



EVALUACIÓN ANALÍTICA DE LA ESTABILIDAD ESTÁTICA DE UNA PLATAFORMA AERONÁUTICA PARA TRANSPORTE DE CARGA

Presentado por:

Autor: Kelly Vanessa Rivera García

Director: Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro Ph.D.

Una Tesis para optar por el Título de
Ingeniero Mecánico



**IMPETUS
INDOMITUS**

Research Team in energy conversion
& propulsion revolution

IMPETUS INDOMITUS

Research Team in energy conversion and propulsion revolution

Escuela de Ingeniería Mecánica

Universidad del Valle

JULIO 2025

Agradecimientos

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento a mi papá, por ser mi modelo a seguir. Por su apoyo incondicional y sus constantes enseñanzas. Por haber dedicado su vida a que yo pudiera cumplir mis sueños y acompañarme en cada parte del proceso.

A mi mamá, por su apoyo y cuidado. Por su constante esfuerzo que me hizo quien soy hoy. Por sus palabras de aliento en los momentos más necesarios, que me convencieron de que podría lograr cualquier cosa que me propusiera.

A mi abuela, por sus almuerzos y consejos llenos de amor y sabiduría. Por ser mi hogar y refugio en los momentos más grises de mi vida, haciendo que todo se sienta más ligero.

Al profesor Guillermo Andrés Jaramillo Pizarro, quien más que un docente ha sido un maestro durante mi proceso de formación académica. Le agradezco por su guía, paciencia, acompañamiento y valiosos consejos durante cada etapa del desarrollo de este trabajo.

A María Paula, quien ha sido una compañera incondicional que me ha brindado todo su apoyo, paciencia y amor durante el desarrollo de este proyecto y considero un pilar fundamental en mi vida.

A mis gatas, Zoe y Atenea, por acompañarme en las largas noches de estudio y por haber sido mi soporte emocional durante las crisis académicas.

Al equipo de investigación Impetus Indomitus y a todos los compañeros y compañeras por su apoyo, colaboración y motivación constante.

Finalmente, agradezco a mi alma mater, la Universidad del Valle y a todas las personas que contribuyeron al desarrollo de este proyecto.

Kelly Rivera García
2025

Resumen

Este trabajo de grado presenta la evaluación analítica de la estabilidad estática de una plataforma aeronáutica diseñada para el transporte de carga. El estudio se desarrolla a partir de tres objetivos principales: el desarrollo de una propuesta de configuración aerodinámica, la estimación de los modos de vuelo en un escenario de estabilidad estática mediante métodos analíticos y la verificación de los resultados a través de análisis numéricos.

Durante el desarrollo del proyecto, inicialmente se realizó un diseño conceptual de la plataforma basado en el análisis de aeronaves de referencia para el establecimiento de parámetros realistas, seguido por el dimensionamiento de sus componentes principales: el ala, los empenajes y el fuselaje.

Posteriormente, se modelaron las características aerodinámicas de la aeronave usando el software VS-PAERO basado en el método Vortex Lattice, y se calcularon las derivadas de estabilidad necesarias a través de ecuaciones semiempíricas para determinar modos de vuelo longitudinales fugoide y de corto periodo.

La verificación de los resultados se llevó a cabo mediante soluciones numéricas obtenidas en MATLAB basadas en la obtención de los autovalores de la matriz desacoplada de espacio de estados, demostrando la validez de las predicciones analíticas. Los resultados obtenidos evidenciaron que la configuración propuesta cumple con los requisitos de estabilidad estática satisfactoriamente, sentando así un precedente metodológico para futuros desarrollos de Vehículos Aéreos No Tripulados de carga en Colombia.

Abstract

This undergraduate project presents the analytical evaluation of the static stability of an aeronautical platform designed for cargo transportation. The study is developed based on three main objectives: the development of a proposed aerodynamic configuration, the estimation of flight modes under a static stability scenario using analytical methods, and the verification of the results through numerical analysis.

During the development of the project, a conceptual design of the platform was initially carried out based on the analysis of reference aircraft to establish realistic parameters, followed by the sizing of its main components: the wing, the empennages, and the fuselage. Subsequently, the aerodynamic characteristics of the aircraft were modeled using VSPAERO software based on the Vortex Lattice Method, and the necessary stability derivatives were calculated through semi-empirical equations to determine the longitudinal flight modes, namely phugoid and short-period modes.

The verification of the results was conducted through numerical solutions obtained in MATLAB by deriving the eigenvalues of the decoupled state-space matrix, thus demonstrating the validity of the analytical predictions. The results showed that the proposed configuration satisfactorily meets the static stability requirements, thereby establishing a methodological precedent for future developments of cargo Unmanned Aerial Vehicles in Colombia.

Contenidos

Resumen	3
Lista de Figuras	5
Lista de Tablas	7
Nomenclatura	9
1. Introducción	11
1.1. Antecedentes	11
1.2. Planteamiento del Problema	12
Árbol del problema	13
1.3. Estado del arte	13
1.4. Justificación	15
1.5. Objetivos	16
Objetivo General	16
Objetivos Específicos	16
Árbol de objetivos	16
1.6. Marco teórico	17
Fundamentos de aerodinámica	17
Coeficientes aerodinámicos adimensionales	19
Parámetros del ala	20
Parámetros del empenaje	24
Dinámica de vuelo	25
Herramienta computacional para la estimación de la aerodinámica de aeronaves	33
1.7. Metodología	35
2. Diseño conceptual de la plataforma aeronáutica	38
2.1. Requerimientos funcionales y límites operacionales	38
2.2. Alcance del diseño conceptual	39
2.3. Metodología de diseño conceptual	39
2.4. Selección de aeronaves de referencia y estimación preliminar de parámetros de diseño	40
2.5. Dimensionamiento del ala principal	41
Selección perfil aerodinámico	41
Geometría del ala	45
Validación en XFLR5 del diseño conceptual del ala	47
2.6. Dimensionamiento de la cola	49
Dimensionamiento del empenaje horizontal	50
Dimensionamiento del empenaje vertical	52

Validación del diseño conceptual del empenaje horizontal	53
2.7. Dimensionamiento del fuselaje	54
Bosquejo preliminar de la aeronave	55
2.8. Estimación de los Coeficientes Aerodinámicos mediante VSPAERO	55
Definición del modelo en VSPAERO	56
Configuración y ejecución de la simulación	56
Simulación del ala principal	57
Simulación del empenaje horizontal	58
Simulación de la aeronave	59
2.9. Estimación del peso máximo de despegue y centro de gravedad	61
Estimación del peso de la estructura principal	61
Estimación del peso del sistema de propulsión y aviónica	63
Centro de gravedad	65
2.10. Estimación de la estabilidad estática longitudinal	66
Evaluación de los modos de vuelo longitudinales	68
3.1. Derivadas de estabilidad longitudinal	68
Derivada del coeficiente de arrastre C_D con respecto a la velocidad de avance u	69
Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la velocidad de avance u	69
Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la velocidad de avance u	69
Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto al ángulo de ataque α	69
Derivada del coeficiente de arrastre C_D con respecto al ángulo de ataque α	69
Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto al ángulo de ataque α	70
Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la tasa de cabeceo q	70
Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la tasa de cabeceo q	70
Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la tasa de cambio del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$	70
Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la tasa de cambio del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$	70
3.2. Modos de vuelo longitudinales teóricos	71
Aproximación del modo de corto periodo	72
Aproximación del modo fugoide	73
3.3. Modos de vuelo longitudinales numéricos	74
Representación en espacio de estados	74
3.4. Validación de los modos de vuelo longitudinales	75
Cálculo de los modos de vuelo longitudinales en XFLR5	75
3.5. Cualidades de vuelo	76
3.6. Gráficas de los modos de vuelo longitudinales	77
4. Análisis y discusión de resultados	79
4.1. Coeficientes de momento de cabeceo	79
4.2. Modos de vuelo longitudinales	79
4.3. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y numéricos	80
4.4. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y en XFLR5	81
4.5. Cualidades de vuelo	82
5. Conclusiones	83
Recomendaciones y trabajos futuros	84
Referencias	85

Lista de Figuras

1.1. Árbol del problema del proyecto.	13
1.2. Árbol de objetivos del proyecto.	17
1.3. Fuerza aerodinámica resultante y sus componentes. Tomado de [14]	18
1.4. Partes de un perfil aerodinámico. Tomado de [17]	21
1.5. Definición del centro aerodinámico y centro de presiones. Modificado de [18]	22
1.6. Geometría del ala. Modificado de [19]	22
1.7. Barrido del ala a un 25 % de la línea de la cuerda. Modificado de [20].	23
1.8. Parámetros para el dimensionamiento del empenaje. Modificado de [21]	25
1.9. Sistema de coordenadas de la aeronave. Tomado de [22]	26
1.10. Gráfica del coeficiente de momento de cabeceo versus ángulo de ataque de dos aeronaves. Modificado de [18]	27
1.11. Contribución del ala al coeficiente del momento de cabeceo. Modificado de [23]	28
1.12. Contribución del empenaje horizontal al coeficiente del momento de cabeceo. Modificado de [23]	29
1.13. Respuestas dinámicas típicas	32
1.14. Modo de corto periodo. Modificado de [25]	33
1.15. Modo de vuelo fugoide. Modificado de [25]	33
1.16. Diagrama de flujo del proceso.	36
2.17. Diagrama de flujo de la etapa de diseño conceptual.	40
2.18. Comparación de los perfiles aerodinámicos seleccionados.	42
2.19. Curvas características de los perfiles aerodinámicos @ $Re_c=250000$. Modificado de [33] . . .	43
2.20. Comparación de las curvas aerodinámicas de los perfiles NACA 4415 y Eppler 216. Modifi- cado de [33]	45
2.21. Dimensiones generales del ala principal (dimensiones en milímetros).	47
2.22. Curvas polares del ala principal. Modificado de [33]	48
2.23. Gráfica de C_l vs α del ala con el método LLT.	49
2.24. Tipos de configuraciones para la cola. Tomado de [20].	49
2.25. Curvas características del perfil aerodinámico NACA 0009 @ $Re_c=80000$. Modificado de [33]	51
2.26. Dimensiones generales del estabilizador horizontal (dimensiones en mm)	52
2.27. Dimensiones generales del estabilizador vertical (dimensiones en mm).	53
2.28. Gráfica de C_m vs α de la configuración ala-cola.	54
2.29. Dimensiones generales del fuselaje (dimensiones en mm).	55
2.30. Modelo CAD de la aeronave dimensionada.	55
2.31. Modelo en VSP de la aeronave dimensionada.	56
2.32. Ala principal modelada en el programa VSPAERO	57
2.33. Gráfica de C_L vs α del ala principal.	58
2.34. Gráfica de C_D vs α del ala principal.	58
2.35. Gráfica de C_L vs α del empenaje horizontal.	59
2.36. Gráfica de C_D vs α del empenaje horizontal.	59
2.37. Gráfica de C_L vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.	60

2.38. Gráfica de C_D vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.	60
2.39. Estructura interna de la aeronave	61
2.40. Distribución de los componentes en la cabina principal.	65
2.41. Gráfica de C_m vs α del ala principal.	66
2.42. Gráfica de C_m vs α del empenaje horizontal.	66
2.43. Gráfica de C_m vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.	67
3.44. Respuesta de la perturbación de la velocidad u en función del tiempo.	77
3.45. Respuesta de la perturbación del ángulo de actitud θ en función del tiempo.	77
3.46. Respuesta de la perturbación de la velocidad vertical w en función del tiempo.	78
3.47. Respuesta de la perturbación de la velocidad angular q en función del tiempo.	78

Lista de Tablas

1.2. Metodología del desarrollo del proyecto	37
2.3. Parámetros de las aeronaves de referencia.	41
2.4. Matriz de decisión para la elección del perfil aerodinámico del ala principal.	44
2.5. Parámetros geométricos ala	47
2.6. Matriz de decisión para la elección de la configuración de la cola.	50
2.7. Parámetros geométricos del empenaje horizontal	51
2.8. Parámetros geométricos empenaje vertical	52
2.9. Desglose de masas de carcasas externos y conector fuselaje–empenaje	62
2.10. Desglose de masas de los subconjuntos de la estructura interna	62
2.11. Desglose de masas del sistema de propulsión	64
2.12. Desglose de masas del sistema de propulsión	65
3.13. Derivadas de estabilidad longitudinal	68
3.14. Parámetros principales para las derivadas de estabilidad	71
3.15. Derivadas de estabilidad longitudinal de la plataforma aeronáutica.	72
3.16. Resultado de los modos de vuelo longitudinales analíticos en los dos puntos de operación	73
3.17. Resultado de los modos de vuelo longitudinales numéricos en los dos puntos de operación	75
3.18. Resultado de los modos de vuelo longitudinales en XFLR5 en los dos puntos de operación	76
3.19. Rangos para las cualidades de vuelo de una aeronave. Tomado de [18].	77
4.20. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y numéricos.	80
4.21. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y en XFLR5	81

Nomenclatura

Símbolo	Descripción
α	Ángulo de ataque [rad]
θ	Ángulo de actitud [rad]
u	Perturbación de velocidad en eje longitudinal (x) [m/s]
w	Perturbación de velocidad en eje vertical (z) [m/s]
q	Velocidad angular de cabeceo [rad/s]
C_L	Coeficiente de sustentación
C_D	Coeficiente de arrastre
C_m	Coeficiente de momento de cabeceo
C_{L_α}	Derivada del coeficiente de sustentación respecto a α
C_{m_α}	Derivada del coeficiente de momento respecto a α
V	Velocidad del flujo libre [m/s]
V_c	Velocidad de crucero [m/s]
V_s	Velocidad de pérdida [m/s]
ρ	Densidad del aire [kg/m ³]
S	Superficie alar [m ²]
b	Envergadura del ala [m]
c	Cuerda característica [m]
MAC	Cuerda media aerodinámica [m]
AR	Relación de aspecto del ala
λ	Relación de estrechamiento (Taper Ratio)
η_h	Eficiencia del empenaje horizontal
V_h	Volumen de cola horizontal
L	Fuerza de sustentación [N]
D	Fuerza de arrastre [N]
M	Momento aerodinámico [N·m]
q	Presión dinámica [N/m ²]
x_{cg}	Posición del centro de gravedad respecto a una referencia (generalmente borde de ataque del ala) [m]
x_{ac}	Posición del centro aerodinámico del ala [m]
Z_u	Derivada de la fuerza Z respecto a u
Z_w	Derivada de la fuerza Z respecto a w
$Z_{\dot{w}}$	Derivada de la fuerza Z respecto a $\dot{w}$
X_u	Derivada de la fuerza X respecto a u
M_u	Derivada del momento respecto a u
M_w	Derivada del momento respecto a w
M_q	Derivada del momento respecto a q
$M_{\dot{w}}$	Derivada del momento respecto a $\dot{w}$
ε	Ángulo de la estela (Downwash) [rad]

$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	Derivada del ángulo de estela respecto a α
ω_n	Frecuencia natural [rad/s]
ζ	Coefficiente de amortiguamiento

1. Introducción

En las últimas décadas, el desarrollo de Vehículos Aéreos no Tripulados (Unmanned Aerial Vehicle UAV, por sus siglas en inglés) ha tomado un rol protagónico en diferentes sectores, desde el ámbito militar hasta el civil, generando la necesidad de diseñar vehículos aéreos que respondan a exigencias específicas de operación. Dentro de estos desarrollos, el análisis de la estabilidad estática de las aeronaves es un aspecto crítico que, además de asegurar la seguridad de las operaciones de vuelo, asegura la eficiencia y el rendimiento general del vehículo. En este sentido, la estabilidad estática longitudinal, en particular, constituye un pilar fundamental en la evaluación del comportamiento dinámico de una aeronave frente a perturbaciones durante el vuelo.

El objetivo principal de este trabajo de grado es evaluar analíticamente los modos de vuelo de una plataforma aeronáutica destinada al transporte de carga, mediante enfoques analíticos y numéricos. Para ello, se propone una configuración aerodinámica específica y se realiza el dimensionamiento preliminar de la plataforma, seguido de la formulación de los modelos matemáticos utilizados para estimar la respuesta libre de la aeronave vehículo ante perturbaciones. Posteriormente, los resultados analíticos son validados mediante soluciones numéricas desarrolladas en MATLAB, fortaleciendo de este modo la validación del modelo propuesto.

La metodología se desarrolla en tres etapas: primero, una revisión bibliográfica sobre diseño de aeronaves y estabilidad longitudinal, que proporciona el fundamento teórico del proyecto; luego, el dimensionamiento conceptual de la plataforma, incluyendo la estimación de pesos y el diseño del ala principal, los empenajes y el fuselaje; finalmente, la evaluación de los modos de vuelo longitudinales y la implementación de simulaciones numéricas que permiten comparar y analizar el comportamiento dinámico de la plataforma. Estas se desarrollaron de manera iterativa, pues constantemente se realizó revisión de bibliografía para enriquecer el análisis de los modos de vuelo.

La estructura del documento se divide en cinco capítulos: el primero, aborda los antecedentes, el marco teórico, la metodología, la justificación y el planteamiento del problema; el segundo, desarrolla el diseño conceptual de la plataforma aeronáutica; el tercero, se centra en la evaluación de los modos de vuelo longitudinales; el cuarto presenta el análisis y la discusión de los resultados y el último expone las conclusiones y recomendaciones para futuras investigaciones.

1.1. Antecedentes

Los orígenes de los UAV se remontan a los primeros experimentos europeos con modelos no tripulados, empleados inicialmente para comprender los principios de la aerodinámica antes de alcanzar el vuelo tripulado. Sin embargo, fue en Estados Unidos donde, gracias al desarrollo de motores adecuados y sistemas de control remoto como los propuestos por Tesla (1898) y Sperry (1913), se logró el primer vuelo autónomo exitoso en 1918. Luego, durante la Primera Guerra Mundial, el Reino Unido desarrolló prototipos teledirigidos y, en la Segunda Guerra Mundial introdujo el Queen Bee, una aeronave no tripulada usada como blanco aéreo. En Estados Unidos, el Radioplane cumplió un propósito similar, sentando las bases para

el perfeccionamiento de la tecnología de control remoto. Posteriormente, el modelo Firebee fue adaptado para misiones de reconocimiento, mientras que el DASH se destacó como el primer UAV de ala rotatoria con capacidad de ataque desde embarcaciones. En las décadas de 1970 y 1980, el contexto geopolítico impulsó el desarrollo de UAV dedicados a operaciones de vigilancia y reconocimiento a gran altitud y larga duración. Surgieron así plataformas como el XQM-93 y el MQ-1 Predator, este último precursor de versiones más avanzadas con mejoras en autonomía y capacidad operativa. En paralelo, se desarrollaron UAV tácticos como el IAI Scout y el Pioneer, caracterizados por su configuración en doble cola en “V”, diseño que aún se conserva en diversos sistemas contemporáneos [1].

1.2. Planteamiento del Problema

Colombia es un país reconocido por su gran potencial agrícola, favorecido por su ubicación geográfica, diversidad de suelos y condiciones climáticas estables durante todo el año, además de su gran potencial de expansión de tierras para uso agrícola. La agricultura constituye un eje fundamental para el desarrollo de la economía nacional, su cadena de valor es significativamente más amplia que la de otros subsectores del sector primario como el forestal, el acuícola o el pesquero [2].

A pesar de todos estos factores, el país no ha podido consolidarse como una potencia mundial de producción de alimentos primarios; su productividad y aporte al PIB (Producto Interno Bruto) del país ha ido en decrecimiento pues, debido a la alta competitividad, los precios a nivel internacional caen e incrementan las importaciones y los costos de producción [2]. Se ha logrado identificar que una de las causas es la persistencia de métodos convencionales en las actividades agrícolas, que resultan poco eficientes frente a las demandas actuales del país.

El manejo de grandes extensiones de terreno implica la ejecución de tareas complejas como el monitoreo, fumigación, mantenimiento y transporte de insumos, las cuales requieren de una alta disponibilidad de mano de obra – sobre todo joven –, que en los últimos años ha disminuido debido al impacto de problemáticas sociales como la violencia y la falta de oportunidades de empleo formal en las zonas rurales, afectando fuertemente la eficiencia y sostenibilidad del sector agrícola [3]. Adicionalmente, la infraestructura de transporte rural es precaria debido a la falta de financiación para nuevos proyectos, lo cual afecta el control y el manejo de los terrenos y otros proyectos agroecológicos [4]. Ante esta problemática, surge la necesidad de explorar nuevas tecnologías que optimicen los procesos agrícolas, reduzcan los costos operativos y mejoren la producción. Los UAV se han presentado como una solución viable a los problemas mencionados anteriormente.

A nivel internacional, los UAV han demostrado ser útiles en actividades como el mapeo de campos, detección del estado sanitario de los cultivos, evaluación del estrés hídrico y fotogrametría. Entre estos, los multirrotores, son los más utilizados por su estabilidad y facilidad de maniobra. Sin embargo, presentan fuertes limitaciones como su bajo alcance y elevada demanda energética. Otra alternativa son los UAV de ala fija, los cuales ofrecen mayor autonomía y cobertura, haciéndolos ideales para operaciones de transporte. No obstante, su diseño requiere un mayor conocimiento respecto a la dinámica de vuelo, particularmente lo que respecta a la estabilidad longitudinal.

El reto de implementar UAV en aplicaciones como la agricultura en Colombia, supone estudiar el comportamiento de la estabilidad estática de la aeronave con el objetivo de asegurar la seguridad y estabilidad de la misma durante el vuelo. En Colombia, aún es limitada la documentación sobre el análisis y validación de la estabilidad longitudinal de aeronaves no tripuladas diseñadas para el transporte de carga.

Frente a este escenario, resulta fundamental establecer metodologías de análisis que permitan evaluar la estabilidad longitudinal de plataformas aeronáuticas en etapas tempranas de diseño. Esto permitiría

optimizar este proceso, anticipar el comportamiento dinámico de la aeronave y reducir la dependencia de pruebas de concepto, que resultan siendo en su mayoría costosas y que además, requieren de mucho tiempo. En particular, se requiere un procedimiento para evaluar los modos de vuelo en un escenario de estabilidad estática, y contratarlo con una solución numérica de la configuración aerodinámica seleccionada.

En este contexto, se plantea la siguiente pregunta que orienta el desarrollo del proyecto: ¿Cómo estimar la estabilidad estática para la configuración aerodinámica de una plataforma aeronáutica diseñada para el transporte de carga?

Árbol del problema

El árbol del problema es una herramienta que proporciona un esquema claro acerca de los factores o causas que contribuyen al problema central, junto con sus consecuencias (parte superior). A su vez, este esquema simplificado permite realizar un análisis inicial y facilita la búsqueda de soluciones que aborden las causas raíz. A continuación, en la Figura 1.1 se presenta el esquema del árbol del problema:

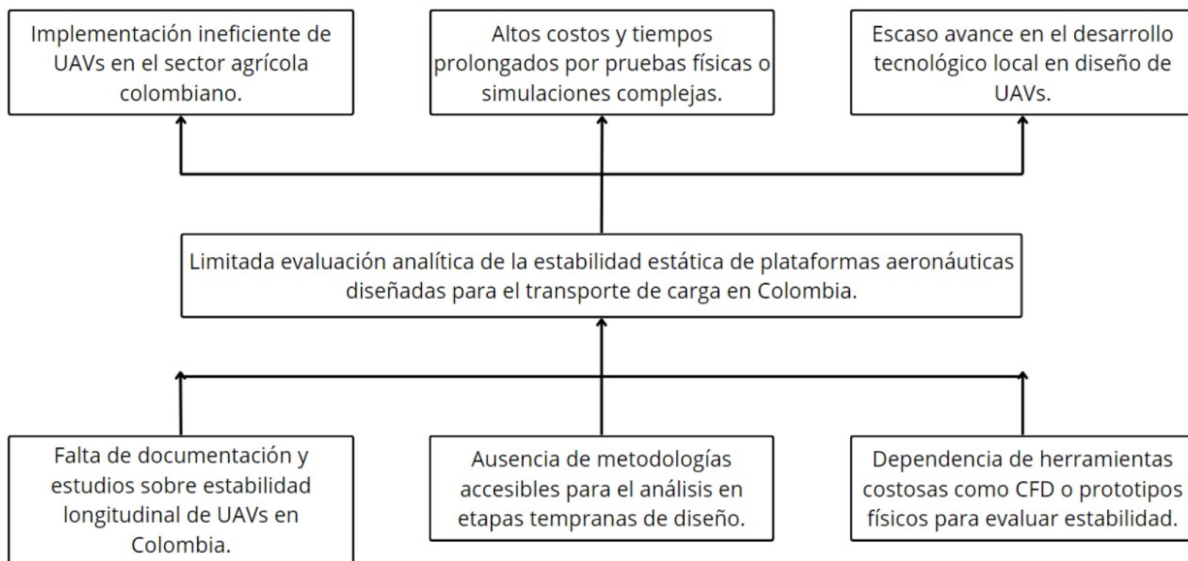


Figura 1.1: Árbol del problema del proyecto.

1.3. Estado del arte

El diseño de UAV para diversas aplicaciones ha despertado un interés creciente en los últimos años donde diversos estudios se han centrado en el análisis y desarrollo de configuraciones aerodinámicas específicas, orientadas a satisfacer requisitos particulares de cada misión propuesta. Un aspecto esencial identificado en estas investigaciones es la evaluación del desempeño aerodinámico y la estabilidad, así como la validación de los modelos teóricos mediante prototipos, modelos numéricos y pruebas experimentales.

Por ejemplo, Kampoon et al. (2020) [5] desarrollaron el diseño conceptual de un UAV táctico de energía solar para misiones de inteligencia, vigilancia y reconocimiento a baja altitud. El análisis aerodinámico de la aeronave se realizó mediante simulaciones CFD y ensayos en túnel de viento, obteniendo coeficientes de sustentación, arrastre y momento de cabeceo en función del ángulo de ataque. Adicionalmente, se evaluó la estabilidad estática con el software XFLR5, concluyendo que el UAV poseía estabilidad bajo las condiciones de diseño. Los autores destacaron la importancia de realizar análisis estructurales y de rendimiento adicionales antes de la fabricación del prototipo y las pruebas de vuelo.

Ashish et al. (2020) [6] presentaron el diseño, desarrollo y pruebas de vuelo de un UAV híbrido de despegue y aterrizaje vertical tipo quad-plane —denominación que describe un UAV que combina un cuadricóptero para las fases de despegue y aterrizaje vertical, y un ala fija para el vuelo horizontal de crucero— orientado a la entrega autónoma de carga útil en emergencias locales. El prototipo ejecutó con éxito una misión automática siguiendo una trayectoria planificada, demostrando que la configuración híbrida consume menos energía en modo avión. Aunque tiene un alcance limitado, se evidenció su utilidad para entregas de corta distancia desde estaciones de rescate.

De forma complementaria, Guerrero et al. (2015) [7] propusieron el diseño preliminar de un UAV inspirado en la morfología de aves, especialmente gaviotas, centrado en el análisis del desempeño aerodinámico y la estabilidad estática longitudinal. Se determinó que el modelo generaba la sustentación mínima necesaria en vuelo planeado, y se estudió la influencia de la posición del centro de gravedad y la deflexión del estabilizador horizontal, concluyendo que el UAV era longitudinalmente estable para las condiciones de diseño planteadas.

En el ámbito de UAVs de carga, Sezgin y Murat [8] desarrollaron el diseño conceptual de un VTOL de ala fija llamado DOGA, capaz de transportar una carga útil de 0.5 kg. El análisis aerodinámico se realizó con el software XFLR5 mediante los métodos Vortex Lattice y Nonlinear Lifting Line. Los autores concluyeron que los UAVs de ala fija con capacidad VTOL presentan ventajas significativas para operaciones de transporte de carga, y destacaron como su estudio sienta las bases para diseños más detallados.

Karageorgiou et al. [9] llevaron a cabo el diseño, fabricación y pruebas de vuelo de un UAV de ala fija para el Air Cargo Challenge 2022, con el objetivo de transportar bolsas de sangre a zonas remotas, cumpliendo restricciones de tamaño de $1.5\text{ m} \times 1.5\text{ m} \times 0.5\text{ m}$. Documentaron el procedimiento completo de diseño y fabricación, y observaron discrepancias entre los resultados teóricos y las pruebas de arrastre total, por lo cual subrayaron la necesidad de realizar análisis CFD y de estabilidad dinámica para mejorar el rendimiento del prototipo.

En el contexto colombiano, George Mauricio Ardila Marulanda et al. (2025) [10] diseñaron un sistema aéreo no tripulado (UAS, Unmanned Aerial System) de ala fija tipo Zagi —nombre proveniente de un modelo comercial popularizado por Trick RC— para misiones de reconocimiento y vigilancia del CETIA (Centro de Investigación y Desarrollo Tecnológico de Innovación Aeronáutica) de la Fuerza Aérea Colombiana. Se plantearon requisitos como autonomía de 1 hora, capacidad VTOL y transmisión en alta definición. Se eligió el perfil NACA 4412 priorizando el rendimiento aerodinámico y se emplearon herramientas CAD (Computer-Aided Design) como Fusion 360, junto con simulaciones CFD en ANSYS Fluent. El fuselaje modular permitió un montaje eficiente de los componentes y las simulaciones confirmaron la viabilidad del diseño en las condiciones climáticas de Bogotá, identificando un ángulo óptimo de operación de 10° .

Por su parte, Brayan Stip Pulido (2019) [11] desarrolló el diseño de superficies de control (aleros y ruddervators, superficies combinadas que cumplen la función de timón de dirección y profundidad en una cola en “V”) y evaluó la estabilidad estática y dinámica del UAV llamado URCUNINA, destinado a monitoreo volcánico en zonas de difícil acceso. Se utilizaron métodos semiempíricos para dimensionar las superficies de control y simulaciones aerodinámicas con el software TORNADO (basado en el Vortex Lattice Method). El análisis de estabilidad, realizado mediante matrices de espacio de estados y modelos de Etkin y Caughey, mostró que el UAV mantenía coeficientes de amortiguamiento positivos y frecuencias naturales adecuadas en modos de vuelo como el fugoide, corto período, alabeo holandés, espiral y alabeo, demostrando su capacidad de recuperación ante perturbaciones.

Adicionalmente, Néstor Camilo Chacón y Valeria Morales (2022) [12] desarrollaron y fabricaron un

prototipo de ala volante tipo Zagi equipado con un sistema de inteligencia artificial (IA) para detección de objetos en tiempo real. Se seleccionaron perfiles aerodinámicos (NACA 4415 en la raíz y ZAGI 12 en la punta) para el ala principal y se validaron mediante simulaciones en XFLR5, SolidWorks y eCalc, analizando estabilidad, rendimiento eléctrico y deformación estructural. El prototipo cumplió adecuadamente los requisitos del concurso ZAGI AESS RACE 2022, logrando vuelo estable y un tiempo estimado entre 6.6 y 12 minutos.

