



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

ESTUDIO AERODINÁMICO MEDIANTE HERRAMIENTAS PARAMÉTRICAS DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA PARA SER IMPLEMENTADA EN EL SECTOR AGRÍCOLA DE LA REGIÓN ANDINA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO**

DARÍO ALEXANDER RODRÍGUEZ CLAUDIO
dario.rodriguez@epn.edu.ec

DIRECTOR: DR. ESTEBAN ALEJANDRO VALENCIA TORRES
esteban.valencia@epn.edu.ec

CO-DIRECTOR: DR. VÍCTOR HUGO HIDALGO DÍAZ
victor.hidalgo@epn.edu.ec

Quito, noviembre 2017

© Escuela Politécnica Nacional (2017)
Reservados todos los derechos de reproducción

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por **Darío Alexander Rodríguez Claudio**, bajo mi supervisión.

Dr. Esteban Alejandro Valencia Torres

DIRECTOR DE PROYECTO

Dr. Víctor Hugo Hidalgo Díaz

CODIRECTOR DE PROYECTO

DECLARACIÓN

Yo, **Darío Alexander Rodríguez Claudio**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

Darío Alexander Rodríguez Claudio

DEDICATORIA

*Al gran ingeniero del universo,
por darme fortaleza y tenacidad para superar
toda adversidad en el camino de la vida.*

*A mis amados padres, Darwin y Yolanda
y a mi hermana, Carolina
por estar conmigo incondicionalmente
celebrando mis triunfos y apoyándose en las derrotas.*

*A mi abuelita Mariana,
por ser una fuente inagotable
de comprensión, amor y sabiduría.*

*A mi grupo de amigos,
por hacer de la universidad
un lugar divertido y agradable.*

*A ti, Andre,
mi flor en el desierto.*

“The present is theirs; the future, for
which I really worked, is mine”

Nikola Tesla

AGRADECIMIENTO

*En primer lugar, agradezco
a la Escuela Politécnica Nacional,
por haberme dado la oportunidad de ser
parte del selecto grupo de profesionales
formado en esta prestigiosa alma mater.*

*A mi director, Dr. Esteban Valencia
y mi codirector, Dr. Víctor Hidalgo,
por su orientación y guía para
culminar exitosamente este proyecto.*

*Al ingeniero Miguel Ortega,
por cultivar mi crecimiento
académico y profesional.*

*A mi amigo Cristhian,
compañero de ciencia y filosofía,
por su predisposición a
brindarme su ayuda y consejo.*

CONTENIDO

Certificación	i
Declaración.....	ii
Resumen	vii
Abstract	viii
Glosario de términos.....	ix
INTRODUCCIÓN	1
Pregunta de investigación.....	2
Objetivo general.....	2
Objetivos específicos	2
Alcance.....	2
1. REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA	4
1.1. Modelos paramétricos	5
1.1.1. <i>Modelo geométrico</i>	5
1.1.2. <i>Modelo aerodinámico</i>	11
1.2. Simulación numérica en CFD	15
1.2.1. <i>Mallado</i>	15
1.2.2. <i>Modelos de turbulencia</i>	16
2. METODOLOGÍA	18
2.1. Condiciones de operación	19
2.2. Modelo geométrico	19
2.2.1. <i>Diseño del ala</i>	20
2.2.2. <i>Diseño de cola</i>	24
2.2.3. <i>Implementación de OpenVSP y diseño de fuselaje</i>	31
2.3. Modelo aerodinámico	32
2.3.1. <i>Cálculo del coeficiente de sustentación</i>	32
2.3.2. <i>Cálculo del coeficiente de arrastre</i>	35
2.4. Análisis paramétrico	39

2.5. Simulación numérica en CFD	41
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN.....	43
3.1. Modelo geométrico	43
3.1.1. <i>Diseño de ala</i>	43
3.1.2. <i>Diseño de la cola</i>	49
3.1.3. <i>Modelo conceptual</i>	51
3.2. Modelo aerodinámico	53
3.2.1. <i>Coefficiente de sustentación</i>	53
3.2.2. <i>Coefficiente de arrastre</i>	54
3.2.3. <i>Análisis de estabilidad longitudinal</i>	55
3.3. Análisis paramétrico	57
3.3.1. <i>Modelo base</i>	57
3.3.2. <i>Análisis de sensibilidad de selección de perfil</i>	58
3.3.3. <i>Análisis paramétrico del desempeño aerodinámico</i>	60
3.3.4. <i>Análisis de sensibilidad de estabilidad</i>	69
3.4. Mejoramiento del modelo conceptual	71
3.5. Simulación numérica en CFD	72
3.6. Comparación de modelos.....	77
3.6.1. <i>Comparación de modelos de geometría</i>	77
3.6.2. <i>Comparación de modelos aerodinámicos</i>	78
4. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	83
4.1. Conclusiones.....	83
4.2. Trabajos futuros.....	85
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	86
ANEXOS	91
Anexo I. Carta semi-empírica para la selección de perfiles.....	91
Anexo II. Simulación numérica del ala ONERA M6	92
Anexo III. Utilización de OpenVSP	97

RESUMEN

El presente trabajo tiene como objetivo la implementación de métodos paramétricos para la generación de la geometría y evaluación aerodinámica de un sistema aéreo no tripulado para ser operado en la región Andina. En primer lugar, se describe el procedimiento básico de diseño geométrico y evaluación aerodinámica de una aeronave durante el diseño conceptual. Se establecieron las condiciones de operación acorde a la región Andina y se implementaron los módulos de geometría y aerodinámica en MATLAB. Los parámetros geométricos calculados fueron utilizados como datos de entrada en la plataforma libre OpenVSP para desarrollar un modelo tridimensional de la aeronave. Por otro lado, la evaluación aerodinámica se llevó a cabo mediante la interacción del programa desarrollado en MATLAB con XFOIL, un código abierto para caracterización de perfiles aerodinámicos. En contexto, el coeficiente de sustentación de la aeronave se calculó mediante el método *Lifting Line Theory*; mientras que, el coeficiente de arrastre se estimó a través de modelos semi-empíricos. Posteriormente, se desarrolló un estudio paramétrico de sensibilidad para investigar la respuesta del desempeño aerodinámico de la aeronave con respecto a la variación de las condiciones de operación y variables geométricas. Estos resultados se utilizaron para establecer un proceso de mejoramiento el modelo conceptual inicial. Finalmente, los coeficientes aerodinámicos calculados para un caso de estudio se contrastaron con los resultados obtenidos con modelos de mayor fidelidad como *Vortex Lattice Method* y CFD. La comparación de resultados demostró que el método propuesto predice acertadamente el desempeño aerodinámico de una aeronave no tripulada durante la etapa conceptual de diseño.

Palabras clave: Aeronave no tripulada, coeficientes aerodinámicos, desempeño aerodinámico, dinámica computacional de fluidos, estudio paramétrico.

ABSTRACT

The present work aims at the implementation of parametric models for the generation of geometry and aerodynamic assessment of a fixed-wing unmanned aerial vehicle to be operated in the Andean region. First, the basic procedure for the geometrical design and aerodynamic assessment of an aircraft during the conceptual phase is described. Afterwards, the operating conditions according to the Andean region were established and, the geometrical and aerodynamic modules were implemented in MATLAB. The calculated geometrical parameters were then used as input data in OpenVSP platform to develop a three-dimensional model of the proposed aircraft. On the other hand, the aerodynamic assessment was carried out through the interaction of the developed code in MATLAB with XFOIL, an open-source code for airfoil assessment. In context, the Lifting Line Theory was used to calculate the lift coefficient. Meanwhile, the drag coefficient was estimated using semi-empirical methods. Subsequently, a parametric sensitivity study was developed to determine the response of the aerodynamic performance of the aircraft with respect to the variation of the operating conditions and geometric parameters. These results were then used to stablish improvements to the initial conceptual model. The calculated aerodynamic coefficients of a study case were contrasted with higher fidelity models such as the Vortex Lattice Method and CFD. Comparison of models showed that the proposed method captures well the aerodynamic performance trends of an unmanned aircraft during the conceptual design stage.

Keywords: Aerodynamic coefficients, aerodynamic performance, computational fluid dynamics, parametric study, unmanned aerial vehicle.

GLOSARIO DE TÉRMINOS

Abreviaturas

a.c.	Centro aerodinámico
AOA	Ángulo de ataque, [deg]
AUVSI	<i>Association for Unmanned Vehicle Systems International</i>
AR	<i>Aspect ratio</i>
b	<i>Span</i> , [m]
CAD	Diseño asistido por computadora (<i>Computer-aided design</i>)
C_D	Coefficiente de arrastre 3D
C_d	Coefficiente de arrastre 2D
C_{Di}	Coefficiente de arrastre inducido
C_{Do}	Coefficiente de arrastre parásito
C_{Ds}	Coefficiente de arrastre <i>friction-form</i>
CD_{int}	Coefficiente de arrastre por interferencia
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
C.G.	Centro de gravedad
C_L	Coefficiente de sustentación 3D
$C_{L\alpha}$	Pendiente del coeficiente de sustentación, [deg ⁻¹]
C_l	Coefficiente de sustentación 2D
$C_{l\alpha}$	Pendiente de coeficiente de sustentación de perfil, [deg ⁻¹]
C_{mo}	Momento aerodinámico
c_r	Cuerda raíz, [m]
c_t	Cuerda del extremo, [m]
D	Fuerza de arrastre (<i>Drag</i>), [N]
D_f	Diámetro del fuselaje, [m]
e	<i>Span efficiency factor</i>
e_o	<i>Oswald efficiency factor</i>
f_{LD}	Factor de finura del fuselaje (<i>fineness ratio</i>)
h	Distancia no dimensional del borde frontal del ala al centro de gravedad
h_o	Distancia no dimensional del borde frontal del ala al centro aerodinámico
L	Fuerza de sustentación (<i>Lift</i>), [N]
L_f	Longitud del fuselaje, [m]
LLT	<i>Lifting Line Theory</i>
l_o	Brazo del ala, [m]
Ma	Número de Mach

mac	<i>Mean aerodynamic chord</i> , [m]
N	Número de paneles utilizados en el método LLT
Re	Número de Reynolds
S	Superficie plana del ala, [m ²]
S _{wet}	Superficie sumergida, [m ²]
t/c	<i>Thickness to chord ratio</i>
UAV	Vehículo aéreo no tripulado
V _c	Velocidad crucero, [m/s]
V _H	Coefficiente de volumen de cola horizontal
V _s	Velocidad de <i>stall</i> , [m/s]
V _V	Coefficiente de volumen de cola vertical
V _∞	Velocidad de flujo libre, [m/s]
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i>
W _{TO}	Peso máximo de despegue, [N]

Vocabulario griego

α	Ángulo de ataque, [deg]
α_0	<i>Zero-lift angle</i> , [deg]
α_s	Ángulo de incidencia, [deg]
α_t	Ángulo de <i>twist</i> , [deg]
δ	Error relativo, [%]
λ	<i>Taper ratio</i>
Λ_{LE}	Ángulo <i>sweep leading edge</i> , [deg]
ρ	Densidad del aire, [kg/m ³]
ρ_0	Densidad del aire a nivel del suelo, [kg/m ³]
μ	Viscosidad, [kg/ms]

Subíndices

avg	Promedio
f	Fuselaje
h	Cola horizontal
lam	Laminar
max	Máximo
min	Mínimo
w	Ala

wf	Ensamblaje ala-fuselaje
wet	Área superficial en contacto con el fluido
v	Cola vertical
turb	Turbulento
tran	Transitorio

ESTUDIO AERODINÁMICO MEDIANTE HERRAMIENTAS PARAMÉTRICAS DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA PARA SER IMPLEMENTADA EN EL SECTOR AGRÍCOLA DE LA REGIÓN ANDINA

INTRODUCCIÓN

Las aeronaves no tripuladas han revolucionado diversas actividades como vigilancia, rescate, mensajería y agricultura [1]. De acuerdo a la AUVSI, actualmente los mercados más prometedores de estas plataformas aéreas corresponden a la agricultura de precisión y la seguridad pública [2]. Su implementación en el Ecuador podría mejorar la efectividad del monitoreo de cultivos y, en consecuencia, los ingresos económicos relacionados con este sector de producción. Sin embargo, el costo de adquisición de estos equipos, sumado a la incertidumbre de su rendimiento en regiones de gran altitud (región Andina) constituye el mayor problema.

Esto ha incentivado la incursión en el diseño de aeronaves no tripuladas adaptadas a las condiciones de operación de la región Andina. Como parte de este proceso, uno de los requerimientos es desarrollar un estudio aerodinámico para determinar el desempeño de la aeronave. Actualmente, la caracterización aerodinámica de un modelo aeronáutico se realiza mediante simulaciones numéricas o pruebas experimentales en túneles de viento [3]. No obstante, estos métodos conllevan largos tiempos de configuración y altos requerimientos computacionales, incrementando los costos de diseño. Además, la aplicación de dichos métodos se justifica en etapas avanzadas del diseño u optimización de aeronaves existentes [4].

Una alternativa rápida y versátil corresponde a los modelos paramétricos tanto para la generación de la geometría como para la evaluación aerodinámica [5]. La ventaja de estos modelos es la efectividad para obtener resultados aceptables en etapas tempranas de diseño mediante relaciones técnicas y/o semi – empíricas simples. Así, por ejemplo, la geometría de una aeronave puede ser definida en función de un pequeño grupo de variables y sus propiedades aerodinámicas pueden ser estudiadas instantáneamente. Esta característica de versatilidad brinda al método la capacidad de analizar varias configuraciones aeronáuticas simultáneamente para determinar la influencia de diversas variables y generar un modelo conceptual óptimo [6]. Sin embargo, la mayoría de las

relaciones paramétricas propuestas por la literatura han sido enfocadas a la aviación civil. De esta forma, el presente estudio pretende implementar dichos modelos con el fin de analizar el comportamiento aerodinámico de un sistema aéreo no tripulado de ala fija. Para esto, los modelos paramétricos para la generación de la geometría de la aeronave y su evaluación aerodinámica fueron implementados en MATLAB. Los resultados del método propuesto, aplicados a un caso de estudio, son comparados con herramientas de mayor fidelidad para determinar la calidad de ajuste.

Pregunta de investigación

¿Es posible implementar un modelo paramétrico para la generación de la geometría y evaluación aerodinámica de una aeronave no tripulada de ala fija con resultados aceptables en la etapa de diseño conceptual?

Objetivo general

Estudiar aerodinámicamente mediante herramientas paramétricas una aeronave no tripulada para ser implementada en el sector agrícola de la región Andina.

Objetivos específicos

- Desarrollar un modelo paramétrico para la generación de la geometría y la caracterización aerodinámica de una aeronave no tripulada.
- Estimar mediante simulación numérica (CFD) la aerodinámica de la arquitectura del modelo obtenido.
- Determinar las variables y parámetros a mejorarse con base en la comparación con la simulación numérica e información disponible en el dominio público.

Alcance

El presente trabajo tiene como objetivo implementar modelos paramétricos en MATLAB para la geometría y evaluación aerodinámica de una aeronave no tripulada. El modelo de geometría tiene la función de generar un modelo conceptual de las superficies de sustentación. Por otra parte, el modelo aerodinámico estima los coeficientes de sustentación y arrastre del modelo conceptual propuesto. Adicionalmente, el presente trabajo cubre un estudio de sensibilidad de las variables geométricas para determinar su influencia en el desempeño aerodinámico y estabilidad longitudinal de la aeronave. Además, se realiza un estudio de la afectación de los coeficientes aerodinámicos en

función de la variación de las condiciones de operación y datos preliminares de la aeronave. Finalmente, se establecen las variables más relevantes con base en los resultados de los análisis paramétricos mencionados. Estos resultados son utilizados como pautas para definir un proceso de modificaciones del modelo conceptual inicial con el fin de mejorarlo. Finalmente, los coeficientes aerodinámicos obtenidos con el método propuesto, para un caso de estudio, son comparados con modelos de mayor fidelidad para analizar la calidad de ajuste.

El presente estudio describe únicamente el diseño de superficies de sustentación de un solo panel y con perfil aerodinámico constante (sin variación de perfil a largo de la envergadura del ala).

1. REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA

La producción agrícola en la región Andina del Ecuador es una actividad económica con gran potencial de desarrollo gracias su privilegiada localización y su diversidad de microclimas y suelos [7], [8]. Sin embargo, en los últimos años la agricultura no ha presentado un mayor crecimiento o tecnificación, representando únicamente entre el 6 y 8 % del PIB total del país y empleando a más del 28 % de la población trabajadora [9], lo que indica una baja eficiencia de la producción.

Por tanto, en vista de la importancia que representa la agricultura para el desarrollo económico del país, uno de los planteamientos para incrementar la calidad y control de la producción es el uso de aeronaves no tripuladas o UAVs.

Los sistemas aéreos no tripulados se definen como aeronaves motorizadas que no llevan consigo un operador humano y pueden ser operados a través de control remoto o automáticamente [10]. La utilización de estos dispositivos ha traído grandes beneficios en numerosos campos como vigilancia, emergencias humanitarias, mensajería y agricultura [1]. Por ejemplo, estas plataformas aéreas son utilizadas para monitorear el estrés hídrico de los sembríos, lo cual permite controlar de manera precisa la deficiencia o exceso de agua que recibe una plantación [11]. De igual forma, un modelo aéreo no tripulado fue utilizado en la plantación de café más grande de Estados Unidos para determinar la madurez de la plantación y los problemas de riego por goteo, obteniendo un incremento de cosecha de alrededor de 5 a 10 % anualmente [12].

Desafortunadamente, la utilización de modelos comerciales en regiones de gran altitud, como la región Andina, acarrea alteraciones en las condiciones de operación de diseño. Así, la disminución considerable de la densidad del aire produce pérdida del rendimiento de los motores de combustión interna y reducción en la fuerza de sustentación [13], [14]. Otros parámetros afectados por la altura son la densidad y viscosidad del aire, produciendo alteración en el número de Reynolds (Re). La variación de Re , a su vez, influye en el coeficiente de arrastre (C_D), ya que éste depende, entre otros factores, del régimen de vuelo de la aeronave (laminar, turbulento o transitorio) [15].

Por otro lado, el diseño, evaluación y optimización aeronáutica son tareas por demás complicadas ya que se debe encontrar un compromiso óptimo entre numerosas variables como: el tipo de aeronave, la geometría, la aerodinámica, control – estabilidad, materiales, carga de pago, costo de manufactura y costo operacional. La tarea se dificulta más durante la fase conceptual del diseño donde se debe establecer, generar y evaluar diversas

configuraciones para obtener una combinación óptima de parámetros. En esta etapa, el diseño está compuesto por varios módulos que comprenden: geometría, peso, aerodinámica, propulsión, control, materiales y costos.

1.1. Modelos paramétricos

Un modelo paramétrico permite definir y evaluar rápidamente múltiples configuraciones en función de un pequeño grupo de variables establecidas inicialmente [5], [16]. Estos modelos combinan tres aspectos fundamentales: flexibilidad, consistencia y facilidad de diseño [17]; permitiendo así, generar y evaluar un mayor número de modelos en menor tiempo, mientras se optimizan los recursos computacionales y costos de diseño. Estas características son especialmente requeridas durante la fase conceptual del diseño. Un aspecto importante de los modelos paramétricos es que el usuario puede observar los efectos que produce la manipulación de una variable sobre otra, de forma instantánea y en tiempo real [16].

Los métodos paramétricos pueden identificarse como teóricos o semi-empíricos. Por ejemplo, el método *Lifting Line Theory* (LLT) [18], para el cálculo del coeficiente de sustentación de un ala, se puede considerar un modelo teórico porque está basado en idealizaciones y relaciones matemáticas. Por otra parte, los métodos semi-empíricos [5], [15], para el cálculo del coeficiente de arrastre de una aeronave, se basan en resultados de diversos estudios experimentales. A pesar de que ambos son modelos simples y de menor fidelidad en comparación a las simulaciones numéricas o pruebas experimentales, los métodos paramétricos, en general, brindan versatilidad, rapidez y resultados aceptables en etapas tempranas del diseño. Dichos métodos pueden ser implementados fácilmente en hojas de cálculo o en códigos de programación simples con el fin de generar la geometría preliminar de un modelo y evaluar aerodinámicamente su desempeño [19].

1.1.1. Modelo geométrico

La geometría de una aeronave convencional está compuesta por tres elementos básicos: ala, cola y fuselaje. El diseño convencional de cada uno de ellos se basa tanto en criterios teóricos como experimentales [20], [21], los cuales han sido formulados a lo largo de la historia de la aviación. La parametrización de la geometría durante el diseño conceptual trae consigo la reducción de los recursos computacionales necesarios y la flexibilidad a cambios recurrentes, propios de la etapa conceptual del diseño. Además, el uso de herramientas computacionales paramétricas [17], [22], como el software libre OpenVSP [23], [24], facilitan la conceptualización del modelo conceptual en arquitecturas digitales en tres

dimensiones. Esta herramienta es una alternativa para unir la brecha que existe entre el diseño conceptual y el diseño de detalle, ya que un modelo paramétrico puede transformarse rápidamente en un modelo CAD, lo que facilita la evaluación en CFD durante etapas avanzadas del diseño.

1.1.1.1. Diseño del ala

La función principal del ala es generar la fuerza de sustentación (L) de una aeronave; sin embargo, adicionalmente se generan la fuerza de arrastre (D) y el momento aerodinámico (M_o) [18], [25]. Estos dos últimos parámetros son indeseables y deben ser reducidos al máximo mediante técnicas de diseño aeronáutico [20], [26]. La Figura 1.1 muestra la sección transversal de un ala e ilustra la descomposición de la fuerza aerodinámica F en sustentación y arrastre. El punto a.c. es considerado el lugar donde F se concentra y M_o es independiente del ángulo de ataque (AOA). Este parámetro es ampliamente utilizado para análisis de estabilidad y se localiza a una distancia aproximada de 25 % del *mean aerodynamic chord* (*mac*) desde el borde frontal del perfil (*leading edge*) [20].

El estudio de las secciones transversales del ala (Figura 1.1), llamadas perfiles o *airfoils*, es de gran importancia, ya que su evaluación es mucho más fácil y los resultados pueden ser utilizados para caracterizar una superficie de sustentación en tres dimensiones, como el ala o la cola.

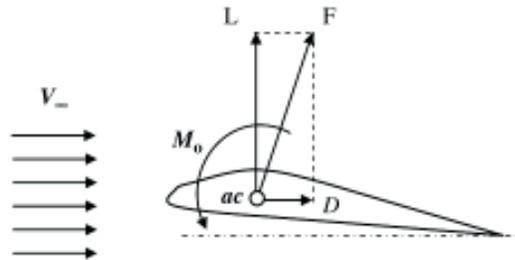


Figura 1.1. Fuerza aerodinámica y momento en un perfil aerodinámico [20].

El diseño conceptual del ala requiere el establecimiento de los siguientes parámetros primarios [20], [26]:

- Número de alas, número de paneles y localización vertical.
- Selección y evaluación aerodinámica del perfil 2D del ala.
- Ángulos del ala: incidencia (α_s), *twist* (α_t) y *sweep* (Λ_{LE}) (Figura 1.2).
- Parámetros geométricos primarios: *aspect ratio* (AR) y *taper ratio* (λ).

- Parámetros geométricos de forma (Figura 1.3): *span* (b), *root chord* (c_r), *tip chord* (c_t), *mean aerodynamic chord* (mac), *dihedral angle* (Γ).
- Evaluación aerodinámica: cálculo de los coeficientes de sustentación (C_L) y arrastre (C_D).

En el diseño conceptual, el primer paso corresponde al establecimiento de los ángulos del ala (Figuras 1.2 y 1.3) y los parámetros adimensionales *aspect ratio* [27] y *taper ratio* [28], datos que se basan en criterios técnicos, experiencia y resultados experimentales disponibles en la literatura [20], [21], [26]. Si bien los criterios mencionados pueden tomarse como punto de partida, es importante mencionar que fueron desarrollados para aviación civil. Para asegurar el éxito del diseño, una buena práctica es tomar como referencia datos geométricos y aerodinámicos de UAVs existentes [29], [30].

Los parámetros geométricos primarios se consideran importantes por su mayor influencia en la producción de sustentación y la distribución de ésta a lo largo de la envergadura del ala. Normalmente, el ala se diseña para que la distribución seccional de sustentación sea de forma elíptica con el propósito de reducir los momentos flectores del ala y evitar que sus extremos entren en *stall* (pérdida de sustentación repentina). De esta manera, a pesar de la reducción de la sustentación, se asegura que la aeronave cuente con estabilidad lateral y se incremente la seguridad de vuelo [26]. Una vez establecidos los parámetros mencionados, el resto de variables geométricas se determinan mediante cálculos técnicos.

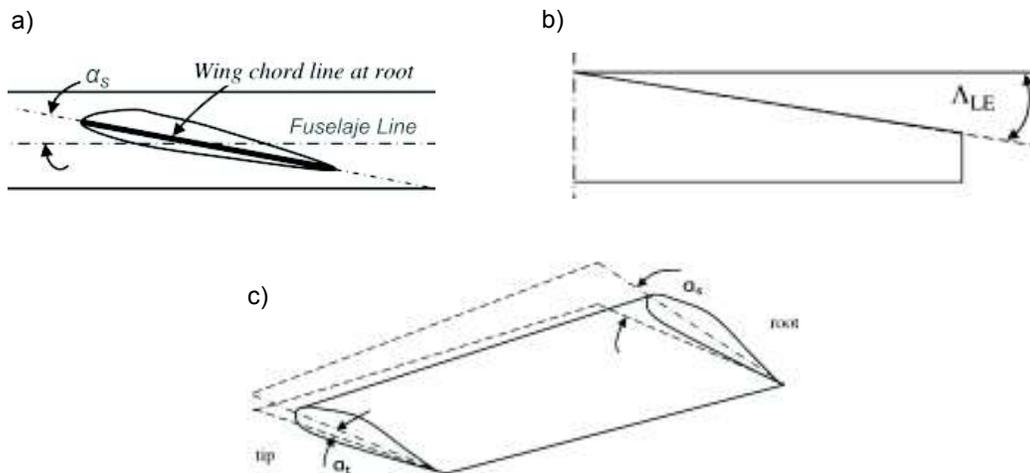


Figura 1.2. Ángulos del ala: a) Incidencia (vista lateral), b) *sweep leading edge* (vista superior) y c) *twist* (vista ISO) [20].

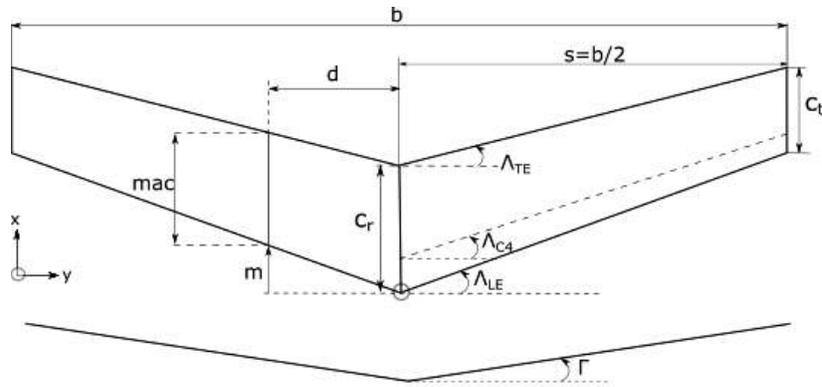


Figura 1.3. Parámetros geométricos del ala vista superior y vista frontal [10].

Cabe mencionar que previo al diseño del ala, se debe realizar un análisis de pesos [10], [20] para la obtención del peso máximo de despegue (W_{T0}) y el área de referencia del ala (S). Estos parámetros se utilizan para definir el resto de la geometría alar.

1.1.1.2. Diseño de la cola

A diferencia del ala, la cola no tiene como función principal la producción de sustentación, sino que, cumple las funciones de equilibrio, estabilidad y control [20]. Se dice que la aeronave se encuentra en equilibrio cuando la suma de todas las fuerzas y momentos externos sea nula en todas las direcciones.

Geoméricamente hablando, la cola de una aeronave convencional está formada por sus componentes horizontal y vertical. El objetivo de la parte horizontal es mantener el equilibrio longitudinal (*pitch*), ya que éste se ve alterado por los momentos generados alrededor del centro de gravedad (C.G.) producidos por un desbalance de fuerzas, como se muestra en la Figura 1.4. La componente horizontal de la cola debe ser capaz de generar una fuerza contraria (L_h) a la fuerza resultante producida por el conjunto ala – fuselaje para mantener en equilibrio la aeronave durante el vuelo. Las perturbaciones provocadas por el ensamblaje ala – fuselaje generalmente son: la fuerza de sustentación (L_{wf}), momento (M_{owf}) y la fuerza de empuje (T).

Cabe recalcar que las fuerzas que producen desequilibrio son aquellas cuya línea de acción no pasa por C.G. Finalmente, en la Figura 1.4, los términos ac_{wf} y ac_h representan los centros aerodinámicos del conjunto ala – fuselaje y de la cola, respectivamente. El análisis y determinación de las ecuaciones no – dimensionales de equilibrio longitudinal y lateral pueden ser consultados con detalle en las referencias [20], [26].

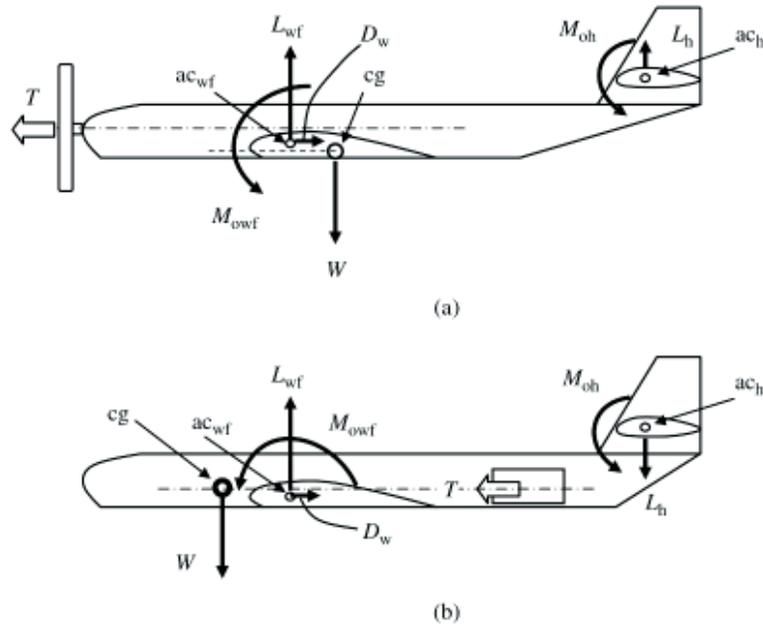


Figura 1.4. Fuerzas y momentos en una aeronave.

a) El C.G. se encuentra detrás de a.c. b) El C.G. se encuentra delante de a.c. [20].

En la práctica, el momento aerodinámico generado por la cola (M_{oh}) no se toma en cuenta debido a la influencia despreciable en la perturbación del equilibrio. Además, se adopta la suposición de que la línea de acción de la fuerza de empuje (T) pasa por C.G., y, en consecuencia, esta fuerza no produce un momento de desequilibrio.

Por otra parte, la función de la cola vertical es mantener la estabilidad direccional (*yaw*) y lateral (*roll*). Por ejemplo, en aviones de un solo motor rotatorio, la cola vertical debe ser capaz de generar un contra – momento que equipare al producido por el giro de la hélice.

Dos de los parámetros más importantes en el diseño de la cola, tanto horizontal como vertical, son los coeficientes de volumen definidos en las Ecuaciones 1.1 y 1.2 respectivamente; donde S es el área de referencia del ala, S_h y S_v son las áreas de referencia de la cola horizontal y vertical, b es la envergadura del ala y l_o es la distancia entre los centros aerodinámicos del conjunto ala – fuselaje y la cola.

$$\bar{V}_H = \frac{l_o}{mac} \left(\frac{S_h}{S} \right) \quad (1.1)$$

$$\bar{V}_V = \frac{l_o}{b} \left(\frac{S_v}{S} \right) \quad (1.2)$$

Al igual que el ala, la selección del tipo de cola también sigue criterios ingenieriles y técnicos [10], [26]. Así, por mencionar, una cola en forma de T tiene la ventaja que su componente horizontal se encuentra fuera de la región de turbulencia producida por el ala “corriente arriba”; sin embargo, la desventaja es el incremento del peso de la estructura de la aeronave, siendo susceptible a generar mayores momentos flectores.

En la etapa conceptual del diseño, los coeficientes de volumen se asumen con base en los datos sugeridos por la literatura [20], [21]. Luego, en la etapa de diseño de detalle, los valores reales son recalculados y optimizados.

