo utilizando la función congelado (freeze), pues al agregar esta geometría al dominio computacional suaviza la estructura del mallado a medida que se acerca al modelo, ocasionando una mayor exactitud en los resultados y poder capturar los efectos de la capa límite,[40]. Las dimensiones del dominio computacional, se muestran en la Figura[9-5].

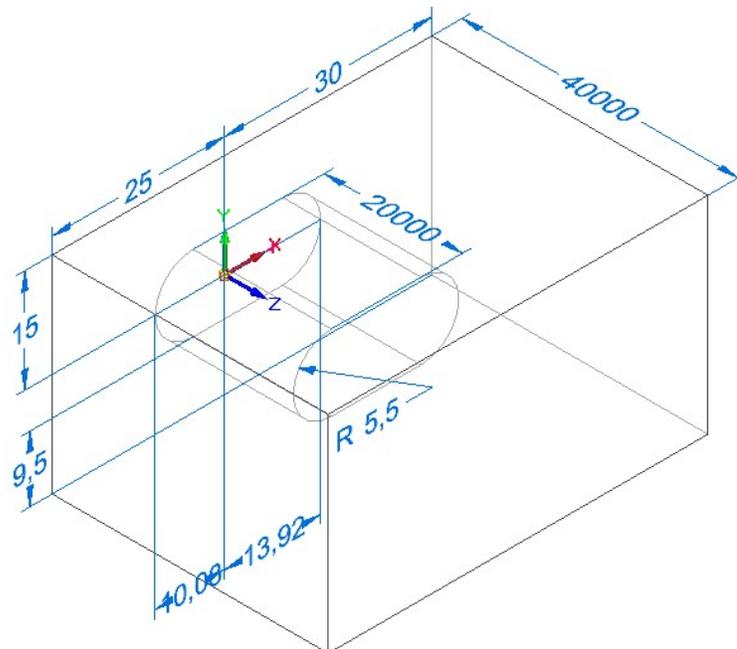
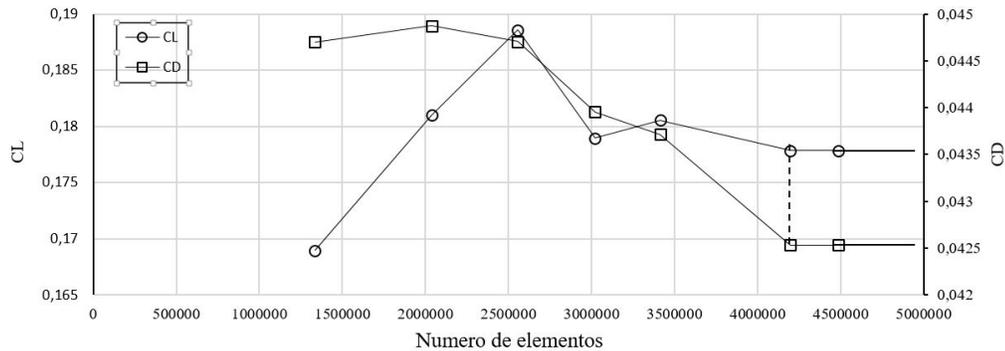


Figura 9-5: Dimensionamiento del dominio computacional.

Se crearon mallas apropiadas para cada configuración utilizando elementos con geometría tetraédrica, discretizando el dominio computacional en el espacio y el tiempo, a través de un número adecuado de nodos y elementos, donde se resolvieron las ecuaciones de Reynolds–Averaged–Navier–Stokes (RANS), usando el modelo de turbulencia Shear Stress Transport (k- $\omega$ ) en su forma compresible, evaluando las variables de velocidad del fluido, densidad, viscosidad (a partir de la ecuación de Sutherland), presión estática, tiempo y espacio, asegurando finalmente una alta precisión en los cálculos de tensiones normales y cortantes sobre los modelos computacionales [40, 13, 19, 17].

Para garantizar que los resultados obtenidos por Ansys CFD®, no varíen en relación al número de elementos y nodos; se realizó un análisis de independencia de malla, aumentando el grado de precisión y disminuyendo el costo computacional, como lo plantean Pedro Bravo y Dompierre, J en [13],[17]

Se realizaron comparaciones de varias mallas computacionales, considerando los resultados de las fuerzas  $C_L$  y  $C_D$  a un ángulo de ataque  $\alpha = 0^\circ$  y velocidad crucero  $Mach = 0,69$ , los resultados se evidencian en la Figura[9-6]. Previo a la instalación del dispositivo winglet, se observó una convergencia en los resultados, cuando el dominio tenía una malla de 4'196228 elementos. Al haberse cumplido el criterio de independencia de malla, se eligió dicho número de elementos y nodos como común convergente para el presente trabajo.



**Figura 9-6:** Estudio de independencia de malla.

En la malla se utilizó el método de los tetraedros, un algoritmo independiente para el control de la forma, el cual permitió un refinamiento en la malla cuando se requirió y espacios más grandes entre elementos; Permitiendo así, un procesamiento más rápido de los cálculos. La función de tamaño avanzado (Advanced size) también fue utilizada, proporcionando un control en los ángulos de cada elemento, el número de elementos y la tasa específica de funciones a resolverse. El tamaño mínimo de los elementos en todo el dominio fue de  $1 \times 10^{-03}m$ . Se usó una transición suave de 5 capas a medida que los tetraedros variaban su volumen. Cada vez que los elementos se acercaban al subdominio de característica oval, fueron

disminuyendo de tamaño  $0,26m$  hasta  $4,5 \times 10^{-02}m$ , sobre la superficie del modelo, de acuerdo con [40, 13, 12], La malla es mostrada en las Figuras[9-7] y [9-8].

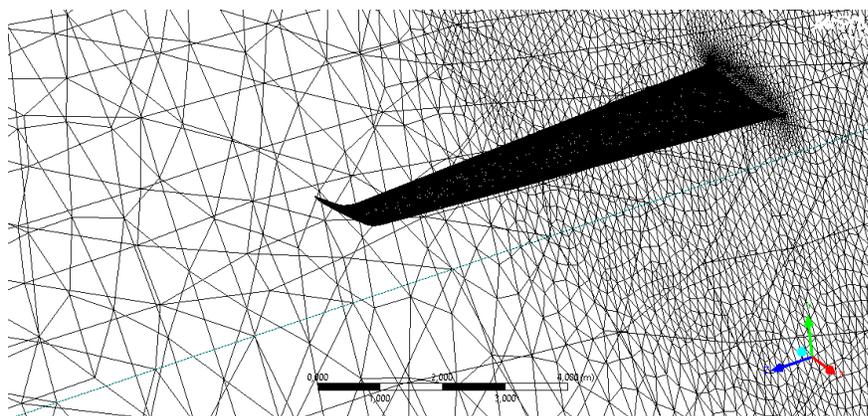


Figura 9-7: Configuración de la malla a).

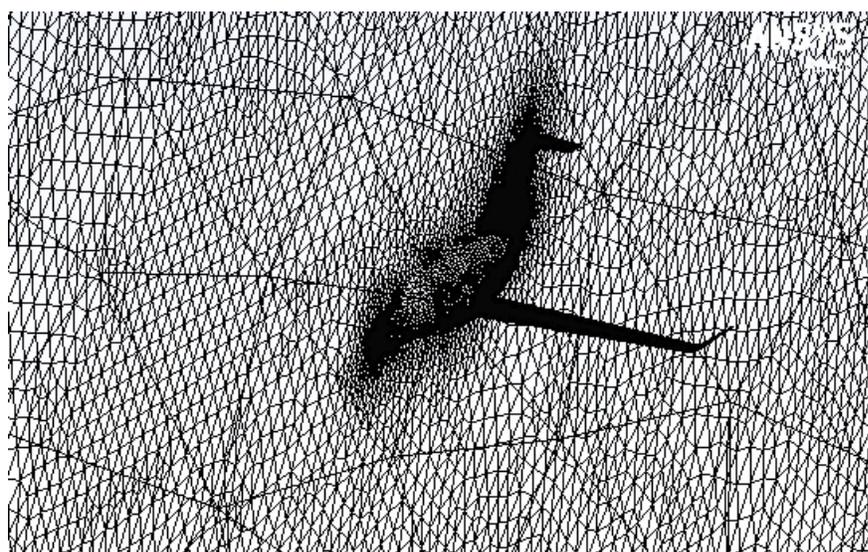


Figura 9-8: Configuración de la malla b).

