DISEÑO CONCEPTUAL DE UNA PLATAFORMA AERONÁUTICA PARA PRUEBAS EN VUELO DE SISTEMAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICOS DE UAVs TIPO ALA FIJA

Presentado por:

Autor: Luis Miguel Ramírez Erazo
luis.ramirez.erazo@correounivalle.edu.co

Director: Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro Ph.D.

Trabajo de grado para optar por el título de
Ingeniero Mecánico

IMPETUS INDOMITUS
Research Team in energy conversion and propulsion revolution
Escuela de Ingeniería Mecánica
Universidad del Valle

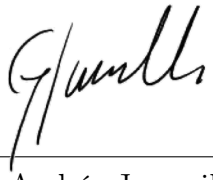
Diciembre 2024

Copyright

El autor asegura que el contenido de este proyecto es su propio desarrollo y no constituye un plagio total o parcial de otras obras.

Autor: 

Luis Miguel Ramírez Erazo

Director: 

Ph.D. Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro

Universidad del Valle

Copyright © 2024 Universidad del Valle

Agradecimientos

Ningún logro es posible trabajando en soledad.

Agradezco a mis padres, María Claudia Erazo y Herman Ramírez, quienes han sido, son y serán el pilar fundamental de mi vida y de mis logros. Su amor incondicional me ha guiado como persona y me ha brindado el mejor apoyo y las condiciones necesarias para formarme.

Agradezco a mi hermano, Juan Camilo Ramírez, quien, con sus acciones, ha sido un complemento invaluable para mis padres en mi orientación y desarrollo personal.

Mi agradecimiento especial es para el profesor Guillermo Andrés Jaramillo, cuya vocación como docente y persona excepcional me ha inspirado a amar esta profesión. Su orientación constante ha sido clave en este camino, siendo para mí un mentor académico, profesional y de vida. Sin su sabiduría, conocimiento y total disposición, no habría sido posible construir este y muchos otros proyectos que han sido esenciales para mi formación.

Agradezco a mis compañeros y colegas de la carrera, así como al equipo de investigación Impetus Indomitus, por todo el apoyo brindado a lo largo de este camino. En particular, agradezco a los ingenieros Juan Felipe Uribe, Juan Pablo Velasco y a Juan Esteban Forero, por su disponibilidad, conocimiento y respaldo constante durante la carrera y en el desarrollo de este proyecto.

Extiendo mi gratitud a mi familia por ofrecerme un entorno lleno de amor, comprensión, motivación y apoyo incondicional. En especial, agradezco a mis tías Piedad y Consuelo Ramírez, y Adriana Erazo.

Finalmente, agradezco a todas las demás personas que me han acompañado en este proceso, especialmente a mis amigos más cercanos.

Por encima de todo, agradezco a Dios por concederme la salud, las capacidades y a las personas que han estado a mi lado, permitiéndome escribir estos agradecimientos, que son el reflejo de muchas experiencias vividas en compañía.

Resumen

En este trabajo de grado se realiza el desarrollo de la fase de diseño conceptual de una plataforma aeronáutica para pruebas en vuelo de configuraciones de sistemas de propulsión eléctricos de UAV del tipo ala fija. Se inicia con el planteamiento de la metodología de diseño en donde se establecen los requerimientos y límites del diseño conceptual mediante referencias de aeronaves presentes en la literatura. Posteriormente se desarrolló la geometría de la aeronave haciendo uso de parámetros de aeronaves convencionales y de aeronaves de referencia. Una vez establecida la forma, se procede con el análisis aerodinámico y de estabilidad longitudinal estática con modelos analíticos semi-empíricos de la literatura en la condición de vuelo crucero, en donde se caracterizaron los coeficientes y fuerzas de sustentación y arrastre, la relación entre estas fuerzas y el coeficiente de momento. Finalmente, se realizaron simulaciones computacionales con el uso del programa XFLR5 para obtener las curvas aerodinámicas y de estabilidad longitudinal estática y comparar los valores respectivos al vuelo crucero con los calculados con los modelos analíticos. Los resultados revelan la necesidad de realizar pruebas experimentales y el uso de CFD para reducir los errores producto de las limitaciones de usar modelos analíticos con datos estadísticos de aeronaves convencionales y las limitaciones del programa XFLR5, para esta primera etapa de diseño, se logran resultados con tendencias que son coherentes con la física esperada para el vuelo crucero de aeronaves convencionales subsónicas.

Esta metodología de diseño conceptual permite el desarrollo de conceptos de aeronaves de forma rápida y garantiza resultados coherentes para continuar con la etapa de diseño preliminar. La plataforma aeronáutica desarrollada da inicio a un concepto de aeronave modular que permitirá versatilidad en variedad de estudios dentro del campo de diseño de aeronaves, pudiendo ser una herramienta experimental que contribuya al desarrollo tecnológico aeronáutico local.

Palabras clave: Diseño conceptual, UAV, aerodinámica, estabilidad longitudinal, propela.

Contenido

Resumen **4**

Lista de Figuras **6**

Lista de Tablas **8**

Capítulo 1: Introducción **10**
1.1. Descripción del Problema . . . 10
1.2. Revisión literaria . . . 11
1.2.1. Antecedentes . . . 12
1.2.2. Estado del Arte . . . 12
1.3. Justificación . . . 14
1.4. Objetivos . . . 15
1.4.1. Objetivo General . . . 15
1.4.2. Objetivos Específicos . . . 16
1.5. Metodología . . . 16

Capítulo 2: Marco Conceptual **18**
2.1. Definición de la fase de diseño conceptual para vehículos aéreos subsónicos . . . 18
2.1.1. Etapa de diseño conceptual . . . 19
2.2. Vehículos aéreos no tripulados (UAV) . . . 20
2.3. Ecuaciones de gobierno y régimen de vuelo . . . 20
2.3.1. La atmósfera estándar . . . 20
2.3.2. Número de Reynolds y número de Mach . . . 21
2.3.3. Condiciones de flujo para el régimen de vuelo . . . 22
2.4. Aerodinámica subsónica . . . 22
2.4.1. Fuerzas aerodinámicas . . . 23
2.4.2. Coeficientes de fuerzas aerodinámicas . . . 24
2.5. Dinámica de vuelo: Estabilidad estática de una aeronave . . . 25
2.5.1. Estabilidad longitudinal estática . . . 26
2.6. Métodos de verificación del diseño de aeronaves subsónicas . . . 26
2.7. Herramienta computacional para la verificación del diseño de aeronaves . . . 27
2.7.1. Programa de modelado geométrico y análisis aeronáutico XFLR5 . . . 27

Capítulo 3: Desarrollo de la fase de diseño conceptual de la plataforma aeronáutica **30**
3.1. Metodología de diseño conceptual . . . 30
3.2. Aeronaves referencia . . . 32
3.3. Pre-diseño . . . 33

3.3.1. Clasificación del tipo de aeronave basado en aeronaves referencia existentes . 33
3.3.2. Determinación de los tipos de pruebas en vuelo a realizar 34
3.3.3. Definición de los requerimientos y límites de operación de la plataforma aeronáutica 42
3.3.4. Definición de los alcances del diseño conceptual propuesto 43
3.4. Diseño conceptual de la plataforma aeronáutica 44
3.4.1. Esquema de diseño (Design Layout) 44
3.4.2. Análisis del diseño 66
3.4.3. Plataforma final de la etapa de diseño conceptual 74

Capítulo 4: Verificación del diseño conceptual de la plataforma aeronáutica base 75
4.1. Caracterización del rendimiento aerodinámico de la plataforma aeronáutica base . . 78
4.2. Verificación de la estabilidad longitudinal estática de la plataforma aeronáutica base 79
4.3. Visualización de las características aerodinámicas y del flujo sobre la superficie de la plataforma 80
4.4. Comparación de los resultados analíticos del análisis de diseño y de simulación . . . 82
4.5. Recomendaciones para la etapa de diseño preliminar (trabajos futuros) 82

Capítulo 5: Discusión de resultados 83

Capítulo 6: Conclusiones 85

Referencias 85

Lista de Figuras

1.1. Árbol del problema. Fuente: [Autor] 11
1.2. X-57 Maxwell. Fuente: [8] 13
1.3. Árbol de objetivos. Fuente: [Autor] 16
1.4. Diagrama de flujo de la metodología general. Fuente: [Autor]. 17
2.5. Diagrama de flujo de las etapas de diseño de aeronaves. Tomado como referencia de: [19] y [20] 18
2.6. Diagrama de la etapa de diseño conceptual. Tomado como referencia de: [19] [20] . . 19
2.7. Clasificación de UAV. Fuente: Autor. 20
2.8. Distribución de temperatura en la atmósfera estándar. Fuente: [26] 21
2.9. Origen fuerzas aerodinámicas. Tomado y modificado de [19] 23
2.10. Ejemplo de estabilidad estática positiva (A), estabilidad estática neutra (B) y estabilidad estática negativa (C). Tomado y modificado de: [27] 25
2.11. Ejemplo de curva para estabilidad longitudinal estática. Fuente: [27] 26
2.12. Diagrama del marco teórico del software XFLR5.Tomado como referencia de: [29] . 27
2.13. Solucionadores XFLR5.Fuente: [30] 28
3.14. Etapa 1: Pre-diseño Fuente: Autor. 31
3.15. Etapa 2: Primer dimensionamiento y esquema de diseño. Fuente: Autor. 31
3.16. A. Platform e-Genius Mod, Fuente: [12]. B. Stallion UAV, Fuente: [34]. C. Universidad de Southampton SPOTTER UAV, Fuente: [23] 32
3.17. A. Talon1400 UAV, Fuente: [35]. B. Coelum, Fuente: [36]. C. SHARP, Fuente: [32] . 32
3.18. Vista de sección de la unidad de sensor de la plataforma e-Genius Mod y rutas de carga. Tomado y modificado de: [12] 39
3.19. A. Mapa del campus Meléndez Universidad del Valle. B. Zona de pruebas en vuelo. Tomado y modificado de: https://www.univalle.edu.co/la-universidad/mapa-del-campus 39
3.20. Perfil de misión para sistemas de propulsión de vuelo hacia adelante. Representación en el plano. Fuente: Autor 40
3.21. Perfíl de misión para sistemas de VTOL y conversión hacia adelante. Representación en el plano. Fuente: Autor 41
3.22. CAD del boceto conceptual de la propuesta de configuración base de la plataforma aeronáutica. Fuente: Autor 44
3.23. Bocetos conceptuales de las diferentes configuraciones de sistemas de propulsión propuestas para la plataforma aeronáutica. Fuente: Autor 45
3.24. Geometría general de un ala trapezoidal de referencia. Tomado como referencia de: [19] 47
3.25. Geometría del perfil Eppler E423 tomada del software XFLR5. Fuente: Autor. . . . 53

3.26. Curvas del ala-Perfil E423, (A)Fuerza de sustentación, (B)Coeficiente de arrastre, (C)Coeficiente de momento, en función del ángulo de ataque AoA para la condición crucero. Fuente: Autor. 54
3.27. Distribución de sustentación local ($c_{local}C_l/\bar{c}$) a lo largo de la envergadura (b) del ala en condición de vuelo crucero a 0° AoA. Fuente: Autor. 54
3.28. Proyección en el plano del ala con las dimensiones de los alerones (medidas en metros). Fuente: Autor. 55
3.29. Partes que conforman el fuselaje. Fuente: Autor. 55
3.30. Boceto isométrico de la estrategia de diseño de las secciones longitudinales (A) y laterales (B) del fuselaje, dimensiones en mm. Fuente: Autor. 56
3.31. Nariz plataforma base. (A) Vista frontal, (B) Vista lateral, (C) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor. 57
3.32. Acople modularidad alas. (A) Vista frontal, (B) Isométrico, (C) Vista lateral. Medidas en mm. Fuente: Autor. 57
3.33. Acople modularidad empenaje. (A) Vista lateral, (B) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor. 58
3.34. Representación conceptual de la geometría externa del fuselaje. (A) Principales dimensiones de las secciones, (B) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor. 58
3.35. Proyección sobre el plano del estabilizador horizontal y vertical. Medidas en m. Fuente: Autor. 61
3.36. Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque del conjuto ala-cola convencional con perfil NACA0012 en el estabilizador horizontal. Fuente: Autor. 61
3.37. Diagrama conceptual de la disposición de la estructura principal de la plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor. 62
3.38. Diagrama de la ubicación del centro de gravedad de la aeronave completa (A) sin instrumentación (B) con instrumentación. Medidas en mm. Fuente: Autor. 65
3.39. Bosquejo inicial plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor. 66
3.40. (A) Distancias de referencia para las ecuaciones [45]. (B) Contribuciones de momento de cabeceo y ángulos de referencia [19]. 70
3.41. Diseño conceptual final: (A) Isométrico plataforma aeronáutica base. (B) Partes plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor. 74
4.42. Diagrama de flujo de la simulación en XFLR5. Fuente: Autor. 75
4.43. Plataforma aeronáutica base modelada en (A) XFLR5 y (B) modelo CAD. Fuente: Autor 77
4.44. Malla de paneles y las zonas que pueden generar complicaciones numéricas. Fuente: Autor 77
4.45. Polares de rendimiento aerodinámico de la simulación en XFLR5 (A) Polar de sustentación, (B) Polar de arrastre. Fuente: Autor 78
4.46. (A) Fuerza de sustentación y (B) fuerza de arrastre en función del ángulo de ataque AoA. Fuente: Autor 78
4.47. Polares de estabilidad longitudinal estática (A) Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque, (B) Coeficiente de momento en función del coeficiente de sustentación. Fuente: Autor 79
4.48. (A) Distribución del coeficiente de presión. (B) Distribución de sustentación. (C) Distribución de arrastre inducido.(D) Distribución de arrastre viscoso. Fuente: Autor 81
4.49. (A) Visualización del flujo desde vista frontal (vórtices de punta del ala y estabilizador horizontal) (B) Visualización del flujo desde vista isométrica. Fuente: Autor . 81

Lista de Tablas

3.1. Características geométricas del ala 51
3.2. Características de posicionamiento del ala en la aeronave 51
3.3. Parámetros de rendimiento del ala 51
3.4. Parámetros comparativos de primer, segundo y tercer orden de los perfiles-ala seleccionados. 52
3.5. Puntuación para la selección del perfil aerodinámico 53
3.6. Características geométricas estabilizador horizontal y vertical. 60
3.7. CARCASA: Propuesta de materiales, parámetros de impresión 3D y masa en gramos estimada para cada parte de la plataforma aeronáutica base. 64
3.8. ESTRUCTURA: Propuesta de material, dimensiones en mm y masa en gramos de la estructura principal de la plataforma aeronáutica base. 64
3.9. AVIÓNICA DE CONTROL: Propuesta de instrumentos de control, dimensiones en mm y masa en gramos promediada para cada instrumento de control de la plataforma aeronáutica base. 64
3.10. Características generales de la plataforma base. 74
4.11. Análisis de independencia de la malla de paneles. 76
4.12. Comparación de resultados analíticos con resultados de simulación en XFLR5. . . . 82

Capítulo 1: Introducción

Este proyecto presenta el desarrollo de la fase de diseño conceptual, la caracterización del rendimiento aerodinámico por medio de curvas polares de sustentación y arrastre y la verificación de la estabilidad longitudinal estática de una propuesta de plataforma aeronáutica modular de baja velocidad (inferior a 30 m/s) que tiene como propósito realizar pruebas en vuelo de diferentes configuraciones de sistemas de propulsión eléctricos de propelas para vehículos aéreos del tipo ala fija ya sea de aeronaves tripuladas, permitiendo realizar pruebas en vuelo a subescala y aeronaves no tripuladas. Esta propuesta per se es un vehículo aéreo no tripulado (Unmanned aerial vehicle UAV, por sus siglas en inglés).

La metodología de diseño conceptual que se propuso se limita al desarrollo de un concepto de aeronave convencional en donde se especificó la forma, tamaño, peso y rendimiento de la aeronave (aerodinámico y de estabilidad longitudinal estática) en la fase de vuelo crucero, sin los análisis estructurales ni de sistemas de control los cuales son propios de las siguientes etapas de diseño, pero realizando suposiciones y propuestas cualitativas que sirvan de aproximación, ya que todas las fases de diseño están interconectadas [1].

Con este proyecto se da un paso para el diseño de diferentes plataformas aéreas experimentales al establecer una metodología y verificación de diseño replicable localmente, además de proporcionar el concepto de un instrumento experimental para la investigación en el campo de la propulsión eléctrica por medio de propelas.

1.1. Descripción del Problema

En las últimas décadas, los UAVs han ganado protagonismo en la industria aeronáutica por su autonomía, versatilidad, menor costo de operación y mayor seguridad, siendo una respuesta a algunas limitaciones de la aviación convencional [2]. Localmente, su uso se enfoca en actividades agrícolas, topográficas, de seguridad y medio ambiente, y promoverían el crecimiento de industrias locales al facilitar estas actividades. Su adquisición suele depender de tecnología extranjera debido a la limitación de recursos económicos, tecnológicos y humanos. Para fomentar el desarrollo tecnológico local y evitar esta dependencia, es crucial construir UAVs de bajo costo, lo que requiere desarrollar metodologías de diseño, construcción y certificación, esto requiere de pruebas en vuelo para recopilar datos sobre los parámetros relacionados con el rendimiento de la aeronave y componentes o sistemas específicos en desarrollo.

Con esta necesidad identificada, se planteó como problemática global la falta de instrumentos experimentales para realizar pruebas en vuelo, y dado que los sistemas de propulsión son el eje central en el desarrollo aeronáutico, con una relación directa entre el diseño de aeronaves y la

evolución de sus motores [3], se propuso como primer enfoque el desarrollo de un prototipo de instrumento experimental con un nivel de maduración tecnológica superior a TLR4 (escala technology readiness level de la NASA), lo suficientemente versátil para abarcar un amplio rango de estudios sobre sistemas de propulsión eléctricos de propelas, que son los más utilizados en UAVs, para desarrollar nuevas propuestas que mejoren la eficiencia en vuelo de los vehículos aéreos, lo que repercute en la mejora de su operabilidad y se traduce en misiones de mayor alcance.

Actualmente, no hay registros con trazabilidad académica de propuestas locales para el diseño de este tipo de plataforma aeronáutica, por lo que es necesario abordar en diferentes etapas el objetivo de lograr el nivel tecnológico mencionado. Desde este proyecto se abordó como problemática específica el dar este primer paso para la consecución de una plataforma aeronáutica para pruebas en vuelo que contribuya al desarrollo e investigación local de sistemas de propulsión eléctricos de propelas, planteando así la pregunta principal del problema:

¿Cómo contribuir a la consecución de una plataforma para pruebas en vuelo de sistemas de propulsión eléctricos de UAVs de ala fija?

En la figura 1.1 se muestra el árbol del problema del proyecto cuya problemática se encuentra en el centro, las causas de esta problemática en la parte inferior y los efectos directos en la parte superior.

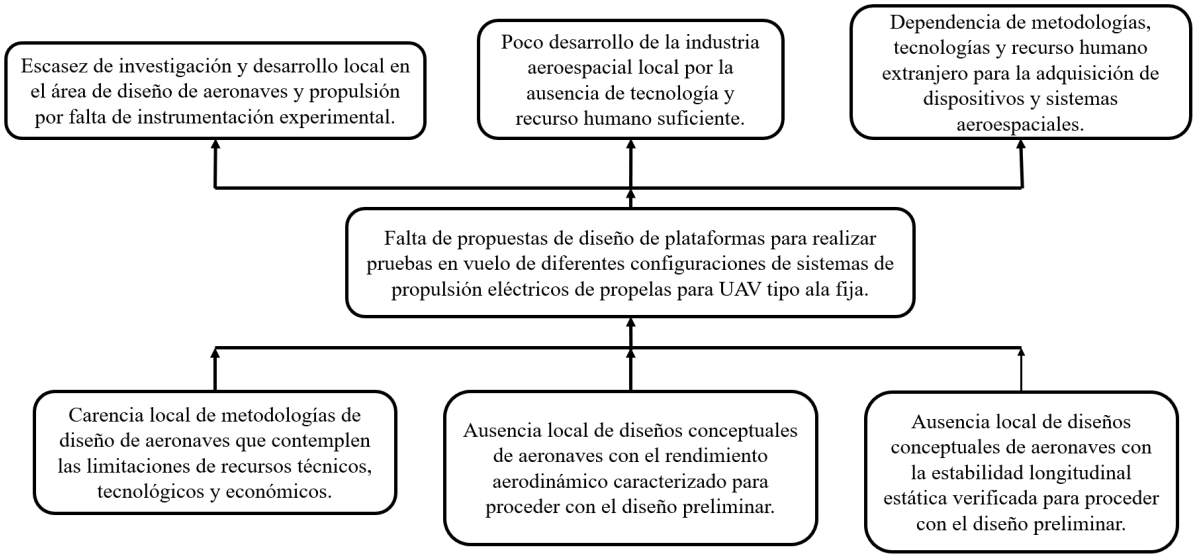


Figura 1.1: Árbol del problema. Fuente: [Autor]

1.2. Revisión literaria

Este proyecto se centra en el diseño conceptual de un UAV con fines investigativos. En esta sección se presentan los antecedentes los cuales se enfocan en el desarrollo de los UAVs en la historia reciente para comprender su impacto y potencial como instrumentos experimentales, además de su uso como plataformas para realizar pruebas en vuelo. El estado del arte se enfoca en el desarrollo y uso de plataformas aeronáuticas para diferentes tipos de pruebas en vuelo haciendo énfasis en pruebas en vuelo de propulsión.

1.2.1. Antecedentes

El resumen sobre la historia y uso de los UAVs se basa en las referencias [2] y [4]. Entre 1910 y 1950, el desarrollo de los UAVs fue impulsado por la Primera y Segunda Guerra Mundial donde inicialmente se usaron como artefactos explosivos. Su aparición como máquinas voladoras más pesadas que el aire se dió durante la Primera Guerra, estas tenían problemas de estabilidad y dificultades para ser lanzadas y recuperadas. En la posguerra, su desarrollo se enfocó en el control remoto, lo que permitió su uso en la Segunda Guerra para transportar armas y bombas. Entre 1950 y 1990, los UAVs ganaron relevancia por su versatilidad, destacando como sistemas ISR (Inteligencia, Vigilancia y Reconocimiento). Con la llegada de microprocesadores y tecnologías digitales se mejoró la transmisión de datos en vivo y se abarataron costos, permitiendo nuevas aplicaciones, sentando las bases de los UAVs actuales. Desde la década de 1990, el enfoque principal ha sido la recopilación de información con un uso predominantemente militar. Actualmente proporcionan ISR en tiempo real y su investigación ha crecido exponencialmente desde 2010 impulsando su desarrollo global en diversas actividades.

El uso de aeronaves convencionales modificadas e instrumentadas para realizar pruebas en vuelo para diferentes estudios toma relevancia desde la década de 1980. Múltiples aeronaves han desarrollado la misión de ser plataformas para pruebas en vuelo y en específico para pruebas de sistemas de propulsión. En 1987 se realizan pruebas de demostración del sistema de propulsión PW-Allison 578-DX Propfan desarrollado por Pratt & Whitney, Allison y Hamilton Standard con la aeronave McDonnell Douglas MU80, se evaluaron los efectos de instalación del propfan para servicio comercial [5]. Para el año 2000, se tenían múltiples aeronaves modificadas e instrumentadas para pruebas en vuelo de propulsión de motores General Electric, dentro de estas aeronaves destacan: Saberliner 75A/80 (programa de certificación), Grumman G1, Boeing 707, Airbus A300, Boeing 727, MD-80, Lear 24 y el Boeing 747-100 que desde 1994 protagonizó las pruebas de motores comerciales de General Electric como el GE90, CFM56-7, CF34-8C y toda la familia de estos incluyendo derivados, mejoras de productos y nuevos desarrollos de motores dentro de un amplio rango de pruebas [6].

1.2.2. Estado del Arte

Los antecedentes muestran que el desarrollo de los UAVs fue impulsado por necesidades de cada época, principalmente en aplicaciones militares, y que nuevas tecnologías fomentaron su uso en diversas áreas. También se destacó el uso de aeronaves como instrumentos experimentales para pruebas en vuelo en sistemas de propulsión. A continuación se presenta el estado del arte.

1. Uso de plataformas para pruebas en vuelo de sistemas de propulsión

En 1998, un comité técnico de aeronáutica de la NASA en Langley recomendó realizar estudios que consideraran tecnologías de interacción e integración sinérgica entre la estructura y el sistema de propulsión de la aeronave para evaluar aumentos en la eficiencia aerodinámica/propulsiva [7], conforme a esto y al esfuerzo por el vuelo electrificado, se promovió la construcción de plataformas demostradoras y de pruebas en vuelo para certificación de tecnologías de propulsión eléctrica. En 2017, la NASA construyó el X-57 Maxwell (figura 1.2), el primer X-plane (aeronave en desarrollo) eléctrico tripulado de la NASA, el cual es un demostrador de tecnologías de propulsión eléctricas con dos propulsores principales JM-X57 en las puntas del ala y doce motores con hélice a lo largo de

la envergadura [8]. EXTRA Aircraft y Siemens AG también desarrolló una plataforma de pruebas en vuelo para sistemas de propulsión eléctricos, el EXTRA 330 LE (2017) basada en la aeronave EXTRA 330 LX (EA 300 LC). Es un demostrador para aplicaciones alimentadas eléctricamente y se utiliza principalmente para pruebas de vuelo de desarrollo e investigación [9].



Figura 1.2: X-57 Maxwell. Fuente: [8]

El X-59 Quiet Supersonic Aircraft (2024), desarrollado por la NASA y Lockheed Martin, es el X-Plane más reciente y se utilizará en la misión Quesst para estudiar la reducción de explosiones sónicas con el objetivo de levantar la prohibición del vuelo supersónico sobre tierra y acercar la aviación comercial a esta velocidad. El primer vuelo está previsto para 2024, y la misión se extenderá hasta 2027 (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-lockheed-martin-reveal-x-59-quiet-supersonic-aircraft/).

2. Diseño y verificación de diseño de UAVs como plataformas de pruebas y/o investigación de diferentes campos de estudio

El concepto de pruebas en vuelo ha escalado hasta los UAVs. Actualmente, se realizan pruebas en vuelo con UAVs tanto para desarrollo de tecnologías para el vuelo no tripulado, como para el vuelo tripulado por medio de plataformas escaladas, a esta aplicación se le denomina SFT (Sub-Scale Flight Test) por sus siglas en inglés.

En 2004 se propuso un concepto de aeronave modular no tripulada para modelado aerodinámico y control de vuelo, el cual modificaba características geométricas del ala y cola para cambiar la posición del centro aerodinámico en vuelo. El objetivo era investigar la morfología en UAV para múltiples misiones. Se realizaron pruebas en túnel de viento en Virginia Tech para analizar las características aerodinámicas y evaluar la utilidad de contar con un UAV con capacidad de múltiples configuraciones [10].En 2015, se desarrolló un algoritmo para estimar coeficientes de empuje y potencia en vuelo de sistemas de propulsión hélice-motor, este fue evaluado en simulaciones y en vuelo por medio de una plataforma, el KSU, una aeronave de ala fija con hélice tractora de motor de combustión interna. El algoritmo permite identificar parámetros del motor y detectar fallos durante operaciones reales en vuelo [11].

En 2021, el Instituto de Diseño de Aeronaves (IFB) en la Universidad de Stuttgart desarrolló la plataforma de prueba e-Genius Mod modelada a escala del 33.3 % de la aeronave eléctrica e-Genius. Esta plataforma estudia la propulsión eléctrica distribuida mediante un sistema de medición de empuje de la hélice en vuelo. La plataforma se usa para demostración de nuevas tecnologías para futuros diseños de escalamiento con el fin de demostrar tecnologías por encima de TLR6. Al ser modular, se pueden estudiar diferentes configuraciones de sistemas de propulsión distribuida [12]. El enfoque de pruebas en vuelo a subescala crece desde 2005 debido al crecimiento exponencial del desarrollo de UAVs encontrando la oportunidad de usar estas aeronaves para realizar pruebas en vuelo más barato y seguras. SFT puede ser usado en pruebas demostradoras, fenomenológicas

y de simulación. Algunos ejemplos de UAVs usados para SFT dentro del campo de la propulsión son: DUUC (2016) Estudio de viabilidad de empenaje propulsor, Super-STOL (2019), plataforma de pruebas para determinar el efecto del diseño de la hélice, ala y flap en el coeficiente de sustentación máximo; DEP STOL (2020) estudio de viabilidad del concepto para explorar el efecto de acoplamiento aero-propulsor en aeronaves de propulsión eléctrica distribuida [13].

En 2023, se realizaron pruebas con cinco UAVs Airbus DT-25, controlados por un avión cisterna A310 MRTT para simular reabastecimiento de combustible utilizando navegación relativa e inteligencia artificial. Esta investigación representa un avance en el reabastecimiento autónomo de aeronaves tripuladas mediante UAVs. (www.airbus.com/en/newsroom/stories/2023-11-aerial-refuelling-without-human-intervention).

El estado del arte mostró que desarrollar un instrumento experimental para pruebas en vuelo es crucial para avanzar en la tecnología aeronáutica, tanto tripulada como no tripulada. También resaltó la creciente tendencia de investigar la propulsión eléctrica, por ello, crear una plataforma aeronáutica para evaluar diferentes configuraciones de sistemas de propulsión eléctricos es una necesidad alineada con los esfuerzos de investigación global.

1.3. Justificación

El desarrollo de UAVs es globalmente significativo, y las pruebas en vuelo son cruciales para investigar nuevos conceptos y sistemas, tanto en vuelo no tripulado como tripulado. La justificación del proyecto se basa en responder la pregunta: ¿Por qué es importante desarrollar localmente una plataforma para pruebas en vuelo de sistemas de propulsión eléctricos para UAVs de ala fija? Las respuestas están implícitas en las siguientes justificaciones de la literatura.

Las pruebas en vuelo son claves en el desarrollo de todo tipo de tecnologías aeronáuticas, algunas razones para su realización son: Recopilar datos que garanticen la seguridad de tecnologías en desarrollo [6], realizar pruebas en condiciones de operación con variables que permiten respuestas reales y datos representativos, lo cual es vital en sistemas de propulsión [14]; son pruebas más baratas que el uso del túnel de viento y más adecuadas para aeronaves de ala fija, además de requerirse actualmente estudios de propulsión eléctrica en vuelo [15]. La determinación experimental de parámetros de rendimiento hélice-motor es un área muy nueva aplicada a UAVs y la literatura carece de contribuciones amplias, por lo que se presenta la oportunidad de incurrir en este desarrollo del estado del Arte [11].

Existe un esfuerzo internacional en el desarrollo de la aviación eléctrica, y una respuesta ha sido el uso de UAVs para implementar y estudiar estos sistemas. Algunos motivos para este enfoque son: Un transporte más limpio requiere aeronaves completamente eléctricas e híbridas, pero la tecnología actual y emergente de baterías no respalda el desarrollo de nuevas aeronaves sin la reducción del rendimiento de vuelo por lo que se requiere investigación para optimizar y probar nuevos sistemas [16].Las preocupaciones ambientales y el aumento en los costos de combustible en los últimos años han motivado una mayor investigación en vehículos eléctricos. La aplicación práctica de propulsión eléctrica se verá primero en aeronaves pequeñas y UAVs [7].

Si bien el desarrollo de UAVs se remonta a los inicios de la aviación, apenas desde el 2016 se

han publicado el 80 % de las patentes identificadas por AUVSI (Association for Uncrewed Vehicle Systems International) lo que representa un crecimiento exponencial y marca la tendencia de esta industria en las próximas décadas. Europa es líder en desarrollo con 744 patentes seguido por Norteamérica con 673, Asia con 638 y por último, Sudamérica con 52 con Brasil como actor principal [17]. Estos datos revelan el interés de desarrollo de estos dispositivos a nivel internacional, dejando en evidencia la poca participación local comparado con otras regiones, justificando así desde el marco internacional la importancia del desarrollo de esta tecnología.