Mediante las Ecuaciones 1.1 y 1.2 se pueden calcular las áreas de las colas horizontal y vertical. A partir del establecimiento de las áreas, el resto de parámetros geométricos (similares a los del ala) pueden ser establecidos utilizando las mismas relaciones [10]. No obstante, otros parámetros como: *downwash angle* (ϵ) y *effective angle of attack* ($\alpha_{sh,e}$) [20], [26], son útiles para definir ciertas partes de la geometría, a pesar de no ser utilizados directamente en la etapa de manufactura.

Un aspecto interesante que resaltar es la selección del perfil aerodinámico para la cola. Éste debe ser capaz de trabajar en un amplio rango de ángulos de ataque (positivos y negativos), sin entrar en la región de *stall*. Además, debe ser apto para producir fuerzas de sustentación (L_h) en la dirección adecuada dependiendo de las condiciones de equilibrio instantáneas durante el vuelo. En consecuencia, los perfiles simétricos son la mejor opción para este tipo de aplicación [20].

1.1.1.3. Diseño del fuselaje

La función principal del fuselaje es acomodar la carga de pago, instrumentación y fuente de energía. A diferencia de un avión civil, el fuselaje de los UAVs no requiere ser ergonómico, sino que, debe ser lo suficientemente grande para almacenar la carga de pago para la que fue diseñado; y, además, contar con la menor área superficial posible (S_{fwet}) para reducir al máximo el arrastre.

La geometría del fuselaje se define en función de parámetros como: la longitud total (L_f), diámetro máximo (D_f) y la geometría de secciones transversales discretas. Normalmente, las secciones transversales del fuselaje tienen forma de súper-elipses. Gundlach [10] y Raymer [21] describen un método rápido para definir y calcular la geometría de las secciones discretas del fuselaje.

Aunque el cálculo de dichas secciones es relativamente simple, la dificultad se encuentra en la capacidad de visualizar su forma tridimensional. Con ese propósito, el software libre

OpenVSP [31] es de gran utilidad ya que permite visualizar un modelo conceptual del fuselaje en 3D, a partir de la definición de las características geométricas de las secciones transversales del fuselaje [23].

1.1.2. Modelo aerodinámico

Una vez que los parámetros geométricos han sido establecidos, la configuración conceptual debe ser evaluada para verificar su desempeño aerodinámico. Cuando el modelo no cumple con los requerimientos de diseño establecidos, los parámetros geométricos deben ser reformulados para generar otro modelo que debe ser evaluado aerodinámicamente de nuevo, volviéndose un proceso iterativo.

Una práctica común en la aerodinámica es convertir las fuerzas de sustentación y arrastre en coeficientes no – dimensionales, denominados coeficiente de sustentación (C_L) y coeficiente de arrastre (C_D) [32]. El modelo aerodinámico tiene como función principal la estimación de dichos parámetros para examinar el comportamiento aerodinámico del modelo y optimizarlo de ser necesario. Los siguientes párrafos describen los métodos para calcular los coeficientes aerodinámicos.

1.1.2.1. Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación se define según la Ecuación 1.3, donde ρ es la densidad del aire y S es el área plana proyectada del ala. El coeficiente de sustentación C_L es un indicador de la fuerza de sustentación producida con relación a la presión dinámica y al área referencial del ala.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S} \quad (1.3)$$

Cabe indicar que el término C_L se refiere al coeficiente de sustentación para cuerpos tridimensionales como las alas; mientras que, el término C_i es utilizado para definir el coeficiente de sustentación de un perfil aerodinámico bidimensional. Como regla general, C_L es menor que C_i debido a los fenómenos de vorticidad producidos en los extremos de un ala finita [18]. A pesar de la diferencia entre los coeficientes C_L y C_i , éstos se pueden relacionar mediante varios modelos con una precisión aceptable para etapas tempranas del diseño.

El coeficiente de sustentación (C_i) se puede estimar con relativa facilidad para diferentes perfiles, regímenes de vuelo y ángulos de ataque mediante la utilización de paquetes

computacionales como XFOIL [33] o XFLR5 [34], los cuales incluso realizan análisis de flujos en regímenes viscosos. Los resultados de experimentos disponibles en el dominio público [35] son otra fuente de información para la obtención de datos aerodinámicos de un perfil; no obstante, los datos necesarios no siempre se encuentran a las condiciones de operación deseadas.

Uno de los parámetros necesarios para la estimación de C_i mediante el software XFOIL es el número de Reynolds (Re). Gundlach [10] presenta una breve lista de los valores comunes de Re para aeronaves no tripuladas dependiendo de su tamaño. Estos valores pueden ser adoptados inicialmente como un valor referencial; no obstante, el cálculo de Re para el ala y la cola es relativamente fácil, siendo el *mean aerodynamic chord* un valor aceptable para ser asumido como longitud de referencia.

Diversos métodos han sido sugeridos para la estimación del coeficiente C_L de un ala. Uno de los más simples es el método *Lifting Line Theory* (LTT) [18], [25], el cual es versátil, práctico y fácil de implementar en códigos de programación. Este método relaciona algunos parámetros geométricos del ala como: el área, el perfil, *taper ratio* (λ), ángulo de incidencia (α_s) y ángulo *twist* (α_t), con las condiciones de operación como la densidad del aire. Sin embargo, su aplicación tiene la desventaja de ser un método lineal, es decir, no predice adecuadamente el comportamiento dentro o más allá de la región de *stall*. Además, la teoría se restringe a superficies de sustentación con un solo panel, no tener *dihedral angle* (Γ), *aspect ratio* (AR) mayor a 5, régimen subsónico (< 0.3 Mach) y flujo incompresible [10].

Otros métodos de predicción del coeficiente de sustentación aplicables en el diseño conceptual incluyen: *Vortex Lattice Method* (VLM) [25], [36] y en menor medida CFD [37]. El primero de ellos brinda la posibilidad de evaluar geometrías más complejas que la teoría LLT. En contexto, el método VLM divide las superficies de sustentación (ala y cola) en paneles finitos (no segmentos como en LLT) que permiten establecer un sistema de ecuaciones lineal cuya incógnita general es el coeficiente de sustentación. En la actualidad, este método es ampliamente utilizado para el diseño conceptual y viene incorporado en la plataforma libre XFLR5 [34].

Empero, a pesar del aumento de grado de precisión de cálculo de los dos últimos métodos, éstos no presentan versatilidad a cambios continuos de la geometría del modelo y requieren mayor trabajo, tiempo y recursos computacionales para su implementación.

1.1.2.2. Coeficiente de arrastre

El coeficiente de arrastre se define de acuerdo con la Ecuación 1.4, donde D es la fuerza de arrastre, la cual actúa en sentido contrario a la dirección de avance de la aeronave. Durante un vuelo estable y en equilibrio, la fuerza de arrastre se considera igual al empuje (T). En la mayoría de los casos, el objetivo del diseño aerodinámico es reducir el arrastre al máximo ya que es proporcional a los costos de propulsión y combustible.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S_{ref}} \quad (1.4)$$

A diferencia de C_L , el cálculo de C_D es una tarea complicada ya que depende de varios parámetros independientes y se origina por diferentes causas [15], [32] tal como se muestra en la Figura 1.5.

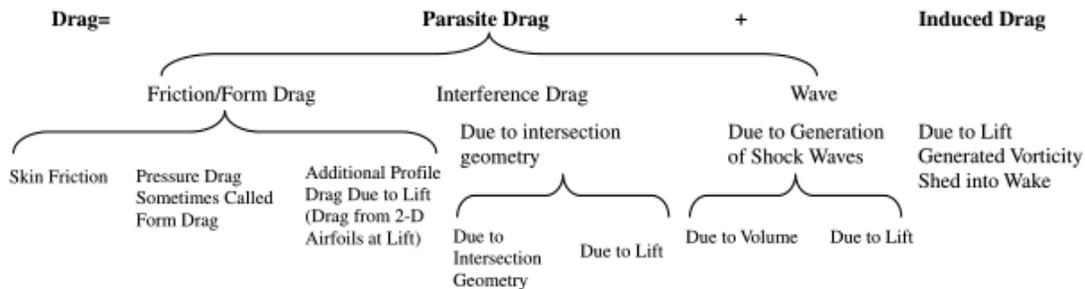


Figura 1.5. Descomposición de coeficiente de arrastre según su fuente de origen [5].

De las formas de arrastre mostradas en la Figura 1.5, la única predecible por el método de LLT es el *induced drag* (C_{Di}). La determinación del resto de componentes, denominadas en conjunto *zero – lift o parasite drag* [15], es bastante complicada y se lo realiza por métodos semi – empíricos [5], [10], [15], [38], simulaciones numéricas en CFD [39] y experimentos en túneles de viento. Los métodos semi – empíricos tienen la ventaja sobre gracias a su versatilidad, rapidez de cálculo y fácil implementación obteniendo resultados aceptables para la fase de diseño conceptual [5], [6].

1.1.2.3. Curvas aerodinámicas

Son modelos matemáticos que representan las relaciones entre los parámetros α , C_D , C_L y C_M de un perfil, ala o aeronave [40], según sea el caso. Para esto, comúnmente se realiza un análisis de la variación de los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque (AOA ó α).

Un modelo adecuado para etapas tempranas del diseño sugiere que la relación de C_D y C_L (conocida como *drag polar*) es parabólica tal como se aprecia en la Figura 1.6b. Esta suposición es aceptable para números de Reynolds superiores a 2×10^5 [10] y se ajusta mejor para UAVs en régimen subsónico [15].

La importancia de las curvas aerodinámicas de un perfil 2D radica en el análisis preliminar del posible desempeño que tendría un ala si utilizara dicha sección. Además, estas curvas permiten obtener ciertos parámetros que pueden ser utilizados para la caracterización de superficies de sustentación tridimensionales. Por ejemplo, en la curva C_l vs α , de la Figura 1.6a, se muestran algunos parámetros como: $C_{l\alpha}$ (pendiente de la curva en su zona lineal), α_0 (AOA cuando C_l es nulo) y $C_{l_{max}}$. Estas variables son utilizadas como entrada del método LLT para calcular el coeficiente de sustentación de un ala. Como se mencionó, las características aerodinámicas de un perfil se pueden obtener de simulaciones en XFOIL [41] o datos experimentales [35].

Por otra parte, en la curva C_d vs C_l de la Figura 1.6b, se muestra un punto donde la relación C_d / C_l es mínima. En este caso, el ángulo de ataque correspondiente al punto mencionado es una opción preliminar para ser establecido como el ángulo de incidencia (α_s) de la cuerda raíz del ala (Figura 1.2) puesto que reduce el arrastre al máximo. Finalmente, la curva C_m vs α , de la Figura 1.7, generalmente posee una pendiente negativa. Esto es deseable puesto que, un momento negativo (*nose pitch-down*) indica que la aeronave se estabilizará cuando se incremente el ángulo de ataque (*nose pitch-up*) debido a una perturbación externa.

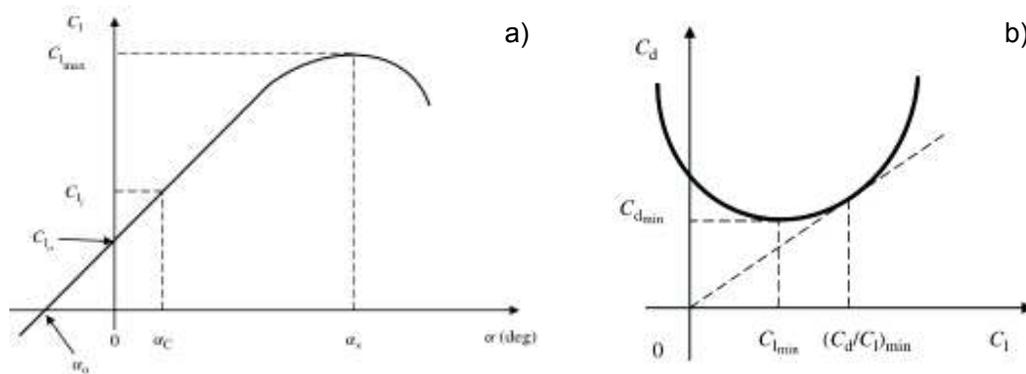


Figura 1.6. Curvas aerodinámicas de un perfil 2D [20].

- a) Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque. b) Coeficiente de arrastre vs. coeficiente de sustentación.

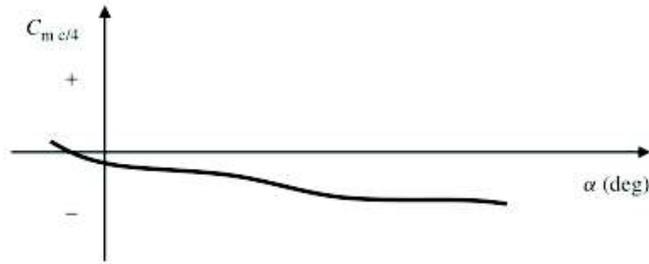


Figura 1.7. Coeficiente de momento vs. ángulo de ataque [20].

1.2. Simulación numérica en CFD

El método de simulación numérica CFD es una herramienta computacional poderosa que permite caracterizar por completo el campo de flujo, obteniendo, por ejemplo: los coeficientes aerodinámicos, los esfuerzos cortantes, coeficientes de presión y perfiles de velocidad en una zona específica del campo [42].

1.2.1. Mallado

La malla es una representación discreta de una geometría por medio de celdas finitas de diferentes formas como se observa en la Figura 1.8. En la simulación numérica, las ecuaciones discretas de continuidad y transporte son aplicadas a los elementos (2D) o volúmenes finitos (3D) para caracterizar el campo de flujo. El establecimiento de la malla tiene un impacto significativo en la rapidez de convergencia, precisión de solución y potencia computacional necesaria.

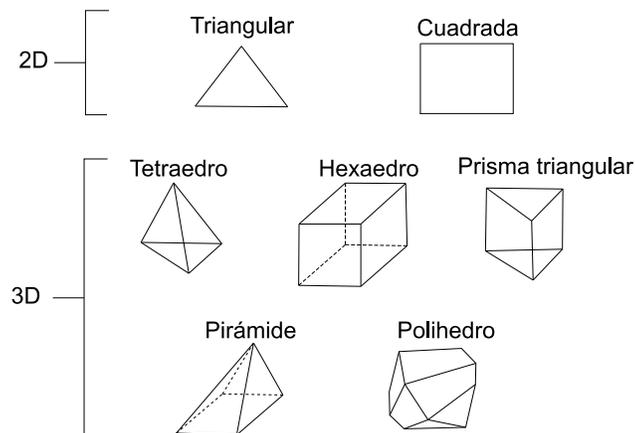


Figura 1.8. Tipos de celdas finitas para mallado.

Las mallas se clasifican en tres grandes grupos: estructurada, no estructurada y mixta (Figura 1.9), siendo la última una combinación de las dos primeras. El desarrollo de una

mallado estructurada (hexaédrica de acuerdo con la Figura 1.8) generalmente es un proceso largo y tedioso; sin embargo, este mallado tiene la ventaja de converger más rápido y presentar resultados más estables durante la simulación.

Se hace énfasis que en todo proceso de simulación numérica se debe realizar un análisis de independencia de malla. Esto implica el refinamiento del mallado inicial y la repetición de la simulación numérica para asegurar que los resultados obtenidos sean independientes del número de elementos de la malla [42].

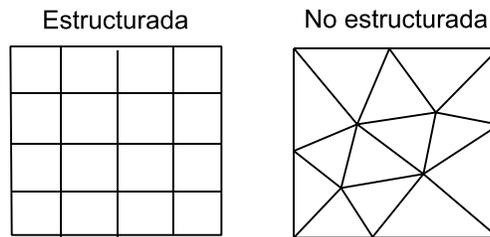


Figura 1.9. Tipo de mallado en CFD.

1.2.2. Modelos de turbulencia

Un flujo externo (aire sobre aeronave) es considerado turbulento cuando el número de Reynolds es mayor a 5×10^5 [43]. En este régimen de flujo, la velocidad instantánea de un punto específico fluctúa tal como se observa en la Figura 1.10.

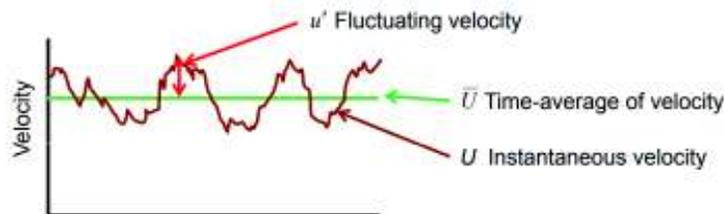


Figura 1.10. Velocidad de un punto en flujo turbulento [43].

La modelización de un flujo turbulento se puede realizar mediante la resolución numérica de las ecuaciones de Navier-Stokes dependientes del tiempo (*Direct Numerical Simulation* o DNS); sin embargo, este procedimiento se justifica para números de Reynolds bajos y geometrías simples, por lo que no es apropiado para ingeniería por su altísimo costo computacional.

En su lugar, uno de los métodos de modelización de turbulencia frecuentemente utilizados es el RANS (*Reynolds-Averaged Navier Stokes*), que consiste en la resolución numérica

de las ecuaciones de Navier Stokes utilizando los promedios en el tiempo de la velocidad del flujo (\bar{U}) y fluctuaciones de velocidad (u').

El software comercial de simulación numérica CFD Ansys Fluent 18 posee diversos modelos de turbulencia para resolver las ecuaciones RANS, tal como se observa en la Figura 1.11. En este contexto, uno de los modelos más utilizados en ingeniería aeroespacial es el SST $k-\omega$ (*Shear Stress Transport* $k-\omega$) [44]. Este modelo combina las ventajas del modelo $k-\omega$ para predecir el comportamiento de la subcapa viscosa cerca de una pared y la rapidez de análisis del modelo $k-\epsilon$ (k -épsilon) en el resto del campo de flujo del modelo.

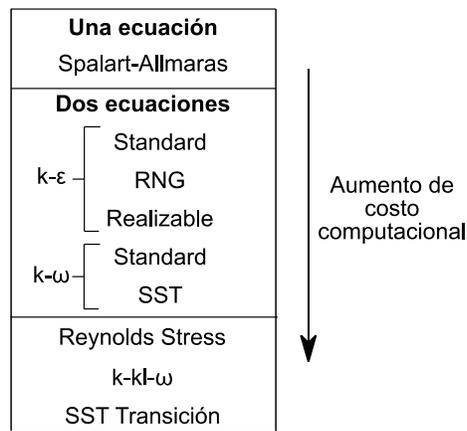


Figura 1.11. Modelos de turbulencia disponibles en Ansys Fluent 18 [43].

Uno de los parámetros de monitoreo para asegurar que el modelo de turbulencia capture de mejor manera el comportamiento de la capa límite y el coeficiente de arrastre cerca de la pared analizada se denomina *Wall* Y^* [45]. El modelo de turbulencia $k-\omega$ SST permite obtener resultados confiables cuando este parámetro es menor a 5; sin embargo, valores menores a 300 pueden considerarse aceptables [43].

2. METODOLOGÍA

En el presente capítulo se describe la metodología utilizada para la generación de la geometría de un modelo conceptual de aeronave no tripulada y su evaluación aerodinámica mediante métodos paramétricos. Con este propósito, inicialmente se establecieron las condiciones de operación de acuerdo con los requerimientos iniciales de diseño. Los módulos de geometría y aerodinámica fueron implementados en MATLAB. Los parámetros obtenidos en cada módulo se muestran en el diagrama de flujo de la Figura 2.1.

Posteriormente, el modelo conceptual obtenido (Figura 2.1) es tomado como modelo base para realizar un análisis paramétrico de las variables más influyentes en el desempeño aerodinámico. De esta forma, los resultados obtenidos servirán para establecer un proceso de mejoramiento del modelo conceptual generado en primera instancia. Además, se realiza la validación del método propuesto para evaluación aerodinámica con base en modelos de mayor fidelidad e información disponible en el dominio público. Con este propósito, se desarrolló una simulación numérica del modelo conceptual del ala en el software comercial Ansys Fluent 18. Como resultado, los coeficientes aerodinámicos obtenidos por los métodos: paramétrico, VLM y CFD son contrastados para analizar la calidad de ajuste.

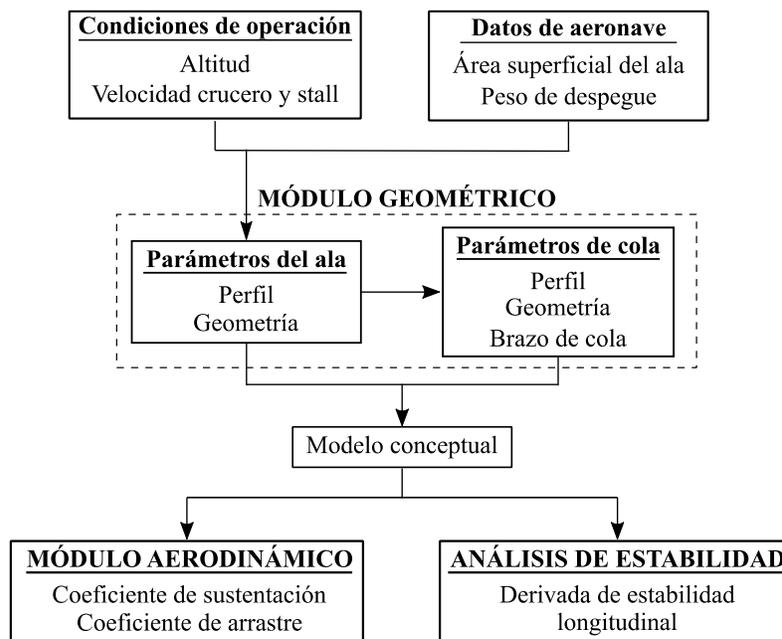


Figura 2.1. Metodología de generación de geometría y evaluación aerodinámica.

2.1. Condiciones de operación

Las condiciones de operación se dividen en requerimientos de diseño conceptual y datos preliminares de la aeronave.

Los requerimientos de diseño se establecieron de acuerdo con condiciones geográficas del lugar de operación y las características técnicas de la aeronave. Estos parámetros incluyen: la altitud de vuelo, velocidad crucero (V_c) y velocidad de despegue (V_s). Para ello, se ha establecido una altura de 3 000 [msnm], acorde al promedio de las ciudades andinas con producción agrícola [46]. Además, debido a que las aeronaves no tripuladas medianas (MUAV) no vuelan a más de 120 [m] del suelo [47] para estas aplicaciones; se estableció una altitud de vuelo neta igual a 3 200 [m]. Los parámetros V_c y V_s se definieron en referencia a datos de aeronaves no tripuladas con aplicaciones similares [29], [48].

En cambio, los datos preliminares de la aeronave se obtuvieron del modelo de pesos desarrollado paralelamente en el proyecto PIJ – 15 11 [49]. Estos parámetros incluyen el peso neto de despegue (W_{TO}) y el área de referencia del ala (S). La Tabla 2.1 resume las condiciones de operación establecidas para el presente trabajo.

Tabla 2.1. Condiciones de operación de la aeronave no tripulada.

	Parámetro	Valor de análisis
Requerimientos de diseño conceptual	Altitud	3 200 [m]
	Velocidad crucero (V_c)	28 [m/s] (0.085 Ma)
	Velocidad <i>stall</i> (V_s)	10.4 [m/s]
Datos de la aeronave	Área superficial ala (S)	2 [m ²]
	Peso despegue (W_{TO})	143 [N]

Los parámetros de densidad, viscosidad y velocidad del sonido se obtuvieron de tablas estandarizadas [18], [42] en función de la altura de vuelo. Con el fin de optimizar el código desarrollado, se creó una base de datos de estos parámetros para ser utilizada por el código de MATLAB.

2.2. Modelo geométrico

La generación de la geometría tradicional de una aeronave comprende el diseño de ala, cola y fuselaje. De esta manera, el procedimiento de diseño paramétrico presentado por Sadraey [20] fue adoptado en este trabajo.

2.2.1. Diseño del ala

El ala se puede definir en función de dos características básicas: el perfil aerodinámico y la geometría de la superficie plana. Los siguientes párrafos describen la definición de estas variables.

2.2.1.1. Selección del perfil aerodinámico

En primer lugar, se definió el perfil aerodinámico del ala mediante la utilización de la carta semi – empírica de la Figura I.1 del Anexo I [20] para perfiles NACA. Para esto, los datos de la carta fueron digitalizados [50] e implementados a la base de datos del programa desarrollado en MATLAB con el fin de automatizar el proceso de selección de perfiles.

El ala se definió para un perfil aerodinámico constante a lo largo de su envergadura, es decir, no se consideró la implementación del parámetro *aerodynamic twist* [20]. Esta suposición implica mayor simplicidad de cálculo para etapas tempranas del diseño; sin embargo, dicha característica puede ser adoptada en etapas de optimización.

La utilización de la carta semi – empírica requiere el cálculo de los coeficientes de sustentación ideal (Ecuación 2.1) y coeficiente de sustentación máximo (Ecuación 2.2) de diseño de un perfil aerodinámico bidimensional [20]. Donde, el parámetro ρ_0 de la Ecuación 2.2 es la densidad del aire de la localización geográfica de despegue, que para el presente caso fue asumido igual a 3 000 [m] de altura.

$$C_{li} = \frac{2W_{TO}}{0.855\rho_c V_c^2 S} \quad (2.1)$$

$$C_{lmax} = \frac{2W_{TO}}{0.855\rho_0 V_s^2 S} \quad (2.2)$$

Las coordenadas obtenidas con las Ecuaciones 2.1 y 2.2 fueron utilizadas para seleccionar tres perfiles tentativos para el ala. El número de perfiles seleccionados puede ser fácilmente modificado dentro del código desarrollado; sin embargo, el propósito del presente trabajo es mostrar la versatilidad del método propuesto, por lo que, la selección de tres perfiles se consideró suficiente.

Es importante mencionar que la carta semi – empírica de selección de perfiles fue desarrollada con base en datos experimentales de Reynolds igual a 6×10^6 , por lo que su aplicación a las condiciones de operación del presente trabajo podría generar discrepancias. Para resolver este dilema, los perfiles seleccionados se evaluaron en la

plataforma XFOIL [41] a las condiciones de operación de la Tabla 2.1. Este procedimiento se llevó a cabo mediante la implementación de una interfaz XFOIL – MATLAB [51], [52] para reducir los tiempos de post – procesamiento de datos. Como resultado, se obtuvo las curvas aerodinámicas de los perfiles a las condiciones de operación establecidas. Además, se obtuvieron parámetros aerodinámicos como: la pendiente de la curva de sustentación ($C_{l\alpha}$), el ángulo de ataque para sustentación nula (α_0), el ángulo de incidencia (α_s) y el mínimo coeficiente de arrastre (C_{dmin}). El establecimiento de estos parámetros es necesario para calcular el coeficiente de sustentación de un ala mediante el método *Lifting Line Theory*.

Cabe mencionar que XFOIL requiere las coordenadas cartesianas del perfil a evaluar. La base de datos de esta plataforma cuenta únicamente con perfiles NACA; sin embargo, las coordenadas de otro tipo de perfiles pueden ser encontradas en la referencia [53]. Generalmente, los perfiles utilizados en el diseño de aviones comerciales difieren de los utilizados en UAV, porque estos últimos son diseñados para operar eficientemente a números de Reynolds bajos. Algunos perfiles comúnmente utilizados el UAV se detallan en las referencias [29], [54].

2.2.1.2. Establecimiento de parámetros primarios

Los parámetros *aspect ratio* (AR), *taper ratio* (λ), ángulo de incidencia (α_s) y ángulo *twist* (α_t) se denominan primarios porque a su definición permite establecer el resto de los parámetros geométricos del ala. Además, son considerados importantes porque tienen mayor influencia en la producción de sustentación [25]. Por ejemplo, el incremento de *aspect ratio* viene acompañado con el aumento de sustentación; sin embargo, esto también produce incremento del momento flector y disminución de la rigidez del ala.

Por otra parte, la implementación de *taper ratio* reduce el peso del ala y asegura que la distribución de sustentación sea elíptica, aunque incrementa los costos de manufactura porque las secciones transversales del ala (costillas) serían de sección variable. Por último, la implementación del ángulo *twist* trae consigo los beneficios de evitar que los extremos del ala entren en *stall* y, al igual que el *taper ratio*, producen una distribución elíptica de sustentación. Sin embargo, la desventaja radica en la reducción de sustentación.

Sadraey [20], Raymer [21] y Gudmundsson [55] establecen rangos aceptables para los parámetros anteriores basados en datos históricos de aviación. Sin embargo, ningún autor asegura una configuración única ya que diversas combinaciones entregan desempeños

similares. En el presente trabajo se ha hecho uso de los rangos más comunes para aeronaves simples (*home – built*), tal como se presenta en la Tabla 2.2.

Para establecer un modelo conceptual que posea una combinación óptima de parámetros, se evaluó aerodinámicamente todas las configuraciones alares posibles dentro de los rangos establecidos en la Tabla 2.2. Con este propósito, el método LLT [18], implementado en MATLAB, fue utilizado para calcular el coeficiente de sustentación del ala (C_L) y la distribución seccional de sustentación a lo largo de la envergadura. Es importante aclarar que la evaluación aerodinámica se utiliza como recurso para definir la geometría del modelo conceptual del ala, es decir, el procedimiento, en sí, pertenece al módulo geométrico a pesar de utilizar una evaluación aerodinámica.

El establecimiento preliminar del ángulo de incidencia (α_s), a diferencia de los parámetros *aspect ratio*, *taper ratio* y ángulo *twist*, se realizó con base en los resultados de una evaluación aerodinámica del perfil seleccionado para el ala en XFOIL. De acuerdo a Sadraey [20], el ángulo de incidencia se establece preliminarmente como aquel que produce la máxima relación de coeficientes sustentación – arrastre (*lift – to – drag ratio*). Raymer [21], en cambio, menciona que un ángulo igual a 2 [deg] es un valor aceptable que cumple con la condición anterior. En el presente trabajo se utilizó la metodología sugerida por Sadraey [20], aunque se realizó una comparación con los datos estadísticos de aeronaves civiles, presentados por Raymer [21].

Tabla 2.2. Rango de parámetros estudiados.

Parámetro	Rango	Paso
AR	4.0 a 5.5	0.10
λ	0.4 a 1.0	0.05
α_t [deg]	-3.6 a -1.8	0.20

Las configuraciones alares óptimas fueron seleccionadas con base en los más altos coeficientes de sustentación producidos. Adicionalmente, se verificó que los modelos seleccionados tengan un *span efficiency factor* (e) [18] mayor o igual a 0.97. Este parámetro es un indicativo de cuan elíptica es la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura del ala, siendo la unidad el valor máximo. Su principal diferencia con el *Oswald efficiency factor* (e_o) [18], [56], es que, este último toma en cuenta la contribución total de la geometría de la aeronave y los efectos viscosos del flujo. El *span efficiency factor*, en cambio, es un valor netamente teórico que supone un régimen de flujo no viscoso y toma en cuenta únicamente la contribución del ala. En general e_o varía de 0.70 a 0.85, mientras

e de 0.9 a 1.0 [18]. Si bien el *span efficiency factor* es un parámetro más simple, éste se eligió como criterio de selección por su rapidez de cálculo mediante el método LLT. No obstante, para el cálculo del coeficiente de arrastre inducido del ala, el uso del *span efficiency factor* no es recomendable; y, en su lugar, se calculó el *Oswald efficiency factor* con el modelo empírico desarrollado por Raymer [21].

2.2.1.3. Cálculo de parámetros geométricos

Después de establecer los parámetros AR, λ , α_s y α_t , el resto de la geometría del ala se calculó mediante las Ecuaciones 2.3 – 2.6 [20]. Un aspecto a resaltar es que éstas relaciones son válidas para alas de un solo panel; sin embargo, Gundlach [10] describe algunas relaciones geométricas para alas multi – panel.

$$b = \sqrt{(AR)(S)} \quad (2.3)$$

$$mac = \frac{b}{AR} \quad (2.4)$$

$$c_r = \frac{3}{2} mac \left(\frac{1 + \lambda}{1 + \lambda + \lambda^2} \right) \quad (2.5)$$

$$c_t = \lambda(c_r) \quad (2.6)$$

El segmento de recta que forma el ángulo Λ_{C4} (*quarter – chord sweep*) a lo largo de la envergadura del ala, como se observa en la Figura 1.3, es importante en los estudios de estabilidad y control porque se considera que la fuerza de sustentación se concentra a lo largo de esta línea [20]. En el presente estudio, el ángulo Λ_{C4} se estableció igual a cero porque el costo de manufactura de un ala con ángulo *sweep* no justifica el beneficio aerodinámico que traería la implementación de esta característica para vuelos en régimen subsónico ($Ma < 0.3$) [20]. Además, la suposición de un ángulo *sweep* menor a 10 [deg] reduce la distorsión de resultados calculados con el método LLT.