## 9.4. Condiciones de frontera

En el pre-procesamiento, se establecieron las condiciones en las cuales se encontraba la aeronave volando. Los parámetros de las simulaciones fueron asumidos en base a la altitud máxima de operación. Se variaron los ángulos de ataque para analizar las características aerodinámicas en cada una de las etapas de la misión, Figura[3-1]; De esta manera, es posible estudiar cómo se comportan los dispositivos en las condiciones críticas. La altitud máxima de operación es de  $39000ft$ , siendo aproximadamente  $11km$ , pues a esta altura las variables

de presión, densidad y temperatura son de  $19677,3Pa$ ,  $0,3164kg/m^3$  y  $216,65^{\circ}K$  respectivamente, de acuerdo con la atmósfera ISA[18]. Las simulaciones fueron realizadas a un 70 % de la velocidad crucero  $0,48Mach$ , debido a que la velocidad en todas las etapas de vuelo no es la misma. Se utilizó la ecuación de energía total, la cual modela el flujo de energía térmica (entalpía) en todo el dominio computacional, pues para corrientes de flujo que superan los  $0,3Mach$ , flujo compresible, los efectos de la energía cinética se tornan significativos. Adicionalmente se agrego la opción de trabajo viscoso, incluyendose en la ecuación de energía total, el trabajo debido a las tensiones viscosas. En el dominio se establecieron las condiciones de entrada (Inlet), salida (Outlet), pared (Wall) y simetría (Symmetry). La corriente libre en la condición de entrada (Inlet), se estableció en la dirección del eje  $X+$  a  $164,36m/s$ , con una intensidad de turbulencia igual al 1 % en régimen subsónico ,y para la transferencia de calor, la variable de temperatura estática igual a  $216,65^{\circ}K$ . En la condición de salida (Outlet), el régimen del flujo de salida se estableció subsónico y presión estática para las fuerzas de masa y momento ejercidas sobre las superficies. En la condición de pared (Wall) del dominio computacional, se trataron como paredes de deslizamiento libre, donde el esfuerzo cortante en la pared es igual a cero ( $\tau = 0$ ), la velocidad del fluido cerca de la pared no se retarda por los efectos de fricción en superficies y la transferencia de calor es adiabático a través del límite de la pared siendo igual a cero. La condición de simetría (Symmetry), fue asignada al plano longitudinal de simetría con el modelo. Por último, es importante mencionar que los modelos fueron simulados a la mitad, disminuyendo el costo computacional, sin que esto alterara los resultados; Para ello, se les designó la condición de pared (Wall) a las superficies del ala y del avión, en estado (No free slip Wall) pared no deslizante, la rugosidad de la pared se trató como (Smooth) suave, ya que la simulación utiliza modelos de turbulencia Shear Stress Transport (SST), para resolver las ecuaciones de Reynolds–Averaged–Navier–Stokes (RANS), de esta forma se especificó que la superficie tiene una rugosidad suave. Por lo tanto, al igual que para la condición de pared (Wall) la transferencia de calor de la superficie del modelo se consideró adiabático[40, 13, 46].

Durante el desenvolvimiento de los cálculos, se utilizaron 400 iteraciones tipo Residual Máximo  $1.E - 04$  además de monitorear el criterio de convergencia de las fuerzas a lo largo de la simulación en CFX.

## 9.5. Resultados

### 9.5.1. Primera comparación

En este capítulo serán discutidos los resultados obtenidos, que sin lugar a duda expondrán los beneficios potenciales que tuvo el jet ultra ligero al integrar dispositivos winglet en las puntas de las alas. Para analizar y comparar el comportamiento de los vórtices de punta de ala, se seleccionó la configuración que presentaba las más óptimas características aerodinámicas,

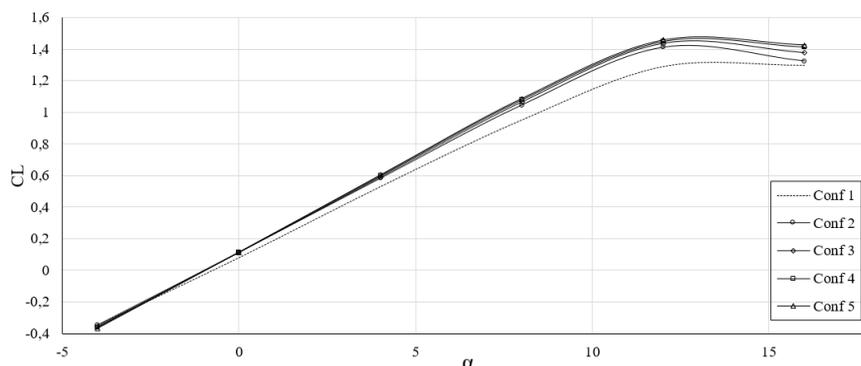
aumentando así la relación  $L/D$  durante cada etapa de la misión de vuelo. La Tabla[9-2], resume los resultados obtenidos en las simulaciones para cada configuración winglet. Las simulaciones en CFD se realizaron desde  $\alpha = -4^\circ$  hasta  $\alpha = 16^\circ$ , aumentando en intervalos de  $4^\circ$  respectivamente.

Parametro	Conf. 1	Conf. 2	Conf. 3	Conf. 4	Conf. 5
$\partial C_L / \partial \alpha$	0,112	0,117	0,119	0,121	0,122
$C_{Lmax}$	1,29	1,41	1,43	1,44	1,45
$\alpha$ para $C_{Lmax}$	12	12	12	12	12
% Variación del $C_{Lmax}$	-	9,3 %	10,9 %	11,6 %	12,4 %
$C_{D0}$	0,0051	0,0063	0,0064	0,0063	0,0063
$\partial C_D / \partial C_L^2$	0,042	0,032	0,03	0,03	0,029
$(L/D)_{max}$	31,76	34,69	35,24	35,44	35,97
$\alpha$ para $(L/D)_{max}$	4	4	4	4	4
%Variacin $(L/D)_{max}$	-	9,2 %	11,0 %	11,6 %	13,3 %
$(C_L^{0,5} / C_{Dmax})$	55,35	53,37	51,86	53,14	53,07

**Tabla 9-2:** Comparación de los resultados obtenidos en las simulaciones en CFD.

## 9.6. Coeficiente de sustentación

Se evidencio que desde  $\alpha = 4^\circ$ , todas las configuraciones presentan un aumento considerable en el coeficiente de sustentación en comparación con la ala sin winglet (Configuración 1). Como se observa,  $C_L$  incrementa a medida que alfa crece, hasta alcanzar el ángulo de ataque crítico (stall), definido como  $\alpha = 12^\circ$ . El aumento del coeficiente de sustentación se debe, a que los winglets aprovechan la energía de los vórtices de punta, lo que lleva a una mayor eficiencia aerodinámica. Comparado con la configuración 1, todas las configuraciones tienen un aumento en la pendiente de la curva ( $\partial C_L / \partial \alpha$ ) . Ver Figura[9-9]



**Figura 9-9:** Coeficiente de sustentación.

Como se aprecia en la Figura I, el dispositivo winglet que obtuvo un mayor aumento en el  $C_{Lmax}$  es la configuración 5, llegando a tener un crecimiento de alrededor del 12,4%. Ahora bien, la configuración que tuvo un incremento más pequeño en el  $C_{Lmax}$  fue la configuración 2, con aproximadamente un aumento del 9,3% en comparación al ala sin winglet (conf. 1). Sin lugar a duda este hecho refleja, una mejora considerable en los resultados al variar el ángulo de CANT, sin llegar afectar el ángulo de ataque crítico (stall).