Finalmente, Luis Miguel Ramírez (2024) [13] presentó el diseño conceptual de una plataforma aérea modular UAV para evaluar distintas configuraciones de propulsión eléctrica, contribuyendo al desarrollo tecnológico local. Se definieron requisitos de velocidad, versatilidad y modularidad, tomando como referencia aeronaves reales y UAV internacionales. Además, se aplicaron modelos semiempíricos y simulaciones en XFLR5 para analizar la geometría, el rendimiento aerodinámico (sustentación y arrastre) y la estabilidad longitudinal estática. Los resultados confirmaron la viabilidad aerodinámica del diseño y destacaron la necesidad de futuras pruebas experimentales y simulaciones CFD para avanzar en el proceso de desarrollo.

En conjunto, los estudios revisados muestran el potencial de distintas configuraciones aerodinámicas y estructurales para cumplir misiones de emergencia, monitoreo, transporte de carga útil y pruebas de sistemas de propulsión. Asimismo, resaltan la importancia de realizar análisis aerodinámicos y de estabilidad desde etapas tempranas de diseño, así como pruebas de concepto para validar los modelos teóricos y numéricos propuestos. Dentro de este contexto, el presente trabajo busca aportar de manera complementaria un análisis de la estabilidad longitudinal, considerando tanto una aproximación analítica como una numérica, con el fin de describir el comportamiento de los modos de vuelo del UAV propuesto.

1.4. Justificación

El mercado de los UAV se encuentra actualmente en una etapa de rápido crecimiento y desarrollo, especialmente en lo que respecta a sus aplicaciones en el transporte de carga aérea. Este desarrollo ha puesto de manifiesto la necesidad de fortalecer el conocimiento técnico y científico vinculado al diseño, la evaluación y la operación segura de este tipo de plataformas.

En ese sentido, el presente trabajo de grado se justifica por su contribución al estudio de la estabilidad estática de una plataforma aeronáutica propuesta para el transporte de carga, aspecto de gran importancia para garantizar la seguridad e integridad de las aeronaves durante el vuelo. Esta propuesta consiste en establecer un procedimiento que permita estimar los modos de vuelo en condiciones de estabilidad estática desde las etapas iniciales de diseño. Con ello, se busca contribuir al fortalecimiento de las bases conceptuales que sirven de apoyo a futuros proyectos tecnológicos en el campo de los UAVs, impulsando la innovación en un sector que tiene un alto potencial de impacto económico e industrial a nivel local.

Adicionalmente, aunque la revisión del estado del arte incluyó estudios sobre la estabilidad de aeronaves pequeñas, se observa que aún hay espacio para proponer herramientas adaptadas a UAVs destinados al transporte de carga en el sector agrícola. Por esta razón, este trabajo plantea la implementación de un modelo teórico que permite estimar la estabilidad dinámica longitudinal y evaluar distintas configuraciones aerodinámicas sin necesidad de construir prototipos físicos ni recurrir a simulaciones CFD complejas, que suelen requerir mayores recursos. Este enfoque busca aportar una alternativa práctica para describir y comparar el comportamiento dinámico del UAV propuesto, contribuyendo a comprender mejor sus modos de vuelo longitudinales y facilitando etapas posteriores de diseño.

En línea con los esfuerzos del grupo de investigación IMPETUS INDOMITUS por fortalecer el desarrollo local de UAV, este proyecto se articula y complementa con el trabajo de Luis Ramírez Erazo (2024) [13], orientado al diseño conceptual de una plataforma experimental para pruebas en vuelo de sistemas de

propulsión eléctricos. Mientras dicho trabajo se centra en la creación de un banco de pruebas que permita validar distintas configuraciones de propulsión, el presente estudio aborda el análisis analítico y numérico de la estabilidad longitudinal y los modos de vuelo de un UAV de ala fija concebido para el transporte de carga en entornos agrícolas. De este modo, ambos proyectos convergen en el objetivo común de contribuir al avance de las capacidades de diseño, análisis y validación de aeronaves no tripuladas en el contexto nacional.

Finalmente, el desarrollo de este trabajo de grado representa un aporte significativo al desarrollo y avance tecnológico en Colombia pues, como se mencionó en el planteamiento del problema, es importante la innovación tecnológica que reduzca los costos operativos y pueda aportar al sector agricultor. Es así que se espera, a partir de esta investigación, fomentar el interés académico y científico en torno al diseño y evaluación de UAVs para aplicaciones específicas como el transporte de carga y que, a futuro, se consolide una base de conocimiento que sirva como punto de partida para proyectos de innovación en el sector agrícola para Colombia.

1.5. Objetivos

Objetivo General

Evaluar analíticamente la estabilidad estática de una plataforma aeronáutica para transportar carga.

Objetivos Específicos

- Proponer una configuración aerodinámica para una plataforma aeronáutica para transporte de carga.
- Estimar los modos de vuelo en un escenario de estabilidad estática de la propuesta aerodinámica planteada.
- Verificar los modos de vuelo obtenidos con revisión bibliográfica, numérica o experimental.

Árbol de objetivos

Con base en lo expuesto anteriormente, en la Figura 1.2 se presenta el árbol de objetivos, el cual es una herramienta gráfica utilizada para darle solución a la pregunta de investigación. La estructura de este diagrama se compone de una parte central que corresponde al objetivo general del proyecto, la parte inferior a los objetivos específicos y la parte superior los fines directos.

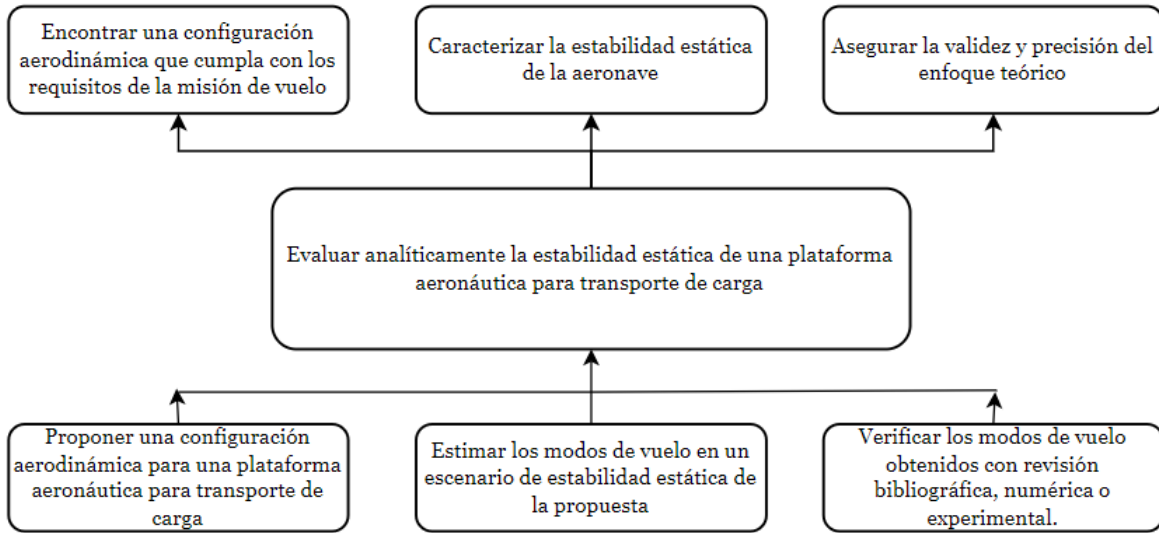


Figura 1.2: Árbol de objetivos del proyecto.

1.6. Marco teórico

En esta sección, se abordarán algunos conceptos básicos sobre aerodinámica para comprender las fuerzas que actúan sobre una aeronave en vuelo y su comportamiento. Además, se presentarán conceptos clave sobre la estabilidad longitudinal de aeronaves, proporcionando herramientas base para abordar el análisis y diseño de éstas.

Fundamentos de aerodinámica

El estudio del comportamiento aerodinámico de una aeronave parte de la comprensión de los principios fundamentales del flujo de aire alrededor del cuerpo. La estabilidad y dinámica de vuelo de una aeronave depende principalmente de las fuerzas aerodinámicas y momentos que actúan sobre ésta. Estas a su vez dependen de la forma y tamaño del cuerpo, la densidad ρ , la viscosidad del flujo libre μ , la velocidad del cuerpo V_∞ y la rapidez del sonido en el aire a . Después de un estudio dimensional, se ha demostrado que existen dos parámetros no dimensionales los cuales recogen todas estas variables mencionadas anteriormente.

Numero de Reynolds

El numero de Reynolds Re_l hace referencia a la razón entre las fuerzas inerciales y viscosas; este parámetro es uno de los más poderosos en la dinámica de fluidos[14]. Después de un desarrollo matemático, se encuentra la siguiente expresión para el Numero de Reynolds Re :

$$Re_l = \frac{\rho V_\infty l}{\mu} \quad (1.1)$$

Donde l hace referencia a la longitud característica del cuerpo de estudio.

Numero de Mach

El numero de Mach es un parámetro que está definido como la razón entre la velocidad del cuerpo V_∞ y la rapidez del sonido a ; siendo un parámetro importante es el estudio de la dinámica de gases.

$$M = \frac{V_{\infty}}{a} \quad (1.2)$$

Fuerzas y momentos aerodinámicos

Las fuerzas aerodinámicas de un cuerpo, sin importar que tan complejo sea, que se mueve a través de un fluido, se deben únicamente a dos fuentes: la distribución de presiones p y el esfuerzo cortante τ sobre la superficie expuesta del cuerpo; la presión actúa localmente perpendicular a la superficie y, el esfuerzo cortante actúa localmente paralelo a la superficie. El efecto total de estas dos distribuciones sobre la superficie del cuerpo es una fuerza resultante R y un momento M [14]. Esta fuerza se puede descomponer en dos fuerzas como se muestra en la Figura 1.3; de modo que el arraste D corresponde a la componente paralela a la dirección del flujo libre y, la sustentación L corresponde a la componente perpendicular a la dirección del flujo libre.

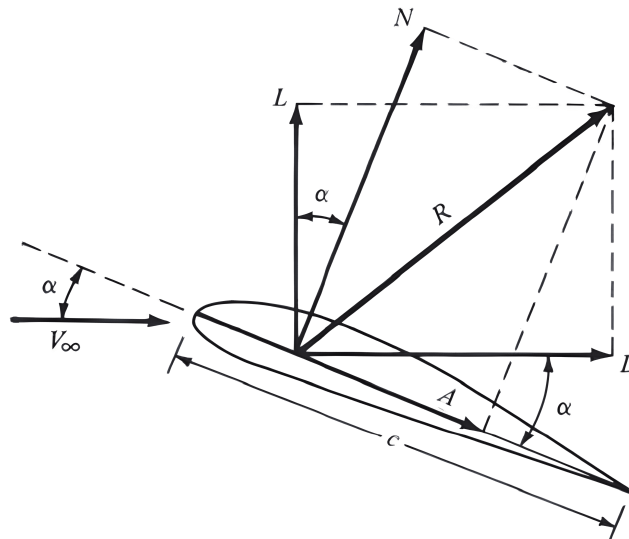


Figura 1.3: Fuerza aerodinámica resultante y sus componentes. Tomado de [14]

De la Figura 1.3 se identifican otros parámetros como: la fuerza N , que es la componente de la fuerza resultante R que actúa perpendicular a la cuerda c ; la fuerza A , que es la componente de la fuerza resultante R que actúa paralelo a la cuerda; y el ángulo de ataque α , que se refiere al ángulo que se forma entre la cuerda y la velocidad de flujo libre V_{∞} .

Sustentación

La sustentación es la componente de la fuerza resultante perpendicular a la dirección del flujo. Esta fuerza es generada principalmente por las alas, pero otros dispositivos como la cola o el fuselaje generan una pequeña porción de la sustentación total [15]. Cuando una aeronave se encuentra en vuelo nivelado (horizontal) y constante, la sustentación actúa verticalmente hacia arriba y se encarga de contrarrestar al peso.

Arrastre

El arrastre es la componente de la fuerza aerodinámica resultante que actúa en la dirección del flujo de aire, oponiéndose al avance de la aeronave. Este puede clasificarse principalmente en dos tipos: arrastre

parásito y arrastre inducido.

El arrastre parásito es aquel que se genera por las partes de la aeronave que no contribuyen a la sustentación, como el fuselaje, el tren de aterrizaje y otros componentes expuestos al flujo. Este tipo de arrastre se subdivide, a su vez, en:

- *Arrastre de piel* D_f , originado por las fuerzas de fricción entre la superficie de la aeronave y el flujo de aire.
- *Arrastre por separación de flujo* D_p , que ocurre cuando el flujo se desprende de la superficie debido a cambios bruscos en la geometría o al aumento del ángulo de ataque.

Adicionalmente, existe el arrastre de interferencia, que surge por la interacción entre diferentes componentes de la aeronave. Este tipo de arrastre aparece cuando el flujo perturbado por un elemento (por ejemplo, el ala) afecta a otro (como el fuselaje), incrementando la resistencia total debido a fenómenos como la separación de flujo o el aumento de la fricción. Un ejemplo característico es el incremento de arrastre en la unión entre el ala y el fuselaje, donde se generan zonas de separación y turbulencia adicionales.

Por otra parte, el *arrastre inducido* D_i está directamente relacionado con la producción de sustentación. Este arrastre se genera debido a la diferencia de presiones entre el extradós e intradós del ala, que provoca la formación de vórtices de punta. Estos vórtices inducen un movimiento descendente del flujo (conocido como *downwash*) detrás del ala, inclinando el vector de sustentación hacia atrás. Como resultado, aparece una componente de esa fuerza en la dirección opuesta al avance, que constituye el arrastre inducido.

Finalmente, el arrastre total corresponde a la suma de las contribuciones del arrastre de piel, arrastre por separación de flujo y el arrastre inducido.

Razón entre la sustentación y el arrastre

Un término sumamente importante en aerodinámica, es la razón entre la sustentación y el arrastre. Muchos aspectos sobre el rendimiento del vuelo están directamente relacionados con esta relación. Una relación alta de L/D significa un mejor rendimiento durante el vuelo [14].

Momento de cabeceo

Si se plantea un eje perpendicular a la página posicionado en cualquier punto sobre el cuerpo, las fuerzas descritas anteriormente producirán una tendencia del cuerpo a rotar sobre este eje, a esto se le denomina momento de cabeceo M y su magnitud dependerá del punto de referencia sobre el que se esté evaluando el momento. Adicionalmente, se asume una convención de signos para el momento de cabeceo, de modo que si tiende a incrementar el ángulo de ataque (cabeza arriba) es positivo y, si éste tiende a disminuir el ángulo de ataque (cabeza abajo) es negativo.

Coefficientes aerodinámicos adimensionales

Las características aerodinámicas de un cuerpo se describen principalmente mediante coeficientes adimensionales de fuerza y momento, en lugar de las fuerzas y momentos en términos absolutos. Esto se debe a que dichos coeficientes permiten comparar resultados entre modelos de diferente escala, facilitando, por ejemplo, el análisis de prototipos reducidos en túneles de viento para predecir el comportamiento de un modelo a escala real [15]. A continuación, se presentan algunos de los coeficientes más representativos en el análisis aerodinámico, de modo que el subíndice en mayúscula hace referencia a un ala en 3D:

Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación C_L se define como un parámetro que permite medir la efectividad de elevación del ala y depende principalmente de la geometría de ésta. Este coeficiente se calcula en función de la fuerza de sustentación L , la presión dinámica q_∞ y el área proyectada del ala S_W [16]:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_W} \quad (1.3)$$

Coeficiente de arrastre

El coeficiente de arrastre C_D es otro parámetro adimensional muy importante para evaluar el comportamiento aerodinámico de un cuerpo. Este coeficiente está definido por la fuerza de arrastre D , la presión dinámica q_∞ y el área proyectada del ala S_W [16]:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_W} \quad (1.4)$$

Coeficiente de momento de cabeceo

El momento creado por las fuerzas aerodinámicas se puede determinar en función a un centro de referencia específico, el cual puede ser el borde de ataque, el cuarto de la cuerda, el centro aerodinámico, entre otros. El coeficiente de momento de cabeceo C_M se define de la siguiente manera [16]:

$$C_M = \frac{M}{q_\infty S c} \quad (1.5)$$

Donde M es el momento de cabeceo generado por las fuerzas aerodinámicas medido desde un punto de referencia y c es la cuerda del perfil aerodinámico.

La presión dinámica q_∞ es una función de la densidad y de la velocidad de flujo libre definida por la siguiente expresión:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1.6)$$

Parámetros del ala

A continuación, se presentan y describen los principales parámetros geométricos que caracterizan el diseño y la configuración de un ala.

Perfil aerodinámico

Al cortar un ala horizontal con un plano vertical, se genera una geometría denominada perfil alar. Las características aerodinámicas de una superficie sustentadora están relacionadas en gran medida con la geometría del perfil alar que la compone.

Partes del Perfil Aerodinámico

A continuación, se van a describir algunos de los parámetros más importantes de un perfil aerodinámico que se observan en la Figura 1.4:

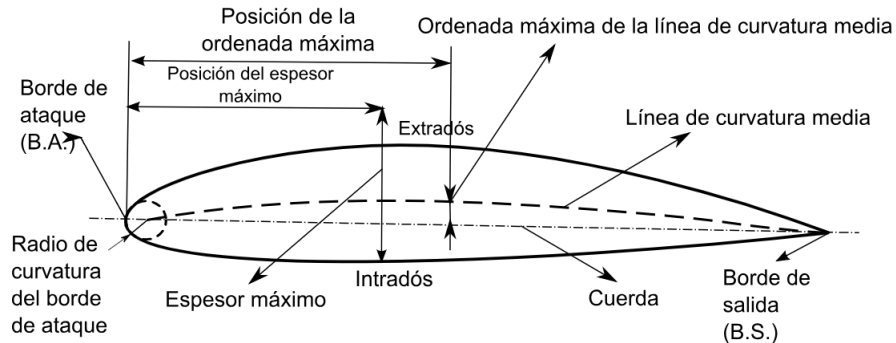


Figura 1.4: Partes de un perfil aerodinámico. Tomado de [17]

- *Borde de ataque LE:* es el punto delantero del perfil.
- *Radio de curvatura del borde de ataque:* es el radio de un círculo que se ajusta a la curvatura del borde de ataque.
- *Borde de fuga TE:* es el punto trasero del perfil.
- *Cuerda c:* es una línea recta imaginaria que une el borde de ataque con el borde de salida.
- *Línea de curvatura media o camber:* es una línea imaginaria que pasa justo por en medio del extradós y el intradós desde el borde de ataque hasta el borde de salida.
- *Espesor máximo:* es el valor más grande de la distancia entre el extradós y el intradós, lo que cuantifica el espesor del perfil alar.
- *Ordenada máxima de la línea de curvatura media:* es el valor más grande de la distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda.

Centro de presiones

El centro de presiones se refiere al punto en donde la fuerza resultante R actúa para ejercer el mismo efecto que el de las fuerzas distribuidas. Es un punto sobre el perfil aerodinámico, en el cual el momento de cabeceo es nulo. Sin embargo, este punto no es fijo, debido a que se desplaza sobre la línea de la cuerda en función al ángulo de ataque [14].

Centro aerodinámico

El centro aerodinámico está definido como un punto fijo en el perfil alar, en el cual la variación del momento de cabeceo debido al ángulo de ataque es cero y, por tanto, el coeficiente de momento de cabeceo se mantiene constante.

A bajas velocidades, el centro aerodinámico suele estar localizado alrededor del 22 % y 26 % de la cuerda medida desde el borde de ataque [18]. Para efectos prácticos, es usual asumir que está localizado al 25 % de la cuerda. Mientras que, para altas velocidades, tanto el centro aerodinámico como el de presiones se moverán hacia atrás. En la figura 1.5 se observa la diferencia entre el centro aerodinámico y de presiones.

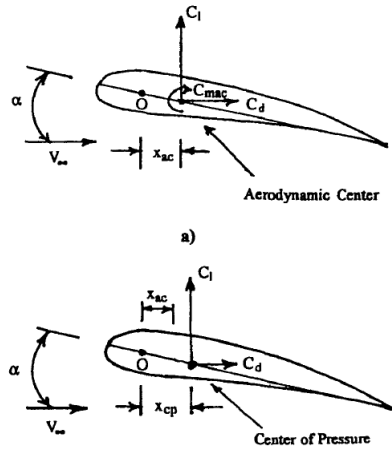


Figura 1.5: Definición del centro aerodinámico y centro de presiones. Modificado de [18]

Donde O es el punto de referencia donde se está evaluando el momento, x_{ac} la distancia de el centro aerodinámico medida desde el punto O , C_{mac} el coeficiente de momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico y x_{cp} la distancia de el centro de presiones medida desde el punto O .

Geometría del ala

El ala de referencia es una geometría idealizada, generalmente trapezoidal, que se utiliza como base para realizar el cálculo de diferentes parámetros geométricos. El calculo del área alar S_W depende del peso máximo de despegue y de la carga alar deseada, mientras que su forma se determina a partir de otros parámetros como la relación de aspecto AR , la relación de estrechamiento λ y el ángulo de barrido Λ . Adicionalmente, existe otro parámetro que es usualmente utilizado para describir el comportamiento global del ala, denominado cuerda aerodinámica media (MAC , Mean Aerodynamic Chord), que es la longitud de referencia utilizada para el cálculo del Numero de Reynolds. En la Figura 1.6 se observa algunos de los parámetros más relevantes que representan la geometría del ala.

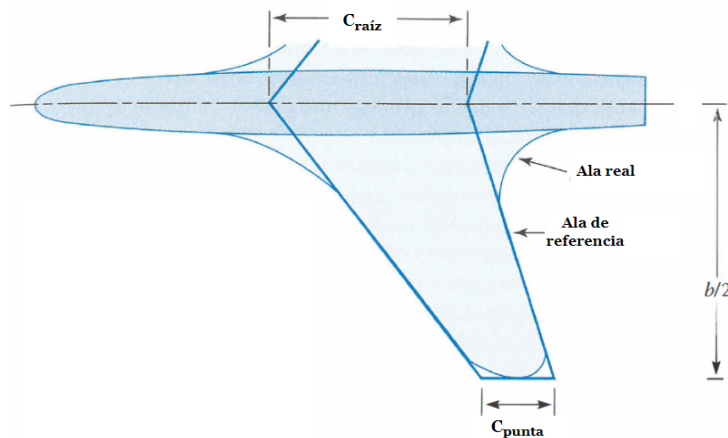


Figura 1.6: Geometria del ala. Modificado de [19]

Relación de aspecto AR

La relación de aspecto de un ala es un parámetro fundamental ya que se ha demostrado que influye directamente en el rendimiento aerodinámico de la aeronave [19]. Este parámetro también afecta otros aspectos como el comportamiento de entrada en pérdida; alas con una baja relación de aspecto tenderán a entrar en pérdida a ángulos de ataque mayores, contrario a lo que sucede en alas con alta relación de aspecto [19].

Taper Ratio o Relación de estrechamiento λ

La relación de estrechamiento de un ala, definida como la razón entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz, influye directamente en la distribución de sustentación y la resistencia inducida. Si bien una distribución elíptica es ideal por minimizar el arrastre inducido, su fabricación es compleja y costosa. En contraste, las alas rectangulares son más simples pero menos eficientes. Para lograr una distribución más eficiente sin comprometer la simplicidad constructiva, se recurre al estrechamiento del ala, acercándose así al comportamiento aerodinámico deseado [19].

Ángulo de barrido Λ

El barrido alar consiste en inclinar el borde de ataque respecto al eje longitudinal del avión (ver Figura 1.7). Aunque en vuelos subsónicos incrementa el peso estructural y reduce la sustentación efectiva, en vuelos transónicos y supersónicos ayuda a retrasar la aparición de ondas de choque al reducir la componente de velocidad perpendicular al ala [19]. Además, influye en la estabilidad lateral al generar un efecto diedro efectivo y puede utilizarse para ajustar el centro aerodinámico, mejorando así la estabilidad estática longitudinal.

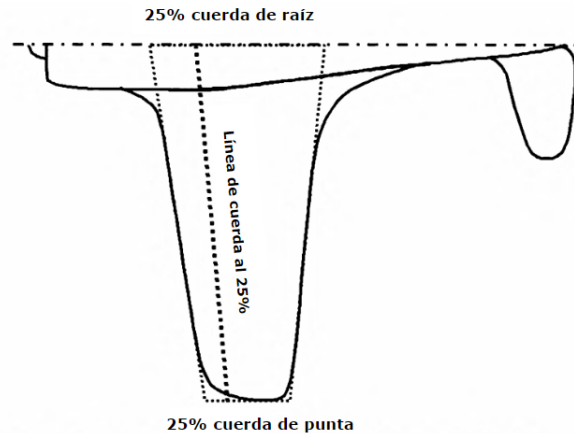


Figura 1.7: Barrido del ala a un 25 % de la línea de la cuerda. Modificado de [20].

Ángulo diedro Γ

El ángulo diedro es la inclinación de las alas respecto al plano horizontal del avión, observada de frente. Este ángulo contribuye directamente a la estabilidad lateral, ya que ante un deslizamiento lateral, la ala baja genera mayor sustentación, produciendo un momento de alabeo que tiende a restaurar la posición estable de la aeronave [19].

A continuación se presentan algunas de las ecuaciones que relacionan los diferentes parámetros geométricos del ala:

$$b = \sqrt{(AR)S_W} \quad (1.7)$$

$$C_{raiz} = \frac{2S_W}{b(1 + \lambda)} \quad (1.8)$$

$$C_{punta} = \lambda C_{raiz} \quad (1.9)$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} \left[\frac{(C_{raiz} + C_{punta})^2}{C_{raiz} + C_{punta}} - \frac{C_{raiz} C_{punta}}{C_{raiz} + C_{punta}} \right] \quad (1.10)$$

Donde b es la envergadura del ala, C_{raiz} la cuerda de raíz, C_{punta} la cuerda de punta y $\bar{c}$ la cuerda aerodinámica media.

Parámetros del empenaje

El *trimado* es la condición de equilibrio aerodinámico que permite a una aeronave mantener una trayectoria de vuelo estable sin que el piloto o los sistemas de control tengan que aplicar esfuerzos continuos. Esto se logra al ajustar las fuerzas y momentos que actúan sobre el avión para que el momento total alrededor de su centro de gravedad sea nulo en la configuración de vuelo deseada.

El empenaje, o cola, está formado por las superficies alares ubicadas aguas abajo del ala principal. Estas superficies cumplen funciones esenciales de trimado, estabilidad y control. En particular, la cola horizontal genera una fuerza de sustentación —que suele estar dirigida hacia abajo— cuya función es equilibrar el momento de cabeceo creado por el ala principal, permitiendo que la aeronave vuele trimada. Por otra parte, la cola vertical tiene como misión controlar el movimiento de guiñada y compensar los momentos indeseados que pueden surgir, especialmente en aeronaves equipadas con hélices.

El empenaje horizontal está diseñado para cumplir funciones de trimado, estabilidad estática y control en el plano longitudinal; compensando el momento de cabeceo generado por el ala. El empenaje vertical, por su parte, está diseñado para garantizar la estabilidad direccional de la aeronave; principalmente útil en aeronaves con múltiples motores, donde se requiere que sea capaz de compensar asimetrías en el empuje debido a una falla en uno de los motores.

Finalmente, además de garantizar estabilidad, las superficies de cola deben garantizar un control efectivo en condiciones críticas. Cabe destacar que la efectividad de estas superficies no depende únicamente del tamaño, sino también del tipo y la geometría de las superficies móviles o de control [19].

Geometría del empenaje

El área de las superficies de cola guardan una relación proporcional con la superficie alar, por lo que su dimensionamiento depende de la estimación previa del peso máximo de despegue. Para el diseño se utiliza un parámetro denominado coeficiente de volumen de cola V_T , que resulta útil en etapas tempranas de diseño.

Otros parámetros geométricos como la relación de estrechamiento y la relación de aspecto, presentan poca variación entre diferentes tipos de aeronave. Por ello, durante el diseño conceptual no se requiere de tanta precisión y estos parámetros se pueden definir con base en datos estadísticos de otras aeronaves [19].

Volumen de cola

El volumen de cola es un parámetro que relaciona el área de la superficie de control y su brazo de momento respecto al centro de gravedad, con el tamaño y geometría del ala principal. Este parámetro se basa en la premisa de que la efectividad de una superficie de cola está relacionada tanto con su área como del brazo de momento. A continuación se presentan las expresiones que definen el coeficiente de volumen cola horizontal y el coeficiente de volumen de cola vertical respectivamente:

$$V_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{C_W S_W} \quad (1.11)$$

$$V_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_W S_W} \quad (1.12)$$

Algunos de los parámetros de la ecuaciones 1.11 y 1.12 se encuentran gráficamente definidos en la Figura 1.8.

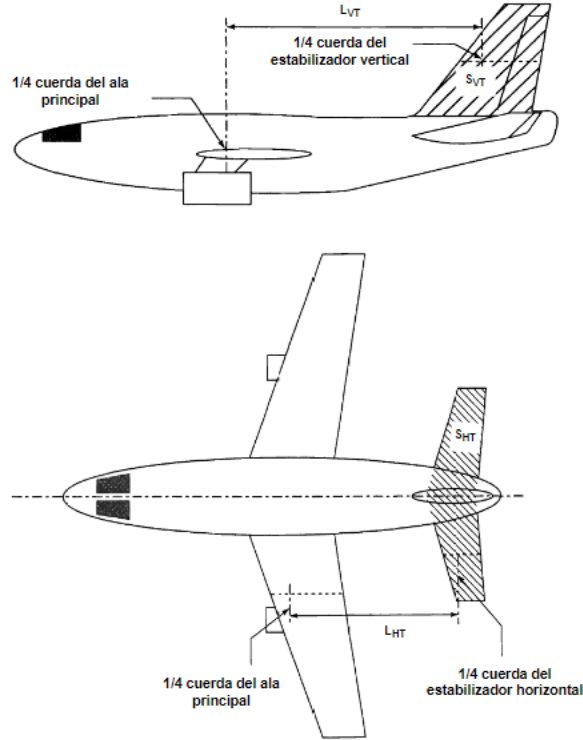


Figura 1.8: Parámetros para el dimensionamiento del empenaje. Modificado de [21]

Donde V_{HT} y V_{VT} son los volúmenes de cola del empenaje horizontal y vertical, respectivamente; L_{HT} y L_{VT} corresponden a los brazos de momento de cada empenaje; S_{HT} y S_{VT} corresponden a sus áreas alares; y C_W es la cuerda del ala principal.

Dinámica de vuelo

La dinámica de vuelo es una rama de la ingeniería aeronáutica encargada de estudiar el comportamiento de respuesta de una aeronave frente a perturbaciones y el control. La estabilidad de una aeronave se divide en dos partes: estabilidad estática y estabilidad dinámica, conceptos los cuales se desarrollarán más adelante.