El establecimiento de cualquiera de los ángulos Λ_{LE} , Λ_{C4} y Λ_{TE} (Figura 1.3), permite definir el resto mediante la Ecuación 2.7 [10], donde los coeficientes x/c_n representan el valor relativo de cuerda, de tal forma que 0 representa al *leading edge*, 0.25 al *quarter-chord edge* y 1 al *trailing edge*. Los subíndices 1 y 2 indican el valor a convertir y el obtenido respectivamente.

$$\Lambda_2 = \Lambda_1 + \arctan \left[\frac{2(c_r - c_t)}{b} \left(\frac{x}{c_1} - \frac{x}{c_2} \right) \right] \quad (2.7)$$

El diagrama de flujo de la Figura 2.2 ilustra la metodología de diseño y cálculo del coeficiente de sustentación del ala. Como se observa, tanto parámetros geométricos como aerodinámicos se convierten en datos de entrada para el módulo de diseño de la cola y la evaluación aerodinámica de la aeronave.

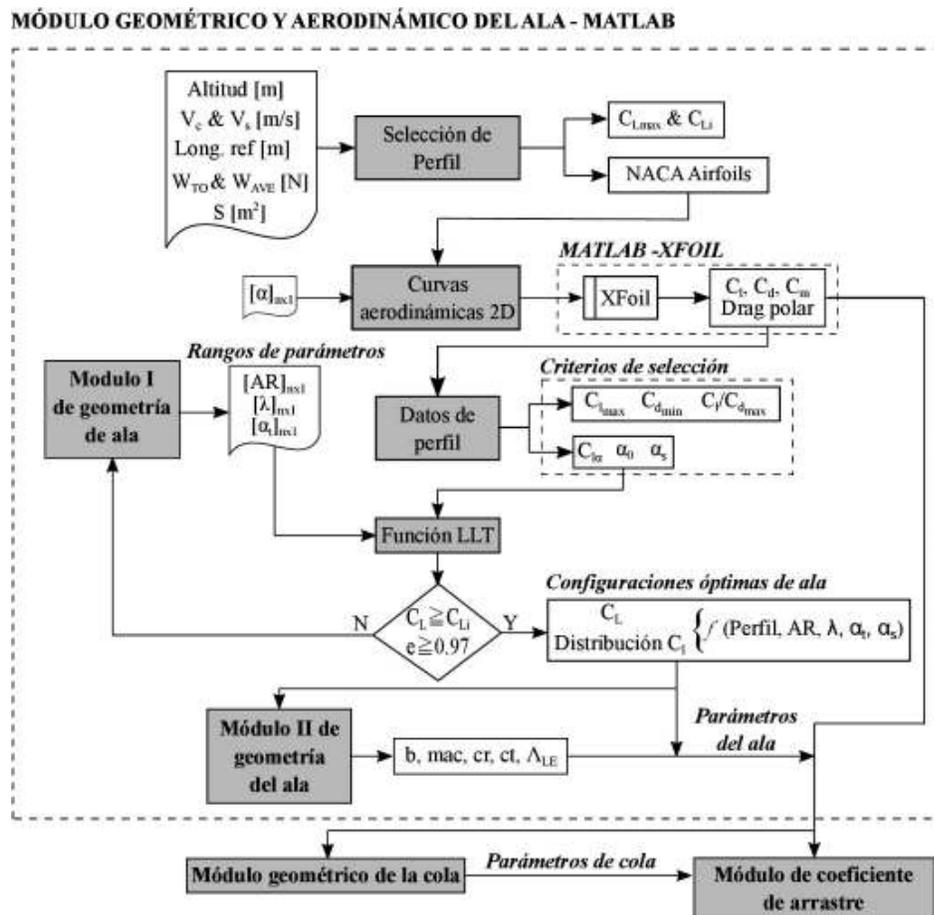


Figura 2.2. Metodología de diseño y evaluación de coeficiente de sustentación del ala.

2.2.2. Diseño de cola

La cola, al igual que el ala, se puede definir en función de dos parámetros básicos: el perfil aerodinámico y la geometría de la superficie plana. La cola convencional (invertida en T), tal como se observa en la Figura 2.3, fue seleccionada como modelo base en el presente

trabajo. Este modelo trae beneficios estructurales ya que ambas componentes (horizontal y vertical) están en contacto con el fuselaje, incrementando la resistencia a momentos flectores. Adicionalmente, la información disponible de este modelo es vasta porque alrededor el 85 % de aeronaves utilizan esta configuración por su simplicidad y buen desempeño aerodinámico [26].

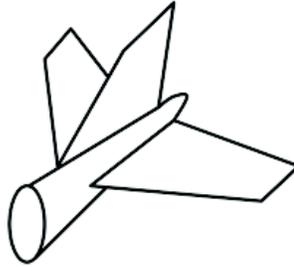


Figura 2.3. Cola convencional en invertida en forma de T [20].

Dado que en la etapa de diseño conceptual no se dispone de las características geométricas de la cola, en primer lugar se estableció un valor inicial para los coeficientes de volumen horizontal y vertical en función de datos histórico – estadísticos de aeronaves [20]. Para el caso de estudio, se definió V_H igual 0.5 y V_V igual a 0.04. El área de la cola (horizontal y vertical) se calculó con las Ecuaciones 1.1 y 1.2.

Luego, se estimó la longitud óptima del brazo de la cola (l_o), que es la distancia entre los centros aerodinámicos del ala y cola, como se muestra en la Figura 2.4. La longitud óptima de este parámetro se determinó con base en la Ecuación 2.8 [20], bajo la suposición de que la localización de los centros aerodinámicos de la componente horizontal y vertical de la cola es muy cercana.

La Ecuación 2.8 [20] se dedujo de la minimización del área sumergida (S_{wet}) de la parte trasera de la aeronave (fuselaje posterior y cola), puesto que este parámetro es proporcional al arrastre por fricción (C_{Ds}).

$$l_o = K_c \sqrt{\frac{4(mac)SV_H}{\pi D_f}} \quad (2.8)$$

Donde K_c es un factor de corrección (entre 1.0 y 1.4) debido a la suposición de que l_o y L_{aft_fus} son iguales (ver Figura 2.4). Como una primera aproximación, el factor K_c se asumió 1.1 [20]. El diámetro máximo (D_f) tentativo del fuselaje fue asumido igual a 0.15 [m] tomando como base una aeronave de características similares [30].

Es recomendado que, en etapas maduras del diseño, el brazo del ala sea recalculado, puesto que la Ecuación 2.8 se desarrolló para aviación civil bajo la suposición de fuselajes con diámetros grandes (superiores a 2 [m]) con forma de cono truncado.

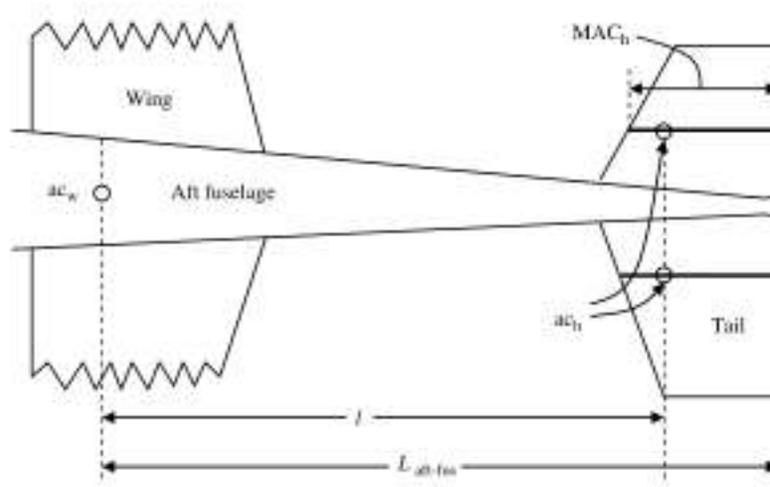


Figura 2.4. Vista superior de la parte trasera del fuselaje [20].

La selección del perfil aerodinámico es otro proceso que debe ser llevado a cabo la etapa conceptual de diseño. Usualmente, los perfiles simétricos son ideales para las aplicaciones en la cola de una aeronave. Como regla general, el perfil de la cola (horizontal y vertical) debe tener menor *thickness – to – chord* $(t/c)_{max}$ que el perfil del ala para evitar los efectos de vorticidad producidos por el ala “corriente arriba” [20].

Una vez determinados los parámetros de longitud óptima y el perfil aerodinámico, las componentes horizontal y vertical de la cola se diseñaron de manera independiente.

2.2.2.1. Cola horizontal

Inicialmente se realizó un análisis de las fuerzas y momentos que producen alteración del equilibrio longitudinal de la aeronave. Con este propósito, se empleó la Ecuación 2.9 [20] que se obtuvo con base en un análisis estático de fuerzas externas presentadas en la Figura 1.4. Esta ecuación toma en cuenta tres contribuciones de momentos en el balance de equilibrio longitudinal: momento aerodinámico ala – fuselaje (C_{mo_wf}), fuerza de sustentación del ala (C_L) y fuerza de sustentación de la cola horizontal (C_{Lh}).

$$C_{mo_wf} + C_L(h - h_o) - \eta_h V_H C_{Lh} = 0 \quad (2.9)$$

El término C_{mo_wf} es el momento aerodinámico producido por el conjunto ala – fuselaje y calculó de acuerdo a la Ecuación 2.10 [57].

$$C_{mo_wf} = C_{m_af} \left(\frac{AR \cos^2(\Lambda_{LE})}{AR + 2 \cos(\Lambda_{LE})} \right) + 0.01 \alpha_t \quad (2.10)$$

Donde C_{m_af} es el momento aerodinámico del perfil bidimensional del ala, el cual se obtuvo del procesamiento de los resultados de la evaluación aerodinámica del perfil en XFOIL.

Los parámetros h y h_o , en la Ecuación 2.9, son factores adimensionales de la posición del centro de gravedad y del centro aerodinámico del conjunto ala – fuselaje, respectivamente. Para aproximaciones iniciales, estos valores se asumieron h igual a 0.2 y h_o 0.25, de acuerdo a datos histórico – estadísticos [20], [26]. Esta suposición implica que el centro de gravedad (C.G.) se encuentra delante del centro aerodinámico (a.c.), como en la mayoría de las aeronaves convencionales. Los parámetros h y h_o deben ser recalculados en etapas maduras del diseño mediante un estudio de estimación de la posición del centro de gravedad [20], [21].

El coeficiente de sustentación (C_L) corresponde al valor determinado en la etapa de diseño del ala mediante el método LLT. Por último, el factor η_h , denominado *tail efficiency*, indica la relación entre la presión dinámica de la cola horizontal y del ala. En el presente estudio, η_h fue asumido igual a 0.9, que es un valor común para aproximaciones iniciales [20]. En resumen, la Ecuación 2.9 permite calcular el coeficiente de sustentación necesario (C_{Lh}) que debe producir la cola horizontal para mantener la aeronave en equilibrio estático longitudinal.

Una vez determinado C_{Lh} , el ángulo de incidencia de la cola horizontal se calculó mediante la Ecuación 2.11 [20], la cual asume una pendiente constante ($C_{i\alpha}$) en la región lineal de la curva C_l vs α del perfil aerodinámico (Figura 1.6a). Con este propósito, se realizó una evaluación del perfil de la cola en XFOIL para obtener sus características aerodinámicas.

$$\alpha_{sh} = \frac{C_{Lh}}{C_{L\alpha,h}} \quad (2.11)$$

Particularmente el ángulo de incidencia de la cola influye en el equilibrio longitudinal. En este sentido, la configuración geométrica *longitudinal dihedral* (ver Figura 2.5), en la que

los ángulos de incidencia del ala (α_s) y cola (α_{sh}) forman una V, es una de las condiciones preliminares que asegura que la aeronave sea longitudinalmente estable.

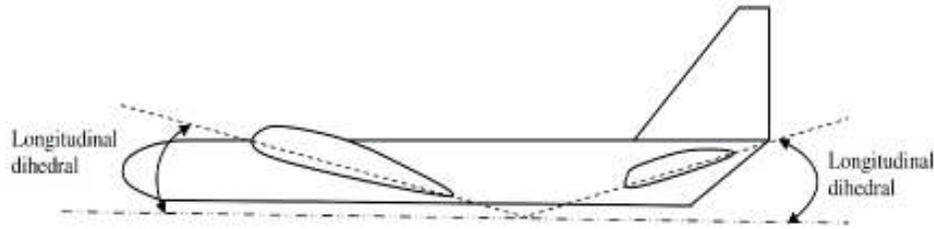


Figura 2.5. Longitudinal dihedral de una aeronave [20].

Esta configuración se logra cuando el ángulo de incidencia del ala (α_s) es mayor que el ángulo de incidencia efectiva de la cola (α_{sh_e}). El término α_{sh_e} difiere del ángulo de incidencia convencional (α_{sh}) debido a que el primero de ellos toma en cuenta el efecto *downwash* (ε), que es el cambio en la dirección de las líneas de flujo después de impactar en una superficie de sustentación (ala o cola). Se genera debido a las vorticidades que se forman en el extremo de la superficie de sustentación por la diferencia de presiones entre las caras superior e inferior [20]. La corrección del ángulo de incidencia de la cola se realizó a través de la Ecuación 2.12 [26], donde α_f es el ángulo de ataque tentativo del fuselaje y ε representa el ángulo *downwash*.

$$\alpha_{sh_e} = \alpha_{sh} + \alpha_f - \varepsilon \quad (2.12)$$

Para este trabajo se estableció un ángulo de incidencia del fuselaje igual a 0.5 [deg], mientras que el *downwash* se calculó de acuerdo a las Ecuaciones 2.13, 2.14 y 2.15 [58].

$$\varepsilon = \varepsilon_o + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_s \quad (2.13)$$

$$\varepsilon_o = \frac{2C_{L_w}}{\pi AR} \quad (2.14)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{L\alpha_w}}{\pi AR} \quad (2.15)$$

De manera similar al diseño del ala, se establecieron los parámetros geométricos principales. No obstante, la diferencia principal en el diseño de la cola horizontal es que

varios de estos parámetros se calcularon en función de la geometría conceptual del ala. Así, por ejemplo, el *aspect ratio* de la cola horizontal (AR_h) debe ser menor que del ala para evitar que la cola entre en *stall* antes que el ala, previniendo el peligroso descontrol longitudinal del vuelo. El *aspect ratio* de la cola horizontal se calculó de acuerdo a la Ecuación 2.16 [20]. Por otra parte, el *taper ratio* (λ_h) y el ángulo sweep (Λ_{LE_h}) de la cola horizontal fueron asumidos igual a los del ala porque, a diferencia del ala, en la cola no hay motivación de generar una distribución elíptica de sustentación, sino que, se busca reducir el área sumergida (S_{wet}) para minimizar el arrastre por fricción.

$$AR_h = \frac{2}{3} AR_w \quad (2.16)$$

Una vez establecidos los parámetros geométricos principales de la cola horizontal, el resto de ellos se calculó con las mismas relaciones geométrica del ala (Ecuaciones 2.3 - 2.6).

Finalmente, se debe verificar que la cola horizontal cumpla con los criterios de equilibrio y estabilidad longitudinal. El primer criterio puede ser verificado mediante el reemplazo de los valores calculados en la Ecuación 2.9, asegurándose que la suma de momentos externos con respecto al centro de gravedad sea nula. Sin embargo, conforme el diseño avanza, esta ecuación debe ser modificada para incluir todas las fuerzas externas que produzcan desequilibrio.

Por otra parte, el criterio de estabilidad se comprobó calculando la derivada estática de estabilidad longitudinal mediante la Ecuación 2.17 [57].

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha_{wf}}(h - h_o) - C_{L\alpha_h} \eta_h \frac{S_h}{S} \left(\frac{l_o}{mac} - h \right) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (2.17)$$

Finalmente, después de definir la geometría conceptual, tanto del ala como de la cola, el software XFLR5 [34] fue utilizado para calcular los coeficientes de sustentación y arrastre totales del conjunto ala – cola y para verificar que dicho ensamblaje sea longitudinalmente estable.

2.2.2.2. Cola vertical

En primer lugar, se determinó el área plana de la cola vertical en función del coeficiente de volumen establecido. La longitud del brazo de la cola vertical se asumió igual al de la cola horizontal (l_o) por cuestiones prácticas. Esta suposición debe ser corregida en trabajo

futuro, puesto que la cola horizontal produce una zona de turbulencia que impactará en la cola vertical si está se encuentra a la misma distancia [20].

El resto de los parámetros principales se estableció de la siguiente manera:

- Ángulo de incidencia (α_{sv}) igual a cero ya que se considera una aeronave simétrica y todavía no se toma en cuenta alteraciones de momentos debido a la fuerza propulsiva de los motores.
- El AR_v se asumió igual a 2 en función de datos estadísticos válidos para diseño conceptual. A diferencia del ala y cola horizontal, este parámetro se define geoméricamente de acuerdo a la Ecuación 2.18 [59].

$$AR_v = \frac{b_v}{mac_v} \quad (2.18)$$

- El ángulo Λ_{TE_v} se estableció igual a cero para evitar que la región de turbulencia de la cola horizontal influya sobre la vertical, tal como luce en la Figura 2.6.
- El parámetro λ_v se asumió el mismo valor del ala por las mismas razones explicadas en el diseño de la cola horizontal.
- Los parámetros geoméricos de la superficie plana de la cola vertical, mostrados en la Figura 2.6, se calcularon utilizando las mismas relaciones geométricas del ala (Ecuaciones 2.3 – 2.6).

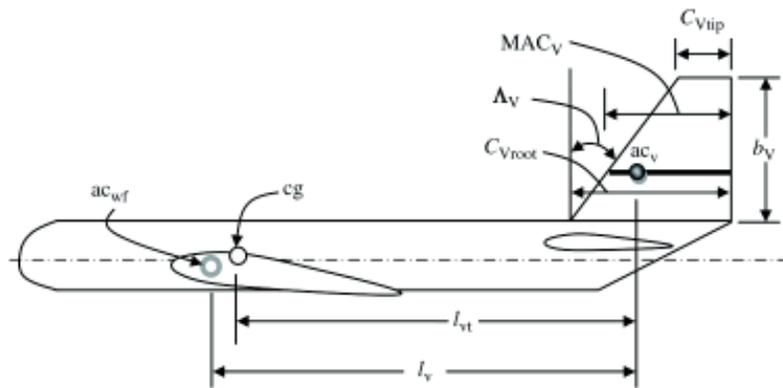


Figura 2.6. Parámetros geométricos de la cola vertical [20].

La metodología de diseño, cálculo de coeficiente de sustentación y análisis de estabilidad longitudinal de la cola se resumen en el diagrama de flujo de la Figura 2.7.

GEOMETRÍA DE COLA Y ANÁLISIS DE ESTABILIDAD

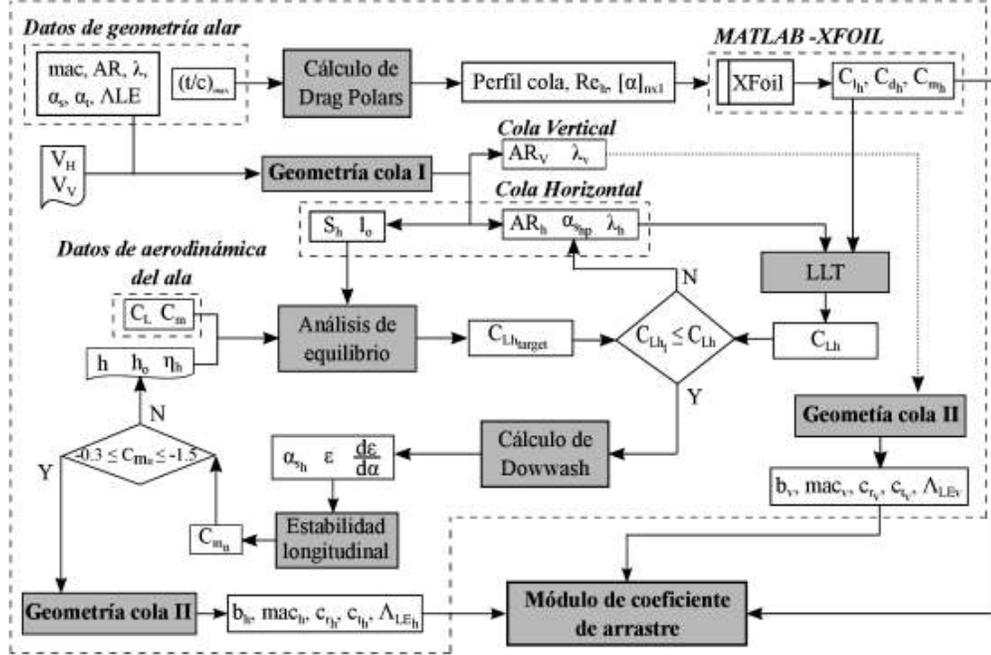


Figura 2.7. Metodología de diseño y cálculo de coeficiente de sustentación de la cola.

2.2.3. Implementación de OpenVSP y diseño de fuselaje

Los parámetros obtenidos en los módulos geométricos del ala y cola se utilizaron para conceptualizar la forma tridimensional de la aeronave. De esta manera, se utilizó la plataforma libre OpenVSP [31], que permite definir y explorar múltiples geometrías de aeronaves a partir de un número reducido de parámetros. El software mencionado se diferencia de una plataforma CAD convencional porque no requiere experticia y reduce el laborioso tiempo de manipulación y tratamiento de la geometría.

Si bien el establecimiento de las dimensiones y la geometría de la carga de pago de la aeronave no tripulada está fuera del alcance del presente trabajo, se desarrolló un modelo conceptual de fuselaje en base a un modelo similar de UAV [30] con el propósito de demostrar la rapidez y versatilidad de OpenVSP. Para esto se utilizó la función *background* de OpenVSP, que permite insertar una imagen de los planos de un fuselaje, y a partir de aquello, generar un modelo tridimensional con características similares al modelo del plano. Esta tarea se llevó a cabo definiendo paramétricamente la geometría de varias secciones transversales del fuselaje mediante la interfaz gráfica de OpenVSP. Adicionalmente, se verificó que la relación máxima longitud – diámetro (*fineness ratio*) del fuselaje se mantenga

entre 4 y 7, puesto que dentro de este rango se obtiene los menores coeficientes de arrastre por fricción [60], [61].

2.3. Modelo aerodinámico

Una vez establecida la geometría del modelo conceptual de la aeronave, es necesario realizar una evaluación aerodinámica para verificar su desempeño. Dicha caracterización se llevó a cabo en dos partes. La primera de ellas fue la determinación del coeficiente de sustentación del ala (C_L) con el método teórico *Lifting Line Theory* [18], [25]. La segunda parte contempla el cálculo del coeficiente de arrastre (C_D) de la aeronave mediante relaciones semi-empíricas [5], [15]. Los siguientes párrafos detallan el proceso seguido para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos.

2.3.1. Cálculo del coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación del ala (C_L) se calculó mediante el método LLT [18] implementado en MATLAB. Luego, estos resultados fueron contrastados con aquellos obtenidos en simulaciones realizadas en el software XLFR5, que implementa el método VLM.

2.3.1.1. Método *Lifting Line Theory*

Este método toma en cuenta factores como la variación de la longitud de cuerda del perfil a lo largo de la envergadura del ala, el ángulo *twist* (α_t) y características aerodinámicas básicas del perfil como *zero-lift angle* (α_0) y la pendiente de la curva de sustentación ($C_{l\alpha}$). En el presente trabajo, los dos últimos parámetros se obtuvieron del procesamiento de resultados de la evaluación de los perfiles en XFOIL.

El método LLT consiste en dividir la superficie de sustentación (ala o cola) en N secciones finitas (100 para el presente estudio) como se muestra en la Figura 2.8. Luego, se plantea un sistema de ecuaciones lineal de acuerdo a la Ecuación 2.19 [18] para encontrar los términos independientes A_i . En la Ecuación 2.19, θ es un vector paramétrico de las secciones finitas del ala, tal como se observa en la Figura 2.9. Este vector se definió para la mitad del ala de acuerdo con la Ecuación 2.20 [20].

Adicionalmente, en la Ecuación 2.19, el término $c(\theta)$ representa la longitud de la cuerda promedio para cada sección y se calculó mediante una interpolación lineal mediante la aplicación de la Ecuación 2.21 [20]. De igual forma, el ángulo $\alpha(n)$ representa el ángulo de ataque para cada sección finita, el cual se obtuvo bajo la suposición de una variación lineal

del ángulo de incidencia desde el *root chord* (α_s) hasta el ángulo de ataque en el *tip chord* ($\alpha_s - \alpha_i$).

Por último, el coeficiente de sustentación del ala (C_L) se calculó mediante la Ecuación 2.22 [18].

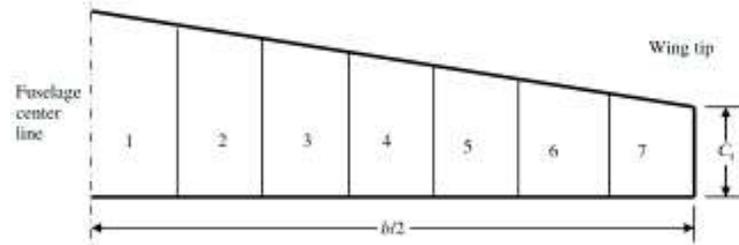


Figura 2.8. Esquema de división del ala por secciones al aplicar LLT [20].

$$\frac{c(\theta)C_{l\alpha}}{4b} [\alpha_o - \alpha(n)] \sin(\theta) = \sum_{n=1}^N A_n \sin(n\theta) \left[\frac{nc(\theta)C_{l\alpha}}{4b \sin(\theta)} + 1 \right] \quad (2.19)$$

$$\theta = \left[\frac{\pi}{2N} : \frac{\pi}{2N} : \frac{\pi}{2} \right] \quad (2.20)$$

$$c(\theta) = c_r [1 - (1 - \lambda) \cos(\theta)] \quad (2.21)$$

$$C_L = \pi(AR)(A_1) \quad (2.22)$$

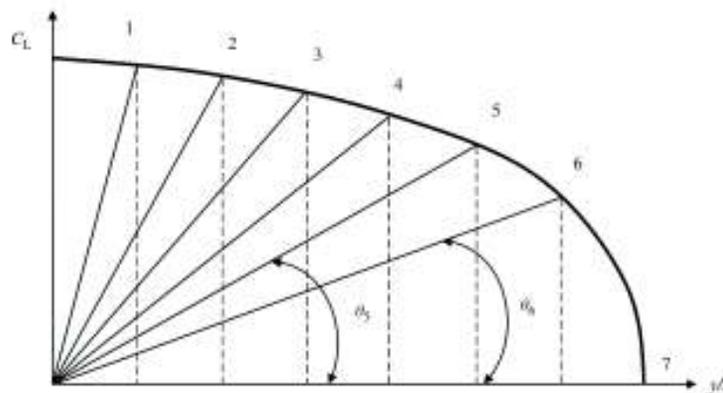


Figura 2.9. Vector paramétrico θ de las secciones del ala [20].

El *span efficiency factor* (e) se calculó mediante la Ecuación 2.23 [18], una vez que el sistema lineal de la Ecuación 2.19 fue resuelto. Este factor se determinó para asegurar que la distribución seccional de sustentación en el ala sea elíptica. Se estableció un valor aceptable de *span efficiency factor* igual a 0.97.

$$e = \frac{1}{1 + \sum_{n=1}^N n \left(\frac{A_n}{A_1}\right)^2} \quad (2.23)$$

El método descrito fue implementado en MATLAB para determinar tres configuraciones de ala óptimas. Además, el método LLT también fue utilizado para estimar el coeficiente de sustentación producido por la cola horizontal (C_{Lh}) siguiendo el mismo procedimiento de cálculo descrito.

2.3.1.2. Método *Vortex Lattice Method*

El software XFLR5 es considerado como una herramienta de mayor fidelidad en comparación al método propuesto, ya que éste incorpora el método de evaluación aerodinámica *Vortex Lattice Method* (VLM) [25], [36]. La principal ventaja de este método es que permite evaluar superficies de sustentación con mayor complejidad, es decir, el método toma en cuenta características geométricas como: ángulo *sweep* (Λ_{LE}) superior a 10 [deg] y ángulo *dihedral* (Γ). Además, permite analizar la influencia del efecto *downwash* del ala sobre la cola. No obstante, la configuración de esta plataforma demanda mayor cantidad de tiempo en comparación al método propuesto.

En este trabajo se contempló la utilización de XFLR5 como método auxiliar de evaluación aerodinámica de las tres configuraciones de ala preseleccionadas. Luego, con base en una comparación de los coeficientes de sustentación obtenidos con el método propuesto (LLT) y aquellos de XFLR5 (VLM), se seleccionó la mejor configuración conceptual del ala.

Adicionalmente, la plataforma XFLR5 también se utilizó para evaluar aerodinámicamente el conjunto ala – cola para comprobar que los requerimientos de sustentación y estabilidad longitudinal se cumplan. Este procedimiento se realizó puesto que la presencia de la cola altera el coeficiente de sustentación total de la aeronave. En consecuencia, el modelo conceptual generado inicialmente debe ser modificado para cumplir satisfactoriamente los requerimientos aerodinámicos de diseño. Dichas modificaciones se realizaron con base en los resultados de un análisis paramétrico de las variables más influyentes en el desempeño aerodinámico. Algunos criterios técnicos de optimización presentados por Sadraey [20] y Torenbeek [62] también fueron tomados en cuenta. No obstante, la literatura mencionada

fue desarrollada para aviación civil, por lo cual se utilizó paralelamente los resultados de las investigaciones de Panagiotou [19] y Kontogiannis [63], desarrolladas para aplicaciones en UAVs.

Es importante mencionar que, aunque solo se seleccionaron tres configuraciones preliminares, el método propuesto tiene la ventaja de trabajar con una mayor cantidad de modelos conceptuales. No obstante, para fines prácticos y demostrativos, se establecieron únicamente tres.

2.3.2. Cálculo del coeficiente de arrastre

El coeficiente de arrastre (C_D) para vuelos en régimen subsónico está compuesto por el *induced drag* (C_{Di}) y el *zero – lift drag* (C_{D0}) [5]. El primero de ellos, al ser dependiente del coeficiente de sustentación (C_L), se calculó en función del valor obtenido con método LLT [18]. Por otro lado, para determinar C_{D0} se empleó la técnica semi-empírica denominada *build – up* [5], [15], que consiste en analizar el arrastre que genera cada componente del avión (ala, cola y fuselaje) por separado y luego estimar la totalidad sumando cada contribución. Los siguientes párrafos describen la metodología de cálculo del coeficiente de arrastre y sus componentes.

2.3.2.1. Cálculo de *induced drag*

Para el cálculo de este componente del arrastre se utilizó el modelo parabólico descrito en la Ecuación 2.24 [18]. La suposición de la variación cuadrática del *induced drag* (C_{Di}) en función de C_L no es totalmente cierta, pero se considera aceptable para aeronaves en régimen subsónico e incompresible [62], como es el caso del UAV del presente caso de estudio.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi(AR)(e_o)} \quad (2.24)$$

El *Oswald coefficient* (e_o) se estimó mediante la Ecuación 2.25 [21], la cual tiene validez para *aspect ratios* mayores a 5 y ángulos Λ_{LE} despreciables (alas rectas).

$$e_o = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (2.25)$$

2.3.2.2. Cálculo de *skin-friction drag*

El coeficiente *skin-friction drag* (C_{Ds}) depende en gran medida del número de Reynolds y el régimen de flujo de las partes de la aeronave individualmente (ala, cola y fuselaje). El número de Reynolds se calculó de acuerdo a la Ecuación 2.26, donde ρ y μ son la densidad y viscosidad del aire respectivamente. El ala se analizó bajo la suposición de régimen transitorio debido a que, en general, la capa límite cerca del borde frontal (*leading edge*) es laminar; y conforme el flujo avanza en su recorrido por la superficie, ocurre la transición a régimen turbulento [15]. El resto de los componentes de la aeronave (cola y fuselaje) se analizaron con régimen de flujo totalmente turbulento.

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} L}{\mu} \quad (2.26)$$

El coeficiente de arrastre por fricción del fuselaje C_{Ds_f} se definió de acuerdo a la Ecuación 2.27 [15]:

$$C_{Ds_f} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wet-f}}{S} \quad (2.27)$$

Donde f_{LD} se denomina factor de finura del fuselaje (*fineness ratio*) y se calculó mediante la Ecuación 2.28 [5], [21] para relaciones longitud/diámetro (L_f/D_f) mayores a 4.