A nivel local, existen intenciones gubernamentales por desarrollar la industria aeronáutica, enfocándose en los intereses principales de la nación que radican en la conectividad, carga y transporte. La Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (UAEAC) como autoridad aeronáutica de la República de Colombia en cumplimiento de su misión, se ha venido desempeñando a través de la aplicación de los objetivos y compromisos trazados en los diferentes planes de desarrollo (PND), Planes Estratégicos Sectoriales y Planes Estratégicos Institucionales (PEI) consolidando como plan estatal el "PLAN ESTRATÉGICO AERONÁUTICO 2030 AERONÁUTICA CIVIL". El objetivo de esta estrategia es proveer de piezas, partes y componentes aeronáuticos certificados, ser productores de aeronaves livianas (ALS) y no tripuladas (UAS-RPAS) [18].

Este proyecto se justifica académicamente al tener como enfoque principal impulsar el desarrollo tecnológico en el sector aeronáutico, enfocándose específicamente en el sector académico de UAVs proponiendo la creación de una herramienta para uso investigativo en el área de propulsión eléctrica. Con esta y otras propuestas que se están desarrollando desde el equipo de investigación IMPETUS INDOMITUS de la Universidad del Valle, se quieren establecer metodologías para la construcción de instrumentos experimentales como un primer paso para la creación de laboratorios que resulten en desarrollo tecnológico mediante resultados experimentales. Actualmente, el desarrollo aeronáutico en la universidad se ve limitado por la carencia de un túnel de viento que opere a diferentes condiciones y que tenga un tamaño considerable, es por esto que una plataforma para pruebas en vuelo se convierte en una herramienta clave complementaria al ser de menor costo. Con esta ruta de trabajo se forma parte desde la academia para que la industria local, grupos de investigación y programas académicos de otras universidades encuentren motivación en consolidar los objetivos propuestos por el gobierno nacional y se puedan proponer metodologías que den soluciones de bajo costo, de esta manera, se busca que todos puedan ser partícipes en la labor de construir país desde la ciencia e ingeniería. El enfoque del proyecto es establecer una metodología propia que permita la transferencia de tecnología ya existente en otros países haciendo uso de los recursos disponibles.

1.4. Objetivos

En esta sección se presenta el objetivo general, los objetivos específicos y el árbol de objetivos de este proyecto.

1.4.1. Objetivo General

Desarrollar una propuesta de una plataforma aeronáutica modular para pruebas en vuelo de diferentes configuraciones de sistemas de propulsión eléctricos de propelas para UAVs de ala fija a baja velocidad que cumpla con la etapa de diseño conceptual.

1.4.2. Objetivos Específicos

1. Definir los requerimientos y alcances de la etapa de diseño conceptual para una propuesta de plataforma aeronáutica.

2. Caracterizar el rendimiento aerodinámico de la propuesta base de la plataforma mediante el uso de herramientas computacionales o pruebas experimentales.

3. Verificar la estabilidad longitudinal estática de la plataforma base mediante el uso de herramientas computacionales.

La figura 1.3, presenta el árbol de objetivos el cual es la respuesta de solución al árbol del problema. Las causas del problema se responden como solución con los objetivos específicos y se encuentran en la base del árbol. En el centro se visualiza el objetivo general, el cual responde como solución al problema central. Por último, en la parte superior se visualizan los resultados esperados con la consecución de los objetivos planteados.

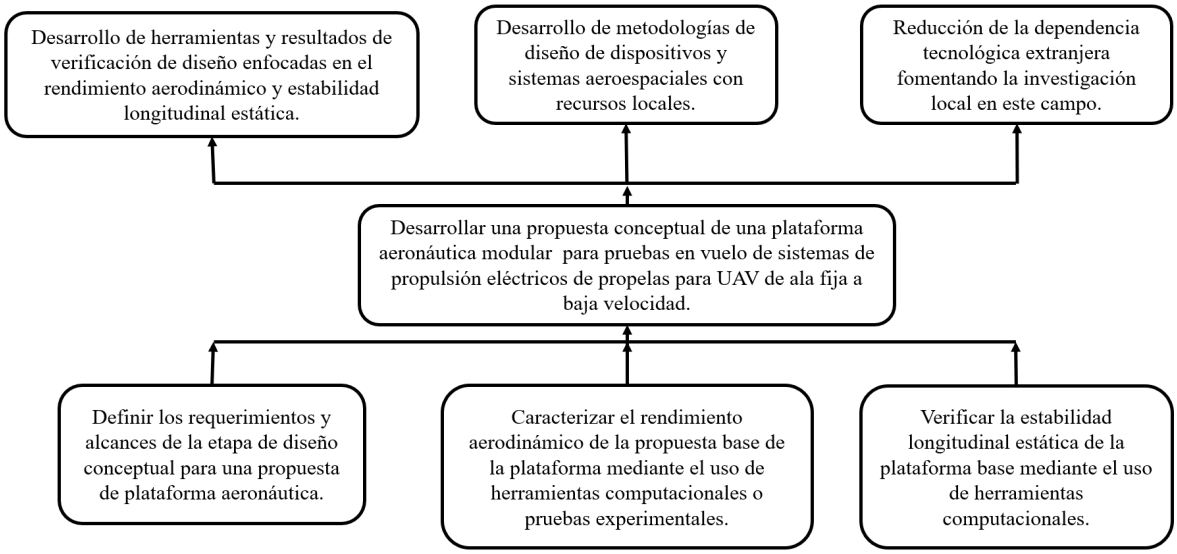


Figura 1.3: Árbol de objetivos. Fuente: [Autor]

1.5. Metodología

Este proyecto consta de dos ejes principales, el diseño conceptual de la plataforma aeronáutica y la verificación del diseño mediante la caracterización del rendimiento aerodinámico y la estabilidad longitudinal estática. A continuación se presenta la metodología general de este proyecto (figura 1.4). Los pasos específicos se desarrollaron en cada capítulo respectivo.

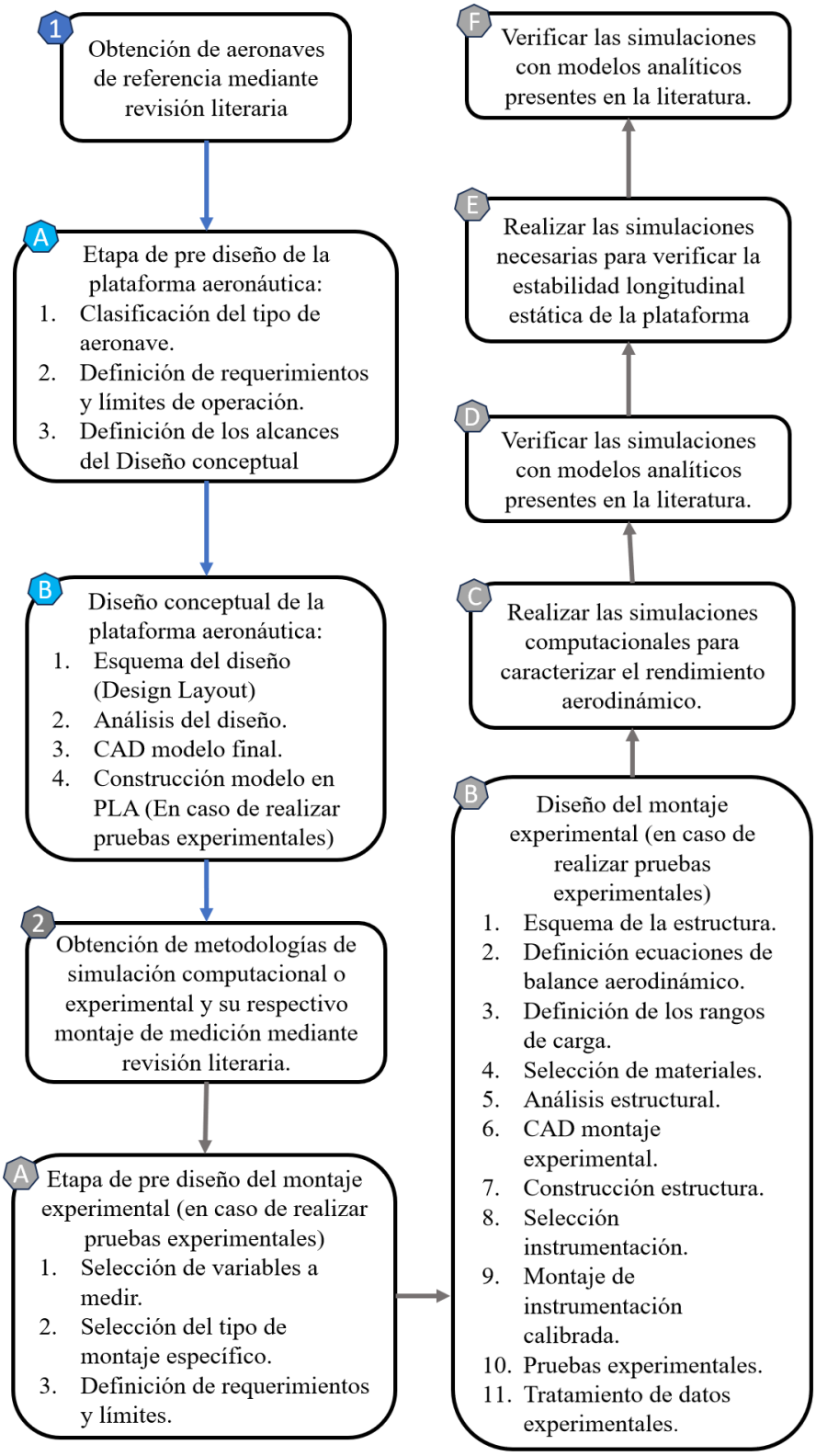


Figura 1.4: Diagrama de flujo de la metodología general. Fuente: [Autor].

Capítulo 2: Marco Conceptual

En este capítulo se presentan los conceptos generales que convergen en el desarrollo de este proyecto.

2.1. Definición de la fase de diseño conceptual para vehículos aéreos subsónicos

Esta sección presenta de forma conceptual un resumen general del proceso de diseño completo para vehículos aéreos. Se basa en la recopilación de diferentes metodologías de diseño de las referencias [1], [19], [20], [21], [22], [23]. El diseño de aeronaves es un proceso ingenieril de optimización no líneal multidisciplinario orientado a crear máquinas voladoras con fines específicos, considerando diversas restricciones legales, económicas, tecnológicas y aerodinámicas [16]. Este proceso busca definir la geometría, rendimiento, peso y costo de la aeronave en función de sus requisitos y limitaciones. Es una tarea creativa sin un método absoluto ni un inicio normativo, donde la habilidad y experiencia del diseñador son clave para lograr un buen resultado.

Las etapas principales comunes de diseño son: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. Para el diseño de aeronaves, estas etapas se relacionan entre sí mediante diferentes evaluaciones y revisiones realizadas de forma estratégica entre las actividades que se consideren finalizadoras de cada etapa, si no se cumple con los requerimientos de la etapa se entra en un proceso iterativo hasta cumplirlos y así avanzar a la siguiente fase. A medida que el proceso se acerca a la certificación del producto, las evaluaciones y revisiones se vuelven más rigurosas.

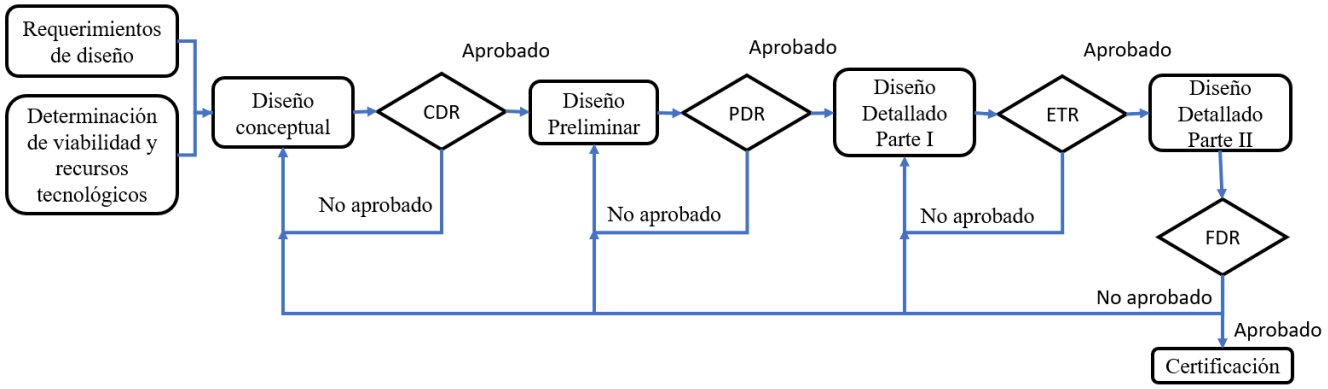


Figura 2.5: Diagrama de flujo de las etapas de diseño de aeronaves. Tomado como referencia de: [19] y [20]

El diseño inicia con los requisitos del cliente, con estos se establecen los requerimientos de diseño. Se procede con el diseño conceptual, donde se propone un concepto de aeronave factible sin mucho detalle y se realiza la revisión del mismo (CDR). En la etapa de diseño preliminar, se aplica mayor rigurosidad ingenieril, transformando el concepto en un prospecto de aeronave real, congelando el diseño sin permitir más cambios, una vez finalizado, se procede con su revisión (PDR). En la fase de diseño detallado, la aeronave toma su forma final con el diseño de todas sus partes y sistemas, incluyendo el proceso de fabricación. La etapa final implica rigurosas pruebas, incluidas las pruebas en vuelo, seguidas de la certificación antes de la entrega al cliente. Esta etapa puede dividirse en dos partes separadas por dos revisiones (ETR) que es la evaluación y revisión de pruebas, y (FDR) que es la revisión final de diseño.

2.1.1. Etapa de diseño conceptual

Esta es una etapa de variedad de análisis y cálculos preliminares generales que incluye numerosas estimaciones basadas en estadísticas de aeronaves existentes. El objetivo principal es proponer un modelo de aeronave que cumpla con los requerimientos de diseño, este modelo debe especificar forma, tamaño, peso y la configuración de los componentes y partes principales de la aeronave, así como sus características de rendimiento de vuelo. Los principales entregables al finalizar esta etapa son: Perfil de misión, planos conceptuales en donde se define la geometría del fuselaje, alas, cola y otros elementos, la localización de los componentes principales como motores e instrumentos de vuelo, un primer estimado del peso. En esta etapa, la interacción entre los componentes es más importante que la geometría exacta de alguna parte en específico por lo que el concepto general de la aeronave es el objetivo principal. En la figura 2.6 se muestra un ejemplo de las fases que componen una etapa de diseño conceptual convencional.

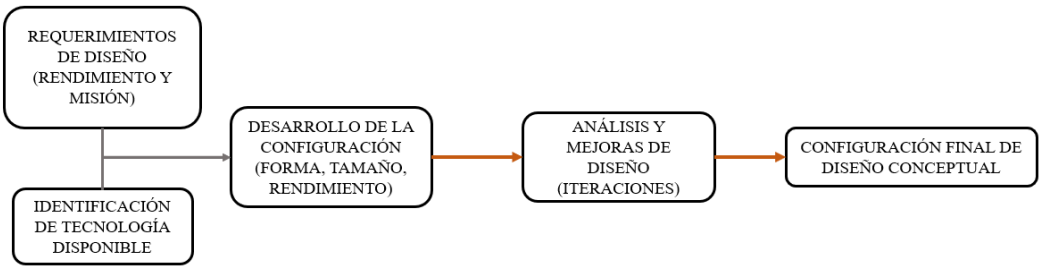


Figura 2.6: Diagrama de la etapa de diseño conceptual. Tomado como referencia de: [19] [20]

El proceso comienza con la definición de los requerimientos de rendimiento y misión, incluyendo parámetros como carga útil, rango, velocidad de operación y tecnología disponible. Luego, se desarrolla un bosquejo conceptual aproximado de la aeronave, este se puede realizar mediante un análisis de aeronaves similares de referencia. Posterior a esto, se realizan los dimensionamientos primarios de sus principales componentes (alas, cola, fuselaje, motores, etc.) Se crea un esquema de diseño inicial en 3D, detallando la interacción de los componentes internos y externos. Se realizan estimaciones aerodinámicas, de peso, propulsión, estabilidad y mecánica de vuelo, iterando el diseño para optimizarlo en términos de peso y costo. El diseño conceptual finaliza con la configuración de la aeronave que cumpla los pasos anteriores, y a la cual se le verifica mediante la construcción de las curvas características de rendimiento, ya sea por medio de pruebas experimentales tempranas en túnel de viento o por medio del uso de simulaciones computacionales.

2.2. Vehículos aéreos no tripulados (UAV)

El término más común para este tipo de aeronaves es UAV (Unmanned or Uninhabited Air Vehicle). Unmanned indica que no hay personas a bordo, aunque generalmente hay un operador a distancia. Sin embargo, algunos UAVs son completamente autónomos y ejecutan misiones previamente programadas sin intervención externa. El diseño de UAVs es similar al de cualquier aeronave, pero con consideraciones especiales según la misión. Se pueden reducir márgenes de redundancia, confiabilidad y resistencia estructural debido a la ausencia de tripulantes, pero es crucial garantizar su correcto funcionamiento para proteger a las personas en tierra, ya que un UAV que no puede volar sobre áreas habitadas tiene poca utilidad [19].

Los tipos de clasificación de los UAV se visualizan en la figura 2.7 y son tomados de las referencias [17], [24] y [25]. Las clasificaciones se realizan para legislar su uso en cada territorio en donde se realicen operaciones. En la clasificación de despegue y aterrizaje, VTOL (Vertical takeoff and landing) y HTOL (Horizontal takeoff and landing) hacen referencia a despegue y aterrizaje vertical u horizontal respectivamente.

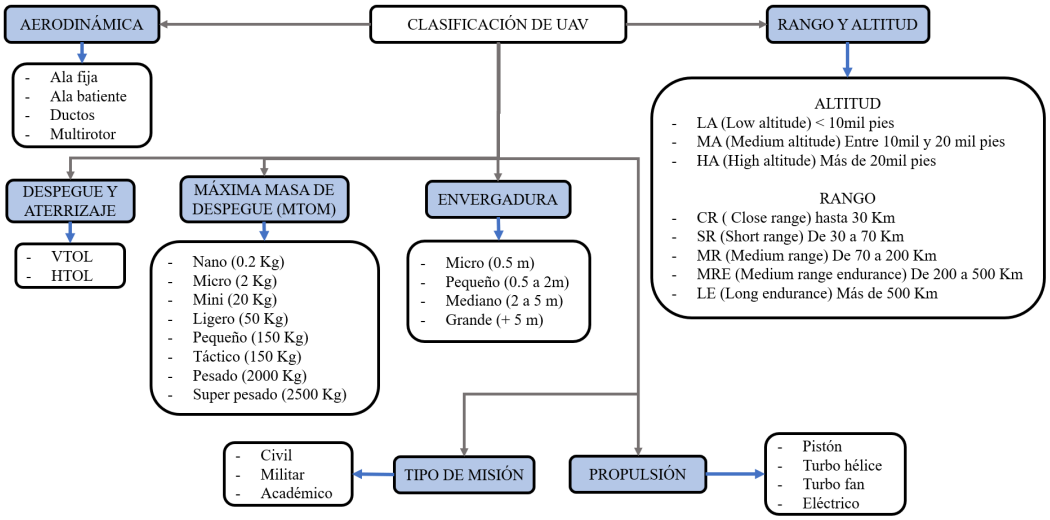


Figura 2.7: Clasificación de UAV. Fuente: Autor.

2.3. Ecuaciones de gobierno y régimen de vuelo

Para el diseño de aeronaves es necesario establecer el régimen de vuelo en donde la aeronave a diseñar efectuará sus operaciones, pues esta es la base de las herramientas analíticas que se usarán. Los conceptos que se presentan son tomados de la referencia [26].

2.3.1. La atmósfera estándar

Para el diseño de cualquier vehículo aeroespacial, las propiedades atmosféricas deben ser tenidas en cuenta, para el caso de este proyecto, se usó el modelo de atmósfera estándar el cual es un modelo de referencia común en donde se dan valores medios de presión, temperatura, densidad y otras propiedades como función de la altitud. El modelo usado es el Air Research and Development Command model atmosphere 1959 (ARDC por sus siglas en inglés) de la Air Force research

laboratory de los Estados Unidos. La figura 2.8 muestra la distribución de temperatura en función de la altitud para el modelo de atmósfera estándar. Se visualizan líneas isotermas (verticales) y líneas inclinadas (regiones de gradientes).

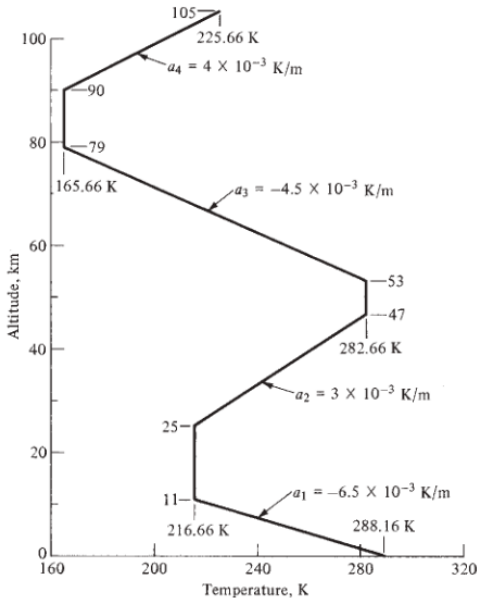


Figura 2.8: Distribución de temperatura en la atmósfera estándar. Fuente: [26]

Para las isotermas, el cambio de la densidad y la presión se obtienen del tratamiento matemático de la ecuación de la hidrostática y la ecuación de estado obteniendo así las expresiones de cambio de presión y densidad en función de la altitud.

Para las líneas de gradiente, el cambio de la densidad y presión se obtiene de la relación encontrada entre el cambio de temperatura en función de la altitud, el cual es lineal, y mediante tratamiento matemático de la ecuación de la hidrostática y la ecuación de estado se obtiene el cambio de temperatura y densidad en función de la altitud y de presión en función de la temperatura.

2.3.2. Número de Reynolds y número de Mach

El número de Reynolds Re_l, es una cantidad adimensional que se emplea para describir el comportamiento de un fluido en movimiento. Su valor junto con otras condiciones determina si el flujo es laminar o turbulento sobre una región. El número de Reynolds está dado por la siguiente ecuación:

$$R_{e_l} = \frac{\rho V l}{\mu} \tag{2.1}$$

En donde ρ, V, μ son la densidad, velocidad y viscosidad dinámica del fluido respectivamente y l es la longitud característica por la cual el fluido viaja en una superficie.

El número Mach M, es una medida de velocidad relativa entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido en el medio en que se mueve dicho objeto. Su relación con la compresibilidad

de un gas es de gran importancia para caracterizar el régimen de vuelo de una aeronave, cuando este número es menor de 0,3 se considera flujo incompresible, siendo esta una simplificación para los cálculos aerodinámicos.

$$M = \frac{V}{a} \tag{2.2}$$

V es la velocidad del objeto y a la velocidad del sonido en el medio circundante al objeto.

2.3.3. Condiciones de flujo para el régimen de vuelo

Los flujos aerodinámicos se pueden dividir en dos tipos: Viscoso y no viscoso. Para este proyecto se realizaron suposiciones y se usaron herramientas de ambos tipos de flujos. En ambas situaciones, se tiene como postulado común la conservación de masa, la cual está representada por la ecuación de continuidad. Para el propósito de este proyecto, se hace uso de las suposiciones de estado estacionario y de flujo incompresible debido a que la velocidad de vuelo de la plataforma aeronáutica no superará Mach 0.3. La ecuación de gobierno correspondiente a la continuidad se presenta a continuación:

$$\nabla \cdot \vec{U} = 0 \tag{2.3}$$

La ecuación de continuidad no da información acerca de las fuerzas que actúan sobre el flujo, tales como las fuerzas de superficie y las fuerzas de cuerpo. De forma general, para un flujo incompresible, la expresión que relaciona estas fuerzas es la ecuación del balance de momentum, la cual se deduce de la segunda ley de Newton:

$$\rho\left(\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \vec{U} \cdot \nabla \vec{U}\right) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{U} + \rho \vec{g} \tag{2.4}$$

En donde ρ es la densidad de masa del fluido, $\vec{U}$ es el campo de velocidades del flujo, p es la presión, μ es la viscosidad dinámica del fluido y $\vec{g}$ es el campo gravitacional.

Por medio de las simplificaciones de estado estacionario, flujo no viscoso y despreciar la contribución de la fuerza gravitatoria, se obtiene la ecuación de Bernoulli, la cual se puede tratar para flujo compresible e incompresible. Esta ecuación relaciona propiedades del flujo entre diferentes puntos a lo largo de una misma línea de corriente.

$$p_2 + \rho_2 \frac{V_2^2}{2} = p_1 + \rho_1 \frac{V_1^2}{2} \tag{2.5}$$

Debido a que no se consideran efectos de compresibilidad, ni fenómenos de transferencia de calor significativos, la ecuación de la energía no se menciona para este proyecto.

2.4. Aerodinámica subsónica

Esta sección se basa en las referencias [19] y [26], centradas en conceptos aerodinámicos aplicados al diseño de aeronaves.

2.4.1. Fuerzas aerodinámicas

El movimiento de la aeronave a través de la masa de aire genera dos tipos de fuerzas, las fuerzas de corte y las fuerzas de presión, las cuales originan la carga aerodinámica que experimenta la aeronave. Las fuerzas aerodinámicas son la sustentación (lift) y el arrastre (drag) y son el resultado de la combinación de fuerzas de presión y cortantes. En la figura 2.9 se visualiza a la izquierda el origen de las fuerzas por cortante y a la derecha las presiones con respecto a la presión del aire ambiente, las flechas que apuntan hacia afuera representan presiones por debajo de la presión ambiental.

A medida que la aeronave se mueve hacia adelante, las moléculas de aire se deslizan sobre su superficie, pero las más cercanas se quedan pegadas a esta por condición de no deslizamiento. Estas moléculas se mueven junto a la aeronave y generan cortante (shear) con las moléculas más alejadas. La viscosidad es la tendencia a resistir la deformación por cortante y es la responsable de arrastrar la masa de aire adicional cercana a la superficie de la aeronave cuando esta se mueve. Si las moléculas se deslizan de forma ordenada, el flujo sobre la superficie es laminar, si se deslizan desordenadamente, el flujo es turbulento, lo cual genera una capa límite de mayor espesor, indicando más arrastre de moléculas de aire sobre la aeronave. Las moléculas de aire también son empujadas hacia afuera, causando variaciones en sus velocidades relativas alrededor de la aeronave, ralentizándose y acelerándose en diferentes zonas incluso por encima de la velocidad de flujo libre, esto genera variaciones de presión alrededor, empujando la superficie de la aeronave. Por Bernoulli (ecuación 2.5), la presión total (suma de presión dinámica más estática) permanece constante a lo largo de una línea de corriente subsónica lo que significa que si la velocidad local del flujo aumenta, la presión dinámica local aumenta y la presión estática local disminuye y viceversa al disminuir la velocidad local del flujo. Este fenómeno es relevante para producir fuerza de sustentación, la cual se produce al forzar mayor velocidad del flujo en la superficie superior del ala en comparación con la superficie inferior, generando una diferencia de presiones que resulta en una fuerza neta de elevación.

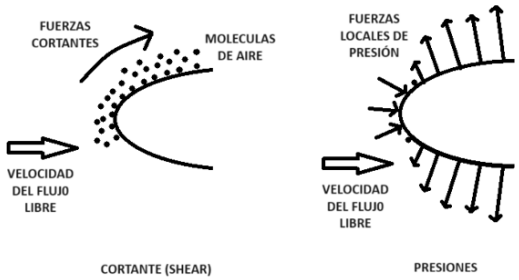


Figura 2.9: Origen fuerzas aerodinámicas. Tomado y modificado de [19]

1. Fuerza de arrastre (drag): La fuerza de arrastre es paralela a la dirección de la velocidad de flujo libre, muchas veces referenciada como dirección de vuelo. Existen varias formas de fuerza de arrastre presentadas en la literatura, las cuales se basan en su origen ya sea por fuerzas cortantes o de presión y en su relación con la fuerza de sustentación.

El arrastre no relacionado a la sustentación se denomina arrastre parásito, este tiene contribución por fuerza cortante (arrastre de piel) y por presión (arrastre por separación de flujo), la

contribución del arrastre de piel y la separación de flujo se referencia en conjunto como el arrastre de perfil. La interacción entre componentes genera un tipo de arrastre no relacionado con la sustentación denominado arrastre de interferencia, el cual es el aumento de arrastre en algún componente de la aeronave debido a la perturbación del flujo aguas arriba producido por la interacción con otro componente, esta interacción puede generar separación de flujo o arrastre de piel por lo que es un arrastre producido por cualquiera de estas dos fuentes, ejemplo de esto es el arrastre de interferencia entre el fuselaje y el ala por la separación producida en la raíz del ala.

Las fuerzas de arrastre relacionadas con la fuerza de sustentación se conocen como arrastre inducido y son producidas por la circulación alrededor del perfil aerodinámico, pues en un ala finita producen vórtices en el flujo detrás del ala siendo necesaria energía para su formación la cual es extraída como fuerza de arrastre. Todo este fenómeno puede ser explicado por el hecho de que la masa de aire que fluye por debajo del ala, tiende a escaparse alrededor de la punta del ala lo que reduce la sustentación al causar un efecto de "downwash", en las puntas del ala tendiendo a girar el vector de fuerza de sustentación hacia atrás produciendo una componente de arrastre extra, esta componente es el arrastre debido a la sustentación.

$$D = D_f + D_p + D_i \tag{2.6}$$

El arrastre total está dado por la suma de las contribuciones de arrastre de piel D_f, arrastre por separación de flujo D_p y el arrastre inducido D_i que corresponde a la mayor contribución de arrastre.

2. Fuerza de sustentación (lift) y su relación al perfil aerodinámico: La fuerza de sustentación es perpendicular a la dirección de la velocidad del flujo libre. En las aeronaves, las alas son las responsables de producir sustentación. Se habla entonces de superficies sustentadoras como las partes de la aeronave que generan sustentación (alas y cola, principalmente en configuraciones convencionales). El perfil aerodinámico es la forma en 2D que permite a las superficies sustentadoras producir fuerza de sustentación. La superficie superior tiende a ser succionada hacia arriba por las presiones inferiores a la presión ambiental y la superficie inferior tiende a ser empujada hacia arriba por presiones superiores a la presión del ambiente, el efecto neto es la resultante de la fuerza de sustentación. La sustentación de un perfil aerodinámico depende de su curvatura o camber y su ángulo de ataque (AoA) el cual es el ángulo entre el vector de flujo libre y la cuerda del perfil aerodinámico.

2.4.2. Coeficientes de fuerzas aerodinámicas

En aerodinámica, se suelen usar coeficientes no dimensionales para representar diferentes características físicas. En el caso de las fuerzas aerodinámicas se tienen los coeficientes de sustentación C_L y arrastre C_D. Para un ala en 3D se tiene entonces la siguiente nomenclatura con subíndice en mayúscula para los coeficientes.

$$C_L = \frac{L}{qS} \tag{2.7}$$

$$C_D = \frac{D}{qS} \tag{2.8}$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{2.9}$$

En donde L y D son las fuerzas de sustentación y arrastre respectivamente, q es la presión dinámica y S es el área de referencia completa proyectada sobre el plano.

La determinación de los coeficientes de sustentación y arrastre a diferentes ángulos de ataque es relevante para la construcción de las curvas polares (C_L en función de C_D y C_L en función del AoA) , las cuales son formatos estándar de presentación de datos aerodinámicos usados en cálculos de rendimiento de la aeronave. De estas curvas se pueden sacar múltiples datos que caracterizan el rendimiento aerodinámico de la aeronave.

2.5. Dinámica de vuelo: Estabilidad estática de una aeronave

Esta sección se basa en la referencia [27]. La dinámica de vuelo estudia los movimientos rotacionales y traslacionales de una aeronave en diferentes condiciones de vuelo que se pueden resumir en estáticas y dinámicas. Para el caso de este proyecto, solo se abordó el caso de estabilidad estática, específicamente a nivel longitudinal en la aeronave.

La estabilidad estática se refiere a la tendencia que tiene una aeronave a retornar a una condición de vuelo en equilibrio después de que se le aplique una perturbación, este retorno se da por medio del desarrollo de fuerzas o momentos aerodinámicos que sean restauradores a la condición previa a la perturbación. La figura 2.10 muestra los tipos de estabilidad estática, estas pueden ser positiva (A), neutra (B) o negativa (C).