Por otra parte, una aeronave puede modelarse como un sistema dinámico con seis grados de libertad, correspondientes a sus movimientos de traslación y rotación en el espacio tridimensional. Para describir el comportamiento dinámico de la aeronave, es necesario definir un sistema de coordenadas que sirva de base para desarrollar las ecuaciones de movimiento. Generalmente se emplean dos tipos de sistemas de referencia: uno inercial, que permanece fijo respecto a la Tierra y permite analizar el desplazamiento absoluto de la aeronave, y otro no inercial que se encuentra solidario al cuerpo de la aeronave. En el presente proyecto se utilizará el sistema de coordenadas fijo al cuerpo, dado que resulta el más adecuado para estudiar la estabilidad y caracterizar el comportamiento dinámico de la aeronave frente a perturbaciones externas.

Anteriormente, se definieron las fuerzas aerodinámicas a las que está sometida una aeronave, adicionalmente, existen otros dos tipos de fuerzas: propulsoras y gravitacionales. Todas estas fuerzas se pueden desarrollar en un sistema fijo al centro de gravedad de la aeronave como se observa en la Figura 1.9

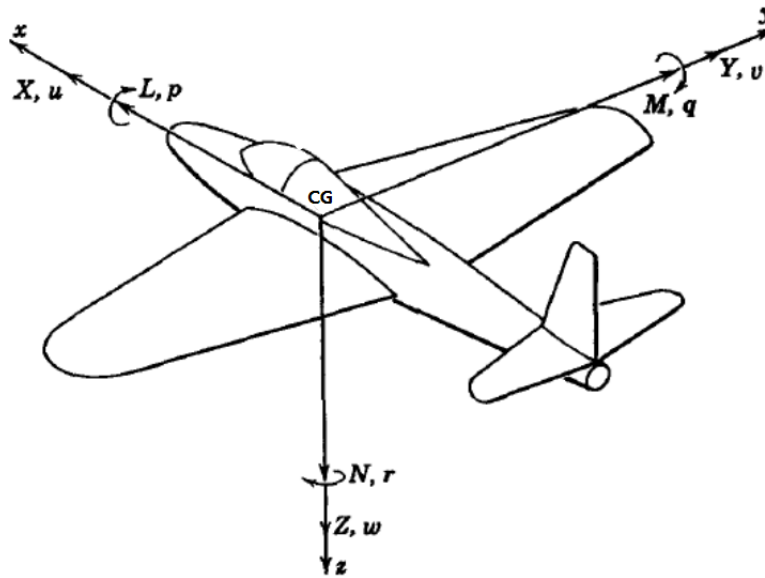


Figura 1.9: Sistema de coordenadas de la aeronave. Tomado de [22]

Donde X , Y , y Z son las fuerzas externas aplicadas sobre la aeronave en los ejes x , y y z respectivamente; mientras que L , M y N corresponden a los momentos generados alrededor de esos mismos ejes. u , v y w son las velocidades lineales en los ejes x , y y z respectivamente; y p , q y r son las velocidades angulares asociadas a las rotaciones alrededor de dichos ejes.

Estabilidad estática

Qué tan bien vuela una aeronave y qué tan fácil es su control son objetos de estudio de la estabilidad y control de una aeronave. Para una aeronave, se considera que ésta se encuentra en estado de equilibrio cuando la fuerza resultante, así como el momento alrededor del centro de gravedad, son iguales a cero. Cuando la aeronave satisface estos dos requerimientos se considera que está volando en una condición de trimado. Por otra parte, la estabilidad estática de una aeronave se refiere a la tendencia de ésta a volver al estado de trimado o equilibrio después de una perturbación [18].

Estabilidad estática longitudinal

Para entender la estabilidad estática longitudinal se considera un vuelo nivelado estacionario donde la sustentación L es igual al peso W ($L = W$) y el empuje T es igual al arrastre D ($T = D$). Si se analiza una perturbación en el ángulo de ataque como un viento vertical, turbulencia o un movimiento rápido de

la superficie de control del empenaje horizontal, se pueden analizar distintos escenarios. Para ello, se hace uso de la Figura 1.10 donde se considera las gráficas del momento de cabeceo con respecto al ángulo de ataque de dos aeronaves.

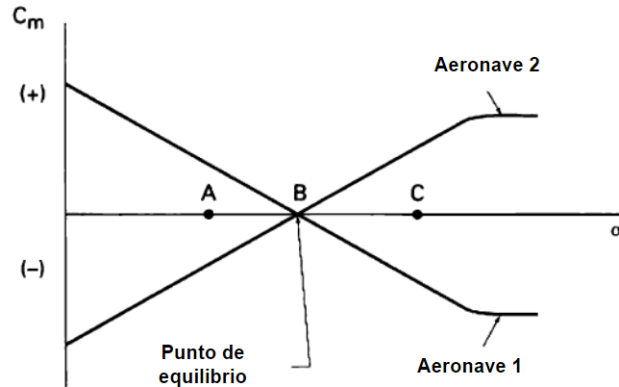


Figura 1.10: Gráfica del coeficiente de momento de cabeceo versus ángulo de ataque de dos aeronaves. Modificado de [18]

Ambas aeronaves se encuentran volando en el punto de trimado B , al suceder la perturbación el ángulo de ataque incrementa hacia el punto C , al analizar el movimiento de la aeronave 1 se observa que va a experimentar un momento de cabeceo negativo que hará que la aeronave vuelva a su punto de trimado. En contraste, la aeronave 2 experimentará un momento de cabeceo positivo que hará que la aeronave se aleje cada vez más de su punto de trimado. Este mismo análisis se puede realizar para el caso la perturbación hace que el ángulo de ataque disminuya, la aeronave 1 tenderá a volver al punto de equilibrio, mientras que la aeronave 2 se alejará. Dicho lo anterior, se puede concluir que para obtener estabilidad estática longitudinal la pendiente de la curva de momento de cabeceo con respecto al ángulo de ataque debe ser negativa, es decir:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (1.13)$$

Por otra parte, no basta únicamente con que la pendiente de la curva de momento de cabeceo respecto al ángulo de ataque o al coeficiente de sustentación C_L sea negativa; además, es necesario que el momento de cabeceo correspondiente a un ángulo de ataque 0 sea positivo para garantizar la estabilidad estática longitudinal:

$$C_{m_0} > 0 \quad (1.14)$$

Contribución de los componentes de la aeronave

Para simplificar el análisis de la estabilidad estática longitudinal, es usual considerar que la fuerza aerodinámica resultante y el coeficiente de momento de cabeceo total es equivalente a la suma de las contribuciones individuales de cada uno de los componentes de la aeronave. Los supuestos bajo los cuales se desarrolla el siguiente análisis son los siguientes [18]:

1. La aeronave tiene un plano vertical de simetría.
2. Las fuerzas y momentos varían linealmente con respecto a las variables aerodinámicas o de control.
3. Las fuerzas y momentos totales que actúan sobre la aeronave son iguales a la suma de las fuerzas y momentos de los componentes individuales.

Contribución del ala La contribución del ala a la estabilidad longitudinal estática se puede examinar de la Figura 1.11.

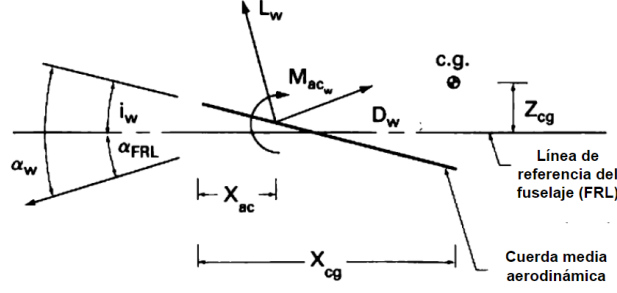


Figura 1.11: Contribución del ala al coeficiente del momento de cabeceo. Modificado de [23]

Donde L_w es la sustentación generada por el ala, D_w es la resistencia aerodinámica asociado al ala, M_{ac_w} es el momento alrededor del centro aerodinámico del ala, X_{ac} es la distancia desde el borde de ataque hasta el centro aerodinámico del ala, X_{cg} es la distancia desde el borde de ataque del ala hasta el centro de gravedad de la aeronave (c.g.), Z_{cg} es la distancia vertical entre el centro de gravedad (c.g.) y la línea de referencia del fuselaje (FRL), α_{FRL} es el ángulo entre la línea de referencia del fuselaje (FRL) y la dirección del flujo de aire relativo, α_w es el ángulo entre la cuerda media aerodinámica del ala y la dirección del flujo de aire relativo e i_w es el ángulo de incidencia, definido como el ángulo entre la línea de referencia del fuselaje (FRL) y la cuerda media aerodinámica del ala.

Al realizar la sumatoria de momentos alrededor del centro de gravedad de las fuerzas y momentos relacionados al ala principal, asumiendo ángulos de ataque pequeños y despreciando los efectos de la fuerza de arrastre, dado que es ordenes de magnitud más pequeña que la sustentación, se puede obtener las siguientes expresiones adimensionales [23]:

$$C_{m_{0w}} = C_{m_{acw}} + C_{L_{0w}} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (1.15)$$

$$C_{m_{\alpha w}} = C_{L_{\alpha w}} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (1.16)$$

Donde $C_{m_{0w}}$ es el coeficiente de momento de cabeceo en el centro de gravedad generado por el ala cuando el ángulo de ataque es 0; $C_{m_{\alpha w}}$ es la pendiente de la curva de momento de cabeceo respecto al ángulo de ataque del ala; $C_{m_{acw}}$ es el coeficiente de momento en el centro aerodinámico del ala; $C_{L_{0w}}$ y $C_{L_{\alpha w}}$ representan el coeficiente de sustentación del ala a ángulo de ataque nulo y la pendiente de la curva de sustentación del ala, respectivamente.

De las ecuaciones 1.15 y 1.16, se puede concluir que para que el ala sea estáticamente estable en su eje longitudinal el centro de aerodinámico debe posicionarse por detrás del centro de gravedad. Además, para que $C_{m_{0w}}$ sea positivo se debe utilizar un perfil con camber negativo. Sin embargo, la mayoría de alas se conforman de perfiles aerodinámicos con camber positivo, por lo que se puede concluir que en general la contribución del ala a la estabilidad estática longitudinal de la aeronave es desestabilizante para la mayoría de aeronaves [23].

Contribución del empenaje horizontal El empenaje horizontal puede ser posicionado por delante del ala o por detrás. En ambos casos, esta superficie se verá afectada por el flujo generado debido al ala

y la magnitud de este efecto depende de la posición de la superficie con respecto al ala. La Figura 1.12 permite analizar la contribución del empenaje horizontal a la estabilidad estática longitudinal.

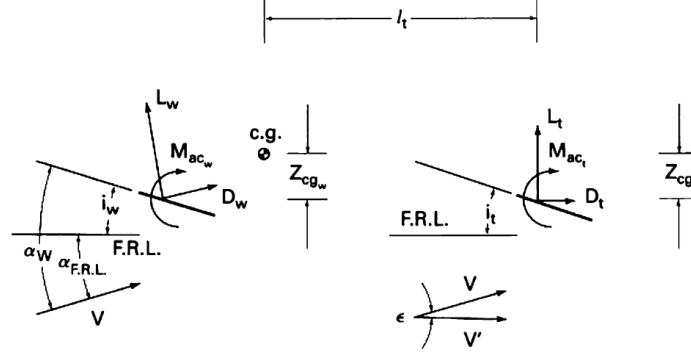


Figura 1.12: Contribución del empenaje horizontal al coeficiente del momento de cabeceo. Modificado de [23]

Donde Z_{cgw} es la distancia vertical entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico del ala, L_t es la sustentación generada por el empenaje horizontal, D_t es la resistencia generada por el empenaje horizontal, M_{ac_t} es el momento alrededor del centro aerodinámico del empenaje horizontal, i_t es el ángulo de incidencia del empenaje horizontal, Z_{cgt} es la distancia vertical entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico del empenaje horizontal, V es la velocidad del flujo libre, V' es la velocidad efectiva del flujo libre que incide sobre el estabilizador horizontal y ϵ es el ángulo de estela descendente (*downwash*), definido como el ángulo entre la dirección del flujo libre V y la dirección del flujo de aire que incide sobre el estabilizador horizontal V' .

Al realizar la sumatoria de momentos alrededor del centro de gravedad generados por la cola horizontal, asumiendo ángulo de pequeños y despreciando las contribuciones debido a la fuerza de arrastre y el momento del empenaje horizontal alrededor de su centro aerodinámico, se obtiene las siguientes expresiones adimensionales:

$$C_{m_{0_t}} = \eta V_{HT} C_{L_{\alpha_t}} (\epsilon_0 + i_w - i_t) \quad (1.17)$$

$$C_{m_{\alpha_t}} = -\eta V_{HT} C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \quad (1.18)$$

Donde $C_{m_{0_t}}$ es el coeficiente de momento de cabeceo en el centro de gravedad generado por el empenaje horizontal cuando el ángulo de ataque es 0; $C_{m_{\alpha_t}}$ es la pendiente de la curva de momento de cabeceo del empenaje horizontal respecto al ángulo de ataque; η es la eficiencia del empenaje horizontal; $C_{L_{0_t}}$ y $C_{L_{\alpha_t}}$ representan el coeficiente de sustentación del empenaje horizontal a ángulo de ataque nulo y la pendiente de la curva de sustentación del empenaje horizontal, respectivamente; ϵ_0 es el ángulo de downwash correspondiente a un ángulo de ataque 0 y $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ es la tasa de variación del ángulo de downwash con respecto al ángulo de ataque.

De las ecuaciones 1.17 y 1.18 se puede analizar que para que la contribución de $C_{m_{0_t}}$ sea positiva, se debe ajustar el ángulo de incidencia de la cola horizontal i_t , de modo que éste sea negativo. Por otra parte, la contribución del termino $C_{m_{\alpha_t}}$ se puede controlar eligiendo adecuadamente los valores del volumen de cola horizontal y la pendiente de la curva de sustentación del empenaje horizontal con respecto al ángulo de ataque [23].

Contribución del fuselaje Cuantificar la contribución del fuselaje a la estabilidad longitudinal es complejo debido a que existen efectos de interferencia aerodinámica entre el fuselaje y el ala, lo cual no permite simplemente analizar el conjunto por separado. Según la literatura, los efectos que se pueden esperar al añadir el fuselaje a la contribución de la estabilidad estática longitudinal es de naturaleza desestabilizante [24].

Punto neutro

El coeficiente de momento de cabeceo total se puede obtener al realizar la suma de las contribuciones individuales de cada una de las partes de la aeronave:

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) - \eta V_h C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (1.19)$$

De la Ecuación 1.19 se observa que C_{m_α} depende de la posición del centro de gravedad de la aeronave. Dado que el centro de gravedad de una aeronave puede variar durante su vuelo, resulta conveniente conocer el punto en el que $C_{m_\alpha} = 0$, que representa el punto límite en el que una aeronave posee todavía estabilidad estática longitudinal.

Estabilidad dinámica

La estabilidad dinámica se centra en el análisis del movimiento de la aeronave a través del tiempo después de ser perturbada de su punto de equilibrio [23]. Cabe mencionar que, una aeronave puede ser estáticamente estable pero dinámicamente inestable, lo que quiere decir que la estabilidad estática no garantiza necesariamente la estabilidad dinámica [24].

La importancia de este análisis recae en que se deben conocer las características de los modos de vuelo del avión para determinar la naturaleza del sistema de control requerido para garantizar el vuelo de la aeronave [22].

Teoría de pequeñas perturbaciones

Las ecuaciones que rigen el movimiento de una aeronave se establecen mediante la aplicación de las leyes de Newton en cada uno de los grados de libertad de la aeronave y son sumamente complejas dado que son ecuaciones acopladas, no lineales y diferenciales. No obstante, para el estudio de la estabilidad de aeronaves convencionales, estas ecuaciones pueden ser simplificadas si se asume que el movimiento perturbado tiene magnitudes lo suficientemente pequeñas en sus variables de perturbación [18]. Lo anterior permite simplificar y separar las ecuaciones para el movimiento longitudinal y el latero-direccional.

Para el análisis se asume que la aeronave se encuentra en un vuelo estacionario no acelerado antes de ser perturbado. Además, las ecuaciones se desarrollan haciendo uso del sistema coordenado de estabilidad de la aeronave. Esto quiere decir que, en una condición de vuelo equilibrado, el sistema coordenado en el cuerpo coincide con el sistema coordenado de estabilidad. Sin embargo, luego de la perturbación, el sistema coordenado en el cuerpo se desplaza, mientras que el de estabilidad se mantiene fijo.

Al introducir las variables de pequeñas perturbaciones a las ecuaciones de movimiento de la aeronave, descomponiendo los cambios de las fuerzas en términos de las variables de perturbación y aplicando las simplificaciones mencionadas anteriormente, se obtiene las siguientes ecuaciones que describen el movimiento longitudinal de la aeronave:

$$\left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta u - X_w \Delta w + (g \cos \theta_0) \Delta \theta = X_{\delta_e} \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.20)$$

$$-Z_u \Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}} \frac{d}{dt}) - Z_w \right] \Delta w - \left[(u_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right] \Delta \theta = Z_{\delta_e} \Delta \delta_e + Z_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.21)$$

$$-M_u \Delta u - \left(M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} + M_w \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \Delta \delta_T \quad (1.22)$$

En las ecuaciones 1.20, 1.21 y 1.22, Δu , Δw y $\Delta \theta$ representan las pequeñas perturbaciones respecto al estado de equilibrio en la velocidad longitudinal, velocidad vertical y ángulo de cabeceo, respectivamente; mientras que, $\Delta \delta_e$ y $\Delta \delta_T$ corresponden a las variaciones del ángulo de deflexión del timón de profundidad y del empuje del motor. Por su parte, X_u , X_w y Z_w , Z_q , M_u , M_w y M_q son derivadas de estabilidad dimensionales que describen la sensibilidad de las fuerzas y momentos aerodinámicos frente a cambios en las velocidades lineales y en la velocidad angular de cabeceo. Los términos $M_{\dot{w}}$ y $Z_{\dot{w}}$ representan las derivadas respecto a la aceleración vertical. Las variables u_0 y θ_0 son, respectivamente, la velocidad de vuelo y ángulo de cabeceo en la condición de equilibrio o trimado. Finalmente, los coeficientes X_{δ_e} , X_{δ_T} , Z_{δ_e} , Z_{δ_T} , M_{δ_e} y M_{δ_T} denotan las derivadas de control que cuantifican el efecto de los comandos de control (deflexión del timón de profundidad y empuje) sobre las fuerzas y el momento de cabeceo generados en la aeronave.

Las variaciones de las fuerzas y momentos con respecto a las diferentes variables de perturbación pueden ser estimadas de formas distintas como simulaciones CFD o mediante expresiones empíricas y semi-empíricas basadas en teoría y datos experimentales [18].

Movimiento longitudinal con mando fijo

El movimiento longitudinal o también llamado movimiento simétrico está basado en las suposiciones de que existe un plano de simetría y la ausencia de efectos giroscópicos del rotor.

Las ecuaciones 1.20, 1.22 y 1.21 están en la forma de primer orden, por lo que pueden ser estratégicamente representadas mediante la siguiente notación:

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\boldsymbol{\eta} \quad (1.23)$$

Donde $\mathbf{x}$ es el vector de estados, $\boldsymbol{\eta}$ el vector de control y A y B las matrices de estado. En el caso del movimiento con mando fijo, el vector de control $\boldsymbol{\eta}$ se establece como cero para evaluar la respuesta libre de la aeronave.

La solución para la ecuación diferencial de primer orden resultante es la siguiente:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_0 e^{st} \quad (1.24)$$

Al sustituir la ecuación 1.24 en 1.23, se obtiene la siguiente expresión:

$$(A - sI)\mathbf{x}_0 = 0 \quad (1.25)$$

El determinante de la ecuación 1.25, es denominado determinante característico del sistema. Al expandirlo, se obtiene un polinomio en s de grado N y la ecuación algebraica resultante es la ecuación característica del sistema. Dado que cada uno de los s proporcionan una solución a la ecuación 1.25, la solución más general es la que corresponde a la suma de todas las $x(t)$:

$$\mathbf{x}(t) = \sum_i \mathbf{x}_0 e^{s_i t} \quad (1.26)$$

s tiene la siguiente forma:

$$s = n \pm i\omega \quad (1.27)$$

Las cuatro tipos de modos que pueden suceder, dependiendo de si s es real o complejo y según el signo de n , se observan en la Figura 1.13:

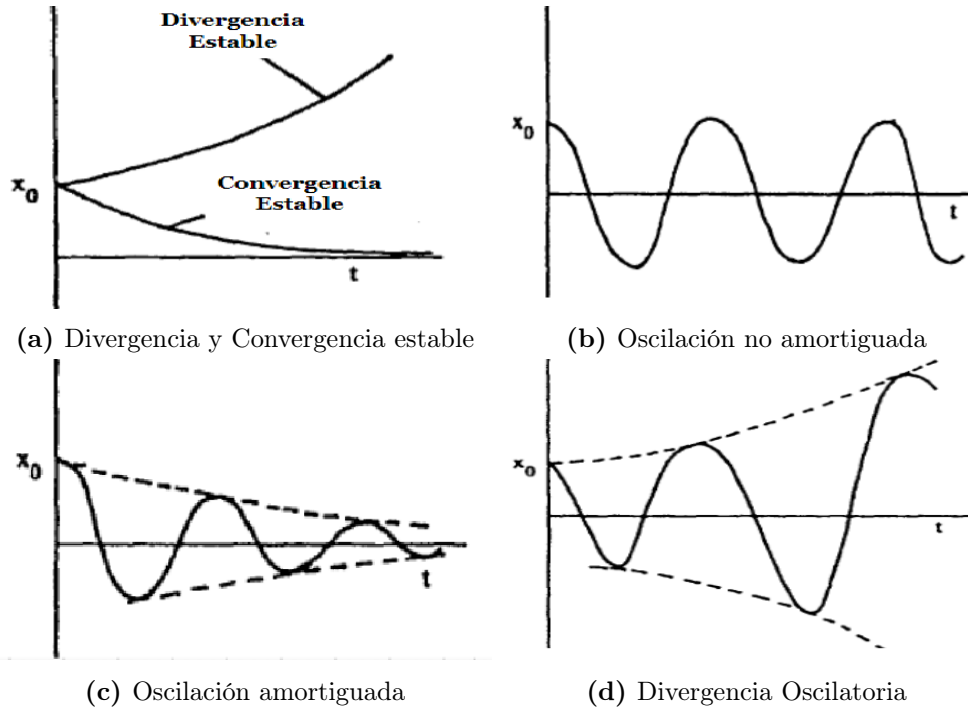


Figura 1.13: Respuestas dinámicas típicas

La Figura 1.13a muestra dos movimientos sin oscilaciones presentes, asociados a una raíz real positiva y negativa para la convergencia estable y divergencia estable respectivamente. Por otro lado, la Figura 1.13b corresponde un movimiento oscilatorio con amplitud constante asociado a una raíz igual a cero. La Figura 1.13c presenta un movimiento oscilatorio amortiguado, el cual corresponde a una parte real negativa de la raíz compleja. Finalmente, en la Figura 1.13d se un movimiento oscilatorio divergente asociado a una parte real positiva de la raíz compleja.

Con base a lo anterior, se puede realizar una evaluación simple de estabilidad a partir del signo de la parte real n de los valores propios s . No obstante, esta información no es suficiente para evaluar las cualidades de manejo de una aeronave, ya que dependen tanto de características cualitativas como cuantitativas [24].

Modo de corto periodo El modo de período corto es una oscilación amortiguada en cabeceo sobre el eje oy, que se activa cuando el avión es perturbado de su estado de equilibrio en cabeceo. Este modo se caracteriza por una frecuencia natural entre 1 y 10 rad/s y un amortiguamiento estabilizador, aunque a menudo menor al deseado. Durante la perturbación, la velocidad del avión permanece aproximadamente constante debido a la corta duración del modo.

Este comportamiento puede compararse con un sistema masa-resorte-amortiguador torsional, como se observa en la Figura 1.14, donde el estabilizador actúa como un resorte que genera un momento restaurador en respuesta a la perturbación. El amortiguamiento se debe a los efectos aerodinámicos del estabilizador, el cual se comporta como un amortiguador viscoso durante la oscilación. La dinámica total del modo depende de la contribución del estabilizador y otras partes de la aeronave, y su identificación se vuelve más compleja cuando la estabilidad es marginal.

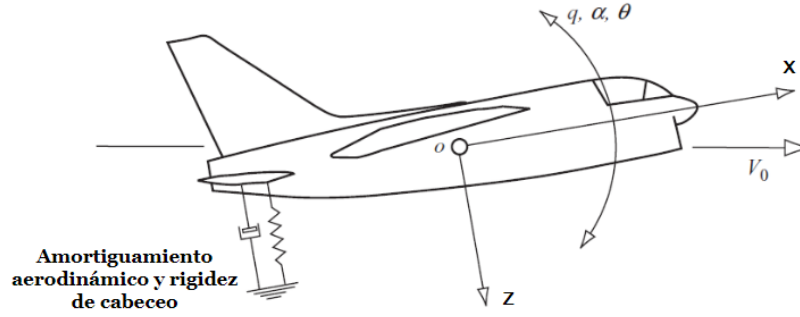


Figura 1.14: Modo de corto periodo. Modificado de [25]

Modo fugoide El modo fugoide es una oscilación de baja frecuencia y débil amortiguamiento, que afecta principalmente a la velocidad del avión y se refleja también en su actitud de cabeceo y altura. Durante este movimiento, el ángulo de ataque se mantiene casi constante, mientras que las variaciones en el cabeceo y en la velocidad angular son muy pequeñas.

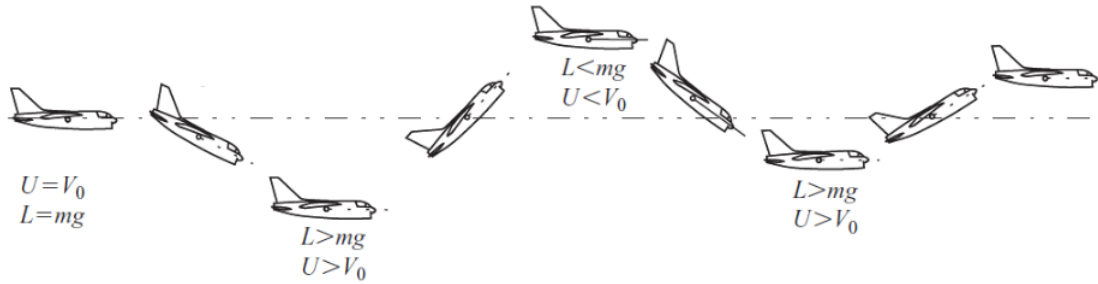


Figura 1.15: Modo de vuelo fugoide. Modificado de [25]

El ciclo típico (ver Figura 1.15) comienza con una leve disminución de velocidad, lo que provoca una pérdida de sustentación y un descenso. Este descenso incrementa la velocidad, aumentando a su vez la sustentación y causando que el avión ascienda. Al subir, el avión pierde velocidad y sustentación, inicia otro descenso y el proceso se repite en una trayectoria oscilante. A medida que el movimiento avanza, los efectos del arrastre hacen que las variables de movimiento en cada pico disminuyan gradualmente, hasta que el movimiento se desvanece por completo (cook).

El fugoide es un movimiento armónico amortiguado en el que el avión intercambia energía cinética y potencial mientras describe una trayectoria suave y sinusoidal alrededor de su altitud de equilibrio [24].

Herramienta computacional para la estimación de la aerodinámica de aeronaves

En esta sección se describirá las características de la herramienta utilizada en el presente proyecto para el modelado y análisis aerodinámico de la plataforma aeronáutica propuesta y los métodos de análisis que posee.

VSPaero

VSPaero es un solucionador aerodinámico de flujo potencial desarrollado por la NASA enfocado al cálculo de las fuerzas y momentos aerodinámicos en alas y aeronaves completas durante las fases de diseño

conceptual. En el análisis aerodinámico basado en la teoría del flujo potencial, los métodos de solución se fundamentan en resolver sistemas de ecuaciones lineales que representan la influencia aerodinámica de la geometría discretizada. Estos sistemas permiten calcular parámetros como la sustentación, el arrastre inducido y los momentos, a partir de la distribución de singularidades, que pueden ser fuentes/sumideros, dobletes o vórtices.

El procedimiento general de estos métodos puede describirse en varias etapas comunes como: discretización de la geometría; definición de las singularidades; construcción del sistema lineal, donde se imponen condiciones de frontera; cálculo de magnitudes de interés, como las intensidades de las singularidades a partir de las cuales se pueden calcular la distribución de presiones, sustentación, arrastre y momentos. Por su parte, los solucionadores que incorpora VSPAERO se pueden agrupar de la siguiente manera, cada uno con características propias:

1. **Vortex Lattice Method (VLM):** este método discretiza las superficies portantes en una malla de paneles sobre los que coloca vórtices de herradura. Aplica la condición de frontera de Neumann y es principalmente utilizado para predecir la sustentación y el arrastre inducido en superficies finas; además, no ofrece información detallada de la distribución local de presiones.
2. **Panel Method:** este método contrario al de VLM permite el análisis de superficies de espesor finito. Utiliza como soluciones elementales combinaciones de fuentes/sumideros y hojas de dobletes, es capaz de calcular la distribución local del coeficiente de presión C_p sobre la superficie. Adicionalmente, se debe tener especial cuidado con las zonas de alta curvatura o discontinuidades geométricas debido a que pueden crear concentraciones artificiales de presión y arrojar valores errados de los coeficientes aerodinámicos.

Limitaciones del programa VSPAero

Aunque VSPAero representa una herramienta versátil y ampliamente utilizada en etapas tempranas de diseño de aeronaves, es importante reconocer sus limitaciones como:

- El análisis se basa en la teoría de flujo potencial, por lo cual no es posible predecir fenómenos viscosos como el arrastre por fricción y separación del flujo.
- VSPAero trabaja con un modelo linealizado del flujo, por lo tanto se asume un ángulo de ataque local pequeño. Esto quiere decir que no predice adecuadamente fenómenos como la entrada en pérdida o la no linealidad a altos ángulos de ataque.
- VSPAero puede presentar inconsistencias en los cálculos debido a que no predice adecuadamente la interferencia aerodinámica entre componentes como el de ala-fuselaje.

A pesar de las limitaciones asociadas al programa, las razones por las cuales se implementó el uso de VSPAero en el presente proyecto son:

- Permite estimar rápidamente los coeficientes aerodinámicos de una configuración, facilitando la evaluación de múltiples variantes de diseño en un tiempo reducido.
- El módulo OpenVSP permite el diseño paramétrico de diferentes geometrías complejas, que si bien no se recomiendan implementar en la simulación, se puede analizar el arrastre parasitario asociado a través de ecuaciones semiempíricas que implementa internamente el programa.
- VSPAero es un programa gratuito y de código abierto, lo que permite su uso en contextos académicos y de investigación sin incrementar los costos del proyecto.
- VSPAero es un programa con una amplia documentación, lo que facilita su uso incluso por usuarios con experiencia limitada en el diseño de aeronaves y dinámica computacional de fluidos.