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L_f/D_f)^3} + 0.0025 \left(\frac{L_f}{D_f} \right) \quad (2.28)$$

El factor f_M de la Ecuación 2.27 es una corrección de la velocidad de vuelo y toma en cuenta la influencia del número de Mach; se define según la Ecuación 2.29 [15]:

$$f_M = 1 - 0.08Ma^{1.45} \quad (2.29)$$

Por otra parte, el término C_f de la Ecuación 2.27 es el factor de fricción para placas planas definido según las Ecuaciones 2.30 y 2.31 [18] para flujo laminar y turbulento, respectivamente.

$$C_{f,l} = \frac{1.327}{\sqrt{Re}} \quad (2.30)$$

$$C_{f,t} = \frac{0.455}{[\log(Re)]^{2.58}} \quad (2.31)$$

Por último, S_{wet_f} es el área superficial del fuselaje en contacto con el aire y se estimó mediante la Ecuación 2.32 [64], [65]. Este modelo toma en cuenta la variación de la geometría en la parte frontal y posterior del fuselaje, siendo una opción más robusta a las propuestas que evalúan el área superficial como un cilindro simple.

$$S_{wet_f} = \pi D_f L_f \left(1 - \frac{2}{f_{LD}}\right)^{\frac{2}{3}} \left(1 + \frac{1}{f_{LD}^2}\right) \quad (2.32)$$

La estimación del coeficiente de arrastre de fricción del ala y la cola se calcularon de acuerdo a la Ecuación 2.33 [15]:

$$C_{DS} = C_f f_{tc} f_M \left(\frac{S_{wet}}{S}\right) \left(\frac{C_{d_min}}{0.004}\right)^{0.4} \quad (2.33)$$

Como se mencionó, el régimen de flujo de la cola se trató como totalmente turbulento debido a las vorticidades generadas por el ala “corriente arriba”; no obstante, para determinar el coeficiente de fricción del ala se realizó un análisis de flujo transitorio mediante la Ecuación 2.34 [18]:

$$C_{f_w} = [C_{f,lam} + (1 - x_{tr,u})C_{f,turb}]_u + [x_{tr,d}C_{f,lam} + (1 - x_{tr,d})C_{f,turb}]_d \quad (2.34)$$

Donde, x_{tr} representa el punto de transición de régimen laminar a turbulento. Este parámetro, en conjunto con el término C_{d_min} (Ecuación 2.33) se obtuvieron del procesamiento de resultados de la simulación en XFOIL del perfil aerodinámico correspondiente al *mean aerodynamic chord* del ala. Los sufijos *u* y *d* representan las superficies superior e inferior, respectivamente.

En la Ecuación 2.33, el factor f_{tc} se obtuvo en función del *maximum thickness to chord (t/c)*_{max} del perfil del ala y la cola, según sea el caso. Para perfiles NACA, este parámetro corresponde a los dos últimos dígitos de la numeración dividido para 100. Finalmente, el factor f_{tc} , de la Ecuación 2.33, se calculó mediante la ecuación 2.35 [65].

$$f_{tc} = 1 + 2.7 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_{max}^4 \quad (2.35)$$

El área sumergida S_{wet} , para el ala y la cola, se calculó mediante la Ecuación 2.36 [15], la cual simplifica la forma de la superficie de sustentación a una forma hexaédrica, válido para cálculos rápidos.

$$S_{wet} = 2 \left[1 + 0.5 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \right] (b - D_f) mac \quad (2.36)$$

Es importante mencionar que tanto en la Ecuación 2.27 como en la 2.33, S representa el área de referencia, que comúnmente es seleccionada igual al área plana del ala.

2.3.2.3. Cálculo de *interference drag*

Este componente del arrastre se produce debido a la interacción entre las capas límite de un cuerpo (ala o cola) con una superficie adjunta (fuselaje). El presente estudio adoptó la metodología presentada por Gur [5], en la que se toma como punto de partida los resultados de dos estudios diferentes. El primero de ellos, presentado por Tétrault [66], se basa en los resultados de múltiples evaluaciones en CFD, pero su validez es para superficies esbeltas (*thickness to chord* menores a 0.075). Este modelo se resume en la Ecuación 2.37, donde: ϕ es el ángulo de intersección entre el ala y fuselaje, Re_c es el número de Reynolds referido a la cuerda raíz del ala (o cola) y t/c representa el parámetro *máximum thickness to chord* del perfil utilizado. Para este trabajo, t/c se asumió 0.075 por ser el máximo valor admisible por la Ecuación 2.37 para considerarse válida. Además, el parámetro ϕ fue asumido el ángulo complementario del *dihedral angle* (Γ), es decir, que ϕ se consideró igual a 90 [deg] porque la sección transversal del ala es perpendicular a la superficie del fuselaje.

$$\begin{aligned} C_{D,int} = & 0.1112 - 0.2572 \sin(\phi) + 3.44 \left(\frac{t}{c}\right) - 0.02097 \log(Re_c) \\ & + 0.09009 \sin^2(\phi) - 2.549 \left(\frac{t}{c}\right) \sin(\phi) \\ & + 0.0301 \log(Re_c) \sin(\phi) - 0.1462 \left(\frac{t}{c}\right) \log(Re_c) \end{aligned} \quad (2.37)$$

El segundo modelo, presentado por Hoerner [38], se desarrolló en base a resultados experimentales de la caracterización de un ala con perfil de t/c igual a 0.43 [5]. Este modelo se resume en la Ecuación 2.38.

$$C_{D,int} = 0.8 \left(\frac{t}{c} \right)^3 - 0.0003 \quad (2.38)$$

Sin embargo, la Ecuación 2.38 está referida al *mean aerodynamic chord* al cuadrado (mac^2) y no al área referencial establecida en el presente trabajo. Para corregir este modelo, la Ecuación 2.38 se dividió para el *aspect ratio* (AR) del ala o la cola, respectivamente, tal como se muestra en la Ecuación 2.39.

$$C_{D,int} = \frac{0.8 \left(\frac{t}{c} \right)^3 - 0.0003}{AR} \quad (2.39)$$

Una vez obtenidos los resultados de ambos modelos, se realizó una interpolación lineal en función del *thickness to chord ratio* de los perfiles del ala y cola.

Las dos metodologías anteriores permiten calcular el arrastre de interferencia por pared; sin embargo, Wei [67] menciona que existen otros tipos de interferencia debido a: sustentación, ángulo *sweep* e inclinación del ala con respecto al fuselaje. El autor sugiere que su aplicación es válida para diámetros medianos de UAV, por lo que su aplicación no fue incluida en este trabajo.

Finalmente, todas las contribuciones del coeficiente de arrastre se sumaron para determinar el coeficiente de arrastre total. Este procedimiento se desarrolló para un grupo de ángulos de ataque con el fin de obtener las curvas aerodinámicas de la aeronave.

2.4. Análisis paramétrico

El diseño aeronáutico inevitablemente envuelve un compromiso entre diferentes características o parámetros de diseño. Por ejemplo, el ala debe tener la menor superficie posible para reducir el coeficiente de arrastre, y también, debe ser lo suficientemente larga para generar la sustentación adecuada [16]. En este sentido, una vez establecido el modelo conceptual inicial de la aeronave, éste se utilizó como modelo base para analizar paraméricamente la influencia de la variación de diversos parámetros en el desempeño aerodinámico. Las variables de influencia analizadas se dividieron en: datos de la

aeronave, condiciones de operación y geometría, tal como se muestra en la Figura 2.10. Las variables geométricas comprenden a su vez parámetros del ala, cola y fuselaje.

Las funciones objetivo del análisis de sensibilidad se dividieron en los modelos de: selección de perfil, desempeño aerodinámico y análisis de estabilidad, tal como se observa en la Figura 2.10.

En la selección del perfil se realiza un análisis de sensibilidad de las coordenadas de selección del perfil aerodinámico de la carta semi-empírica presentada del Anexo I. Se estudia la influencia de la variación de los datos preliminares de la aeronave y las condiciones de operación sobre el tipo de perfil seleccionado.

En el módulo de evaluación aerodinámica se realizó un análisis de sensibilidad de las condiciones de operación y las variables geométricas. En otras palabras, se determinó qué parámetro es el que más influye en el desempeño aerodinámico (coeficientes y fuerzas aerodinámicas).

Finalmente, en el módulo de estabilidad se realizó un estudio de sensibilidad de la variación de parámetros geométricos de la cola para analizar su influencia en la estabilidad longitudinal de la aeronave.

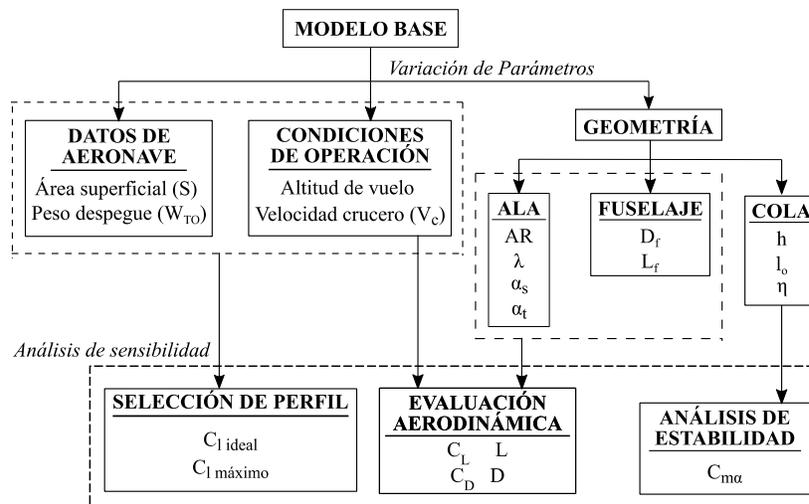


Figura 2.10. Parámetros analizados paraméricamente.

Este análisis permite estudiar diferentes escenarios y configuraciones geométricas de un modelo en un tiempo reducido, brindando flexibilidad al diseño conceptual. Adicionalmente, se pretende demostrar que los métodos paramétricos de generación de geometría y evaluación aerodinámica pueden ser herramienta de gran precisión.

2.5. Simulación numérica en CFD

Las pruebas experimentales en túnel de viento para validar el modelo propuesto no pudieron desarrollarse en el presente trabajo porque el equipo se encuentra en rehabilitación. Por lo tanto, se optó por utilizar las simulaciones en CFD para comparar los coeficientes aerodinámicos obtenidos con el método propuesto.

La utilización de CFD requiere la validación de resultados con base en datos experimentales. Con este propósito, los resultados de las pruebas experimentales del modelo alar Onera M6 [68] fueron utilizados como referencia para validar el modelo. Las condiciones de operación del experimento son descritas por Mayeur [69] y los coeficientes aerodinámicos obtenidos por diversos trabajos son resumidos por Durrani [70].

Los modelos alares tridimensionales fueron construidos en OpenVSP y exportados al módulo *Design Modeler* de Ansys 18. En este módulo se creó un recinto geométrico en forma de C con las dimensiones en función del *mean aerodynamic chord* (c) del ala, tal como se muestra en la Figura 2.11 [71]. Luego, se realizó una operación Booleana para extraer el volumen del ala del volumen del dominio del fluido. Este modelo se exportó luego al módulo ICEM para generar el mallado estructurado hexaédrico por bloques.

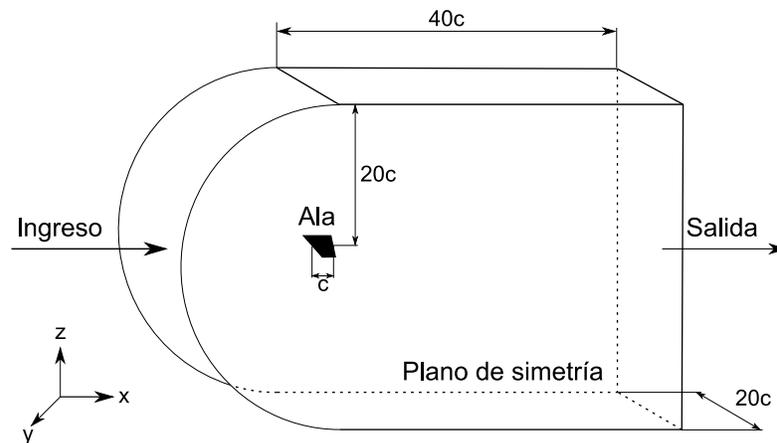


Figura 2.11. Forma y dimensiones del dominio de fluido.

El mallado fue exportado al módulo de Ansys Fluent 18 para establecer las condiciones de frontera, los modelos de turbulencia, valores de referencia y métodos numéricos de resolución. La simulación numérica del modelo de ala Onera M6 se desarrolló utilizando los modelos de turbulencia *Spalart – Allmaras* y $k-\omega$ SST para validar el mallado propuesto en función de la información disponible [70]. Por otra parte, el modelo propuesto del ala se

evaluó únicamente con el modelo de turbulencia k- ω SST por presentar resultados más precisos.

Adicionalmente, se llevó a cabo un análisis de independencia de malla para los modelos evaluados. Esto se realizó mediante el monitoreo de los coeficientes aerodinámicos en función del número de elementos de la malla [45]. Con este propósito, se generaron 5 mallas incrementando el refinamiento de cada una y se verificó la convergencia de los coeficientes aerodinámicos.

El parámetro adimensional *wall* Y^+ indica el refinado del mallado cerca de la pared del modelo analizado [45]. Para el caso del modelo Onera M6, este parámetro se mantuvo entre 30 y 300 (dentro de capa límite turbulenta totalmente desarrollada) [43]. En cambio, para el modelo alar propuesto, se comprobó que el *wall* Y^+ sea menor a 1 con el fin de obtener mejores resultados de predicción del coeficiente de arrastre por fricción.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este apartado se presentan los resultados obtenidos de los modelos paramétricos de geométrica y aerodinámica. En primer lugar, se expone el modelo conceptual del UAV generado y los resultados de su evaluación aerodinámica. Luego, esta configuración se utilizó como base para llevar a cabo un análisis de sensibilidad y determinar las variables más influyentes en el desempeño aerodinámico. En este sentido, se presenta gráficamente la relación de diversas variables con el desempeño aerodinámico y estabilidad longitudinal. Estos resultados se utilizaron como pauta para mejorar el modelo conceptual establecido inicialmente, dando origen a uno nuevo. Finalmente, se presenta una comparación de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con el modelo propuesto con aquellos obtenidos mediante métodos de mayor fidelidad.

ad como VLM y CFD.

3.1. Modelo geométrico

En esa sección se enlistan los parámetros geométricos obtenidos para el modelo conceptual de la aeronave. Además, se exhibe el modelo tridimensional de la aeronave, mismo que fue desarrollado en OpenVSP.

3.1.1. Diseño de ala

En esta subsección se muestran los resultados del proceso de diseño conceptual del ala tomando en cuenta las condiciones de operación de la Tabla 2.1. Los resultados del modelo geométrico del ala incluyen la selección del perfil, el establecimiento de parámetros primarios y el cálculo de parámetros geométricos.

3.1.1.1. Selección de perfil

Las coordenadas para la utilización de la carta semi-empírica de selección de perfiles (Imagen I.1 del Anexo I) se muestran en la Tabla 3.1 y se obtuvieron mediante las Ecuaciones 2.1 y 2.2. El término $C_{L, target}$ es el coeficiente de sustentación objetivo del ala, es decir, es el necesario para cumplir con los requerimientos de diseño. El coeficiente ideal del ala corresponde a aproximadamente 85 % del coeficiente de sustentación ideal del perfil (C_{i}) [20].

Tabla 3.1. Coeficientes de sustentación ideal, máximo y objetivo.

C_{li}	C_{lmax}	$C_{L, target}$
0.2349	1.668	0.2052

Los tres perfiles más adecuados de acuerdo con la metodología descrita fueron los NACA: 2415, 2412 y 23015. Las curvas aerodinámicas de estos perfiles, obtenidas de XFOIL, se muestran en la Figura 3.1; mientras que, las variables aerodinámicas más representativas se resumen en la Tabla 3.2. Las simulaciones en XFOIL se llevaron a cabo en régimen viscoso para un número Mach de 0.085 y Reynolds de 8.9×10^5 . Este último fue calculado bajo la suposición de una longitud de referencia igual a 0.6 [m].

En la curva C_l vs AOA se observó que los perfiles NACA 2412 y 2415 presentan un desempeño similar puesto que tienen una pendiente ($C_{l\alpha}$) aproximadamente igual. No obstante, el mayor valor del parámetro $C_{l\alpha}$ se obtuvo para el perfil 23015, lo que se traduce en el incremento de la rapidez de cambio del coeficiente de sustentación con respecto a la variación del ángulo de ataque, siendo esto beneficioso para incrementar el control de la aeronave. A pesar de esta ventaja, en el mismo gráfico se aprecia que el perfil 23015 posee los menores C_l para el rango de AOA entre -3 a 8 [deg]. Una observación más minuciosa indica que el perfil 2415 produce los coeficientes de sustentación más altos dentro del rango de ángulos mencionado.

Otra característica analizada fue la tolerancia a la región de *stall* (C_l máximo). Así, el perfil 23015, seguido del 2415, demuestran mejor adaptación para trabajar con ángulos de ataque elevados, ya que se aprecia que la disminución de sustentación no es abrupta (pico) en esta región.

Al realizar un análisis de la curva C_d vs AOA, se observó que el perfil 2412 posee los coeficientes de arrastre más bajos de las tres opciones; aunque, el perfil 2415 presenta una región ligeramente constante de C_d para una serie de ángulos de ataque, lo cual es beneficioso porque permite incrementar el AOA para generar mayores coeficientes de sustentación, mientras el coeficiente de arrastre se mantiene constante.

De igual manera, en la curva C_l vs C_d , se aprecia que la mayor tasa de incremento del coeficiente de sustentación (pendiente de la curva) pertenece al perfil 2415. Esto implica que el incremento del coeficiente de sustentación no produce un crecimiento significativo del coeficiente de arrastre. Esta característica es claramente apreciable en el rango más bajo de coeficientes de arrastre (7×10^{-3} a 9×10^{-3}).

Finalmente, en la curva C_l/C_d vs AOA, se aprecia que la relación máxima de C_l a C_d es aproximadamente igual para los perfiles 2412 y 2415, aunque a diferentes ángulos de ataque. Esto significa que su rendimiento aerodinámico es muy similar; sin embargo, para obtener mejores resultados con el perfil 2415, éste debería trabajar a un ángulo de ataque mayor que el perfil 2412.

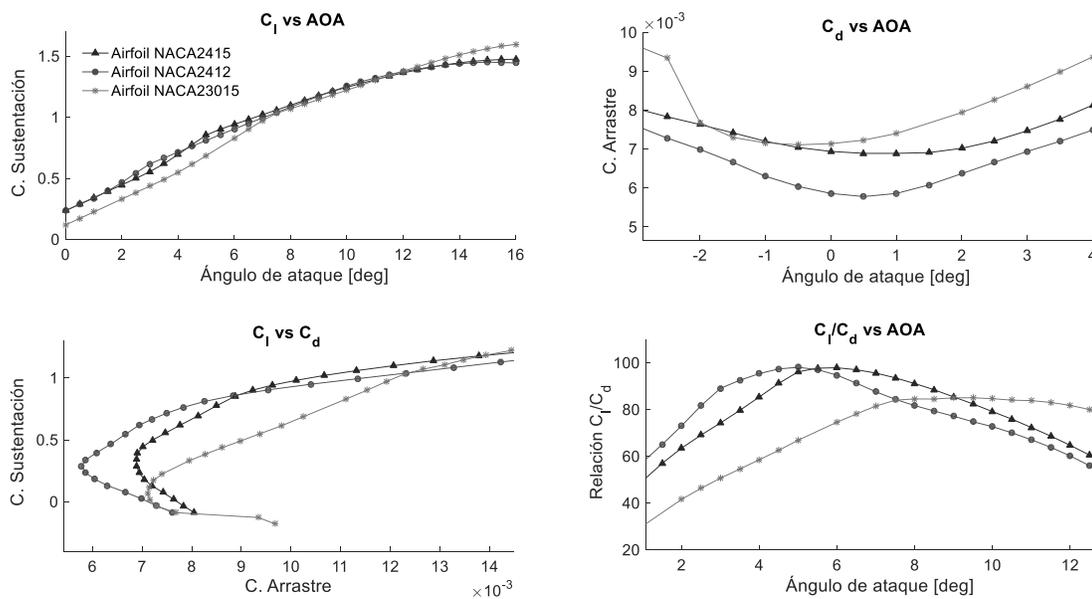


Figura 3.1. Curvas aerodinámicas de los perfiles seleccionados.

Tabla 3.2. Parámetros importantes de las curvas aerodinámicas de los perfiles seleccionados.

	NACA 2415	NACA 2412	NACA 23015
C_{l_max}	1.5095	1.4877	1.6182
C_{li}	0.3437	0.3403	0.1708
C_{d_min}	6.66×10^{-3}	5.63×10^{-3}	6.94×10^{-3}
C_{mo}	-3.756×10^{-2}	-3.966×10^{-2}	-3.389×10^{-3}
$(C_l/C_d)_{max}$	101.93	101.60	90.89
$C_{l\alpha}$ [deg ⁻¹]	0.10484	0.10468	0.11020
α_s [deg]	1	1	0
α_o	-2	-2	-1

Finalmente, se puede afirmar que el perfil con mejores características para esta aplicación es el NACA 2415 debido a su desempeño en la producción de sustentación, bajo coeficiente de arrastre y tolerancia a la región de *stall*. No obstante, los tres perfiles

seleccionados fueron evaluados en combinación con los rangos de parámetros geométricos mediante el método *Lifting Line Theory* para generar tres configuraciones preliminares de ala.

3.1.1.2. Establecimiento de parámetros principales

Las tres combinaciones de parámetros geométricos (comprendidos por *aspect ratio*, *taper ratio*, ángulo de incidencia y ángulo *twist*) que produjeron mayores coeficientes de sustentación, de acuerdo con los resultados del método LLT, se enlistan en la Tabla 3.3. Los resultados demuestran que el coeficiente de sustentación producido por los tres modelos alares es muy parecido, puesto que la única diferencia entre ellos es el parámetro *taper ratio* (λ). Además, se hace hincapié en que los modelos generados producen un coeficiente de sustentación superior al establecido en los requerimientos de diseño (Tabla 3.1).

Tabla 3.3. Parámetros principales de tres modelos preliminares de ala.

	Perfil	C_L	AR	λ	α_s [deg]	α_t [deg]
Modelo 1	2415	0.20642	5.5	0.65	1.3	-1.8
Modelo 2	2415	0.20633	5.5	0.60	1.3	-1.8
Modelo 3	2415	0.20632	5.5	0.70	1.3	-1.8

La Figura 3.2 muestra las distribuciones seccionales de C_l a lo largo de la envergadura para las tres configuraciones preliminares de la Tabla 3.3. Debido a la similitud geométrica de estos modelos, se observa que las curvas tienen una tendencia muy similar entre ellas.

El coeficiente de sustentación seccional máximo de los tres modelos se localiza alrededor del 10 % de la envergadura desde la raíz del ala (y/b igual a 0.1). Este comportamiento se considera aceptable puesto que la distribución de sustentación presenta suavidad a pesar de no ser totalmente elíptica. Además, se puede observar que el coeficiente de sustentación seccional decrece en los extremos, lo que beneficia a evitar que el ala pierda el control lateral.

Cabe mencionar que el método propuesto no toma en cuenta la influencia que ejerce el fuselaje en la producción de sustentación de la aeronave. En general, tanto la distribución de sustentación se ven reducidas en presencia de un fuselaje convencional [20].

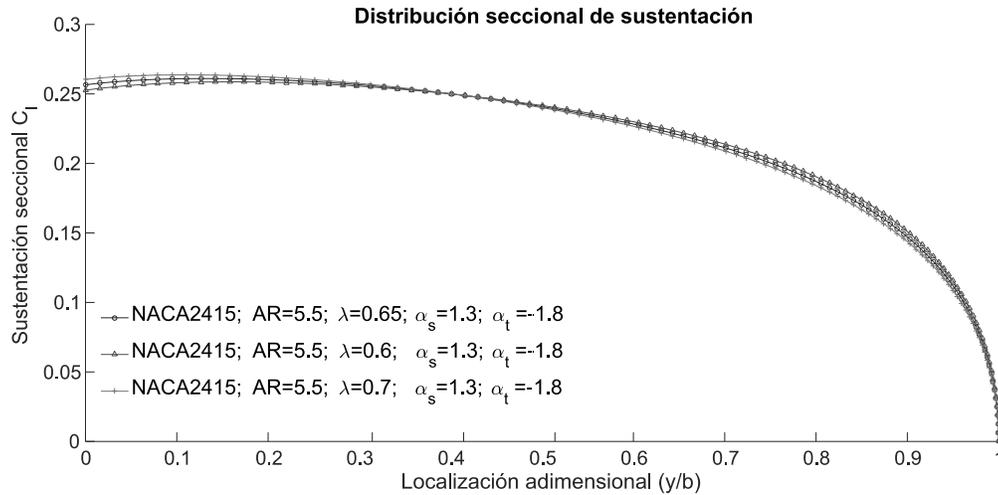


Figura 3.2. Distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura del ala.

3.1.1.3. Parámetros geométricos del ala

El resto de la geometría del ala se definió en función de los parámetros de la Tabla 3.3 y sus resultados se muestran en la Tabla 3.4. Se puede apreciar que los parámetros geométricos que diferencian un modelo de otro son: la cuerda raíz (c_r), la cuerda del extremo (c_t) y el ángulo *sweep* (Λ_{LE}). Esto se debe a que dichos parámetros son dependientes del *taper ratio* (λ).

Tabla 3.4. Parámetros geométricos de las alas de los modelos.

	b [m]	mac [m]	c_r [m]	c_t [m]	Λ_{LE} [deg]
Modelo 1	3.3166	0.60302	0.72014	0.46809	2.1761
Modelo 2	3.3166	0.60302	0.73840	0.44304	2.5495
Modelo 3	3.3166	0.60302	0.70215	0.49150	1.8189

3.1.1.4. Modelo conceptual del ala

La selección del modelo óptimo del ala se realizó mediante un análisis comparativo de los resultados de la evaluación aerodinámica obtenidos con los métodos LLT (código desarrollado en MATLAB) y VLM (software XFLR5). La Tabla 3.5 muestra los coeficientes de sustentación estimados por ambos métodos para los modelos alares de las Tablas 3.3 y 3.4. Los resultados demuestran que el segundo modelo podría ser establecido como el ideal ya que posee el mejor desempeño de acuerdo con la teoría VLM, misma que es considerada más elaborada que el método LLT. Además, el coeficiente de sustentación

obtenido para esta configuración presentó la menor discrepancia al comparar los resultados de ambos métodos.

Si bien el segundo modelo generó el coeficiente de sustentación más alto, este no es suficiente porque no satisface los requerimientos de diseño (Tabla 3.1). En consecuencia, se debe llevar a cabo un proceso de mejoramiento del modelo una vez que la cola haya sido diseñada.

Tabla 3.5. Coeficiente de sustentación obtenido por diferentes métodos.

	LLT	VLM
Modelo 1	0.20642	0.1998
Modelo 2	0.20633	0.2028
Modelo 3	0.20632	0.1977

La Figura 3.3 muestra las distribuciones seccionales del coeficiente de sustentación obtenidas por los métodos LLT y VLM para el modelo alar 2 de la Tabla 3.3. Se puede observar que ambos métodos estimaron un comportamiento similar; sin embargo, el método LLT sobreestimó los coeficientes de sustentación seccionales, lo cual produce un desplazamiento vertical positivo de la curva obtenida. A pesar de la discrepancia de los resultados, se demostró que la teoría LLT es capaz de predecir aceptablemente la tendencia de distribución de sustentación.

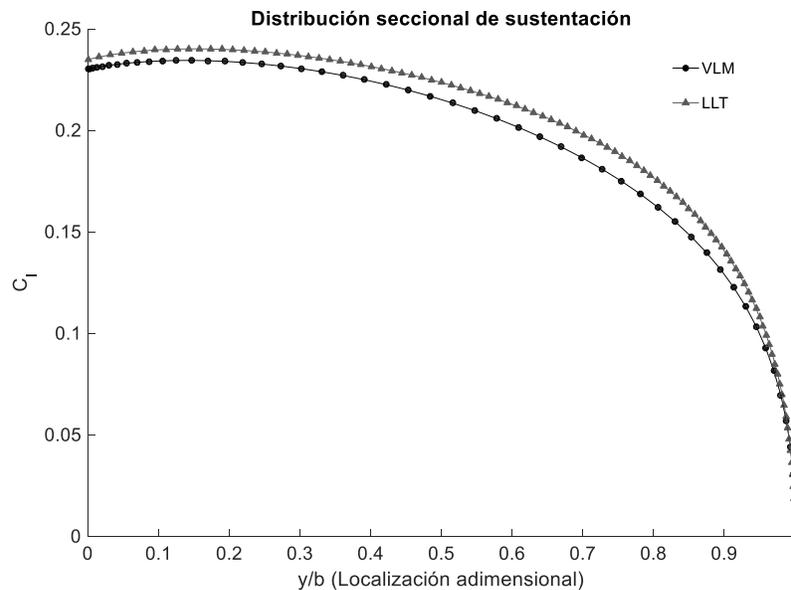


Figura 3.3. Distribución del coeficiente de sustentación en el modelo de ala seleccionado.

3.1.2. Diseño de la cola

En esta sección se presentan los parámetros geométricos calculados de la cola (horizontal y vertical). Adicionalmente se presentan los resultados del análisis de estabilidad longitudinal, desarrollado paralelamente al diseño de la cola.

3.1.2.1. Cola horizontal

EL perfil utilizado para la cola fue el NACA 0009 puesto que el NACA 2415 fue establecido para el ala. La disminución del valor del parámetro *thickness to chord* del perfil de la cola, con relación al valor del ala, asegura que ésta no sufra los efectos de vorticidad producidos por el ala “corriente arriba” [20]. La Figura 3.4 muestra la curva C_l vs AOA del perfil NACA 0009 obtenida del procesamiento de datos calculados en XFOIL. Como se observa, esta curva posee simetría para ángulos de ataque positivos y negativos, lo que implica que su pendiente es relativamente invariante. Esta característica brinda al perfil la capacidad de trabajar en un rango amplio de ángulos de ataque sin entrar en la región de *stall*. Los parámetros $C_{l\alpha}$ y α_o del perfil de la cola se obtuvieron del post – procesamiento de los datos presentados en la curva de la Figura 3.4.

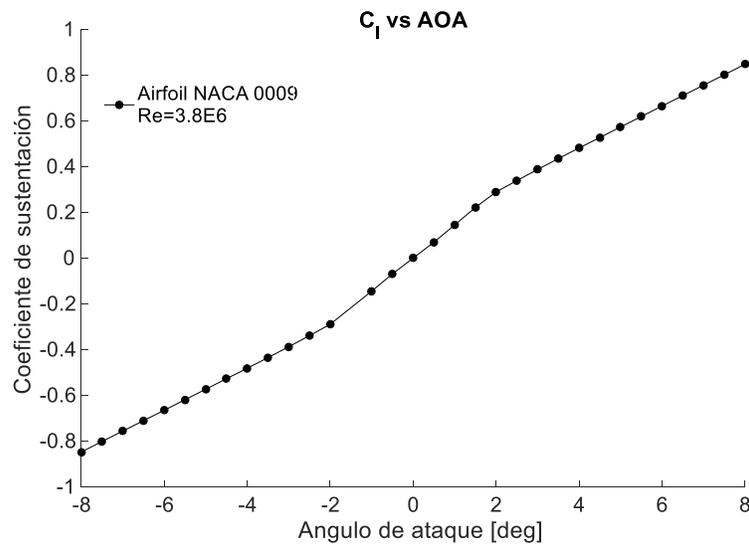


Figura 3.4. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque perfil NACA 0009.

Los parámetros principales del modelo conceptual de la cola horizontal se muestran en la Tabla 3.6 e incluyen: el coeficiente de sustentación necesario para mantener el equilibrio longitudinal ($C_{L_{h,t}}$), el ángulo de incidencia convencional (α_{sh}), el ángulo *downwash* (ϵ), el ángulo de incidencia efectivo (α_{sh_e}) y el coeficiente de sustentación producido (C_{L_h}). Este

último se obtuvo mediante la evaluación aerodinámica de la cola horizontal con el método LLT.

El coeficiente de sustentación producido (C_{L_h}) es aproximadamente igual al necesario ($C_{L_{h,t}}$), tal como se observa en la Tabla 3.6. Esto ocurre porque se estableció un proceso iterativo de tal forma que, si C_{L_h} no era suficiente para mantener la estabilidad de la aeronave, el valor del ángulo de incidencia de la cola se modificaba y, el nuevo modelo era reevaluado hasta satisfacer el coeficiente de sustentación necesario.