## 9.7. Coeficiente de arrastre

En la Figura[9-10], se muestra como el coeficiente de arrastre cambia en función del coeficiente de sustentación ( $\partial C_D / \partial C_L$ ). A primera vista, la gráfica presenta un aumento en  $C_L$  para casi el mismo  $C_D$ , dando el primer indicio de una mejora en el rendimiento aerodinámico. Como se dijo anteriormente, la Configuración 5 presentó el mayor aumento en el coeficiente de sustentación cuando alfa alcanza el ángulo crítico. Al compararla con la configuración 1, se evidenció un crecimiento en el coeficiente de arrastre del 11,8%. Ahora bien, por otro lado, el parámetro más importante a considerar en este estudio es el arrastre inducido, pues es la variación del coeficiente de arrastre en función de coeficiente de sustentación al cuadrado ( $\partial C_D / \partial C_L^2$ ). En la Figura[9-11] y Tabla[9-2], se puede ver cómo el arrastre parásito ( $C_{D0}$ ) tiende a ser mayor con la presencia de winglets. Sin embargo, la pendiente de la curva disminuyó en las configuraciones 2, 3, 4 y 5, lo que significa que, aunque el arrastre parásito aumenta debido a la superficie del winglet, el arrastre inducido tuvo una contribución cada vez menor en el arrastre total. En resumen, se puede observar que nuevamente la configuración 5 es la que presenta la pendiente más baja con un ( $\partial C_D / \partial C_L^2 = 0,029$ ).

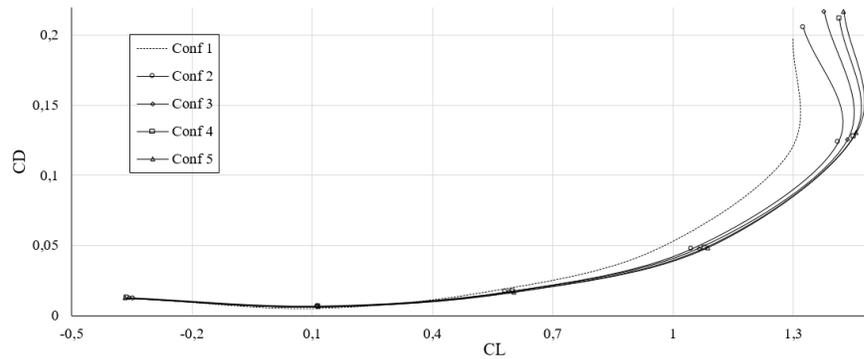


Figura 9-10: Drag polar.

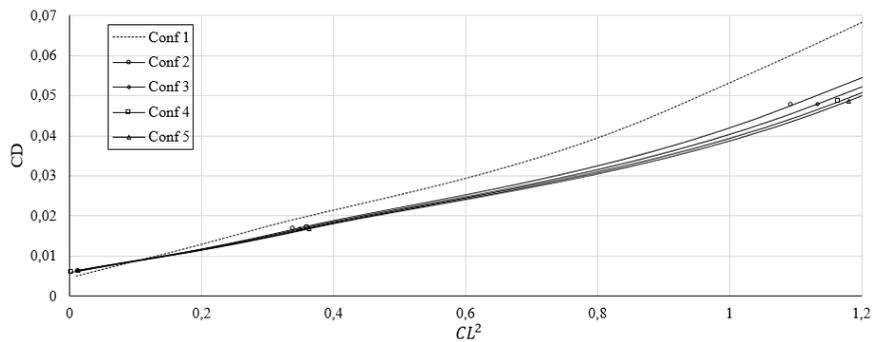


Figura 9-11: Factor de arrastre inducido.

## 9.8. Eficiencia aerodinámica

La eficiencia aerodinámica fue analizada En función del ángulo de ataque. En la Figura[9-12], se muestra claramente que ( $L/D$ ) aumenta en todas las configuraciones winglet, debido a que el ángulo de inclinación CANT disminuye y la envergadura aumenta. Este resultado demuestra nuevamente el efecto positivo que tiene el uso de winglets al reducir el arrastre inducido. Para todas las configuraciones, el ángulo de ataque de máxima eficiencia aerodinámica fue de  $\alpha = 4^\circ$ . La configuración 5 presentó los resultados más prometedores ( $L/D = 35,97$ ) aumentando el 13,3% de eficiencia aerodinámica.

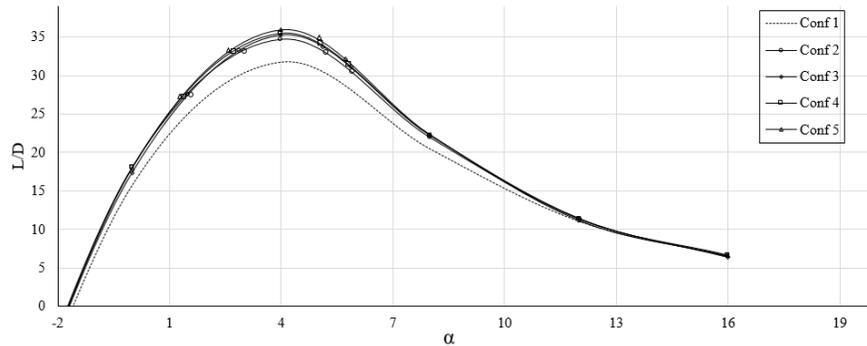
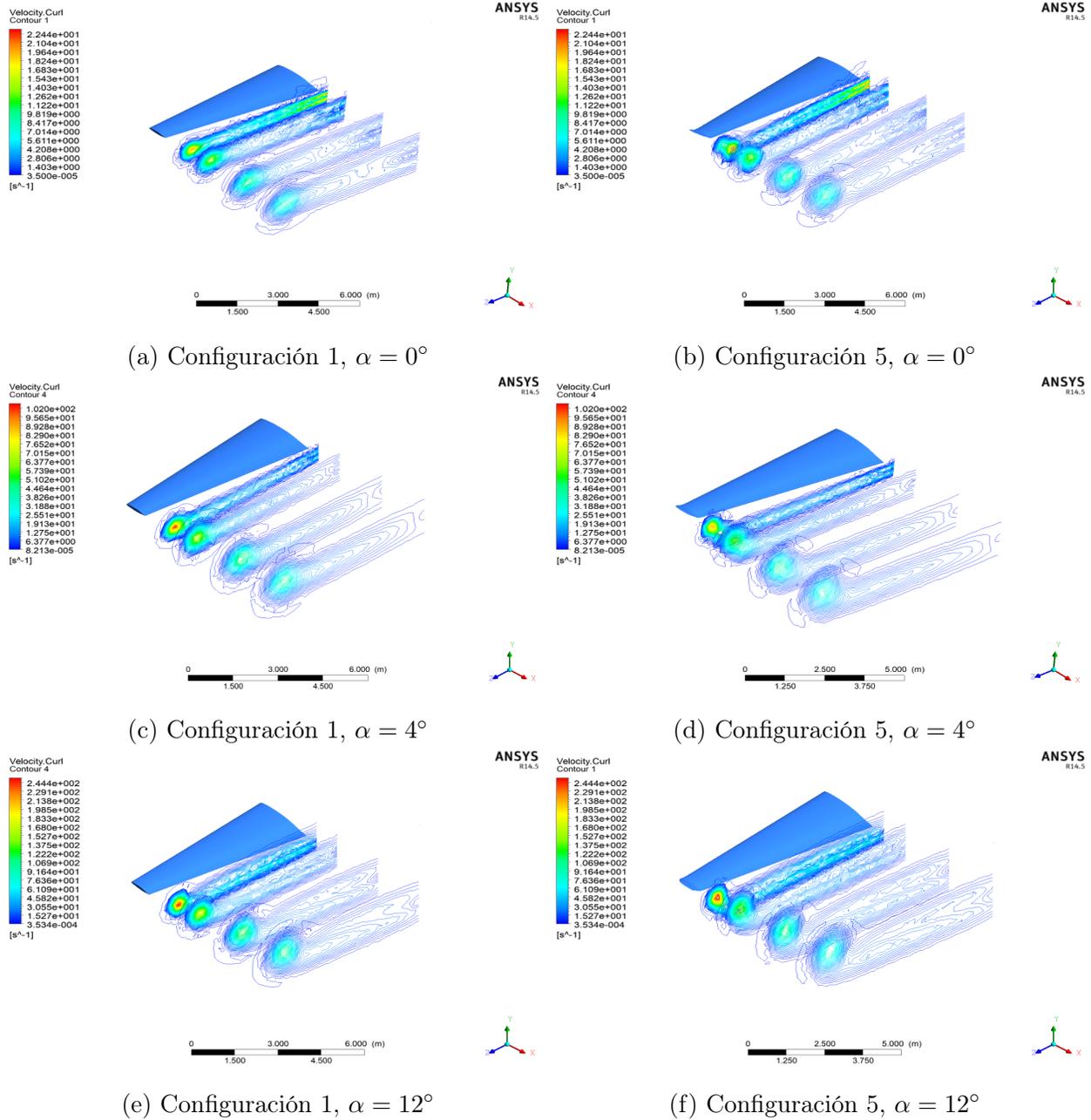