1.7. Metodología

La metodología empleada para este proyecto se basa en un trabajo en conjunto de investigación, redacción y documentación. Para ello, se plantean una serie de pasos que se seguirán a lo largo de esta investigación con el fin de cumplir los objetivos específicos propuestos. A continuación, se detallan las actividades a realizar para el cumplimiento de los objetivos del proyecto:

Objetivo general: Evaluar analíticamente la estabilidad estática de una plataforma aeronáutica para transporte de carga.

- **Actividad:** Dimensionar una plataforma aeronáutica y evaluar, mediante dos enfoques distintos (analítico y numérico), los modos de vuelo longitudinales en un escenario de estabilidad estática de la configuración propuesta.
- **Entregable:** Documento final del trabajo de grado.

Objetivo específico 1: Proponer una configuración aerodinámica para una plataforma aeronáutica para transporte de carga.

- **Actividad 1.1:** Recopilación de información sobre bibliografía relacionada con el diseño aerodinámico de plataformas aeronáuticas y el análisis de la estabilidad longitudinal de UAVs.
- **Actividad 1.2:** Dimensionamiento preliminar de los parámetros relevantes que afectan la aerodinámica del prototipo propuesto.
- **Actividad 1.3:** Realización del modelo CAD de la plataforma propuesta.
- **Entregable:** Metodología de diseño conceptual.

Objetivo específico 2: Estimar los modos de vuelo longitudinales en un escenario de estabilidad estática de la propuesta aerodinámica planteada.

- **Actividad 2.1:** Estimación de los parámetros requeridos para la evaluación de la estabilidad longitudinal.
- **Actividad 2.2:** Implementación del modelo analítico para determinar los modos de vuelo longitudinales.
- **Actividad 2.3:** Evaluación de la estabilidad estática y obtención de los modos de vuelo analíticos.
- **Entregable:** Curvas características utilizadas para la evaluación analítica de la estabilidad longitudinal.

Objetivo específico 3: Verificar los modos de vuelo obtenidos con revisión bibliográfica, numérica o experimental.

- **Actividad 3.1:** Implementación de un modelo numérico en MATLAB basado en las ecuaciones linealizadas del movimiento longitudinal.
- **Actividad 3.2:** Simulación de la respuesta dinámica de la plataforma ante perturbaciones longitudinales.
- **Actividad 3.3:** Identificación de los modos de vuelo a partir de la solución numérica (frecuencias naturales y razones de amortiguamiento).

- **Actividad 3.4:** Comparación de los modos de vuelo obtenidos analíticamente y numéricamente.
- **Entregable:** Análisis comparativo entre los resultados analíticos y numéricos.

A continuación, se presenta el diagrama de flujo de la metodología que se implementará para el desarrollo del proyecto y permitirá el cumplimiento de los objetivos propuestos:

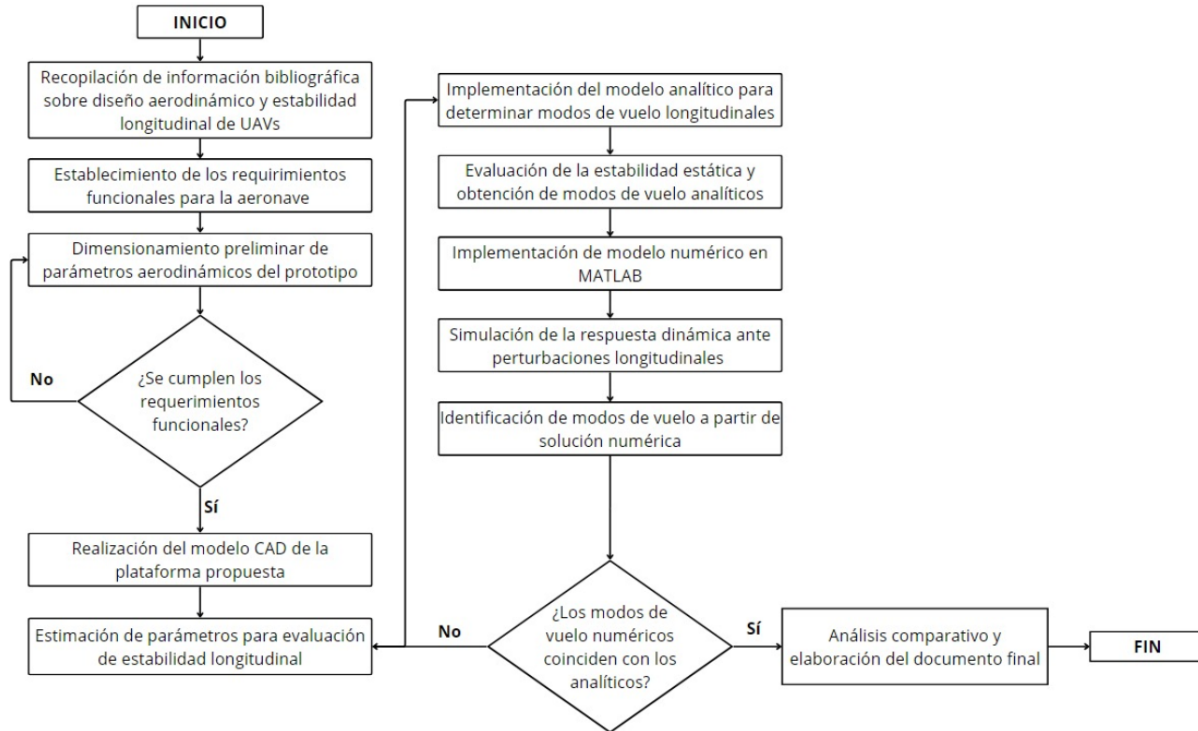


Figura 1.16: Diagrama de flujo del proceso.

En el Tabla 1.2, se observa la metodología del desarrollo del proyecto de manera detallada, donde se especifica los objetivos, las actividades que se deben de realizar y cómo se van a ejecutar. Además, se describe los entregables que se generan para el cumplimiento de los objetivos propuestos.

Tabla 1.2: Metodología del desarrollo del proyecto

Metodología			
Objetivos	Actividades	¿Cómo?	Entregable
G: Evaluar analíticamente la dinámica de vuelo de una plataforma aeronáutica para transportar carga.	Dimensionar una plataforma aeronáutica y evaluar mediante dos enfoques distintos la estabilidad estática de la configuración propuesta.	Aplicando herramientas de análisis teórico y verificación numérica en software especializado.	Documento final del trabajo de grado.
1. Proponer una configuración aerodinámica para una plataforma aeronáutica para transporte de carga.	Recopilación de información bibliográfica sobre diseño aerodinámico y estabilidad longitudinal de UAVs.	Búsqueda en bases de datos académicas y literatura especializada.	Metodología de diseño conceptual.
	Dimensionamiento preliminar de parámetros relevantes para el diseño de la configuración.	Mediante principios de aerodinámica y análisis de configuraciones comparables.	
	Realización del modelo CAD de la plataforma propuesta.	Con software de diseño asistido por computadora (CAD).	
2. Estimar los modos de vuelo longitudinales en un escenario de estabilidad estática.	Estimación de parámetros para el análisis de estabilidad longitudinal.	A partir de las ecuaciones semiempíricas encontradas en la literatura.	Curvas y tablas de estabilidad longitudinal.
	Construcción del modelo teórico dinámico longitudinal a partir de las ecuaciones linealizadas.	Aplicando la teoría de pequeñas perturbaciones en las ecuaciones de movimiento.	
	Evaluación de los modos de vuelo longitudinales mediante enfoque analítico.	Cálculo de las frecuencias naturales y factores de amortiguamiento de los modos.	
3. Verificar los modos de vuelo obtenidos con revisión bibliográfica, numérica o experimental.	Implementación de un modelo numérico del movimiento longitudinal en MATLAB.	Mediante el uso de las ecuaciones de movimiento linealizadas.	Comparación de los resultados analíticos y numéricos.
	Simulación de la respuesta libre dinámica longitudinal .	Con base en los valores propios de la matriz de espacio de estados.	
	Analizando los resultados obtenidos analíticamente y numéricamente.	Análisis crítico con base en literatura y tablas comparativas.	

2. Diseño conceptual de la plataforma aeronáutica

El diseño conceptual implementado en el presente proyecto se fundamenta en las metodologías ampliamente documentadas en la literatura, como las propuestas en Raymer [26] y en Anderson [14]. Dichas metodologías inician con la definición de una serie de requerimientos, seguidas de la exploración de diferentes configuraciones y del dimensionamiento de los componentes principales con base en tendencias observadas en aeronaves de referencia.

La metodología propuesta de diseño conceptual se estableció con base en la referencia [26], en donde se desarrolla el proceso de diseño para aeronaves convencionales. Dado que este proyecto aborda el diseño de un UAV, se implementaron pasos complementarios y adicionales obtenidos de las referencias [27] y [28] que resultaron relevantes para el desarrollo de la plataforma aeronáutica para transporte de carga, como el uso de herramientas de simulación basadas en flujo potencial (XFLR5 y VSPAERO) y la implementación de matrices de decisión.

El proceso de diseño conceptual llevado a cabo en este proyecto se estructuró en tres etapas principales. En la primera etapa, se realizó una revisión bibliográfica con el fin de identificar aeronaves de referencia con requerimientos similares, lo cual permitió complementar la falta de experiencia en el diseño de este tipo de plataformas. Adicionalmente, se estableció una etapa de prediseño cuyo objetivo principal fue recopilar y seleccionar los datos iniciales (características geométricas y restricciones operativas).

Inicialmente, se hizo uso de herramientas cualitativas para la priorización de requisitos, lo cual permitió obtener una configuración inicial. Posteriormente, estas decisiones se contrastaron a través del uso de ecuaciones analíticas y semiempíricas, de tal forma que estas decisiones no dependieran únicamente de criterios subjetivos, sino también de estimaciones cuantitativas del desempeño aerodinámico y estabilidad longitudinal.

2.1. Requerimientos funcionales y límites operacionales

Los requerimientos funcionales y límites operacionales son un conjunto de especificaciones, criterios y condiciones esenciales, ya que son los que guían la etapa de diseño y definen las capacidades mínimas que debe cumplir la plataforma aeronáutica.

En el presente proyecto, se ha considerado la operación de la aeronave no tripulada bajo la modalidad EVLOS (Extended Visual Line of Sight) según la RAC 100, en la categoría específica **Clase B** (Regulada), aplicable para el transporte de carga ligera para un agricultor. A partir de ello, a continuación se listan los aspectos funcionales y límites operacionales que enmarcan el diseño conceptual de la aeronave:

- **Peso máximo de despegue (MTOW):** debe ser igual o inferior a 250 kg, incluyendo peso estruc-

tural, sistemas a bordo y carga útil.

- **Capacidad de carga útil:** se ha establecido una carga útil máxima de 2 kg, considerando un balance entre la capacidad de carga y el rendimiento aerodinámico de la aeronave. Este límite permite establecer un fuselaje de dimensiones moderadas para reducir el área en contacto con el fluido y, por ende, minimizar la resistencia parásita generada por este componente.
- **Altura máxima de operación:** no debe ser mayor a 122 m (400 ft) sobre el nivel de terreno (AGL).
- **Distancia máxima desde el piloto remoto:** de acuerdo a la modalidad EVLOS, la distancia puede ser hasta de 3 km mediante la implementación de observadores visuales capacitados que mantengan vigilancia directa del UAV durante su vuelo y comunicación constante con el operador.
- **Estabilidad:** la aeronave, tanto operando con carga o en vacío, debe cumplir con los criterios de estabilidad longitudinal estática y modos de vuelo (fugoide y de corto periodo) convergentes, garantizando un vuelo controlado ante perturbaciones.
- **Materiales de construcción:** la selección debe responder a criterios de bajo peso y alta rigidez. Se prioriza el uso de fibra de carbono como material principal de la estructura, atendiendo a las restricciones de MTOW y la necesidad de soportar cargas generadas durante el vuelo.
- **Autonomía de vuelo:** la aeronave debe entregar la autonomía suficiente para cubrir, al menos, una ruta de ida y vuelta de hasta 6 km con carga útil.

2.2. Alcance del diseño conceptual

En el presente proyecto, el diseño conceptual se enmarca dentro de los límites operacionales definidos por la normativa nacional y los requerimientos establecidos por el autor. Dentro de esta etapa, se abordan los siguientes aspectos:

1. **Definición de requerimientos funcionales y límites operativos:** peso máximo de despegue, altura máxima de vuelo, autonomía de vuelo, carga útil, estabilidad, materiales de construcción.
2. **Configuración general del UAV:** anatomía de la aeronave, dimensionamiento y configuración de los componentes principales (ala, fuselaje y empenaje).
3. **Cálculo del peso y centro de gravedad de la aeronave:** determinación de la posición del centro de gravedad respecto a la cuerda media aerodinámica del ala principal y estimación de los pesos individuales de cada componente.
4. **Curvas aerodinámicas del UAV:** evaluación de los coeficientes aerodinámicos de sustentación, arrastre y momento de cabeceo a partir de la herramienta computacional seleccionada.

Cabe aclarar que el alcance de la etapa de diseño conceptual **no incluye** cálculos estructurales, validación experimental en laboratorio o en vuelo, construcción de modelos físicos, evaluación del sistema de propulsión ni implementación de sistemas de control.

2.3. Metodología de diseño conceptual

En la Figura 2.17 se presenta el diagrama de flujo correspondiente a la etapa de diseño conceptual:

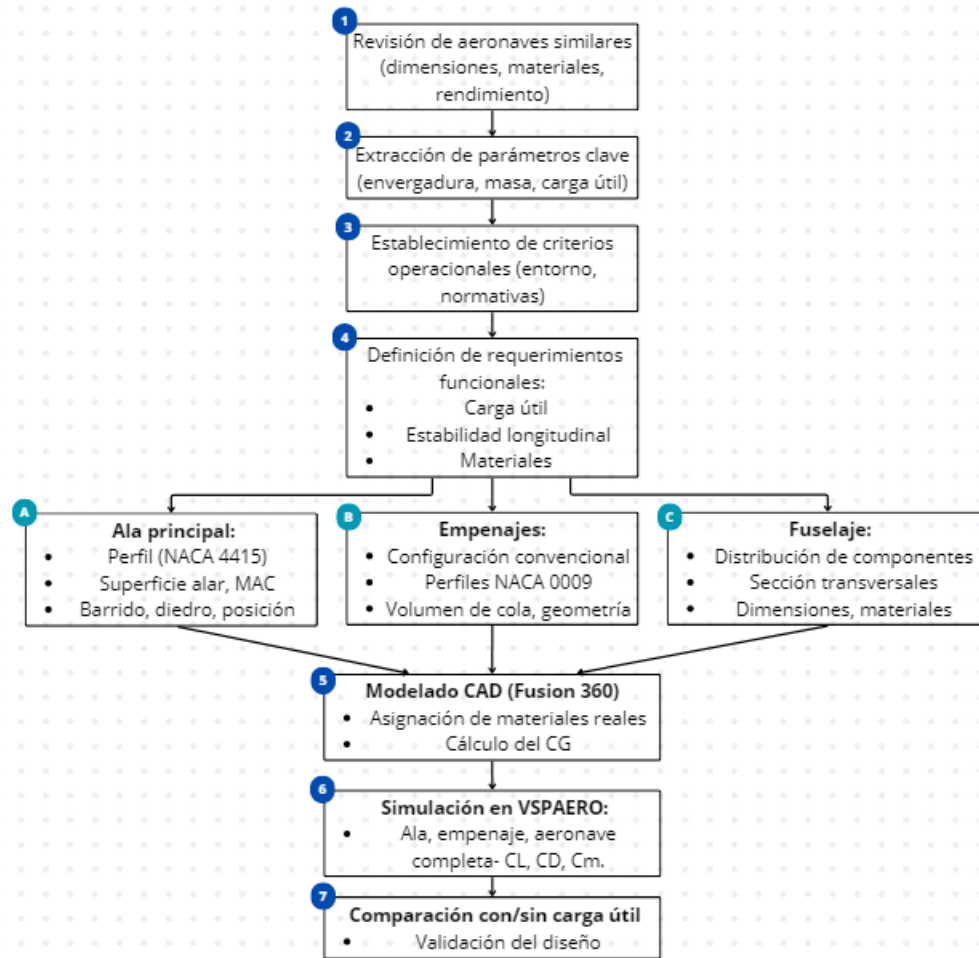


Figura 2.17: Diagrama de flujo de la etapa de diseño conceptual.

2.4. Selección de aeronaves de referencia y estimación preliminar de parámetros de diseño

En el diseño conceptual de aeronaves, es común iniciar estableciendo el peso máximo de despegue, ya que este parámetro permite guiar el dimensionamiento de los componentes principales de la aeronave. Un método habitual para estimar dicho peso consiste en utilizar datos estadísticos provenientes de aeronaves que han sido evaluadas en vuelos reales [19]. Asimismo, en la literatura es posible encontrar expresiones que permiten realizar una estimación inicial del peso máximo de despegue. Sin embargo, la mayoría de estas ecuaciones han sido desarrolladas para aeronaves de dimensiones considerablemente mayores a la que se pretende diseñar en el presente trabajo. Por ello, se decidió analizar plataformas aeronáuticas con propósitos y capacidades de carga útil similares, con el fin de establecer un punto de partida para el dimensionamiento de cada uno de los componentes de la aeronave.

Como primera aeronave de referencia se consideró la T-drone VA25, un UAV con capacidad de despegue y aterrizaje vertical y alta autonomía con un sistema de propulsión eficiente. Este UAV tiene la capacidad de alternar diferentes tipos de carga útil de acuerdo a los requerimientos de la misión a llevar a cabo [29].

La segunda aeronave de referencia es la SkyWalker VT265, una aeronave de ala fija tipo VTOL de 12

kg construida mediante materiales compuestos y con un diseño aerodinámico que mejora su autonomía durante la operación [30].

La tercera aeronave de referencia es la Airmobi V25, un dron eléctrico tipo VTOL diseñado para misiones de larga duración como vigilancia, rescate y cartografía. Esta aeronave cuenta con una estructura de fibra de carbono y un diseño aerodinámico que le permiten volar más de 3 horas con una carga útil de 1 kg. Además, posee un diseño modular que facilita el mantenimiento sin necesidad de herramientas [31].

Finalmente, la última aeronave considerada como referencia es la HXAYK-250, un dron de larga resistencia diseñado para inspección, vigilancia y mapeo [32]. A continuación, en la Tabla 2.3, se recopilan las características más relevantes de las aeronaves de referencia.

Tabla 2.3: Parámetros de las aeronaves de referencia.

	T drone VA 25	SkyWalker VT265 VTOL	Airmobi V25	HXAYK-250
Envergadura (m)	2.5	2.65	2.5	2.5
Carga útil (kg)	2	2.5	2.2	2.2
Masa total (kg)	13	13.5	12.5	13.5
Autonomía (min)	210 @ 1kg	210	-	150 @ 1kg
Capacidad batería (mAh)	30000	30000	25000	25000
Velocidad crucero (m/s)	22-25	19-22	20	26
Materiales construcción	Fibra de carbono	Fibra de carbono	Fibra de carbono	Fibra de carbono

Con base en la información anterior se establecen a través de valores promedios, dos parámetros que guiarán el dimensionamiento posterior: envergadura de 2.5 m y un peso máximo de despegue de 13 kg.

2.5. Dimensionamiento del ala principal

El dimensionamiento del ala influye directamente en diferentes parámetros importantes de la aeronave como el rendimiento aerodinámico, carga alar y estabilidad. En esta sección, se detalla el dimensionamiento de los distintos parámetros geométricos del ala.

Selección perfil aerodinámico

El airfoil o perfil aerodinámico es el corazón del ala, por este motivo seleccionar un perfil aerodinámico adecuado y que se ajuste a los requerimientos de diseño es primordial, ya que afecta parámetros como la velocidad de crucero V_c , la velocidad de pérdida V_s y la eficiencia aerodinámica L/D .

Lo primero que se debe establecer para evaluar los diferentes perfiles aerodinámicos es el número de Reynolds al cual estarán operando dichos perfiles. Tomando como punto de partida el tamaño de las aeronaves de referencia con una cuerda promedio de 0.2 m, velocidad crucero de aproximadamente 20 m/s y las propiedades del aire en la zona de operación que es la Ciudad de Cali, Colombia, la cual está

aproximadamente a 1000 m sobre el nivel del mar y tiene una temperatura promedio de 25° : densidad ρ de 1.184 kg/m^3 , viscosidad dinámica μ de $1,86 \times 10^{-5} \text{ kg/(m.s)}$. A partir de estos datos se obtiene un número de Reynolds Re_c de aproximadamente 250000.

Una vez establecido el número de Reynolds, se seleccionaron los perfiles aerodinámicos que van a ser evaluados, los cuales son: Eppler 216, NACA 4415, S1223 y Dae 31 (ver Figura 2.18). Estos perfiles fueron seleccionados a partir de la revisión literaria donde destacan por su amplio uso y buen desempeño a números de Reynolds relativamente bajos. Para realizar el análisis comparativo de los diferentes perfiles se hizo uso de un programa de código abierto llamado XFLR5, el cual es una herramienta que permite analizar el desempeño aerodinámico de perfiles aerodinámicos, alas y aeronaves a bajos números de Reynolds basado en diferentes métodos como: el de Lifting Line Theory (LTT), el de Vortex Lattice y el de 3D Panel [33].

En particular, para la evaluación de perfiles aerodinámicos, XFLR5 implementa internamente el código de XFOIL, desarrollado por Mark Drela. Este código utiliza el método de paneles en 2D para resolver el flujo potencial alrededor del perfil y un modelo de capa límite para estimar el arrastre (*drag*) asociado a los efectos viscosos.

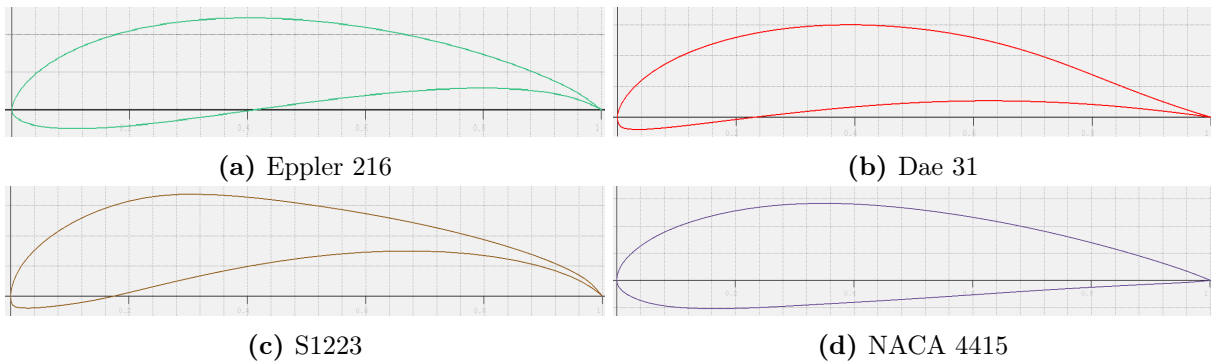


Figura 2.18: Comparación de los perfiles aerodinámicos seleccionados.

A continuación, en la Figura 2.19 se presentan las gráficas de coeficiente de sustentación C_l versus ángulo de ataque α , coeficiente de arrastre C_d versus ángulo de ataque α , la relación C_l/C_d versus ángulo de ataque α y C_m versus ángulo de ataque para los 4 perfiles aerodinámicos mencionados anteriormente.

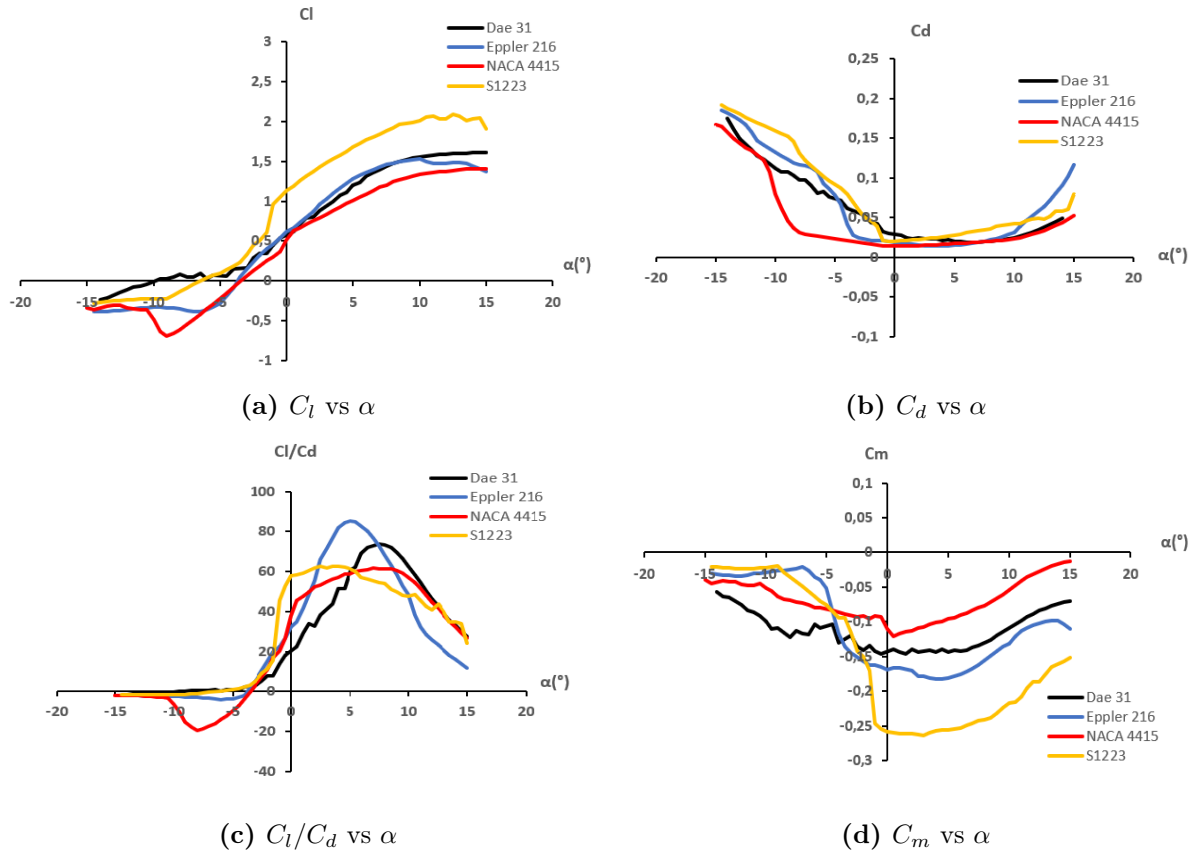


Figura 2.19: Curvas características de los perfiles aerodinámicos @ $Re_c=250000$. Modificado de [33]

En la Figura 2.19a, se puede observar que el perfil que tiene un coeficiente de sustentación mayor es el S1223, seguido del Dae 31. Este parámetro es importante ya que se requiere que la aeronave sea capaz de transportar una carga de 2 kg, lo que implica la necesidad de un coeficiente de sustentación elevado. Además, un perfil con mayor sustentación permitiría reducir la superficie alar requerida para generar la misma fuerza de sustentación, lo que contribuiría a disminuir tanto el peso estructural como la resistencia parásita.

No obstante, es necesario analizar otros factores antes de tomar una decisión. Por ejemplo, en la Figura 2.19b, se observa que el perfil con el mayor coeficiente de arrastre C_d en un rango de ángulo de ataque de $-2 < \alpha < 2$ es el Dae 31, mientras que el NACA 4415 presenta un coeficiente de arrastre menor en este mismo rango en comparación con los demás perfiles evaluados.

Por otro lado, la relación entre C_l/C_d , presentada en la Figura 2.19c, indica que el Eppler 216 presenta la mayor eficiencia aerodinámica de todos los perfiles a un ángulo de ataque de alrededor de 4° , seguido del perfil Dae 31, cuyo pico de eficiencia ocurre a 7° . Los perfiles S1223 y NACA 4415 muestran un valor de máxima eficiencia aerodinámica similar, pero a diferente ángulo de ataque. Cabe resaltar que, en el caso del NACA 4415, la curva de eficiencia aerodinámica no decae rápidamente debido a que el coeficiente de arrastre permanece relativamente constante en un rango amplio de ángulo de ataque.

Por último, al analizar la Figura 2.19d, se observa que el perfil S1223 presenta el valor más bajo de coeficiente de momento de cabeceo. Mientras que el perfil NACA 4415 tiene el mayor coeficiente de momento de cabeceo de todos los perfiles.

Para complementar el análisis cualitativo anterior y seleccionar el perfil aerodinámico que esté más

alineado con los requerimientos, se implementa una matriz de decisión, en donde se compararon los perfiles evaluados en función de los parámetros más relevantes para el diseño:

- **Coefficiente de sustentación máximo:** relacionado con la capacidad de generar la sustentación suficiente para un vuelo nivelado.
- **Coefficiente de arrastre:** relacionado con la resistencia aerodinámica y la eficiencia de vuelo.
- **Eficiencia aerodinámica L/D :** relacionado con la autonomía y el consumo energético.
- **Momento de cabeceo:** relacionado con los requerimientos de estabilidad longitudinal y el tamaño del estabilizador horizontal.
- **Facilidad de manufactura:** Compatibilidad con los materiales de construcción.

A cada uno de los criterios definidos previamente se les asignó un peso relativo, de acuerdo con la importancia que tienen dentro de los objetivos del presente proyecto (ver Tabla 2.4). La calificación de cada criterio se estableció en una escala de 1 a 5, donde 1 corresponde al desempeño más bajo (perfil que menos satisface el criterio) y 5 al desempeño más alto (perfil que mejor cumple con la condición evaluada). Finalmente, el puntaje total de cada perfil aerodinámico se obtiene a partir de la suma ponderada de los productos entre la calificación asignada y el peso correspondiente a cada criterio.

Tabla 2.4: Matriz de decisión para la elección del perfil aerodinámico del ala principal.

Criterio	Peso (%)	Eppler 216	Dae 31	NACA 4415	S1223
$C_{l_{max}}$	25	4	4	3	5
C_d	20	4	2	5	3
L/D	25	5	4	3	3
C_m	15	3	3	5	2
Facilidad de manufactura	15	2	3	4	2
Puntaje total	100	3.35	3.3	3.85	3.2

De acuerdo a lo obtenido en la matriz de decisión, los perfiles NACA 4415 y el Eppler 216 son los que presentan los mayores puntajes ponderados en comparación con los demás perfiles estudiados. Por esta razón, se realizó un análisis más detallado en el programa XFLR5, con el fin de sustentar la elección definitiva del perfil aerodinámico.