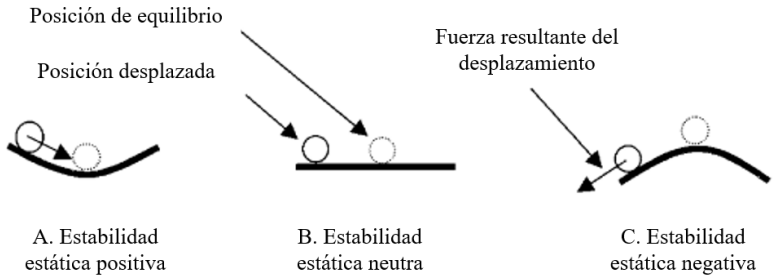


Figura 2.10: Ejemplo de estabilidad estática positiva (A), estabilidad estática neutra (B) y estabilidad estática negativa (C). Tomado y modificado de: [27]

Se muestra una posición de equilibrio, una posición desplazada y la fuerza resultante producida por el desplazamiento para los tres casos. La estabilidad estática positiva o simplemente estabilidad estática, se refiere al retorno de la aeronave a la posición de equilibrio después de que se le aplica una perturbación. En el caso de estabilidad neutra, la aeronave no desarrolla una fuerza restauradora por lo que una vez perturbada, no retorna ni se aleja de la posición de equilibrio. En el caso de estabilidad estática negativa o inestabilidad estática, la fuerza resultante tiende a hacer que la pelota se desvíe aún más de la posición de equilibrio. Para una aeronave, la estabilidad estática se evalúa a una condición de vuelo específica en estado estable, si esta es perturbada o desplazada de la condición de vuelo debido a una ráfaga, el momento aerodinámico inicial que resulte determinará

el tipo de estabilidad estática de la aeronave, esta se refiere a nivel longitudinal por medio del momento de cabeceo (pitch), y laterodireccional por medio de los momentos de alabeo (roll) y guiñada (yaw).

2.5.1. Estabilidad longitudinal estática

La estabilidad estática longitudinal se refiere principalmente al momento de cabeceo de la aeronave. La condición de equilibrio (trim) se refiere al estado en donde el coeficiente de momento de cabeceo o simplemente coeficiente de momento es igual a cero, $C_m = 0$ debido a que la suma de fuerzas externas y momento externo con respecto al centro de gravedad desaparecen. El requerimiento principal para que exista estabilidad longitudinal estática es el siguiente:

$$C_{m_\alpha} < 0 \tag{2.10}$$

esto significa que la pendiente de la curva C_m en función del ángulo de ataque α es negativa como se muestra en la figura 2.11

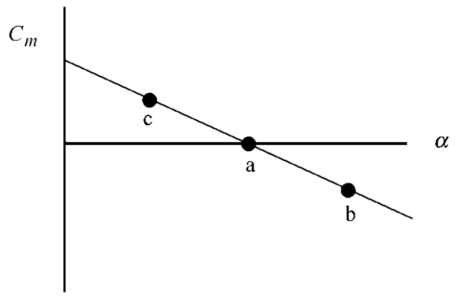


Figura 2.11: Ejemplo de curva para estabilidad longitudinal estática. Fuente: [27]

El punto a, hace referencia a la condición de equilibrio (trim condition), el punto b se refiere a una perturbación que aumente el ángulo de ataque de la aeronave siendo necesario un coeficiente de momento negativo para retornar a la aeronave a la condición de equilibrio; el punto c se refiere a una perturbación que reduzca el ángulo de ataque de la aeronave por lo cual, el coeficiente de momento debe ser positivo para restaurarla a su posición de equilibrio.

2.6. Métodos de verificación del diseño de aeronaves subsónicas

Existen múltiples procesos de verificación que se realizan en el proceso de diseño de aeronaves, algunos de ellos se realizan entre y durante las etapas de diseño y otros al finalizarlo previamente a iniciar el proceso de certificación. Estas verificaciones se realizan mediante tres métodos de pruebas principales: Simulación computacional, simulaciones experimentales utilizando modelos a sub-escala (incluidos métodos de prueba en tierra y en vuelo) y pruebas en vuelo a escala real [13].

Para la simulación computacional se hace uso de software como dinámica computacional de fluidos (CFD), método de elementos finitos (FEM), dinámica multicuerpo (MBD), etc. Ayudan a predecir el comportamiento de vuelo de una aeronave. Estos métodos discretizan una geometría

compleja en divisiones más simples (como caras cuadriláteras y triangulares) y aplican ecuaciones de gobierno a cada división para predecir el comportamiento de la aeronave. Este enfoque introduce discrepancias debidas a la discretización, suposiciones y aproximaciones de las ecuaciones de gobierno utilizadas lo cual conduce a errores en los resultados. Al refinar la discretización y hacer uso de ecuaciones de gobierno de orden superior, se puede aliviar las inexactitudes pero a costa del recurso computacional y tiempo, por lo que su uso en las primeras etapas de diseño debe ser preciso para evitar retrasos [13].

2.7. Herramienta computacional para la verificación del diseño de aeronaves

Conforme a los objetivos planteados, la verificación del diseño conceptual de la plataforma aeronáutica se enfocó en el rendimiento aerodinámico y la estabilidad longitudinal estática, la estrategia para realizar estas verificaciones fue el uso de herramientas computacionales que se enfocan en análisis aerodinámicos por medio de métodos de paneles.

2.7.1. Programa de modelado geométrico y análisis aeronáutico XFLR5

XFLR5 es una herramienta de libre uso que se publica bajo la Licencia Pública General GNU (2007 Free Software Foundation, Inc.) esta se enfoca en el análisis de perfiles aerodinámicos, alas y aeronaves de baja velocidad y utiliza flujo potencial como teoría central. En sus análisis implementa la teoría de líneas de sustentación (Lifting line theory LLT), el método de red de vórtices (Vortice lattice method VLM) y métodos de panel 3D. Sus análisis incorporan fenómenos aerodinámicos y de estabilidad y control principalmente. Se hace uso también del programa XFOIL el cual es su predecesor y es enfocado en diseño y análisis de perfiles aerodinámicos. El software ha sido probado intensivamente comparándolo con otros programas y publicando resultados experimentales obteniendo un grado de éxito importante y por esto se tiene moderada confianza en sus resultados [28]. La figura 2.12 muestra un diagrama del marco teórico que implementa XFLR5 y XFOIL.

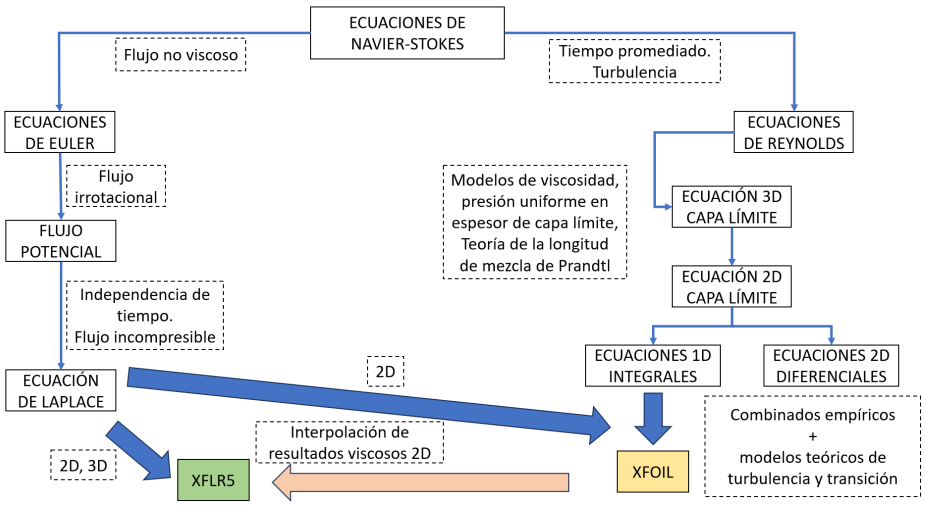


Figura 2.12: Diagrama del marco teórico del software XFLR5.Tomado como referencia de: [29]

Los métodos de solución se reducen a resolver sistemas lineales, estos calculan la sustentación y el arrastre a partir de las densidades de la fuente/sumidero, doblete o la circulación de los vórtices. Los pasos generales que sigue cada método se sintetizan en discretizar la geometría, definir la intensidad del método elemental (fuente/sumidero, doblete, vórtice), escribe y soluciona el sistema lineal incluyendo la condición de Kutta, calcula las cantidades de interés y procede a analizar la capa límite. Estos solucionadores tienen las siguientes características generales:

- A. LLT (No líneal): Descrito en el informe NACA TN-1269, usa como soluciones elementales los vórtices y tiene condición de frontera de Neumann.
- B. VLM: Usa como soluciones elementales los vórtices implementados en forma de herradura (VLM1) o en anillos y herradura (VLM2), además, usa condición de frontera de Neumann.
- C. PANEL: Descrito en el reporte B. Maskew´s NASA 4023 (Program VSAERO Theory document), usa como soluciones elementales las fuentes/sumideros y hojas de dobletes, además, usa condiciones de frontera de Dirichlet y/o Neumann.

En la siguiente figura se visualizan gráficamente las descripciones anteriores.

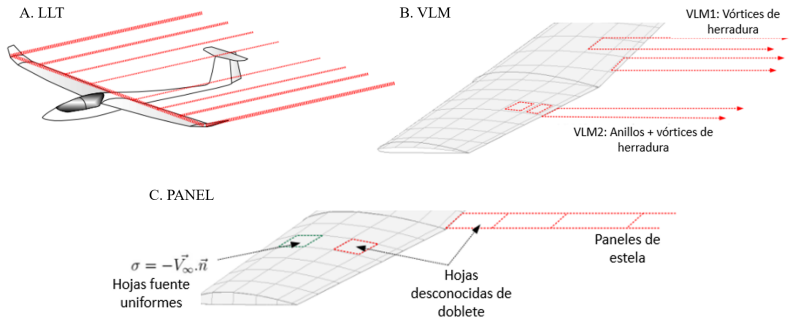


Figura 2.13: Solucionadores XFLR5.Fuente: [30]

La implementación de capa límite y efectos viscosos se realiza desde XFOIL con el análisis de los perfiles 2D y se interpolan los resultados a XFLR5. El modelo de turbulencia usado es el de Cebeci-Smith el cual es un modelo algebraico usado para simular capas límite turbulentas en aplicaciones aerodinámicas, especialmente adecuado para problemas de flujo externo el cual divide la región de flujo en capas internas y externas. En la región interna, cercana a la pared, se utilizan ecuaciones basadas en el esfuerzo cortante local y los gradientes de velocidad del flujo. En la región externa, incorpora una función para manejar efectos de intermitencia (como los que se observan en los flujos turbulentos de estela). La división simplifica algunos aspectos de los flujos turbulentos complejos, lo que lo hace menos costoso computacionalmente por lo que es una alternativa que brinda equilibrio entre precisión y costo computacional, teniendo limitaciones en flujos con separación significativa o recirculación.

A continuación se mencionan las principales limitaciones del software y algunos criterios de selección del solucionador:

- I. Limitaciones generales:

1. XFLR5 subestima el arrastre total debido a la componente de presión (separación del flujo) y fricción (viscosidad), además de sobrestimar la sustentación al sobrestimar las intensidades de vórtice y doblete debido al modelamiento de la estela como una extensión recta de paneles planos, esta sobre estimación para un ala individual puede oscilar entre el 1 y 10 % aproximadamente, y para aeronaves completas puede ser mayor.
2. La interpolación de resultados 2D a 3D para el arrastre viscoso y capa límite induce errores que pueden llegar a un orden de magnitud de los resultados reales. Se debe garantizar una envolvente de vuelo adecuada para evitar errores en la interpolación, esto es, suficientes datos de la condición de vuelo para lo cual se debe realizar la simulación 2D a un rango amplio de número de Reynolds y ángulo de ataque para garantizar amplios resultados de coeficiente de sustentación.
3. XFLR5 no funciona adecuadamente a AoA altos cercanos a la perdida de sustentación debido a las características de desprendimiento de capa límite las cuales no interpreta el software.
4. XFLR5 discretiza la geometría con paneles cuadriláteros planos por lo cual se deben realizar geometrías sencillas que no deformen los paneles.
5. XFLR5 tiene inconsistencias en el modelado de las interacciones fuselaje-ala debido a que se requiere que todos los volumenes estén cerrados y sin intersecciones y el software no permite cerrar la intersección entre el ala, elevador, aleta y el fuselaje lo cual induce errores numéricos.
6. Los vórtices del borde de fuga del ala no deben intersectar a los vórtices del elevador y aleta, esto puede generar alto riesgo de inestabilidad numérica.

- II. Criterios de selección del solucionador:

1. LLT: Es el que estima mejor el arrastre viscoso y posee mayor literatura de soporte. Como contraparte, solo se puede utilizar para geometrías de alas sencillas, es decir, a bajos ángulos diedro, bajo barrido, preferiblemente rectas.
2. VLM: Es el más versátil debido a que incorpora dos formas de solución, se puede decir que es un punto medio entre LLT y Panel.
3. Panel: Es el que mejor distribución de coeficiente de presiones presenta, esto puede ser una ventaja en el caso de incluir fuselaje y para calculos estructurales preliminares.

En la página oficial del software se encuentran documentos sobre mediciones experimentales y se comparan con resultados del software, la referencia [31] menciona características aerodinámicas.

XFLR5 Debe usarse para obtener tendencias y comprender la sensibilidad de los parámetros de diseño. Por su facilidad de uso, resultados rápidos y fundamentados en teoría y experimentación, y por sus limitaciones, es una herramienta funcional para las primeras etapas de diseño.

Capítulo 3: Desarrollo de la fase de diseño conceptual de la plataforma aeronáutica

El enfoque que se le da al proceso de diseño depende principalmente del tipo de aeronave que se quiere desarrollar, de los recursos técnicos, tecnológicos y económicos, y de la experiencia del diseñador, ya sea propia o por medio de referencias, esto define los alcances que se establecerán para la etapa de diseño conceptual. Las decisiones de diseño de este proyecto se basaron en referencias de aeronaves existentes y funcionales de las cuales se tomaron datos que influyen en el tamaño, forma, partes de la aeronave, instrumentación, rendimiento, y tipo de misión que llevará a cabo la plataforma aeronáutica.

El objetivo de este capítulo es presentar una metodología y filosofía de diseño por medio de una propuesta denominada plataforma aeronáutica base la cual es un UAV al que se le establecieron parámetros geométricos y de rendimiento fijos y no posee sistemas de propulsión y al cual se le realizaron simulaciones computacionales para caracterizar su rendimiento aerodinámico y verificar la estabilidad longitudinal estática (Capítulo 4). Las posibles configuraciones específicas de sistemas de propulsión incorporados serán entonces sub-grupos de aeronaves diferentes basadas en esta plataforma base por lo que estas deben seguir los mismos lineamientos de diseño y respetar los límites de operación establecidos en este documento, estas propuestas quedan establecidas como conceptos sin análisis de sus características, para futuras modificaciones de partes de la aeronave e incorporaciones de los sistemas de propulsión a evaluar se deben realizar los cálculos y análisis presentados en este documento.

3.1. Metodología de diseño conceptual

La metodología propuesta de diseño conceptual se estableció con base en la referencia [19] en donde se desarrolla el proceso de diseño para aeronaves convencionales tripuladas, por lo que fue necesario un enfoque aplicado al tipo de aeronave de este trabajo (UAV, propulsión eléctrica). Las metodologías de diseño de las referencias [7], [21], [22], [32], [33], presentan pasos relevantes de diseño adicionales para el tipo de aeronave de este proyecto.

A continuación se muestra el proceso de diseño conceptual que se llevó a cabo para el desarrollo del prototipo de la plataforma aeronáutica base, este proceso está dividido en tres etapas:
La primera etapa (figura 3.14) está compuesta de una revisión literaria para obtener como referencia aeronaves con requerimientos similares para complementar la falta de experiencia, además, se realiza la etapa de prediseño, en donde el objetivo principal es recopilar y seleccionar los datos más importantes requeridos para la etapa de diseño, estos datos se refieren principalmente a características geométricas, operativas y la determinación del alcance del diseño conceptual.

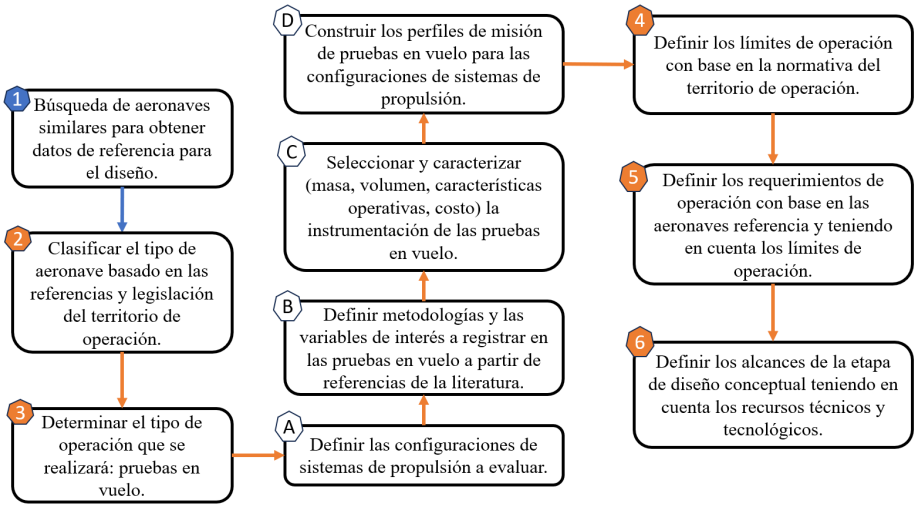


Figura 3.14: Etapa 1: Pre-diseño Fuente: Autor.

En la etapa dos (figura 3.15) se dimensiona la geometría exterior de las partes principales de la plataforma aeronáutica base, haciendo uso de ecuaciones, curvas y tablas desarrolladas por el autor de la referencia [19] teniendo en cuenta los datos de la etapa de pre diseño y realizando simplificaciones referentes al tipo de aeronave de este proyecto (UAV-propulsión eléctrica). En esta etapa se hizo uso del software XFLR5 para realizar simulaciones rápidas para tomar decisiones para cada parte de la aeronave.

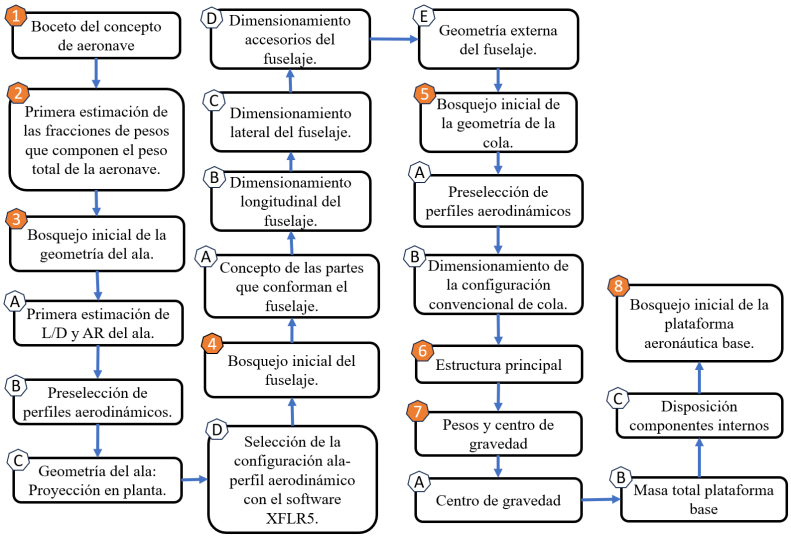


Figura 3.15: Etapa 2: Primer dimensionamiento y esquema de diseño. Fuente: Autor.

La tercera etapa corresponde a la etapa de análisis del diseño en donde mediante cálculos de mayor rigurosidad principalmente aerodinámicos, y de dinámica de vuelo, se caracteriza el rendimiento de la aeronave, revelando posibles iteraciones a realizar.

Por último, se realizan verificaciones del diseño mediante simulaciones computacionales, esto se presenta en el siguiente capítulo.

3.2. Aeronaves referencia

Las aeronaves referencia se escogieron según el tipo de configuración del sistema de propulsión, dimensiones y tipo de misión para la cual fueron diseñadas. Dentro de estas referencias se encuentran aeronaves académicas, de uso militar y recreativas.

1. **Aeronaves de configuración tractora:** La propela se posiciona de frente al flujo o dirección de vuelo y sus palas deben estar orientadas para succionar o traccionar el aire de frente. Las configuraciones más comunes son mono-motor en la naríz y bi-motor en las alas. La figura 3.16 muestra una configuración tractora mono-motor con la propela sobre un pod montado en la cola (A), y dos configuraciones bi-motor (B y C).

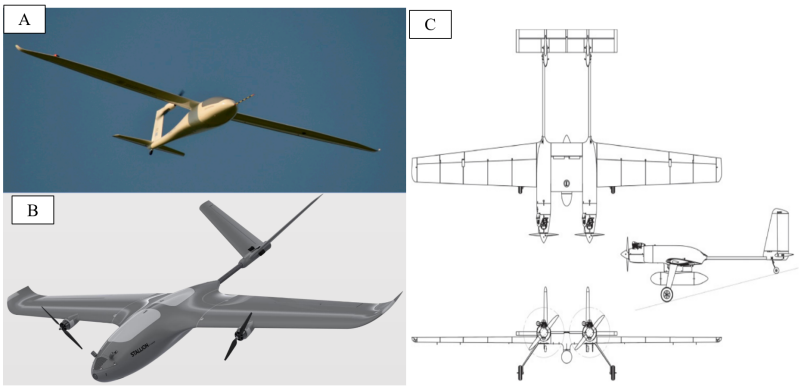


Figura 3.16: A. Platform e-Genius Mod, Fuente: [12]. B. Stallion UAV, Fuente: [34]. C. Universidad de Southampton SPOTTER UAV, Fuente: [23]

2. **Aeronaves de configuración propulsora:** La propela se posiciona de espaldas al flujo o dirección de vuelo y sus palas deben estar orientadas para impulsar o propulsar el aire. Las configuraciones más comunes son mono-motor en la cola o fuselaje y bi-motor en las alas. La figura 3.17 muestra una configuración propulsora mono-motor con propela en la cola (A), y otra con propela en el fuselaje (B), además de una configuración bi-motor (C).

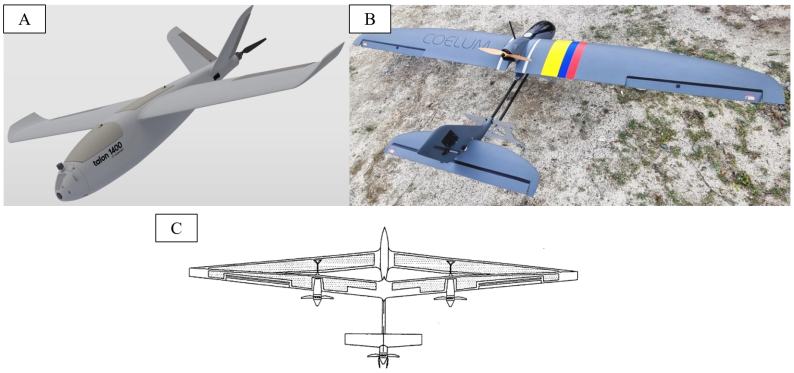


Figura 3.17: A. Talon1400 UAV, Fuente: [35]. B. Coelum, Fuente: [36]. C. SHARP, Fuente: [32]

.

3. **Aeronaves de configuración propulsión distribuida:** Aeronaves con múltiples motores y propelas a lo largo de la envergadura. Una configuración común es posicionar propelas de mayor tamaño en las puntas del ala y en la envergadura múltiples propelas pequeñas. Las figura 1.2 presentada en el estado del arte muestra este tipo de configuración de sistema de propulsión.

4. **Aeronaves de configuración VTOL:** Aeronaves con propelas para despegue y aterrizaje vertical, ya sea configuración propulsora o tractora y conversión de estas para vuelo hacia adelante. Su posicionamiento se realiza en soportes que se extienden desde las alas, ya sea en configuración H, para un total de cuatro propelas o dos en las alas, las cuales modificarían su posición para el vuelo hacia adelante y una en la cola, la cual permanecería en su posición original.

3.3. Pre-diseño

En esta sección se definen parámetros necesarios para la etapa de diseño, estos parámetros se enfocan en características geométricas y de rendimiento, se determinan los tipos de pruebas en vuelo que se realizarán para poder construir los perfiles de misión y establecer la instrumentación para dimensionarla y obtener valores de peso y volumen que ocuparán, se definen los requerimientos y límites de operación y finalmente con las definiciones anteriores se procede a establecer los alcances del diseño conceptual de esta propuesta de plataforma aeronáutica base, respondiendo así al primer objetivo específico de este proyecto.

3.3.1. Clasificación del tipo de aeronave basado en aeronaves referencia existentes

Como se evidenció en el capítulo 2, hay muchas formas de categorizar un UAV. La aeronave de este proyecto tiene la siguiente clasificación basada en las siguientes características:

1. **Aerodinámica:** UAV de ala fija. Estos no pueden permanecer estáticos en el aire y su relación L/D (Lift to drag ratio) debe ser mayor a 10 para mejorar su eficiencia.

2. **Masa máxima de despegue (MTOM):** La aeronave de este proyecto se clasifica como un UAV mini, el cual se encuentra entre una masa mayor a 2 kg y menor a 25 kg.

3. **Envergadura:** La aeronave de este proyecto se categoriza como UAV pequeño, estos tienen envergadura entre 0,5 m y 2 m.

4. **Tipo y configuración de sistema de propulsión:** El tipo de sistema de propulsión tiene como fuente de energía la electricidad, y como arquitectura principal de propulsión las propelas, por lo que el UAV es del tipo eléctrico impulsado por propelas.

5. **Tipo de misión:** La aeronave de este proyecto se puede clasificar como una aeronave académica y recreativa, pues tiene fines de investigación dentro del campo de propulsión y a su vez podrá ser usada como plataforma de entrenamiento para pilotos aficionados de UAVs.

6. **Reglamento Aeronáutica Civil Colombiana:** Esta aeronave tendrá su operación en territorio Colombiano por lo que esta clasificación prima sobre las demás y es tenida en cuenta

como principal referencia para establecer los límites de operación presentados posteriormente. Dentro de la categorización establecida por la Aeronáutica Civil Colombiana en la normativa RAC100 del 2023 [37], el UAV de este proyecto entra en la categoría abierta que son aeronaves correspondientes a operaciones no comerciales (sin ánimo de lucro) con un peso (masa) bruto máximo de operación de hasta 25 kg incluyendo todos los elementos incorporados en el despegue, este peso debe mantenerse en toda la operación. El vuelo no debe superar los 400 pies de altura (122 m).

3.3.2. Determinación de los tipos de pruebas en vuelo a realizar

El objetivo de este apartado es realizar una primer propuesta de la metodología, perfiles de misión y selección de instrumentación para las pruebas en vuelo que se realizarán en la plataforma aeronáutica, para esto se abordan tres puntos principales.

A. Definición de los tipos de configuraciones de sistemas de propulsión a evaluar:

Basado en las configuraciones más usadas encontradas en las referencias de aeronaves, se estableció que la aeronave de este proyecto podrá incorporar las siguientes configuraciones de sistemas de propulsión:

- **Tractoras:** Mono-motor en la nariz, bimotor y distribuidas en las alas.
- **Propulsoras:** Mono-motor en la cola y bimotor en las alas.
- **VTOL:** Tres propelas, dos de ellas en las alas con mecanismo para conversión de vuelo hacia adelante tractoras y una fija en el empenaje.

Todas estas configuraciones permiten responder a la característica de ser una plataforma modular para pruebas en vuelo de diferentes configuraciones de sistemas de propulsión eléctricos de propelas y se han seleccionado por ser los principales tipos de configuraciones actuales y en investigación (propulsión distribuida) encontrados en la literatura para el tipo de UAV de este proyecto. La combinación de las configuraciones de sistemas de propulsión puede ser objeto de estudio.

B. Definición de la(s) metodología(s) y variables de registro para las pruebas en vuelo:

El enfoque para sistemas de propulsión eléctricos es la evaluación de parámetros de eficiencia del UAV para justificar las diferentes combinaciones de propulsión debido a que si se disponen componentes con potencia inapropiada, se afecta el rendimiento del UAV y se pone en peligro la seguridad del vuelo [15]. A continuación se muestra la(s) metodología(s) y variables a registrar en vuelo propuestas para esta etapa de diseño conceptual, estas son basadas en las referencias [11], [12], [15], [38], [39], en donde se realizaron pruebas en tierra y vuelo para sistemas de propulsión eléctricos de propelas. Se recomienda al lector profundizar en cada referencia mencionada, ya que la información presentada en este documento incluye lo más relevante y una revisión con mayor profundidad optimizará la forma de registro de las variables en vuelo.

I. Curvas y variables objetivo para las pruebas en vuelo de la plataforma aeronáutica:

Las curvas más relevantes presentadas en las referencias son:

- Fuerza de empuje (T [N]) en función de la potencia mecánica suministrada (P [W]) y en función de la velocidad angular (w [rpm]).
- Torque (Q [N-m]) en función de la velocidad angular (w [rpm]).
- Potencia mecánica suministrada (P [W]) en función de la velocidad (V [m/s]).
- Eficiencia de la propela (η_p [%]) en función de la potencia mecánica suministrada (P [W]).
- Eficiencia de la propela (η_p [%]), coeficiente de empuje (C_T), coeficiente de torque (C_Q) y coeficiente de potencia (C_P) en función del coeficiente de avance (J).
- Polar de sustentación: Coeficiente de sustentación de la aeronave (C_L) en función del ángulo de ataque (α).
- Polar de arrastre: Coeficiente de sustentación de la aeronave (C_L) en función del Coeficiente de arrastre de la aeronave (C_D).

Uno de los gráficos más representativos para un sistema de propulsión por propelas es C_T, C_P, C_T, η_p en función de J [39] y para condiciones de vuelo crucero, J varía ligeramente y puede darse una aproximación lineal. Estos coeficientes se presentan en el siguiente apartado y para su estimación se requiere el diámetro de la propela D_p.

Las variables a registrar de interés para construir las curvas mencionadas se dividen en:

Variables respectivas al vuelo:

- Aceleraciones lineales $\dot{u}$,$\dot{v}$, $\dot{w}$, hacia adelante, lateral y hacia abajo respectivamente; tasas de rotación $\dot{p}$, $\dot{q}$, $\dot{r}$, correspondientes a las tasas de cambio en los ejes de alabeo, cabeceo, y guiñada; posición (X, Y, Z); actitud ϕ, θ, ψ correspondiente a los ángulos de Euler que representan el alabeo, cabeceo, y guiñada respectivamente; altitud (h) de la aeronave; velocidad real de vuelo V_{flight} y flujo V_∞; temperatura del flujo T_∞ para estimar la densidad de flujo ρ_∞; ángulo de ataque α.

Variables respectivas al sistema de propulsión:

- Fuerza de empuje, velocidad angular de la propela, torque del motor, potencia consumida.

II. Propuesta de metodología(s) para la pruebas en vuelo de la plataforma aeronáutica:

Para esta primera etapa de diseño conceptual se proponen pruebas en vuelo en condiciones de crucero, es decir, bajo la suposición de vuelo nivelado no acelerado en donde hay un equilibrio de fuerzas verticales y horizontales, con el objetivo de determinar configuraciones óptimas de sistemas de propulsión para misiones de diversas aplicaciones que requieran habilidades del UAV específicas, algunas de estas habilidades pueden ser: Rango de vuelo prolongado, recorrido de distancias en corto tiempo, capacidad de vuelo en diferentes condiciones climáticas, transporte de carga útil en rangos de pesos diferentes, entre otras.

El objetivo principal es construir las curvas de eficiencia de la propela, coeficiente de empuje, coeficiente de potencia y coeficiente de torque en función del coeficiente de avance, estas curvas

representan en gran medida la eficiencia del sistema de propulsión y se construyen a partir de las variables propuestas a registrar.