Otro aspecto interesante es que el ángulo de incidencia efectivo (α_{sh_e}) es menor que el ángulo de incidencia convencional (α_{sh}), porque éste último no toma en cuenta el efecto *downwash* producido por el ala [20]. La estimación de este parámetro es importante puesto que, durante la etapa de manufactura, la cola debe ser instalada con el ángulo de incidencia efectivo (α_{sh_e}) porque el efecto *downwash* compensará el ángulo necesario para alcanzar la incidencia convencional (α_{sh}).

Tabla 3.6. Parámetros primarios de la cola horizontal.

$C_{L_{h,t}}$	C_{L_h}	l_o [m]	α_{sh} [deg]	ϵ [deg]	α_{sh_e} [deg]	S_h [m ²]
-0.1239	-0.1240	2.48	-2.352	2.039	-0.813	0.242

A partir de la definición de los parámetros de la Tabla 3.6, el resto de las variables geométricas de la cola horizontal se determinaron mediante las mismas relaciones geométricas del ala. Los parámetros geométricos calculados se muestran en la Tabla 3.7.

Tabla 3.7. Parámetros geométricos de la cola horizontal.

AR_h	b_h [m]	mac_h [m]	c_{r_h} [m]	c_{t_h} [m]	$C_{m\alpha}$ [rad ⁻¹]
3.67	0.943	0.257	0.315	0.189	-1.1094

Para comprobar que la aeronave es estable, se calculó la derivada estática de estabilidad longitudinal ($C_{m\alpha}$) mediante la Ecuación 2.17. El resultado obtenido (Tabla 3.7) demostró que la pendiente de la curva C_m vs AOA es negativa y se encuentra dentro del rango aceptable de estabilidad (-0.3 a -1.5) [20].

3.1.2.2. Cola vertical

Los parámetros geométricos calculados en el diseño de la cola vertical se muestran en la Tabla 3.8. La definición de la cola vertical no contempló un estudio de estabilidad lateral, ya que éste se lleva a cabo en etapas avanzadas del diseño, cuando otros componentes,

como el sistema de propulsión o las superficies del control de la aeronave, han sido diseñados.

Tabla 3.8. Parámetros geométricos de la cola vertical.

S_v [m ²]	AR_v	b_v [m]	mac_v [m]	c_{r_v} [m]	c_{t_v} [m]
0.1066	2	0.462	0.231	0.282	0.1696

3.1.3. Modelo conceptual

Una vez determinados los parámetros geométricos de las superficies de sustentación, el código desarrollado permite visualizar la forma geométrica de las superficies del ala y la cola, tal como se ilustra en la Figura 3.5, donde la línea inferior de los recuadros del ala y la cola horizontal representa el borde frontal (*leading edge*). La línea oscura representa el *mean aerodynamic chord*, cuya localización fue determinada con base en relaciones geométricas presentadas por Gundlach [10]. La Figura 3.5 muestra únicamente la mitad del ala y la cola horizontal porque se consideran elementos simétricos respecto a la cuerda raíz (c_r).

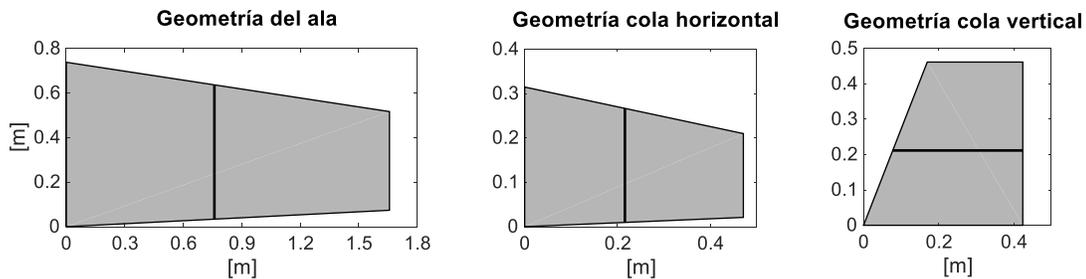


Figura 3.5. Forma geométrica de las superficies de sustentación.

Los parámetros geométricos del ala (Tabla 3.3) y la cola (Tablas 3.7 y 3.8) fueron ingresados en el software OpenVSP (ver Anexo II.) para generar un modelo tridimensional de la aeronave, tal como lo muestran las Figuras 3.6 y 3.7. El software cuenta con una base de datos para implementar perfiles NACA en la configuración que se esté diseñando.

La forma del fuselaje fue adoptada de una aeronave no tripulada con características y funciones similares [30]. Es importante mencionar que la parte trasera del fuselaje (unión de ala y cola) se consideró como un elemento esbelto puesto generalmente la carga de pago se ubica en la parte delantera (cerca del C.G). Además, otra directriz del diseño del

fuselaje es la reducción de su área superficial, y, por ende, la disminución del coeficiente de arrastre por fricción.

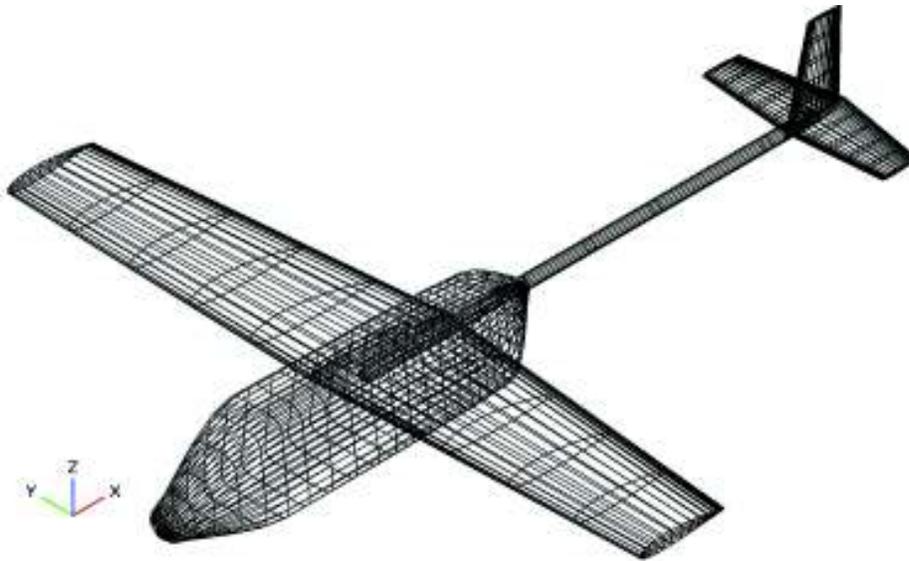


Figura 3.6. Vista ISO de la geometría tridimensional del ala y cola del modelo conceptual.

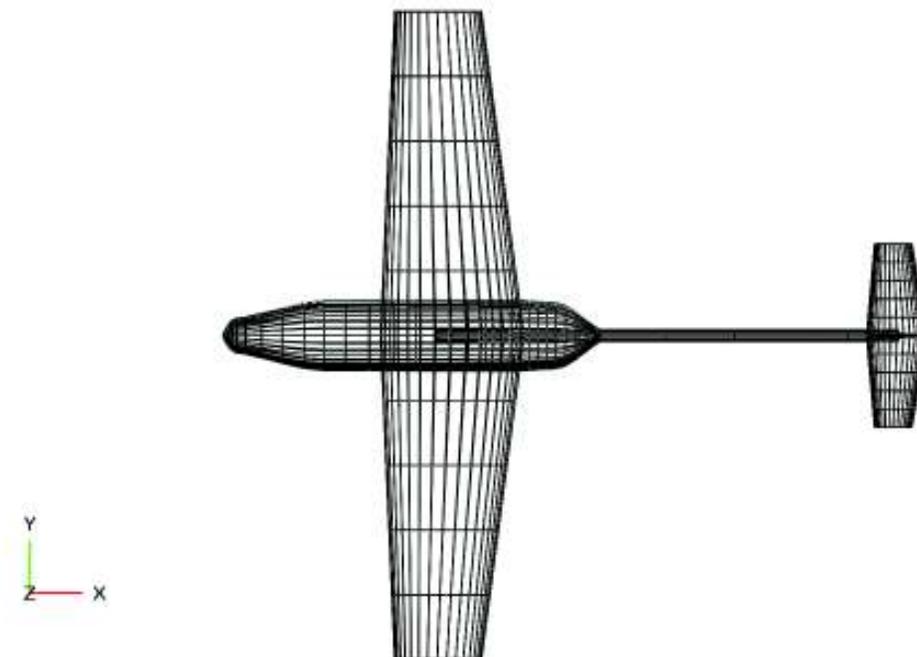


Figura 3.7. Vista superior de la geometría tridimensional de ala y cola del modelo conceptual.

3.2. Modelo aerodinámico

En primer lugar, se calcularon los números de Reynolds (Re) de cada elemento de la aeronave, resultados que se muestra en la Tabla 3.9. Estos valores se utilizaron como datos de entrada de la plataforma XFOIL para evaluar los perfiles aerodinámicos.

Tabla 3.9. Números de Reynolds de los componentes de la aeronave.

Ala	Cola horizontal	Cola vertical	Fuselaje
8.9×10^5	3.8×10^5	5.1×10^5	3.66×10^6

3.2.1. Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación (C_L) de la aeronave fue asumido igual al del ala por fines prácticos. La suposición no se aleja de la realidad debido a que el ala genera alrededor del 85% de sustentación en aeronaves convencionales [20].

El parámetro C_L del modelo conceptual en régimen crucero, evaluado a las condiciones de operación de la Tabla 2.1 y obtenido por los métodos LLT y VLM, se muestra en la Tabla 3.10.

Tabla 3.10. Coeficiente de sustentación del modelo conceptual.

	LLT	VLM
C_L	0.2063	0.2028

Los coeficientes de sustentación para diferentes ángulos de ataque (-3 a 12 [deg]) del ala se calcularon para generar la curva aerodinámica C_L vs α . Estos resultados son contrastados con los datos obtenidos mediante los métodos VLM (Software XFLR5) y CFD (Ansys Fluent 18) en la Figura 3.29.

La Figura 3.8 permite apreciar de forma gráfica los resultados de la evaluación aerodinámica del modelo conceptual del ala en XFLR5. En esta representación se muestra la distribución seccional del coeficiente de sustentación (líneas rojas) y las líneas de flujo después de su recorrido a través del ala (líneas verdes). En los extremos de la superficie de sustentación, se pueden apreciar las vorticidades generadas debidas al flujo transversal del aire a lo largo de la envergadura, provocado por la diferencia de presiones entre la cara

superior e inferior del ala. Este fenómeno es el responsable directo de la generación del componente del arrastre inducido.

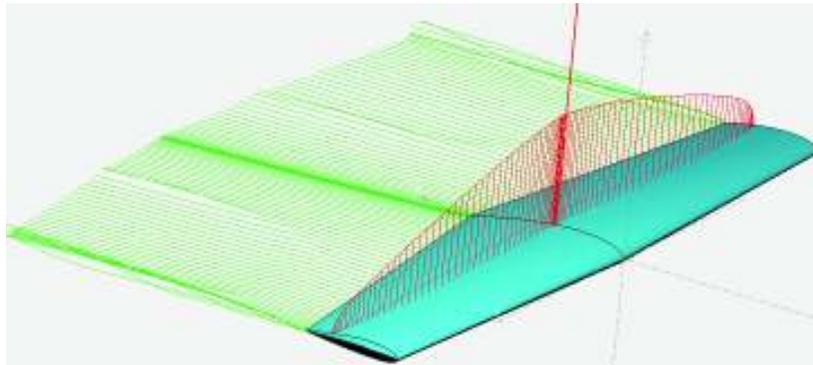


Figura 3.8. Líneas de flujo y distribución seccional del coeficiente de sustentación del modelo conceptual del ala.

3.2.2. Coeficiente de arrastre

El coeficiente de arrastre (C_D) de la aeronave se obtuvo de manera separada para el ala, la cola y el fuselaje. En el caso de las superficies de sustentación, se contempló la estimación de los componentes *induced*, *skin-friction* e *interference* del arrastre. En el análisis del fuselaje, en cambio, únicamente se tomó en cuenta el arrastre por fricción.

Los coeficientes de arrastre obtenidos para régimen crucero se muestran en la Tabla 3.11 y se presentan de forma porcentual en las gráficas pastel de la Figura 3.9.

Tabla 3.11. Componentes del coeficiente de arrastre.

	C_{Di}	C_{Ds}	C_{Dint}	C_D
Ala	2.8×10^{-3}	9.6×10^{-3}	2.40×10^{-3}	1.48×10^{-2}
Cola (v & h)	1.9×10^{-3}	3.3×10^{-3}	2.80×10^{-3}	8.00×10^{-3}
Fuselaje	-	2.0×10^{-3}	-	2.00×10^{-3}
Total	4.70×10^{-3}	1.49×10^{-2}	5.20×10^{-3}	2.48×10^{-2}

Como se aprecia en la Tabla 3.11, la mayor contribución de arrastre, respecto a las partes de la aeronave, corresponde al ala con una contribución de 59.7 %, como se muestra en la Figura 3.9a. El fuselaje, por otra parte, contribuye con 8 % de la totalidad del coeficiente de arrastre. Este porcentaje relativamente bajo es debido a la suposición de la forma esbelta y pequeña del fuselaje, en comparación a las alas del modelo conceptual.

En contraste, la gráfica pastel de la Figura 3.9b ilustra la contribución al coeficiente de arrastre según su fuente de origen. En contexto, se puede apreciar el gran porcentaje de contribución del componente de fricción del arrastre (60 %). Este factor está relacionado directamente con la superficie total de la aeronave. En general, se dice que el arrastre por fricción contribuye con al menos el 50 % a la totalidad.

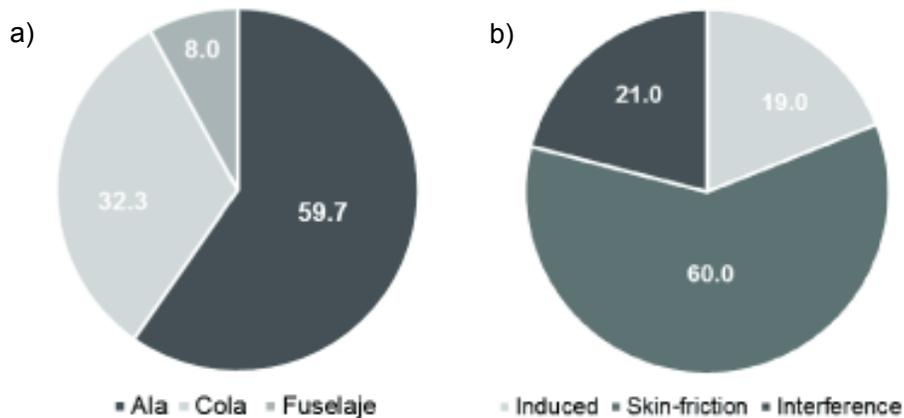


Figura 3.9. Componentes del coeficiente de arrastre
a) Partes de aeronave b) Naturaleza.

Por otra parte, el componente inducido y el de interferencia contribuyen al coeficiente con porcentajes aproximadamente iguales (20 % cada uno). Los valores porcentuales calculados coinciden, de cierta forma, con los datos históricos presentados por Bertin [25]. Por ejemplo, el coeficiente de arrastre inducido aporta con 21 % al arrastre total (de acuerdo con el método propuesto), valor que difiere ligeramente con el valor estadístico sugerido por Bertin (37 %). Estas discrepancias no sugieren un error de cálculo, más bien permiten analizar el comportamiento aerodinámico de la aeronave en comparación a otro tipo de aeronaves.

Finalmente, de igual forma que para el coeficiente de sustentación, el coeficiente de arrastre se calculó para diferentes ángulos de ataque con el fin de obtener las curvas aerodinámicas de la aeronave. Los resultados se presentan en la Figura 3.29, donde son contrastados con aquellos obtenidos con los modelos VLM y CFD.

3.2.3. Análisis de estabilidad longitudinal

La derivada de estabilidad longitudinal del conjunto ala – cola se calculó con los métodos semi – empírico y VLM (software XFLR5). Los valores estimados se presentan en la Tabla 3.12.

Para llevar a cabo la simulación en XFLR5, se definió la posición del centro de gravedad (C.G.) de la aeronave situado a 20 % del *mean aerodynamic chord* desde el borde frontal del ala en dirección a la cola, tal como sugiere Sadraey [20] para etapas iniciales de diseño.

Las curvas C_M vs AOA y C_M vs C_L , presentadas en la Figura 3.10, se obtuvieron de la evaluación aerodinámica del ensamblaje ala – cola en la plataforma XFLR5. Como se observa, ambas curvas poseen pendiente negativa, característica preliminar que asegura la estabilidad longitudinal.

La curva de la Figura 3.10b indica que el incremento del ángulo de ataque de la aeronave (*nose pitch – up*) genera un contra – momento (signo contrario), que es responsable de regresar la aeronave a su estado original (*nose pitch – down*). En la misma gráfica, un ángulo de ataque igual a cero (régimen crucero), genera un momento aerodinámico nulo o ligeramente positivo porque la aeronave se encuentra, de hecho, en su posición estable. Estos resultados se muestran acordes a un diseño satisfactorio puesto que la reducción del momento aerodinámico en régimen crucero asegura mayor eficiencia aerodinámica.

La curva de la Figura 3.10a permite establecer el coeficiente de sustentación cuando el momento aerodinámico es nulo, valor correspondiente a régimen crucero. El propósito de esta curva es analizar si la aeronave está produciendo un coeficiente de sustentación positivo cuando la aeronave se encuentra en un estado estable.

Tabla 3.12. Derivadas de estabilidad obtenidas por diferentes métodos.

	Paramétrico	VLM
$C_{m\alpha}$ [rad^{-1}]	-1.109	-1.372

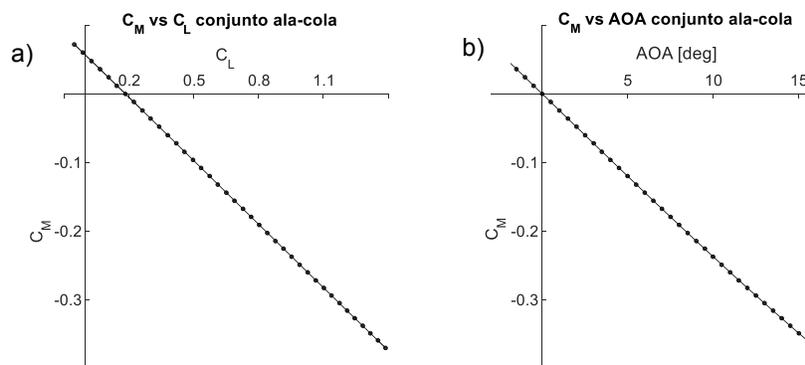


Figura 3.10. Curvas de estabilidad longitudinal de la aeronave.

En resumen, los resultados presentados en la Tabla 3.12 y en la Figura 3.10 aseguran que la aeronave cumple con los criterios de estabilidad longitudinal. No obstante, se requiere desarrollar estudios de estabilidad lateral y estabilidad dinámica para asegurar que la aeronave sea totalmente estable.

Finalmente, la Figura 3.11 (obtenida de XFLR5) ilustra gráficamente los resultados de la evaluación aerodinámica del conjunto ala – cola, evaluado a las condiciones de operación de la Tabla 2.1. Las superficies de sustentación (ala y cola) poseen una distribución de sustentación elíptica. No obstante, es interesante observar que el ala genera coeficientes positivos, mientras que la cola genera valores negativos. Este comportamiento indica que la cola horizontal produce un momento contrario al generado por el ala. De esta forma, ambos momentos se anulan con respecto al centro de gravedad, asegurando que la aeronave cumple el criterio de estabilidad.

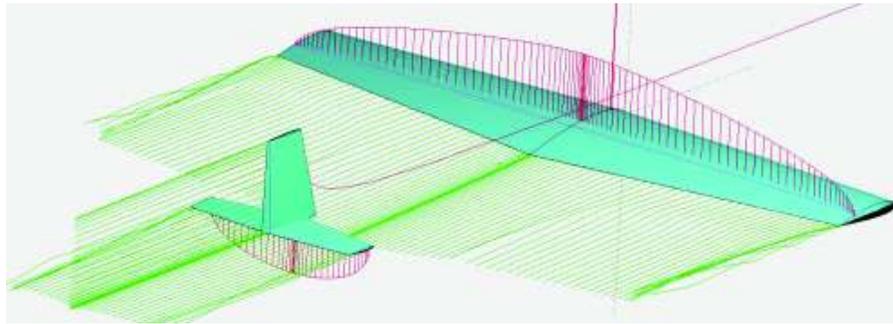


Figura 3.11. Líneas de flujo y distribución seccional del coeficiente de sustentación.

3.3. Análisis paramétrico

En este apartado se presentan los resultados de varios análisis de sensibilidad enfocados al proceso de selección del perfil, desempeño aerodinámico y estabilidad longitudinal. Mediante un análisis de la tendencia de los resultados de los estudios de sensibilidad se estableció un proceso de mejoramiento del modelo inicial del UAV.

3.3.1. Modelo base

Las condiciones de operación, datos preliminares de la aeronave y parámetros geométricos asumidos como referencia o modelo base para desarrollar los estudios de sensibilidad se presentan en las Tablas 3.13 y 3.14.

Tabla 3.13. Condiciones de operación y datos de aeronave referenciales.

	Parámetro base	Valor
Condiciones de operación	Altitud	3 200 [m]
	Velocidad crucero (V_c)	28 [m/s] (0.085 Ma)
	Velocidad <i>stall</i> (V_s)	10.4 [m/s]
Datos de la aeronave	Área superficial ala (S)	2 [m ²]
	Peso despegue (W_{TO})	143 [N] (14.5 [kg])

Tabla 3.14. Parámetros base de la geometría del modelo.

	Parámetro base	Valor
Geometría del ala	Perfil aerodinámico	NACA 2415
	<i>Aspect ratio</i> (AR)	5.5
	<i>Taper ratio</i> (λ)	0.6
	Ángulo de incidencia (α_s)	1.3 [deg]
	Ángulo <i>twist</i> (α_t)	-1.8 [deg]
Geometría de cola	Brazo de cola (l_o)	2.48 [m]
	Eficiencia de cola (η_n)	0.9
	Ubicación C.G. (h)	0.2
Geometría del fuselaje	Diámetro máximo (D_f)	0.15
	Longitud (L_f)	1 [m]

3.3.2. Análisis de sensibilidad de selección de perfil

Los parámetros que influyen en la selección del perfil son los datos de la aeronave y las condiciones de operación, como se describe en el diagrama de flujo de la Figura 2.10 y se aprecia en las Ecuaciones 2.1 y 2.2. El estudio de sensibilidad se efectuó sobre los coeficientes de sustentación ideal (C_{li}) y máximo (C_{lmax}), que son las coordenadas de la carta semi – empírica de selección de perfiles NACA (ver Figura I.1 del Anexo I).

En la Figura 3.12, se ilustra la variación de los coeficientes de sustentación de diseño (C_{li} y C_{lmax}) debido a la variación de los parámetros de referencia de la Tabla 3.13. Además, se puede observar que las curvas se encuentran zonificadas con el perfil aerodinámico tentativo según el valor del coeficiente de sustentación de diseño.

El eje horizontal (en las dos gráficas) representa la relación entre el parámetro analizado para el valor base del mismo parámetro (Tabla 3.13), tal como se describe en la Ecuación 3.1. Este procedimiento también se aplicó en los análisis de sensibilidad del desempeño aerodinámico y estabilidad longitudinal.

$$n = \frac{\text{valor del parámetro a analizar}}{\text{valor base condiciones de operación (Tabla 3.13)}} \quad (3.1)$$

El análisis de las gráficas de la Figura 3.12 indica que las variables más sensibles son la velocidad crucero (V_c) y velocidad de despegue (V_s), puesto que una pequeña variación de estos parámetros produjo cambios considerables en los valores de los coeficientes de sustentación ideal (C_{ii}) y máximo (C_{imax}). Por ejemplo, el incremento de 1.5 veces la velocidad crucero (V_c), disminuyó el valor del coeficiente de sustentación ideal de 0.24 a 0.16. El decremento de este parámetro no implica la disminución de la fuerza de sustentación (L) como tal, porque ésta presenta una dependencia cuadrática de la velocidad de vuelo (Ecuación 1.3). En consecuencia, si bien los resultados mostrados en la Figura 3.12 indican que el parámetro C_{ii} disminuye, la fuerza de sustentación podría incrementarse debido al aumento de la velocidad. En otras palabras, la disminución del coeficiente de sustentación es compensada por el incremento de la velocidad de vuelo.

La variación de la superficie del ala (S) presenta una relación inversa con los coeficientes aerodinámicos de diseño; pero, a diferencia de las velocidades, esta dependencia es lineal. Por ejemplo, si el área del ala se duplica, los coeficientes de sustentación se reducirán la mitad.

Finalmente, el aumento de la altitud de vuelo (H) produce un incremento de los coeficientes de sustentación de diseño. Esto se debe a que a mayor altitud de vuelo la densidad del aire disminuye; y, en consecuencia, se requiere que el ala a diseñar genere un coeficiente de sustentación mayor para compensar la pérdida de la fuerza (L).

Un fenómeno similar ocurre la variación del peso de despegue (W_{TO}), puesto que, el incremento de este parámetro implica que el coeficiente de sustentación necesario para levantar la carga de pago aumente proporcionalmente.

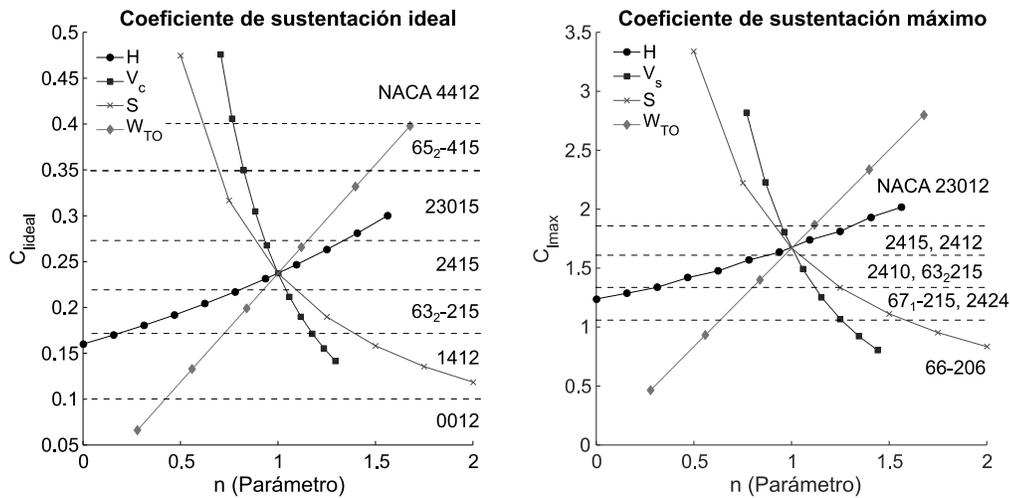


Figura 3.12. Análisis de sensibilidad de variables de selección de perfil aerodinámico.

3.3.3. Análisis paramétrico del desempeño aerodinámico

En esta sección se muestran los resultados de varios análisis paramétricos enfocados en el cálculo de los coeficientes y fuerzas aerodinámicas, a partir de la variación de parámetros base como: las condiciones de operación (Tabla 3.13), geometrías del ala y fuselaje (Tabla 3.14). Los parámetros geométricos de la cola no fueron tomados en cuenta en este análisis porque éstos tienen mayor repercusión en la estabilidad longitudinal y no en la sustentación.

3.3.3.1. Condiciones de operación

En esta subsección se presentan los resultados del estudio paramétrico al variar las condiciones de operación (altitud de vuelo, velocidad crucero y peso de despegue). Las variables analizadas fueron los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre, así como las fuerzas aerodinámicas correspondientes.

Altitud de vuelo

Los coeficientes y fuerzas aerodinámicas obtenidas de la evaluación aerodinámica del modelo base del ala (Tabla 3.14) a diferentes altitudes de vuelo y a las condiciones de operación base (Tabla 3.13) se muestran en la Figura 3.13. El rango de análisis de la altitud fue establecido dentro del rango de 0 y 5 000 metros sobre el nivel del mar.

Los parámetros de sustentación fueron estimados con los métodos: *Lifting Line Theory* (LLT), *Vortex Lattice Method* (VLM) y CFD. Los resultados obtenidos con LLT y CFD

demuestran que existe un decrecimiento del coeficiente de sustentación (C_L) conforme se incrementa la altitud de vuelo. En contexto, al variar la altitud de 0 a 5 000 [m], el modelo LLT predijo un decremento de C_L correspondiente a 2.84 %; mientras que, los resultados de la simulación numérica en CFD estimaron una disminución del coeficiente de sustentación igual a 1.88 % con respecto al valor obtenido a nivel del mar. Si bien ambos métodos concuerdan en la reducción del coeficiente de sustentación, el rango de altitudes analizado no representó un impacto significativo para éste.

Sin embargo, la fuerza de sustentación (L) sí presentó una afectación considerable al variar la altitud de vuelo. Este fenómeno es consecuencia directa de disminución conjunta del coeficiente de sustentación (C_L) y de la densidad del aire. De acuerdo con el método propuesto, la fuerza de sustentación disminuyó 48.22 %; mientras que los resultados de CFD indican una reducción del 41.02 % con respecto al valor obtenido a nivel del mar. En consecuencia, la aeronave no sería capaz de transportar la carga de pago para la que fue diseñada (Tabla 3.13) una vez que supera un margen específico de altitud. Por ejemplo, el modelo alar del caso de estudio no podría superar los 3 500 [m] según el método LLT y 1 400 [m] de acuerdo con los resultados de CFD. Para asegurar que la aeronave genere suficiente fuerza de sustentación se debe modificar una variable de operación como la velocidad crucero (V_c) o disminuir la altitud de vuelo.

El coeficiente y la fuerza de arrastre fueron estimados mediante modelos semi-empíricos, la teoría VLM y CFD. En la Figura 3.13 se observa que, tanto el método propuesto como CFD, estimaron un incremento del coeficiente de arrastre (C_D) conforme se eleva la altitud de vuelo. Esto ocurrió porque el número de Reynolds (Re) disminuye debido al decremento conjunto de la densidad y viscosidad del aire. Sin embargo, la variación de estas propiedades no es proporcional entre sí, es decir, la densidad presenta mayor razón de cambio que la viscosidad. En consecuencia, el incremento de la altitud produce un aumento en el coeficiente de arrastre debido a que el factor de fricción (C_f) aumenta, puesto que éste es inversamente proporcional al número de Reynolds. De acuerdo con el método semi – empírico, el coeficiente de arrastre se incrementó en aproximadamente 4.79 %, mientras que la simulación numérica en CFD estimó un incremento de 5.47 %.

Por otra parte, la fuerza de arrastre (D) se redujo 44.82 % de acuerdo con los resultados del método semi – empírico y 37.5 % con respecto a CFD. Esto indica que la disminución de la densidad del aire tiene mayor influencia en la fuerza de arrastre que la propia disminución del coeficiente de arrastre. Si bien este fenómeno es beneficioso, la fuerza de sustentación (L) también decreció proporcionalmente en función de la altitud de vuelo.

Finalmente, se resalta que el análisis individual de la alteración de los coeficientes aerodinámicos podría considerarse irrelevante; sin embargo, la variación de C_L y C_D en conjunto produce que la relación C_L/C_D (*lift - to - drag*) se reduzca en 7.89 % de acuerdo con el método propuesto y 6.91 % de acuerdo con los resultados de CFD. Este parámetro es de gran importancia en el estudio del desempeño aerodinámico de una aeronave y es proporcional al rango (distancia) y tiempo de vuelo.

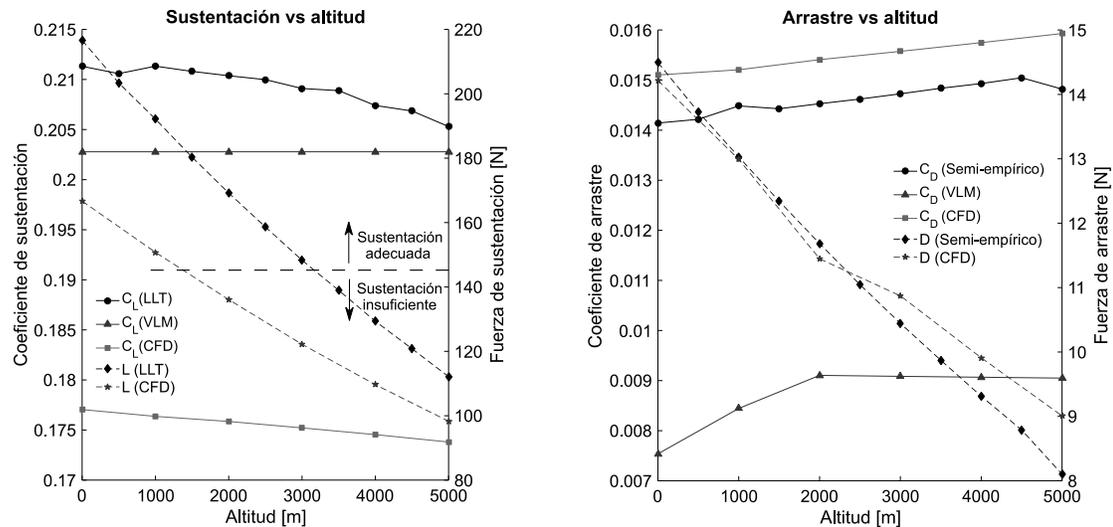


Figura 3.13. Variación de coeficientes y fuerzas aerodinámicas con la altitud de vuelo.