El estudio consistió en el análisis de los perfiles aerodinámicos en un ala genérica, definida a partir de los parámetros geométricos promedios de las aeronaves de referencia. A través de este modelo se evaluaron las curvas polares de coeficiente de sustentación (C_L), coeficiente de arrastre (C_D) y coeficiente de momento de cabeceo (C_M) en función del ángulo de ataque, con el objetivo de evaluar el comportamiento de ambos perfiles en un escenario más realista que incluyera los efectos tridimensionales.

La geometría del ala genérica se definió como un ala rectangular con cuerda constante de 0.25 m, envergadura de 2.5 m y un ángulo de barrido de 0°. Las condiciones de la simulación en XFLR5 correspondieron a una velocidad crucero V_c de 21 m/s fija, densidad del aire ρ de 1.074 kg/m³ (condiciones de altura y temperatura de la ciudad de Cali, Colombia) y el centro de gravedad ubicado en el 25 % de la cuerda del ala, con el fin de obtener el coeficiente de momento en el centro aerodinámico. Para el análisis se empleó el método de 3D panel, basado en el método de paneles, activando la opción de incluir efectos viscosos.

En las Figuras 2.20a, 2.20b se observan las curvas obtenidas para el coeficiente de momento de cabeceo y la eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque respectivamente de las dos alas configuradas con los dos perfiles aerodinámicos de estudio.

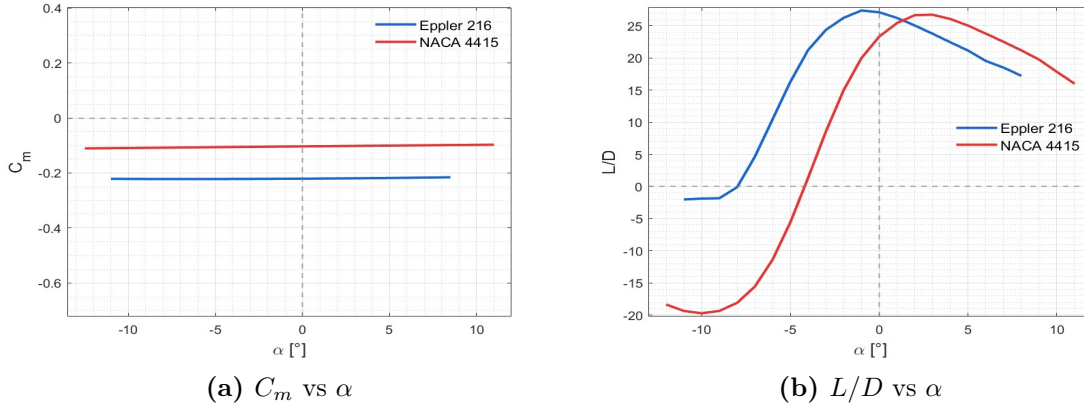


Figura 2.20: Comparación de las curvas aerodinámicas de los perfiles NACA 4415 y Eppler 216. Modificado de [33]

A partir de la Figura 2.20a, se observa que el valor absoluto del coeficiente de momento de cabeceo en el centro aerodinámico del ala con el perfil Eppler 216 es significativamente mayor para el ala con perfil Eppler 216 en comparación con la correspondiente al perfil NACA 4415. Esto implica que una aeronave con el perfil Eppler 216 requeriría un estabilizador horizontal de mayor superficie o un brazo de momento más largo para compensar el efecto desestabilizante del ala, dado que este parámetro incide en el cálculo del coeficiente de momento de cabeceo en el centro de gravedad de la aeronave completa a un ángulo de ataque de 0° ($C_{m0_{aeronave}}$).

Por otra parte, en la Figura 2.20b se observa que la eficiencia aerodinámica máxima es prácticamente la misma para ambas alas; sin embargo, en el caso del perfil NACA 4415, el pico se alcanza a un ángulo de ataque cercano a 2° , mientras que para el perfil Eppler 216 ocurre alrededor de -1° . El perfil NACA 4415 presenta una ventaja importante, ya que se espera que la aeronave opere principalmente en ángulos de ataque positivos.

Geometría del ala

Para la definición de la geometría del ala, se estableció inicialmente una envergadura de 2.5 m, basada en el análisis de las aeronaves presentado anteriormente. Posteriormente, para determinar la superficie alar se recurrió a un parámetro utilizado en el diseño aeronáutico: la velocidad de pérdida V_s . Para esta aeronave, se estableció un valor de $V_s = 16 \text{ m/s}$, de manera que la velocidad crucero V_c definida previamente sea aproximadamente 1.2 veces la velocidad de pérdida [19].

Como estimación preliminar, se asumió que el coeficiente de sustentación máximo del ala es igual al 90 % del coeficiente de sustentación máximo del perfil aerodinámico [26], suposición que deberá verificarse en etapas posteriores del diseño. Finalmente, empleando el peso máximo de despegue de 13 kg y considerando un $C_{L_{max}}$ de 1.3, se determina la superficie alar requerida. La velocidad de pérdida se calcula a partir de la ecuación 2.28.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{C_{L_{max}}\rho S_W}} \quad (2.28)$$

Despejando la superficie alar S_W de la ecuación 2.28 y sustituyendo los valores previamente definidos, se obtiene un valor de aproximadamente 0.72 m^2 .

Relación de estrechamiento λ

Anteriormente se mencionó como la relación de estrechamiento puede influir en la distribución de la sustentación del ala a lo largo de la envergadura. Por esto motivo, se implementó este parámetro en el diseño del ala. Según la literatura, los valores más comunes para la relación de estrechamiento se encuentran en un rango entre 0.4-0.5 [26], siendo 0.45 el valor que mejor aproxima una distribución de sustentación elíptica. Con base en lo anterior, se estableció una relación de estrechamiento de 0.4. Con esta información se calcularon a partir de las ecuaciones 1.8, 1.9 y 1.10 los valores para la cuerda de raíz C_{raiz} , de punta C_{punta} y la cuerda media aerodinámica $\bar{c}$ respectivamente. Los valores obtenidos para los parámetros anteriormente mencionados son los siguientes:

$$C_{raiz} = 0,410 \quad (2.29)$$

$$C_{punta} = 0,164 \quad (2.30)$$

$$\bar{c} = 0,305 \quad (2.31)$$

Relación de aspecto AR

Una vez establecidas superficie alar y la envergadura, se procedió a calcular la relación de aspecto correspondiente al ala principal a partir de la Ecuación 1.7, lo cual dió un valor de 8.7. Al analizar este valor se determinó que es coherente, teniendo en cuanto que se encuentra en un rango adecuado [19]. Además, es un valor intermedio el cual garantiza una buena eficiencia aerodinámica, sin entrar en pérdida a un valor de ángulo de ataque bajo [19].

Ángulo de barrido Δ

Para el caso de este proyecto se decidió establecer un ángulo de barrido para el ala principal de alrededor de 3° , con el objetivo de desplazar el centro aerodinámico hacia atrás de la aeronave y mejorar la estabilidad longitudinal estática. Adicionalmente, se escogió un valor bajo dado que la aeronave va a volar a velocidades relativamente bajas, por lo que su ventaja de reducir la velocidad perpendicular al borde de ataque del ala en vuelos supersónicos resulta siendo por el contrario, contraproducente debido a la disminución de la sustentación. Finalmente, un barrido del ala hacia atrás puede contribuir a la mejora de la estabilidad lateral [15].

Posición respecto al fuselaje

La ubicación vertical del ala se determinó por criterios operacionales, estructurales, aerodinámicos y de estabilidad. El ala alta mejora la estabilidad lateral, aunque puede aumentar la resistencia por los carenados necesarios en la unión ala-fuselaje. El ala media reduce la resistencia aerodinámica, pero su estructura complica el diseño en aeronaves de carga. El ala baja facilita el almacenamiento del tren de aterrizaje, aunque este debe ser más alto, lo que incrementa el peso, y requiere diedro positivo para mantener la estabilidad lateral [19].

Dado que maximizar el volumen interno para la carga es prioritario, se eligió la configuración de ala alta, ya que reduce las limitaciones estructurales de una configuración de ala media, mejora la estabilidad lateral y la distribución del espacio dentro del fuselaje.

Ángulo diedro Γ

A lo largo de esta sección, se ha mencionado algunos factores que contribuyen al efecto diedro, tales como el ángulo de barrido y la posición del respecto al fuselaje. Usualmente, las aeronaves con ala alta y un barrido hacia atrás incorporan un ángulo diedro negativo para mejorar la maniobrabilidad. Para la presente aeronave, se estableció un ángulo diedro de 0° , debido a que las decisiones previas ya favorecen la estabilidad lateral y, al tratarse de una aeronave de transporte de carga, la estabilidad estática es primordial, por lo que no se ve necesario hacer uso de un ángulo diedro negativo.

En la Tabla 2.5 se resumen todos los parámetros definidos para la geometría del ala. Además, la Figura 2.21 muestra un esquema del ala con sus dimensiones principales.

Tabla 2.5: Parámetros geométricos ala

Parámetro	Valor
Relación de aspecto AR	8.7
Envergadura b	2.5 [m]
Cuerda media aerodinámica $\bar{c}$	0.305 [m]
Cuerda de raíz C_{raz}	0.410 [m]
Cuerda de punta C_{punta}	0.164 [m]
Relación de estrechamiento λ	0.4
Superficie alar S_W	0.72 [m^2]
Ángulo diedro Γ	0 [$^\circ$]
Perfil aerodinámico	NACA 4415
Ángulo de barrido Δ	3.5 [$^\circ$]

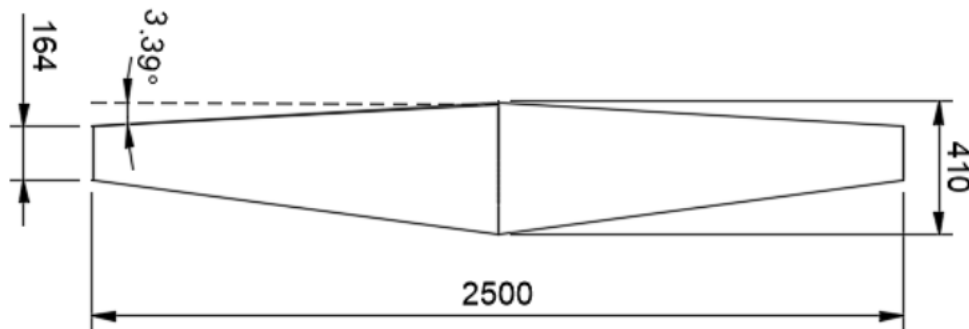


Figura 2.21: Dimensiones generales del ala principal (dimensiones en milímetros).

Validación en XFLR5 del diseño conceptual del ala

Para validar las decisiones adoptadas durante el diseño conceptual, se evaluó el desempeño aerodinámico en el programa XFLR5, obteniéndose las curvas de coeficiente de arrastre (ver Figura 2.22a), coeficiente

de momento de cabeceo (ver Figura 2.22b) y fuerza de sustentación (ver Figura 2.22c) en función del ángulo de ataque considerando una velocidad crucero de 21 m/s.

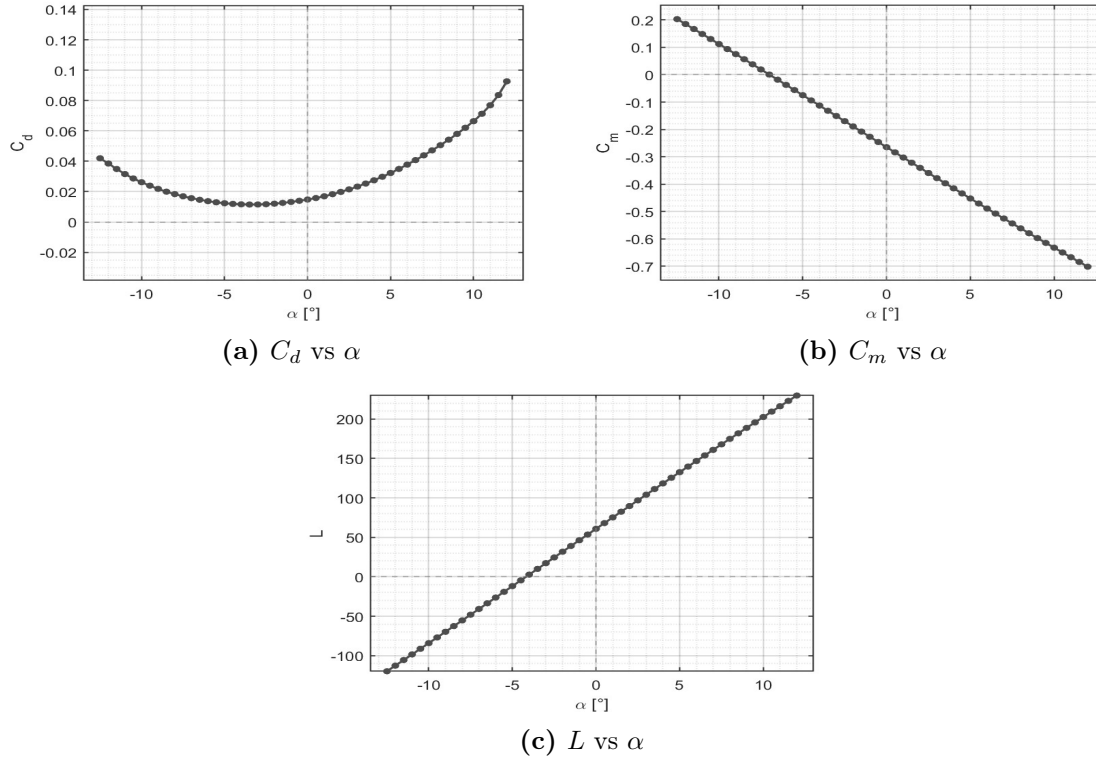


Figura 2.22: Curvas polares del ala principal. Modificado de [33]

En la Figura 2.22c se aprecia que la sustentación generada satisface el requerimiento de equilibrar el peso máximo estimado de la plataforma aeronáutica, de 13 kg, a un ángulo de ataque de 4° para la velocidad crucero planteada. Para este mismo ángulo, el coeficiente de arrastre obtenido es 0.031 y el coeficiente de momento de cabeceo corresponde a -0.275.

De forma complementaria, se aplicó el método de Lifting Line Theory (LLT) en XFLR5, con el fin de validar la estimación inicial para la velocidad de pérdida realizada durante el diseño conceptual del ala.

La Figura 2.23 muestra la curva del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque del ala calculada a través del método de LLT.

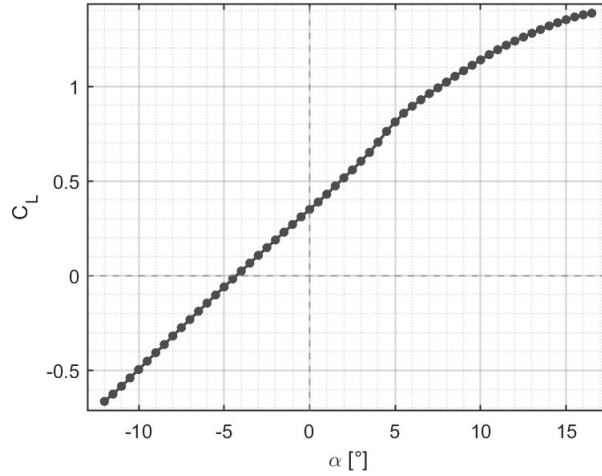


Figura 2.23: Gráfica de C_l vs α del ala con el método LLT.

A partir de la Figura 2.23 se observa que el valor máximo del coeficiente de sustentación es aproximadamente 1.38. Sustituyendo este valor en la ecuación 2.28 junto con los parámetros correspondientes, se obtiene una velocidad de pérdida V_s de 15.46 m/s. De este modo, se comprueba que la velocidad de crucero definida para la plataforma equivale a 1.35 veces la velocidad de pérdida, cumpliendo así con un margen adecuado de operación.

2.6. Dimensionamiento de la cola

Existe una gran variedad de configuraciones para la cola de una aeronave (ver Figura 2.24), entre las más utilizadas se encuentra la cola convencional, que es la más común debido a su diseño sencillo, proporcionando estabilidad y control adecuados con un peso razonable. Otra cola ampliamente usada es la tipo T, esta configuración presenta una gran ventaja ya que permite que el estabilizador horizontal esté fuera de la estela del ala principal, de modo que tiene un mejor desempeño aerodinámico y ofrece un mejor control en el cabeceo de la aeronave. Sin embargo, esta cola requiere que el estabilizador vertical tenga una estructura rígida, lo que incrementa el peso estructural de la aeronave y añade mayor complejidad a su construcción. Por otro lado, la cola tipo V reduce el área mojada, disminuyendo a su vez el arrastre parásito. No obstante, este tipo de superficie requiere un sistema de control más complejo y experiencia, pues una entrada en la superficie de control tendrá un efecto tanto en el eje transversal como lateral.

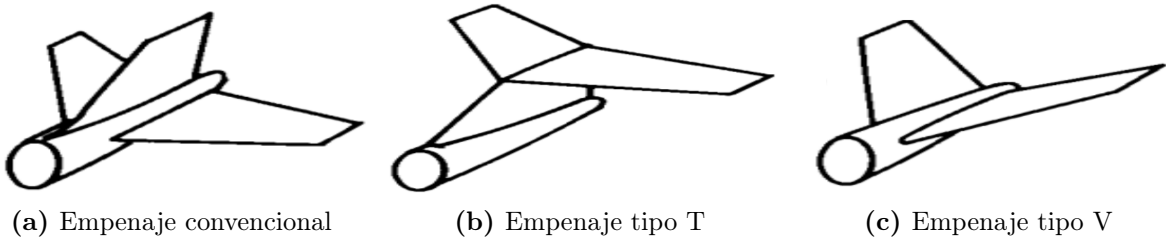


Figura 2.24: Tipos de configuraciones para la cola. Tomado de [20].

Con el fin de seleccionar la configuración más adecuada para este proyecto, se elaboró una matriz de decisión similar a la implementada para la elección del perfil aerodinámico del ala, basada en criterios de facilidad de construcción, peso estructural, estabilidad, complejidad de control y desempeño aerodinámico. La Tabla xx resume la evaluación de cada alternativa:

Tabla 2.6: Matriz de decisión para la elección de la configuración de la cola.

Criterio	Peso (%)	Cola convencional	Cola tipo T	Cola tipo V
Facilidad de construcción	25	5	2	3
Peso estructural	20	4	2	4
Estabilidad longitudinal	25	5	5	3
Complejidad del control	10	5	4	2
Desempeño aerodinámico	20	4	5	4
Puntaje total	100	4.6	3.55	3.3

De acuerdo con la matriz de decisión, la configuración más adecuada con base en las prioridades establecidas para el proyecto es la cola convencional, ya que combina factibilidad constructiva, peso y características de estabilidad y control adecuadas.

Dimensionamiento del empenaje horizontal

Un correcto dimensionamiento del empenaje horizontal es esencial, ya que como se mencionó en el Marco teórico (Sección 1.6), está directamente relacionado con la estabilidad longitudinal de la aeronave. Con el propósito de realizar una primera estimación de la geometría de la cola horizontal, se emplearán valores comúnmente utilizados para parámetros como: el coeficiente de volumen de cola V_{HT} , la relación de aspecto AR_{HT} y la relación de estrechamiento λ_{HT} . En una cola horizontal tipo convencional los valores de relación de aspecto oscilan entre 3 y 5, mientras que la relación de estrechamiento varía entre 0.3 y 0.6 [20]. Para este diseño, se seleccionó una relación de aspecto de 4 y una relación de estrechamiento de $\lambda = 0.5$.

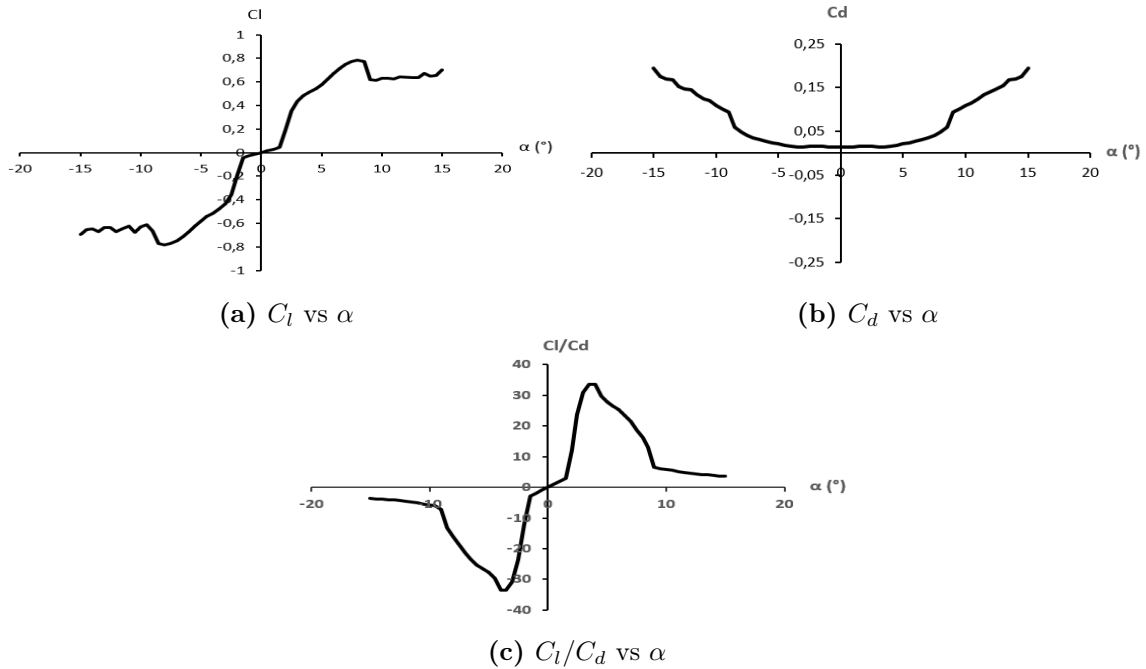
Para el coeficiente de volumen de cola horizontal los valores comúnmente utilizados oscilan entre 0.5 y 1.0, dependiendo del tipo de aeronave. Por ejemplo, en una aeronave militar de carga se suele utilizar un valor de 1.0 [26]. Para el caso particular de este proyecto, se decidió utilizar un valor de 0.7. Adicionalmente, se estableció que la superficie aerodinámica de la cola horizontal sea alrededor del 20 % de la del ala principal. Se estableció este valor debido a lo encontrado en la referencia (referenciar Roskam), donde se encontró que para aeronaves con un solo motor impulsado por hélice, los valores típicos oscilan entre 10 % - 25 %. Una vez establecidos los anteriores parámetros, se calculó el brazo de momento de cola horizontal a partir de la Ecuación 1.11, obteniendo un valor de $l_{HT} = 0.9m$.

Con el área del estabilizador horizontal, la relación de aspecto y la relación de estrechamiento, se calcularon la envergadura y las cuerdas de raíz y de punta, tal y como se hizo para el ala principal. En la Tabla 2.7 se reportan todos los parámetros que definen la geometría del empenaje horizontal.

Tabla 2.7: Parámetros geométricos del empenaje horizontal

Parámetro	Valor
Relación de aspecto	4
Envergadura b_{HT}	0.8 [m]
Cuerda de raíz $C_{raiz_{HT}}$	0.27 [m]
Cuerda de punta $C_{punta_{HT}}$	0.135 [m]
Relación de estrechamiento λ_{HT}	0.5
Volumen de cola horizontal V_{HT}	0.7
Perfil aerodinámico	NACA 0009
Superficie alar S_{HT}	0.16 [m ²]

Por otra parte, al igual que en el dimensionamiento del ala, es necesario definir un perfil alar adecuado. A diferencia del ala principal, el estabilizador vertical no requiere generar grandes fuerzas de sustentación, sino solo la cantidad necesaria para mantener la estabilidad de la aeronave. Por ello, se suelen emplear perfiles simétricos tanto en el estabilizador horizontal como en el vertical [15]. En este sentido, para este proyecto se seleccionó un perfil NACA 0009 para ambos estabilizadores, ya que es un perfil ampliamente utilizado para este tipo de superficies y delgado, por lo que generará un menor arrastre. La Figura 2.25 muestra las curvas características de este perfil para un Reynolds Re_c de 80000.

**Figura 2.25:** Curvas características del perfil aerodinámico NACA 0009 @ $Re_c=80000$. Modificado de [33]

Por último, en la Figura 2.26 se presenta el estabilizador horizontal completamente dimensionado.

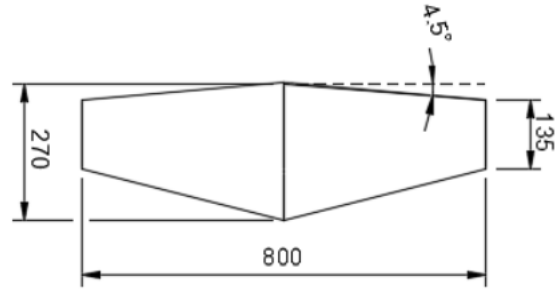


Figura 2.26: Dimensiones generales del estabilizador horizontal (dimensiones en mm)

Dimensionamiento del empenaje vertical

Similar a como se dimensionó el estabilizador horizontal, se emplearon valores típicos como guía para establecer los parámetros que definen la geometría del estabilizador vertical. En el caso de una cola vertical convencional, la relación de aspecto AR_{VT} oscila entre 1.3 y 2.0, mientras que los valores para la relación de estrechamiento λ_{VT} varían entre 0.3 y 0.6 [20]. Con base en esta información, se estableció que el estabilizador vertical del presente proyecto tuviera una relación de aspecto de 1.5 y una relación de estrechamiento de 0.5.

Por otra parte, los valores típicos del coeficiente de volumen para el estabilizador vertical varían entre 0.02 y 0.12 en función del tipo de aeronave. Para este proyecto, se estableció un valor de 0.03. Además, a modo de restricción, el brazo de momento del empenaje vertical se estableció de modo que fuera el mismo para el empenaje horizontal, esta decisión se tomó pensando en el diseño del conector del tubo de fibra de carbono y la cola, el cual es más sencillo de diseñar si ambas superficies se encuentran ubicadas a una misma distancia. Al reemplazar los valores correspondientes y despejar la ecuación 1.12, se determinaron el área del estabilizador vertical dando un valor 0.06 m^2 . Una vez definida el área, así como la relación de aspecto y la relación de estrechamiento, se procedió a calcular la envergadura, la cuerda de raíz y la cuerda de punta del estabilizador vertical. En la tabla 2.8 se presentan todos los valores que definen por completo la geometría del estabilizador vertical:

Tabla 2.8: Parámetros geométricos empenaje vertical

Parámetro	Valor
Relación de aspecto AR_{VT}	1.5
Envergadura b_{VT}	0.39 [m]
Cuerda de raíz $C_{raiz_{VT}}$	0.27 [m]
Cuerda de punta $C_{punta_{VT}}$	0.135 [m]
Relación de estrechamiento λ_{VT}	0.5
Volumen de cola vertical V_{VT}	0.03
Perfil aerodinámico	NACA 0009
Superficie alar S_{VT}	$0.06 \text{ [m}^2\text{]}$

Finalmente, en la Figura 2.27 se observa una representación gráfica del estabilizador vertical comple-

tamente dimensionado:

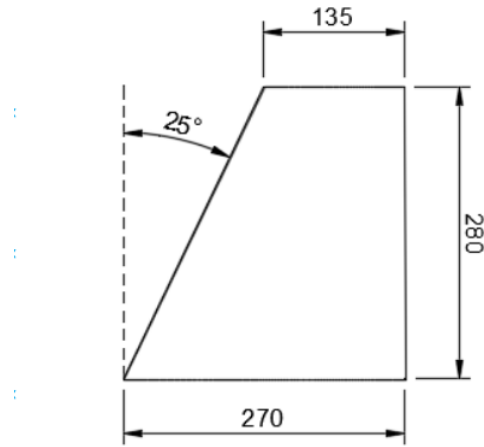


Figura 2.27: Dimensiones generales del estabilizador vertical (dimensiones en mm).

Validación del diseño conceptual del empenaje horizontal

Como modo de validación de las decisiones tomadas para el diseño conceptual del empenaje horizontal, se realiza una evaluación de la configuración ala-cola para verificar que el empenaje horizontal es capaz de proporcionar estabilidad estática longitudinal. Para ello, se realiza la simulación en el programa XFLR5, donde se define la geometría del ala principal y del empenaje horizontal. Adicionalmente, el centro de gravedad se supone que va a estar a un 25 % de la cuerda media aerodinámica del ala como una primera aproximación [26].

Las condiciones de la simulación fue: velocidad crucero de 21 m/s, densidad del aire ρ de 1.074 kg/m^3 , ángulo de incidencia del ala principal de 2° y ángulo de incidencia del empenaje horizontal de -3° .

En la Figura 2.28 se observa la gráfica del coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque:

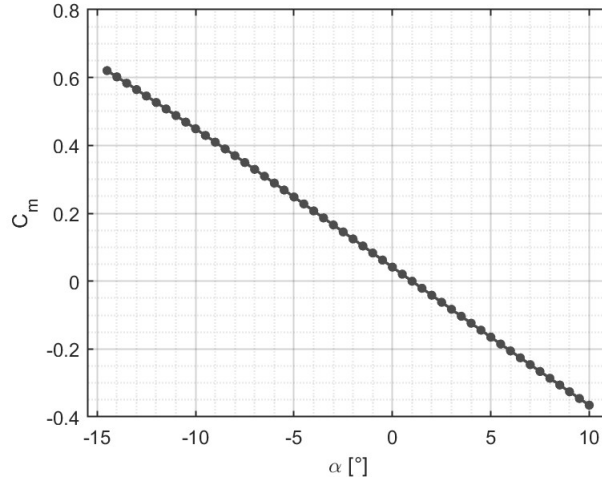


Figura 2.28: Gráfica de C_m vs α de la configuración ala-cola.

A partir de la Figura 2.28, se puede observar que el dimensionamiento y la selección del perfil aerodinámico del empenaje horizontal es adecuada, ya que la configuración cumple con los criterios de estabilidad longitudinal, es decir, la pendiente del coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque es negativa y la curva corta con el eje Y positivo de la gráfica.

2.7. Dimensionamiento del fuselaje

El fuselaje corresponde a una de las partes principales de una aeronave, y su dimensionamiento implica definir tanto las dimensiones generales como la configuración interna para garantizar el cumplimiento de los requisitos de carga útil, estabilidad y distribución de masas. En este diseño, el fuselaje se concibió para albergar todos los elementos estructurales, la carga útil y los componentes electrónicos. Se optó por utilizar secciones transversales elípticas, recomendadas por su capacidad de reducir la resistencia aerodinámica [15]. Asimismo, se estableció un fuselaje comprendido por una cabina principal y una estructura delgada y alargada que se extiende hasta la cola de la aeronave. Esta configuración facilita el ajuste de la posición del empenaje horizontal respecto al ala, contribuye a mantener la masa concentrada hacia la parte delantera, disminuye el peso estructural y permite un mejor aprovechamiento del espacio disponible.