El coeficiente de avance J representa la distancia que avanza la propela en una revolución en comparación con su diámetro y esto describe la eficiencia de una hélice en convertir la energía rotacional en energía de traslación.

$$J = \frac{V_\infty}{wD_p} \tag{3.11}$$

En donde V_∞ es la velocidad del flujo libre, w es la velocidad angular de la propela en rpm y D_p es el diámetro de propela. Valores bajos de J indican rápida rotación en comparación con la velocidad de avance, esto puede representar régimen de baja velocidad o alta carga. Valores altos de J indican rápido avance en comparación con la velocidad de rotación, esto puede representar régimen de alta velocidad o baja carga. Con este coeficiente se determinan las condiciones para que una propela sea más eficiente en términos de producción de empuje minimizando la resistencia.

El coeficiente de empuje C_T representa el empuje generado por la hélice en ciertas condiciones de flujo, este se obtiene por medio de la ecuación 3.12 y es análogo al coeficiente de sustentación de un ala.

$$C_T = \frac{T}{\rho w^2 D_p^4} \tag{3.12}$$

En donde T es la fuerza de empuje y ρ la densidad del flujo libre; Su relación con el coeficiente de avance es inversa.

El coeficiente de potencia C_P describe la potencia requerida por la propela para operar en determinadas condiciones de flujo, este se obtiene por medio de la ecuación 3.13

$$C_P = \frac{P}{\rho w^3 D_p^5} \tag{3.13}$$

En donde P es la potencia. Su relación con el coeficiente de empuje es que para una propela eficiente, C_P debe ser bajo en comparación con el empuje que genera, esto representa alto empuje para bajo consumo de potencia. En comparación con el coeficiente de avance, a velocidades bajas (J bajo) C_P es mayor debido a la mayor resistencia aerodinámica lo que produce mayor consumo, y a velocidades más altas (J alto), C_P disminuye con la eficiencia de la propela.

El coeficiente de torque describe la cantidad de torque requerido para mantener la rotación de la propela a cierta condición de flujo.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho w^2 D_p^5} \tag{3.14}$$

En donde Q es el torque. El coeficiente de torque está relacionado directamente con el coeficiente de potencia mediante la siguiente ecuación:

$$C_P = 2\pi C_Q \tag{3.15}$$

Menor torque para un mismo empuje significa mayor eficiencia aerodinámica.

La eficiencia de propela η_p descrita en la ecuación 3.16, es una medida de efectividad con la que una propela convierte la potencia suministrada por el motor en empuje útil para propulsar una aeronave. Su relación es directa con J y C_T e inversa con C_P.

$$\eta_p = \frac{JC_T}{C_P} \tag{3.16}$$

Si se conocen el polar de arrastre (drag polar) con exactitud y el empuje del sistema de propulsión, todas las características de rendimiento de la aeronave pueden ser estimadas. Con las variables de registro se pueden construir curvas polares de sustentación y arrastre de la plataforma aeronáutica en vuelo manteniendo el vuelo nivelado no acelerado por medio de las siguientes ecuaciones 3.17 y 3.18, en donde el empuje T es igual a la fuerza de arrastre D y el peso de la aeronave W es igual a la fuerza de sustentación L.

$$T = D = \frac{1}{2}\rho V^2 C_D S \tag{3.17}$$

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V^2 C_L S \tag{3.18}$$

Si se conoce el ángulo de ataque y se sincronizan los valores registrados en los sensores de cada variable a registrar, C_L y C_D pueden ser descritos directamente en relación con el ángulo de ataque el cual debe ser corregido por su posición de instalación en relación con el ala.

Los métodos y variables se enfocan en el registro de parámetros de la planta motríz la cual se ve influenciada por las condiciones de vuelo, condiciones de operación y arquitectura de la propela o propelas. Estas variables tienen a su vez influencia sobre parámetros de rendimiento de la aeronave completa, por lo que las pruebas en vuelo de sistemas de propulsión no solamente se realizan para visualizar el comportamiento del sistema por sí solo si no también para visualizar el comportamiento de la aeronave y el comportamiento del conjunto aeronave-sistema de propulsión.

C. Instrumentación propuesta para el registro de las variables de vuelo y de los sistemas de propulsión:

I. Variables respectivas al vuelo:

Las variables respectivas al vuelo se registran con los siguientes instrumentos:

- Aceleraciones lineales y tasas de rotación se registran con una unidad de medición inercial (IMU) por medio de acelerómetros y giroscopios.
- La posición de la aeronave se registra con un sistema de posicionamiento global (GPS).
- La actitud de la aeronave se registra con un magnetómetro, normalmente incluido en un IMU.
- La altitud de la aeronave se registra por medio de un altímetro barométrico el cual funciona midiendo la presión atmosférica y calculando la altitud basada en la disminución de presión con la altura, mide entonces la altitud sobre el nivel del mar. También por medio del registro

de la temperatura se puede estimar la densidad y obtener valores de altitud por medio del modelo de atmósfera estándar presentado en el capítulo 2.

- La velocidad de la aeronave se registra por medio de varios instrumentos. Para la velocidad con respecto al suelo se puede usar un GPS pero no registra la velocidad con respecto al flujo. Para complementar la medición del GPS, por medio de un tubo de pitot estático se registra la velocidad del UAV con respecto al flujo.

- El ángulo de ataque puede registrarse de forma directa e indirecta. Para el registro directo se hace uso de una sonda de ángulo de ataque la cual consiste en una pequeña veleta o pita estática montada en el exterior del UAV, generalmente en el borde de ataque del ala o en la nariz. La veleta se alinea con el flujo de aire relativo, y la diferencia angular entre la dirección del flujo de aire y el eje longitudinal del UAV indica el ángulo de ataque. De forma indirecta se puede registrar por medio de la integración de datos de orientación de la IMU, y el flujo medido por otros instrumentos como el tubo Pitot.

Algunos componentes de aviónica incluyen la mayoría de los sensores mencionados, tal como un controlador de vuelo.

II. Variables respectivas al sistema de propulsión:

Las variables respectivas al sistema de propulsión se registran con los siguientes instrumentos:

- La fuerza de empuje se registra directamente por medio de una celda de carga o de forma indirecta por medio de la expresión 3.17 si se cumple con la condición de vuelo nivelado no acelerado.

- La velocidad angular de la propela se registra mediante un controlador de Velocidad electrónico (ESC) con Telemetría el cual puede enviar datos sobre la velocidad angular en tiempo real a un controlador de vuelo o a un sistema de telemetría. También puede proporcionar datos de voltaje y corriente del motor. Aplicable en motores sin escobillas (brushless) en UAVs eléctricos pequeños. Otras opciones son un sensor de efecto Hall y un tacómetro óptico.

- La potencia se obtiene mediante el registro de voltaje y corriente del motor, estas dos variables se registran con un ESC con telemetría.

- El torque del motor se obtiene de forma directa o indirecta. De forma indirecta se puede calcular con la corriente eléctrica del motor. En un motor sin escobillas, el torque es aproximadamente proporcional a la corriente del motor por la constante de torque del motor que por lo general es un dato del fabricante. Con la potencia y las rpm también se puede estimar un cálculo teórico, además, por medio de la ecuación 3.15, conociendo el coeficiente de potencia, se puede estimar el coeficiente de torque y haciendo uso de la ecuación 3.14 se puede estimar el torque. Las mediciones directas pueden ser difíciles de implementar en UAVs pequeños por la limitación de espacio, estas se realizan por medio de celda de carga la cual se instala entre el motor y el soporte donde está montado el motor para medir las fuerzas tangenciales generadas por el motor.

Un esquema de ejemplo de la unidad de registro de parámetros del sistema de propulsión es la de la plataforma e-Genius, la cual se diseñó para permitir su instalación sin introducir momentos

torsores y flexores generados por el motor. La figura 3.18 muestra una vista de sección de la unidad de sensor y las rutas de carga. Las partes de la unidad del sensor son: (1) varilla de tensión (tope de tracción), (2) cojinete de fricción, (3) sensor de tensión, (4) marco de conexión, (5) alojamiento o carcasa, (6) perno de introducción de fuerza, (7) placa de conexión del motor, (8) marco de transmisión de carga, (9) pasadores de guía lineal, (10) rodamiento lineal. Las cargas se dirigen desde los pasadores hasta los cojinetes lineales instalados en un marco de transmisión de carga. Una ruta de carga se da por medio de la placa de conexión del motor, se transmite directamente la fuerza inducida por el empuje de la hélice como fuerza de tensión directa al sensor, para esto la placa se monta linealmente. Una segunda ruta permite que el par y las cargas de flexión producto de aceleración angular y lineal y las vibraciones del motor se derivan a través de cojinetes lineales hacia la estructura (carcasa y marcos), y así la medición directa del empuje puede derivarse como fuerza de tracción medida por el sensor con mínimas interferencias.

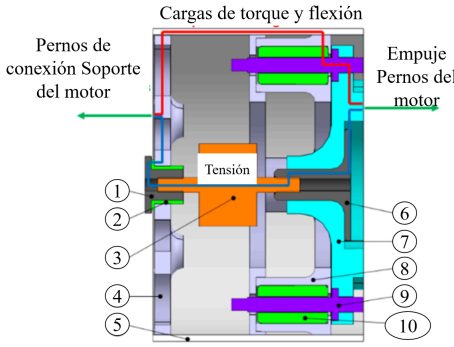


Figura 3.18: Vista de sección de la unidad de sensor de la plataforma e-Genius Mod y rutas de carga. Tomado y modificado de: [12]

D. Perfiles de misión de prueba para cada configuración de sistema de propulsión propuesto:

A continuación se presentan los perfiles de misión para las pruebas en vuelo los cuales tendrán en cuenta la condición de vuelo crucero como enfoque principal pero se propondrán rutas que incluyan secciones de otras fases de vuelo para futuros trabajos de registro de parámetros del sistema de propulsión en condiciones dinámicas de vuelo. Se establece como zona de vuelo para las pruebas el campus Meléndez de la Universidad del Valle figura 3.19.

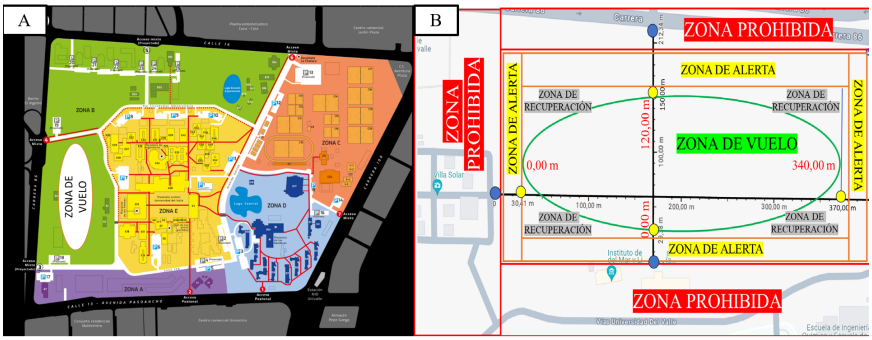


Figura 3.19: A. Mapa del campus Meléndez Universidad del Valle. B. Zona de pruebas en vuelo. Tomado y modificado de: https://www.univalle.edu.co/la-universidad/mapa-del-campus

En la esquina inferior izquierda se puede visualizar la zona de vuelo asignada, la cual se encuentra dentro de la zona B de la categorización realizada por la Universidad del Valle para su campus Meléndez. Se puede apreciar que al rededor de la zona se encuentran edificaciones y zonas de flujo vehicular, por lo que la zona de vuelo segura se asigna según la figura de la derecha. Se han determinado las distancias por medio de la herramienta de medición de Google Maps en donde la zona de vuelo (verde) tiene longitud máxima de 340 m y anchura de 120 m (numeraciones rojas). Se establecen dos zonas de seguridad denominadas zona de recuperación (gris) la cual se debe usar para giros de la plataforma en caso de sobresalir de la zona de vuelo, y zona de alerta (amarilla) la cual es el límite máximo para tomar control de la aeronave y devolverla a la zona de vuelo. Estas zonas se establecen con un margen de 30 m de distancia entre edificaciones y vías de circulación de personas y vehículos (normativa de operación de aeronaves no tripuladas de la Aeronáutica Civil Colombiana [37]).La zona prohibida (roja) es en donde se encuentran edificaciones y vías de circulación de personas y vehículos, en esta zona no está permitido el vuelo de la plataforma por debajo de 400 pies (122 m) de altitud sobre el terreno.

Para los sistemas de propulsión de vuelo hacia adelante (configuraciones tractoras, propulsoras y combinadas), se propone el siguiente método y perfil de misión (figura 3.20) basado en el perfil de crucero simple presentado en la página 19 de la referencia [19], y las pruebas en vuelo de la referencia [12].

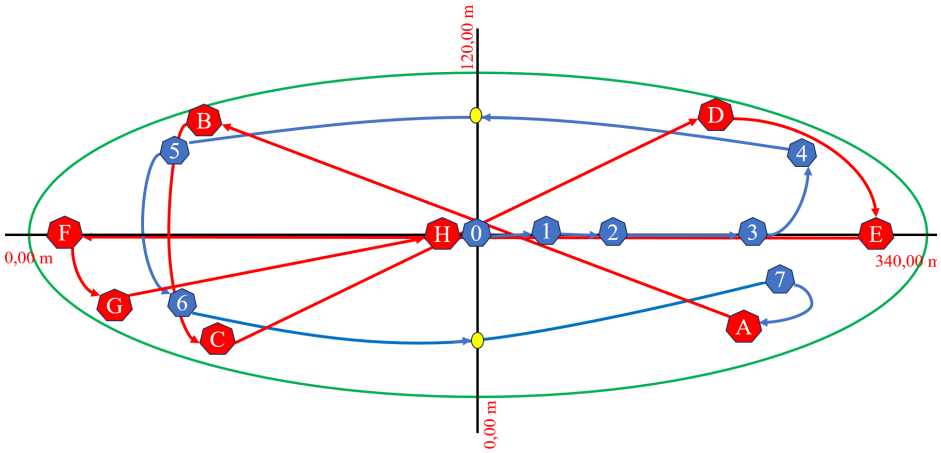


Figura 3.20: Perfil de misión para sistemas de propulsión de vuelo hacia adelante. Representación en el plano. Fuente: Autor

Se inicia el despegue (0-1) de la plataforma en el centro de la elipse por medio del uso de una catapulta, sistema VTOL o lanzamiento manual. Sigue el ascenso, control y verificación de los sistemas de vuelo y medición de la plataforma, esta etapa es la demarcada en líneas azules (1-7). El ascenso recto (1-3) es donde se acelera al máximo (1-2) y se toma control de esta fase (2-3). Se continúan con los giros (3-7) y (7-A) en donde se marca el inicio de la prueba. Este trayecto debe ser usado para evaluar el funcionamiento de los componentes y alcanzar la altitud objetivo de la prueba, la cual es seleccionada por el evaluador, además, esta etapa está caracterizada por tener condiciones de vuelo dinámicas de aceleración, giros y en general capacidad de control sobre la aeronave lo cual permite realizar evaluaciones dinámicas de los sistemas de propulsión.
La ruta demarcada con líneas rojas es la correspondiente a la prueba en vuelo en condiciones de vuelo nivelado no acelerado (A-H), consta de tres piernas rectas de máxima longitud (A-B), (C-D)

y (E-F), conectadas por giros de diferentes característica (B-C), (D-E) y (F-G) y la fase de descenso (G-H). Las piernas son las secciones de medición y los giros se deben usar para establecer la velocidad deseada de cada pierna a la cual preceden.

Para los sistemas de propulsión VTOL y conversión de vuelo hacia adelante se propone el siguiente método y perfil de misión (figura 3.21) basado en las pruebas en vuelo de las referencias [40] y [41], teniendo en cuenta que en la prueba propuesta no se registrarán datos del sistema de propulsión VTOL y conversión hacia adelante si no que serán pruebas demostrativas para verificar el funcionamiento en campo de estos sistemas de propulsión. Se establecieron cinco puntos y cinco trayectos para la prueba en vuelo. La prueba consta de dos fases: vuelos estacionarios y vuelos de transición. La fase de vuelo estacionario se centra en visualizar el desempeño del sistema VTOL para mantener la altitud de la aeronave en modo estacionario induciendo pequeños movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada. Esta fase se realiza en los puntos A, B, C, D, E. Como una evaluación extra, se puede estudiar el comportamiento de la estabilidad del sistema VTOL agregando peso de lastre a la aeronave y así verificar configuraciones que permitan vuelo estacionario en un solo punto con gran capacidad de empuje y control para elevar carga. El vuelo de transición consta de posicionar el sistema VTOL como sistema de propulsión hacia adelante, para ello, se establece la altitud deseada desde cada punto de vuelo estacionario, por ejemplo en el punto A, después de realizar la prueba estacionaria, se realiza la conversión de vuelo hacia adelante al alcanzar la altitud deseada, dirigiéndose por la trayectoria A-B, en donde se acelera al máximo antes del punto amarillo y se empieza a desacelerar después de este para posicionarse en B, en donde se restablece la configuración VTOL y se procede a realizar la prueba de vuelo estacionario en este punto para proceder posteriormente a reiniciar la conversión hacia adelante para el trayecto B-C, esta secuencia se repite en cada punto y en los trayectos restantes hasta retornar al punto A desde el punto E, dando por finalizada la prueba.

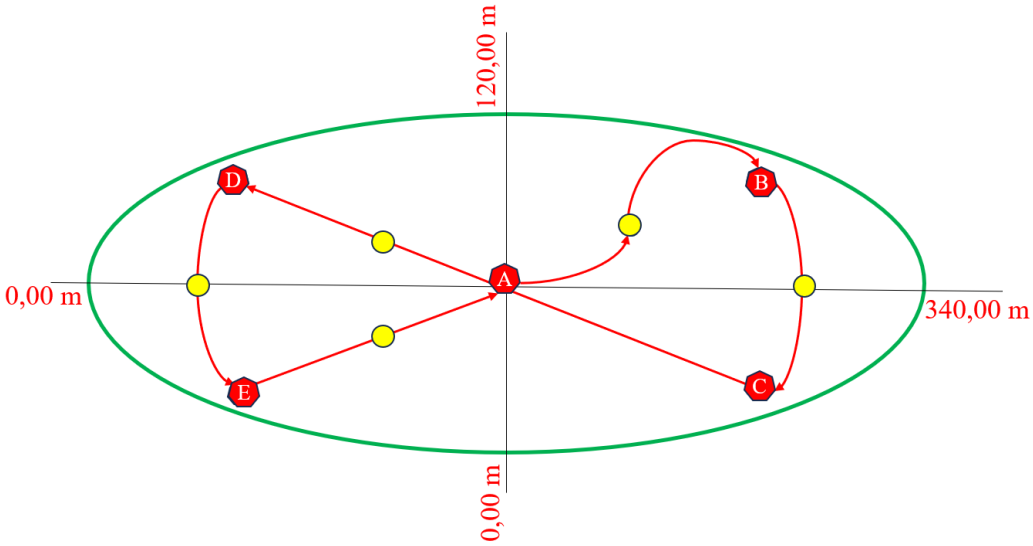


Figura 3.21: Perfíl de misión para sistemas de VTOL y conversión hacia adelante. Representación en el plano. Fuente: Autor

3.3.3. Definición de los requerimientos y límites de operación de la plataforma aeronáutica

Los requerimientos y límites de operación son los datos de referencia para realizar el diseño.

I. Límites de operación:

Los límites de operación de la plataforma se establecieron con base en la normativa de la Aeronáutica Civil Colombiana en el uso de aeronaves no tripuladas [37]. Estos límites tienen en cuenta únicamente características de vuelo, para las demás normativas se debe consultar la reglamentación.

Condiciones de operación para la categoría abierta (peso máximo de despegue 25kg):

1. El vuelo debe ser realizado a una distancia máxima de 750 m horizontales desde la posición fija del operador sin uso de dispositivos ópticos o tecnología distinta a lentes correctivos.

2. La altitud máxima de vuelo son 400 pies (122m).

3. La distancia mínima horizontal de vuelo con respecto a cualquier edificación o persona que no esté operando la aeronave debe ser 30 m. No aplica si la persona está participando directamente en la operación de la aeronave.

II. Requerimientos de operación:

Los requerimientos de misión y de rendimiento se establecen para tener características previas a iniciar el diseño conceptual y así apuntar a estos valores en los cálculos de diseño. Los requerimientos se establecen con base en las aeronaves de referencia, teniendo en cuenta los límites de operación establecidos.

1. **Autonomía de vuelo:** Es la distancia máxima que una aeronave puede recorrer entre el despegue y el aterrizaje y está limitada por el almacenamiento de energía de la misma. Se establece que el almacenamiento de energía requerido debe cumplir un vuelo de siete veces el tramo de los perfiles de misión para tener un margen de tres veces o más el recorrido propuesto y cumplir con la misión sin sobrepasar el 80 % de la capacidad energética, este valor corresponde a 2380 m. Debe incorporarse una fuente energética que garantice el recorrido de la distancia establecida.

2. **Peso máximo de misión:** El peso máximo establecido para la configuración base de la plataforma aeronáutica es de 3 kg, este está conformado por la aviónica de control, las baterías, la estructura central y la carcasa. El peso máximo establecido para las configuraciones que se deseen evaluar incluyendo lastre es de 4 kg. Los elementos que agregarían peso a la plataforma serían las configuraciones de sistemas de propulsión que se deseen evaluar, la instrumentación extra de registro propia de las configuraciones de sistemas de propulsión implementados y el lastre para las pruebas en vuelo en caso de agregarlo.

3. **Tamaño máximo:** La envergadura máxima de la plataforma será de 1,5 m. Esto responde a un tamaño versátil para su manufactura, transporte, almacenamiento y pruebas en túnel de viento con modelo a escala sin tener efectos de escala críticos.

4. **Velocidades de operación:** Se desea un vuelo con velocidad mínima de 10 m/s (36 Km/h) y máxima de 20 m/s (70 Km/h). La información recopilada de las aeronaves referencia establecen un rango óptimo de velocidad crucero de 12 a 20 m/s (40 a 70 km/h).

5. **Altitud crucero:** La altitud máxima de vuelo se establece con base en los límites de operación como 400 pies (122m).

6. **Dinámica de vuelo:** El ángulo de equilibrio de vuelo debe estar entre 0 y 3 grados de ángulo de incidencia en su configuración base.

7. **Geometría y manufactura:** La geometría debe ser lo más sencilla y simple posible para facilitar su manufactura y análisis y para reducir el arrastre y así incrementar el rendimiento aerodinámico. Los materiales de manufactura deben ser livianos, resistentes y de fácil adquisición, por lo que se opta por PLA y materiales compuestos. Esto permitirá el fácil intercambio de partes en caso de daños.

8. **Versatilidad:** La aeronave debe ser modular en diferentes aspectos siendo el principal la incorporación de diferentes configuraciones de sistemas de propulsión establecidos en secciones anteriores. Se debe permitir el intercambio de diferentes tipos de nariz con el objetivo de agregar masa y llevar el centro de gravedad hacia adelante, incorporar sensores o una cámara, además de poder implementar la configuración tractora mono-motor. Se debe permitir incorporar diferentes configuraciones de cola y poder variar la longitud del empenaje. Las alas deben ser modulares para permitir el acople de los diferentes tipos de sistema de propulsión de alas, diferente perfil aerodinámico, ángulo de ataque, ángulo diedro, además de permitir incorporar puntas de ala, por lo cual, estas deben ser manufacturadas en función de los cambios que se deseen por lo que se especificará en el diseño la forma de acoplar diferentes tipos de alas, sin embargo, cualquier configuración propuesta debe satisfacer los límites de operación y requerimientos establecidos para el correcto funcionamiento de la plataforma.

El diseño debe tener en cuenta cada aspecto de los límites de operación y requerimientos de misión y rendimiento, sin embargo, durante el desarrollo de este, se deben jerarquizar en caso de tener que prescindir de alguna característica establecida en esta etapa.

3.3.4. Definición de los alcances del diseño conceptual propuesto

Para la aeronave de este proyecto, el diseño conceptual finalizará al verificar el rendimiento aerodinámico de la configuración base con simulaciones computacionales para construir las curvas polares correspondientes a sustentación y arrastre. Además del rendimiento aerodinámico, verificar la estabilidad longitudinal estática con el uso de herramienta computacional para caracterizar el margen de estabilidad debido a que las diferentes configuraciones de sistemas de propulsión que se pueden evaluar pueden provocar inestabilidad longitudinal estática y pérdida de control de la aeronave debido al cambio en el centro de gravedad o la generación de momentos extra producidos por el empuje de estos sistemas de propulsión. El diseño conceptual se detendrá al obtener resultados aceptables en rendimiento aerodinámico y estabilidad longitudinal estática. El rango para considerar aceptables los resultados son definidos al el capítulo de verificación del diseño conceptual (Capítulo 4). No se realizarán cálculos ni evaluaciones de control, estructurales, ni pruebas en vuelo. No se diseñará, analizará ni construirá ningún sistema de propulsión propuesto para evaluación. No se construirá ningún prototipo de plataforma que vuele.

El diseño conceptual debe entregar:

1. Configuración base de la plataforma y los acoples para incorporar los requerimientos de versatilidad establecidos en la sección 3.3.3.
2. Perfiles de misión y metodología para las pruebas en vuelo.
3. Planos de la configuración base.
4. Verificación del rendimiento aerodinámico por medio de curvas polares de sustentación y arrastre.
5. Verificación de la estabilidad longitudinal estática.
6. Recomendaciones para la etapa de diseño preliminar.

3.4. Diseño conceptual de la plataforma aeronáutica

En esta sección se presenta el proceso de diseño conceptual de la plataforma aeronáutica en su configuración base. Las decisiones de diseño se tomaron a partir de modelos analíticos empíricos de la referencia [19], artículos aplicados a cada sección y modelado computacional mediante el software XFLR5. Algunas de las ecuaciones presentadas mantienen la notación original en inglés.

3.4.1. Esquema de diseño (Design Layout)

Como primer etapa del diseño se establece un bosquejo inicial de cada parte principal de la aeronave (ala, fuselaje, empenaje y cola), este bosquejo se enfoca en la forma externa de cada una de estas partes principales y de la forma en que se acoplan entre sí (aeronave completa), por este motivo, también se presentan bosquejos iniciales de los accesorios de modularidad (acople alas-fuselaje, acople empenaje-fuselaje, acople cola-empenaje).

1. Boceto del concepto de aeronave a diseñar

El boceto se realiza para establecer la tentativa de la geometría de la aeronave, este se fundamenta en la forma de las aeronaves referencia. Para este proyecto, el boceto conceptual se realizó usando la herramienta CAD (computer-aided design) con la licencia estudiantil del software Autodesk Inventor 2024. La figura 3.22 muestra el boceto conceptual de la plataforma aeronáutica en su configuración base en donde se visualizan las partes principales (fuselaje, empenaje, alas y cola).

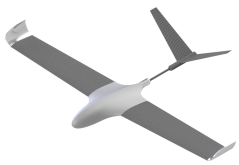


Figura 3.22: CAD del boceto conceptual de la propuesta de configuración base de la plataforma aeronáutica. Fuente: Autor

De forma análoga, en la figura 3.23, se presentan esquemas de las propuestas de boceto conceptual de las configuraciones de sistemas de propulsión propuestas en la sección anterior.

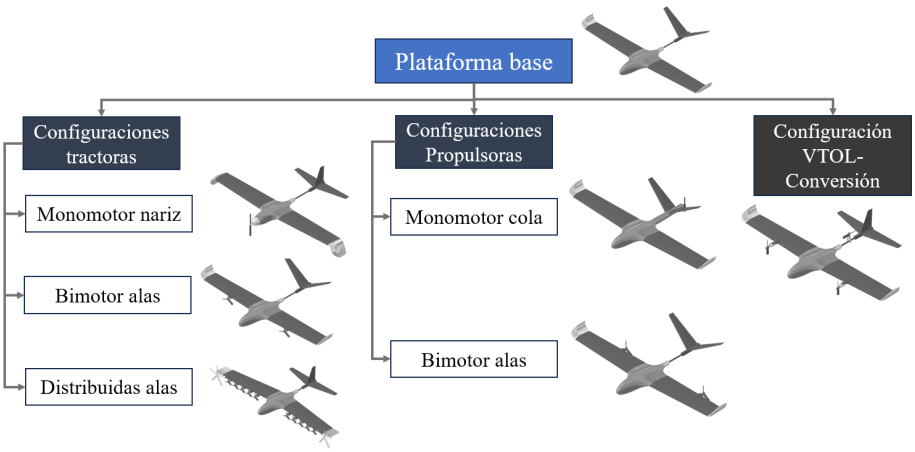


Figura 3.23: Bocetos conceptuales de las diferentes configuraciones de sistemas de propulsión propuestas para la plataforma aeronáutica. Fuente: Autor

2. Peso inicial de diseño de la aeronave: Primer estimación de las fracciones de pesos que componen el peso total

El peso inicial de diseño se establece como el peso bruto de despegue W_0 (takeoff gross weight).

$$W_0 = W_{payload} + W_{empty} \tag{3.19}$$

Este peso tiene en cuenta el tipo de aeronave (UAV propulsión eléctrica), lo que significa que no hay fracción de peso de combustible ni de tripulación. $W_{payload}$ es la carga útil que se establece como cualquier peso de lastre extra y accesorios de las configuraciones de sistemas de propulsión que se incorporen para su evaluación y que no haga parte de la configuración base de la plataforma aeronáutica. W_{empty} es el peso restante o vacío el cual incluye la estructura, carcasa, motores y propelas y aviónica.

El peso vacío puede ser estimado directamente si se conocen los valores de toda masa que lo componga (aviónica, motores y propelas, estructura, etc.), si la totalidad de los pesos no son conocidos, un primer estimado basado en porcentajes de cada fracción de peso de las aeronaves referencia puede ser utilizado. En este caso el peso vacío está dado por una masa de 3,6 kg y el peso de carga útil por una masa de 0,4 kg.

3. Bosquejo inicial de la geometría del ala

En este apartado se dimensiona el ala principal de la configuración base de la plataforma aeronáutica, el objetivo es lograr una geometría trivial que se aproxime al perfil elíptico de sustentación.

A. Primer determinación de la relación de sustentación-arrastre L/D (Lift to drag ratio) y relación de aspecto del ala AR (Aspect ratio):

La relación sustentación-arrastre (L/D) es una medida de la eficiencia aerodinámica de la aeronave y a velocidad subsónica está directamente relacionada a la envergadura del ala y al área

mojada de la aeronave. La relación de aspecto AR (Aspect ratio), es un indicador primario de la eficiencia del ala que describe la forma de un ala en relación con su envergadura y su cuerda media, en donde valores altos indican alas largas y estrechas lo cual reduce el arrastre inducido minimizando así la perdida de sustentación lo que permite vuelos más largos y eficientes. Valores más bajos indican alas mas cortas y anchas lo que permite mayor maniobrabilidad. Los valores típicos de AR están entre 3 y 8, y su estimación se da por medio de la siguiente expresión:

$$AR = \frac{b^2}{S} \tag{3.20}$$

En donde b es la envergadura y S el área de referencia del ala. El valor de AR se escoge tal que esté dentro de los parámetros de las aeronaves de referencia, $AR = 6$, además, haciendo uso de la tabla 4.1 de la página 56 de la referencia [19], para aeronaves 'homebuilt composite' que son aeronaves de manufactura casera para entusiastas se confirma el valor de $AR = 6$.

La estimación más directa de L/D se da durante la fase de vuelo nivelado en donde la sustentación es conocida y es igual al peso de la aeronave por lo que es únicamente dependiente del arrastre. Por medio de la figura 3.6 (AR_{wet} en función de L/D_{max}) presentada en la página 26 de la referencia [19], haciendo uso de la curva referente a aviones de hélice de engranaje fijo (fixed gear prop aircraft) debido a que son aeronaves similares en cuanto a forma y régimen de vuelo a la de este proyecto, se obtiene el valor inicial de $L/D_{max} = 11$, este valor es una primera selección basada en las curvas mencionadas de la referencia y corresponde a una relación de aspecto mojada $AR_{wet} = 1{,}5$.

Debido a que L/D depende tanto de la sustentación como del arrastre y estos a su vez dependen de la velocidad de vuelo y altitud, se tendrán distintos valores para diferentes fases de vuelo, existiendo una velocidad que maximiza esta relación para cada fase de vuelo, en este caso, el valor máximo calculado será para la fase crucero.