Es importante mencionar que la afectación total del desempeño aerodinámico, producto de la variación de la altitud de vuelo, debe tomar en cuenta otros estudios como la afectación del rendimiento de los motores o turbinas implementados.

Velocidad crucero

Los resultados de la curva de la Figura 3.14 muestran la relación entre los parámetros: peso máximo de despegue (W_{TO}), velocidad crucero (V_c) y altitud de vuelo. A una altitud y carga de pago específicas, el valor de la velocidad correspondiente es el necesario para mantener la carga de pago en vuelo, es decir, para generar una fuerza de sustentación (L) que equipare el peso de la carga de la aeronave.

Como se observa en la Figura 3.14, para un mismo valor de carga, la velocidad requerida es proporcional a la altitud de vuelo. Esto ocurre porque, a menores altitudes, la densidad del aire crece, por lo que es posible generar mayor sustentación debido al aumento de la compactación de las moléculas del aire. En consecuencia, el coeficiente de sustentación se incrementa, y esto posibilita la reducción de la velocidad para mantener una fuerza de

sustentación constante. En contraste, cuando la altitud de vuelo se incrementa, la densidad del aire disminuye, provocando que la fuerza de sustentación se reduzca proporcionalmente. En este caso, el incremento de la velocidad crucero compensaría la pérdida de sustentación.

Un efecto que resulta del incremento de la velocidad crucero es la variación de la fuerza de arrastre. Los resultados de la Figura 3.14 establecen que, para una misma carga de pago, la fuerza de arrastre (D) generada es prácticamente constante dentro del rango de altitudes analizado. Por ejemplo, para el caso de la carga igual a 140 [N], la fuerza de arrastre a nivel del mar fue 9.61 [N]; mientras que, a 5 000 [m] de altitud, el arrastre obtenido fue 10.29 [N], es decir, se incrementó en un 7 %, lo cual es relativamente bajo en comparación a los porcentajes de variación de la fuerza de arrastre obtenidos al mantener la velocidad crucero constante (Figura 3.13).

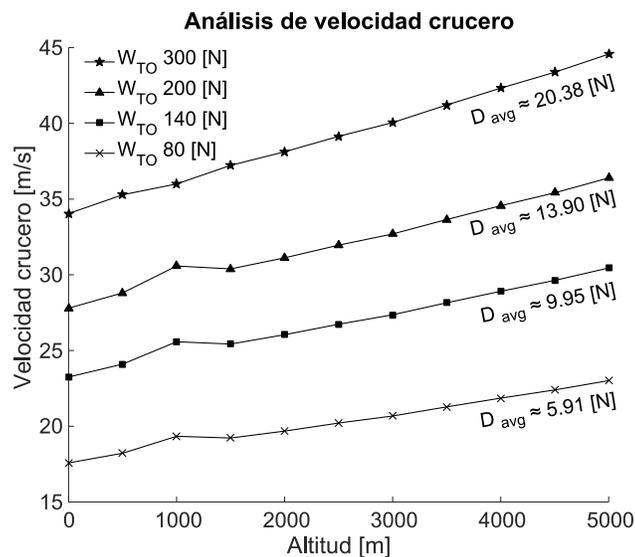


Figura 3.14. Análisis paramétrico de velocidad crucero.

3.3.3.2. Parámetros geométricos del ala

En esta subsección se presentan los resultados de la evaluación aerodinámica de varios modelos de ala, obtenidos a partir de la modificación de los parámetros geométricos del modelo base de la Tabla 3.13. Los resultados del análisis de sensibilidad del desempeño aerodinámico con respecto a la variación de los parámetros geométricos (*aspect ratio*, *taper ratio*, ángulo de incidencia y ángulo *twist*) se muestran en la Figura 3.15. Se puede observar que la variable más sensible es el ángulo de incidencia (α_s) y que tanto el coeficiente de sustentación como de arrastre fueron afectados de forma considerable. El

análisis de este parámetro indica que, a pesar de que el coeficiente de sustentación se incrementa, el coeficiente de arrastre lo hace de igual manera.

Por otro lado, el aumento del *aspect ratio* (AR) produce el incremento del coeficiente de sustentación y la disminución del coeficiente de arrastre. A pesar del aparente beneficio aerodinámico, no se está realizando un estudio estructural del ala, por lo que no se toma en cuenta el incremento de los momentos flectores y el peso del ala.

El parámetro *taper ratio* aparentemente no influye en la variación de los coeficientes aerodinámicos, pero su variación está relacionada con la distribución seccional de la sustentación. Un valor de 0.6, el cual fue establecido para el modelo base, se puede considerar aceptable puesto que la distribución de C_l tiende a ser elíptica [18].

Por último, el aumento del ángulo twist (más negativo) reduce el coeficiente de arrastre, pero también disminuye el coeficiente de sustentación. A pesar de que, en general, este ángulo reduce la eficiencia aerodinámica de la aeronave, su importancia se establece en evitar que los bordes exteriores del ala entren en *stall*, lo cual significaría pérdida total o parcial del control lateral.

En resumen, se puede argumentar que, en caso de optimizar un modelo conceptual de un ala, un buen procedimiento es modificar, en primer lugar, los parámetros *aspect ratio* y ángulo de incidencia, debido a que la combinación de éstos aumentaría la sustentación y mantendría casi invariable el coeficiente de arrastre. No obstante, como se mencionó, se requiere un análisis estructural para mantener un equilibrio entre la eficiencia aerodinámica, la resistencia del material y el costo de manufactura.

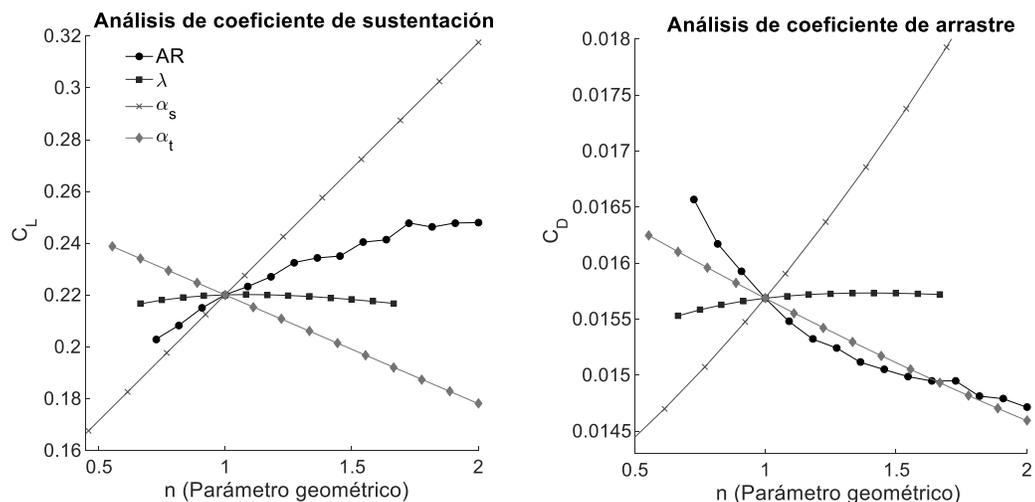


Figura 3.15. Análisis de sensibilidad parámetros geométricos del ala.

Los siguientes párrafos detallan los resultados de un estudio individual de la influencia de cada variable geométrica del ala en el desempeño aerodinámico.

Aspect ratio

En la Figura 3.16 se presentan las curvas aerodinámicas del coeficiente de arrastre versus el coeficiente de sustentación y la eficiencia aerodinámica (*lift – to – drag*) versus el ángulo de ataque para varios *aspect ratio*.

En la curva de la izquierda de la Figura 3.16 se observa que el incremento del parámetro *aspect ratio* produce un aumento del coeficiente de sustentación. Esto se debe a que mientras mayor sea el *aspect ratio*, el comportamiento aerodinámico del ala se acercará al de un perfil bidimensional, reduciendo los efectos de vorticidad, propios de un ala finita, lo que, en consecuencia disminuye al coeficiente de arrastre inducido [20].

Como consecuencia del incremento del coeficiente de sustentación y la disminución del coeficiente de arrastre, la eficiencia aerodinámica del ala crece, tal como se observa en la curva derecha de la Figura 3.16. Por ejemplo, el incremento del *aspect ratio* de 4 a 10 implica el aumento de la eficiencia aerodinámica en 30 % para un ángulo de ataque de 0 [deg] y 53 % para un ángulo de ataque de 3 [deg]. A pesar de las buenas características aerodinámicas que resultan del incremento del *aspect ratio*, se debe realizar un estudio multidisciplinario que involucre un análisis estructural del ala para determinar la relación óptima entre los beneficios aerodinámicos y estructurales.

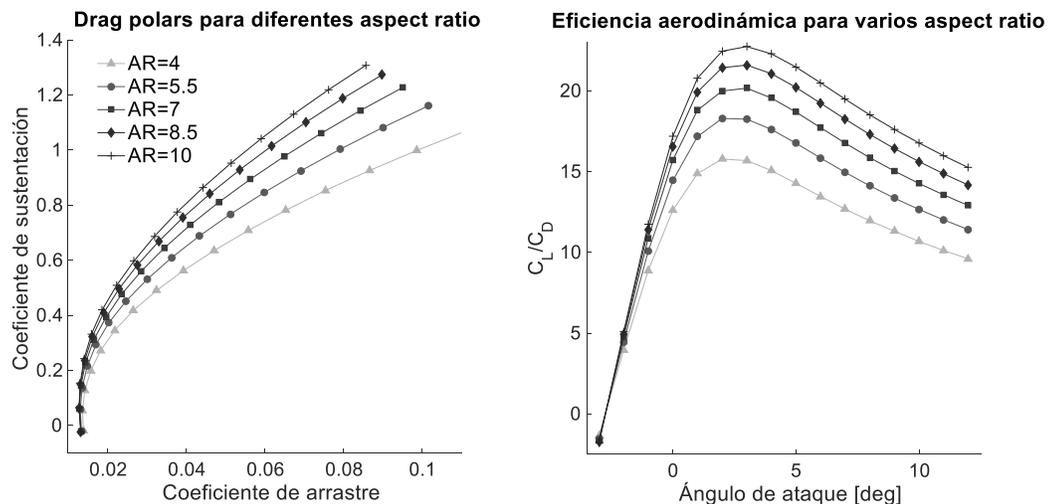


Figura 3.16. Influencia del *aspect ratio* en los coeficientes aerodinámicos del ala.

Ángulo de incidencia

La Figura 3.17 muestra las curvas aerodinámicas de sustentación y arrastre en función del ángulo de ataque para varios ángulos de incidencia del ala (α_s). En la curva C_L vs α se puede apreciar que conforme α_s se incrementa, el coeficiente de sustentación lo hace proporcionalmente.

Por otro lado, en la curva C_D vs α se puede observar que la variación de α_s aparentemente no tiene relevancia para ángulos de ataque pequeños; sin embargo, el coeficiente de arrastre aumenta en 92 % al reemplazar el ángulo de incidencia de 0 [deg] a 4.5 [deg], cuando el ángulo de ataque es 0[deg]. Por lo tanto, el establecimiento del parámetro α_s se considera un proceso crucial en el diseño aerodinámico debido a su influencia y sensibilidad considerables con respecto al desempeño aerodinámico. Como se explicó, el incremento del ángulo de incidencia del ala brinda el beneficio de aumentar el coeficiente de sustentación, pero el coeficiente de arrastre también se incrementa.

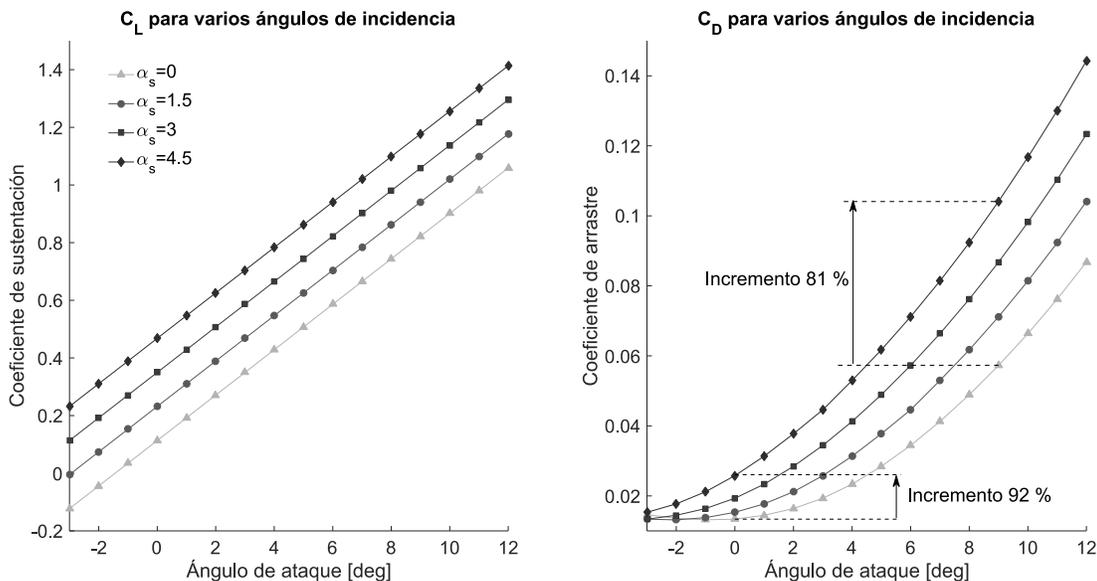


Figura 3.17. Influencia del ángulo de incidencia en los coeficientes aerodinámicos.

Taper ratio

Este parámetro no tiene mayor influencia en la producción de sustentación o arrastre, tal como se analizó en la Figura 3.15. Sin embargo, el *taper ratio* es el responsable de regular la distribución seccional de la sustentación a lo largo de la envergadura del ala. En este sentido, la Figura 3.18 se obtuvo como resultado de la evaluación aerodinámica del modelo base del ala (Tabla 3.14) para diferentes valores de λ , a las condiciones de operación de

la Tabla 3.15. De acuerdo con Sadraey [20], las distribuciones con mejor tendencia elíptica corresponden a valores de *taper ratio* entre 0.6 y 0.8.

Cabe indicar que el comportamiento elíptico no es una consecuencia directa del parámetro *taper ratio* (λ) por sí solo, sino se debe al resultado de la combinación de los efectos producidos por λ y el ángulo *twist* (α_t).

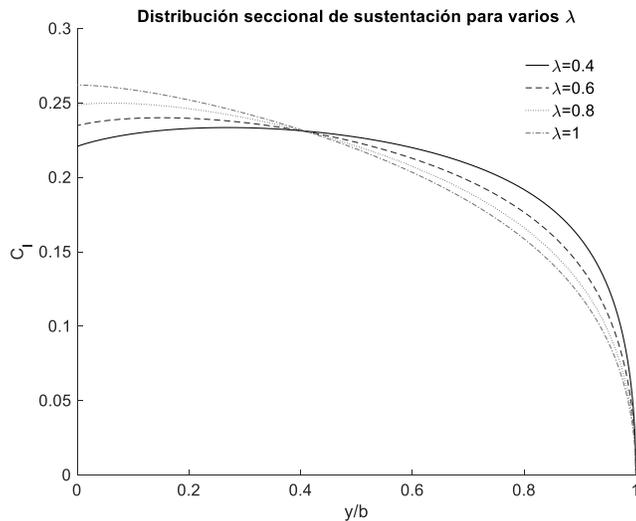


Figura 3.18. Influencia del *taper ratio* en la distribución seccional de la sustentación.

Ángulo sweep

Debido a que el método desarrollado en MATLAB (*Lifting Line Theory*) es válido únicamente para modelos alares con ángulos *sweep* (Λ_{LE}) menores a 10 [deg], el estudio de la variación del parámetro Λ_{LE} se llevó a cabo mediante la utilización del software XFLR5. Como se observa en la Figura 3.19, tanto el coeficiente de sustentación como el de arrastre decrecen conforme se incrementa el ángulo *sweep*. El análisis determinó que C_L disminuye alrededor de 14 %; mientras que C_D disminuye 6 %. Consecuentemente, la implementación del ángulo *sweep*, a las condiciones de operación del presente estudio (Tabla 3.13), no trae consigo un beneficio aerodinámico. No obstante, el diseño de un modelo alar con *sweep* es justificado cuando el régimen de vuelo es transónico, supersónico o hipersónico, puesto que el ángulo Λ_{LE} permite reducir el arrastre por compresibilidad y ondas de choque [20].

Adicionalmente, es importante mencionar que la predicción del coeficiente de arrastre mediante la utilización de XFLR5 no es totalmente confiable, puesto que el método de evaluación aerodinámica utilizado (VLM) no toma en cuenta los efectos viscosos del aire,

es decir, el programa implícitamente asume que el coeficiente de arrastre de un perfil (C_d) es igual al de un ala finita (C_D), lo cual es totalmente erróneo.

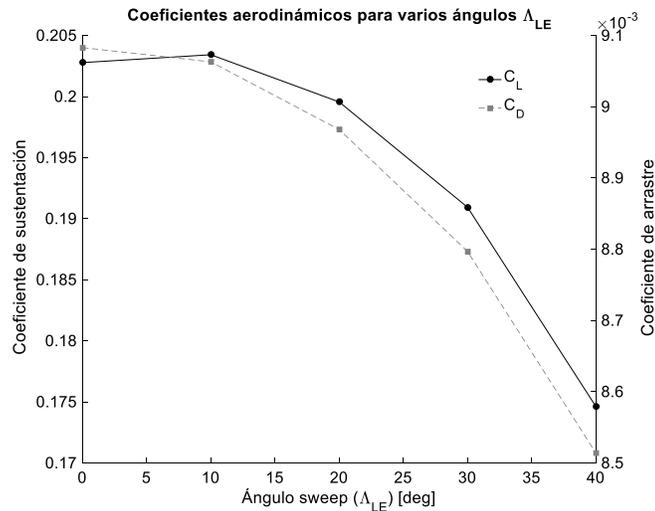


Figura 3.19. Influencia del ángulo sweep en los coeficientes aerodinámicos para régimen crucero.

3.3.3.3. Parámetros geométricos del fuselaje

Los parámetros geométricos del fuselaje tomados en cuenta en el presente estudio fueron su longitud total (L_f) y diámetro máximo (D_f). En la Figura 3.20 se muestra la variación del coeficiente de fricción del fuselaje (coeficiente parásito) en función el parámetro *fineness ratio* (relación longitud – diámetro) para diferentes valores de diámetro (D_f), evaluados a las condiciones de operación de la Tabla 3.13.

De acuerdo con Roskam [72], el parámetro *fineness ratio* (f_{LD}) se vuelve mínimo y constante para valores superiores a 4. No obstante, el establecimiento de valores de f_{LD} superiores a 8 implica el incremento del área superficial del fuselaje y del coeficiente de fricción debido al aumento del número de Reynolds (por el aumento de la longitud de referencia).

Una observación rápida de la curva presentada en la Figura 3.20 aseguraría que no existe una variación considerable del coeficiente de arrastre para diámetros de fuselaje pequeños (< 0.2 [m]). Esto no es totalmente cierto ya que, por ejemplo, para un diámetro igual a 0.2 [m], la variación del parámetro f_{LD} de 5 a 8 implica el aumento del coeficiente de arrastre en 26.4 %. Un valor porcentual similar se obtuvo para el diámetro de 0.5 [m]. De tal forma que, se puede afirmar que el coeficiente de arrastre del fuselaje ($C_{D_{o_f}}$) es proporcional tanto al parámetro *fineness ratio* como al diámetro del fuselaje.

En el diseño de aeronaves es común establecer diámetros de fuselaje con la menor área superficial posible (en función de la geometría de la carga de pago) y un valor de f_{LD} entre 5 y 7. Esto, en conjunto, permite reducir el coeficiente de arrastre del fuselaje mientras se mantiene un amplio rango de geometrías para la carga de pago de la aeronave

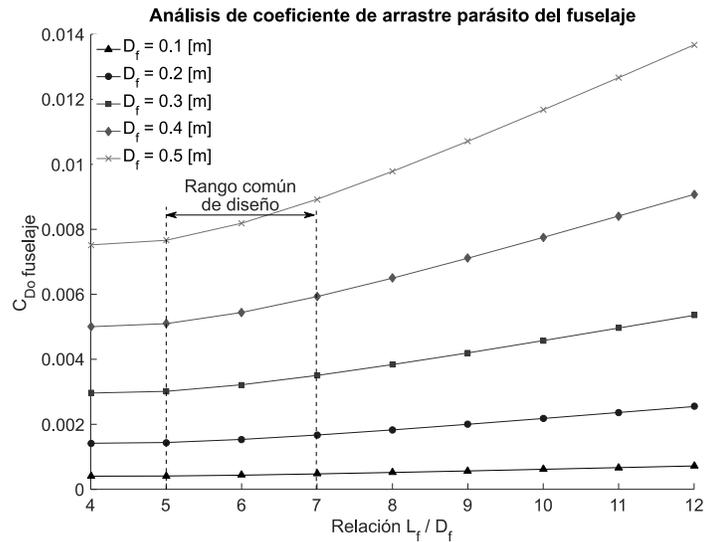


Figura 3.20. Coeficiente de arrastre del fuselaje en función del parámetro *fineness ratio*.

3.3.4. Análisis de sensibilidad de estabilidad

De manera similar al análisis de sensibilidad de los parámetros geométricos del ala, se llevó a cabo un estudio con relación a las variables de la cola. Los parámetros analizados fueron: la longitud del brazo de cola (l_o), la eficiencia de la cola (η_h) y la posición relativa del centro de gravedad (h). Las variables objetivo fueron únicamente el coeficiente de arrastre de la aeronave y la derivada de estabilidad longitudinal, ya que el coeficiente de sustentación de la cola no contribuye a la sustentación global de la aeronave, sino únicamente al equilibrio longitudinal. En consecuencia, en el análisis de la estabilidad longitudinal ya se incluye implícitamente el coeficiente de sustentación producido por la cola horizontal para mantener el equilibrio. Estos resultados se muestran en la Figura 3.21.

La gráfica de sensibilidad muestra que el coeficiente de arrastre se ve reducido cuando las variables l_o , η_h y h se incrementan. La variable con mayor impacto fue la eficiencia de la cola (η_h). Sin embargo, el control de este parámetro depende de la relación de presiones dinámicas entre la cola y el ala, por lo que su establecimiento se realiza comúnmente en etapas experimentales del diseño (túneles de viento).

El análisis de la variación del centro de gravedad indica que cuando éste se incrementa 1.5 veces, es decir cambia de 0.2 a 0.3, el coeficiente de arrastre se reduce alrededor de 7% mientras se mantiene un margen aceptable de estabilidad longitudinal ($C_{m\alpha}$). Un incremento mayor del parámetro h reduciría aún más el coeficiente de arrastre, pero esto también significaría que la aeronave esté fuera del rango aceptable de estabilidad longitudinal.

Finalmente, el brazo del ala (l_o) es el parámetro cuya variación presenta los mejores resultados, puesto que su incremento, reduce el coeficiente de arrastre y a la vez mantiene la derivada de estabilidad relativamente constante. Este resultado es de gran importancia porque la longitud del brazo puede ser modificada a conveniencia en función de la forma posterior del fuselaje deseada. En otras palabras, para el caso de un UAV, el fuselaje posterior no requeriría poseer un diámetro significativo, sino que, un elemento longitudinal esbelto y resistente sería suficiente para transmitir las fuerzas de equilibrio entre el ala y la cola. Con esta modificación se lograría reducir el área superficial del fuselaje, disminuyendo el coeficiente de arrastre y manteniendo la estabilidad longitudinal.

En resumen, para optimizar significativamente un modelo de cola o la parte posterior del fuselaje, la primera variable en ser analizada debería ser la posición del centro de gravedad (h), mientras que, para procesos menores de optimización, la variación de la longitud del brazo de la cola (l_o) sería suficiente.

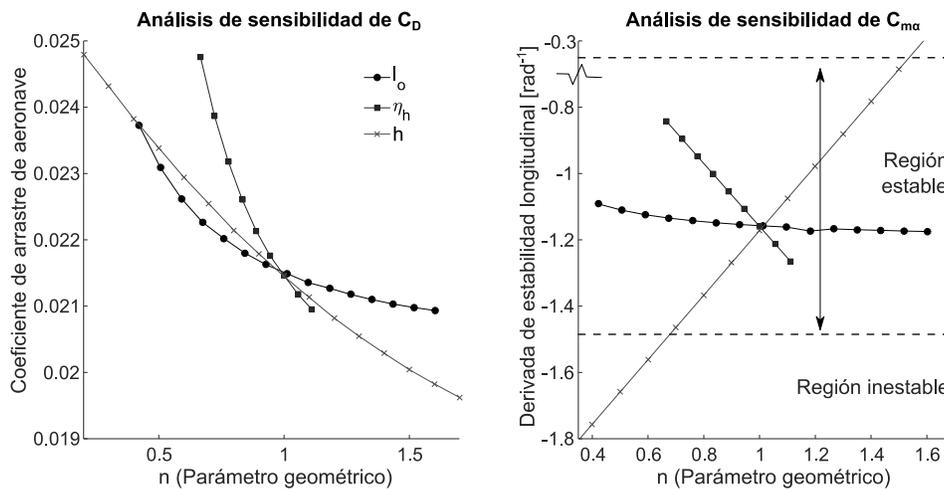


Figura 3.21. Estudio de sensibilidad de variables geométricas de la cola.

3.4. Mejoramiento del modelo conceptual

Con base en los resultados de los estudios paramétricos anteriores y en referencia a criterios técnicos [18], [20], [26], se realizaron varias modificaciones al modelo conceptual propuesto inicialmente (Tabla 3.14) para incrementar el coeficiente de sustentación producido y asegurar que éste cumpla con las condiciones de diseño establecidas (Tabla 3.1). Los parámetros analizados, de los modelos inicial y modificado, se muestran en la Tabla 3.15, donde el modelo B representa la nueva alternativa. Las modificaciones se realizaron únicamente con el fin de incrementar la sustentación, puesto que el modelo A ya cumplía las condiciones de estabilidad longitudinal.

Tabla 3.15. Parámetros modificados del modelo conceptual.

	Modelo A	Modelo B
AR	5.5	6.0
S [m ²]	2.00	2.16
α_s [deg]	1.3	1.8
$\alpha_{s,h}$ [deg]	-0.7	-0.9

Ambos modelos de aeronave fueron evaluados mediante los métodos propuestos y, también, en XFLR5 con el fin de verificar el mejoramiento del desempeño aerodinámico de la aeronave. La Tabla 3.16 resume los resultados obtenidos de los coeficientes aerodinámicos y la derivada de estabilidad longitudinal de la aeronave mediante los métodos propuestos (*Lifting Line Theory* y modelo semi – empírico). Estos datos revelan que debido a las modificaciones propuestas se logró un incremento de la eficiencia aerodinámica del 18 % con respecto a la eficiencia del modelo base.

Por otra parte, la Tabla 3.17 enlista los coeficientes aerodinámicos y la derivada de estabilidad de la aeronave, obtenidos de los resultados de una simulación en el software XFLR5. En este caso, los resultados estiman un incremento de 58 % de la eficiencia aerodinámica. Contrario a lo esperado, el software XFLR5 predice una disminución del coeficiente de arrastre debido a que no se toma en cuenta la contribución viscosa del mismo. En consecuencia, el coeficiente de arrastre estimado por el XFLR5 se redujo debido a que el componente inducido disminuyó de igual forma debido al incremento del *aspect ratio* del ala.

Tabla 3.16. Resultados de la evaluación aerodinámica de la aeronave con los métodos propuestos

	Modelo A	Modelo B
$C_{L \text{ total}}$	0.1702	0.2069
$C_{D \text{ total}}$	2.24×10^{-2}	2.29×10^{-2}
$C_{m\alpha}$	-1.159	-1.256

Tabla 3.17. Resultados de evaluación aerodinámica de la aeronave en XFRL5.

	Modelo A	Modelo B
$C_{L \text{ total}}$	0.1842	0.2249
$C_{D \text{ total}}$	9.96×10^{-3}	7.68×10^{-3}
$C_{m\alpha}$	-1.376	-1.318

3.5. Simulación numérica en CFD

En primer lugar, se realizó la validación del mallado propuesto para la simulación numérica con base en datos experimentales del ala ONERA M6 [69], [70]. Las condiciones de operación, procedimiento de mallado, modelos utilizados y análisis de resultados de la simulación numérica en Ansys Fluent 18 del modelo ONERA M6 son descritos a detalle en el Anexo II.

Una vez validados los resultados del modelo anterior, se desarrolló una malla con características geométricas y forma similares para el modelo alar del caso de estudio, tal como se observa en las Figuras 3.22 y 3.23.

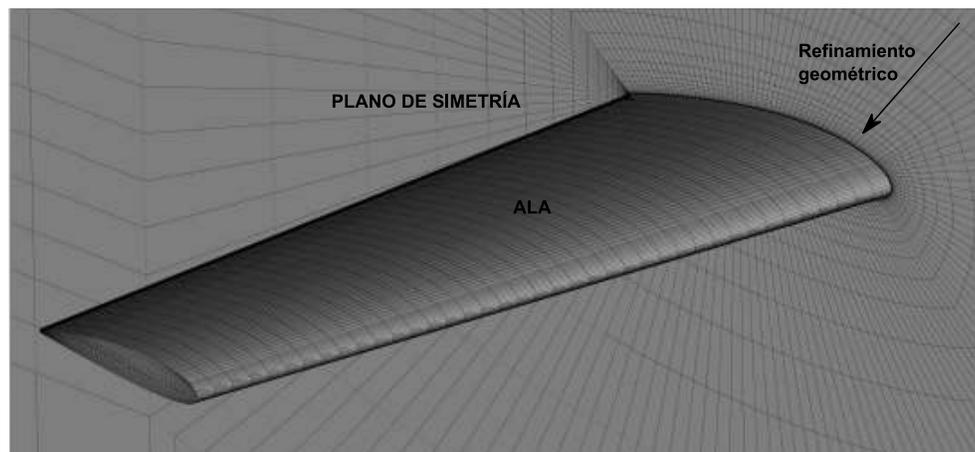


Figura 3.22. Mallado estructurado del modelo conceptual del ala.

La Figura 3.23 muestra el refinamiento de malla implementado cerca de la superficie del ala para estimar de mejor manera el coeficiente de arrastre por fricción y capturar adecuadamente el comportamiento de la sub – capa viscosa de la capa límite turbulenta [45]. Para lograr este objetivo se implementó un escalado con distribución geométrica cerca de la pared del ala con un valor mínimo de distancia del primer elemento a la pared del ala igual a 1.8×10^{-5} [m].

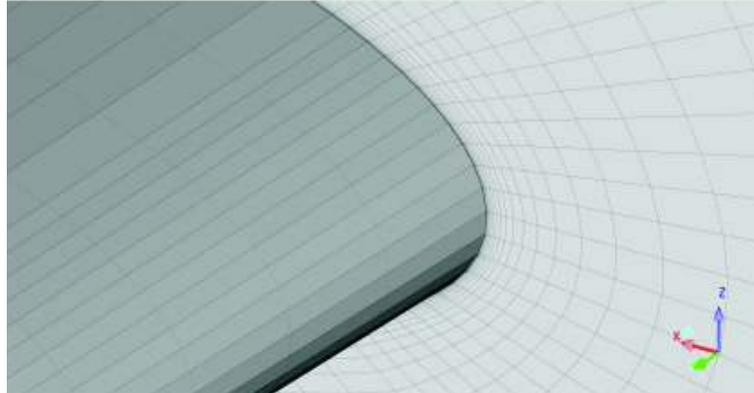


Figura 3.23. Refinamiento en la pared del modelo conceptual del ala.

Otro análisis llevado a cabo fue el estudio de la independencia de malla del modelo alar propuesto. El mallado se consideró independiente cuando la tercera cifra significativa de los coeficientes aerodinámicos calculados se mantuvo constante. Para este caso la independencia en los resultados se obtuvo a partir de los 700 mil elementos, tal como se observa en la Figura 3.24.