Para el dimensionamiento de la cabina principal, se tomó en cuenta el tamaño de los diferentes subsistemas y su posición, tomando como referencia las características observadas en las aeronaves de referencia. La batería principal, al ser uno de los elementos de mayor masa, se posicionó lo más cerca posible a la nariz para contribuir a situar el centro de gravedad hacia adelante. Por otra parte, la bahía para el transporte de la carga se posicionó de modo que quede justo debajo de las alas ya que se espera que el centro de gravedad esté en esta posición, de modo que las variaciones en el peso transportado tengan un impacto mínimo sobre la estabilidad estática longitudinal. En cuanto al sistema de aviónica —cuya masa es considerablemente menor—, se colocó detrás del ala principal, aprovechando el espacio disponible sin afectar significativamente el balance de la aeronave.

Las dimensiones internas necesarias para albergar cada uno de los componentes se definieron a partir de la información recopilada de las aeronaves de referencia. Con base en lo anterior, se estableció un volumen para la bahía de carga de 160x150x75 mm, un compartimiento para la batería de 260x150x90 mm y un espacio para los elementos de la aviónica de 110x145x50 mm. Asimismo, se tomó en cuenta el sistema de propulsión, que de manera preliminar se supone que va a estar en la nariz de la aeronave; la conexión de las alas con el fuselaje y la conexión del tubo de fibra de carbono con la cabina principal del fuselaje.

Con base en estas especificaciones se procedió a modelar el fuselaje en la herramienta CAD Fusion 360, empleando la licencia educativa proporcionada por Autodesk.

En la Figura 2.29 se observa las dimensiones principales correspondientes al fuselaje.

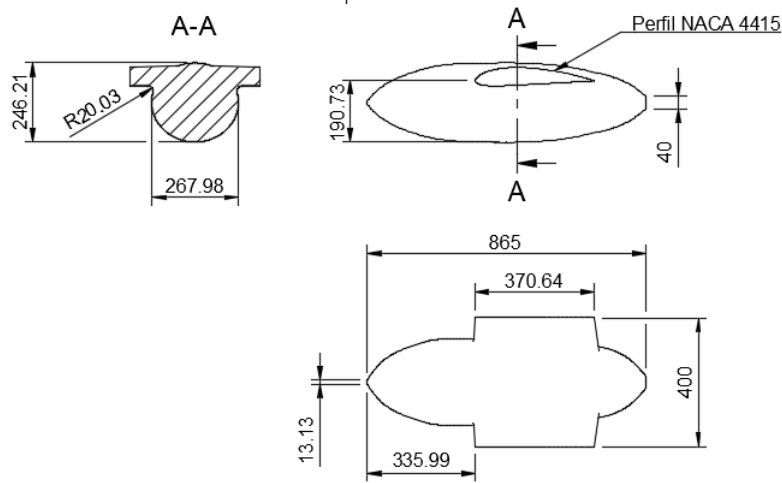


Figura 2.29: Dimensiones generales del fuselaje (dimensiones en mm).

Bosquejo preliminar de la aeronave

En esta sección se presenta el bosquejo preliminar de la plataforma aeronáutica, desarrollado mediante el programa Fusion 360; en la figura 2.30, se observa la configuración de los componentes principales de la aeronave y su disposición general, la cual representa una versión preliminar sujeta a cambios en función de los resultados del análisis analítico de estabilidad longitudinal que se realizará en capítulos siguientes.

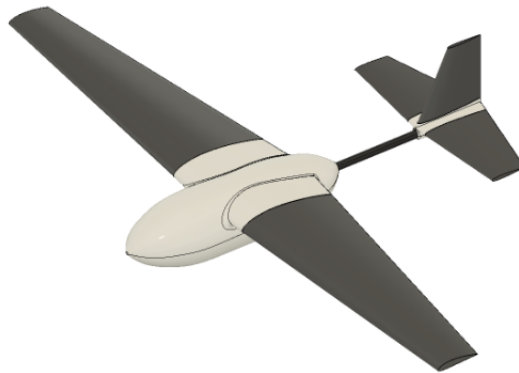


Figura 2.30: Modelo CAD de la aeronave dimensionada.

2.8. Estimación de los Coeficientes Aerodinámicos mediante VSPAERO

Con el propósito de caracterizar el comportamiento aerodinámico de la plataforma propuesta y obtener los coeficientes necesarios para el análisis de estabilidad longitudinal y modos de vuelo, se utilizó el software VSPAERO, una herramienta computacional desarrollada por la NASA, basada en el método vortex-lattice (VLM).

Definición del modelo en VSPAERO

El modelo tridimensional de la aeronave fue construido inicialmente en el modulo OpenVSP, definiendo de forma individual cada superficie aerodinámica —como el ala principal, los estabilizadores y el fuselaje— a partir de sus características geométricas y su ubicación relativa dentro del ensamblaje. El Navegador de Geometría permite visualizar todos los componentes del modelo, incluyendo fuselaje, alas, cápsulas, hélices, cuerpos de revolución y figuras de referencia. El área de trabajo muestra gráficamente el modelo en su conjunto.

Para el diseño, al seleccionar un componente de las varias opciones que el programa permite modelar, se accede a una ventana específica desde donde es posible modificar sus parámetros geométricos característicos. VSPAERO permite modelar prácticamente cualquier configuración, siempre que los componentes estén cerrados y definidos correctamente.

Para utilizar el solucionador VLM de VSPAERO, es necesario generar un archivo de geometría degenerada (DegenGeom), que representa una versión simplificada del modelo 3D, optimizada para el análisis aerodinámico. Si no se especifica un conjunto concreto de geometrías, este archivo incluirá por defecto todos los componentes del modelo.

Luego de modelar cada uno de los componentes principales, se le asignaron las propiedades másicas obtenidas a partir del diseño estructural en Fusion 360, que contempla los materiales reales utilizados en el prototipo, esta información le permite al programa calcular automáticamente el centro de gravedad de toda la aeronave.

La Figura 2.31 muestra el modelo 3D utilizado en el análisis.

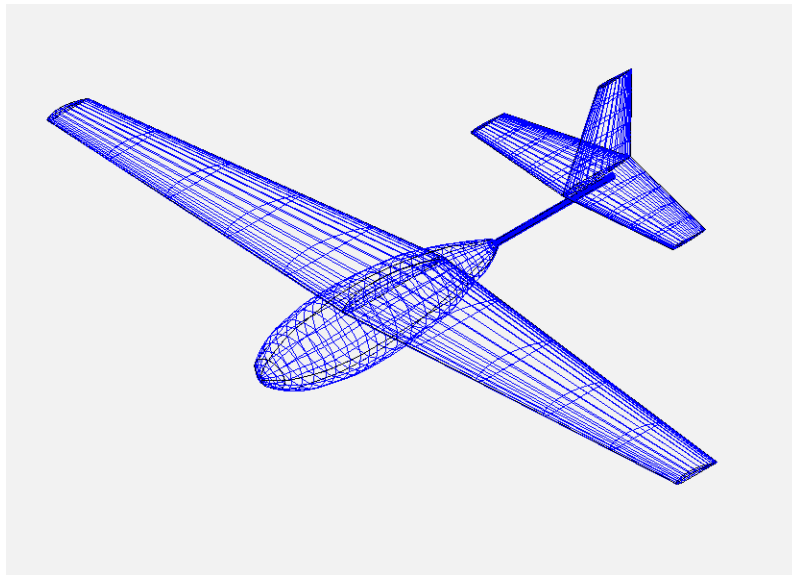


Figura 2.31: Modelo en VSP de la aeronave dimensionada.

Configuración y ejecución de la simulación

Para la estimación de los coeficientes aerodinámicos, la simulación consideró exclusivamente las superficies responsables de generar sustentación y momentos: el ala principal y el estabilizador horizontal. Esta decisión sigue las recomendaciones del desarrollador del software, quien señala que el fuselaje tiene una contribución mínima a la sustentación y en general, a las curvas características aerodinámicas de la

aeronave.

Sin embargo, el fuselaje fue incluido como referencia geométrica y para permitir el uso del modelo semiempírico incorporado denominado “Build-Up Component”, el cual permite estimar la resistencia parásita por fricción. Este modelo se basa en el cálculo del área mojada de cada componente y estima los coeficientes de fricción locales en función del número de Reynolds. Por esta razón, se procuró mantener una representación geométrica fiel al diseño CAD, a fin de obtener valores representativos del coeficiente de arrastre parásito.

Entre los parámetros que pueden ajustarse para aumentar la calidad del análisis se encuentran el refinamiento chordwise y el refinamiento spanwise, que controlan el número de paneles generados a lo largo de la cuerda (de borde de ataque a borde de salida) y de la envergadura (de raíz a punta del ala), respectivamente.

Una vez definidos los parámetros geométricos, se configuraron las condiciones de flujo: régimen estacionario, número de Mach, número de Reynolds y un rango de ángulos de ataque dentro del régimen operativo previsto. La simulación se ejecutó bajo condiciones atmosféricas estándar correspondientes a la altitud de crucero de la aeronave. VSPAERO permite elegir entre dos modelos: Vortex Lattice Method (VLM) y Panel Method. En este trabajo se optó por el modelo VLM, ya que ofrece mayor estabilidad en los resultados.

También se debe especificar un área de referencia para el cálculo de los coeficientes. En este caso, se utilizó por defecto la cuerda aerodinámica media del ala principal. La posición de referencia para el cálculo del momento puede ser introducida manualmente, en caso de conocerse el CG, o dejar que el programa la calcule automáticamente a partir de las propiedades másicas asignadas.

Por último, se definieron las condiciones de flujo: el rango del ángulo de ataque, el número de Mach y el número de Reynolds.

Simulación del ala principal

El primer componente modelado fue el ala principal, asignando un perfil aerodinámico obtenido de Airfoiltools, el cual fue cargado en el programa. Posteriormente, se definieron sus principales parámetros: envergadura, cuerdas de raíz y de punta, ángulo de flecha y su ubicación respecto al fuselaje. La figura 2.32 muestra el resultado final del modelado del ala.

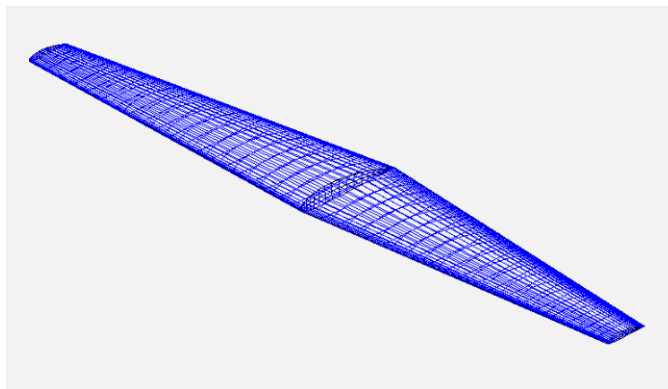


Figura 2.32: Ala principal modelada en el programa VSPAERO

Se realizó una simulación en el programa para el ala para obtener las características aerodinámicas de la misma. En la Figura 2.33 se observa la variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

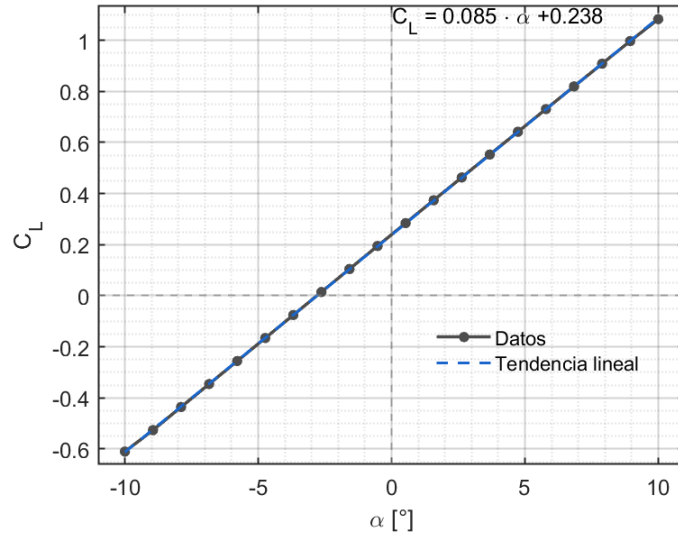


Figura 2.33: Gráfica de C_L vs α del ala principal.

En la Figura 2.34 se observa la variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque.

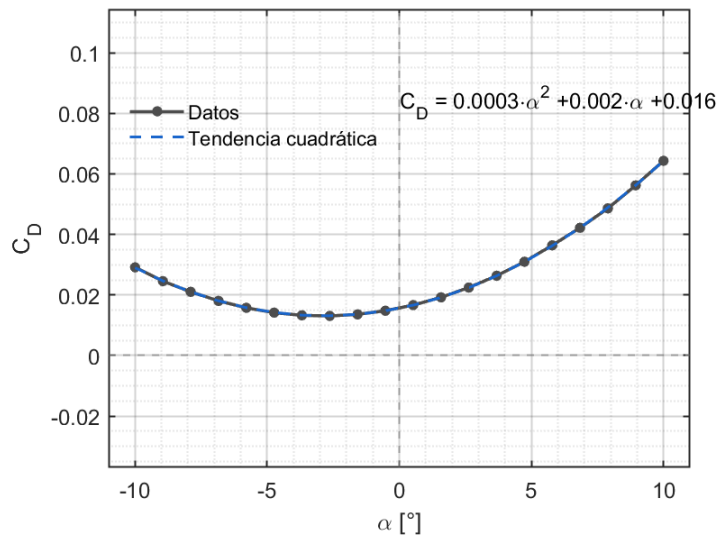


Figura 2.34: Gráfica de C_D vs α del ala principal.

Simulación del empenaje horizontal

Posteriormente, también se modeló el empenaje horizontal siguiendo el mismo procedimiento utilizado para el ala principal. Además, se obtuvieron las curvas características relevantes para el empenaje horizontal. En la Figura 2.35 se observa el coeficiente de sustentación versus el ángulo de ataque del empenaje horizontal.

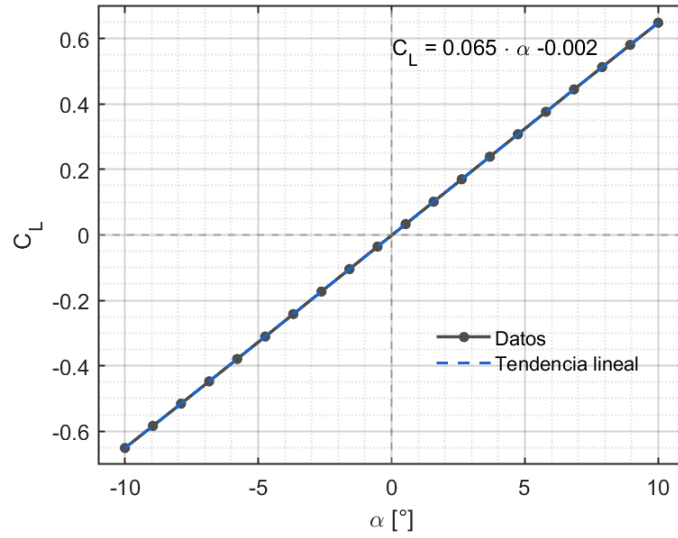


Figura 2.35: Gráfica de C_L vs α del empenaje horizontal.

En la Figura 2.36 se observa el coeficiente de arrastre versus el ángulo de ataque del empenaje horizontal.

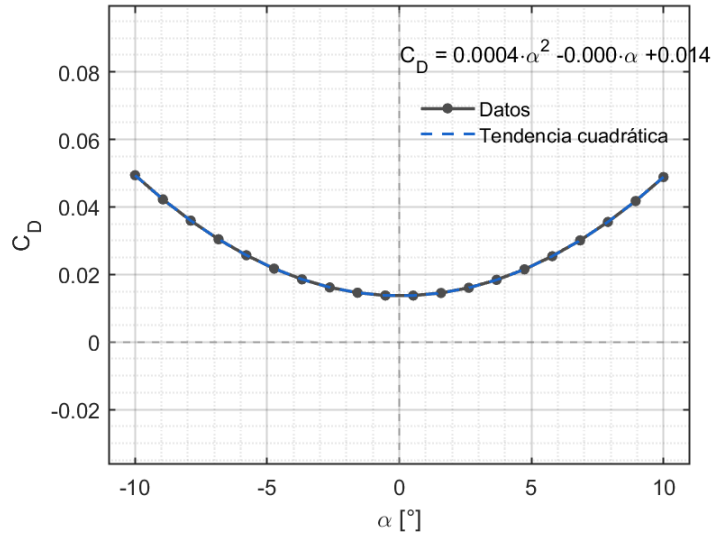


Figura 2.36: Gráfica de C_D vs α del empenaje horizontal.

Simulación de la aeronave

Por último, se realizó una simulación para el conjunto ala-empenaje como se especificó anteriormente. A continuación se presentan las curvas aerodinámicas de la aeronave para la condición cuando está con una carga útil de 2 kg.

Las condiciones para la simulación fueron las siguientes:

- Número de Reynolds = 361000.
- Mach = 0.07
- $V_\infty = 21$ m/s.

En la Figura 2.37 se observa la variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque de la aeronave con una carga útil de 2 kg.

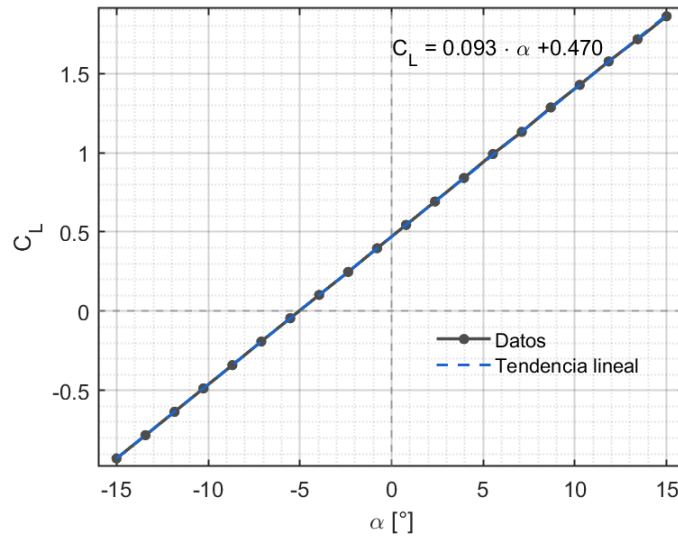


Figura 2.37: Gráfica de C_L vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.

En la Figura 2.38 se observa la variación del coeficiente de arrastre versus el ángulo de ataque de la aeronave con una carga útil de 2 kg.

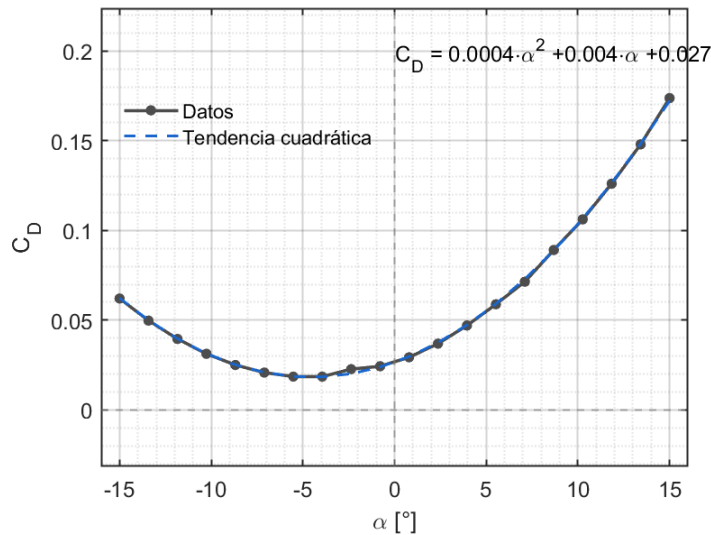


Figura 2.38: Gráfica de C_D vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.

Haciendo uso del programa VSPaero se realizó la simulación para aeronave la cuando se encuentra sin ninguna carga útil. Debido a que la carga útil a transportar se encuentra justo debajo del centro de gravedad, éste no se ve afectado cuando no hay carga útil, por ello lo que cambia es la velocidad de trimado que para la aeronave sin carga es de 19 m/s. Al ejecutar la simulación se observó que el cambio de las gráficas es prácticamente nulo dado que la velocidad varia poco las gráficas de coeficiente de sustentación y de arrastre no cambian. Por lo tanto, el punto neutro de la aeronave se mantiene constante y dado que el centro de gravedad no se ve afectado, el ángulo de trimado se mantiene a $\alpha_{trim} = 2^\circ$.

Las condiciones para la simulación fueron las siguientes:

- Número de Reynolds = 327000.
- Mach = 0.06
- $V_{\infty} = 19$ m/s.

2.9. Estimación del peso máximo de despegue y centro de gravedad

A continuación se detalla la estimación del peso total de la aeronave conformado por el peso estructural, los componentes electrónicos (aviónica) y la carga útil.

Estimación del peso de la estructura principal

Dado que para calcular la estabilidad longitudinal de la aeronave se requiere conocer sus propiedades inerciales, se propone una estructura y materiales para los diferentes componentes, con el objetivo de obtener valores realistas para estos parámetros. En la Figura 2.39 se observa la estructura interna de la aeronave.

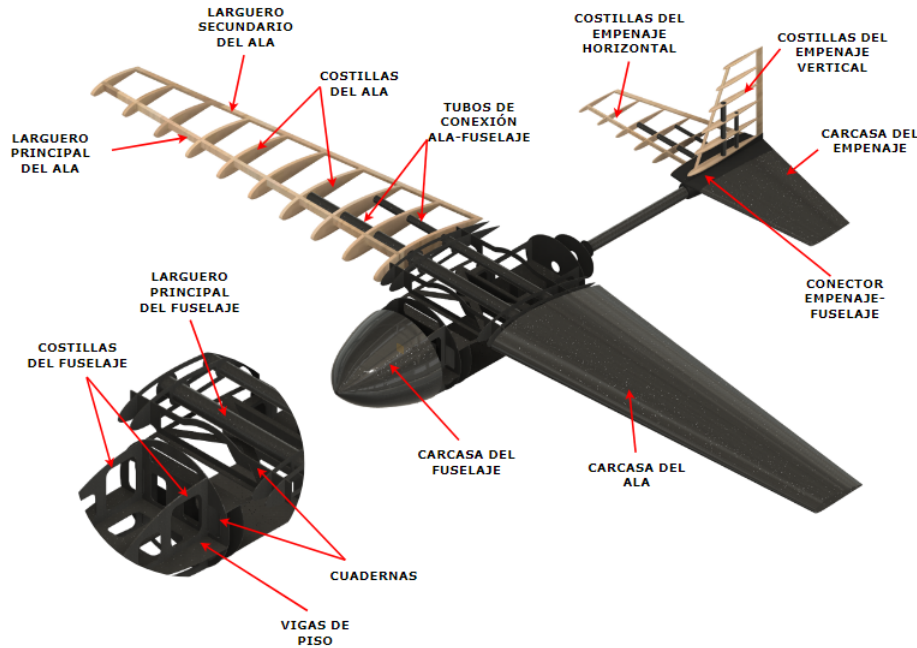


Figura 2.39: Estructura interna de la aeronave

La estructura principal de la plataforma aeronáutica propuesta está conformada por los siguientes componentes: para el ala, costillas que son elementos transversales que dan la forma aerodinámica del perfil, largueros que son las piezas longitudinales que recorren el ala de raíz a punta y dos tubos huecos que se encargan de conectar el ala con el fuselaje; para el fuselaje, cuadernas que son elementos transversales que mantienen la forma del fuselaje, vigas de piso las cuales soportan la carga útil, largueros que son los refuerzos longitudinales que se encargan de ofrecer resistencia al pandeo y momentos flectores y dos tubos que se encargan de la conexión para el ala; para el empenaje tanto vertical como horizontal, la estructura está compuesta por elementos similares a las del ala; y finalmente, un larguero que se encarga de fijar el empenaje al fuselaje por medio de un conector.

Los materiales asignados para cada componente principal se realizó de acuerdo a la revisión de las aeronaves referencia, donde se encontró una preferencia por los materiales compuestos. Por ello, la estructura interna del fuselaje y las carcasas del ala, fuselaje y cola son de fibra de carbono. Adicionalmente, se implementaron tubos de fibra de carbono para la estructura de todos los componentes para agregar mayor resistencia. Por otra parte, para las costillas del ala y el empenaje se utilizó madera de balsa ya que posee una resistencia buena y muy baja densidad, lo que lo hace un material ideal para garantizar que la aeronave mantenga un peso bajo. Mientras que, para los largueros del ala principal y el empenaje se utilizó madera contrachapada debido a que éstos están encargadas de soportar la mayor parte de los momentos flectores. Por último, el tubo de conexión entre el fuselaje y la cola es un tubo hueco de fibra de carbono.

En la Tabla 2.9 se observa la masa asociada a los recubrimientos o carcasas de cada componente y al conector del fuselaje-empenaje.

Tabla 2.9: Desglose de masas de carcasas externos y conector fuselaje-empenaje

Partes	Masa (g)
Carcasa del ala	1794
Carcasa del empenaje vertical	165
Carcasa del empenaje horizontal	429
Carcasa fuselaje	1099
Conector fuselaje-empenaje	156
TOTAL	3643

En la Tabla 2.10 se observa el desglose de las masas asociadas a las estructuras internas de cada componente y los materiales que las conforman:

Tabla 2.10: Desglose de masas de los subconjuntos de la estructura interna

Estructura interna	Materiales	Masa (g)
Ala principal (largueros, costillas, tubos de conexión)	Madera balsa / contrachapado / fibra de carbono	644
Empenaje vertical (largueros, costillas, tubos de conexión)	Madera balsa / contrachapado / fibra de carbono	40
Empenaje horizontal (largueros, costillas, tubos de conexión)	Madera balsa / contrachapado / fibra de carbono	105
Fuselaje (cuadernas, costillas, piso estructural, tubos de conexión)	Fibra de carbono	1749
TOTAL		2538

Estimación del peso del sistema de propulsión y aviónica

En esta sección se detalla la selección de un sistema de propulsión y la aviónica a través de cálculos preliminares para la estimación de la masa asociada a estos subconjuntos.

Estimación del peso del sistema de propulsión

Para dimensionar la planta motriz se consideró la potencia requerida en las fases críticas de vuelo, como ascenso y crucero. En particular, se emplearon las ecuaciones correspondientes para estimar la potencia necesaria durante el ascenso, dado que es la fase más exigente puesto que el empuje debe ser capaz de superar el arrastre como una componente del peso de la aeronave. Para el cálculo, se adoptó una velocidad de ascenso de 3 m/s y un ángulo de ascenso de γ de 10° , según lo encontrado en la literatura [19]. El empuje requerido en la fase de ascenso se determinó mediante la siguiente expresión:

$$T = D + W \sin \gamma \quad (2.32)$$

El cálculo de la fuerza de arrastre se realizó a partir de la simulación preliminar realizada en el programa VSPaero, suponiendo una condición de vuelo nivelado a un ángulo de ataque de 5° , lo cual da un valor del coeficiente de arrastre de 0.06 calculado a partir de la Figura 2.38. Con este dato, la velocidad de la aeronave durante el ascenso de 17.28 m/s, densidad del aire ρ de 1.184 kg/m^3 y superficie alar de S_W de 0.72 m^2 , se calculó la fuerza de arrastre D mediante la ecuación 2.33:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_W C_D \quad (2.33)$$

El resultado fue una fuerza de arrastre de 7.28 N. Sustituyendo este valor, junto con el peso máximo de despegue estimado a partir de aeronaves de referencia y el ángulo de ascenso en la ecuación 2.32, se obtuvo un empuje necesario de aproximadamente 30 N. A partir de esto, se determinó la potencia requerida durante el ascenso mediante:

$$P = TV \quad (2.34)$$

El cálculo arrojó una potencia de 518 W para la fase más crítica de vuelo. En función de esta demanda, se seleccionó el motor T-Motor AT3520 KV550, con una masa de 218 g, compatible con baterías Lipo de 4–6S, capaz de entregar una potencia máxima de 544 W utilizando una hélice APC 14×7 y un control del acelerador al 75 %, lo cual garantiza cubrir la potencia necesaria para el ascenso. A la masa del motor se le agrega la de la hélice y el soporte de motor, de modo que se redondea a 400 g.

En cuanto al ESC (Controlador Electrónico de Velocidad), se tuvo en cuenta la corriente pico del motor y el voltaje de operación, seleccionándose el modelo Hobbywing Skywalker 2–6S, que soporta una corriente continua de 80 A, es compatible con 6S y pesa aproximadamente 80 g.

Para la batería principal, se definió inicialmente una autonomía estimada de 1.5–2 h. Se calculó también la potencia requerida en la fase de crucero —la cual representa la mayor parte del tiempo de operación— empleando la ecuación 2.33 con una velocidad de crucero de 21 m/s, obteniéndose una fuerza de arrastre de 11.3 N. Con la ecuación 2.34 se estimó una potencia de aproximadamente 237 W para crucero.

La corriente media durante crucero y la corriente pico durante el ascenso se calcularon de la siguiente manera:

$$I_{media} = \frac{P_{crucero}}{V_{crucero}} = 11,29A \quad (2.35)$$

$$I_{pico} = \frac{P_{ascenso}}{V_{ascenso}} = 30A \quad (2.36)$$

A partir de la corriente media y la autonomia deseada, se calculó la capacidad requerida Q :

$$Q = I_{media}t = 22,58Ah \quad (2.37)$$

Considerando un margen de seguridad del 20 % por factores como ráfagas, degradación de la batería y maniobras, la capacidad necesaria asciende aproximadamente a 27 Ah. Por tanto, se seleccionó la batería Lipo Tattu G-Tech 22.2V 25C 30000 mAh 6S, con un peso de 3.7 kg y dimensiones de 205×131×66 mm. Se verificó que las dimensiones del compartimento definido en el diseño del fuselaje son adecuadas para alojarla sin inconvenientes.

Finalmente, en la Tabla 2.11 se presentan de forma resumida las masas de los componentes que conforman el sistema de propulsión.