B. Preselección de perfiles aerodinámicos:

El perfil aerodinámico afecta la eficiencia durante todas las fases de vuelo, es por esto que se considera el corazón de la aeronave a nivel aerodinámico, por lo cual una correcta elección garantiza mayor eficiencia en vuelo.

El principal factor para la selección del perfil aerodinámico es definir el número de Reynolds basado en la cuerda R_{e_c}, al cual va a operar debido a que si el perfil opera al R_{e_c} para el cual fue diseñado, el flujo será laminar en gran parte de la superficie del ala lo que implica reducción de arrastre para un coeficiente de sustentación dado. Para el primer estimado del número de Reynolds de operación se tienen los siguientes valores, en donde las propiedades del aire se aproximan a la zona de operación que es la ciudad de Cali la cual está a 1000 metros sobre el nivel del mar y tiene una temperatura promedio de 25 a 30°C: Densidad del aire a 25°C y 1 atmósfera, $\rho = 1{,}184$ kg/m^3 [42]. Viscosidad dinámica del aire a 25°C y 1 atmósfera, $\mu = 1{,}849x10^{-5}$kg/m.s [42]. Velocidad de flujo $V_1 = 10$ m/s, $V_2 = 15$ m/s, $V_3 = 20$ m/s, estas velocidades corresponden a la velocidad mínima, crucero y máxima definidas en los requerimientos de operación. La longitud característica en este caso es la cuerda media del ala MAC (Mean aerodynamic chord) que para este primer estimado se obtiene de un promedio entre las cuerdas medias de las alas de las aeronaves referencia. La cuerda media es entonces $MAC = 0{,}19$ m.

Con estos valores se obtienen los siguientes números de Reynolds basados en MAC de operación haciendo uso de la ecuación 2.1: $120000 < R_{e_{MAC}} < 245000$.

Para la etapa de diseño conceptual, la elección del perfil aerodinámico debe basarse en perfiles existentes con las características deseadas, estos pueden ser seleccionados de aeronaves referencia, además, se debe tener en cuenta que no existe una elección de perfil aerodinámico perfecto, por lo que no se debe emplear mucho tiempo buscándolo y para evitar esto, se deben establecer las prioridades para su elección, en este caso las prioridades son:

1. Número de Reynolds de operación para obtener flujo laminar en el 50-70 % del ala.
2. Espesor suficiente para llevar la estructura e instrumentos que se requieran en el ala.
3. Facilidad de manufactura.

Los perfiles aerodinámicos preseleccionados que cumplen al menos dos de los tres requerimientos establecidos son los siguientes: Eppler E205, Eppler E193, Eppler E1230, los cuales pertenecen a algunas de las aeronaves referencia que reportan esta información y por medio de la UIUC airfoil data site de la universidad de Illinois (https://m-selig.ae.illinois.edu/ads.html), se agregan como posibles opciones el Eppler E231, Eppler E374 y Eppler E423, todos estos con características de vuelo a bajos números de Reynolds. La selección del perfil definitivo se realiza en secciones posteriores una vez la geometría del ala haya sido establecida y se realicen los análisis aerodinámicos del conjunto perfil-ala.

C. Geometría del ala: Proyección en planta:

Las características geométricas de un ala se visualizan en la figura 3.24 la cual presenta la proyección en planta de un ala trapezoidal de referencia.

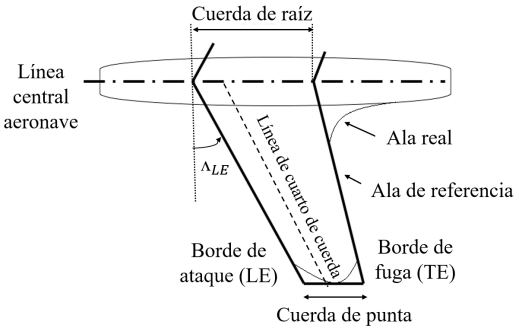


Figura 3.24: Geometría general de un ala trapezoidal de referencia. Tomado como referencia de: [19]

El ángulo que se presenta es el correspondiente al ángulo de barrido del borde de ataque. Las características principales del ala son las siguientes:

1. **Características geométricas:** Relación de aspecto (aspect ratio) (AR), área de referencia (reference wing area) (S), cuerda (chord) o cuerda media aerodinámica (mean aerodynamic chord) (MAC), ángulo de barrido (sweep angle), relación de conicidad (taper ratio) (λ), ángulo de giro (twist angle), envergadura (span) (b), punta de ala (Wing tip).

2. **Características de posicionamiento en la aeronave:** Ángulo de incidencia del ala, ángulo de diedro, localización vertical y horizontal en el fuselaje.

Las características aplicadas al ala principal de la plataforma base son únicamente las correspondientes a vuelo a baja velocidad y que facilitan su manufactura, estas son:

Relación de conicidad (Taper ratio λ): Relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de la punta del ala. Se aplica para intentar acercarse a la distribución elíptica de sustentación definida por la teoría de ala finita de Prandlt, la cual es vista como ideal debido a que reduce el arrastre inducido al reducir la magnitud de la sustentación hacia las puntas siguiendo una forma elíptica. Un ala elíptica es de difícil manufactura por lo que la solución más óptima es reducir la cuerda a lo largo de la envergadura en una relación entre la cuerda de raíz y la cuerda de punta, este valor es λ. Se hace uso de la figura 4.23 de la página 61 de la referencia [19] en donde la aproximación de menor arrastre inducido corresponde a un ala trapezoidal con $\lambda = 0{,}45$ lo que representa aproximadamente 1 % de arrastre inducido extra comparada con un ala elíptica de misma relación de aspecto.

Ángulo de diedro del ala: Es el ángulo formado entre el ala y la horizontal desde una vista frontal, es usado para estabilidad lateral de la aeronave, pues cuando hay una perturbación externa que produce alabeo (roll), el ala que disminuye su ángulo con la horizontal aumentará su sustentación mientras que el ala contraria la disminuirá lo que producirá un efecto neto de retorno de la aeronave a su posición de equilibrio. En la tabla 4.2 de la página 65 de la referencia [19], se presentan valores de 0° a 5° para aeronaves de aviación general.

Carga alar (wing loading W/S):

Es un parámetro que se refiere al peso que soporta un ala por cantidad de área medido usualmente en kilogramo por metro cuadrado (kg/m^2). Se estima para etapas de vuelo críticas tales como el despegue y aterrizaje, ya que garantizar un buen rendimiento aerodinámico en estas condiciones permitirá un vuelo seguro en las demás condiciones de vuelo en donde existe mayor velocidad y el ala producirá suficiente fuerza de sustentación. Valores bajos de carga alar indican alas más largas con mayor rendimiento pero también con un aumento en el peso debido a la estructura que requieren para aguantar el voladizo. Valores más altos de carga alar indican alas más pequeñas. Como norma general, el valor mínimo de W/S es el que debe ser seleccionado para obtener la envergadura suficiente para garantizar la sustentación suficiente en todas las fases de vuelo. Para el calculo de la carga alar, el peso total de la aeronave es $W = 39{,}24$N (4 kg) y el área S de referencia del ala se obtiene a partir de la ecuación 3.20 haciendo uso del valor máximo de envergadura de los requerimientos el cual es 1,5 m siendo así $S = 0{,}375\text{m}^2$. El valor de carga alar es $W/S = 104,64$ N/m^2 (10,7 kg/m^2).

Velocidad de pérdida V_{stall}, velocidad de aproximación $V_{approach}$, velocidad de despegue $V_{takeoff}$ y cargas alares respectivas a cada condición de vuelo:

La velocidad de pérdida (V_{stall}) es un parámetro de seguridad y el cálculo de la carga alar se puede realizar con este parámetro por medio de la siguiente ecuación que los relaciona:

$$W = L = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 S C_{L_{max}} \tag{3.21}$$

Despejando S para expresar la carga alar en función de la velocidad de pérdida se obtiene:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 C_{L_{max}} \tag{3.22}$$

En donde se hace uso de la condición de vuelo nivelado no acelerado $W = L$, por lo cual esta velocidad de pérdida aplica solo para esa condición que no necesariamente es vuelo crucero pero se aplica para esta fase de vuelo que es en la que más tiempo permanece la aeronave. Con el valor de carga alar $W/S = 104{,}64$ N/m^2 (10,7 kg/m^2) y el valor de $C_{L_{max}}$ (coeficiente de sustentación máximo) que oscila normalmente entre 1,2 y 1,5 para alas sin flaps (superficies para aumentar la sustentación del ala), que por medio de la figura 5.3 de la página 97 de la referencia [19], se establece un coeficiente de sustentación máximo para alas sin barrido ni flaps de $C_{L_{max}} = 1{,}5$, y despejando la velocidad de pérdida de la ecuación 3.22, el valor de este parámetro de seguridad es:

$$V_{stall} = 10{,}87 m/s \tag{3.23}$$

Este valor revela que la velocidad mínima de operación establecida en los requerimientos no puede ser 10 m/s, este valor debe aumentar por seguridad.

La velocidad de aproximación $V_{approach}$ es la velocidad mínima requerida para el aterrizaje y su valor es estimado en función de la velocidad de pérdida:

$$V_{approach} = 1{,}3 V_{stall} \tag{3.24}$$

El valor de este parámetro es $V_{approach} = 14{,}13$ m/s.

La velocidad de despegue se determina mediante la siguiente ecuación:

$$V_{takeoff} = 1{,}1 V_{stall} \tag{3.25}$$

El valor de este parámetro es $V_{takeoff} = 11{,}95$ m/s.

Estos tres valores de velocidad hacen referencia a un límite de seguridad para cada condición de vuelo (despegue, crucero, aterrizaje y las fases intermedias entre estas). Los rangos de velocidad establecidos en la sección de requerimientos deben ser corregidos. La velocidad mínima de operación puede establecerse como la velocidad de despegue calculada, la velocidad crucero se cambia en función de la nueva velocidad mínima de operación manteniendo el rango de los requerimientos de 5 m/s entre una y otra, la nueva velocidad crucero es entonces 17 m/s y por último, la velocidad máxima puede permanecer como 20 m/s o aumentar a 22 m/s manteniendo el margen de 5 m/s que existía entre la velocidad crucero y la velocidad máxima de los requerimientos.

La carga alar para el despegue $(W/S)_{takeoff}$ se obtiene por medio de la ecuación 3.22 reemplazando la velocidad de pérdida por la velocidad de despegue $V_{takeoff}$:

$$(\frac{W}{S})_{takeoff} = 126{,}84[N/m^2] \tag{3.26}$$

La carga alar para el aterrizaje se obtiene de igual forma que para el despegue pero reemplazando la velocidad de aproximación $V_{approach}$:

$$(\frac{W}{S})_{approach} = 176{,}58[N/m^2] \tag{3.27}$$

Área de referencia S, envergadura b, cuerdas de raíz C_{raiz} y de punta C_{punta}:

Con los valores de la carga alar (W/S), relación de aspecto (AR) y relación de conicidad (λ), se pueden calcular el área de referencia, la envergadura del ala, la cuerda de raíz y la cuerda de punta mediante las siguientes ecuaciones respectivamente:

$$S = W/(W/S) \tag{3.28}$$

$$b = \sqrt{(AR)S} \tag{3.29}$$

$$C_{root} = 2S/[b(1+\lambda)] \tag{3.30}$$

$$C_{tip} = \lambda C_{root} \tag{3.31}$$

El área de referencia se calcula por medio de la ecuación 3.28 haciendo uso del mínimo valor de carga alar el cual es $W/S = 104{,}64$ N/m^2 (10,7 kg/m^2), el valor es: $S = 0{,}37$ m^2.
La envergadura requerida para la carga alar estimada se obtiene por medio de la ecuación 3.29, el valor es: $b = 1{,}49$ m.
La cuerda de raíz se establece por medio de la ecuación 3.30, el valor es: $C_{root} = 0{,}34$ m.
La cuerda de punta se establece por medio de la ecuación 3.31, el valor es: $C_{tip} = 0{,}15$ m.

Estimación de la cuerda media aerodinámica (MAC) y posición del centro aerodinámico del ala:

La cuerda media aerodinámica (MAC) representada por $\bar{c}$, es la referencia de cuerda del ala cuando esta tiene cuerda variable a lo largo de la envergadura, esta se usa para estimar el centro aerodinámico del ala en aeronaves subsónicas y para cualquier cálculo que requiera el valor de cuerda del ala. La longitud de la cuerda media aerodinámica se estima por medio de la siguiente ecuación:

$$\bar{c} = (\frac{2}{3})[\frac{C_{root}(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)}] \tag{3.32}$$

La longitud de la cuerda media aerodinámica para la aeronave de este proyecto es $\bar{c} = 0{,}26$ m.
La cuerda media aerodinámica está localizada en el perfil aerodinámico que se encuentra a una distancia $\bar{Y}$ de la línea central de la aeronave, esta distancia se estima por medio de la siguiente ecuación:

$$\bar{Y} = (\frac{b}{6})[\frac{(1+2\lambda)}{(1+\lambda)}] \tag{3.33}$$

La distancia a la cual se encuentra la cuerda media aerodinámica con respecto a la línea central de la aeronave de este proyecto es $\bar{Y} = 0{,}33m$ en dirección de la envergadura.

El centro aerodinámico del ala en aeronaves subsónicas se encuentra aproximadamente al 25 % de la cuerda media aerodinámica, en este caso está a una distancia de 0,065 m desde el borde de ataque en la posición $\bar{Y}$ de la envergadura.

Resumen de los parámetros del ala:

En las siguientes tablas 3.1, 3.2, 3.3, se presenta el resumen de los parámetros calculados del ala.

CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS	VALOR DEL PARÁMETRO
Relación de aspecto (AR)	6
Área de referencia (S)	0,37 m^2
Ángulo de barrido borde de ataque LE (Λ)	3,6°
Relación de conicidad (λ)	0,45
Envergadura (b)	1,50 m
Cuerda de raíz (C_{root})	0,34 m
Cuerda de punta (C_{tip})	0,15 m
Cuerda media aerodinámica ($\bar{c}$)	0,26 m
Posición de ($\bar{c}$) desde la raíz	0,32 m
Posición centro aerodinámico del ala	0,065 m sobre $\bar{c}$
Punta de ala	No se incorpora en la configuración base

Tabla 3.1: Características geométricas del ala

CARACTERÍSTICAS DE POSICIONAMIENTO	VALOR DEL PARÁMETRO
Ángulo de diedro	4°
Localización vertical	Medias a altas
Localización horizontal	Se define en el diseño de fuselaje

Tabla 3.2: Características de posicionamiento del ala en la aeronave

PARÁMETROS DE RENDIMIENTO DEL ALA	VALOR DEL PARÁMETRO
Carga alar W/S	10,7 kg/m^2
Velocidad de pérdida V_{stall}	10,87 m/s
Velocidad de despegue $V_{takeoff}$	11,95 m/s
Velocidad de aproximación $V_{approach}$	14,13 m/s
Rango Coef. de sustentación del ala	0,78<C_L<1,5

Tabla 3.3: Parámetros de rendimiento del ala

D. Selección de la configuración ala-perfil aerodinámico:

En este apartado se selecciona el perfil aerodinámico para el ala de la configuración base de la plataforma por medio de simulaciones de la geometría ya establecida del ala en la condición de vuelo crucero haciendo uso del software XFLR5. Las características del flujo para la simulación son nuevamente calculadas debido a que ya se tienen parámetros del ala propuesta para la aeronave, estas características son: $\rho = 1{,}074$ kg/m^3 densidad del aire a 1000 msnm y 25°C, (datos propios del software XFLR5); $\nu = 1{,}683e-05$ m^2/s viscosidad cinemática del aire a 1000 msnm y 25°C, (datos propios del software XFLR5); $V_{crucero} = 17$ m/s, velocidad de vuelo crucero;

$151515 < R_{e_c} < 343434$, rango del número de Reynolds basado en la cuerda entre la cuerda de punta (límite inferior) y la cuerda de raíz (límite superior) como longitudes características.

Se realizaron simulaciones para la geometría del ala con cada perfil aerodinámico preseleccionado, la elección de la configuración ala-perfil aerodinámico se realiza con base en los siguientes requisitos listados en orden de prioridad.

Requisitos de primer orden son: (1) Generar suficiente fuerza de sustentación para elevar la masa máxima de 4 kg al menor ángulo de ataque posible. (2) Mayor relación sustentación arrastre L/D lo cual indica el menor arrastre para la sustentación requerida para elevar los 4 kg. (3) Mayor estabilidad longitudinal estática (explicado en el capítulo 2), al ser solo el ala no se pretende lograr ángulo de trim (equilibrio) positivo, solo se debe asegurar que la forma de la curva sea lo más cercana posible a la curva que representa estabilidad longitudinal estática en una aeronave completa.

Requisitos de segundo orden de prioridad son los requisitos establecidos para el perfil aerodinámico de forma individual: (1) Máximo coeficiente de sustentación y mínimo coeficiente de arrastre al número de Reynolds de condición de vuelo crucero. (2) Máximo espesor disponible. (3) Facilidad de manufactura.

Requisito de tercer orden, la configuración ala-perfil aerodinámico debe generar suficiente fuerza de sustentación a la velocidad de pérdida para garantizar el vuelo para las fases de despegue y aproximación al aterrizaje.

De los perfiles preseleccionados, los que cumplieron con la mayoría de características requeridas fueron el E423, E211 y E231, sin embargo, el único que cumple con generar suficiente fuerza de sustentación para elevar la masa de 4 kg en un rango aceptable de ángulo de ataque a la velocidad de pérdida es el E423. En la tabla 3.4 se presenta la comparación de los tres perfiles mencionados a velocidad de vuelo crucero para los requisitos de primer y segundo orden y velocidad de pérdida para el requisito de tercer orden.

PARÁMETROS	**E423 (AoA 0°)**	**E211 (AoA 4°)**	**E231 (AoA 6°)**
Sustentación	51 N (5,2 kg)	38,26 N (3,9 kg)	38,26 N (3,9 kg)
Coeficiente de arrastre C_D	0,033	0,019	0,019
Coeficiente de momento C_m	-0,61	-0,36	-0,29
Eficiencia del perfil C_l/C_d	60	75	80
Porcentaje de espesor t(%)	12,5	10,9	12,3
Facilidad de manufactura	3/5	4/5	4/5
Sustentación a V_{stall}	40,22 N @ 12°AoA	39,24 N @ 19°AoA	39,24 N @ 19°AoA

Tabla 3.4: Parámetros comparativos de primer, segundo y tercer orden de los perfiles-ala seleccionados.

En la tabla 3.5 se muestra el conteo final para la selección del perfil aerodinámico del ala de la configuración base de la plataforma, los puntos se establecieron de la siguiente forma: (3) puntos para el perfil que cumpla mejor el parámetro, (2) puntos para el segundo y (1) punto para el perfil que peor cumpla el parámetro, en caso de empate se otorga igual puntuación a los perfiles

correspondientes. Para las prioridades respectivas a la fuerza de sustentación tanto para vuelo crucero como velocidad de pérdida, se le agrega (1) punto extra al perfil que lo cumpla al menor AoA y se le restará (-1) punto al perfil que lo cumpla al mayor AoA, esto por motivo de que son las prioridades más importantes para garantizar el vuelo seguro de la plataforma.

PARÁMETROS	**E423 (AoA 0°)**	**E211 (AoA 4°)**	**E231 (AoA 6°)**
Sustentación	3 +1	2	2 -1
Coeficiente de arrastre C_D	2	3	3
Coeficiente de momento C_m	1	2	3
Eficiencia del perfil C_l/C_d	1	2	3
Porcentaje de espesor t(%)	3	1	2
Facilidad de manufactura	2	3	3
Sustentación a V_{stall}	3 +1	2 -1	2 -1
TOTAL	17	14	16

Tabla 3.5: Puntuación para la selección del perfil aerodinámico

Los tres perfiles seleccionados son válidos para la condición de vuelo crucero, por este motivo se recomienda explorar la viabilidad de realizar cambios de geometría al ala para garantizar la suficiente sustentación a la velocidad de pérdida para los dos perfiles que no cumplieron esta condición, esto por motivo de explorar otras dimensiones y forma del ala para una mayor eficiencia aerodinámica.

Para el diseño de la configuración base se escoge el perfil E423, la geometría del perfil se muestra en la figura 3.25.

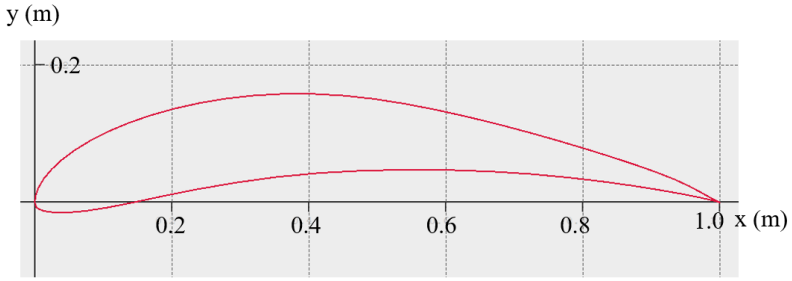


Figura 3.25: Geometría del perfil Eppler E423 tomada del software XFLR5. Fuente: Autor.

Las gráficas referentes a la fuerza de sustentación (A), coeficiente de arrastre (B) y momento (C) a velocidad crucero de la configuración ala-perfil aerodinámico seleccionado se muestran en las siguientes figuras:

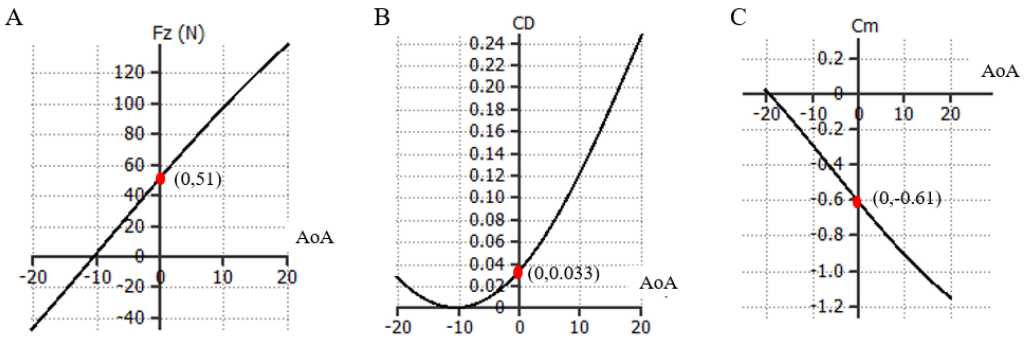


Figura 3.26: Curvas del ala-Perfil E423, (A)Fuerza de sustentación, (B)Coeficiente de arrastre, (C)Coeficiente de momento, en función del ángulo de ataque AoA para la condición crucero. Fuente: Autor.

En las curvas se visualiza el punto de operación seleccionado para el ala el cual es 0° de AoA y los valores respectivos de fuerza de sustentación, coeficiente de arrastre y coeficiente de momento. Para la curva de sustentación se puede apreciar que el ángulo de ataque de cero sustentación a velocidad crucero es aproximadamente -10°, este valor es importante recalcarlo para tener presente la operación segura de la plataforma.

La figura 3.27 muestra la distribución local de sustentación en cada punto de la envergadura en condición crucero a 0° de AoA, en la gráfica se muestra también lo que sería la distribución de sustentación elíptica y se puede apreciar que son muy parecidas.

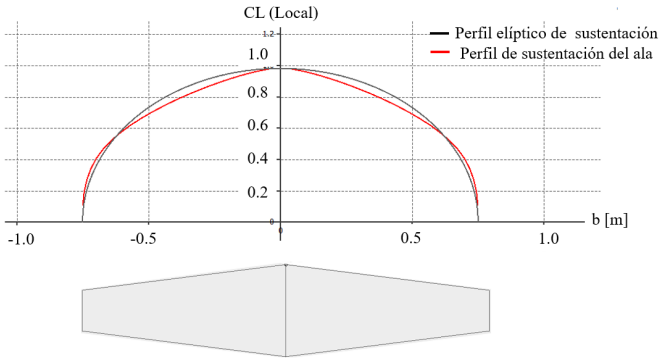


Figura 3.27: Distribución de sustentación local ($c_{local}C_l/\bar{c}$) a lo largo de la envergadura (b) del ala en condición de vuelo crucero a 0° AoA. Fuente: Autor.

En donde c_{local} es la cuerda en cada punto de la envergadura, C_l es el coeficiente de sustentación local del perfil aerodinámico y $\bar{c}$ es la cuerda media aerodinámica del ala.

Dimensionamiento de las superficies de control (alerones):

Los alerones son superficies de control encargados del giro con respecto al eje longitudinal de la aeronave, este giro es el alabeo (roll). Los alerones se posicionan normalmente desde el 50 % hasta el 90 % a 100 % de la envergadura del ala y por motivos de manufactura, se prefieren alerones completamente rectos. La figura 3.28 muestra el planform del ala con las dimensiones principales.

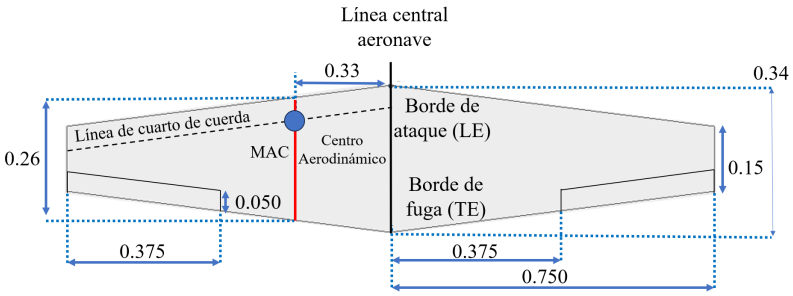


Figura 3.28: Proyección en el plano del ala con las dimensiones de los alerones (medidas en metros). Fuente: Autor.

La disposición de los alerones y sus dimensiones son establecidas de manera conceptual, no se presentan análisis del ala con alerones.

4. Bosquejo inicial de la geometría del fuselaje

El fuselaje de esta aeronave tiene como objetivo principal alojar la aviónica y la estructura, y su intención de diseño es maximizar el espacio para los instrumentos y minimizar el arrastre mediante una geometría aerodinámica. Además, busca generar algo de sustentación, funcionando en conjunto con las alas como un ala única y por ello, este se diseña con secciones de perfiles aerodinámicos simétricos de gran espesor, intentando lograr una forma de ojiva para reducir el arrastre, esta estrategia de diseño se visualiza en la referencia [10] en donde se propone un fuselaje con sección central en forma de perfil NACA0017-64 y de NACA0020-65 en los extremos.

A. Concepto de las partes que conforman el fuselaje:

En la figura 3.29 se muestran las secciones que conforman el fuselaje:

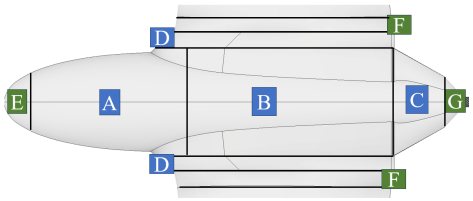


Figura 3.29: Partes que conforman el fuselaje. Fuente: Autor.

Las secciones A a D del fuselaje son partes fijas. A y B son las cajas de instrumentación, carga útil y estructura para acoplar las alas. C y D conectan el empenaje y las alas respectivamente, por lo cual priorizan la estructura de soporte, aunque el espacio restante puede usarse para instrumentación adicional. Las secciones E a G son modulares y pueden intercambiarse si se mantiene la forma de acople con las partes fijas. E es la nariz modular, diseñada para acoplar cámaras, sensores y sistema de propulsión mono-motor tractora. F son los acoples modulares de las alas, diseñados para conectarse a la sección D y ajustar las características del ala deseadas de posicionamiento (ángulo de ataque, diedro) y geométricas (perfil aerodinámico, cuerda de raíz). G es el acople modular del empenaje, que se une a la sección C y al empenaje.

B y C. Dimensionamiento longitudinal y lateral del fuselaje:

La longitud del fuselaje se ha propuesto basándose en las dimensiones de los fuselajes de las aeronaves de referencia los cuales solo cargan estructura y aviónica de control y vuelo. Dado que la instrumentación seleccionada se basa en estas aeronaves, se asegura que el tamaño del fuselaje sea adecuado, sin embargo, para incorporar instrumentación y estructura adicional para pruebas en vuelo, se propone que la longitud del fuselaje sea 1,3 veces la longitud promedio de las aeronaves de referencia, que es 0,54 m, resultando en una longitud propuesta de 0,70 m.

La forma del fuselaje a lo largo es de perfil aerodinámico simétrico, para la selección de este solo se tendrá en cuenta que tenga gran espesor y menor arrastre. La familia de perfiles NACA de 4 dígitos (NACA XXXX) reporta el porcentaje de espesor en los dos últimos dígitos, y al requerirse un perfil simétrico, los dos primeros dígitos que hacen referencia al camber y la posición de máximo camber en la cuerda son cero (NACA 00XX). Para visualizar el espesor, se hace uso de la herramienta de generación de perfil aerodinámico de airfoil tools (http://airfoiltools.com/) el cual es una base de datos de perfiles aerodinámicos de uso libre que hace uso de la base de datos UIUC Airfoil Coordinates Database de Universidad de Illinois. Las líneas longitudinales guía del fuselaje son seleccionadas con la forma de un NACA 0018 recortado cerca del borde de fuga como se muestra en la figura 3.30 A.

La forma de las secciones transversales de A, B y C se estableció con líneas spline las cuales son función de las líneas guía longitudinales y por medio de la herramienta Loft del software Inventor 2024 se logra la forma aerodinámica de ojiva basada en el perfil NACA 0018. La forma de acople de la sección E (nariz) es de circunferencia con radio de 99 mm. La forma de acople de la sección G (empenaje) es de circunferencia de radio 80 mm. Cada circunferencia representa el inicio y final de cada sección y será la forma de manufacturar el fuselaje en partes para ensamblar. La carcasa tendrá un espesor de 5 mm.

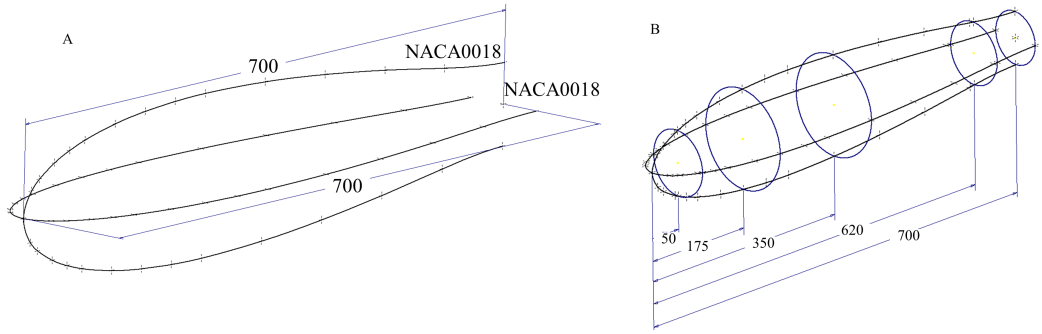


Figura 3.30: Boceto isométrico de la estrategia de diseño de las secciones longitudinales (A) y laterales (B) del fuselaje, dimensiones en mm. Fuente: Autor.

D. Dimensionamiento de los accesorios de modularidad del fuselaje (Secciones E, F, G) de la plataforma aeronáutica base:

Nariz (sección E): La nariz de la plataforma base tiene la forma del inicio del perfil NACA 0018 desde el borde de ataque hasta 50 mm de su cuerda. Transversalmente tiene la forma de circunferencias guiadas por las líneas longitudinales, siendo la circunferencia final de radio 99mm

la cual acopla en el inicio de la sección A. La figura 3.31 muestra la nariz con sus dimensiones más relevantes.

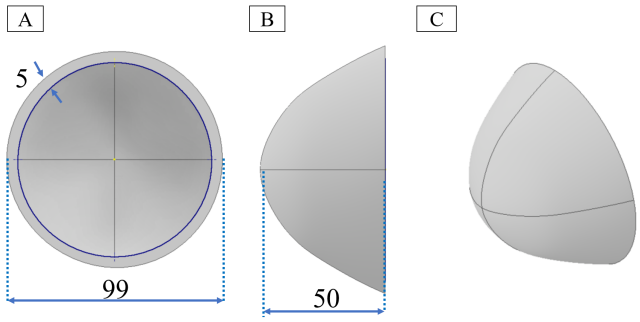


Figura 3.31: Nariz plataforma base. (A) Vista frontal, (B) Vista lateral, (C) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor.