Figura 9-12: Eficiencia aerodinámica.

## 9.9. Análisis del vórtice de punta de ala

Los efectos de los vórtices en las puntas de las alas se analizan a través de un estudio de vorticidad, en las configuraciones más relevantes. Este estudio utiliza varios métodos que especifican una serie de ecuaciones, las cuales detectan vórtices en regiones especiales. Uno de esos métodos utilizados es el vector de velocidad Curl. Los contornos de los vórtices que se generan en la configuración 1 y 5 son mostrados en la Figura[9-13]. En el estudio se muestra una variación en los ángulos de ataque respectivamente, donde crucero  $\alpha = 0^\circ$ , y  $L/D_{max}$   $\alpha = 4^\circ$  y  $C_{Lmax}$   $\alpha = 12^\circ$ . Dicho lo anterior, en el ambiente de Post-procesamiento de Ansys CFD®, se colocaron 4 planos en el eje  $YZ+$  variando la relación  $x/c=2,76, 3,76, 5,76$  y  $7,76$   $m$ , siendo  $x$  el eje del vector velocidad y  $c$  la longitud de la cuerda. Pues de esta manera es posible utilizar el método del vector de velocidad Curl [ $s^{-1}$ ] y así poder observar de una manera clara los vórtices que se generan.



**Figura 9-13:** Contorno de velocidad de Curl [ $s^{-1}$ ] a varios ángulos de ataque; crucero  $\alpha = 0^\circ$ , y  $L/D_{max}\alpha = 4^\circ$  y  $C_{Lmax}\alpha = 12^\circ$ .

Como se observó En la Figura[9-13], la intensidad de los vórtices, es totalmente proporcional al ángulo de ataque. En el caso de la configuración 1, se muestra como incrementa el tamaño y la intensidad del vórtice a medida que el ángulo de ataque aumenta. No obstante, la instalación de varias configuraciones winglet produjo vórtices individuales que son mucho más débiles en fuerza y magnitud, comparandolos con la configuración 1. Pues, al comparar la intensidad de los vórtices de la configuración 1 y 5, se decretó que hay una pérdida de

---

vorticidad de aproximadamente 14.5 %. Finalmente, es posible concluir que el uso de winglets disminuye el arrastre inducido cuando la intensidad del vórtice pierde amplitud y fuerza. Dicho todo esto, se demuestra una mejora en la eficiencia aerodinámica del jet ultraligero.

# Capítulo 10

## Discusiones

Luego de determinar las configuraciones de tamaño, peso, ergonomía del piloto, aerodinámica, estabilidad, sistemas, subsistemas y desempeño; la aeronave ProJet se comparo en realación al mercado de interés.

En primer lugar, se evaluó la capacidad de carga pagada frente al alcance máximo. Al compararla con otros importantes competidores, como se muestra en la Figura[10-1], se observa un buen posicionamiento de la aeronave. Ahora bien, es posible comprobar que el ProJet se mantuvo por encima de la media, en ambos parámetros, destacándose de las regiones más pobladas del gráfico. Demostrando que, el producto proporciona al cliente el confort de mayor capacidad de equipaje, manteniendo, aún, uno de los mayores alcances de la categoría.

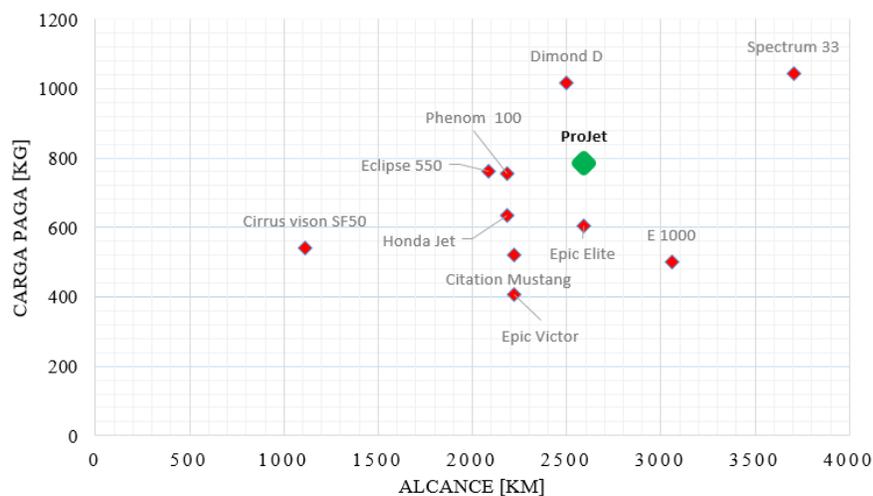


Figura 10-1: Carga Paga por Alcance de aeronaves de la misma categoría.

Un segundo análisis relacionó la velocidad de crucero con el alcance, según lo expuesto en la Figura[10-2]. La aeronave ProJet mantuvo una posición deseable, estando por encima del

promedio de velocidades. Sin embargo, presentó una velocidad ligeramente inferior a los dos competidores con mayor alcance. Se trata de una pérdida poco significativa para el cliente. Como se corrobora en la Figura[10-3], esta aeronave se mantiene por debajo de la media de precios de la categoría.

Como se deseaba desde un principio, la estrategia se mantuvo consistente: una aeronave de bajo costo, y fuerte competidor en relación al alcance y a la carga paga; una elección inteligente para el cliente final.