Tabla 2.11: Desglose de masas del sistema de propulsión

Componente	Dimensiones	Masa (g)
T-Motor AT3520 KV550	Ø43 x 65 mm	400
Speed control 80A Hobbywing Skywalker 2-6S	86 x 38 x 12 mm	82
Tattu G-Tech 22.2V 25C 30000mAh 6S	205 x 131 x 66 mm	3673
TOTAL		4155

Estimación del peso de la aviónica

Para la selección del autopiloto o controlador de vuelo, se realizó una revisión de los modelos más utilizados en aeronaves con propósitos similares, dando como una alternativa llamativa el controlador Pixhawk 4 que permite la operación autónoma, planificación de misiones y procesamiento de datos provenientes de magnetómetros, GPS, acelerómetros y giróscopos; además, representa una opción económica frente a otros controladores de vuelo disponibles en el mercado. Este dispositivo tiene un peso aproximado de 50 g y unas dimensiones de 44×84×12 mm.

Otro componente necesario es el módulo de control de potencia, para el cual se seleccionó el modelo Holybro PM07, que suele ser el más utilizado para el controlador Pixhawk 4, el cual cuenta con un peso de 50 g. Este módulo se encarga de medir la corriente y el voltaje, además de regular la tensión de salida a 5.4 V para el correcto funcionamiento de la aviónica.

Para el enlace de telemetría se seleccionó el radio Holybro SiK Telemetry de 1 W, con un peso de 67 g y dimensiones de 66.5×32×16.5 mm. Asimismo, se incorporó el receptor RC FrSky R9, que presenta un peso de 13 g y dimensiones de 47.5 x 20.5 x 13.9 mm.

Finalmente, se seleccionó una batería secundaria destinada exclusivamente a alimentar el sistema de aviónica. Esta selección se basó en el consumo típico de los componentes, que es aproximadamente de 1.5 A a un voltaje de 5 V. Considerando una autonomía de 2 h, la capacidad requerida es de 3000 mAh. Añadiendo un margen de seguridad del 20 %, se determinó que la batería necesaria debe tener al menos 3600 mAh de capacidad. Por ello, se optó por la batería Lipo HHZ 7.4 V 3600 mAh 25C, que tiene un peso aproximado de 150 g y dimensiones de 115×36×21 mm.

En la Tabla 2.12 se resumen las masas asociadas a cada uno de los componentes que integran el sistema de aviónica.

Tabla 2.12: Desglose de masas del sistema de propulsión

Componente	Dimensiones	Masa (g)
Holybro Pixhawk 4	44 x 84 x 12 mm	50
PM07 Power Module	68 x 50 x 10 mm	44
FrSky R9	47.5 x 20.5 x 13.9 mm	13
HHZ 7.4V 3600mAh 25C	115 x 36 x 21 mm	150
TOTAL		257

Centro de gravedad

Para estimar el centro de gravedad de la aeronave, se empleó la herramienta de cálculo integrada en el software Fusion 360. Para ello, se modeló la estructura interna de cada uno de los componentes de la plataforma aeronáutica y se asignó los materiales descritos anteriormente. Asimismo, el motor, la batería, la carga útil y el bloque de aviónica fueron representados como paralelepípedos, utilizando las masas definidas en la sección anterior. En la Figura 2.40 se muestra la distribución propuesta de los diferentes subsistemas en la cabina principal del fuselaje, así como el centro de gravedad calculado por el software. Se destaca que la carga útil se encuentra posicionada justo debajo del centro de gravedad, lo que asegura que éste no se verá significativamente afectado por variaciones en la carga.

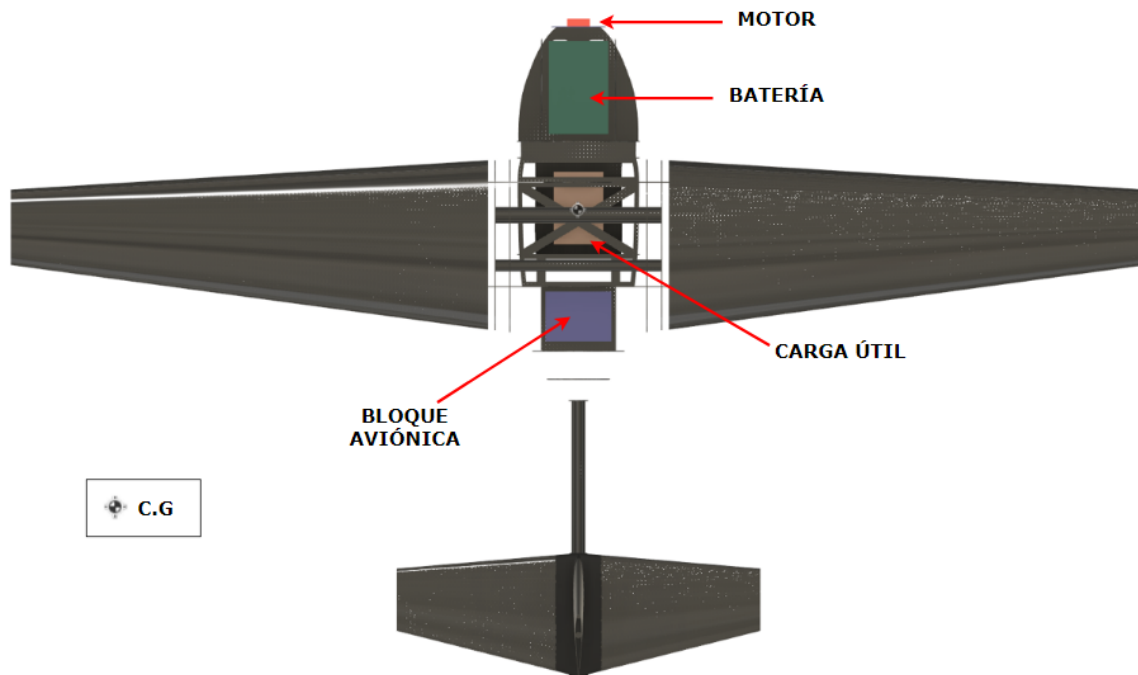


Figura 2.40: Distribución de los componentes en la cabina principal.

2.10. Estimación de la estabilidad estática longitudinal

Con el fin de evaluar la estabilidad estática longitudinal, se realizó una simulación en el programa VSPaero a partir del centro de gravedad obtenido en la sección anterior.

En la Figura 2.41 se observa la gráfica de la variación del coeficiente de cabeceo con respecto al ángulo de ataque para el ala.

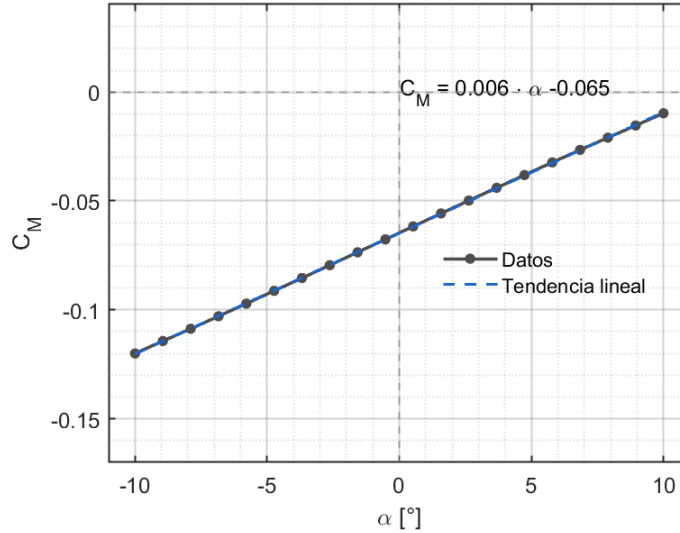


Figura 2.41: Gráfica de C_m vs α del ala principal.

En la Figura 2.42 se observa el coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque del empenaje horizontal.

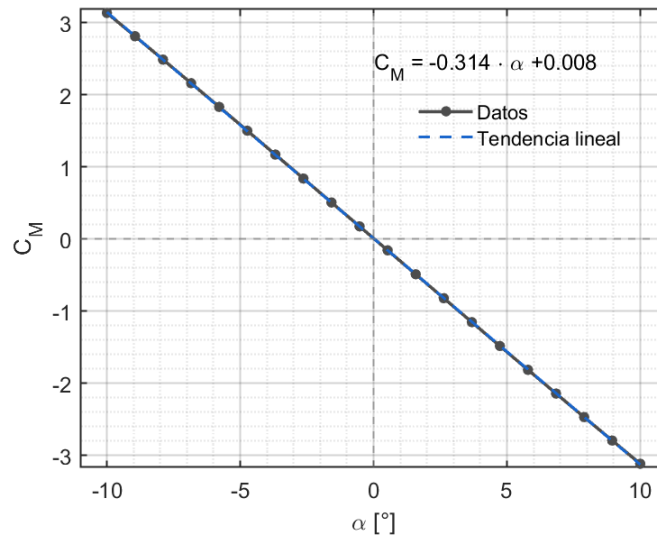


Figura 2.42: Gráfica de C_m vs α del empenaje horizontal.

En la Figura 2.43 se observa la variación del coeficiente de momento de cabeceo C_m versus el ángulo de ataque de la aeronave con una carga útil de 2 kg.

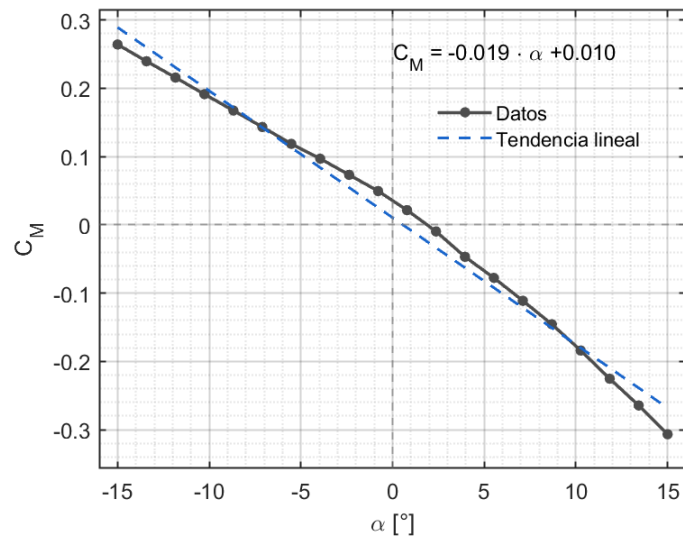


Figura 2.43: Gráfica de C_m vs α de la aeronave con carga útil de 2 kg.

Evaluación de los modos de vuelo longitudinales

En el presente capítulo se llevará a cabo el cálculo de los modos de vuelo longitudinales de la aeronave previamente dimensionada. Para ello, se adoptaron dos enfoques: analítico y numérico.

3.1. Derivadas de estabilidad longitudinal

En el capítulo 1 se presentaron las ecuaciones de movimiento de una aeronave linealizadas al aplicar la teoría de pequeñas perturbaciones. Aparecieron algunos términos los cuales son útiles en el escenario de los modos de vuelo, los cuales se denominan derivadas dimensionales de estabilidad longitudinal. El estudio de los modos de vuelo se basa en gran medida en la estimación de estos términos ya que concentran toda la información sobre el comportamiento aerodinámico de la aeronave. A continuación, en la Tabla 3.13 se presenta la definición matemática de las derivadas dimensionales de estabilidad longitudinal, tomadas de la referencia [34] las cuales serán utilizadas para el posterior cálculo de los modos de vuelo longitudinales:

Tabla 3.13: Derivadas de estabilidad longitudinal

Símbolo	Significado	Definición
X_u	Variación de la fuerza en X con la velocidad de avance	$X_u = \frac{-q_1 S(C_{Du} + 2C_{D1})}{mu_1}$
X_w	Variación de la fuerza en X con el ángulo de ataque	$X_w = \frac{-q_1 S(C_{D\alpha} - C_{L1})}{mu_1}$
Z_u	Variación de la fuerza en Z con la velocidad de avance	$Z_u = \frac{-q_1 S(C_{Lu} + 2C_{L1})}{mu_1}$
Z_w	Variación de la fuerza en Z con el ángulo de ataque	$Z_w = \frac{-q_1 S(C_{L\alpha} + C_{D1})}{mu_1}$
$Z_{\dot{w}}$	Variación de la fuerza en Z con la tasa del ángulo de ataque	$Z_{\dot{w}} = \frac{-q_1 S c C_{L\dot{\alpha}}}{2mu_1^2}$
Z_q	Variación de la fuerza en Z con la tasa de cabeceo	$Z_q = \frac{-q_1 S C_{Lq} c}{2mu_1}$
M_u	Variación del momento de cabeceo M con la velocidad de avance	$M_u = \frac{q_1 S c (C_{mu} + 2C_{m1})}{I_{yy} u_1}$
M_w	Variación del momento de cabeceo M con el ángulo de ataque	$M_w = \frac{q_1 S c C_{m\alpha}}{I_{yy} u_1}$
$M_{\dot{w}}$	Variación del momento de cabeceo M con la tasa ángulo de ataque	$M_{\dot{w}} = \frac{q_1 S c^2 C_{m\dot{\alpha}}}{2I_{yy} u_1^2}$
M_q	Variación del momento de cabeceo M con la tasa de cabeceo	$M_q = \frac{q_1 S c^2 C_{mq}}{2I_{yy} u_1}$

De la Tabla 3.13 se observa que las derivadas de las fuerzas y momentos respecto a las variables de estado, están definidas por las derivadas de estabilidad. La referencia [34] recopila una serie de expresiones semi-empíricas tomadas de DATCOM, un documento desarrollado por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, que recopila métodos semiempíricos y analíticos para estimar características aerodinámicas, de estabilidad y control en aeronaves [35]. A continuación se presentan cada una de las expresiones utilizadas para el cálculo de estas derivadas, donde el subíndice 1 indica que el parámetro se está evaluando en la condición de vuelo:

Derivada del coeficiente de arrastre C_D con respecto a la velocidad de avance u

Esta derivada se puede calcular mediante la siguiente expresión:

$$C_{D_u} = M_1 \frac{\partial C_D}{\partial M} \quad (3.38)$$

Donde M_1 es el número de Mach calculado en la condición de vuelo y $\frac{\partial C_D}{\partial M}$ el cambio del coeficiente de arrastre respecto al número de Mach. A bajas velocidades ($M < 0,5$), el coeficiente de arrastre se mantiene prácticamente constante, por lo que este termino es igual a cero.

Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la velocidad de avance u

Para números de Mach bajos, esta derivada se puede expresar de la siguiente forma:

$$C_{L_u} = \frac{M_1^2}{1 - M_1^2} C_{L_{aeronave}} \quad (3.39)$$

Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la velocidad de avance u

Los valores de C_{m_u} pueden ser estimados a través de pruebas en túneles de viento. Su valor es significativo en velocidades transónicas y depende principalmente del diseño del ala debido a que lo que contribuye es principalmente el desplazamiento del centro de presiones del ala que ocurre a altas velocidades. Por lo anterior, para aeronaves que vuelan a velocidades bajas es usual despreciar este término.

Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto al ángulo de ataque α

Este termino se ha mencionado anteriormente a lo largo del documento y corresponde a la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave con respecto al ángulo de ataque.

Derivada del coeficiente de arrastre C_D con respecto al ángulo de ataque α

Este termino se refiere al cambio del coeficiente de arrastre con respecto al ángulo de ataque. Para un coeficiente de sustentación lineal ($C_L = C_{L_\alpha} \alpha$) y una polar de arrastre cuadrática ($C_D = C_{D_0} + K C_L^2$), la derivada C_{D_α} se puede encontrar mediante la siguiente expresión:

$$C_{D_\alpha} = \frac{2C_{L_1}}{\pi A e} C_{L_\alpha} \quad (3.40)$$

Donde K es un coeficiente aerodinámico que representa la pendiente del arrastre inducido como función del cuadrado del coeficiente de sustentación C_L y e es el factor de eficiencia de Oswald.

Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto al ángulo de ataque α

Este termino se mencionó anteriormente cuando se establecieron los criterios para la estabilidad estática longitudinal en el Marco Teórico (Sección 1.6), se define como la pendiente de la curva del coeficiente de momento de cabeceo con respecto al ángulo de ataque y se puede evaluar con la Ecuación 1.19.

Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la tasa de cabeceo q

En general, para el cálculo de las derivadas de los diferentes coeficientes aerodinámicos con respecto a la tasa de cabeceo, se toma en cuenta unicamente los efectos del empenaje horizontal y se desprecian los efectos del cuerpo-ala. Esto es válido para aeronaves con alas con relaciones de aspecto altas. Para la derivada C_{L_q} se tiene la siguiente expresión [34]:

$$C_{L_q} = 2C_{L_{\alpha HT}} \frac{L_{HT}}{C_W} \frac{S_{HT}}{S_W} \eta \quad (3.41)$$

Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la tasa de cabeceo q

Similar al razonamiento para la derivada C_{L_q} , se tiene la Ecuación 3.42 para encontrar la derivada C_{m_q} . Además, dado que en muchos aviones convencionales la contribución del ala no es completamente despreciable, a menudo se utiliza un “factor de corrección” para representar el comportamiento de toda la aeronave:

$$C_{m_q} = -2,2C_{L_{\alpha HT}} \eta V_{HT} (\bar{x}_{acHT} - \bar{x}_{cg}) \quad (3.42)$$

Donde $\bar{x}_{acHT}$ es la posición adimensional del centro aerodinámico del empenaje horizontal y $\bar{x}_{cg}$ es la posición adimensional del centro de gravedad de la aeronave.

Derivada del coeficiente de sustentación C_L con respecto a la tasa de cambio del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$

La incorporación de las derivadas asociadas a la variación del ángulo de ataque parte del supuesto de que, ante un cambio en el ángulo de ataque, la distribución de presión aerodinámica sobre la aeronave se adapta de manera inmediata. Esta hipótesis, denominada cuasi-estacionaria, ha sido considerada válida en numerosos estudios [34]. La expresión para la derivada $C_{L_{\dot{\alpha}}}$ es la siguiente:

$$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 2C_{L_{\alpha HT}} \eta V_{HT} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (3.43)$$

Derivada del coeficiente de momento de cabeceo C_m con respecto a la tasa de cambio del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$

La expresión para la derivada $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ se obtiene multiplicando la ecuación (anterior) por brazo de momento adimensional del estabilizador horizontal y considerando que una fuerza de sustentación hacia arriba del empenaje horizontal genera un momento de cabeceo hacia abajo. De lo siguiente se obtiene la Ecuación 3.44:

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2C_{L_{\alpha HT}} \eta V_{HT} (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (3.44)$$

3.2. Modos de vuelo longitudinales teóricos

Muchos de los modelos teóricos con los que se cuenta hoy en día para el cálculo analítico de los modos de vuelo surgieron antes de la aparición de las computadoras, en un contexto donde era la única opción para estimar la estabilidad longitudinal antes de construir el modelo físico o realizar pruebas más exigentes. Con el desarrollo de las máquinas de cálculo, el interés por formular ecuaciones aproximadas fue disminuyendo progresivamente. Sin embargo, pese al notable avance en capacidad computacional y al uso de métodos matemáticos avanzados que permiten resolver ecuaciones de estabilidad de cuarto orden de forma casi instantánea, las aproximaciones continúan siendo útiles, ya que revelan cómo los parámetros modales dependen funcionalmente de las derivadas aerodinámicas, lo que las convierte en una valiosa herramienta para la evaluación rápida de diferentes configuraciones aerodinámicas y descartar aquellas que no cumplen con los criterios de estabilidad.

En la Tabla 3.14 se detallan los parámetros principales de la plataforma aeronáutica utilizados para el cálculo de las derivadas de estabilidad longitudinal con carga y sin carga.

Tabla 3.14: Parámetros principales para las derivadas de estabilidad

Parámetro	Aeronave sin carga útil	Aeronave con carga útil 2 kg	Unidad
u_1	19	21	m/s
θ_0	0	0	
h	1000	1000	m
C_{L_1}	0.65	0.65	-
C_{D_1}	0.04	0.04	-
m	11.2	13.2	kg
C_{m_α}	-1.066	-1.066	-
M_1	0.06	0.07	-
I_{yy}	1.322	1.337	kgm^2
$\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	0.388	0.388	-
$\bar{x}_{ac}$	0.48	0.48	-
$\bar{x}_{cg}$	0.400	0.400	-
$\bar{x}_{ac_h}$	3.117	3.117	-
q_1	191.33	233.73	Pa

La Tabla 3.14 recoge los valores de las derivadas de estabilidad longitudinal de la plataforma aeronáutica en los dos puntos de operación (con carga y sin carga) que serán necesarios para realizar la evaluación de los modos de vuelo longitudinales tanto teóricos como numéricos.

Tabla 3.15: Derivadas de estabilidad longitudinal de la plataforma aeronáutica.

Derivada	Aeronave sin carga útil	Aeronave con carga útil 2 kg
X_u	-0.0542	-0.0486
X_w	0.4371	0.3916
Z_u	-0.8810	-0.7894
Z_w	-3.6523	-3.2722
$Z_{\dot{w}}$	-0.0114	-0.0092
Z_q	-0.5583	-0.5002
M_u	0	0
M_w	-1.7831	-1.9487
$M_{\dot{w}}$	-0.2507	-0.2737
M_q	-4.1189	-4.9703

Cabe mencionar que las derivadas de estabilidad fueron evaluadas mediante una metodología híbrido donde se utilizaron los resultados aerodinámicos obtenidos mediante el programa VSPAERO y las ecuaciones paramétricas detalladas en la sección 3.1.

Aproximación del modo de corto periodo

Para la aproximación del modo de vuelo de corto periodo, se utiliza las siguientes suposiciones que se deducen a partir de la observación de la física del fenómeno. Durante este movimiento se supone que el cambio en la velocidad hacia adelante u es despreciable. Lo anterior permite asumir que $\Delta u = 0$ y se descarta por completo la ecuación de la fuerza en el eje X [18]. Dicho lo anterior, la representación del sistema en el espacio de estados longitudinal se reduce a lo siguiente:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & u_1 \\ M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

Los auto-valores de la Ecuación 3.45 se pueden calcular haciendo uso de la expresión 1.25, lo que da como resultado la siguiente ecuación característica:

$$s^2 - (M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_1})s + M_q \frac{Z_{\alpha}}{u_1} - M_{\alpha} = 0 \quad (3.46)$$

De la Ecuación 3.46 se puede finalmente evaluar la frecuencia natural y la razón de amortiguamiento del modo de corto periodo mediante las Ecuaciones 3.47 y 3.48 respectivamente:

$$\omega_{n_{sp}} = \sqrt{\frac{Z_{\alpha}M_q}{u_1} - M_{\alpha}} \quad (3.47)$$

$$\zeta_{sp} = -\frac{M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_{\alpha}}{u_1}}{2\omega_{n_{sp}}} \quad (3.48)$$

Reemplazando las derivadas de estabilidad de la plataforma aeronáutica en las Ecuaciones 3.47 y 3.48, se obtiene los valores para los dos puntos de operación de interés.

Aproximación del modo fugoide

La aproximación del modo fugoide es más complicada debido a la dificultad de capturar la física del fenómeno mediante ecuaciones analíticas. Existen varios modelos que pueden ser utilizados, sin embargo, la mayoría de estos solo son buenos para aproximar la frecuencia natural, mientras que para la razón de amortiguamiento no son tan adecuados. A continuación se detalla la aproximación de dos grados de libertad, la cual se encontró en la literatura [24] que es ampliamente utilizada debido a que permite evaluar el modo de vuelo fugoide rápidamente y con una precisión que dependiendo de las condiciones de vuelo, resulta aceptable.

La base de la aproximación de dos grados de libertad se apoya en un fundamento analítico más sólida que otras aproximaciones como la de Lanchester. En la aproximación de dos grados de libertad se supone que durante el modo de vuelo fugoide los cambios en el ángulo de ataque son pequeños en comparación con los cambios en la velocidad hacia adelante u y el ángulo de cabeceo θ . Por ello se establece que $\dot{\alpha} = 0$ y se asume que el equilibrio de cabeceo se mantiene durante la perturbación, en consecuencia la ecuación de cabeceo se desvanece. Con ello, se obtiene únicamente dos variables de estado u y θ . Además se asume que $\theta_1 = 0$, $u_1 \gg Z_q$ y X_α es despreciable. Lo anterior da como resultado la siguiente representación del sistema en el espacio de estados:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ \frac{Z_u}{u_1} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (3.49)$$

Al aplicar la ecuación 1.25, se obtiene la siguiente ecuación característica para el modo fugoide:

$$s^2 - X_u s - \frac{Z_u g}{u_1} = 0 \quad (3.50)$$

A partir de 3.50, se puede determinar la frecuencia natural y el coeficiente de amortiguamiento mediante las Ecuaciones 3.51 y 3.52 respectivamente:

$$\omega_{n_{ph}} = \sqrt{\frac{Z_u g}{u_1}} \quad (3.51)$$

$$\zeta_{ph} = \frac{-X_u}{2\omega_{n_{ph}}} \quad (3.52)$$

En la Tabla 3.16 se observan los valores obtenidos para los dos modos de vuelo longitudinales calculados analíticamente.

Tabla 3.16: Resultado de los modos de vuelo longitudinales analíticos en los dos puntos de operación

	Corto Periodo		Fugoide	
	Frecuencia Natural ω_{sp} (rad/s)	Factor de amortiguamiento ζ_{sp}	Frecuencia Natural ω_{ph} (rad/s)	Factor de amortiguamiento ζ_{ph}
Aeronave sin carga útil	6.9945	0.8960	0.6741	0.0402
Aeronave con carga útil 2 kg	7.5622	0.9250	0.6069	0.0400

3.3. Modos de vuelo longitudinales numéricos

El análisis numérico de los modos de vuelo longitudinales permite obtener las frecuencias naturales y el factor de amortiguamiento a partir de la representación en espacio de estados del sistema una vez aplicada la teoría de pequeñas perturbaciones. A diferencia del enfoque analítico, en el cual se realiza una serie de simplificaciones que permiten obtener expresiones más sencillas, en el modelo numérico se hace uso de la ecuación característica de cuarto orden con los valores exactos.

Representación en espacio de estados

Para realizar el cálculo de las frecuencias naturales y los factores de amortiguamiento, se requiere representar las Ecuaciones 1.20, 1.21 y 1.22 en el formato de espacio de estados, dando como resultado la siguiente ecuación:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_1 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

A partir de la matriz A del sistema linealizado construida con los coeficientes aerodinámicos estimados anteriormente, se obtuvieron los autovalores utilizando MATLAB. Estos autovalores permiten identificar los dos pares complejos conjugados que corresponden a los modos de corto período y fugoide. El cálculo se realizó empleando el comando $\text{eig}(A)$, y a partir de los autovalores se determinaron la frecuencia natural y el coeficiente de amortiguamiento de cada modo a partir de la siguiente expresión:

$$s_{1,2} = -\zeta\omega_n \pm i\omega_n\sqrt{1-\zeta^2} \quad (3.54)$$

Los autovalores que se obtuvieron para la aeronave sin carga fueron los siguientes:

$$s_{1,2} = -0,0251 \pm 0,5597i \quad (3.55)$$

$$s_{3,4} = -6,2693 \pm 3,1207i \quad (3.56)$$

Al realizar la evaluación para la matriz de estados de la aeronave con una carga útil de 2 kg, se obtuvieron los siguientes autovalores:

$$s_{1,2} = -0,0240 \pm 0,5126i \quad (3.57)$$

$$s_{3,4} = -6,9956 \pm 2,8815i \quad (3.58)$$

A partir de estos autovalores, se calculó las frecuencias y coeficientes de amortiguamiento, los cuales se pueden observar en la Tabla 3.17

Tabla 3.17: Resultado de los modos de vuelo longitudinales numéricos en los dos puntos de operación

	Corto Periodo		Fugoide	
	Frecuencia	Factor de	Frecuencia	Factor de
	Natural	amortiguamiento	Natural	amortiguamiento
	ω_{sp} (rad/s)	ζ_{sp}	ω_{ph} (rad/s)	ζ_{ph}
Aeronave sin carga útil	7.0031	0.8952	0.5603	0.0449
Aeronave con carga útil 2 kg	7.5658	0.9246	0.5132	0.0467

3.4. Validación de los modos de vuelo longitudinales

La validación de los modos de vuelo longitudinales es un paso importante, ya que permite comprobar la coherencia de los resultados obtenidos de manera numérica y analítica. Para el presente trabajo se plantea el uso de XFLR5 como herramienta de verificación, dado que este software ofrece la posibilidad de calcular las derivadas de estabilidad, y obtener las frecuencias naturales y factores de amortiguamiento de cada modo de vuelo directamente. Este análisis dinámico de estabilidad que incorpora el programa permite identificar los autovalores asociados a cada uno de los modos de vuelo y sus parámetros de frecuencia natural y factor de amortiguamiento, de modo que se puede contrastar directamente con los resultados obtenidos mediante los dos enfoques implementados. Este procedimiento brinda mayor robustez al proyecto, ya que integra tres enfoques de estimación de los modos de vuelo longitudinales.

Cálculo de los modos de vuelo longitudinales en XFLR5

El software XFLR5 permite realizar un análisis del comportamiento dinámico longitudinal de la aeronave a partir de la geometría y las derivadas aerodinámicas obtenidas mediante el método vortex-lattice y 3D panel. Este procedimiento inicia con la definición dentro del software de la configuración geométrica y aerodinámica de la aeronave, incorporando las superficies sustentadoras del ala principal y la cola. Luego, se definen las condiciones de vuelo, tales como velocidad crucero V_c , altitud h y número de Reynolds.

Una vez definida la configuración, se ejecuta la simulación y el software calcula las fuerzas aerodinámicas y momentos asociados a la aeronave. Posteriormente, con esta información calcula las derivadas de estabilidad y construye el modelo dinámico linealizado, a partir del cual se resuelve el sistema de ecuaciones diferenciales que describe el movimiento en el plano longitudinal. Finalmente, XFLR5 proporciona directamente los valores característicos del sistema, es decir, los autovalores asociados a los modos de vuelo. A partir de estos autovalores se obtienen la frecuencia natural (rad/s), la frecuencia en hertz (Hz) y el factor de amortiguamiento de cada modo.

Con estos resultados se identifican claramente cada modo de vuelo debido a las características del comportamiento físico de éstos. Los resultados de los autovalores obtenidos en XFLR5 para la aeronave sin carga fueron los siguientes:

$$s_{1,2} = -0,0069 \pm 0,6074i \quad (3.59)$$

$$s_{3,4} = -3,887 \pm 7,5165i \quad (3.60)$$

Los resultados de los autovalores obtenidos en XFLR5 para la aeronave con carga fueron los siguientes:

$$s_{1,2} = -0,0087 \pm 0,566i \quad (3.61)$$

$$s_{3,4} = -3,867 \pm 8,1485i \quad (3.62)$$

A partir de estos autovalores, se calculó las frecuencias y coeficientes de amortiguamiento de los modos de vuelo longitudinales, los cuales se pueden observar en la Tabla 3.18:

Tabla 3.18: Resultado de los modos de vuelo longitudinales en XFLR5 en los dos puntos de operación

	Corto periodo		Fugoide	
	Frecuencia	Factor de	Frecuencia	Factor de
	Natural	amortiguamiento	Natural	amortiguamiento
	ω_{sp} (rad/s)	ζ_{sp}	ω_{ph} (rad/s)	ζ_{ph}
Aeronave sin carga útil	8.4634	0.4600	0.6094	0.011
Aeronave con carga útil	9.016	0.4290	0.5654	0.015

3.5. Cualidades de vuelo

Las cualidades de vuelo de una aeronave se refieren a las características que determinan el desempeño de la misma en vuelo. Están relacionadas con cómo responde la aeronave a maniobras, a perturbaciones y a las intervenciones del piloto o el sistema de control.

Las cualidades de vuelo están reguladas por estándares técnicos establecidos por autoridades aeronáuticas y son de gran importancia para la certificación de una aeronave. Adicionalmente, se basan en años de conocimiento a través de estudios teóricos y experimentales. A continuación se detallan las características de cada clasificación y los rangos utilizados para dichas clasificaciones.

Existen tres niveles que permiten clasificar las cualidades de vuelo de una aeronave [18]:

- Nivel 1: cualidades de vuelo adecuadas para cumplir con la fase de vuelo de la misión.
- Nivel 2: cualidades de vuelo adecuadas para cumplir con la fase de vuelo de la misión. Sin embargo, se requiere de una mayor carga de trabajo del piloto.
- Nivel 3: cualidades de vuelo tales que la aeronave puede ser controlada seguramente pero se requiere de una carga de trabajo del piloto excesiva.

En la Tabla 3.19 se observa los rangos utilizados para la clasificación del nivel de la aeronave en los dos modos de vuelo longitudinales:

Tabla 3.19: Rangos para las cualidades de vuelo de una aeronave. Tomado de [18].

	Modo fugoide	Corto periodo
Nivel 1	$\zeta > 0,04$	$0,35 < \zeta < 1,3$
Nivel 2	$\zeta > 0$	$0,25 < \zeta < 2,0$
Nivel 3	$T_2 > 55s$	$\zeta > 0,15$

Con base en la información de la Tabla 3.19 y los valores obtenidos para los modos de vuelo longitudinales tanto analíticos como numéricos, se determinó la clase de la aeronave. Como el coeficiente de amortiguamiento del corto periodo es mayor a 0.35 y el de modo fugoide es mayor a 0.04, la cualidad de manejo de la aeronave es Nivel 1. Por otra parte, a partir de los parámetros de los modos de vuelo obtenidos en XFLR5 se puede clasificar la aeronave para el modo fugoide de Nivel 2, mientras que para el modo de corto periodo Nivel 1.

3.6. Gráficas de los modos de vuelo longitudinales

A partir de los valores obtenidos de la frecuencia natural y factor de amortiguamiento de los modos de vuelo de corto periodo y fugoide numéricos, es posible realizar las gráficas de la respuesta libre de las variables de estado de la aeronave. Para ello se estableció primero los valores de perturbación para el modo fugoide para la aeronave con carga: $\Delta u = 0,5m/s$ y $\Delta \theta = 0,1rad$. Haciendo uso del programa MATLAB, se obtuvieron las siguientes gráficas para las variables de estado del modo fugoide:

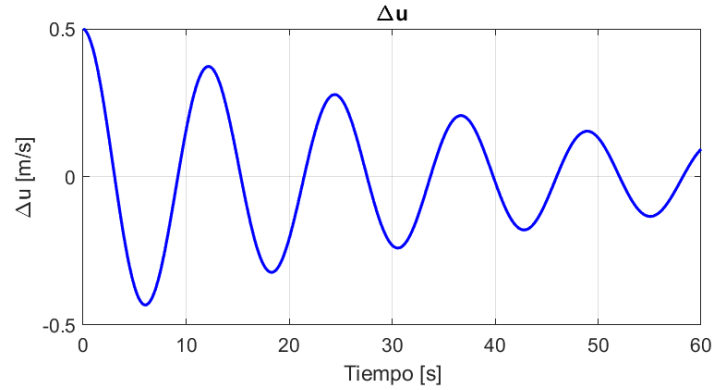


Figura 3.44: Repuesta de la perturbación de la velocidad u en función del tiempo.

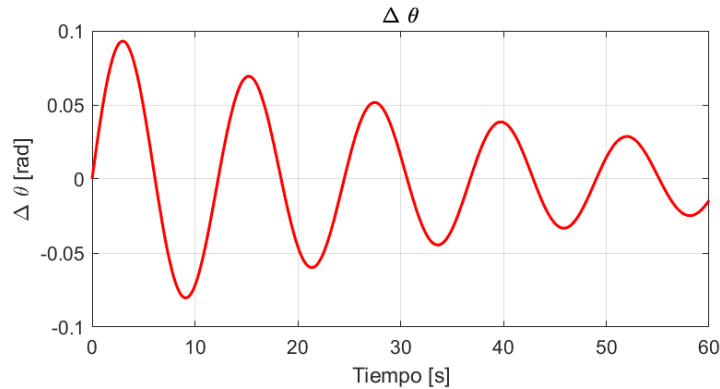


Figura 3.45: Repuesta de la perturbación del ángulo de actitud θ en función del tiempo.

Por otra parte, se graficó la respuesta libre del modo de vuelo de corto periodo para la aeronave con carga útil de 2 kg a partir de las siguientes perturbaciones iniciales: $\Delta w = 0,5m/s$ y $\Delta q = 0,3rad/s$. Para esta condición se obtuvieron las siguientes gráficas para las variables de estado predominantes del modo de corto periodo:

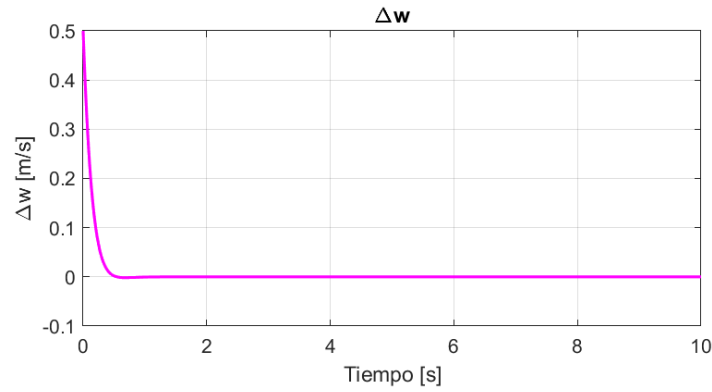


Figura 3.46: Respuesta de la perturbación de la velocidad vertical w en función del tiempo.

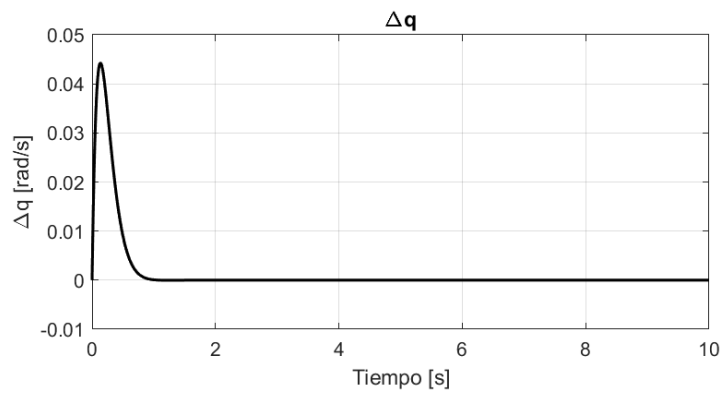


Figura 3.47: Respuesta de la perturbación de la velocidad angular q en función del tiempo.

4. Análisis y discusión de resultados

En el presente capítulo se discuten los resultados obtenidos en los capítulos de diseño y evaluación de la estabilidad longitudinal.

4.1. Coeficientes de momento de cabeceo

Al analizar la curva del coeficiente de momento de cabeceo (C_m) en función del ángulo de ataque, representada en la Figura 2.41, se observa un comportamiento inestable debido a que no cumple con los criterios de estabilidad planteados en la Sección 1.6. Este resultado coincide con lo encontrado en la literatura, donde se establece que el ala, generalmente conformada por un perfil aerodinámico con camber positivo, presenta un centro de gravedad ubicado por delante de su centro aerodinámico.

Por otra parte, el análisis realizado sobre el empenaje horizontal (Figura 2.42) evidencia un comportamiento estable. Adicionalmente, al estudiar el comportamiento de la aeronave completa (Figura 2.43) se confirma que posee estabilidad estática longitudinal, dado que se cumple que $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$ y $C_{m_0} > 0$. Esto indica que, a pesar del efecto desestabilizante del ala, un adecuado diseño del empenaje horizontal permite equilibrar la aeronave y otorgar estabilidad estática longitudinal.

Así mismo, se comprobó que la estabilidad de la plataforma se mantiene incluso en condiciones de vuelo sin carga útil, validando de esa forma la decisión de diseño de ubicar la carga cerca al centro aerodinámico del ala. Esto se debe a que el centro de masas de la carga útil se encuentra próximo al centro de gravedad de la aeronave, por lo que la variación en la masa de la carga útil no varía significativamente el centro de gravedad de la aeronave completa.

4.2. Modos de vuelo longitudinales

En el modo de corto período, los resultados muestran una frecuencia natural elevada, atribuida a la dominancia del coeficiente M_α en la ecuación, el cual depende del momento de inercia I_{yy} y del coeficiente C_{m_α} , directamente relacionado con el margen estático. En la plataforma propuesta, un margen estático alto produce un valor absoluto mayor de C_{m_α} y un M_α más negativo, lo que genera una respuesta más rápida ante perturbaciones en el ángulo de ataque. El amortiguamiento de este modo, según la Ecuación 3.48, disminuye al aumentar la frecuencia natural, por lo que se requiere un equilibrio entre ambos parámetros. Dicho amortiguamiento está fuertemente influenciado por M_q y $M_{\dot{\alpha}}$, vinculados al diseño del empenaje horizontal; un estabilizador más grande y alejado del centro de gravedad incrementa estos términos en valor absoluto, aumentando el amortiguamiento, lo que coincide con la descripción física del estabilizador actuando como un resorte.

En el modo fugoide, los resultados concuerdan con la literatura, mostrando frecuencias naturales y factores de amortiguamiento bajos en comparación con el corto período. La frecuencia natural depende principalmente de Z_u y de la velocidad de trimado: un mayor coeficiente de sustentación la incrementa,

mientras que un trimado más rápido la reduce, haciendo el fugoide más lento. Este comportamiento es generalmente deseable, ya que permite correcciones más sencillas por parte del piloto o el sistema de control. En aeronaves pequeñas, como la de este proyecto, es habitual encontrar frecuencias más altas que en aeronaves mayores, lo cual demanda especial atención. Respecto al amortiguamiento, la Ecuación 3.52 indica que depende de X_u , ligado al arrastre; mayor resistencia aerodinámica implica mayor disipación de energía, aunque este coeficiente se mantiene bajo de manera natural y rara vez compromete la estabilidad global del sistema.

Al comparar el comportamiento con y sin carga útil (Tabla 3.16), se observa que las variaciones son mínimas en los parámetros dinámicos debido a que el centro de gravedad cambia muy poco. Sin embargo, la presión dinámica disminuye de 233 a 191 Pa, lo que afecta parámetros como M_w y genera un aumento en la frecuencia natural y el amortiguamiento del corto período en condición cargada. En contraste, el fugoide se vuelve más lento bajo esta condición debido al incremento en la velocidad de trimado, mientras que su amortiguamiento permanece prácticamente constante en torno a 0.04, al no variar significativamente el arrastre.

4.3. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y numéricos

En la Tabla 4.20 se observa la comparación entre los modos de vuelo obtenidos numéricamente y analíticamente.

Tabla 4.20: Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y numéricos.

	%Error		%Error	
	Corto Periodo		Fugoide	
	Frecuencia	Factor de	Frecuencia	Factor de
	Natural	Amortiguamiento	Natural	Amortiguamiento
	ω_{sp}	ζ_{sp}	ω_{ph}	ζ_{ph}
Aeronave sin carga útil	0.12 %	0.01 %	16.88 %	11.69 %
Aeronave con carga útil 2 kg	0.05 %	0.04 %	15.44 %	14.35 %

Al analizar la Tabla 4.20, se observa que, cualitativamente, la aeronave es dinámicamente estable en el eje longitudinal en los dos enfoques implementados, ya que las oscilaciones se atenúan conforme avanza el tiempo. Cuantitativamente, se evidencia que las ecuaciones aproximadas, pese a estar limitadas a ciertas condiciones de vuelo y no capturar en su totalidad la complejidad del fenómeno, debido a que desprecian la interacción entre los dos modos de vuelo longitudinales, ofrecen resultados aceptables para un primer análisis de la estabilidad sin recurrir a modelos más complejos que requieran de mucho tiempo y esfuerzo ($\%error < 20\%$).

Como era de esperarse, el modo fugoide presenta los mayores porcentajes de error, tanto en la frecuencia natural como en el coeficiente de amortiguamiento ($\%error > 10\%$). Una posible alternativa sería emplear

modelos teóricos más completos, como los presentados en [38], que utilizan la ecuación característica de cuarto orden y aplican estudios de orden de magnitud para despreciar términos menores, facilitando así la obtención de coeficientes más precisos para este modo. No obstante, aunque este modelo permitiría mejorar la precisión de los resultados (dependiendo de las condiciones de vuelo), también implicaría perder la simplicidad de las ecuaciones aproximadas, cuyo principal valor radica en identificar rápidamente los parámetros más influyentes y facilitar decisiones de diseño orientadas a lograr una configuración aerodinámica estable, tanto en términos estáticos como dinámicos.

4.4. Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y en XFLR5

En la Tabla 4.21 se observa la comparación entre los modos de vuelo obtenidos analíticamente y mediante el software XFLR5.

Tabla 4.21: Comparación entre los modos de vuelo longitudinales analíticos y en XFLR5

	%Error		%Error	
	Corto periodo		Fugoide	
	Frecuencia	Factor de	Frecuencia	Factor de
	Natural	amortiguamiento	Natural	amortiguamiento
	ω_{sp} (rad/s)	ζ_{sp}	ω_{ph} (rad/s)	ζ_{ph}
Aeronave sin carga útil	21.00	48.66	9.59	72.63
Aeronave con carga útil	19.22	53.62	6.84	62.50

Del análisis de la Tabla 4.21, se evidencia que existen diferencias porcentuales altas, en algunos casos superiores al 60 %. Estas discrepancias se explican principalmente por la naturaleza de los modelos aerodinámicos empleados en cada enfoque. En el caso de la solución analítica implementada, los coeficientes aerodinámicos de entrada provienen de VSPAERO, donde el arrastre total se complementa mediante un modelo semiempírico que incluye el efecto de fricción y rugosidad de cada superficie. En contraste, XFLR5 estima el arrastre viscoso a través de una interpolación de resultados bidimensionales de los perfiles aerodinámicos, sin considerar el fuselaje. Esta diferencia metodológica explica que los porcentajes de error sean particularmente altos (superiores al 60 %) en el cálculo del coeficiente de amortiguamiento del modo fugoide, dado que dicho parámetro depende directamente del arrastre de la aeronave. En consecuencia, al subestimar el arrastre, XFLR5 arroja valores de amortiguamiento considerablemente menores frente a los obtenidos numéricamente.

Por otra parte, el cálculo de las derivadas de estabilidad también difiere entre ambos enfoques. Mientras que en el modelo analítico dichas derivadas se obtienen a partir de expresiones semiempíricas disponibles en la literatura, que no consideran efectos de compresibilidad ni de interacción ala-fuselaje en la tasa de cabeceo, XFLR5 las determina directamente a través de simulación, incorporando la influencia del ala. De allí que se observen errores significativos en los parámetros del modo de corto período, fuertemente ligados a la derivada respecto al ángulo de cabeceo (M_q). Asimismo, este modo depende de la derivada

Z_w , relacionada con la pendiente de la curva de sustentación y con la velocidad de crucero. Cabe resaltar que en el método analítico se adoptó un valor de 21 m/s, mientras que en XFLR5 la velocidad de crucero resultante fue aproximadamente 23 m/s, lo que justifica que las frecuencias naturales del corto período sean mayores en este último.

En cuanto al factor de amortiguamiento, las diferencias pueden atribuirse a varios aspectos. De acuerdo con las aproximaciones analíticas, este parámetro es inversamente proporcional a la frecuencia natural. Además, XFLR5 no incluye la derivada $M_{\dot{\alpha}}$, mientras que en el modelo numérico sí se incorpora mediante una expresión semiempírica. A ello se suma la discrepancia en la velocidad de crucero, que influye de manera inversamente proporcional en el amortiguamiento del corto período. Estos factores en conjunto explican que los valores de XFLR5 resulten consistentemente menores a los obtenidos con las aproximaciones literales.

En contraste, la frecuencia natural del fugoide presenta los menores porcentajes de diferencia entre ambos enfoques. Esto se debe a que, según la aproximación literal, dicha frecuencia depende en gran medida de la derivada Z_u , vinculada al coeficiente de sustentación en la condición de trimado. Como este valor es similar en ambos métodos —derivado en un caso del método de Vortex Lattice de VSPAERO y en el otro de XFLR5—, los resultados muestran alta concordancia, aunque persisten diferencias atribuibles a la velocidad de crucero utilizada.

Finalmente, al comparar los dos puntos de operación (con y sin carga), se aprecia un comportamiento coherente en ambos enfoques: la frecuencia natural del corto período aumenta con la carga, mientras que la del fugoide disminuye, y el amortiguamiento del fugoide tiende a incrementarse. No obstante, se observa una discrepancia en la tendencia del factor de amortiguamiento del corto período: en el modelo analítico aumenta con la carga, mientras que en XFLR5 disminuye. Esta divergencia se relaciona directamente con las diferencias en el cálculo de las derivadas de estabilidad que intervienen en dicho parámetro.

4.5. Cualidades de vuelo

A partir del análisis de las cualidades de vuelo, se observa que, aunque la estabilidad dinámica de la aeronave puede garantizarse desde el punto de vista matemático (raíces con parte real negativa), esto no implica necesariamente que las cualidades de vuelo sean óptimas. En el diseño desarrollado en el presente trabajo, los resultados muestran que ambos modos longitudinales son estables y presentan características de vuelo que permiten cumplir de manera adecuada con la fase de vuelo de la misión. Sin embargo, es importante resaltar que el modo fugoide exhibe un bajo nivel de amortiguamiento, ubicándose en el límite entre una aeronave de Nivel 1 y Nivel 2, conforme a los criterios de clasificación, lo cual es típico en aeronaves de pequeño tamaño y bajo número de Reynolds, debido a su baja velocidad de vuelo. Esta condición implica que, aunque el piloto o el sistema de control puede corregir manualmente cualquier perturbación que se presente, las oscilaciones asociadas no se atenúan de manera rápida, afectando levemente la calidad de vuelo de la plataforma.

Finalmente, se analizan las gráficas obtenidas para los dos modos de vuelo longitudinales estudiados. En las Figuras 3.44 y 3.45 correspondientes a la variación de las perturbaciones de las variables de estado del modo fugoide, se observa gráficamente lo discutido anteriormente, donde el modo fugoide está caracterizado por presentar oscilaciones durante un largo periodo de tiempo ($t > 100s$) y sus oscilaciones se van atenuando lentamente debido al bajo coeficiente de amortiguamiento presente en este modo de vuelo. Por otra parte, en las Figuras 3.46 y 3.47 correspondientes a la variación de las variables de estado del modo de corto periodo, se observa como debido al alto amortiguamiento que se obtuvo para el presente diseño ($\zeta_{sp} > 0,8$), las oscilaciones se atenúan por completo en menos de 1s.

5. Conclusiones

Se llevó a cabo la evaluación de la estabilidad estática longitudinal a partir del diseño conceptual de una plataforma aeronáutica destinada al transporte de carga, integrando criterios funcionales, restricciones operacionales, consideraciones aerodinámicas y el uso de herramientas de análisis aerodinámico de aeronaves.

1. Mediante la revisión bibliográfica y el estudio de aeronaves de referencia, se logró proponer una configuración aerodinámica básica para la propuesta de plataforma aeronáutica obteniendo como resultado una envergadura de 2.5 m, peso máximo de despegue de 13 kg y velocidad crucero de 19-21 m/s. Durante el proceso de diseño se definieron criterios funcionales que guiaron la ubicación adecuada del centro de gravedad, así como la disposición estratégica de la carga útil cerca de este punto, lo que permitió mantener la estabilidad ante variaciones en la carga útil. Se destaca el uso de herramientas como VSPAERO, la cual facilitó el análisis aerodinámico preliminar, permitiendo validar rápidamente el comportamiento de la configuración propuesta y explorar herramientas enfocadas al diseño aeronáutica en etapas tempranas de desarrollo.
2. Se estimaron los modos de vuelos longitudinales, identificando el modo de corto de periodo y el modo fugoide a partir de aproximaciones analíticas basadas en el estudio de la física del fenómeno para realizar simplificaciones coherentes. El análisis reveló que la aeronave presenta estabilidad en ambos modos: el modo de corto periodo mostró una respuesta rápida, con frecuencias entre 7.00-7.57 rad/s, producto del alto margen estático obtenido en el diseño; mientras que, el modo fugoide presentó oscilaciones más lentas, con frecuencias entre 0.51-0.56 rad/s, propias de aeronaves de pequeña escala que operan a bajas velocidades. Además, se obtuvieron factores de amortiguamiento de 0.89 a 0.92 para el modo de corto periodo y de 0.045 a 0.047 para el modo fugoide, lo que permitió clasificar las cualidades de vuelo de la plataforma aeronáutica como de Nivel 1.
3. Por otra parte, se realizó la verificación de los modos de vuelo mediante la comparación entre los resultados analíticos y una solución numérica mediante el programa MATLAB, basada en la teoría de control clásica mediante la obtención de los autovalores de la matriz de espacio de estados construida con base en las ecuaciones de movimiento linealizadas para una aeronave. Cualitativamente, ambos enfoques confirmaron la estabilidad longitudinal de la aeronave para los dos puntos de operación de interés. Cuantitativamente, los errores porcentuales encontrados fueron menores al 20 %, lo que representa un resultado aceptable para una etapa de diseño conceptual. Asimismo, se observó que los resultados concuerdan con las tendencias encontradas en la literatura. Adicionalmente, los modos de vuelo fueron validados en el software XFLR5, donde se identificaron discrepancias significativas respecto al modelo numérico, en algunos casos superiores al 60 %. Estas diferencias se atribuyen principalmente a la forma en que cada enfoque modela el arrastre y calcula las derivadas de estabilidad; sin embargo, las tendencias generales de los modos de vuelo se mantuvieron consistentes, lo que respalda la validez cualitativa de los resultados obtenidos.

Finalmente, se concluye que la estabilidad estática longitudinal y los modos de vuelo de la plataforma aeronáutica propuesta fueron evaluados satisfactoriamente mediante los enfoques implementados. El

diseño propuesto mostró un comportamiento estable tanto en condiciones de carga como sin carga útil, proporcionando una base inicial para posibles desarrollos y mejoras en etapas posteriores del proyecto.

Recomendaciones y trabajos futuros

Recomendaciones

- Se recomienda que en futuras etapas de diseño se realicen validaciones experimentales, ya sea mediante pruebas en túnel de viento o ensayos de vuelo controlados, con el fin de validar los resultados obtenidos en este trabajo.
- Para mejorar la precisión del estudio del comportamiento dinámico, se sugiere implementar simulaciones CFD que permitan la obtención de coeficientes aerodinámicos de la aeronave bajo condiciones de flujo más realistas.
- Se sugiere estudiar la influencia del sistema de propulsión en el análisis del comportamiento de la estabilidad longitudinal tanto estática como dinámica.
- Se recomienda complementar el análisis con estudios de la estabilidad latero-direccional, dado que es importante garantizar la estabilidad en los 3 ejes de la aeronave.

Trabajos futuros

- Simulación CFD para la caracterización del comportamiento aerodinámico de la plataforma y validación con los resultados de este documento.
- Análisis de sensibilidad paramétrica para evaluar como diferentes parámetros de diseño afectan la estabilidad longitudinal.
- Evaluación de la respuesta forzada de la aeronave frente a perturbaciones en las variables de control e implementación de un sistema de control.
- Construcción de una prueba de concepto para medir las frecuencias naturales y factores de amortiguamiento de los modos de vuelo experimentalmente.

Bibliografía

- [1] C. Cuerno et al. «Evolution of the unmanned aerial vehicles until present». En: *DYNA* (2016).
- [2] T. Florez et al. «Marco Nacional de Cualificaciones Colombia: Área de cualificación agropecuaria». En: *AGROSAVIA* (2019).
- [3] Esteban Mora Martínez. «Disminución de mano de obra joven en zonas rurales de la región caribe colombiana y su impacto en el desarrollo agrícola». Colegio de Estudios Superiores de Administración – CESA, 2021.
- [4] N. Castaño y M. Cardona. «Factores determinantes en la inestabilidad del sector agrícola colombiano». En: *Contexto* (2014).
- [5] J. Kampoon, W. Jiajan y J. Klongtrujrok. «Aerodynamics, Stability and Control Analysis of Tactical Solar Power UAV». En: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (2020).
- [6] A. Mohan et al. «Autonomous Payload Delivery using Hybrid VTOL UAVs for Community Emergency Response». En: IEEE International Conference on Electronics, Computing and Communication Technologies (CONECCT).
- [7] J. E. Guerrero et al. «Preliminary design of a small-sized flapping UAV: I. Aerodynamic performance and static longitudinal stability». En: *Meccanica* (2016).
- [8] S. Yolcu y M. Akdağ. «Conceptual Design of a Cargo UAV That Can Take-off and Land Vertically». En: *2021 3rd International Congress on Human-Computer Interaction, Optimization and Robotic Applications (HORA)*. 2021.
- [9] A. Karageorgiou et al. «Design, manufacturing and flight-testing of a fixed-wing, small-scale UAV for the transportation of blood bags to remote locations». En: *Journal of Physics: Conference Series* (2023).
- [10] George Mauricio Ardila Marulanda et al. «Diseño y Simulación de UAS de Ala Fija Tipo Zagi para la Fuerza Aérea Colombiana». En: *Revista Colombiana de Tecnologías Avanzada* (2025).
- [11] Brayan Pulido. «Diseño de superficies de control y análisis de estabilidad de un UAV para monitoreo superficial de volcanes». Proyecto de grado. Fundación Universitaria Los Libertadores, 2019. URL: <https://repository.libertadores.edu.co/items/46412ef3-f13b-4461-821b-f9789d410019>.
- [12] Nestor Chacón y Valeria Morales. «Diseño y fabricación de ala ZAGI, para la implementación de un sistema de inteligencia artificial para la detección de objetos». Proyecto de grado. 2022. URL: <https://repository.libertadores.edu.co/items/46412ef3-f13b-4461-821b-f9789d410019>.
- [13] Luis Ramirez. «DISEÑO CONCEPTUAL DE UNA PLATAFORMA AERONÁUTICA PARA PRUEBAS EN VUELO DE SISTEMAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICOS DE UAVs TIPO ALA FIJA». Proyecto de grado. Universidad del Valle, 2024.
- [14] John D. Anderson. *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill Education, 2017.
- [15] John D. Anderson. *Aircraft Performance Design*. McGraw-Hill Education, 1999.
- [16] John J. Bertin y Russell M. Cummings. *Aerodynamics for Engineers*. Pearson Education, 2014.

- [17] *Perfil Alar*. URL: https://www.wikiwand.com/es/Perfil%5C_alar (visitado 10-11-2023).
- [18] Bandu N. Pamadi. *Performance, stability, dynamics and control of airplanes*. American Institute of Aeronautics y Astronautics, 1998.
- [19] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics y Astronautics, 1992.
- [20] Daniel P. Raymer. *Simplified Aircraft Design for Homebuilders*. Design Dimension Press, 2003.
- [21] Thomas C. Corke. *Design Of Aircraft*. Pearson Education, Inc, 2003.
- [22] Courtland D. Perkins y Robert E. Hage. *Airplane Performance Stability and Control*. John Wiley & Sons, 1949.
- [23] Robert C. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw-Hill, 1942.
- [24] Bernard Etkin y Lloyd D. Reid. *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons, 1996.
- [25] Michael V. Cook. *Flight Dynamics Principles*. Elsevier Ltd, 2007.
- [26] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics y Astronautics, 2018.
- [27] Andrew J. Keane. *SMALL UNMANNED FIXED-WING AIRCRAFT DESIGN: A Practical Approach*. John Wiley & Sons Ltd, 2017.
- [28] Mohammad Sadraey. *Unmanned Aircraft Design: A Review of Fundamentals*. Morgan & Claypool, 2017.
- [29] *T-drones VA25*. URL: https://store.tmotor.com/product/va25.html?srsltid=AfmB0orm5DpN078IV-6xgDH_odJiRrTZZMfThV6L-Ca9cH68cW5UTYys.
- [30] *Drones UAV Skywalker VT265 VTOL*. URL: https://www.uavmodel.com/es/products/skywalker-vt265-uav-vtol?srsltid=AfmB0oqKiTxgMu-DxgUK2_I9N3uK_hmj4laBhsuBMpusSgCluk1woogV.
- [31] *Airmobi V25 Full Electric VTOL Drone – 3 hours @ 2kg*. URL: <https://www.airmobi.com/product/airmobi-v25-full-electric-vtol-drone/?srsltid=AfmB0opX-P2Anb3BYCzCNySwoSgXlp947ufZ2KW1PTPgJ0sEv>.
- [32] *ala fija VTOL industrial HXAYK-250 del UAV del abejón de larga distancia de la resistencia de 2x25000mAh Lipo 3.5Hours*. URL: https://www.airmobi.com/product/airmobi-v25-full-electric-vtol-drone/?srsltid=AfmB0opX-P2Anb3BYCzCNySwoSgXlp947ufZ2KW1PTPgJ0siZHB4d_Ev.
- [33] *xflr5*. URL: <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm> (visitado 10-09-2024).
- [34] Jan Roskam. *Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Controls: Part I*. Design, Analysis y Research Corporation, 2001.
- [35] *Digital Datcom*. URL: <https://www.pdas.com/datcom.html>.
- [36] USAF Test Pilot School. *Volume II. Flying Qualities Phase. Chapter 8: Dynamics*. Inf. téc. ADA319979. Defense Technical Information Center. Edwards Air Force Base, CA: USAF Test Pilot School, sep. de 1988. URL: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA319979>.
- [37] W. Hewitt Phillips. *Techniques for the Experimental Evaluation of the Dynamic Stability of Aircraft*. Inf. téc. NASA-TN-D-8430. NASA Technical Note. Hampton, VA: NASA Langley Research Center, ene. de 1977. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770014156>.
- [38] S. Pradeep. «A century of phugoid approximations». En: *Aircraft Design* (1998).