Acople modularidad alas (sección F): El objetivo de este acople es incorporar las alas con las características geométricas requeridas, estas son 0° de AoA, y 4° de ángulo diedro. El acople es una extrusión del perfil NACA 0018 con 350 mm de cuerda que encaja en la zona D del fuselaje, y se extiende hacia el perfil del ala que es Eppler E423 con la cuerda de raíz del ala que es 340 mm. La figura 3.32 muestra el acople.

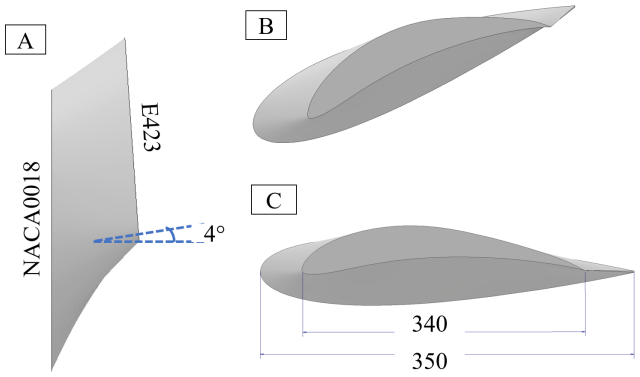


Figura 3.32: Acople modularidad alas. (A) Vista frontal, (B) Isométrico, (C) Vista lateral. Medidas en mm. Fuente: Autor.

Acople modularidad empenaje (sección G): El empenaje de la plataforma base es un larguero de fibra de carbono de sección circular de 16 mm de diámetro, por este motivo, el acople de empenaje es una extrusión de 30 mm que va desde la circunferencia del final de la sección C, hasta una circunferencia del diámetro mencionado. La figura 3.33 muestra el acople.

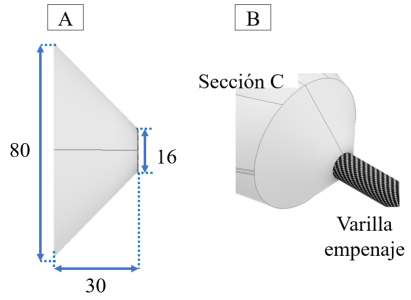


Figura 3.33: Acople modularidad empenaje. (A) Vista lateral, (B) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor.

E. Geometría externa del fuselaje y dimensiones de cada sección:

La figura 3.34 muestra la geometría externa del fuselaje en donde se visualizan las dimensiones principales de las secciones fijas que lo conforman (de las secciones modulares solo se visualiza la nariz (E)).

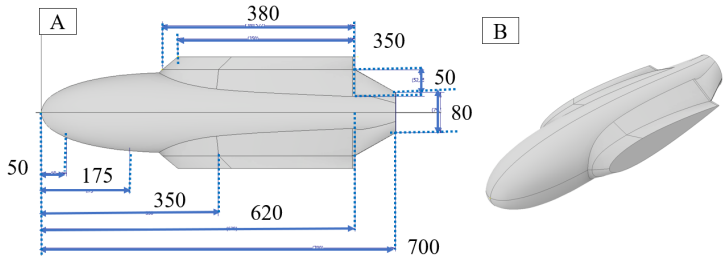


Figura 3.34: Representación conceptual de la geometría externa del fuselaje. (A) Principales dimensiones de las secciones, (B) Isométrico. Medidas en mm. Fuente: Autor.

5. Bosquejo inicial de la geometría de la cola:

La cola debe diseñarse con el objetivo principal de proporcionar equilibrio (trim), estabilidad y control de la aeronave, por este motivo se diseña en función del ala para contrarrestar los momentos generados por esta. La figura 4.30 de la página 74 de la referencia [19] muestra las configuraciones más usadas para colas traseras (aft tail). Para la aeronave de este proyecto se propone la configuración convencional como cola principal ya que es de las que más se visualiza en las aeronaves referencia.

A. Preselección de perfiles aerodinámicos para la cola:

Los perfiles aerodinámicos de la cola deben ser seleccionados en función del tipo de cola que se diseñe, por ejemplo, para una cola convencional, el estabilizador vertical debe ser un perfil simétrico ya que de no serlo generará fuerza de sustentación lo que a su vez inducirá un momento de guiñada no deseado en dirección de la fuerza. La prioridad para su elección es solo una:

- Garantizar estabilidad longitudinal estática con la mínima área en sus superficies, al menor ángulo de ataque más cercano a cero (sea positivo o negativo) para minimizar el arrastre y con el mínimo brazo de momento (para que la longitud de la aeronave sea mínima).

Los perfiles preseleccionados son basados en las aeronaves referencia y la referencia [43], estos son: NACA0012 y NACA0009 como perfiles simétricos; S1223, Eppler E205, Eppler E211 y Eppler E231, estos dos últimos son los perfiles seleccionados restantes durante el diseño del ala.

B. Dimensionamiento de la configuración convencional de cola:

La configuración convencional de cola es usada por aproximadamente el 70 % de las aeronaves convencionales, esta genera adecuada estabilidad y control y simplemente es funcional. Tiene un estabilizador horizontal en donde se posicionan los elevadores (elevators) los cuales son las superficies de control para el cabeceo (pitch) de la aeronave, y un estabilizador vertical en donde se posiciona el timón (rudder) que es el encargado del control de la guiñada (yaw) de la aeronave.

Un primer estimado de la geometría de la cola se realiza haciendo uso de la tabla 4.3 de la página 84 de la referencia [19] que establece valores para la relación de aspecto de la cola AR_T y la relación de conicidad λ_T tanto estabilizador horizontal como vertical, estos valores son para aeronaves de aviación general. Para el estabilizador horizontal se tiene: Relación de aspecto $AR_{H_T} = 4$, Relación de conicidad $\lambda_{H_T} = 0{,}5$. Para el estabilizador vertical se tiene: Relación de aspecto $AR_{V_T} = 1{,}6$, Relación de conicidad $\lambda_{V_T} = 0{,}45$.

Para establecer el área de referencia del estabilizador horizontal S_{H_T} y vertical S_{V_T} se hace uso de las siguientes expresiones:

$$S_{V_T} = \frac{c_{V_T} b_w S_w}{L_{V_T}} \tag{3.34}$$

$$S_{H_T} = \frac{c_{H_T} \bar{c_w} S_w}{L_{H_T}} \tag{3.35}$$

En donde c_{V_T} y c_{H_T} son los coeficientes de volumen de cada estabilizador los cuales son una medida de la capacidad que tienen estas superficies para equilibrar los momentos de cada uno, L_{V_T} y L_{H_T} son los brazos de momento de cada estabilizador, b_w, S_w y $\bar{C}_w$ son la envergadura, el área de referencia y la cuerda media del ala. Para una primer selección de los coeficientes de volumen se hace uso de la tabla 6.4 de la página 122 de la referencia [19] con valores para aeronaves "homebuilt composite", se tienen entonces los siguientes valores: $c_{V_T} = 0{,}04$ y $c_{H_T} = 0{,}50$.

La posición de la cola con respecto al ala es otra característica para tener en cuenta y se define tanto con la distancia horizontal como vertical. La figura 4.33 de la página 78 de la referencia [19] indica que la posición vertical adecuada para vuelo subsónico debe ser a la altura de la misma línea de la cuerda del ala o por debajo de esta línea cuando esta está a 0° de ángulo con respecto a la horizontal. La posición horizontal para los estabilizadores de la cola se define mediante el brazo de momento L_{H_T} y L_{V_T} necesario para equilibrar los momentos generados por el ala, este brazo de momento se toma desde el borde de ataque o cuarto de cuerda del ala hasta el borde de ataque o cuarto de cuerda de cada estabilizador en la posición de cuerda media de cada superficie (ala y estabilizadores). Algunas tendencias para la selección del un primer estimado del brazo de momento son: Para aeronaves con propela al frente $L = 60\,\%$ de la longitud del fuselaje. Para aeronaves con propelas en las alas $L = 50$ a $55\,\%$ de la longitud del fuselaje. Para aeronaves con propelas en el empenaje $L = 45$ a $50\,\%$ de la longitud del fuselaje.

El brazo de momento se puede estimar por medio de la siguiente ecuación.

$$L = \sqrt{\frac{2S_w(c_{H_T}\bar{c} + c_{V_T}b)}{\pi(R_1 + R_2)}} \tag{3.36}$$

En donde R_1 y R_2 son los radios del fuselaje a 1/4 del ala y en el empenaje respectivamente. Para el caso de la plataforma base, el valor de brazo de momento de la cola con respecto al ala es de 0,745m. Con los valores de coeficiente de volumen y brazo de momento se establece el área de referencia de los estabilizadores vertical y horizontal de la cola convencional por medio de las ecuaciones 3.34 y 3.35, estos valores son: $S_{V_T} = 0,029$ m^2 y $S_{H_T} = 0,065$ m^2.

Debido a que las dos superficies de la cola son alas pequeñas, el proceso de diseño es el mismo que se llevó a cabo con el ala por lo que la envergadura y las cuerdas de raíz y punta se establecen con las ecuaciones 3.29, 3.30, 3.31 respectivamente. La longitud de cuerda media aerodinámica y su posición en la envergadura para ambas superficies se establece con las ecuaciones 3.32 y 3.33. El centro aerodinámico de cada superficie se supone al 25 % de la cuerda media respectiva desde el borde de ataque en la posición $\bar{Y}$ tal como en el ala. La tabla 3.6 muestra el resumen de las características del estabilizador horizontal y vertical.

CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS	**ESTABILIZADOR HORIZONTAL**	**ESTABILIZADOR VERTICAL**
Relación de aspecto	4,00	1,60
Área de referencia	0,065 m^2	0,029 m^2
Relación de conicidad	0,50	0,45
Envergadura	0,51 m	0,22 m
Cuerda de raíz	0,17 m	0,18 m
Cuerda de punta	0,085 m	0,081 m
Cuerda media aerodinámica	0,13 m	0,14 m
Posición cuerda media	0,11 m	0,048 m
Centro aerodinámico	0,0325 m	0,035 m

Tabla 3.6: Características geométricas estabilizador horizontal y vertical.

Con las características geométricas establecidas, se inicia el dimensionamiento conceptual de las superficies de control. Los elevadores y el timón inician en el costado del empenaje y se extienden hasta aproximadamente el 80 % a 100 % de la envergadura de los estabilizadores horizontal y vertical respectivamente. La tabla 6.5 de la página 125 de la referencia [19] presenta una guía para dimensionar la cuerda del elevador y timón basado en aeronaves de aviación general de motor único, para esto se presentan las siguientes relaciones: $c_e/c = 0,45$, $c_r/c = 0,40$, en donde c_e y c_r son la cuerda del elevador y el timón respectivamente y c la cuerda local de la superficie de la cola respectiva. Al igual que con los alerones, por motivo de manufactura se prefieren elevadores y timón rectos, por este motivo en las relaciones anteriores se hizo uso de la cuerda media de cada estabilizador, los valores de cuerda de estabilizador y timón son respectivamente: $c_e = 0,060$ m y $c_r = 0,056$ m. En la figura 3.35 se muestra la proyección sobre el plano del estabilizador horizontal y vertical respectivamente.

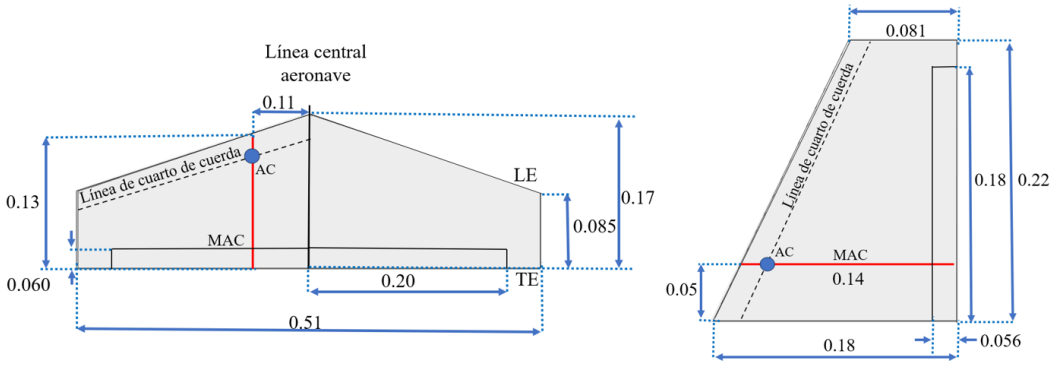


Figura 3.35: Proyección sobre el plano del estabilizador horizontal y vertical. Medidas en m. Fuente: Autor.

Perfil aerodinámico:

Por medio del uso del software XFLR5 se selecciona el perfil aerodinámico teniendo en cuenta el requerimiento establecido y únicamente la curva de momento del conjunto ala-cola, el fuselaje no es modelado en esta sección. Las condiciones de operación de la simulación son las respectivas al vuelo crucero establecidas en la sección de diseño del ala y el centro de gravedad se supone al 30 % de la cuerda media del ala siendo esta una primera aproximación mencionada en la referencia [19].

El perfil seleccionado para el estabilizador vertical es el NACA0009 por motivos de minimizar el arrastre, en este caso no se tienen criterios para la elección de este perfil pues el estabilizador vertical hace parte de los análisis latero-direccionales los cuales no están incluidos en este proyecto. Para el estabilizador horizontal se escoge el NACA0012, pues este fue el perfil con el cual se logró el menor ángulo de trim a menor ángulo de ataque negativo (-2°), esto se explica porque al ser un perfil simétrico su ángulo de cero sustentación es cero y genera sustentación negativa (downforce) a partir del inicio de los ángulos negativos lo cual no ocurre en un perfil con camber en donde su ángulo de cero sustentación es negativo y generará downforce con ángulos más negativos que el del perfil simétrico, esto impacta directamente en el arrastre.

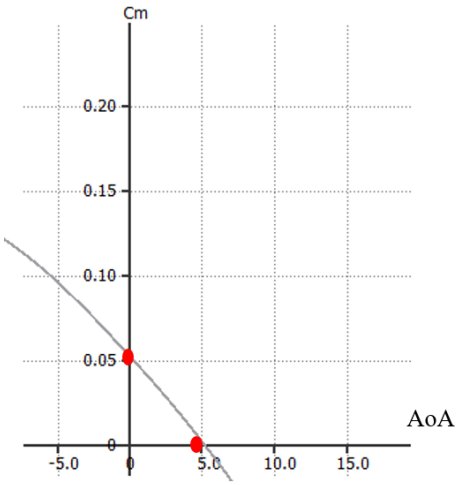


Figura 3.36: Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque del conjuto ala-cola convencional con perfil NACA0012 en el estabilizador horizontal. Fuente: Autor.

6. Estructura principal

El objetivo de la estructura es fijar el ala y la cola al fuselaje con el mínimo peso posible y la máxima resistencia para soportar las cargas aerodinámicas y garantizar la integridad de los componentes internos. La estructura está basada en las aeronaves referencia [34], [35] y [36], las cuales hacen uso de largueros huecos (tubos) de fibra de carbono de diferentes diámetros para cada parte de la aeronave. Por medio de los largueros se introducen los cables para conectar todos los instrumentos, y estos permiten fijar instrumentación para las pruebas en vuelo tales como las celdas de carga para el registro de la fuerza de empuje. La fibra de carbono es un material compuesto con características anisotrópicas usado en la industria aeronáutica por su bajo peso, alta resistencia y flexibilidad lo que permite estructuras que soporten las cargas aerodinámicas y minimicen el peso total de la aeronave. La tabla 14.5 de la página 424 de la referencia [19] reporta características físicas y mecánicas de este material compuesto en función de la orientación de sus fibras.

La estructura principal de la plataforma aeronáutica base está compuesta por dos largueros en el fuselaje, uno principal y otro secundario de 10 y 8 mm de diámetro con una longitud de 225 y 215 mm respectivamente, estos se encargan de fijar las secciones modulares de las alas y en caso de no tener ángulo diedro, aumentando su longitud, fijarían también las alas, para el caso de la plataforma base, las alas tienen diedro por lo que no es posible fijarlas con un larguero único recto.

Dos largueros por ala de 10 y 8 mm de diámetro y 620 mm de largo fijan las alas al acople modular el cual estaría fijo al fuselaje por los largueros de fuselaje. Un larguero de 16 mm de diámetro y 410 mm de largo fija la cola al fuselaje, este larguero es el empenaje propuesto para la configuración base, su longitud se estableció para alcanzar el brazo de momento entre el ala y la cola calculado en la sección de dimensionamiento de la cola. Por último, dos largueros de 6 y 4 mm de diametro y 150 y 100 mm de largo se proponen para cada superficie de la cola.
La figura 3.37 muestra un esquema de la estructura principal.

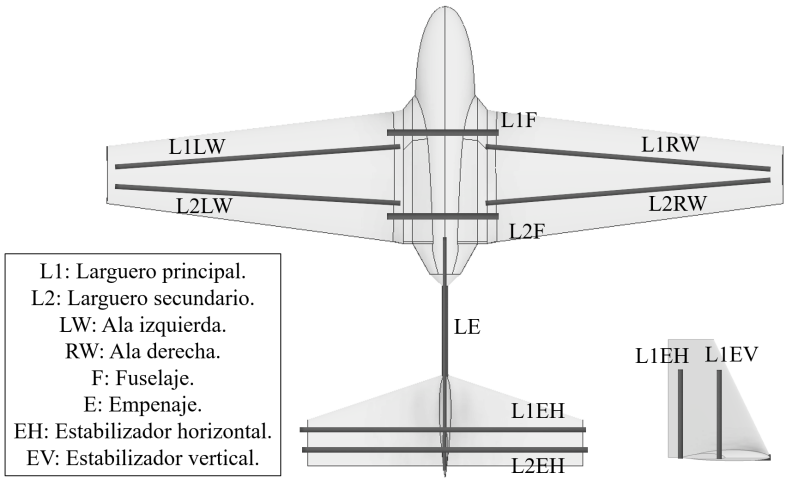


Figura 3.37: Diagrama conceptual de la disposición de la estructura principal de la plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor.

7. Pesos y centro de gravedad

En esta sección se presenta la posición del centro de gravedad, la masa total de la plataforma base (carcasa, aviónica de control, estructura principal) y una propuesta de ubicación de los componentes pre-seleccionados para cumplir con la posición del centro de gravedad establecida.

a. Centro de gravedad:

El centro de gravedad de la aeronave depende de su geometría y de la ubicación de las masas que la componen, pues el posicionamiento de la instrumentación puede variar su posición, y en esta etapa de diseño conceptual no se han definido con precisión los parámetros de construcción, ubicación de componentes o selección final de la aviónica. Dado que estos factores pueden variar en etapas posteriores, se fija el centro de gravedad según lo establecido en la referencia [19], [38] y las aeronaves referencia, por lo que se debe garantizar que cualquier cambio generado por manufactura, implementación de instrumentación, configuraciones de sistemas de propulsión y cualquier masa extra agregada, respete su posición. El centro de gravedad se ubicará entre el 10 % y el 40 % de la cuerda aerodinámica media del ala, intentando acercarse al 30 %, desde el borde de ataque.

b. Masa total de la plataforma base:

En las tablas 3.7, 3.8 y 3.9, se muestran las masas de cada parte y componente de la plataforma aeronáutica base, estos son un primer estimado de diseño conceptual y pueden ser modificados para optimizar el diseño de la aeronave en etapas posteriores.

Para la carcasa se escogió como material principal el LW-PLA (Light weight PLA), el cual es un tipo de PLA de baja densidad usado en aeromodelismo, además de PLA para algunas partes que requieren mayor rigidez. Los parámetros de impresión se establecieron con base en la referencia [34], el cual es un modelo de aeronave impresa en 3D que reporta sus características de manufactura, en este se destaca el bajo porcentaje de relleno de entre 3 a 5 %, sin embargo, se escogió 10 % para tener mayor márgen de seguridad lo cual permite manufacturar desde la máxima masa e iterar hacia valores de relleno inferiores que representarían reducción en la masa total. El patrón de relleno GYROID consigue un equilibrio entre resistencia, uso de material y tiempo de impresión, se usa cuando la integridad estructural es crucial, ofreciendo una mayor capacidad de carga y reduciendo el riesgo de delaminación el cual es un modo de falla en el que un material se fractura en capas, por este motivo se escogió para las partes de LW-PLA.

Por último, la masa para cada parte se estimó por medio del software BigRep Blade el cual es el programa de impresión 3D de la impresora BigRep ONE.3 la cual se encuentra en el taller de Ingeniería Mecánica de la Universidad del Valle y es la principal herramienta de manufactura para las etapas de diseño posteriores.

La masa de la estructura se estimó teniendo en cuenta el volumen de cada larguero (tubo) y la densidad promedio de la fibra de carbono, la cual es de 1,6 g/cm^3 aproximadamente (ver tabla 14.5 de la página 424 de la referencia [19] para las características físicas y mecánicas de materiales compuestos usados en estructuras de aeronaves).

CARCASA						
PARTES	PATRÓN DE RELLENO	% RELLENO	ALTURA CAPA(mm)	MATERIAL	MASA UNIDAD(g)	MASA TOTAL(g)
NARIZ	GRID	10	0.4	BLACK PLA	68	68
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	38	38
REFUERZO NARIZ	GRID	10	0.4	BLACK PLA	4	4
SECCIÓN A	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	175	175
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	175	175
SECCIÓN B (X2)	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	402	804
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	421	842
ROOT FUSELAJE (X2)	GRID	10	0.4	BLACK PLA	66	132
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	42	84
ACOPLE ALA (X2)	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	108	216
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	116	232
ALA (X2)	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	779	1558
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	791	1582
SECCIÓN C	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	76	152
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	76	152
ACOPLE EMPENAJE	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	20	40
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	21	42
COLA	GYROD	5	0.4	BLACK LW-PLA	349	349
	GYROD	10	0.4	BLACK LW-PLA	368	368
TOTAL 1: MÁS LIVIANO, MENOS RIGIDO						2596
TOTAL 2: MÁS PESADO, MÁS RÍGIDO						3576

Tabla 3.7: CARCASA: Propuesta de materiales, parámetros de impresión 3D y masa en gramos estimada para cada parte de la plataforma aeronáutica base.

ESTRUCTURA				
PARTE	DIAMETRO EXTERNO(mm)	DIAMETRO INTERNO(mm)	LONGITUD(mm)	MASA(g)
LARGUERO PRINCIPAL FUS	10	8	225	10.2
LARGUERO SECUNDARIO FUS	8	6	215	7.6
LARGUERO PRINCIPAL ALAS	10	8	620	28.0
LARGUERO SECUNDARIO ALAS	8	6	620	21.8
LARGUERO EMPENAJE	16	14	410	30.9
LARGUERO PRINCIPAL ESTAB.HORIZ.	6	4	150	3.8
LARGERO SECUNDARIO ESTAB.HORIZ.	4	2	100	1.5
LARGUERO PRINCIPAL ESTAB.VERT.	6	4	150	3.8
LARGUERO PRINCIPAL ESTAB.VERT.	4	2	100	1.5
TOTAL				109.1

Tabla 3.8: ESTRUCTURA: Propuesta de material, dimensiones en mm y masa en gramos de la estructura principal de la plataforma aeronáutica base.

PROMEDIO PARTES AVIÓNICA DE CONTROL						
PARTE	LONGITUD(mm)	ANCHO(mm)	ALTO(mm)	VOLUMEN(mm^3)	MASA UNIDAD(g)	MASA TOTAL(g)
SERVOS (X4)	45	35	38	80700	19	76
CONTROLADOR DE VUELO	41.5	29	17.75	22457.5	10	10
GPS	20	20	12.4	4960	8	8
RECEPTOR	21	15	2	630	3	3
ESC (X2)	33	16	3.6	2431	7	14
VTX	NA	NA	NA	NA	10	10
CÁMARA FVP	16.5	16.5	14	3811.5	3	3
BATERÍAS	80	50	60	287218	635	635
TOTAL						759

Tabla 3.9: AVIÓNICA DE CONTROL: Propuesta de instrumentos de control, dimensiones en mm y masa en gramos promediada para cada instrumento de control de la plataforma aeronáutica base.

Los datos geométricos y de masa de la aviónica de control son un promedio de los instrumentos pre-seleccionados en la etapa de pre diseño, la elección definitiva se realiza en etapas de diseño

posteriores por lo que este primer estimado puede optimizarse seleccionando instrumentación adecuada en cuanto a características operativas deseadas, tamaño, masa y recursos disponibles.

El total estimado de masa para la plataforma aeronáutica base es de 3464g aproximadamente, esto supera por 464g los requerimientos de diseño, pero es inferior al valor de peso vacío establecido en la sección de estimación inicial de peso.

c. Diagrama disposición componentes internos:

Para el centro de gravedad de las partes de la aeronave sin incluir la instrumentación, se hizo uso de la herramienta para estimar el centro de gravedad del software Inventor 2024 con un error relativo de 0,008139 %, haciendo uso del material Black PLA ultralight de bigRep Filament que es el filamento de impresión reportado en la tabla 3.7 el cual tiene una densidad de aproximadamente el 50-60 % de una pieza impresa con PLA estándar, el PLA estándar tiene una densidad (ISO 527) de 1,24 g/cm^3 reportado por el mismo proveedor mencionado, con este valor, la densidad del PLA ultralight es de aproximadamente 0,62 g/cm^3. La figura 3.38 muestra un diagrama de la ubicación del centro de gravedad de la aeronave completa con y sin instrumentación.

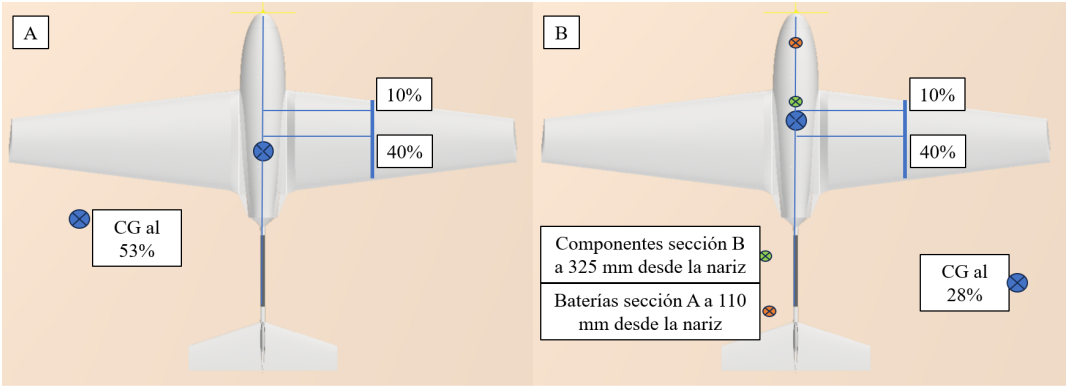


Figura 3.38: Diagrama de la ubicación del centro de gravedad de la aeronave completa (A) sin instrumentación (B) con instrumentación. Medidas en mm. Fuente: Autor.

La sección A llevará las baterías que tienen una masa aproximada de 635g y se concentra su centro de gravedad en el centro de gravedad de la sección A. La sección B llevará los demás componentes los cuales serán concentrados en un solo punto que contiene la masa total de estos la cual es 45g, este punto es el centro de gravedad del fuselaje completo. El objetivo de la ubicación de los componentes es llevar el centro de gravedad por delante del punto teórico objetivo (30 % MAC).

Esta propuesta de disposición de los componentes internos es un primer estimado el cual debe ser refinado con un modelo real de la aeronave y ubicando los instrumentos finales seleccionados pues hasta que no se realice esta actividad no se puede establecer con exactitud la adecuada disposición de cada parte tanto externa como interna de la aeronave.

8. Bosquejo inicial de la plataforma aeronáutica base:

La figura 3.39 muestra el bosquejo inicial de la plataforma aeronáutica base, este hace referencia a la configuración a la cual se le realizan los análisis de diseño.

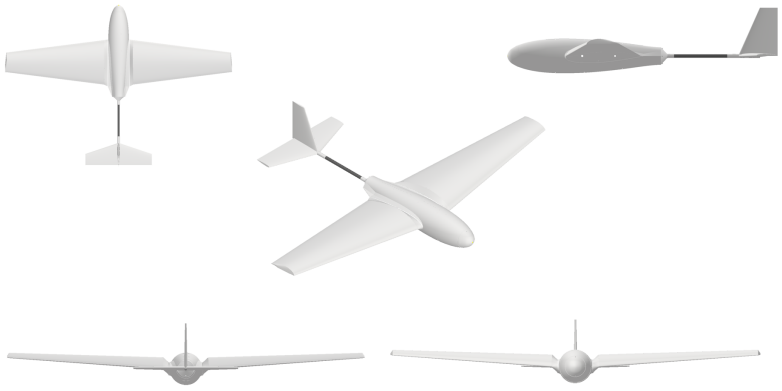


Figura 3.39: Bosquejo inicial plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor.

El diseño de la plataforma base se basó en datos estadísticos recopilados de aeronaves convencionales de la referencia [19] y las aeronaves referencia seleccionadas, por este motivo, la aeronave requiere de la caracterización aerodinámica y de estabilidad para tener un punto de partida para iterar las dimensiones en la siguiente etapa de diseño, pues es probable que exista un sobre dimensionamiento de la misma.

3.4.2. Análisis del diseño

Los análisis son multidisciplinarios e incluyen aerodinámica, dinámica de vuelo, control, estructuras, propulsión, costos, etc. superando el alcance de este proyecto. Por ello, se centrarán únicamente en la aerodinámica y la estabilidad longitudinal estática, buscando maximizar la eficiencia aerodinámica y garantizar la correcta relación entre el centro aerodinámico y el centro de gravedad. Se utilizará la teoría de la referencia [19] considerando solo las partes principales de la plataforma (ala, cola, fuselaje) y las suposiciones, requerimientos y límites de diseño establecidos.

1. Mecánica de vuelo: Condiciones de vuelo para los análisis:

La mecánica de vuelo estudia los movimientos de traslación de una aeronave. Cada análisis se realiza para cada etapa de vuelo de forma individual, en donde la mecánica varía dependiendo de las condiciones de vuelo de cada una. Los análisis del diseño para este proyecto se realizan en la fase de vuelo crucero, en donde la condición es vuelo nivelado constante o no acelerado.

$$T = D = qS(C_{D_o} + KC_L^2) \tag{3.37}$$

$$L = W = qSC_L \tag{3.38}$$

En donde C_{D_o} es el arrastre parásito y K el factor de arrastre inducido explicado posteriormente. De la ecuación 3.38 se obtiene la velocidad en vuelo nivelado:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L}(\frac{W}{S})} \tag{3.39}$$

Mínima potencia requerida para vuelo nivelado: En vuelo nivelado, la potencia es:

$$P = \frac{1}{2}\rho S V^3 C_{D_o} + \frac{KW^2}{\frac{1}{2}\rho V S} \tag{3.40}$$

Rango de vuelo: El rango de vuelo es la distancia máxima que puede recorrer la aeronave y es función de la velocidad de vuelo $V_{a/c}$ y el tiempo que puede permanecer en vuelo t_{vuelo}, este último es función de la disponibilidad energética de las baterías el cual es un factor que depende del tipo y cantidad de baterías implementadas y por lo cual es un cálculo que debe realizarse previo a las pruebas en vuelo.

$$Rango = (V_{a/c})(t_{vuelo}) \tag{3.41}$$

2. Análisis configuración plataforma aeronáutica base

El vuelo crucero se supondrá en el valor máximo del rango de ángulo de trim establecido en los requerimientos, este valor es 3°.

A. Análisis aerodinámico:

El objetivo para este análisis es estimar el valor de la relación sustentación arrastre en la condición de vuelo crucero.

I. Caracterización de la sustentación en vuelo crucero:

Con el uso de la ecuación 3.38 se obtiene el valor de la sustentación a una condición de vuelo especifica (velocidad y altitud), teniendo en cuenta la geometría de la aeronave (área de referencia, coeficiente de sustentación del ala).