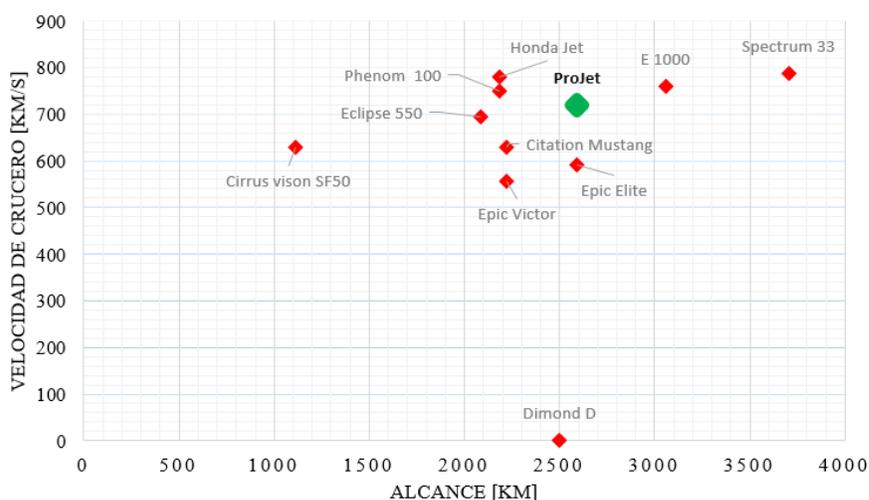


Figura 10-2: Velocidad de crucero por el alcance de aeronaves de la misma categoría. [27, 33].

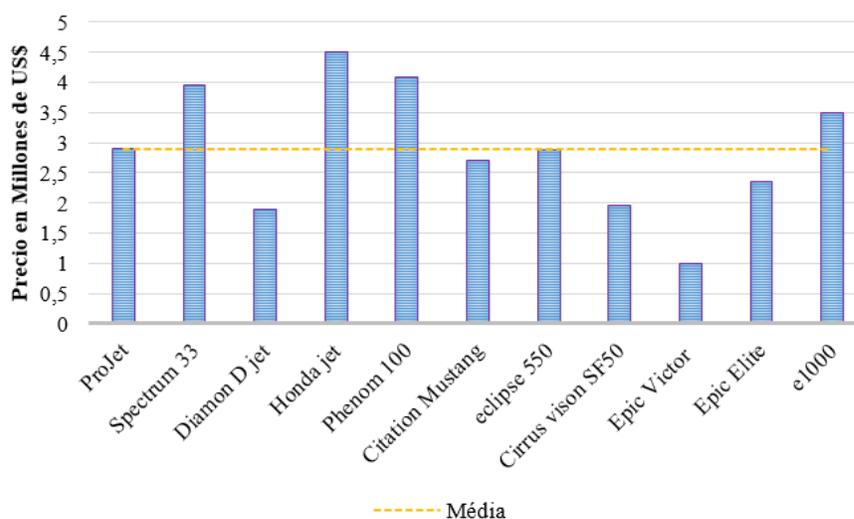
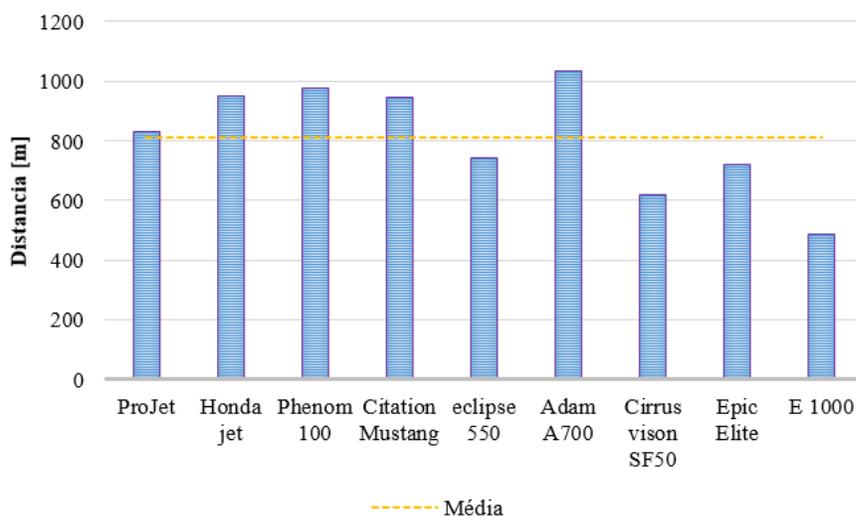


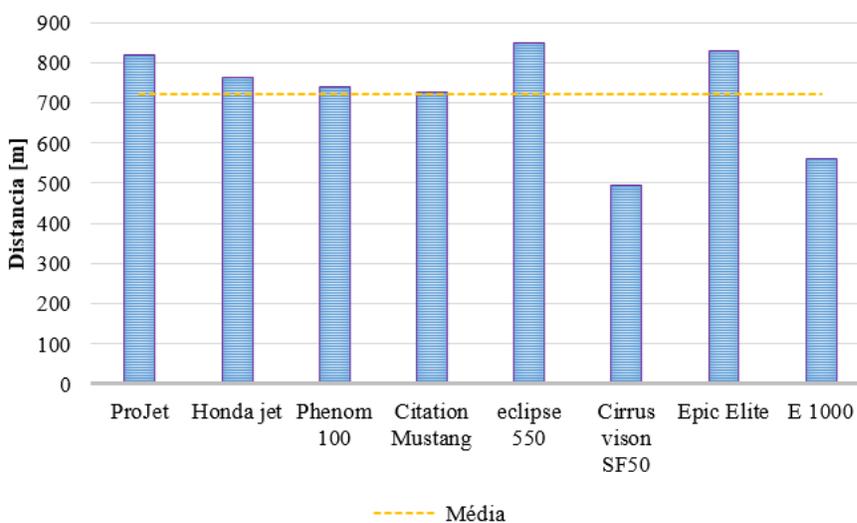
Figura 10-3: Comparación de precios entre aeronaves de la misma categoría.

Se realizaron algunas otras comparaciones, con el fin de asegurar que el desempeño de la aeronave es coherente con la categoría. Esto es, si no tiene ningún punto débil en comparación

con otros competidores. En ese sentido, se compararon las distancias de pista para despegue y para aterrizaje - respectivamente, como se observa en la Figura[10-4 y 10-5], la aeronave ProJet se denotó cerca de la media en ambos casos.



**Figura 10-4:** Distancia de pista necesaria para despegue.



**Figura 10-5:** Distancia de pista necesaria para aterrizaje.

Por otro lado, para mejorar aun mas el desempeño de la aeronave frente a otros competidores, se comparo el diseño preliminar frente al diseño conceptual; pues una vez determinada la configuración winglet con mejores características aerodinámicas, se instaló en el concepto básico del avión, como se muestra en la Figura[10-8]. De este modo se procedió a realizar un estudio completo del comportamiento aerodinámico de la aeronave en Ansys CFD® y de este modo, comparar el rendimiento aerodinámico del diseño conceptual y el diseño preliminar. De

---

acuerdo con los resultados obtenidos en la curva del coeficiente de sustentación, Figura**10-6a**, se observó, como la pendiente de la configuración 6 se separa de la Configuración 1, esto sucede cuando el ángulo de ataque toma valores mayores o iguales a cero  $\alpha \geq 0$ . Finalmente, se determinó un aumento considerable en el coeficiente de sustentación del 12,4% en comparación con el  $C_{Lmax}$  de la configuración 1, lo que indica un comportamiento aerodinámico mejorado con respecto al concepto básico de diseño. En la Figura**[10-6b]**, se muestra el drag polar del avión, en ella se observa como el coeficiente de sustentación aumenta para casi el mismo  $C_D$ . Ahora bien, las modificaciones del arrastre inducido también pueden ser estudiadas en la Figura**[10-6c]**, en ella se observa nuevamente un aumento del arrastre parásito al inicio de la pendiente debido a la superficie del winglet. No obstante, el arrastre inducido cae a medida que  $C_L^2$  aumenta, siendo para la configuración 1 una pendiente de  $(\partial C_D / \partial C_L^2 = 0,042)$  y para la configuración 5 una pendiente de  $(\partial C_D / \partial C_L^2 = 0,029)$ ; Indicando nuevamente, un aporte menor en el arrastre total. Finalmente se analiza la eficiencia aerodinámica del avión con las dos configuraciones a varios ángulos de ataque, Figura**[10-6d]**. En esta última, se observa un aumento en la eficiencia aerodinámica del 13.3%, lo que significa una mejora importante en el desempeño del avión en cada una de las etapas de vuelo. En conclusión, todos los requisitos de diseño fueron respetados, cumplidos y validados.