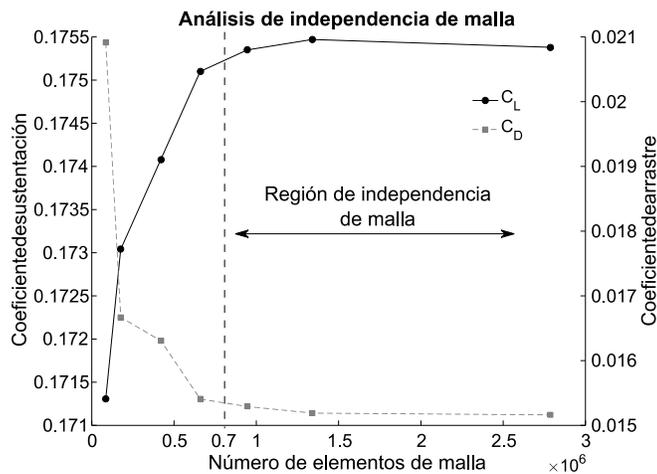


Figura 3.24. Independencia de malla del modelo alar evaluado en CFD.

El número de elementos, caras y nodos de la malla utilizada en la simulación numérica del modelo alar propuesto se presentan en la Tabla 3.18.

Tabla 3.18. Características del mallado estructurado del dominio de fluido.

Parámetro	Cantidad
Celdas	659 221
Caras	1 996 612
Nodos	678 352

Uno de los parámetros monitoreados en las simulaciones numéricas fue el Wall Y^+ , tal como se observa en la Figura 3.25. Se considera que este parámetro debe ser menor a la unidad con el fin de que el modelo de turbulencia utilizado ($k-\omega$ SST) permita obtener resultados confiables [43]. Además, durante cada proceso de simulación numérica se aseguró que los valores residuales de monitoreo (continuidad, velocidades, k y ω) converjan a un valor menor a 10^{-3} .

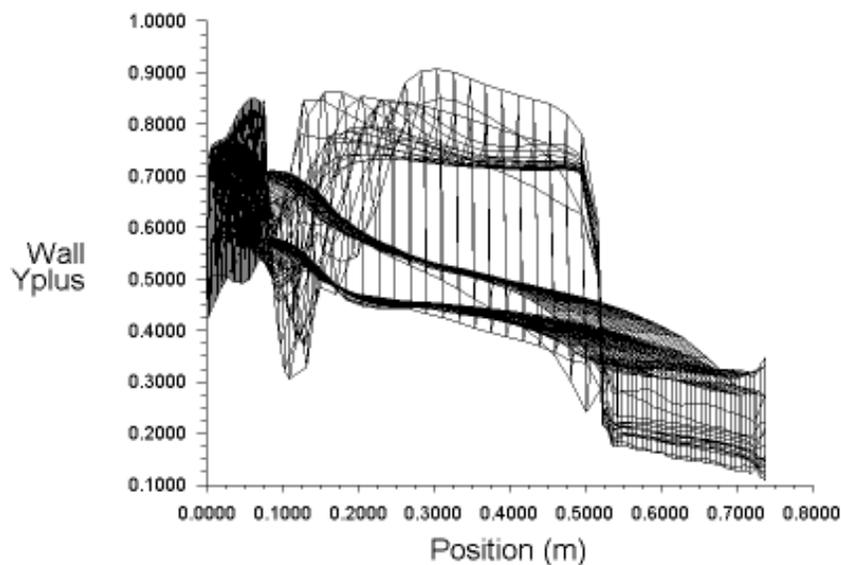


Figura 3.25. $Wall Y^+$ de la pared del ala en régimen crucero.

Los coeficientes aerodinámicos obtenidos de la evaluación en CFD, a las condiciones de operación de la Tabla 3.13 se muestran en la Tabla 3.19. Estos coeficientes se desglosaron en sus componentes de viscosidad y presión. Es interesante notar que la componente viscosa del coeficiente de sustentación es casi despreciable en comparación a la componente de presión.

Por otro lado, la componente viscosa del coeficiente de arrastre es aproximadamente el doble que la componente de presión, es decir, alrededor del 63 % del arrastre total. Esto corrobora, de cierta manera, los resultados obtenidos con el método propuesto y presentados en la gráfica pastel (Figura 3.9), donde el arrastre parásito es alrededor del 78 % del arrastre total.

Tabla 3.19. Coeficientes aerodinámicos obtenidos en CFD.

	Viscosidad	Presión	Total
C_L	8.7794×10^{-5}	1.7501×10^{-1}	0.17514
C_D	9.0985×10^{-3}	6.5091×10^{-3}	1.5607×10^{-2}

La distribución de coeficientes de presión del modelo conceptual del ala, obtenida de la simulación numérica en Ansys Fluent 18, se muestra en las Figuras 3.26, 3.27 y 3.28. La diferencia de presiones entre la superficie superior e inferior se puede apreciar claramente. El borde de color rojo en la parte frontal del ala concentra el mayor coeficiente de presión e indica la localización de un punto de estancamiento, es decir, el lugar donde las líneas de flujo impactan con la pared del ala. A partir de aquello, se puede observar que la cara superior del ala (Figura 3.27) presenta coeficientes de presiones negativos en gran parte de su superficie. Lo contrario ocurre en la cara inferior del ala (Figura 3.28) donde los coeficientes de presión son positivos en su mayoría. La diferencia de presiones descrita, en definitiva, es el fenómeno responsable de producir sustentación.

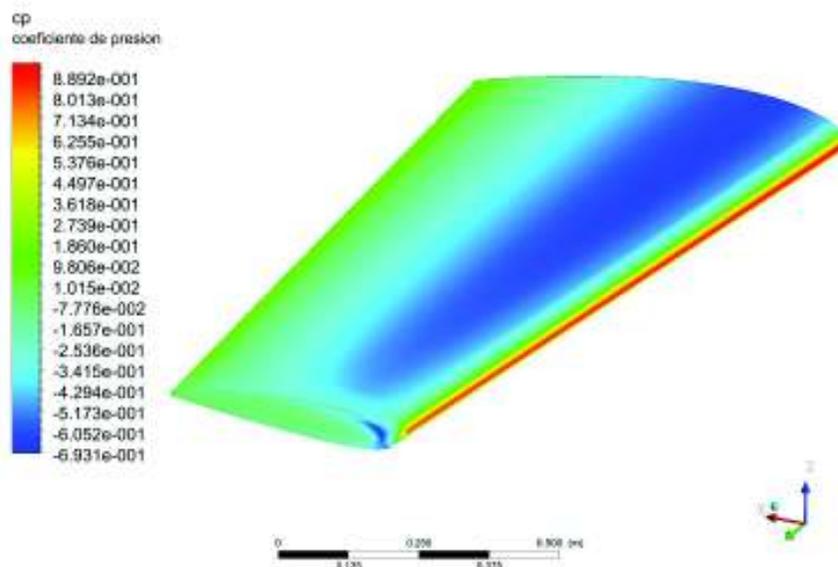


Figura 3.26. Vista ISO de coeficientes de presión en modelo conceptual de ala.

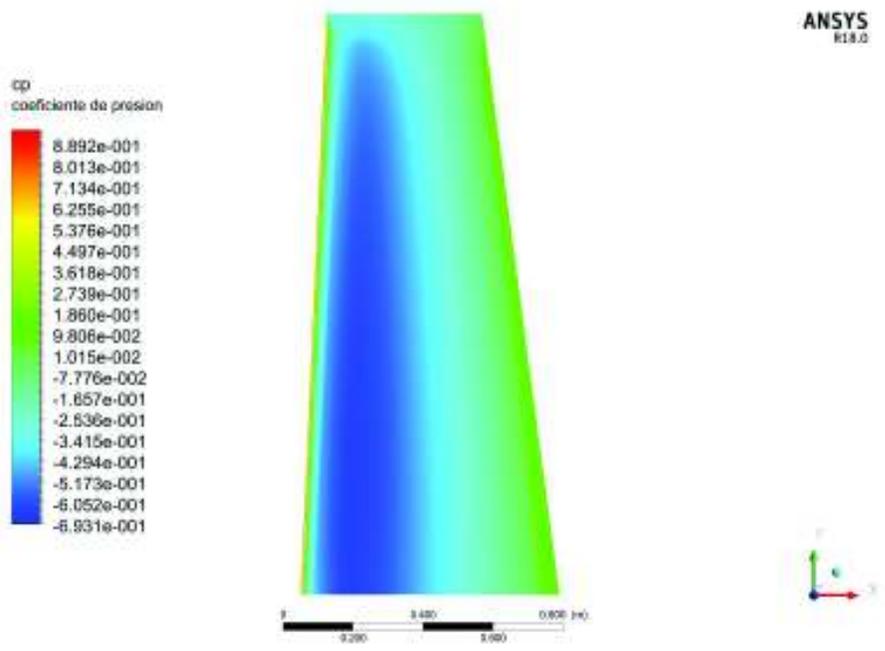


Figura 3.27. Cara superior del modelo conceptual del ala.

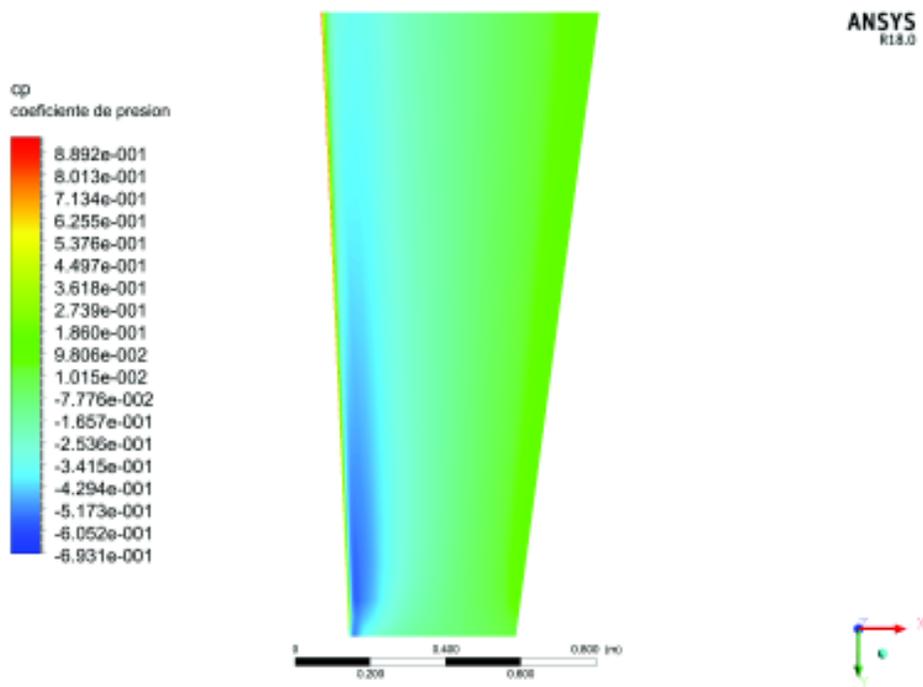


Figura 3.28. Cara inferior del modelo conceptual del ala.

Cabe indicar que la distribución del coeficiente de presión de una aeronave difiere significativamente de la distribución de un ala. Si bien algunas características como la presencia de un punto de estancamiento o la disminución del coeficiente de presión cerca de los extremos del ala se mantienen, la principal diferencia radica en la alteración de la distribución de presiones debido a la presencia del fuselaje. En consecuencia, el coeficiente de sustentación producido por el ala individualmente disminuye debido a la reducción de la diferencia de presiones entre la superficie superior e inferior de la aeronave.

3.6. Comparación de modelos

En esta sección se muestran las comparaciones de los resultados obtenidos con los métodos paramétricos, con aquellos obtenidos mediante métodos de mayor fidelidad. El análisis comparativo se realiza tanto para los parámetros geométricos como para los coeficientes aerodinámicos.

3.6.1. Comparación de modelos de geometría

Los parámetros geométricos del modelo conceptual propuesto (Tablas 3.3, 3.7 y 3.8) fueron ingresados a OpenVSP para definir las superficies de sustentación (ala y cola). Es importante mencionar que, tanto el ala como la cola, pueden ser definidas mediante el establecimiento de cuatro parámetros principales: *aspect ratio*, *taper ratio*, área superficial plana y ángulo *leading – edge*. A partir de esto, el software definió automáticamente el resto de parámetros de la geometría de las superficies de sustentación como: envergadura (b), cuerda raíz (c_r), cuerda del extremo (c_t) y *mean aerodynamic chord* (mac).

Luego, estos datos fueron contrastados con los calculados mediante el método paramétrico, como se muestra en las Tablas 3.20, 3.21 y 3.22. Se puede apreciar que los parámetros geométricos de la cola horizontal son los que presentan mayor discrepancia de resultados entre el método propuesto y OpenVSP. No obstante, el máximo error relativo obtenido en este análisis fue de 2.31 %, lo cual se considera prácticamente despreciable para la etapa conceptual del diseño, donde no se requiere exactitud sino versatilidad. Las discrepancias pueden deberse a factores de corrección propios de OpenVSP, como por ejemplo en función de la geometría del perfil utilizado.

La comparación de resultados demuestra que, a pesar de la simplicidad del método paramétrico de geometría, éste permite definir los componentes de la aeronave de forma rápida y aceptable.

Tabla 3.20. Comparación de parámetros geométricos del ala.

	Paramétrico	OpenVSP	δ^1
b [m]	3.320	3.316	0.12%
c _r [m]	0.738	0.753	1.99%
c _t [m]	0.443	0.452	1.99%
mac [m]	0.603	0.603	0.00%

Tabla 3.21. Comparación de parámetros geométricos de la cola horizontal.

	Paramétrico	OpenVSP	δ
b _h [m]	0.943	0.943	0.00%
c _{r_h} [m]	0.315	0.321	1.86%
c _{t_h} [m]	0.189	0.192	1.56%
mac _h [m]	0.257	0.256	0.39%

Tabla 3.22. Comparación de parámetros geométricos de la cola vertical.

	Paramétrico	OpenVSP	δ
b [m]	0.462	0.461	0.22%
c _r [m]	0.282	0.288	2.08%
c _t [m]	0.169	0.173	2.31%
mac [m]	0.231	0.230	0.43%

3.6.2. Comparación de modelos aerodinámicos

En esta sección se comparan los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre obtenidos por los métodos propuestos y aquellos calculados mediante la utilización de XFLR5 y CFD.

El coeficiente de sustentación se calculó mediante el método LLT con la utilización tanto de datos teóricos (calculados en XFOIL) como de datos experimentales [35]. Esos datos corresponden a parámetros aerodinámicos del perfil analizado e incluyen la pendiente de

¹ Error relativo respecto al resultado de OpenVSP

la curva de sustentación ($C_{l\alpha}$) y el ángulo *zero – lift* (ángulo para el cual C_l es nulo). Los valores utilizados en cada caso se presentan en la Tabla 3.23.

Tabla 3.23. Parámetros aerodinámicos teóricos y experimentales del perfil NACA 2415.

	$C_{l\alpha}$ [deg ⁻¹]	α_0 [deg]
XFOIL	0.1048	-2.000
Experimental	0.1037	-1.828

Los coeficientes de sustentación obtenidos mediante la aplicación de los métodos mencionados se resumen en la Tabla 3.24. Se observa que el método LLT, utilizando datos aerodinámicos teóricos, sobreestima el coeficiente de sustentación (C_L) en un 17 %, lo cual se considera relativamente alto. Por otra parte, al utilizar datos experimentales [35], se redujo el error relativo a 9.7 %. Si bien los datos experimentales no fueron obtenidos bajo las condiciones de operación del presente estudio (Tabla 3.13), las gráficas C_l vs α de la referencia [35] presentan un comportamiento similar dentro del rango de ángulos de ataque entre -4 a 10 [deg] independientemente de las condiciones de operación (Número de Reynolds) [25], [73].

A pesar de la mejoría de los resultados, la utilización de datos experimentales no siempre es factible debido a la carencia de información que se adapte a las condiciones de operación necesarias. Otra desventaja representa la creación de una base de datos considerablemente grande que abarque todos los casos de estudio posibles. En contraste, la utilización de XFOIL es práctica y rápida, puesto que el tiempo de simulación es muy corto y requiere de mínimos recursos computacionales, obteniendo resultados aceptables.

El método propuesto demuestra ser una herramienta de precisión aceptable puesto que la calidad de ajuste con respecto a los resultados de CFD presenta errores relativos menores a 20 %. Además, se debe considerar que el método LLT se limita a un análisis rápido sin la necesidad de definir factores complejos como la viscosidad o régimen de flujo. Esto, en consecuencia, reduce la fidelidad de los resultados obtenidos, pero a la vez agiliza el proceso de diseño conceptual.

El método VLM, implementado en XFLR5 presenta un error relativo menor en la estimación del coeficiente de sustentación. Sin embargo, la configuración de esta plataforma conllevó mayor tiempo. Además, los resultados obtenidos con el método LLT mejoraron considerablemente cuando los parámetros teóricos del perfil se reemplazaron por datos experimentales en el procedimiento de cálculo, llegando a obtenerse resultados con menor error relativo que con la teoría VLM.

Tabla 3.24. Comparación de coeficientes de sustentación.

	LLT _{teo}	LLT _{exp}	VLM	CFD
C _L	0.206	0.192	0.203	0.175
δ ²	17.71 %	9.71 %	16.00 %	-

El coeficiente de arrastre calculado mediante el método semi – empírico presenta un error relativo del 8.64 % con respecto al modelo desarrollado en CFD, como se muestra en la Tabla 3.25. Los resultados evidencian que el modelo propuesto es altamente preciso debido está basado en estadísticas de datos experimentales, a diferencia de los métodos LLT o VLM que son métodos de cálculo teóricos.

El método VLM, en cambio, presenta un error relativo muy grande (43.88 %) debido a que éste no toma en cuenta el componente parásito del arrastre (independiente de C_L), o en su defecto, asume que este parámetro es igual al coeficiente de arrastre por fricción del perfil en dos dimensiones. Esta suposición trae consigo errores considerables puesto que el coeficiente de arrastre parásito es fuertemente dependiente del área en contacto con el aire y no únicamente de la longitud de la cuerda del perfil (como asume XFLR5). Otro aspecto que reduce la fidelidad de cálculo es que la plataforma de XFLR5 está configurada de tal forma que el *span efficiency factor* (e) es asumido igual a la unidad, lo que incrementa los errores de cálculo del coeficiente de arrastre inducido (dependiente de C_L).

Tabla 3.25. Comparación de coeficientes de arrastre.

	Semi-empírico	VLM	CFD
C _D	1.48x10 ⁻²	9.09x10 ⁻³	1.62x10 ⁻²
δ	8.64 %	43.88 %	-

Los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre se obtuvieron para diferentes ángulos de ataque mediante los cada uno de los métodos descritos para generar las curvas aerodinámicas del modelo alar, tal como se muestra en la Figura 3.29.

En la gráfica C_L vs AOA se puede observar que el comportamiento es muy semejante para los métodos LLT, VLM y CFD. Sin embargo, los dos primeros, al ser métodos lineales, no realizan una buena predicción cuando el ángulo de ataque se incrementa, es decir, el error relativo aumenta conforme lo hace el ángulo de ataque.

² Error relativo referido al resultado de la simulación numérica en CFD

En la curva C_D vs AOA se puede notar claramente que el modelo semi – empírico es el que presenta mejor calidad de ajuste en referencia a los resultados obtenidos en CFD. No obstante, a partir del ángulo de ataque igual a 7 [deg], el coeficiente de arrastre obtenido por el método propuesto es sobreestimado. Esto se debe a que el modelo semi – empírico utiliza el coeficiente de sustentación (C_L), calculado con el método LLT, como dato de entrada para estimar el componente inducido del arrastre. Por lo tanto, el error que incurrió el uso del método LLT también es incluido en los resultados del cálculo del coeficiente de arrastre. En esta misma curva, la curva VLM representa los datos obtenidos de la simulación en XFRL5. Este método supone, erróneamente, que el arrastre parásito (*zero – lift drag*) es igual tanto para un perfil en dos dimensiones como para un ala finita tridimensional. En consecuencia, el método VLM de XFLR5 infravalora el coeficiente de arrastre con un error relativo considerable (43.88 %), lo cual no es aceptable ni en etapas tempranas del diseño.

La curva C_L vs C_D demuestra que el método propuesto y el código CFD predicen un comportamiento aerodinámico muy similar. Además, se puede apreciar que las curvas presentan mayor distorsión de resultados cuando el coeficiente de arrastre es menor a 0.03 aproximadamente. A partir de este valor, las curvas obtenidas por ambos métodos se superponen de manera aceptable.

Por último, la curva (C_L/C_D) vs AOA muestra que, tanto el método propuesto como el VLM, sobreestiman la eficiencia aerodinámica de la aeronave. Por ejemplo, el método desarrollado predice una relación L/D máxima igual a 18 cuando el ángulo de ataque es 3 [deg]; mientras que, el código CFD estima un valor aproximado de 16.5 en 5 [deg].

Es importante mencionar que el parámetro de eficiencia aerodinámica (L/D) se obtuvo de la combinación de los resultados calculados con los métodos propuestos, es decir, combina un método teórico (LLT) con uno semi – empírico. A pesar de esto, los parámetros calculados mediante la metodología descrita se muestran de acuerdo con lo obtenido en CFD. En cambio, el método VLM presentó grandes discrepancias debido a varias suposiciones no válidas como se describió en párrafos anteriores.

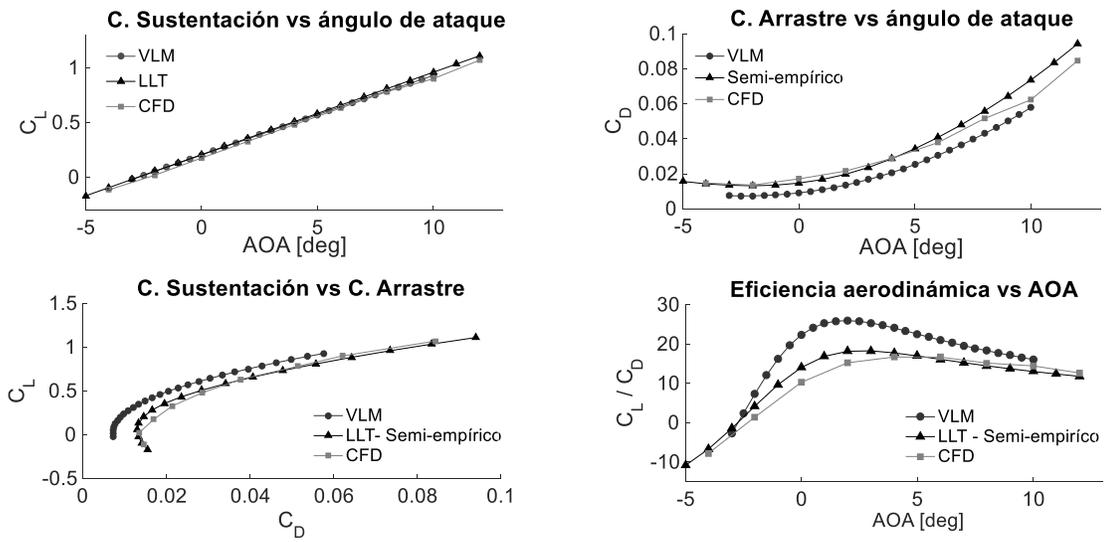


Figura 3.29. Comparación de curvas aerodinámicas obtenidas por diferentes métodos.

4. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

4.1. Conclusiones

Los métodos paramétricos de geometría y evaluación aerodinámica aplicados a una aeronave no tripulada fueron implementados en MATLAB. El modelo geométrico desarrollado permitió definir los parámetros del ala y cola en función de un número reducido de variables. La conceptualización tridimensional de la aeronave se generó mediante el ingreso de los parámetros geométricos calculados en el software OpenVSP. El cálculo de las variables geométricas con el método propuesto demostró concordancia con los obtenidos en OpenVSP generando errores relativos menores al 2.3%.

El modelo aerodinámico *Lifting Line Theory*, implementado en MATLAB, estimó de forma aceptable los coeficientes de sustentación y arrastre de la aeronave. Este modelo entregó resultados del coeficiente de sustentación con un error relativo de 17 % (respecto a CFD) al utilizar datos aerodinámicos teóricos del perfil evaluado. Sin embargo, la predicción de este coeficiente mejoró de forma considerable al utilizar datos experimentales del perfil, reduciendo el error relativo a 7 %. Desafortunadamente, la información experimental a las condiciones de operación deseadas no siempre está disponible en el dominio público, por lo que la utilización de XFOIL es una alternativa que asegura versatilidad y rapidez a costa de una pequeña reducción en la fidelidad de resultados obtenidos.

El método semi – empírico para la estimación de los componentes: inducido, fricción e interferencia del coeficiente de arrastre demostró ser una herramienta de alta precisión en todos los escenarios analizados. El coeficiente aerodinámico de arrastre calculado para el caso de estudio presentó un error relativo de 8.64 % con respecto a los resultados de CFD. En la evaluación aerodinámica del ala con el método propuesto se asumió un régimen de flujo en transición, lo que permitió estimar un coeficiente de arrastre más cercano al real.

Los métodos semi – empíricos demostraron ser una alterativa de buena precisión para la de evaluación rápida de una aeronave convencional de ala fija. A pesar de que los métodos paramétricos implementados en este trabajo habían sido desarrollados inicialmente para aviación civil, su aplicación al estudio de aeronaves no tripuladas fue satisfactorio. Además, las características de versatilidad y facilidad de implementación en códigos de programación convirtieron a los métodos paramétricos en una opción ideal para evaluar numerosas configuraciones aeronáuticas con resultados aceptables.

El modelo tridimensional del ala del caso de estudio se desarrolló en OpenVSP y el mallado estructurado por bloques se realizó en ICEM Ansys. La simulación numérica en Ansys Fluent 18 se llevó a cabo de acuerdo a las condiciones de operación de la región Andina. Los coeficientes aerodinámicos obtenidos demostraron que la sustentación es generada en mayor medida debido a fenómenos de diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del ala. En cambio, el coeficiente de arrastre se originó debido a fenómenos viscosos (60 %) y de presión (40 %). A pesar de la alta precisión de cálculo que brindan las simulaciones numéricas, estos métodos se consideran imprácticos por los procesos adicionales de configuración y post – procesamiento de resultados.

Los modelos paramétricos se emplearon para investigar la respuesta del desempeño aerodinámico con respecto a la variación de las condiciones de operación y parámetros geométricos. Los resultados de la evaluación aerodinámica del modelo conceptual a diferentes altitudes de vuelo demostraron que el coeficiente de sustentación decrece ligeramente conforme se incrementa la altitud de vuelo. Esto, en conjunto con la disminución de la densidad del aire, produjo que la fuerza de sustentación disminuya 48 % (de acuerdo con el método propuesto) al incrementar la altitud de vuelo desde el nivel del mar hasta 5 000 [m]. Lo propio ocurrió con la fuerza de arrastre, la cual disminuyó 44 %, de acuerdo con los resultados del modelo semi – empírico. En consecuencia, la eficiencia aerodinámica sufrió un decrecimiento de 8 % debido al incremento de la altitud de vuelo.

A través del estudio paramétrico de sensibilidad se analizó la influencia de diferentes variables geométricas en el desempeño aerodinámico del ala. En este sentido, se determinó que el *aspect ratio* es el parámetro con mayor influencia en la definición del coeficiente de sustentación. Si bien su incremento implica la disminución del coeficiente de arrastre, el aumento desmedido del *aspect ratio* también elevaría considerablemente los costos de manufactura y materiales, puesto que los momentos flectores en la intersección ala – fuselaje aumentarían. La modificación de los parámetros *aspect ratio* y el ángulo de incidencia del ala, en conjunto, es una opción para producir mayor sustentación mientras el arrastre se mantiene dentro de un nivel relativamente constante.

El análisis de la estabilidad longitudinal demostró que la posición del centro de gravedad es el parámetro más sensible. En consecuencia, se debe procurar que la distancia entre el centro aerodinámico y el centro de gravedad sea mínima para disminuir el momento debido a la fuerza de sustentación del ala.

4.2. Trabajos futuros

Establecer la forma y geometría de la carga de pago (*payload*) de la aeronave propuesta para proceder con el diseño geométrico del fuselaje y evaluar aerodinámicamente la aeronave con su estructura completamente definida.

Implementar modelos paramétricos de evaluación aerodinámica más robustos, de tal manera que permitan estudiar geometrías más complejas como alas multi – panel. Un ejemplo son los métodos paramétricos no lineales, los cuales permiten evaluar una superficie de sustentación compleja en la región de *stall*.

Establecer una función objetivo con base en el desempeño aerodinámico requerido. A partir de esto, se podrían implementar métodos de optimización para funciones no lineales, como los códigos genéticos (disponibles en MATLAB), que permitirían generar una arquitectura aeronáutica optimizada en etapas tempranas del diseño, de forma rápida y aceptable.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Z. Shahid y A. Rashid, “Applications of UAV in Daily Life”, *54th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, núm. January, pp. 1–10, 2016.
- [2] D. Jenkins y B. Vasigh, “The economic impact of unmanned aircraft systems integration in the United States”, núm. March, pp. 1–40, 2013.
- [3] A. A. De Paula, M. S. De Sousa, y I. Researcher, “Drag polar prediction methodologies during aircraft design phases”, *AIAA SciTech Forum*, núm. January, pp. 1–19, 2017.
- [4] Z. Hall, “CFD Modeling of US Army UAVs using NASA’s OVERFLOW CFD Code”, *55th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, núm. January, pp. 1–32, 2017.
- [5] O. Gur, W. H. Mason, y J. A. Schetz, “Full-Configuration Drag Estimation”, *J. Aircr.*, vol. 47, núm. 4, pp. 1356–1367, 2010.
- [6] S. A. Brandt, M. Post, D. W. Hall, F. Gilliam, T. Jung, y T. R. Yechout, “The Value of Semi-Empirical Analysis Models in Aircraft Design”, en *16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2015.
- [7] S.-E. Jacobsen y S. Sherwood, “CULTIVO DE GRANOS ANDINOS EN ECUADOR Informe sobre los rubros quinua, chocho y amaranto”, 2002.
- [8] S. Jiménez Noboa, “Impacto del cambio climático en la agricultura de subsistencia en el Ecuador”, *Fund. Carolina CeALCI. Ser. Av. Investig.*, vol. No. 66, pp. 1–95, 2012.
- [9] G. Ojeda, “Ecuador’s Agricultural and Economic Outlook | Farmfolio”, 2017. [En línea]. Disponible en: <http://farmfolio.net/2017/02/23/ecuador-agricultural-economic-outlook/>. [Consultado: 25-abr-2017].
- [10] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Manassas, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2011.
- [11] J. Gago *et al.*, “UAVs challenge to assess water stress for sustainable agriculture”, *Agric. Water Manag.* 153, 9–19. <https://doi.org/10.1016>, vol. 153, pp. 9–19, 2015.
- [12] S. R. Herwitz, L. F. Johnson, J. C. Arvesen, R. G. Higgins, J. G. Leung, y S. E. Dunagan, “Precision Agriculture as a Commercial Application for Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles”, núm. May, 2002.
- [13] J. Ali, “Aircraft Performance: Pressure, Temperature and Density”, 2011. [En línea]. Disponible en: <https://www.decodedscience.org/aircraft-performance-in-relation-to-atmospheric-pressure-density-and-temperature/4889>. [Consultado: 05-jun-2017].
- [14] D. Smith, “FAA Pilot Education Pamphlet Reprints DENSITY ALTITUDE”.
- [15] M. H. Sadraey, *Aircraft Performance: An Engineering Approach*. Boca Raton: CRC Press, 2017.
- [16] J. Byrne, P. Cardiff, A. Brabazon, y M. O’Neill, “Evolving parametric aircraft models for design exploration and optimisation”, *Neurocomputing*, vol. 142, pp. 39–47, 2014.
- [17] A. Sobester, “A Case for Procedural Geometry Generation in Aircraft Design”, *18th AIAA/ISSMO Multidiscip. Anal. Optim. Conf.*, núm. June, pp. 1–11, 2017.