La sustentación producida a la velocidad de 17 m/s haciendo uso del coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico del ala E423 el cual se encuentra en la referencia [44], siendo este valor de 1,3 para $R_{e_c} = 300k$, y teniendo en cuenta que para un ala con barrido moderado el coeficiente de sustentación se puede aproximar a 0,9 veces el coeficiente de su perfil aerodinámico, el coeficiente de sustentación del ala es de 1,17. El valor de la sustentación es:

$$L = 68{,}90N \tag{3.42}$$

Esto implica que a la velocidad de vuelo crucero, teniendo en cuenta el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico del ala, la plataforma sustenta lo suficiente para elevar una masa de aproximadamente 7 kg.

Un segundo enfoque fue abordado resolviendo primero la ecuación 3.39 para estimar la velocidad requerida para vuelo crucero dado el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico del ala E423. La velocidad crucero calculada es $V = 12,32$m/s. Con esta velocidad se estimó la sustentación:

$$L = 35,28N \tag{3.43}$$

Esto implica que para sustentar la masa de la plataforma base en vuelo crucero, se requieren 12,32 m/s y no los 17 m/s establecidos en los requerimientos.

Los cálculos anteriores sirven para tomar decisiones sobre la dimensión de la plataforma o sobre la velocidad de operación crucero. Si se requiere mayor peso en vuelo, el enfoque es dejar seleccionada la velocidad crucero como 17 m/s. Si se requiere una plataforma más pequeña, el enfoque es redimensionar con la nueva velocidad crucero.

II. Caracterización del arrastre en vuelo crucero:

El arrastre total de una aeronave está dado por la ecuación 2.6.

a. Arrastre parásito C_{D_0} (Cero sustentación):

En vuelo subsónico crucero, el arrastre parásito es principalmente arrastre de piel más una pequeña contribución por separación de flujo, ambos son contabilizados mediante el factor de equivalencia de coeficiente de fricción de piel C_{f_e}. Un primer estimado de este tipo de arrastre se obtiene con la siguiente ecuación, este aproximación solo tiene en cuenta al ala y la cola:

$$C_{D_0} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{3.44}$$

En donde S_{wet} y S_{ref} son el área mojada y el área de referencia de la aeronave. Por medio de la tabla 12.3 de la página 328 de la referencia [19], para aeronaves ligeras el valor de $C_{f_e} = 0,0050$. Para el valor de S_{wet}, un primer estimado se obtiene por medio de la siguiente expresión (para ala y cola):

$$S_{wet} = S_{exposed}[1,977 + 0,52(t/c)] \tag{3.45}$$

En donde $S_{exposed}$ es igual a S_{ref} en el caso de la plataforma de este proyecto, para ala y para cola y (t/c) es el factor de espesor máximo sobre la cuerda del perfil aerodinámico respectivo de cada parte (E423 ala, NACA0012 cola, NACA0018 fuselaje).

Debido a que el fuselaje fue diseñado por medio de perfiles aerodinámicos, se incluye su contribución por medio del calculo de su S_{wet}. Se tiene entonces un área mojada S_{wet} para el ala de 0,74, para el fuselaje de 0,25 y para la cola de 0,13. El área mojada total de la plataforma base es $S_{wet} = 1,11$.
El arrastre parásito del ala es 0,00997, el de la cola es 0,00993 y el del fuselaje es 0,010. El arrastre parásito total es:

$$C_{D_o} = 0,030 \tag{3.46}$$

b. Arrastre inducido C_{D_i}:

El arrastre inducido a ángulos de ataque moderados está dado por el segundo termino de la ecuación 3.37 (KC_L^2) que a diferencia de la ecuación de la teoría clásica de ala finita, este tiene en cuenta el arrastre por separación de flujo además de que no es únicamente para alas elipticas; K es el factor de arrastre inducido, el cual se obtiene por medio de la siguiente ecuación:

$$K = \frac{1}{\pi(AR)e} \tag{3.47}$$

En donde e es el factor de eficiencia de envergadura de Oswald el cual contabiliza el arrastre extra producido por la separación de flujo y el no tener perfil de sustentación elíptico, este factor normalmente tiene valores entre 0,7 y 0,90 y para una mejor estimación se hace uso de la siguiente ecuación válida para aeronaves con alas rectas o de muy poco barrido:

$$e = 1{,}78(1 - 0{,}045(AR)^{0{,}68}) - 0{,}64 \tag{3.48}$$

El valor del factor de Oswald para el ala es de 0,87 dando un factor de arrastre inducido K de 0,061; para la cola el factor de Oswald es 0,93, dando un factor de arrastre inducido K de 0,086. Para este caso no se incluye la contribución del fuselaje pues este tiene una relación de aspecto muy baja (0,42). El arrastre inducido del ala es 0,084 y el de la cola 0,006. El arrastre inducido total es:

$$C_{D_i} = 0{,}090 \tag{3.49}$$

Este arrastre fue estimado haciendo uso del C_L de los perfiles de ala y cola al ángulo de ataque de equilibrio con número $R_{e_c} = 300k$.

B. Estabilidad longitudinal estática:

Este análisis se realiza sin tener en cuenta las contribuciones de las superficies de control y se basa en las referencias [19], [27], [38] y [45].

La curva que caracteriza el grado de estabilidad longitudinal estática es el coeficiente de momento en función del ángulo de ataque (o incidencia de la aeronave) (figura 2.11), aunque también se hace uso de la curva de coeficiente de momento en función del coeficiente de sustentación debido a que este toma en cuenta efectos de la velocidad. Las condiciones para estabilidad longitudinal estática son las siguientes:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0 \tag{3.50}$$

$$\frac{\partial C_m}{\partial C_L} < 0 \tag{3.51}$$

En donde ambas condiciones son intercambiables en vuelo subsónico ya que α y C_L se relacionan casi linealmente por la pendiente de la curva de sustentación.
La figura 3.40 muestra un modelo simple de las contribuciones de fuerzas y momentos longitudinales alrededor del centro de gravedad de la aeronave.

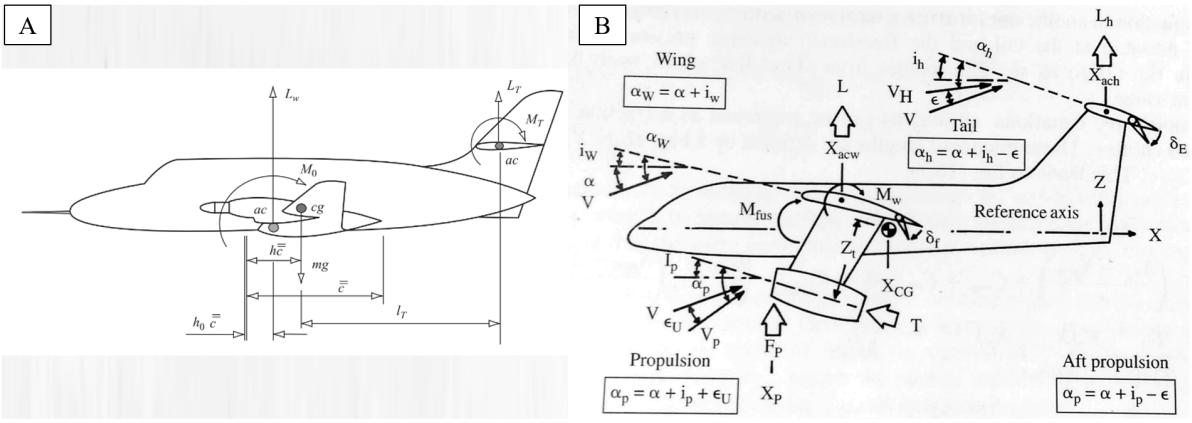


Figura 3.40: (A) Distancias de referencia para las ecuaciones [45]. (B) Contribuciones de momento de cabeceo y ángulos de referencia [19].

A continuación se desarrollan expresiones que contienen nomenclatura presentada en la figura 3.40, se recomienda visualizar las imágenes para el entendimiento de las expresiones.

El momento de cabeceo total al rededor del centro de gravedad de la aeronave $C_{m_{cg}}$ expresado en forma de coeficiente se obtiene por medio de la siguiente ecuación:

$$C_{m_{cg}} = C_L(\bar{X_{cg}} - \bar{X_{ac_w}}) + C_{m_w} + C_{m_{fus}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_h}(\bar{X_{ac_h}} - \bar{X_{cg}}) - \frac{T}{qS_w}\bar{Z_t} + \frac{F_p}{qS_w}(\bar{X_{cg}} - \bar{X_p}) \quad (3.52)$$

Las longitudes (variables con barra superior) son expresadas como fracción de la cuerda media aerodinámica, por ejemplo, $\bar{X_{cg}} = X_{cg}/\bar{c}$. El primer y segundo término son las contribuciones del ala en donde la fuerza de sustentación se aplica sobre el centro aerodinámico del ala $\bar{X_{ac_w}}$ y el momento del ala C_{m_w} es con respecto al centro aerodinámico de la misma. El tercer término es la contribución de momento del fuselaje $C_{m_{fus}}$ que es estimado normalmente con pruebas experimentales y debido a que este es influenciado por el flujo inducido ascendente (upwash) y descendente (downwash) del ala, normalmente la contribución del ala y el fuselaje se toma en cuenta como una sola, la contribución ala-fuselaje. El cuarto término es la contribución del estabilizador horizontal en donde $\eta_h = q_h/q$ es el factor de eficacia de la cola y oscila normalmente entre 0,80 y 0,95 además, la contribución de momento de cabeceo con respecto a su centro aerodinámico se desprecia y se tiene en cuenta la principal contribución que es la sustentación que genera la cual se aplica en su centro aerodinámico $\bar{X_{ac_h}}$. El quinto y sexto término son las contribuciones del sistema de propulsión, en donde se observa contribución por el empuje (quinto término) y la fuerza vertical del disco de propela producida por la reacción que se genera al hacer rotar el flujo libre (sexto término). Se debe tener en cuenta que la interacción entre componentes genera cambios en los ángulos de ataque efectivos, por ejemplo, el flujo perturbado por el ala, los sistemas de propulsión y el fuselaje, influenciará el ángulo efectivo de la cola.

Haciendo $C_{m_{cg}}$ igual a cero, se obtiene la condición estática de equilibrio. El objetivo final es lograr la estabilidad referida al ángulo de ataque, lo cual implica que la derivada del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque C_{m_α} sea negativa.

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha}(\bar{X_{cg}} - \bar{X_{ac_w}}) + C_{m_{fus_\alpha}} - \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha_h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}(\bar{X_{ac_h}} - \bar{X_{cg}}) + \frac{F_{p_\alpha}}{qS_w}\frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha}(\bar{X_{cg}} - \bar{X_p}) \quad (3.53)$$

En donde los términos de empuje y momento del ala no aparecen porque son esencialmente constantes con respecto a α y el AoA de la cola no varía directamente con el AoA de la aeronave debido a los efectos del flujo descendente.

La posición del centro de gravedad hace variar C_{m_α}, esta dependencia hace que exista una posición del centro de gravedad en la cual el coeficiente de momento no varía con el AoA, este es el punto neutro o centro aerodinámico de la aeronave $\bar{X_{np}}$ y representa estabilidad neutral, esto hace que sea la posición límite trasera del centro de gravedad antes de que exista inestabilidad mientras que la posición más adelante depende de requerimientos de control los cuales no hacen parte de este análisis. El punto neutro se da cuando $C_{m_\alpha} = 0$ y se obtiene por medio de la siguiente expresión.

$$\bar{X_{np}} = \frac{C_{L_\alpha}\bar{X_{ac_w}} - C_{m_{fus_\alpha}} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha_h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha}\bar{X_{ach}} + \frac{F_{p_\alpha}}{qS_w}\frac{\partial \alpha_p}{\partial \alpha}\bar{X}_p}{C_{L_\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha_h}} \frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} + \frac{F_{p_\alpha}}{qS_w}} \quad (3.54)$$

En donde normalmente se desprecia el termino de fuerza de propela F_p para determinar la estabilidad con potencia apagada, esto remueve la dependencia de la posición del punto neutro sobre la velocidad en vuelo subsónico. Los términos de potencia son tenidos en cuenta después usando datos experimentales de aeronaves similares o propios.

La siguiente ecuación expresa C_{m_α} en términos de distancia en porcentaje de cuerda media aerodinámica desde el punto neutro hasta el centro de gravedad.

$$C_{m_\alpha} = -C_{L_\alpha}(\bar{X_{np}} - \bar{X_{cg}}) \quad (3.55)$$

En donde el término en paréntesis es el margen estático K_n y es el parámetro más importante de estabilidad longitudinal estática, este puede ser expresado como el cociente entre C_{m_α} y C_{L_α}. Si el centro de gravedad está por delante del punto neutro, se tendrá entonces estabilidad positiva $K_n > 0$.

Se debe tener en cuenta que la evaluación de los términos de las ecuaciones anteriores es difícil sin datos experimentales por lo cual a continuación se presentan métodos semi-empíricos de la referencia [19] los cuales solo son válidos para etapa de diseño conceptual.

i. Centro aerodinámico del ala y cola $\bar{X_{ac_w}}$, $\bar{X_{ac_h}}$: Una aproximación se realiza por medio de la figura 16.5 de la página 475 de la referencia [19], en donde se presenta la posición del centro aerodinámico para alas/cola teniendo en cuenta la relación de conicidad, el número de Mach y el barrido del borde de ataque. Para el ala de la plataforma base, el centro aerodinámico se encuentra aproximadamente a 104 mm desde el borde de ataque sobre la MAC. Para el estabilizador horizontal, el centro aerodinámico se encuentra a aproximadamente 65 mm desde el borde de ataque sobre la MAC.

ii. Sustentación del ala y cola C_L, C_{L_h}: Están dados por las siguientes ecuaciones:

$$C_L = C_{L_\alpha}(\alpha + i_w - \alpha_{0L}) \tag{3.56}$$

$$C_{L_h} = C_{L_{\alpha_h}}(\alpha + i_h - \epsilon - \alpha_{0L_h}) \tag{3.57}$$

En donde C_{L_α} y $C_{L_{\alpha_h}}$ se estima con la siguiente ecuación reemplazando sus respectivos valores geométricos:

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi(AR)}{2 + \sqrt{4 + \frac{(AR)^2\beta^2}{\eta^2}(1 + \frac{tan^2\Lambda_{maxt}}{\beta^2})}} \tag{3.58}$$

En donde Λ_{maxt} es el barrido en la posición de la cuerda en donde el perfil tiene mayor espesor, β es un parámetro relacionado al número de Mach, η es la eficiencia del perfil aerodinámico y están dados por las siguientes expresiones:

$$\beta^2 = 1 - M^2 \tag{3.59}$$

$$\eta = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi/\beta} \tag{3.60}$$

La eficiencia de perfil puede ser aproximada a 0,95.

Para el ala se tiene un coeficiente de sustentación $C_L = 0,82$, este coeficiente está dentro del rango de coeficiente de sustentación del ala presentado en la tabla 3.3. Para el coeficiente de sustentación de la cola es necesario hacer uso del ángulo de ataque modificado por el flujo descendente, este se presenta en la sección (iv). El coeficiente de sustentación de la cola es $C_{L_h} = 0,6$.

iii. Coeficiente de momento del ala C_{m_w}: Se da alrededor del centro aerodinámico del ala.

$$C_{m_w} = C_{m_{o_{airfoil}}}(\frac{(AR)cos^2\Lambda}{(AR) + 2cos\Lambda}) \tag{3.61}$$

El coeficiente de momento del ala es -0,0075.

iv. Flujo descendente (downwash) y ascendente (upwash): Los términos restantes son fuertemente influenciados por el campo de flujo del ala. Por delante del ala por el flujo ascendente debido a las presiones reducidas que empujan el flujo hacia arriba y por consecuencia las partes por delante del ala. Atrás del ala por el flujo descendente, el flujo es empujado hacia abajo que teóricamente tiene una dirección dada por el mismo valor del AoA y disminuye a la mitad cuando llega a la cola. Este reduce el AoA de la cola y empuja hacia abajo la parte trasera del fuselaje contribuyendo al momento de cabeceo del fuselaje.
Para vuelo subsónico, el ángulo de ataque de la cola se estima con la siguiente ecuación:

$$\alpha_h = (\alpha + i_w)(1 - \frac{\partial\epsilon}{\partial\alpha}) + (i_h - i_w) + \Delta\alpha_{0L}) \tag{3.62}$$

Las derivadas del ángulo de ataque (upwash y downwash) se estiman con las siguientes ecuaciones respectivamente:

$$\frac{\partial\alpha_u}{\partial\alpha} = 1 + \frac{\partial\epsilon_u}{\partial\alpha} \tag{3.63}$$

$$\frac{\partial \alpha_h}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \tag{3.64}$$

En donde las derivadas de los ángulos de upwash ϵ_{u_α} y downwash ϵ_α se determinan con las figuras 16.11 y 16.12 de las páginas 481 y 482 de la referencia [19] respectivamente. Para la derivada del upwash, esta tiene valores entre 0.1 y 1.2 dependiendo de la distancia hacia adelante desde donde se tome, siendo 1.2 el valor cuando se toma desde el borde de ataque. Para la derivada del downwash, esta tiene valores entre 0.5 y 0.6 para aeronaves con cola alineadas con la cuerda del ala y relación de conicidad de 0.33.

v. Derivada del coeficiente de momento del fuselaje $C_{m_{fus_\alpha}}$: Está dado por la siguiente ecuación.

$$C_{m_{fus_\alpha}} = \frac{K_f W_f^2 L_f}{\bar{c} S_w} \tag{3.65}$$

En donde W_f es el ancho máximo, L_f es el largo y K_f es un factor empírico de momento dado por la figura 16.14 de la página 483 de la referencia [19] y para la plataforma base es aproximadamente 0.03. El valor de la derivada del coeficiente de momento del fuselaje es 0,011.

vi. Resultados $C_{m_{cg}}$, C_{m_α}, $\bar{X_{np}}$, K_n: Para el coeficiente de momento no se tienen en cuenta los efectos de sistemas de propulsión debido a que el análisis es para la configuración base, sin embargo, cuando se realicen incorporaciones de sistemas de propulsión estos efectos deben ser añadidos. El coeficiente de momento al ángulo de equilibrio es:

$$C_{m_{cg}} = 0,00076 \tag{3.66}$$

La pendiente de la curva o derivada del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque es:

$$C_{m_\alpha} = -0,080 \tag{3.67}$$

La pendiente es negativa, esto indica que la aeronave es estaticamente estable a nivel longitudinal tal como se mencionó en la ecuación 3.50.

El parámetro de posición del punto neutro sobre cuerda media $\bar{X_{np}}$ es:

$$\bar{X_{np}} = 1,53 \tag{3.68}$$

El margen estático K_n es:

$$K_n = 0,060 \tag{3.69}$$

Debido a la cantidad de iteraciones que se requieren para resultados aceptables, es común no incluir los efectos de propulsión en el diseño conceptual a menos que el el empuje esté muy por debajo o por encima del centro de gravedad.

Las estimaciones anteriores están sujetas a errores producto de la selección de valores de variables mediante tablas las cuales no son representativas a la geometría exacta de la plataforma de este proyecto.

3.4.3. Plataforma final de la etapa de diseño conceptual

A continuación se presenta la configuración final de plataforma aeronáutica base, esta es la aeronave a la cual se le realizó la verificación por medio del uso de herramientas computacionales en el capítulo 4. Los planos conceptuales se presentan en el documento anexo referencia [46].

La tabla 3.10 muestra las características generales de la plataforma base.

CARACTERÍSTICAS GENERALES	
ENVERGADURA ALAS	1,5 m
MAC	0,26 m
ANCHO TOTAL	1,72 m
LARGO	1,23 m
MASA TOTAL	3,5 kg
POSICIÓN CG	28 % MAC
RANGO VELOCIDAD CRUCERO	12 a 17 m/s

Tabla 3.10: Características generales de la plataforma base.

La potencia mínima requerida para velocidad crucero se obtiene con la ecuación 3.40, esta es:

$$P_{min} = 52W \tag{3.70}$$

Esta potencia es común en vehículos a control remoto como aeromodelos.

La figura 3.41 muestra una figura isométrica de la plataforma base y las partes que la conforman. (1) Nariz intercambiable. (2) Anillo protector para conexión entre nariz y sección A del fuselaje. (3) Sección A del fuselaje. (4) Sección B del fuselaje. (5) Unión sección B-Acople modular ala. (6) Acople modular ala E423. (7) Ala. (8) Sección C del fuselaje. (9) Acople modular empenaje tipo tubo. (10) Empenaje tipo tubo. (11) Cola plataforma base.

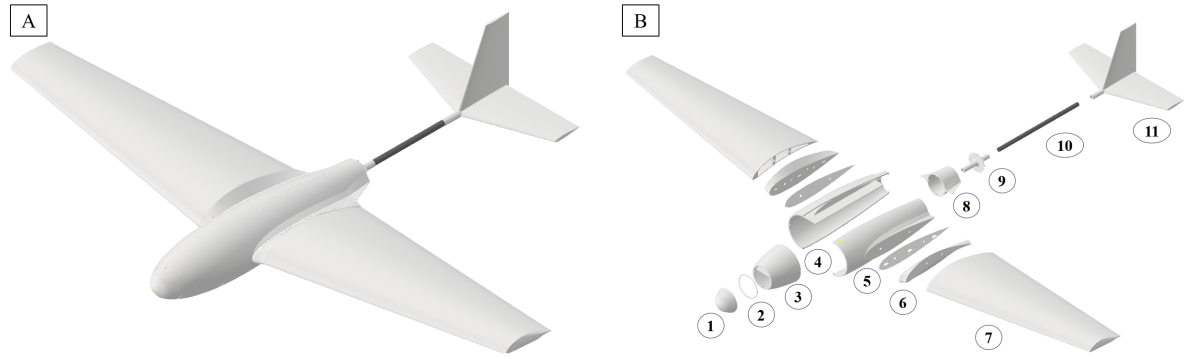


Figura 3.41: Diseño conceptual final: (A) Isométrico plataforma aeronáutica base. (B) Partes plataforma aeronáutica base. Fuente: Autor.

Capítulo 4: Verificación del diseño conceptual de la plataforma aeronáutica base

En este capítulo se presenta el desarrollo de la verificación del diseño haciendo uso de la herramienta computacional XFLR5 cuyo marco teórico y funcionamiento se presentó en el capítulo 2.

Predecir con precisión el rendimiento aerodinámico y la estabilidad no es fácil con el uso de herramientas analíticas, por este motivo se debe adoptar una variedad de enfoques que complementen estos cálculos, uno de estos enfoques es la simulación computacional. Durante las primeras etapas de diseño de un UAV pequeño, el costo de realizar simulaciones CFD detalladas rara vez tiene justificación por el coste computacional, por esto, las herramientas computacionales basadas en códigos de paneles con modelos acoplados de capa límite empíricos son simples y tienen un buen nivel de confiabilidad a ángulos de ataque moderados, esto las hace una opción muy usada para verificación de los primeros cálculos de sustentación, arrastre y momento [23]. El proceso de simulación se presenta en la siguiente figura 4.42:

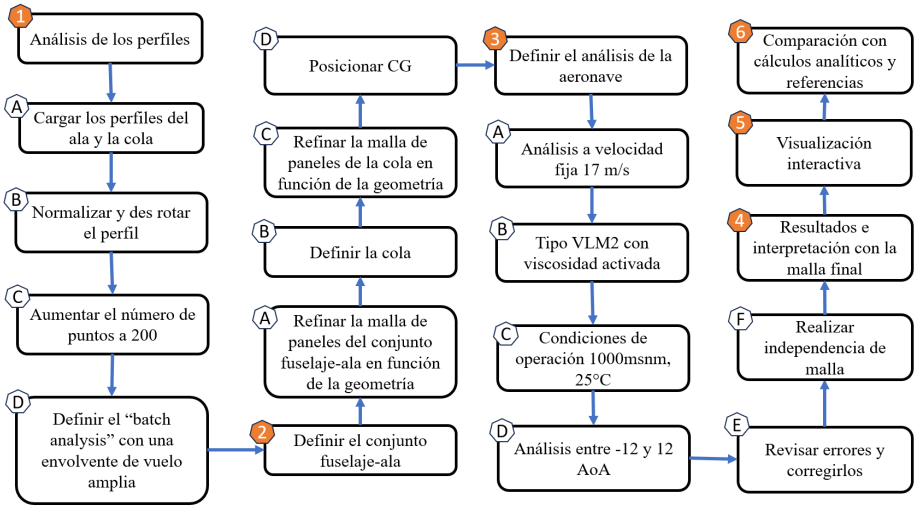


Figura 4.42: Diagrama de flujo de la simulación en XFLR5. Fuente: Autor.

(1) Los perfiles analizados fueron el NACA0018 (Fuselaje), E423 (Ala), NACA0012 (Estabilizador horizontal) y NACA0009 (Estabilizador vertical), todos se normalizaron y se alineo su cuerda con el eje horizontal, además, a todos se les definió una malla de 200 puntos. Posteriormente se definió la envolvente de vuelo con números de Reynolds 10k$<R_{e_c}<$600k con delta de $\Delta R_{e_c} = 10k$,

número de Mach fijo a la condición crucero de 0,05 y parámetro Ncrit de 9, este es un parámetro que define el nivel de perturbación ambiental que podría iniciar la transición de un flujo laminar a turbulento en la capa límite, el valor de 9 se utiliza para simular condiciones atmosféricas estándar asociadas a condiciones relativamente calmadas; por último, AoA entre -15° a 15° con delta de 1°.

(2) El fuselaje se modeló dentro del mismo modelado del ala para evitar los efectos adversos que este induce cuando se modela de forma individual (limitación 5 capítulo 2), con esta estrategia se reducen los errores numéricos inducidos por las intersecciones entre estas dos superficies, esto es posible debido a que el fuselaje está formado por secciones del perfil NACA0018. La malla del conjunto ala-fuselaje se estableció con paneles del tipo coseno en ambas direcciones (X e Y), estas son recomendaciones de la guía de XFLR5 [28]. De forma análoga se definió la geometría de la cola y la malla de paneles, esta fue posicionada a 0,03 m hacia arriba (dirección Z) con respecto a la posición del plano del ala para evitar errores generados por la interacción de los vórtices del ala con los paneles de la cola (limitación 6 capítulo 2). La posición del CG se estableció en el porcentaje de cuerda media descrito en el capítulo 3 con la masa de 3,5 kg. (3) El análisis se estableció para las dos velocidades de vuelo crucero a velocidad de 12,32 y 17 m/s en las condiciones estándar de la ciudad de Cali (1000 msnm a 25°C) con el solucionador VLM2 escogido con base en la referencia [47] en donde se realizó la simulación de paneles con el método VLM y simulación CFD y estas fueron comparadas arrojando resultados satisfactorios a bajos ángulos de ataque (figuras 47, 48 y 49 de la referencia), esto se debe a que en ángulos de ataque bajos la separación de flujo no es predominante.

El error que salió durante la simulación fue respectivo a la interpolación (Could not be interpolated), este hace referencia a que el valor de CL de la simulación 3D está por encima del valor de Cl máximo del perfil aerodinámico interpolado de la simulación 2D, este error se produjo para los ángulos AoA de -12 a -6, 11 y 12°, este error no tiene solución debido a que expresa que el perfil ya tuvo desprendimiento de capa límite y el programa no es capaz de interpolar los valores. Teniendo en cuenta esto, la envolvente de vuelo quedó definida para los ángulos de -7 a 10°.

Una vez definido el análisis, se procedió a realizar la independencia de malla, la cual se presenta en la siguiente tabla.

Número de paneles	Aumento en X	Aumento en Y	AoA	C_L	e %	C_D	e %	C_m	e %
2926			3	0,820		0,061		0	
3594	5	5	3	0,826	0,73 %	0,062	1,60 %	0,001	100 %
6064	8	6	3	0,829	0,36 %	0,062	0 %	0,001	0 %
6810	10	10	3	0,830	0,12 %	0,062	0 %	0,001	0 %

Tabla 4.11: Análisis de independencia de la malla de paneles.

A continuación se presenta la geometría modelada en XFLR5 y en Inventor 2024 (modelo CAD), figura 4.43. Se puede observar la semejanza en la geometría, ambos modelos conservan una similitud de sus dimensiones geométricas (envergadura, cuerda de raíz, cuerda de punta, diedro, posición del borde de ataque de la cuerda de raíz con respecto a la punta de la nariz de la aeronave). La principal diferencia es que el modelo de XFLR5 es discreto, pues su modelado se hace por secciones, mientras que el modelo CAD es continuo pues fue modelado por medio de la herramienta Loft de Inventor 2024. Por otro lado, el modelo de XFLR5 no posee detalles de las uniones ni el empenaje.

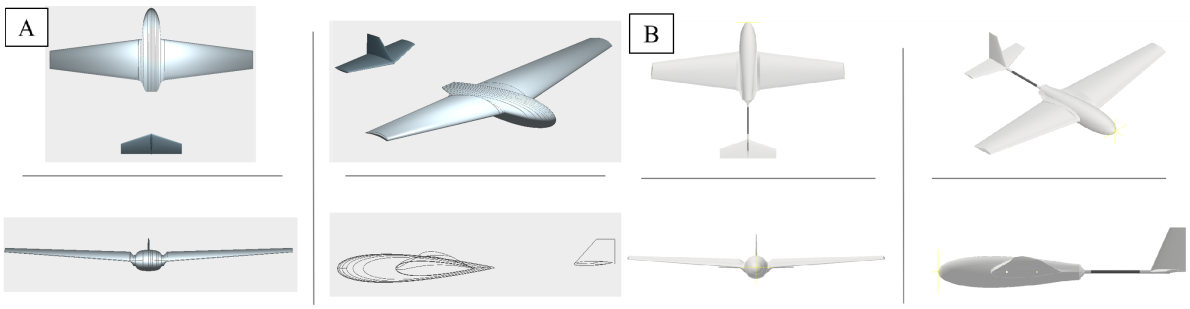


Figura 4.43: Plataforma aeronáutica base modelada en (A) XFLR5 y (B) modelo CAD. Fuente: Autor

La malla de paneles se presenta en la figura 4.44, en ella se pueden visualizar las zonas de posibles complicaciones y/o errores en los cálculos numéricos, estas zonas se concentran en la transición del fuselaje hacia el ala, lo que serían los acoples modulares del ala para el modelo CAD.

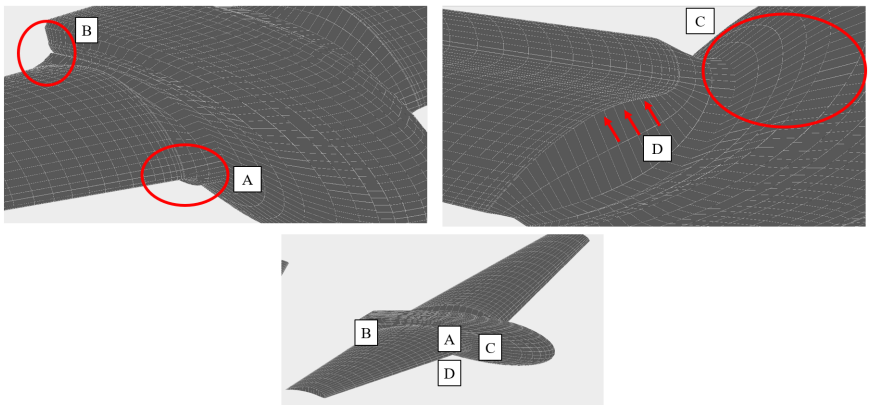


Figura 4.44: Malla de paneles y las zonas que pueden generar complicaciones numéricas. Fuente: Autor

La zona A y B son el borde de ataque y de fuga y se puede visualizar que los paneles se doblan pronunciadamente, esto puede generar problemas de cálculo debido a que los paneles se quieren lo más planos posibles. En la zona C se visualizan paneles alargados por lo cual su relación de aspecto es alta y el objetivo es tener paneles con relación de aspecto baja para evitar errores en los cálculos. Por último, en la zona D hay una transición entre paneles grandes a paneles medianos, siendo la zona D una franja de paneles pequeños, principalmente angostos, esto puede generar ruido en los resultados locales en esta zona. En resumen, la zona de posible ruido e inconvenientes en la simulación puede ser la correspondiente al acople modular del ala.