Para finalizar esta sección, se presenta la distribución de la presión estática, junto con las líneas de corriente en la superficie de toda la aeronave, permitiendo comparar los vórtices de punta de ala entre los dos modelos a un ángulo de ataque de  $\alpha = 4^\circ$ , donde la eficiencia aerodinámica  $(L/D)$  es máxima, Figura**[10-7]**. Los vórtices más pequeños se ven en la aeronave optimizada; Pues en comparación con el diseño conceptual, el flujo del aire es turbulento en la punta del ala, lo que representa una fuerza de vorticidad más intensa. Por otro lado, no hay una variación importante en la distribución de presiones en los dos modelos, lo que significa incluso, que con el aumento del Aspect Ratio del concepto óptimo, la carga del ala se mantuvo dentro de los límites del concepto básico.

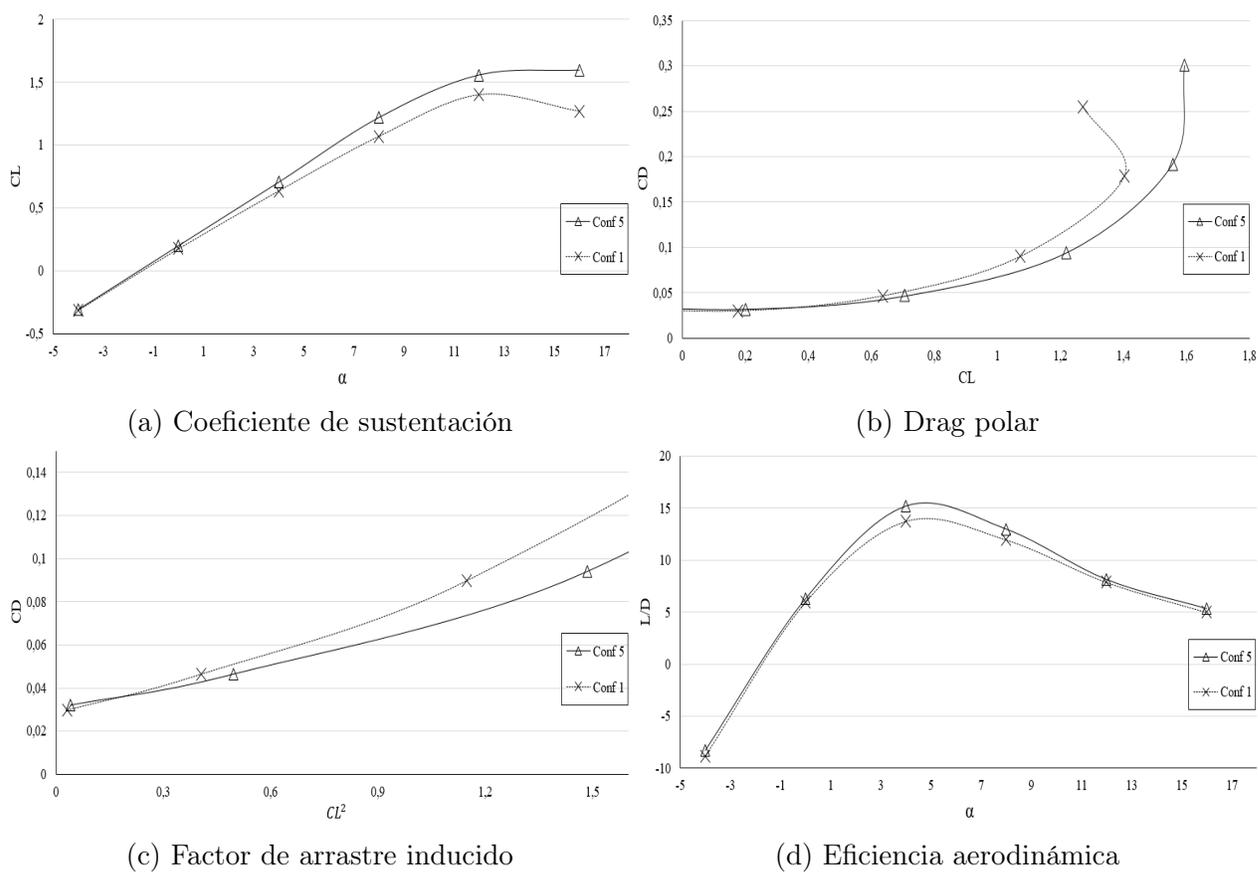


Figura 10-6: Resultados de las características aerodinámicas del Jet ultra ligero.

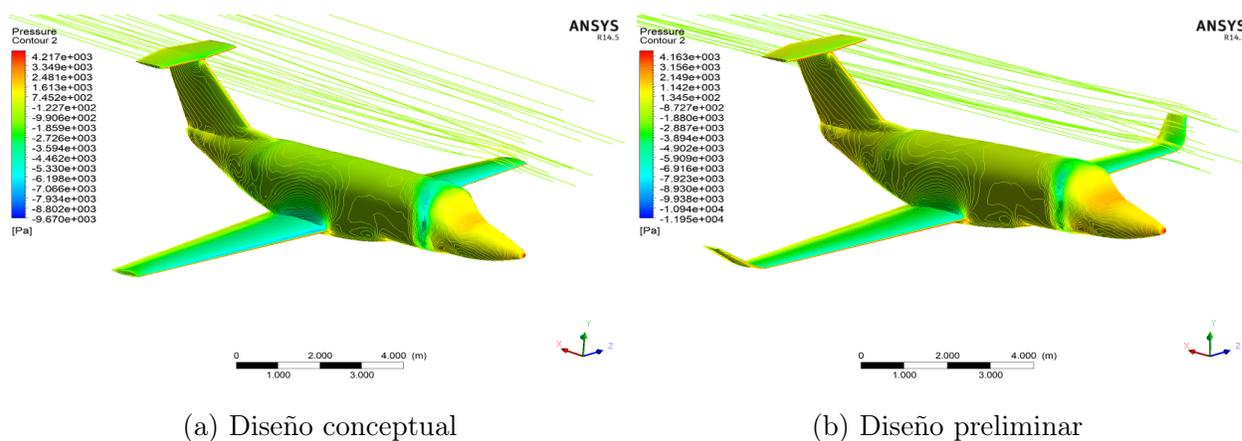


Figura 10-7: comparación de la distribución de la presión estática, junto con las líneas de corriente en la superficie del concepto basico del avion y el concepto preliminar.