- [18] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th Editio. New York, 2011.
- [19] P. Panagiotou y K. Yakinthos, "Parametric aerodynamic study of Blended-Wing-Body platforms at low subsonic speeds for UAV applications", *35th AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, núm. June, pp. 1–19, 2017.
- [20] M. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, vol. 27, núm. 1. New Hampshire, USA: Wiley, 2013.
- [21] D. Raymer, *Aircraft Design: A conceptual Approach*, Second Edi. Sylmar, California: AIAA, 1992.
- [22] D. L. Rodriguez y P. Sturdza, "A Rapid Geometry Engine for Preliminary Aircraft Design", *44th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, núm. January, pp. 1–12, 2006.
- [23] W. J. Fredericks *et al.*, "Aircraft conceptual design using vehicle sketch pad", *48th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, núm. January, pp. 1–17, 2010.
- [24] A. Hahn, "Vehicle Sketch Pad: A Parametric Geometry Modeler for Conceptual Aircraft Design", *Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, pp. 1–11, 2010.
- [25] John.J.Bertin y C. Rusell, *Aerodynamics for Engineers*, 6th Editio. Harlow Essex England: Pearson, 2014.
- [26] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, First edit. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2013.
- [27] L. W. Traub, "Aerodynamic Impact of Aspect Ratio at Low Reynolds Number", *J. Aircr.*, vol. 50, núm. 2, pp. 626–634, 2013.
- [28] L. W. Traub, E. Botero, R. Waghela, R. Callahan, y A. Watson, "Effect of Taper Ratio at Low Reynolds Number", *J. Aircr.*, vol. 52, núm. 3, pp. 1–14, 2015.
- [29] K. P. Valavanis y G. J. Vachtsevanos, *Handbook of unmanned aerial vehicles*. 2015.
- [30] P. J. Boschetti, E. M. Cárdenas, y A. Amerio, "Aerodynamic Optimization of an UAV Design", *AIAA 5th Aviat. Technol. Integr. Oper. Conf. (ATIO)*, 26 - 28 Sept. 2005, Arlington, Virginia, núm. September, pp. 1–17, 2005.
- [31] NASA, "OpenVSP", 2017. [En línea]. Disponible en: <http://www.openvsp.org/>. [Consultado: 08-jun-2017].
- [32] D. Darmofal, M. Drela, y A. Uranga, "Introduction to Aerodynamics edX Course : MIT . 16101", 2015.
- [33] M. Drela, "XFOIL Subsonic Airfoil Development System", 2013. [En línea]. Disponible en: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. [Consultado: 25-jul-2017].
- [34] M. Drela y H. Youngren, "XFLR5", 2017. [En línea]. Disponible en: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>. [Consultado: 25-jul-2017].
- [35] I. H. Abbott y A. E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data", *Press*, vol. 11, p. 693, 1959.
- [36] G. R. Hough, "Remarks on Vortex-Lattice Methods.", *J. Aircr.*, vol. 10, núm. 5, pp. 314–317, 1973.
- [37] W. H. Mason, D. L. Knill, A. a Giunta, B. Grossman, y L. T. Watson, "Getting the Full

- Benefits of CFD in Conceptual Design”, *Proc. 16th AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, 1998.
- [38] S. F. Hoerner, “Pressure Drag”, *Fluid-Dynamic Drag Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. pp. 3-9-3–28, 1965.
- [39] M. Ueno, J. Akatsuka, y A. Hidaka, “Drag Decomposition Analysis of CFD Data of the DLR-F6 Model”, *26th AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, núm. August, 2008.
- [40] E. Torenbeek, *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. The Netherlands: John Wiley & Sons, 2013.
- [41] M. Drela, “XFoil MIT”, 2013. [En línea]. Disponible en: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. [Consultado: 30-may-2017].
- [42] Y. Cengel y J. Cimbala, *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*, 3rd Editio. New York, NY: McGraw Hill, 2014.
- [43] ANSYS, “Introduction to ANSYS Fluent”, *ANSYS Cust. Train. Mater.*, núm. December, pp. 1–59, 2010.
- [44] H. K. Versteeg y W. Malaskeker, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, vol. M. 2007.
- [45] S. M. Salim y S. C. Cheah, “Wall y + Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows”, *Int. MultiConference Eng. Comput. Sci.*, vol. II, pp. 1–6, 2009.
- [46] M. E. Tapia y A. M. Fries, *Guía de campo de los cultivos andinos*. Anpe Perú, 2007.
- [47] F. Mesas *et al.*, “Assessing optimal flight parameters for generating accurate multispectral orthomosaics by uav to support site-specific crop management”, *Remote Sens.*, vol. 7, núm. 10, pp. 12793–12814, 2015.
- [48] P. Boschetti, E. Cárdenas, y A. Amerio, “Aerodynamic Analysis of the Unmanned Aerial Vehicle for Ecological Conservation”, *AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, núm. January, 2009.
- [49] E. Valencia, V. Hidalgo, y O. Calle, “Methodology for Weight and Performance Assessment of an UAV for Precision Agriculture at Cruise Condition”, *53rd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.*, núm. July, pp. 1–15, 2017.
- [50] J. Doke, “GRABIT MATLAB”, 2006. [En línea]. Disponible en: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/7173-grabit?> [Consultado: 30-jul-2017].
- [51] L. Edelman, “Xfoil Interface Updated”, 2011. [En línea]. Disponible en: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/49706-xfoil-interface-updated>. [Consultado: 30-jul-2017].
- [52] A. Sóbester y A. I. J. Forrester, *Aircraft Aerodynamic Design: Geometry and Optimization*. 2014.
- [53] UIUC, “UIUC Airfoil Data Site”, 2017. [En línea]. Disponible en: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html. [Consultado: 15-sep-2017].
- [54] A. Marques, P. Da Ronch, “Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control”, pp. 1–30, 2017.
- [55] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design*. 2014.
- [56] M. Nita y D. Scholz, “Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical

- Parameters”, *Dtsch. Luft- und Raumfahrtkongress*, vol. 281424, pp. 1–19, 2012.
- [57] R. D. Finck, “USAF Stability and Control DATCOM”, 1978.
- [58] R. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control Nelson*. United States: McGraw Hill, 1997.
- [59] J. Roskam, C. Tau, y E. Lan, “Airplane Aerodynamics and Performance”. DARcorporation, p. 110, 1997.
- [60] M. Kruger, R. J. Huyssen, L. Smith, y J. P. Meyer, “Application of a low fineness ratio fuselage to an airliner configuration”, *54th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, núm. January, pp. 1–12, 2016.
- [61] J. ROSKAM y G. FILLMAN, “Design for minimum fuselage drag”, *J. Aircr.*, vol. 13, núm. 8, pp. 639–640, ago. 1976.
- [62] E. Torenbeek, *Advanced Aircraft Design*. 2013.
- [63] S. Kontogiannis y J. Ekaterianaris, “Design, performance evaluation and optimization of a UAV”, *Aerosp. Sci. Technol.*, núm. January, pp. 339–350, 2013.
- [64] M. Niță y D. Scholz, “From preliminary aircraft cabin design to cabin optimization - Part II -”, *UPB Sci. Bull. Ser. D Mech. Eng.*, vol. 75, núm. 4, pp. 27–46, 2013.
- [65] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Dordrecht: Springer Netherlands, 1982.
- [66] P. Tétrault, J. A. Schetz, y B. Grossman, “Numerical Prediction of Interference Drag of Strut – Surface Intersection in Transonic Flow Introduction”, vol. 39, núm. 5, 2001.
- [67] Z. Wei y K. Masood, “Aerodynamic Optimization for Subsonic Fixed”, pp. 1–16, 2013.
- [68] P. H. Cook, M. A. McDonald, y M. C. . Firmin., *AGARD Advisory Report No. 138 EXPERIMENTAL DATA BASE FOR COMPUTER PROGRAM ASSESSMENT*, núm. 138. 1979.
- [69] J. Mayeur, A. Dumont, D. Destarac, y V. Gleize, “Reynolds-Averaged Navier–Stokes Simulations on NACA0012 and ONERA-M6 Wing with the ONERA elsA Solver”, *AIAA J.*, pp. 1–17, 2016.
- [70] N. Durrani y N. Qin, “Comparison of RANS, DES and DDES Results for ONERA M-6 Wing at Transonic Flow Speed Using an In-House Parallel Code”, *49th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, núm. January, pp. 1–13, 2011.
- [71] S. S. V y P. PrabhakaraRao, “CFD Analysis on Airfoil at High Angles of Attack”, *Int. J. Eng. Res.*, vol. 3, núm. 7, pp. 430–434, 2014.
- [72] J. ROSKAM y G. FILLMAN, “Design for minimum fuselage drag”, *J. Aircr.*, vol. 13, núm. 8, pp. 639–640, ago. 1976.
- [73] S. N. Shaha y M. S. A. Pachapuri, “NACA 2415- Finding Lift Coefficient using CFD, Theoretical and Javafoil”, *Int. J. Res. Eng. Technol.*, vol. 4, núm. 7, pp. 444–449, 2015.
- [74] J. Slater, “ONERA M6 Wing”, 2015. [En línea]. Disponible en: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing.html>. [Consultado: 25-sep-2017].

- [75] M. Moore, "User Manual Vehicle Sketch Pad", núm. September, pp. 1–81, 2008.
- [76] B. Litherland y R. McDonald, "OpenVSP Video Introduction", 2017. [En línea]. Disponible en: http://www.openvsp.org/vid_tutorial.shtml. [Consultado: 24-sep-2017].
- [77] UIUC Department of Aerospace Engineering, "UIUC Airfoil Data Site", 2017. [En línea]. Disponible en: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html. [Consultado: 03-ago-2017].

ANEXOS

Anexo I.

Carta semi-empírica para la selección de perfiles

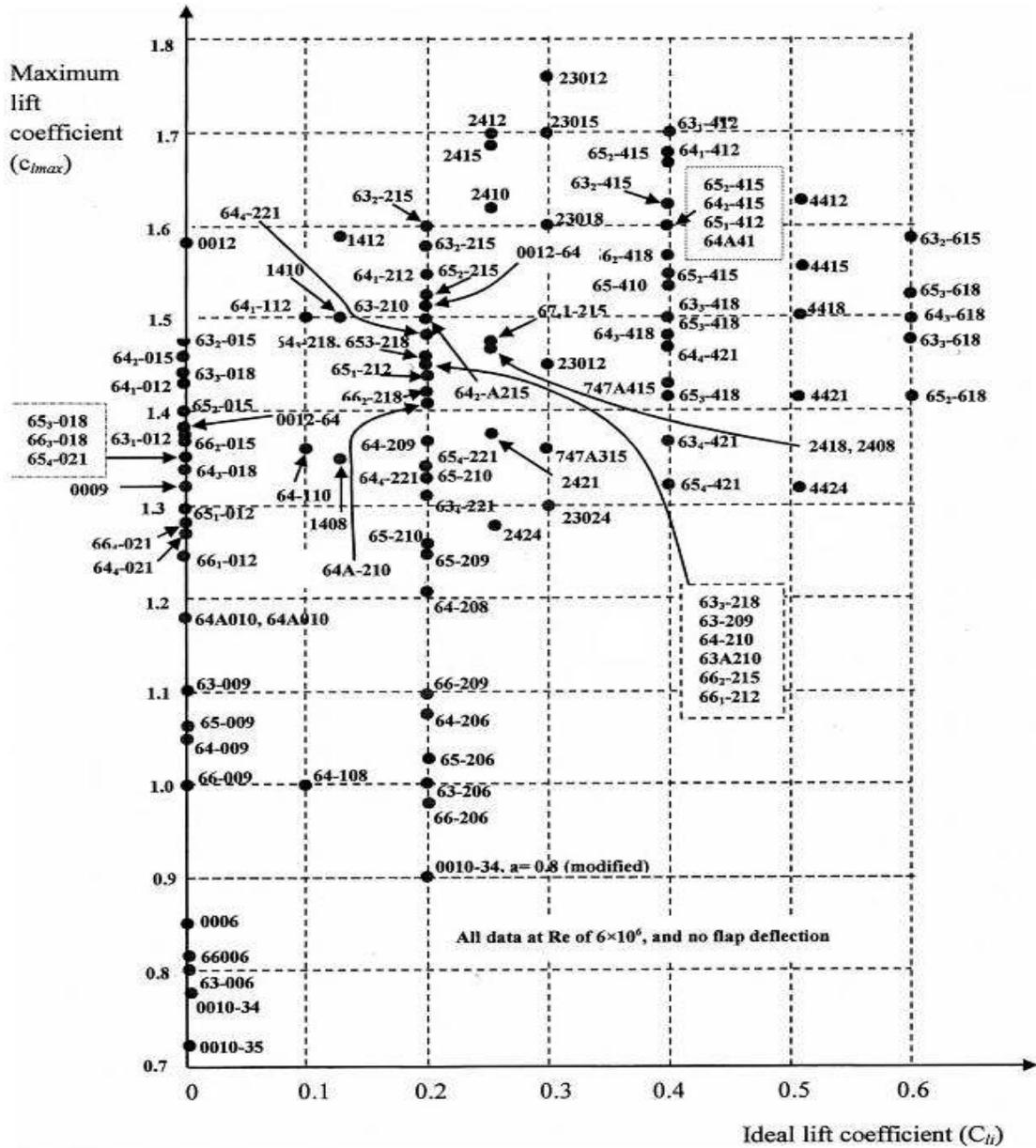


Figura I.1. Carta semi-empírica para selección de perfiles aerodinámicos [20].

Anexo II.

Simulación numérica del ala ONERA M6

Las condiciones de operación a las que se evaluó el modelo en la simulación numérica se muestran en la Tabla II.1 de acuerdo a las referencias [69], [74].

Tabla II.1. Condiciones de operación del ala Onera M6.

Parámetro	Valor
Número de Mach	0.8395
Presión absoluta	315 979.83 [Pa]
Temperatura absoluta	288.15 [K]
Viscosidad	1.6269 [kg/ms]
Ángulo de ataque	3.06 [deg]

Las dimensiones geométricas del ala se muestran en la Figura II.1 y se resumen en la Tabla II.2. El modelo CAD del ala Onera M6 se realizó en OpenVSP.

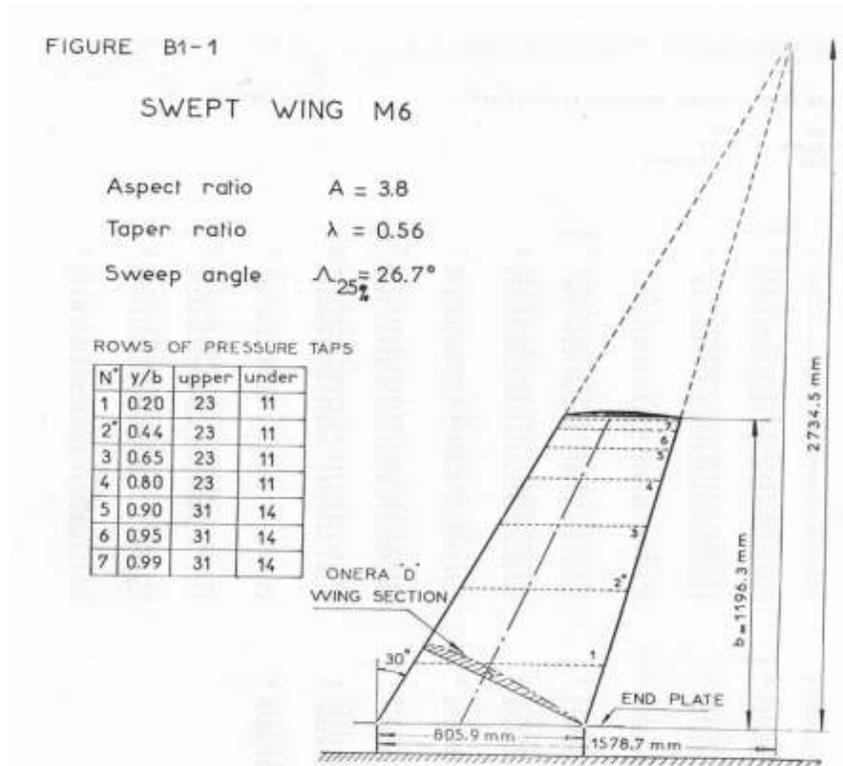


Figura II.1. Geometría del ala Onera M6 [68].

Tabla II.2. Dimensiones geométricas del ala Onera M6 [69], [74].

Parámetro geométrico	Valor
<i>Span</i> (b)	1.1963 [m]
<i>Mean aerodynamic chord</i> (mac)	0.64607 [m]
<i>Aspect ratio</i> (AR)	1.9
<i>Taper ratio</i> (λ)	0.562
Leading-edge sweep angle (Λ_{LE})	30.0
Trailing-edge sweep angle (Λ_{TE})	15.8
Área de referencia	0.7532 [m ²]

La malla estructurada del dominio del fluido se desarrolló en ICEM con refinamiento geométrico en las paredes superior, interior y lateral del ala, tal como se muestra en la Figura II.2.

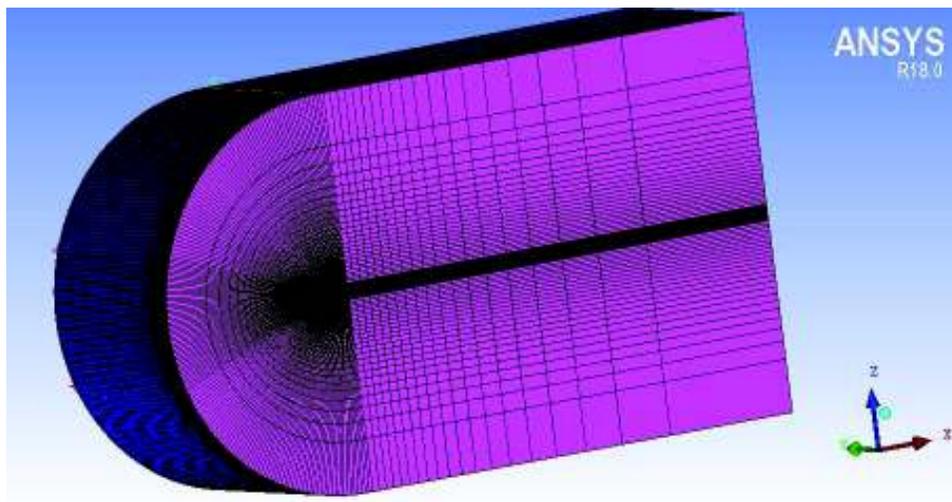


Figura II.2. Dominio del flujo con mallado estructurado.

La Figura II.3 exhibe la forma y distribución de la malla en el plano de simetría del ala. El refinamiento con distribución geométrica cerca de la pared del modelo alar puede se ilustra en la Figura II.4. Esta característica asegura que la simulación numérica capture de forma adecuada el arrastre viscoso y las características de la capa límite turbulenta.

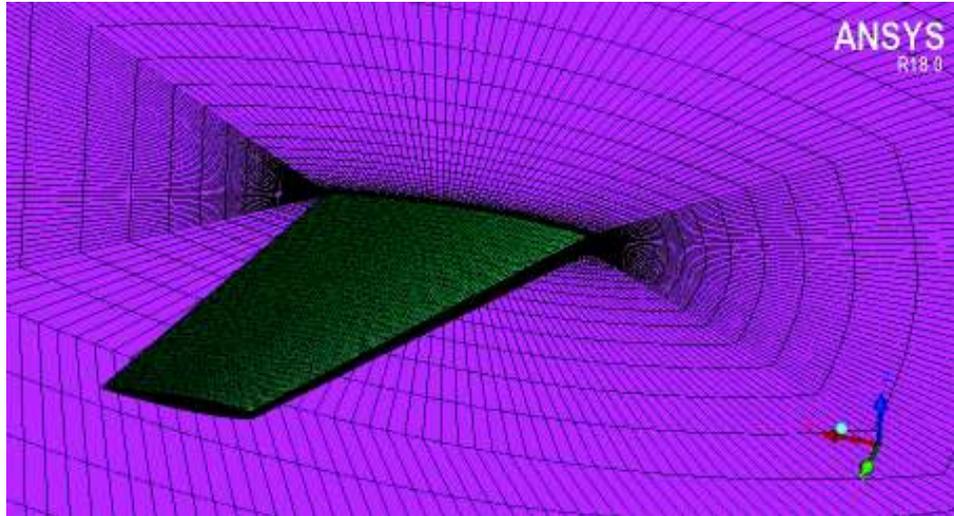


Figura II.3. Onera M6 con mallado estructurado.

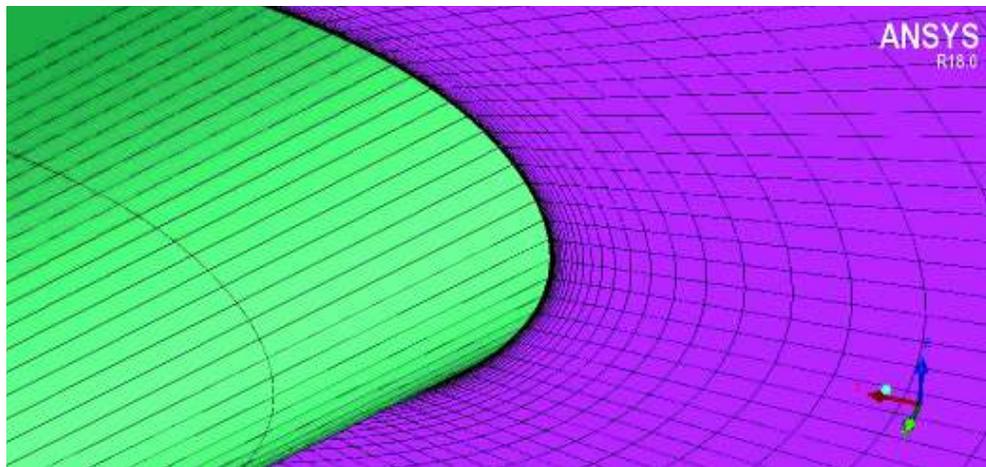


Figura II.4. Refinamiento cerca de la pared del ala Onera M6.

La evaluación aerodinámica del ala Onera M6 se realizó con los modelos de turbulencia Spalart – Allmaras y $k-\omega$ SST para determinar el modelo que ofrezca la convergencia más rápida con resultados precisos. El método numérico seleccionado para este caso fue *Coupled* con la activación de las características *Pseudo Transient* y *High Order Term Relaxation*.

Se realizó un estudio de independencia de malla en función del número de elementos de la malla, tal como se muestra en la Figura II.5. Tanto en la curva del coeficiente de sustentación como en la de arrastre se puede observar que los resultados se vuelven independientes del número de elementos a partir de 700 000.

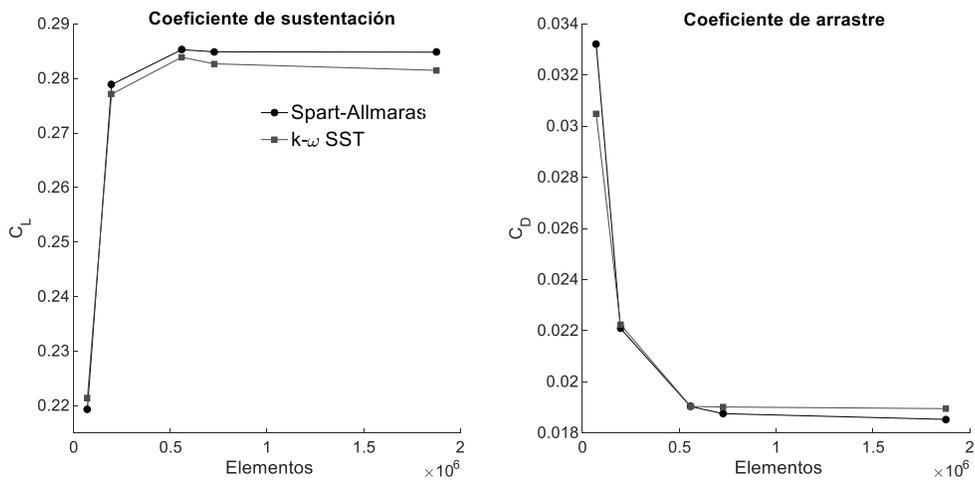


Figura II.5. Análisis de independencia de malla para el modelo Onera M6.

Adicionalmente, se verificó que el parámetro Wall Y^+ sea menor a 10, como se aprecia en la Figura II.6, para asegurar que el modelo de turbulencia k- ω SST entregue resultados confiables [43].

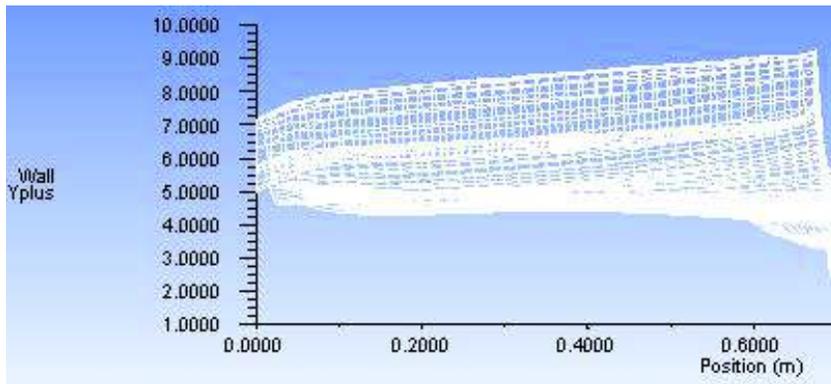


Figura II.6 Parámetro Wall Y^+ obtenido en la simulación de Onera M6.

Los coeficientes de sustentación y arrastre obtenidos a las condiciones de operación (Tabla II.1) se muestran en la Tabla II.3. Estos valores fueron comparados con los datos recopilados por Durrani [70], referentes a diversas evaluaciones numéricas (Tabla II.4).

Tabla II.3. Coeficientes aerodinámicos obtenidos en CFD.

	<i>Spalart-Allmaras</i>	k- ω SST
C_L	0.2833	0.2815
C_D	0.01903	0.018956

Tabla II.4. Coeficientes aerodinámicos obtenidos por varios autores por diferentes métodos numéricos [70]

Solver	Turb. Model	Flux Scheme	Precision	Mesh Type	C_l	C_d
DG-DES	S-A	Roe	Double	Unstructured	0.2579	0.01970
DG-DES	DES	Roe	Double	Unstructured	0.2564	0.01960
DG-DES	DDES	Roe	Double	Unstructured	0.2580	0.01955
DG-DES	DES	AUSM	Double	Unstructured	0.2540	0.01910
DG-DES	DES	HLLC	Double	Unstructured	0.2550	0.01991
MERLIN ²²	S-A	Osher	Double	Structured	0.2697	0.01736
Neilsen et al. ²⁴	S-A	xx	xx	Unstructured	0.2530	0.01680
Lee et. al. ²³	SST	xx	xx	Structured	0.2622	0.01751

Anexo III.

Utilización de OpenVSP

Vehicle Sketch Pad (VSP) es una plataforma libre desarrollada por la NASA para graficar paramétricamente la forma externa de aeronaves o sus componentes por separado.

El presente anexo tiene como objetivo mostrar rápidamente como definir un ala y exportar el modelo para ser utilizado en Ansys Design Modeler. El diseño de otras partes de la aeronave como el fuselaje o el tren de aterrizaje pueden ser explorados con mayor detalle en las referencias [75], [76].

Al iniciar el programa, se puede distinguir un recuadro denominado *Geom Browser* en la interfaz gráfica, en el cual se debe buscar el componente de la aeronave a diseñar, en este caso se debe elegir *Wing* y luego pulsar el botón *Add*, como se observa en la Figura III.1.



Figura III.1. Recuadro para ingreso de componentes de aeronave.

El programa ingresará una configuración alar por defecto, como se observa en la Figura III.2, este modelo puede ser modificado de acuerdo con los requerimientos del usuario mediante la ventana de configuración que se muestra en la Figura III.3.

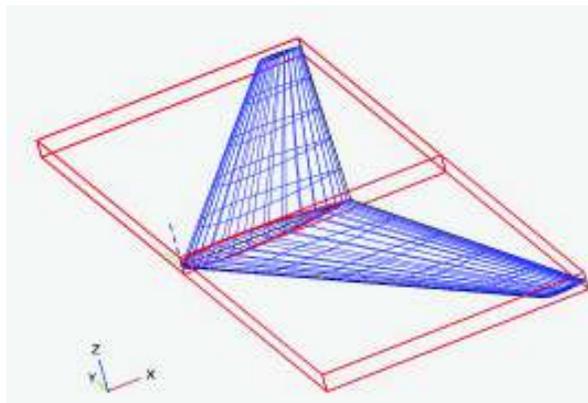


Figura III.2. Modelo por defecto del ala.

Cada componente de la aeronave ingresado tiene su propia ventana de configuración; en el caso del ala, esta ventana consta de 8 pestañas, las cuales se describen brevemente a continuación.

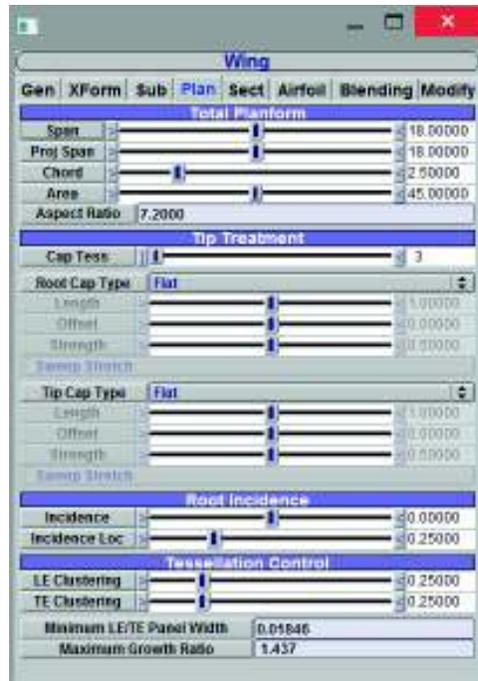


Figura III.3. Ventana de configuración de parámetros del ala.

- Gen: configura el aspecto, material, color y densidad de la línea del modelo.
- XForm: determina el sistema de referencia con respecto al que se define el modelo. Esto es útil cuando se trabaja con ensamblajes de aeronaves ya que varios componentes se definen en referencia a otro. Además, esta pestaña permite configurar la escala y el plano de simetría respecto al cual se diseña un modelo. Esta función permite desarrollar un modelo para simulaciones numéricas en CFD, ya que generalmente se evalúa la mitad del modelo en base a su plano de simetría.
- Plan: permite definir las características preliminares del ala como: *span*, área, *mean aerodynamic chord*. Adicionalmente se establece el ángulo de incidencia de la cuerda raíz del ala.
- Sect: se puede considerar la pestaña más importante en el diseño geométrico del ala. En esta sección se modifica los parámetros del ala, incluyendo alas multi – panel. Como se observa en la Figura III.4, en el recuadro *section planform* se puede definir el ala a partir de tres parámetros geométricos. De igual forma, se pueden definir los ángulos de *sweep*, *twist* y *dihedral* para cada panel del ala.

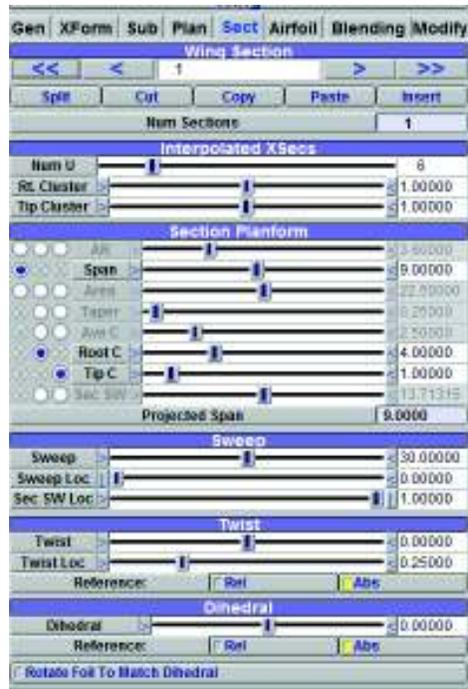


Figura III.4. Ventana de modificación de parámetros geométricos del ala.

- Airfoil: permite establecer el perfil aerodinámico de cada panel diseñado. OpenVSP cuenta con una base de datos de varios perfiles NACA; pero, en caso de no encontrarse un perfil específico, las coordenadas cartesianas de cualquier perfil pueden ser descargadas de la referencia [77] e insertarse en el programa, tal como se ilustra en la Figura III.5 (con el botón *Read File*).



Figura III.5. Procedimiento para insertar un perfil aerodinámico.

Las últimas dos pestañas, *Blending* y *Modify*, permiten modificar algunos parámetros de los bordes frontal y trasero del ala. Esta función puede ser utilizada para darle una forma cuadrada o aguda al borde trasero del modelo alar dependiendo de la preferencia del usuario. Generalmente, la forma se determina en función del tipo de malla y refinamiento que se implementará en el borde trasero del ala.

Finalmente, el modelo diseñado puede ser exportado a Ansys Fluent buscando la opción *Export* de la pestaña *File* en la ventana principal, tal como se muestra en la Figura III.6.



Figura III.6. Formatos CAD de exportación.

Al seleccionar el formato de exportación IGES aparece la ventana presentada en la Figura III.7, donde se establecen las unidades del modelo. El archivo generado puede ser importado por el módulo *Design Modeler* de Ansys 18, donde se creará el dominio del fluido.



Figura III.7. Establecimiento de unidades del modelo exportado.