Finalmente se comparan los resultados analíticos con las simulaciones y el criterio de aprobación de los resultados se establece con base en las referencias [23], [47], y la aeronave referencia [34], estos criterios hacen referencia principalmente al ángulo de trim, el coeficiente de momento a cero ángulo de ataque, coeficiente de sustentación y arrastre en el ángulo de trim y la relación de sustentación-arrastre L/D, esto se presenta en las siguientes secciones. La verificación de diseño se realiza en la condición de vuelo crucero, cuyo ángulo de trim debe estar entre 0 y 4° como en la referencias mencionadas y en los requerimientos de diseño establecidos.

4.1. Caracterización del rendimiento aerodinámico de la plataforma aeronáutica base

Los criterios de aprobación para el rendimiento aerodinámico se establecieron con base en las referencias mencionadas en la sección anterior, con base en estos valores, se estableció un rango objetivo el cual deben cumplir tanto las simulaciones como los resultados analíticos. El criterio de coeficiente de sustentación debe estar entre 0,1 y 1,2. Para el coeficiente de arrastre, este debe oscilar entre 0,03 y 0,06. La relación sustentación arrastre debe ser aproximadamente la máxima, representada en coeficientes C_L/C_D debe oscilar entre 10 y 20. A continuación se presentan los polares de sustentación y arrastre figura 4.45, este último se presenta en el formato C_L/C_D en función del ángulo de ataque y se presentan también las curvas de fuerza de sustentación y arrastre (figura 4.46) para realizar la comparación con los resultados analíticos.

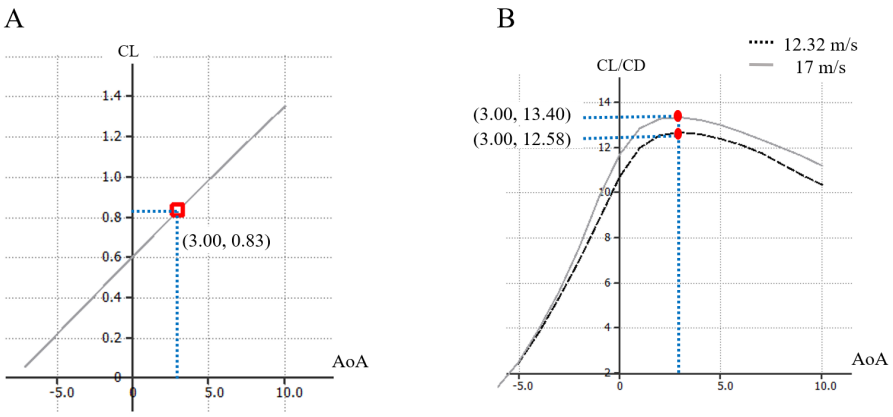


Figura 4.45: Polares de rendimiento aerodinámico de la simulación en XFLR5 (A) Polar de sustentación, (B) Polar de arrastre. Fuente: Autor

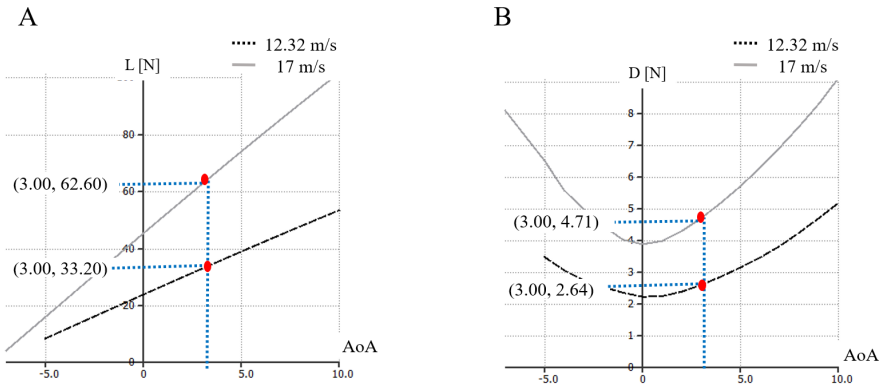


Figura 4.46: (A) Fuerza de sustentación y (B) fuerza de arrastre en función del ángulo de ataque AoA. Fuente: Autor

El coeficiente de sustentación en XFLR5 es una medida adimensional que depende únicamente de la geometría del perfil, el ángulo de ataque y las características del flujo, y no de la velocidad en

sí misma. Como se puede observar en la figura 4.45 (A), el coeficiente de sustentación es de 0,83 para ambas velocidades, es decir las curvas están superpuestas, este valor está dentro del rango de aprobación establecido. La relación de coeficientes de sustentación y arrastre es de 12,58 y 13,39 para 12,32 m/s y 17 m/s respectivamente, estos valores están dentro del rango de aprobación establecido. Los coeficientes de arrastre son 0,066 y 0,062 para 12,32 m/s y 17 m/s respectivamente, ambos valores están por fuera del rango de aprobación establecido. La curva de coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque no se presenta, pues sus valores están implícitos en el polar de arrastre (B). La fuerza de sustentación es de 33,20 y 62,60 N y la fuerza de arrastre es de 2,64 y 4,71 N para 12,32 y 17 m/s respectivamente.

Otros puntos importantes son el ángulo de ataque de cero sustentación, que es donde $C_L = 0$, este no se alcanza a simular dentro de la envolvente de vuelo, pero está después de los -7° cuyo valor de $C_L = 0,054$. El coeficiente de sustentación máximo tampoco se logra modelar por el desprendimiento de capa límite, en este caso, el valor máximo simulado es $C_L = 1,35$ para AoA de 10°. La magnitud del coeficiente de arrastre viscoso es de 0,023 y 0,019 y del coeficiente de arrastre inducido es de 0,043 para 12,32 y 17 m/s respectivamente.

4.2. Verificación de la estabilidad longitudinal estática de la plataforma aeronáutica base

Esta sección se basa en la guía de análisis de estabilidad del software XFLR5 [48]. Los criterios de aprobación para el análisis de estabilidad longitudinal estática se establecieron con base en las referencias mencionadas en la introducción de este capítulo, con estos valores, se estableció un rango objetivo el cual deben cumplir tanto las simulaciones como los resultados analíticos. El ángulo de trim debe estar entre 0 y 4°. El coeficiente de momento a cero ángulo de ataque debe estar entre 0 y 0,1, sin embargo, este valor depende de los criterios de controlabilidad los cuales están fuera del alcance de este proyecto, el rango mencionado es en el que se mueven las aeronaves referencia.

A continuación se presentan las gráficas referentes al coeficiente de momento, figura 4.47, estas curvas no dependen de la velocidad por lo cual se presentan valores únicos.

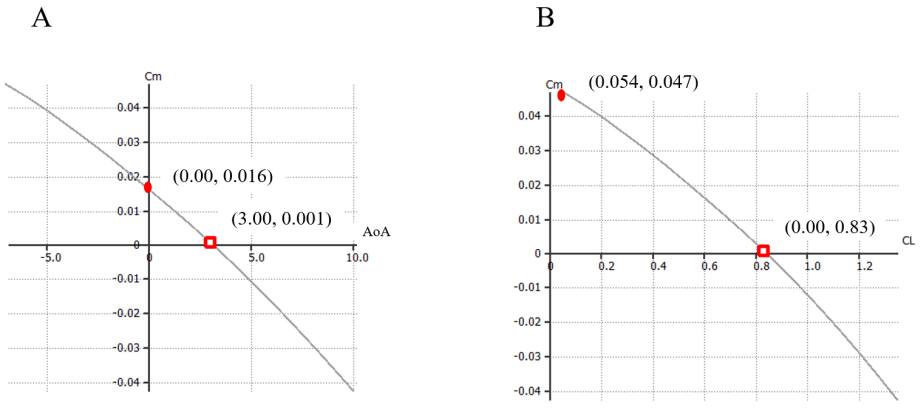


Figura 4.47: Polares de estabilidad longitudinal estática (A) Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque, (B) Coeficiente de momento en función del coeficiente de sustentación. Fuente: Autor

Se puede observar que ambas curvas tienen pendiente negativa respondiendo así al criterio de estabilidad longitudinal descrito en el capitulo 3 (ecuaciones 3.50, 3.51). El ángulo de trim es de aproximadamente 3° el cual está dentro del rango de aprobación establecido y también está en el rango establecido en los requerimientos de diseño. El coeficiente de momento a cero ángulo de ataque es 0,016 el cual está dentro del rango de aprobación establecido, sin embargo, tener una pendiente más negativa representaría mayor estabilidad longitudinal aunque no se puede establecer el valor óptimo sin requerimientos de control.

Otro parámetro importante es el margen estático el cual fue descrito en el capítulo 3 (término en paréntesis de la ecuación 3.55), este depende de la posición del centro de gravedad y del punto neutro de la aeronave, el margen estático puede ajustarse en función de la misión y del control de estabilidad disponible, este debe apuntar a un rango positivo entre 5 % y 10 % de la MAC para mejorar la estabilidad en vuelo recto y nivelado.

- Posición del centro de gravedad en XFLR5 $\bar{X_{cg}} = 1,47$.
- Posición del punto neutro en XFLR5 $\bar{X_{np}} = 1,55$.
- Margen estático $K_n = 0,08$.

El margen estático cumple con el criterio de ser positivo, aunque para lograr el 5 % de la MAC debe ser 0,013 derivando en la necesidad del aumento en la pendiente de la curva de C_m en función del AoA por lo cual se deben realizar iteraciones para lograr este margen, sin embargo, al no tener criterios de control, no se puede establecer el valor óptimo de margen estático y por consecuente de la pendiente de la curva.

Para futuras simulaciones se debe tener en cuenta lo siguiente: (1) La posición del centro de gravedad modifica la pendiente de la curva. (2) El ángulo del estabilizador horizontal desplaza la curva hacia arriba o hacia abajo. (3) El brazo de momento modifica la pendiente y la posición de la curva.

4.3. Visualización de las características aerodinámicas y del flujo sobre la superficie de la plataforma

A continuación se presentan imágenes de la distribución de sustentación, presiones, arrastre y visualización del flujo sobre el modelo de la plataforma aeronáutica de XFLR5 en condición de vuelo crucero. La figura 4.48 muestra (A) la distribución de presiones, (B) la sustentación sobre el modelo, (C) el arrastre inducido y (D) el arrastre viscoso. En la distribución de presión, la mayor parte de la superficie tiene coeficiente de presión entre 0,39 y -1,83 lo cual es representativo a la física del fenómeno de sustentación, pues en la superficie superior se espera una presión inferior a la atmosférica por tener un flujo a mayor velocidad. La menor presión se visualiza ligeramente aguas abajo del borde de ataque y a medida que el flujo se mueve hacia el borde de fuga, ocurre un aumento gradual lo cual indica una reducción en la velocidad del flujo de aire creando una distribución suave de presión que ayuda a mantener un flujo laminar o transitorio en esta zona permitiendo mayor eficiencia aerodinámica. En la distribución de sustentación del ala-fuselaje se destaca el perfil casi elíptico del ala y los problemas numéricos generados en la intersección del ala producto del modelado de la malla de paneles en esta zona. Se visualiza también la fuerza

de sustentación hacia abajo del estabilizador horizontal. En las figuras de arrastre se observan los problemas numéricos en la intersección del ala con el fuselaje producto del modelado de la malla de paneles.

El arrastre inducido es función de la magnitud de la sustentación, por este motivo se aprecia la mayor contribución cerca de la cuerda de raíz y va disminuyendo hacia la cuerda de punta, esta es la función de la relación de conicidad, reducir el arrastre inducido al reducir la sustentación hacia la punta del ala. El arrastre inducido de la cola es despreciable en comparación con el del ala, por este motivo en muchos cálculos analíticos no se tiene en cuenta. El arrastre viscoso es función del área mojada de la aeronave, por este motivo se aprecia la mayor contribución en el fuselaje que es la zona de mayor superficie del conjunto ala-cola, y cerca a la cuerda de raíz de la cola, también se visualizan problemas numéricos en las puntas del ala, esto es producto de las limitaciones propias de la interpolación de la simulación 2D de XFOIL.

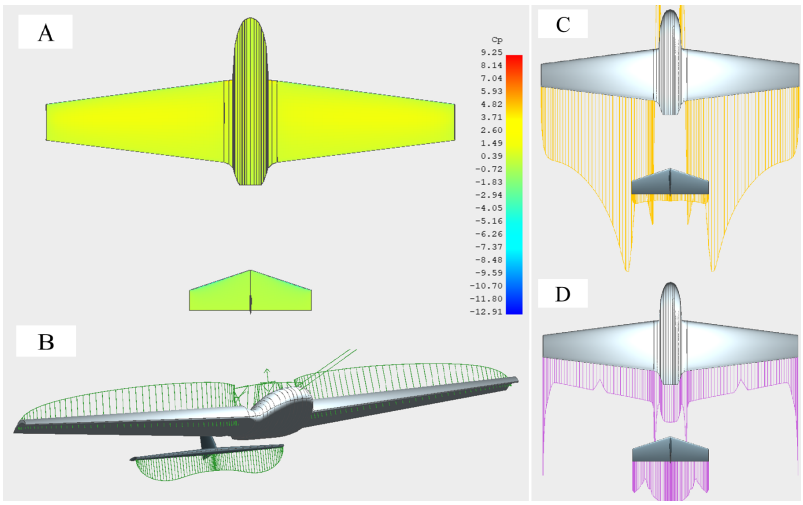


Figura 4.48: (A) Distribución del coeficiente de presión. (B) Distribución de sustentación. (C) Distribución de arrastre inducido.(D) Distribución de arrastre viscoso. Fuente: Autor

En la figura 4.49 se visualizan las líneas del flujo libre, en donde se destacan los vórtices de punta del ala y el estabilizador horizontal, y la dirección hacia abajo del flujo aguas abajo del borde de fuga, lo cual es representativo con la física del fenómeno de fuerza de sustentación.

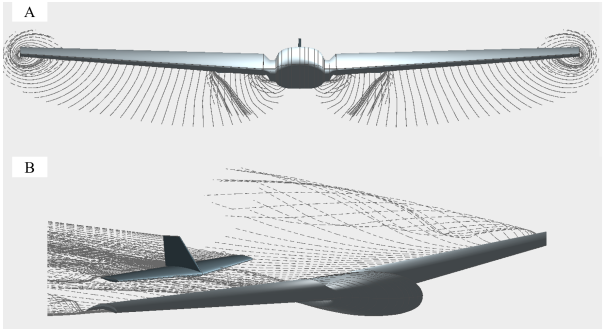


Figura 4.49: (A) Visualización del flujo desde vista frontal (vórtices de punta del ala y estabilizador horizontal) (B) Visualización del flujo desde vista isométrica. Fuente: Autor

4.4. Comparación de los resultados analíticos del análisis de diseño y de simulación

A continuación se presentan las tablas comparativas de error porcentual respectivas a los resultados analíticos con los resultados de simulación en XFLR5, estos se discuten en el siguiente capítulo.

RENDIMIENTO AERODINÁMICO						
V	RESULTADO	C_L	L [N]	C_D	D [N]	L/D
17 m/s	ANALÍTICO	1,17	68,90	0,12	6,88	10,01
	XFLR5	0,83	62,6	0,062	4,71	13,39
	ERROR %	29,06	9,14	48,33	31,54	33,77
12,32 m/s	ANALÍTICO	1,17	35,28	0,12	3,62	9,75
	XFLR5	0,83	33,2	0,066	2,64	12,58
	ERROR %	29,06	5,90	45,00	27,07	29,03
RANGO REFERENCIAS		(0,1 a 1,2)	NA	(0,03 a 0,06)	NA	(10 a 20)
ESTABILIDAD LONGITUDINAL ESTÁTICA						
V	RESULTADO	C_m	C_{m_α}	K_n	$\bar{X_{np}}$	$\bar{X_{cg}}$
17 y 12,32 m/s	ANALÍTICO	0,00076	-0,080	0,06	1,53	1,47
	XFLR5	0,001	-0,005	0,080	1,55	1,47
	ERROR %	31,58	93,75	33,33	1,31	0,00

Tabla 4.12: Comparación de resultados analíticos con resultados de simulación en XFLR5.

4.5. Recomendaciones para la etapa de diseño preliminar (trabajos futuros)

Debe definirse si se requiere menor velocidad crucero o mayor capacidad de carga. En caso de requerir menor velocidad crucero se deberá re dimensionar la plataforma a un tamaño más pequeño. En caso de requerir mayor capacidad de carga, la plataforma puede permanecer en el tamaño actual y en la condición de velocidad de vuelo crucero de 17 m/s.

Para ambos casos es necesario definir un enfoque de manufactura rápido que garantice la integridad de la aeronave y sus componentes, además de ser fácil de ensamblar y desensamblar, para ello se recomienda realizar prototipos a los cuales se les realicen pruebas de lanzamiento para identificar posibles zonas de fractura y reforzar iterando la geometría del diseño.

Por último, es necesario realizar pruebas experimentales y complementar con simulaciones de mayor robustez haciendo uso de CFD, para esto se recomienda el uso de OpenFoam para así garantizar que los parámetros de vuelo son correctos y proceder con la manufactura.
Se recomienda realizar los análisis de control y la incorporación de la aviónica e instrumentación para las pruebas en vuelo, estas pueden ser evaluadas en vacío o por medio de prototipos de rápida manufactura.

Capítulo 5: Discusión de resultados

En este capítulo se discuten los resultados analíticos y de XFLR5.

1. Resultados de rendimiento aerodinámico:

a. Coeficientes de sustentación: El error es producto de que en los cálculos analíticos el coeficiente de sustentación se fijó basándose en los resultados experimentales de la referencia [44] a un número de Reynolds fijo de 300mil, este coeficiente es únicamente el del ala resultando en una aproximación simplificada. Por otro lado, el coeficiente de sustentación de XFLR5 es producto de la interpolación de varios números de Reynolds y de la contribución de todos los perfiles aerodinámicos usados en el modelado de la aeronave, en este caso del E423, NACA0018 y NACA0012. Ambos resultados están dentro del rango recopilado de las referencias lo cual indica que son resultados coherentes con lo esperado en una aeronave de este tipo.

b. Fuerza de sustentación: El error es producto de los coeficientes de sustentación, sin embargo, en este caso se pueden comparar de forma más directa debido a que tanto en el cálculo analítico como en la simulación, se tiene en cuenta la condición de vuelo la cual es la misma y debido a esto el único valor que produce el error es el coeficiente de sustentación. Por otro lado se puede observar que el error es menor a menor velocidad de vuelo, esto se le atribuye a que XFLR5 es menos preciso a mayor número de Reynolds.

c. Coeficiente de arrastre: El error es producto de la sub estimación de XFLR5 tanto de la parte viscosa como de la parte de separación de flujo los cuales pueden llegar a ser de hasta un orden de magnitud, y de la limitación del modelo analítico utilizado en donde no se tienen en cuenta los fenómenos de arrastre por interferencia los cuales solo son posibles de cuantificar por medio de pruebas experimentales, además, la ecuación del arrastre parásito no incluye la velocidad, sin embargo, este si depende de esta debido a la componente de presión y a la componente viscosa, esto hay que tenerlo en cuenta en los resultados. Ambas contribuciones producen que el error sea alto.

d. Fuerza de arrastre: Con la fuerza de arrastre ocurre el mismo problema que con la fuerza de sustentación, el error es producto del coeficiente de arrastre.

e. Relación sustentación-arrastre L/D: El error es producto de que XFLR5 sobre estima la sustentación y sub estima el arrastre, esto repercute en que se visualice una relación de sustentación-arrastre mayor a lo que en realidad tiene la aeronave, en ambos casos el valor es mayor al analítico y es coherente con las limitaciones del programa.

2. Resultados de estabilidad longitudinal estática:

a. Coeficiente de momento y pendiente de la curva C_m-AoA: Al ángulo de equilibrio ambos valores de coeficiente de momento deben ser cero. El error puede ser producto de que el XFLR5 solo muestra tres decimales, esto puede implicar que el valor de 0,001 sea un redondeo de un valor entre 0,0005 y 0,0009, esto puede deberse a que el ángulo de equilibrio es mayor a 3° por algunas cifras decimales, sin embargo, la discretización de los ángulos de ataque fue con un delta de 1°. Por otro lado, el valor analítico tanto de coeficiente de momento como de la pendiente no tiene en cuenta de forma exacta los coeficientes de sustentación ni las contribuciones reales del fuselaje y de la cola con los efectos del downwash, esto solo es posible con pruebas experimentales, las aproximaciones realizadas no son representativas al modelo de aeronave específico diseñado, esto se reflejó principalmente en el error de la pendiente de la curva.

b. Punto neutro, centro de gravedad y márgen estático: XFLR5 modela bien las características geométricas y debido a que tanto el centro de gravedad como el punto neutro dependen de la geometría de la aeronave principalmente, al introducir los mismos parámetros de modelado, se visualizan buenos resultados en comparación con los analíticos. El error del punto neutro puede deberse a que la geometría no es exactamente la misma a la del diseño, y el programa no permite posicionarlo manualmente, por otro lado, el centro de gravedad si es posible posicionarlo en el mismo porcentaje de cuerda media establecido en el diseño y por esto no se generó error. Ambos resultados se propagan al cálculo del margen estático, sin embargo, el error de este se debe a que los valores son muy pequeños y un pequeño cambio con este tipo de valores genera elevados errores porcentuales.

Se debe recordar que XFLR5 debe usarse para obtener tendencias y comprender la sensibilidad de los parámetros de diseño. Por su facilidad de uso, resultados rápidos y fundamentados en teoría y experimentación, y por sus limitaciones, es una herramienta funcional para las primeras etapas de diseño.

Capítulo 6: Conclusiones

Se desarrolló una propuesta de plataforma aeronáutica modular para pruebas en vuelo de diferentes sistemas de propulsión eléctricos de UAV de ala fija por medio de un enfoque de diseño conceptual simplificado basado en múltiples referencias de aplicaciones de diseño en aeronaves convencionales y UAVs. La plataforma aeronáutica cumplió con la etapa de diseño conceptual debido a que se cumplieron los requerimientos de diseño establecidos en el documento.

1. La búsqueda bibliográfica de aeronaves referencia y el desarrollo de múltiples proyectos con el equipo de investigación Impetus Indomitus permitió establecer requerimientos y alcances realistas para delimitar el diseño conceptual y garantizar un diseño con resultados de caracterización de parámetros geométricos y de rendimiento para proceder con la etapa de diseño preliminar con datos coherentes presentes en la literatura. Se logró desarrollar una geometría sencilla, con pocas piezas y con una metodología de manufactura que es posible con la tecnología disponible en la Universidad del Valle. La aeronave propuesta tiene características geométricas y de rendimiento coherentes con UAVs convencionales de baja velocidad, estas características son: 1,72 m de envergadura, 1,23m de largo, una masa de 3,5 kg en su configuración base y un rango de velocidad crucero de 12 a 17 m/s con una potencia mínima requerida de 52W para lograr esta condición de vuelo.

2. La caracterización del rendimiento aerodinámico por medio de modelos analíticos basados en datos estadísticos de aeronaves convencionales y la herramienta computacional XFLR5 reveló errores máximos para la velocidad de 17 m/s del 29 % y 48 % en los coeficientes de sustentación y arrastre respectivamente; un error moderado en la fuerza de arrastre de 31,5 % y un error leve en la fuerza de sustentación de 9 % revelando un error del 33,7 % en la relación sustentación-arrastre. En todos los casos, se logró estar dentro del rango de valores o cercano a ellos de las aeronaves referencia ($0{,}1<C_L<1{,}2$, $0{,}03<C_D<0{,}06$ y $10<L/D<20$) indicando que se logró el diseño de una aeronave con tendencia del rendimiento aerodinámico de UAVs convencionales siendo esto un indicativo de que el diseño está en concordancia a las características de vuelo requeridas.

3. En el caso de la estabilidad longitudinal estática, los resultados revelaron errores elevados propios de las limitaciones de los modelos analíticos estadísticos y del programa XFLR5, siendo el error más crítico el de la pendiente del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque con un error del 93 %, sin embargo, la aeronave es estable y tiene un ángulo de incidencia equilibrio de 3° coherente al vuelo crucero convencional.

La aeronave cumplió con los requerimientos de diseño establecidos y los resultados son coherentes con la física esperada para el vuelo crucero de aeronaves convencionales. Con este concepto de aeronave se puede proceder con la etapa de diseño preliminar en donde se recomiendan pruebas experimentales y uso de CFD para realizar iteraciones del diseño.

Referencias

[1] John D. Anderson Jr. *Aircraft performance and design*. McGraw Hill, 1999.

[2] Palik Mátyás y Nagy Máté. *"Brief history of uav development"*. Repüléstudományi Közlemények, 2019.

[3] José Antonio Martínez. *Descubrir los motores de aviación*. Aena, 2007.

[4] John F Keane y Stephen S Carr. *A Brief History of Early Unmanned Aircraft*. Johns Hopkins APL Technical Digest, 2013.

[5] D.C.Chapman-G.J.Sevich-D.E.Smith. *Preparing a Propfan Propulsion System for Flight Test*. AIAA/SAE/ASME/ASEE. 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.

[6] Dave Borg y Al Krejmas. *Propulsion Flight Testing on General Electric's B747 Flying Test Bed*. Society of Automotive Engineers SAE, the American Institute of Aeronautics y Astronautics AIAA, Inc, 2000.

[7] Michael D.Patterson. Matthew J.Daskilewicz. Brian J.German. *Conceptual Design of Electric Aircraft with Distributed Propellers: Multidisciplinary Analysis Needs and Aerodynamic Modeling Development*. The American Institute of Aeronautics y Astronautics (AIAA), Inc, 2014.

[8] Kurt V. Papathakis y Alaric M. Sessions. *A NASA Approach to Safety Considerations for Electric Propulsion Aircraft Testbeds*. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.

[9] Philipp Schildt-Carsten Braun-Pier Marcocca. *Flight testing the EXTRA 330LE Flying testbed*. Society of flight test engineers, 2017.

[10] David A. Neal et al. *Design and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration*. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics Materials Conference, 2004.

[11] Umair Ahsun et al. *REAL-TIME IDENTIFICATION OF PROPELLER-ENGINE PARAMETERS FOR FIXED WINGS UAVs*. IFAC (International Federation of Automatic Control), 2015.

[12] D.P-Denzel.J-Pfeifle.O-Notter.S-Fichter.W-Strohmayer.A Bergmann. *In-flight Lift and Drag Estimation of an Unmanned Propeller-Driven Aircraft*. Aerospace, 2021.

[13] A. Raju Kulkarni-G.La Rocca-L.L.M.Veldhuis-G.Eitelberg. *Sub-scale flight test model design: Developments, challenges and opportunities*. University of Technology, Kluyverweg, 2022.

[14] G.P.Moe-R.M. Davino-Edwards AFB y E. Graham. *Flight Test and Evaluation of Propulsion System Operability Characteristics*. AIAA/SAE/ASME/ASEE. 23rd Joint Propulsion Conference, 1987.

[15] A.Zhao-J.Zhang-k.Li et al. *Design and implementation of an innovative airborne electric propulsion measure system of fixed-wing UAV*. Aerospace Science y Technology, 2020.

[16] István Gál-Dániel Rohács-József Rohács. *DEVELOPING THE UNMANNED UNCONVENTIONAL CARGO AIRPLANES WITH HYBRID PROPULSION SYSTEM*. 31st congress of the international council of the aeronautical sciences, 2018.

[17] R. Valeur et al. *Global Trends of Unmanned Aerial Systems*. Danish Technological Institute [DTI] In cooperation with Association for Unmanned Vehicle Systems International [AUVSI], 2019.

[18] Aeronáutica Civil. *"Plan Estratégico Aeronáutico 2030" II Foro Sector Aéreo 2030, ¿Hacia dónde debe ir la aviación en Colombia?* Colombia, 2019.

[19] Daniel P. Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. 4th. AIAA Education series, 2006.

[20] Mohammad H. Sadraey. *AIRCRAFT DESIGN. A Systems Engineering Approach*. John Wiley Sons, Ltd, 2013.

[21] Reg Austin. *UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS. UAVS DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT*. John Wiley y Sons, Ltd, 2010.

[22] TIMOTHY W. McLAIN RANDAL W. BEARD. *SMALL UNMANNED AIRCRAFT. Theory and Practice*. PRINCETON UNIVERSITY PRESS, 2012.

[23] Andrew J. Keane et al. *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design. A Practical Approach*. John Wiley Sons Ltd, 2017.

[24] Gaurav Singhal et al. *Unmanned Aerial Vehicle classification, Applications and challenges: A Review*. by the author(s), 2018.

[25] Roger Cuadras Mas y Dr. Romualdo Moreno Ortiz (Tesis). *DISEÑO Y PUESTA EN MARCHA DEL LABORATORIO DE UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS DE LA UAB*. Universidad autónoma de Barcelona, 2012.

[26] John D. Anderson Jr. *Introduction to flight*. 8th. McGraw Hill, 2016.

[27] Thomas R. Yechout et al. *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control*. AIAA Education Series, 2003.

[28] Manuel Navas Vienne. *Traducción al Español del Documento Guidelines for XFLR5 v6.03*. XFLR5.tech, 2011.

[29] André Deperrois. *Part I: Theoretical overview. Overview of thetheoretical background in XFLR5*. https://www.xflr5.tech/xflr5.htm, 2019.

[30] André Deperrois. *Part II: The inviscid problem. Why does a plane fly: the inviscid potential flow*. https://www.xflr5.tech/xflr5.htm, 2019.

[31] André Deperrois. *About XFLR5 calculations and experimental measurements*. https://www.xflr5.tech/xfl 2009.

[32] Paul A. Lord et al. *SHARP: SUBSONIC HIGH ALTITUDE RESEARCH PLATFORM*. CALIFORNIA STATE POLYTECHNIC UNIVERSITY POMONA, 1992.

[33] C et al. Amici. *Review of Propulsion System Design Strategies for Unmanned Aerial Vehicles*. Appl.Sci., 2021.

[34] Szymon Wójcik. *STALLION User manual V.1*. Flightory (https://flightory.com/), 2023.

[35] Szymon Wójcik. *Talon 1400 User manual V.1*. Flightory (https://flightory.com/), 2023.

[36] CIAC. *UAV Coelum*. https://ciac.gov.co/uav-coelum/.

[37] Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. SECRETARÍA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA. Grupo Estructura Normativa y Estándares Aeronáuticos. *RAC 100 OPERACIÓN DE SISTEMAS DE AERONAVES NO TRIPULADAS UAS*. 2023.

[38] Ralph D. Kimberlin. *Flight testing of fixed-wing aircraft*. AIAA Education series, 2003.

[39] Juan Pablo Velasco Cataño. *EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESEMPEÑO AERODINÁMICO DE UNA PROPELA AERONAUTICA CON ENCAPSULAMIENTO (Tesis de pregrado)*. Universidad del Valle, 2024.

[40] Sungho Chang. Am Cho. Seongwook Choi. Youngshin Kang. Yushin Kim. Myungjae Kim. *Flight testing full conversion of a 40-kg-class tilt-duct unmanned aerial vehicle*. Aerospace Science y Technology, 2021.

[41] Zulhilmy Sahwee-Mohd Hariz-Shahrul Ahmad Shah-Nadhiya Liyana Mohd Kamal Nurhakimah Norhashim. *Flight testing of baseline model of vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicle (UAV)*. Defence S y T Technical Bulletin, 2022.

[42] CENGEL Yunus A. y John M. CIMBALA. *Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones*. 1st. McGraw-Hill, 2006.

[43] O. Ergüven VATANDAŞ y Alper ANTEPLİOĞLU. *Aerodynamic Performance Comparison of V-tail and Conventional Tail for an Unmanned Vehicle*. IEEE, 2015.

[44] MichaelS. Selig et al. *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. SOARTECH PUBLICATIONS.Department of Aeronautical y Astronautical Engineering University of fllinois at Urbana-Champaign, 1996.

[45] M.V. Cook. *Flight Dynamics Principles*. 2nd. Elsevier Ltd, 2007.

[46] Ramirez Erazo Luis M. *Planos conceptuales de la plataforma aeronáutica modular*. Impetus Indomitus, 2024.

[47] Edin Trumic. Kevin Savio Swamy. *Aerodynamic Performance Analysis of a UAV using CFD and VLM Master's Thesis*. LINKÖPING UNIVERSITY, 2021.

[48] André Deperrois. *About stability analysis using XFLR5*. https://www.xflr5.tech/xflr5.htm, 2010.