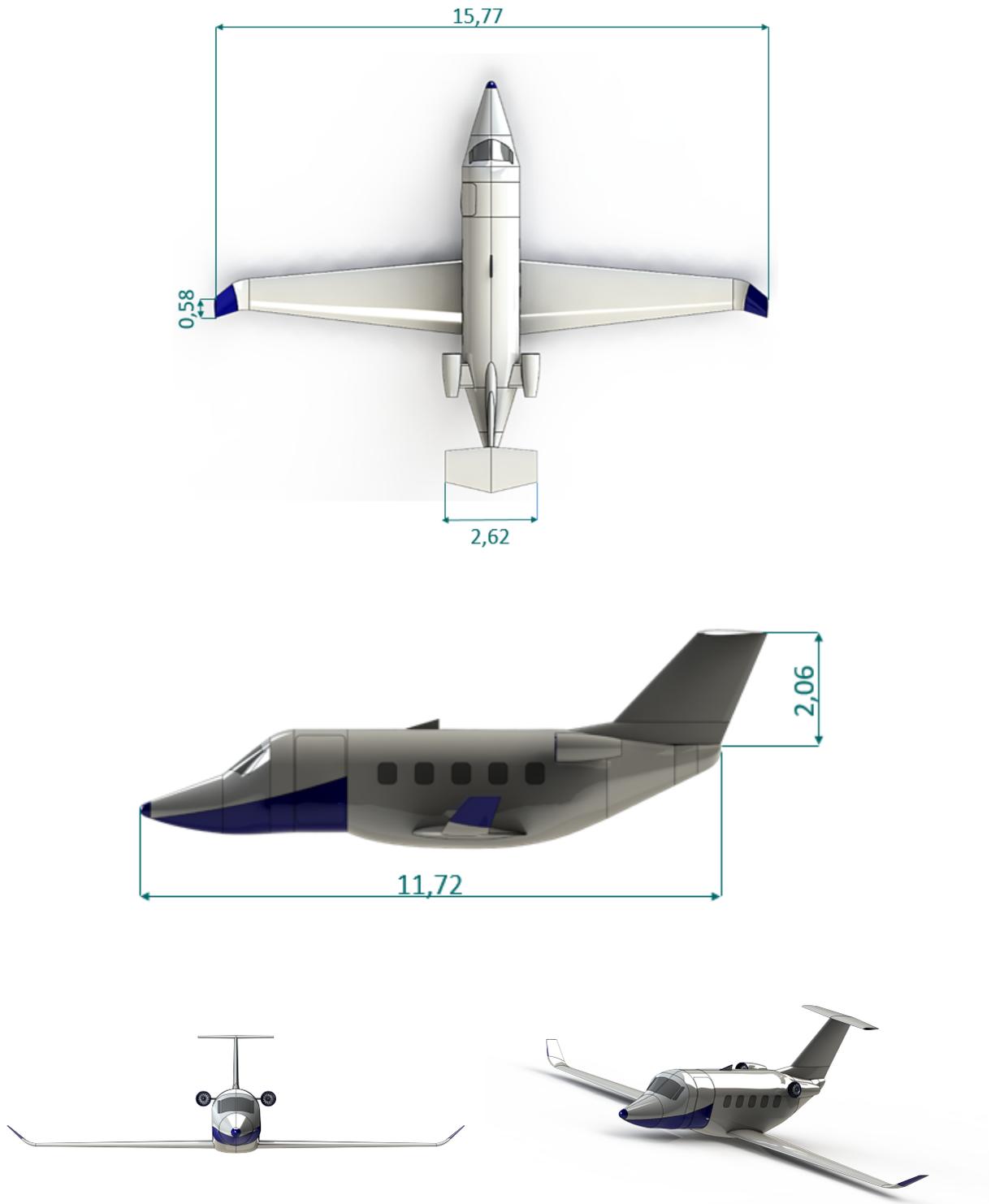


Figura 10-8: Projet

# Capítulo 11

## Conclusiones

En el presente trabajo, se desarrolló el diseño conceptual y preliminar de un nuevo jet ultra ligero. Métodos tradicionales de diseño de aeronaves se utilizaron para desarrollar y analizar la idoneidad de la aeronave, buscando mejorar la eficiencia aerodinámica al proponer la implementación de diferentes configuraciones winglet instaladas en las puntas de las alas. Sobre la base de estas investigaciones, se extraen las siguientes conclusiones:

- El análisis de mercado permitió concluir que la categoría jet de negocios es una de las más competitivas en el sector, debido a que los servicios son cada vez más atractivos para la población objetiva. Es por eso que se ha logrado mantener un buen margen de ventas al año, presentando un panorama alentador, debido a que existe mucho por innovar y ofrecer a este tipo de clientes. Igualmente, se determinó que las empresas que utilizan aviones de negocios producen mejores resultados financieros que las empresas que no lo hacen, tanto así que los han superado alrededor del 70 %.
- Estimaciones de alcance, velocidad crucero y peso total, fueron determinantes en el dimensionamiento inicial de la aeronave Projet. Estas permitieron obtener una aeronave capaz de transportar 7 pasajeros, cumpliendo con los requisitos de peso y demostrando que la aeronave tendría un rango de alcance superior a los competidores, debido a que algunos de ellos apenas pueden transportar como máximo 4 pasajeros.
- Simulaciones CFD permitieron obtener la configuración winglet que mejor se ajustaba a los requisitos de diseño de la aeronave. La configuración winglet con ángulo de CANT igual a  $45^\circ$ , disminuyó el drag inducido, lo que aumentó el coeficiente de sustentación y la eficiencia aerodinámica. Adicionalmente, se comprobó que la amplitud y la intensidad de los vórtices disminuyeron al implementar los dispositivos winglet.
- La instalación del dispositivo winglet en la aeronave redujo el arrastre inducido, aumentando considerablemente el coeficiente de sustentación hasta un 12,4 %. Por tanto, la eficiencia aerodinámica aumentó un 13,3 %. Asimismo, la distribución de presiones

no tuvo una variación significativa, demostrando que la carga alar se mantuvo dentro de los límites del concepto básico.

Finalmente, como trabajos futuros, experimentos en túnel de viento podrían ayudar a validar el análisis CFD preliminar.

# Bibliografía

- [1] Diseño y desarrollo del HondaJet. En: *Journal of aircraft*
- [2] EASA. CS 23. [S.l.]. Citado na página 30. EASA. *Survey on standard weights of passengers and baggage*.
- [3] ergonomía militar piloto. – Informe de Investigación
- [4] Estudios de optimización de diseño aerodinámico de una aeronave de cuerpo mixto. En: *Journal of Aircraft*
- [5] *Survey on standard weights of passengers and baggage*.
- [6] *Regulations, F. A. Part 23 Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes*. 1991
- [7] ., Marty C.: Winglets. NASA [en línea], 3 de marzo de 2008 [revisado 3 de marzo de 2008 ]. Disponible en Internet: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/about/Organizations/Technology/Facts/TF-2004-15-DFRC.html>.
- [8] ADVISORS, NEXA: BUSINESS AVIATION AN ENTERPRISE VALUE PERSPECTIVE[En línea]Disponible en Internet:<https://nbaa.org/wp-content/uploads/2018/02/NEXA-Report-Part-2-2010.pdf>. (2005-2010), p. 1–27
- [9] ADVISORS, NEXA: Business Aviation and Top Performing Companies 2017[En línea]Disponible en Internet:<https://nbaa.org/wp-content/uploads/2018/01/nexa-business-aviation-and-top-performing-companies-2017.pdf>. (2017), p. 1–24
- [10] ASSOCIATION, GAMA. General Aviation M.: ANNUAL REPORT. GAMA [En línea]Disponible en Internet:<https://gama.aero/wp-content/uploads/GAMA-2018-Annual-Report-FINAL.pdf>. (2017), p. 1–62
- [11] ASSOCIATION, GAMA. General Aviation M.: ANNUAL REPORT. GAMA [En línea]Disponible en Internet:<https://gama.aero/wp-content/uploads/GAMA2017AnnualReportForWeb.pdf>. (2017), p.1 – 60

- [12] BADANO, N ; MENÉNDEZ, A: Evaluación de metodologías para la modelación reynolds-averaged navier-stokes (rans) de la capa límite en conductos circulares. En: *Bariloche, Argentina* (2014)
- [13] BRAVO-MOSQUERA, Hernán Darío y Díaz Vera Zquez Guillermo y Catalano Fernando Martini: Diseño conceptual y análisis CFD de un nuevo prototipo de avión agrícola.
- [14] CERÓN MUÑOZ, H. D.: Análise experimental das características aerodinâmicas de multi-winglets adaptativas (Doctoral dissertation, Universidade de São Paulo).
- [15] CESSNA: Specifications [En línea] Disponible en Internet: <https://cessna.txtav.com/en/citation/m2>. (2019)
- [16] CITATION: Specifications CitationM [En línea], Disponible en Internet: <https://cessna.txtav.com/citation/m2>. (2018)
- [17] DOMPIERRE, MG y Fortin M y Bourgault Y y Habashi W y Dompierre J y Vallet MG y Fortin M y Bourgault Y y Habashi W.: Adaptación de malla anisotrópica: hacia un solver y un CFD independiente del usuario. En: *35ª Reunión y Exhibición de Ciencias Aeroespaciales*
- [18] DUTCH, DIGITAL: Calculadora de Atmósfera Estándar [En línea] Disponible en Internet: <https://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>.
- [19] EASTWOOD, Simon J. ; TUCKER, Paul G.: Hybrid LES—RANS of complex geometry jets. En: *International Journal of Aeroacoustics* 10 (2011), Nr. 5-6, p. 659–684
- [20] ECLIPSE: Specifications Eclipse [En línea], Disponible en Internet: <http://www.oneaviation.aero/eclipse/550.php>. (2018)
- [21] EMBRAER: performance [En línea] Disponible en Internet: <https://prijet.com/performance/Embraer> (2018)
- [22] EMBRAER: Phenom News: evolution [En línea] Disponible en Internet: <http://es.embraerexecutivejets.com/en-us/jets/phenom-100/pages/evolution.aspx>. (2018)
- [23] EMBRAER: Specifications [En línea] Disponible en Internet: <http://es.embraerexecutivejets.com/en-us/jets/phenom-100/pages/overview.aspx>. (2018)
- [24] FAR: Federal Aviation Regulations, Disponible en Internet: <https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=9f1007ff474d0023295a0b053386107dmc=true&node=pt14.1.23rgn=div5>.
- [25] FERNÁNDEZ., SILVIA: Los ejecutivos comparten los gastos del jet privado. (2018)
- [26] FERRERO MICÓ, JAVIER: *Estudio CFD y fabricación de un ala con winglets para mejora de una práctica de Aerodinámica*, Tesis de Grado, 2017

- [27] FRANKE, G.: *Nutzpflanzen der Tropen und Subtropen*. Stuttgart : UTB, 1994
- [28] GOLD, N ; VISSER, K: Efectos aerodinámicos de diédrica local en la punta de un ala con rastrillo. En: *40 AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit*
- [29] GOLD, N ; VISSER, K: Efectos aerodinámicos de diédrica local en la punta de un ala con rastrillo. En: *40 AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit*
- [30] GRATZER, L. B.: U.S. Patent No. 5,348,253. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office. (1994)
- [31] GUDMUNDSSON, S.: *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013
- [32] GUERRERO, Joel ; SANGUINETI, Marco ; WITTKOWSKI, Kevin: CFD Study of the Impact of Variable Cant Angle Winglets on Total Drag Reduction. En: *Aerospace* 5 (2018), Nr. 4, p. 126
- [33] HARTLEY, C.W.S.: *The Oil Palm*. London : Longman, 1977
- [34] HENDERSON, Holmes B. J.: Induced drag-historical perspective (No. 892341). SAE Technical Paper. (1989)
- [35] HIRSCH, C.: *Numerical computation of internal and external flows: The fundamentals of computational fluid dynamics*.
- [36] HOND: Especifications Honda Jet [En línea], Disponible en Internet: <https://cirusaircraft.com/aircraft/vision-jet/>.
- [37] HONDAJET: Innovations[En línea]Disponible en Internet:<http://www.hondajet.com/hondajet/innovations>. (2018)
- [38] HONDAJET: News[En línea]Disponible en Internet:<https://www.hondajet.com/news/article?categoryType=00ea-4c36-a2b9-3ee9fe65ae28articleType=pressrelease>. (2018)
- [39] HONDAJET: Efficiency[En línea]Disponible en Internet:<http://www.hondajet.com/hondajet/efficiency>. (2019)
- [40] INC., ANSYS: Ansys 14.0 - Documentation[En línea]Disponible en Internet:<https://www.sharcnet.ca/help/index.php/ANSYS>. (2018)
- [41] INFORMEAEREO: Crece el mercado de los jets privados. Informe Aereo [En línea], Disponible en Internet: <http://informeaereo.com/2018/03/crece-el-mercado-de-los-jets-privados/>. (2018)

- [42] JOHN, Anderson J. R.: *Computational fluid dynamics: the basics with applications. Mechanical Engineering Series.* 1995
- [43] KHALIL, Essam E. ; HELAL, Hesham ; ABDELLATIF, Osama ; ELHARRIRI, Gamal M.: Effect of Raked Winglet on Aircraft Performance. En: *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017, p. 1841
- [44] MAUGHMER, Mark D.: Design of winglets for high-performance sailplanes. En: *Journal of Aircraft* 40 (2003), Nr. 6, p. 1099–1106
- [45] NBAA: BUSINESS AVIATION FACT BOOK[En línea]Disponible en Internet:<https://nbaa.org/wp-content/uploads/2018/01/business-aviation-fact-book.pdf>. (2017)
- [46] PANAGIOTOU, P y Yakinthos K.: Diseño y optimización de Winglet para un UAV MALE usando CFD.
- [47] PERKINS, Hage R. E.: *Airplane Performance, Stability and Control.* John Wiley And Sons, 1949. – ISBN 047168046X
- [48] PHENSPE: Especifications Phenom-100E[En línea], Disponible en Internet: <https://executive.embraer.com/global/en/phenom-100ev>. (2018)
- [49] RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics.* Washington, DC, 1992
- [50] REEL, Nikola D.: Uso de la dinámica de fluidos computacional para generar una base de datos aerodinámica compleja para aviones VTOL. En: *2018 Conferencia de aerodinámica aplicada*
- [51] SENGUPTA, Tapan K.: *Instabilities of Flows and Transition to Turbulence.* CRC Press, 2012. – ISBN 9781439879443
- [52] SPILLMAN, JJ: The use of wing tip sails to reduce vortex drag. En: *The Aeronautical Journal* 82 (1978), Nr. 813, p. 387–395
- [53] STINTON, Darrol: *Design Of The Aeroplane.* John Wileys, 2011. – ISBN 9788126531721
- [54] TAKENAKA, Keizo ; HATANAKA, Keita ; YAMAZAKI, Wataru ; NAKAHASHI, Kazuhiro: Multidisciplinary design exploration for a winglet. En: *Journal of Aircraft* 45 (2008), Nr. 5, p. 1601–1611
- [55] TALAY, Theodore A.: *Introduction to the Aerodynamics of Flight.* Vol. 367. Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space . . . , 1975

- 
- [56] VERSTEEG, Malalasekera W.: *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson Education. 2007
- [57] VISION, Cirrus: Especifications Cirrus Vision SF50 [En línea], Disponible en Internet: <https://cirrusaircraft.com/aircraft/vision-jet/>.
- [58] WHITCOMB, R. T.: A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets.