Educación
Secretaría de Educación Pública

TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO

Instituto Tecnológico de Pachuca

“DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA VIGILANCIA FORESTAL”

BAJO LA OPCIÓN:
TITULACIÓN INTEGRAL
(TESIS)

PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO

PRESENTA:
JESÚS DANIEL MORENO MARTÍNEZ

ASESOR:
DR. IGNACIO RAMÍREZ VARGAS

SINODALES:
ING. FRANCISCO LEÓN CASTELAZO
DR. CELERINO RESÉNDIZ ROSAS

Pachuca de Soto, Hgo. AGOSTO 2025
294 páginas

2025 Año de La Mujer Indígena

Carretera México-Pachuca Km. 87.5, Col. Venta Prieta
C.P. 42083 Pachuca de Soto, Hidalgo.
Tels. 771 7113073, 771 7113596, 771 7113140, 771 7115119 y 771 7113399
e-mail: cd_info@pachuca.tecnm.mx | www.pachuca.tecnm.mx

ESPACIO 100% LIBRE DE PLÁSTICO DE UN SOLO USO

TECNOLOGICO NACIONAL DE MÉXICO



Instituto Tecnológico de Pachuca
Subdirección Académica
Departamento de Metalmecánica

Pachuca de Soto. Hgo., a **12/Noviembre/2024**
Dependencia: **Depto. de Metalmecánica**
No. de Oficio: **DMM/024/2024**
ASUNTO: ACEPTACIÓN DE TEMA Y OPCIÓN

C. JESÚS DANIEL MORENO MARTÍNEZ
P R E S E N T E

Con el presente me permito informarle que el tema: "**DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA VIGILANCIA FORESTAL"** comprendido dentro de la opción: **TITULACIÓN INTEGRAL; TESIS** el cual fue solicitado por usted para obtener el Título Profesional, con esta fecha ha sido **ACEPTADO** por este departamento.

Para tal efecto le informo que a propuesta de la Academia de Ingeniería Mecánica se le ha designado como asesor al Dr. Ignacio Ramírez Vargas y como comisión Revisora a: Ing. Francisco León Castelazo y al Dr. Celerino Reséndiz Rosas, sugiriéndole se coordine con ellos a la brevedad posible para la optimización de tiempo en su proceso de Titulación.

Sin otro particular, quedo de usted.

A T E N T A M E N T E
Excelencia en Educación Tecnológica®
"El Hombre Alimenta el Ingenio en Contacto con la Ciencia"

ING. ALBERTO HERNANDEZ MORALES
JEFE DE DEPARTAMENTO DE METALMECÁNICA

EDUCACIÓN
SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA
TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE PACHUCA
DEPARTAMENTO DE METAL MECÁNICA

C.p. Archivo.
AHM/maae

Educación
Secretaría de Educación Pública

TECNOLÓGICO NACIONAL DE MÉXICO



Instituto Tecnológico de Pachuca
Subdirección Académica
Departamento de Metalmecánica

Pachuca de Soto. Hgo., a **11/Agosto/2025**
No. de Oficio: **DMM/013/2025**
ASUNTO: Liberación para el Acto de Recepción Profesional

C. JEÚS DANIEL MORENO MARTÍNEZ NO. DE CONTROL: 19201015
EGRESADO DEL PROGRAMA EDUCATIVO DE INGENIERÍA MECÁNICA
PRESENTE

Por este medio informo que ha sido liberado para el Acto de recepción profesional:

NOMBRE DEL PROYECTO:	"DISEÑO DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO PARA VIGILANCIA FORESTAL"
PRODUCTO/TEMA:	TESIS PROFESIONAL

Sin otro particular, quedo de usted.

A T E N T A M E N T E
Excelencia en Educación Tecnológica®
"El Hombre Alimenta el Ingenio en Contacto con la Ciencia"

ING. ALBERTO HERNÁNDEZ MORALES
JEFE DEL DEPARTAMENTO

EDUCACIÓN
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE PACHUCA
DEPARTAMENTO DE METAL MECÁNICA

C.p. Archivo.
AHM/maae

ITPAC-AC-PO-008-06 Ver.1



2025 Año de La Mujer Indígena

Carretera México-Pachuca Km. 87.5, Col. Venta Prieta
C.P. 42083 Pachuca de Soto, Hidalgo.
Tels. 771 7113073, 771 7113596, 771 7113140, 771 7115119 y 771 7113399
e-mail: metalmecanica@pachuca.tecnm.mx | www.pachuca.tecnm.mx

ESPACIO 100% LIBRE DE PLÁSTICO

Índice general

Índice general . . . . . **VII**

Índice de figuras . . . . . **XVI**

Índice de cuadros . . . . . **XVIII**

Dedicatoria y agradecimientos . . . . . **XIX**

1. Justificación y planteamiento del problema **1**

1.1. Resumen 1

1.2. Abstract 2

1.3. Introducción 3

1.4. Planteamiento del problema 7

1.4.1. Importancia de los bosques 7

1.4.2. Principales amenazas a los bosques 7

1.4.3. Importancia de la protección de las regiones forestales en el estado de Hidalgo 14

1.5. Antecedentes 18

1.5.1. Prevención de incendios forestales en México 18

1.5.2. Incendio forestal en el Parque Nacional “El Chico” 19

1.5.3. Implementación de drones para vigilancia forestal 21

1.6. Justificación 24

1.6.1. Aportaciones 25

1.6.2. Relevancia 25

1.7. Impactos 26

1.7.1. Ecológico 26

1.7.2. Económico 26

1.7.3. Social 27

1.7.4. Tecnológico . . . 27
1.8. Alcances y limitaciones . . . 28
1.9. Hipótesis . . . 30
1.10. Objetivos . . . 31
1.10.1. Objetivo general . . . 31
1.10.2. Objetivos específicos . . . 31

2. Marco teórico . . . 32
2.1. Fundamentos de aerodinámica . . . 32
2.1.1. Principios físicos . . . 32
2.1.2. Aeronaves . . . 40
2.1.3. Propulsión con hélices . . . 50
2.1.4. Tipos de análisis . . . 51
2.2. Alas volantes . . . 54
2.2.1. Antecedentes históricos de las alas volantes . . . 54
2.2.2. Aplicaciones a la aviación civil . . . 59
2.2.3. Características del ala volante . . . 61
2.2.4. Ventajas y desventajas de las alas volantes . . . 64
2.2.5. Selección de perfiles . . . 65
2.2.6. Estabilidad . . . 67
2.2.7. Posicionamiento de motores . . . 68
2.3. Vehículos aéreos no tripulados . . . 69
2.3.1. Selección de motores . . . 69
2.3.2. Aplicaciones . . . 70
2.3.3. Normatividad mexicana para el uso de vehículos aéreos no tripulados . . . 70
2.4. Biomimética . . . 75
2.4.1. Bioinspiración . . . 76
2.4.2. Proceso de abstracción . . . 76
2.5. Pterosaurios . . . 79
2.5.1. Ecología . . . 79
2.5.2. Dinámica de vuelo . . . 80
2.5.3. Hipótesis de reconstrucción de las alas . . . 81
2.5.4. Tapejara . . . 82

3. Marco metodológico 85
3.1. Procedimiento de diseño 85
3.2. Conceptualización 88
3.2.1. Estética 90
3.2.2. Manufacturabilidad 91
3.2.3. Implementación de la biomimética 94
3.3. Propuesta inicial de dimensionamiento y optimización 97
3.3.1. Definición de la Misión 97
3.3.2. Levantamiento de requisitos 97
3.3.3. Dimensionamiento de la aeronave empleando el diagrama de restricciones 99
3.4. Análisis iniciales 100
3.4.1. Definición de la aeronave en XFLR5 100
3.4.2. Simulaciones aerodinámicas en XFLR5 101
3.4.3. Análisis de estabilidad 102
3.4.4. Experimentación en túnel de viento 106
3.5. Modelado de las piezas y componentes 108
3.5.1. Modelado de superficies 110
3.5.2. Preparación de las piezas para impresión 3D 111
3.6. Costos 113
3.6.1. Costo de componentes externos o comerciales 113
3.6.2. Costo de componentes impresos en 3D 114
3.6.3. Costo de producción de un prototipo 115

4. Memoria de cálculos 116
4.1. Propuesta inicial de dimensionamiento y optimización 116
4.1.1. Determinación de parámetros de la aeronave a partir de la morfología de *Tapejara* 116
4.1.2. Dimensionamiento 119
4.1.3. Matrices de datos de la aeronave 126
4.1.4. Determinación de condiciones de operación de la aeronave . 128
4.2. Cálculo del ala 137
4.2.1. Selección de perfiles 137
4.2.2. Cálculo de parámetros de interés del ala 138

4.2.3. Línea de sustentación . . . 145
4.2.4. Cálculo del coeficiente de sustentación local a lo largo del ala y la velocidad de corriente de empuje descendente . . . 149
4.2.5. Cálculo del giro geométrico del ala . . . 154
4.2.6. Número de Reynolds . . . 156
4.3. Síntesis de mecanismos . . . 160
4.3.1. Tren de aterrizaje . . . 161
4.3.2. Superficies de control . . . 164

5. Análisis de resultados . . . 166
5.1. Historial de versiones . . . 166
5.1.1. Versión 1 . . . 167
5.1.2. Versión 2 . . . 170
5.1.3. Versión 3 . . . 172
5.1.4. Versión 4 . . . 178
5.2. Especificaciones . . . 182
5.3. Desempeño aerodinámico . . . 183
5.3.1. Implementación de aleta de control vertical . . . 184
5.3.2. Estabilidad del ala volante . . . 187
5.3.3. Capacidad de planeo . . . 195

6. Planos y dibujos de taller . . . 198
6.1. Lista de componentes . . . 200
6.1.1. Componentes a medida . . . 200
6.1.2. Componentes comerciales . . . 201
6.2. Nomenclatura . . . 202
6.2.1. Nomenclatura de piezas . . . 202
6.2.2. Nomenclatura de dibujos . . . 203

7. Conclusiones . . . 234
7.1. Trabajo Futuro . . . 237

A. Glosario . . . 239

B. Lista de variables . . . 242

C. Algoritmos de automatización de cálculos 246
C.1. Cálculo del diagrama de restricciones 246
C.2. Cálculo de la envoltura de vuelo 255
C.3. Cálculos de perfiles aerodinámicos 259

D. Perfiles alares 274
D.1. Propiedades de los perfiles utilizados en el diseño de la aeronave . . 274
D.1.1. Perfil MH60 -12 % 275
D.1.2. Perfil NACA 0012 277
D.2. Perfiles comúnmente seleccionados en el proceso de diseño de alas volantes 280

Referencias 294

Índice de figuras

1.1. Mapa informativo del número anual de incendios forestales en el mundo durante 2024. Recuperado de Our World in Data (2025). . . . 8
1.2. Diagrama de dispersión del área anual quemada por incendio forestal contra el número de incendios ocurridos en 2024. Recuperado de Our World in Data (2025). 11
1.3. Mapa del cambio de uso de suelo en el mundo durante 2015. Recuperado de (Ritchie, 2021) 12
1.4. Mapa de la extensión territorial de el Parque Nacional “El Chico”. Recuperado de https://www.openstreetmap.org el 05 de enero de 2025. 15
1.5. Visualización del nivel de riesgo de ocurrencia de incendios forestales en municipios del estado de Hidalgo para 2016 dependiendo de la cuatro principales variables que tienen un mayor impacto en la siniestralidad, consideradas en el modelo estadístico de Cruz Espíndola. Recuperado de Cruz Espíndola (2016) 16
1.6. Incendio registrado en Mineral del Chico durante 2024. Recuperado de Aranda, 2024. 20
1.7. Configuración propuesta por Chatterjee y Lind para un vehículo aéreo no tripulado inspirado en *Tapejara wellnhoferi*. Recuperado de Chatterjee et al., 2010 23

2.1. Representación de la operación del principio de Bernoulli en un perfil alar. Imagen de autoría propia. 33

2.2. Visualización de la formación de vórtices cónicos en la punta del ala de la aeronave en la simulación por método de paneles 3D realizada en el software XFLR5 para la primer iteración de la aeronave. Imagen de autoría propia. 36
2.3. Teoría de la línea de sustentación de Prandtl. Imagen de autoría propia. 38
2.4. Diagrama de cuerpo libre de una aeronave de tipo ala volante. Imagen de autoría propia. 41
2.5. Anatomía de una aeronave de ala fija. Imagen de autoría propia. . . 44
2.6. Diagrama de restricciones para dimensionamiento en el diseño de aeronaves para aviación general. Imagen de autoría propia. 46
2.7. Representación del resultado de un análisis con el método de paneles 3D en un ala plana sin giro geométrico y con un ángulo de barrido igual a 0 cuyo perfil alar es simétrico. Imagen de autoría propia. . . . 52
2.8. Fotografía de "*El Hombre Volador*" (*The Flying Man*) uno de los modelos presentados en la exhibición "*Leonardo's wings. The Genius and Flight*" expuesta hasta enero de 2020 en las terminales 1 a 3 del Aeropuerto Internacional de Fiumicino en Roma, Italia. 55
2.9. Fotografía de un Horten Ho-229/Ho-IX en vuelo tomada en 1945. Recuperada de Griffiths, 2021. 56
2.10. Fotografía de un bombardero B-21 dentro de un hangar en las instalaciones de Northrop Grumman en la Planta 42 de Palmdale previo a su revelación al público en diciembre de 2022. Recuperada de Hennigan (2022). 59
2.11. Fotografía de un modelo a escala controlado de manera remota del *Maverick* de Airbus. Recuperado de Pastor (2020). 60
2.12. Visualización del cambio en la morfología de los perfiles y su giro geométrico desde la raíz hasta la punta del ala. Imagen de autoría propia. 62
2.13. Distribución del espacio aéreo de acuerdo a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI). Recuperado el 20 de enero de 2025 de TERRASAT (s.f.). 72

2.14. Plataforma robótica desarrollada por investigadores de la Universidad de Illinois que imita el vuelo de un murciélago, simplificando su biomecánica. Recuperado de Ramezani et al. (2017). 77
2.15. Reconstrucción de diferentes pterosaurios del artista español Mario Lanzas. 79
2.16. Diagrama de la estructura anatómica del ala del pterosaurio, mostrando el diagrama esquelético de un *Pteranodon*. Recuperado de Middleton y English (2014) 81
2.17. Reconstrucción de *Tapejara wellnhoferi* a partir de los diagramas esqueléticos de Hartman (2017) y Chatterjee y Templin (2004). 83

3.1. Diagrama de flujo del proceso de diseño conceptual de una aeronave. Recuperado de Jagtap et al. (2024). 86
3.2. Bocetos del diseño conceptual inicial de la aeronave, mostrando varias vistas del vehículo. Imagen de autoría propia. 88
3.3. Boceto de diseño conceptual para la tercer versión de la aeronave, mostrando algunos de los componentes de la misma. Imagen de autoría propia. 89
3.4. Dibujo de la pieza `PTRS_FUSE_002` correspondiente al fuselaje de la aeronave, en donde se muestran los diferentes refuerzos estructurales de la pieza. Imagen de autoría propia. 93
3.5. Comparación entre el perfil de un halcón peregrino y el bombardero estadounidense B-2 *Spirit* durante el vuelo. Recuperado de Cenciotti (2013). 95
3.6. Cuadro de diálogo para la definición de una aeronave en el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 100
3.7. Cuadro de diálogo para la configuración de un análisis aerodinámico en el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 103
3.8. Cuadro de diálogo para la configuración de un análisis de estabilidad en el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 106

3.9. Modelo a escala impreso en filamento de PLA de la versión 3 de la aeronave suspendida en la entrada del túnel de viento del laboratorio de ingeniería mecánica del Instituto Tecnológico de Pachuca para la ejecución de un experimento de visualización de flujo en la superficie de la aeronave. Imagen de autoría propia. 107
3.10. Captura de pantalla del software de diseño asistido por computadora FreeCAD, en el que se muestra la configuración inicial de parámetros para la construcción de un modelo de la aeronave. Imagen de autoría propia. 108
3.11. Captura de pantalla del software de diseño asistido por computadora FreeCAD, en el que se muestra un ensamble de todos los componentes de la aeronave. Imagen de autoría propia. 109
3.12. Captura de pantalla del software Blender implementando la herramienta de análisis de cebra para visualizar la continuidad de las curvas y superficies en el modelo del ala. Imagen de autoría propia. . . . 110
3.13. Captura de pantalla del software XFLR5 implementando la herramienta de análisis de cebra para visualizar la continuidad de las curvas y superficies. Imagen de autoría propia. 111
3.14. Modelo a escala de la versión 3 de la aeronave, impreso en filamento de PLA. Imagen de autoría propia. 112

4.1. Reconstrucción de la membrana alar y la cresta craneal de *Tapejara*. Recuperado de Chatterjee y Templin (2012). 117
4.2. Malla de la reconstrucción tridimensional de *Tapejara wellnhoferi* y demostración de obtención de parámetros de diseño, realizada en el software Blender. Imagen de autoría propia. 118
4.3. Diagrama de restricciones de la aeronave. Imagen de autoría propia. 122
4.4. Visualización de la zona de transición de flujo en la aeronave en el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 125
4.5. Gráfica del comportamiento de la fuerza de sustentación F_L (F_z) respecto a velocidad v de la aeronave, resultado de un análisis con el método de *Vortex Lattice* considerando la viscosidad del aire realizado en software XFLR5. Imagen de autoría propia. 130

4.6. Diagrama V-n de la aeronave realizado con la herramienta de diseño y análisis aerodinámico **ADRpy** de Andras Sobester 131
4.7. Gráfica de coeficiente de planeo c_L/c_D respecto al ángulo de ataque α, hecha mediante el uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 134
4.8. Gráfica de dispersión del coeficiente de momento de cabeceo c_{M0} de diferentes perfiles para ala volante respecto al ángulo de ataque de sustentación nula α_0. Imagen de autoría propia. 137
4.9. Configuración de la aeronave. Imagen de autoría propia. 139
4.10. Gráfica de línea de sustentación de la aeronave. Imagen de autoría propia. 147
4.11. Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando el comportamiento de la línea de sustentación del ala desde una vista frontal del vehículo. Imagen de autoría propia. 148
4.12. Diagrama de intensidad del coeficiente de sustentación local a lo largo del ala. Imagen de autoría propia. 150
4.13. Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando la distribución local de coeficientes de sustentación a lo largo del ala. Imagen de autoría propia. 151
4.14. Gráfica de velocidad de corriente de empuje descendente de la aeronave. Imagen de autoría propia. 152
4.15. Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando el comportamiento de la corriente de empuje descendente desde una vista frontal del vehículo. Imagen de autoría propia. 153
4.16. Cambio en el ángulo de ataque α de los perfiles a lo largo del ala correspondiente al giro geométrico. Imagen de autoría propia. . . . 156
4.17. Valores para número de Reynolds a lo largo del ala. Imagen de autoría propia. 158

4.18. Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando la distribución local de coeficientes de sustentación a lo largo del ala. Imagen de autoría propia. 159
4.19. Ejemplo del uso de un método gráfico para la construcción de un mecanismo, empleando dos arcos de circunferencia para determinar la posición de un nodo entre dos barras móviles. Imagen de autoría propia. 160
4.20. Diagrama cinemático del mecanismo de tren de aterrizaje de la rueda frontal. Imagen de autoría propia. 161
4.21. Diagrama de síntesis del mecanismo de la rueda frontal del tren de aterrizaje empleando un método gráfico usando el software GeoGebra. Imagen de autoría propia. 162
4.22. Mecanismo de tren de aterrizaje en sus posiciones extremas —plegado y completamente desplegado— que evidencía su funcionamiento, tomada desde una vista de corte en el software Plasticity. Imagen de autoría propia. 163
4.23. Diagrama cinemático del mecanismo de control de alerones. Imagen de autoría propia. 164
4.24. Mecanismo de accionamiento de los alerones de la aeronave. Imagen de autoría propia tomada como captura de pantalla del software Plasticity. 165

5.1. Configuración de las versiones 1 y 2 de la aeronave. Imagen de autoría propia. 169
5.2. Simulación aerodinámica de la versión 1 de la aeronave en XFLR5 utilizando el método de *Vortex Lattice*, con un ángulo de ataque de -4° y desplazándose a 91 m/s. Imagen de autoría propia. 170
5.3. Simulación aerodinámica de la versión 2 de la aeronave en XFLR5 utilizando el método de *Vortex Lattice*, con un ángulo de ataque de -4° y desplazándose a 91 m/s. 171
5.4. Configuración de las versión 3 de la aeronave. Imagen de autoría propia. 173

5.5. Simulación aerodinámica de la versión 3 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de -2° y desplazándose a 91 m/s. Imagen de autoría propia. 174
5.6. Captura de la pantalla de Wing Helper mostrando la distribución de costillas y los alerones de la versión 3 de la aeronave. Imagen de autoría propia. 175
5.7. Prototipo estructural de la aeronave construido en madera de balsa a partir de los planos exportados por el software Wing Helper. Imagen de autoría propia. 176
5.8. Modelo un segmento del ala correspondiente a la tercer versión de la aeronave, impreso en filamento de PLA. Imagen de autoría propia. 177
5.9. Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de -5° y desplazándose a 34 m/s. Imagen de autoría propia. 179
5.10. Render de estudio de la versión preliminar de la aeronave desde una vista ortográfica, realizado en Blender. Imagen de autoría propia. 180
5.11. Render de la versión preliminar de la aeronave en un ambiente boscoso como ejemplo del cumplimiento de una misión de vigilancia forestal, realizado en Blender. Imagen de autoría propia. 181
5.12. Simulación del comportamiento del arrastre viscoso, el arrastre inducido, la corriente de empuje descendente y el flujo de la corriente de la versión 4 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de 0° y desplazándose a 34 m/s. Imagen de autoría propia. 183
5.13. Visualización de la cresta craneal en una reconstrucción de *Tapejara wellnhoferi* hecha a partir de los modelos esqueléticos de Scott Hartman y lo presentado por Chatterjee y Templin (2012). Imagen de autoría propia. 185
5.14. Visualización del comportamiento del aire ante el desplazamiento de la versión 2 de la aeronave, con un ángulo de cabeceo de -4° y viajando a una velocidad de 91 m/s. Imagen de autoría propia. 186
5.15. Gráfica de momento de cabeceo c_M respecto a ángulo de ataque α para diferentes configuraciones de ángulo de flecha φ_N, comprendidos entre los 20° y los 30° 188

5.16. Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad longitudinal dinámica en un periodo de 3600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 190
5.17. Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad longitudinal dinámica en un periodo de 400 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 191
5.18. Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *giro holandés* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 3600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 193
5.19. Gráfica del comportamiento de la versión 1 de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 300 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 194
5.20. Gráfica del comportamiento de la versión 3 de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia. 195
5.21. Comparación entre los valores máximos del coeficiente de planeo c_L/c_D de la versión 4 de la aeronave para diferentes valores del ángulo de barrido φ_N del ala. Imagen de autoría propia. 196

D.1. Perfil MH60 -12 %. Imagen de autoría propia. 275
D.2. Gráfica de coeficientes de presión respecto a la longitud del perfil aerodinámico MH60 -12 %, realizada empleando el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 276
D.3. Graficación de diferentes parámetros de interés del perfil aerodinámico MH60 -12 %, realizadas utilizando el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 276
D.4. Gráficas y valores calculados para los coeficientes relevantes del perfil NACA 0012 utilizando un algoritmo en Python. Imagen de autoría propia. 278

D.5. Gráfica de coeficientes de presión respecto a la longitud del perfil aerodinámico NACA 0012, realizada empleando el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 279
D.6. Graficación de diferentes parámetros de interés del perfil aerodinámico NACA 0012, realizadas utilizando el software XFLR5. Imagen de autoría propia. 279

Índice de cuadros

2.1. Clasificación de Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia de acuerdo a la NOM-107-SCT3-2019. 71

3.1. Propiedades mecánicas de las resinas propuestas para la manufactura de la aeronave. Recurso de autoría propia. 92
3.2. Costo de componentes comerciales de la aeronave. Recurso de autoría propia. 113
3.3. Costo de componentes producidos mediante manufactura aditiva (impresión 3D) de la aeronave. Recurso de autoría propia. 114
3.4. Costo de manufactura de un prototipo operacional de la aeronave. Recurso de autoría propia. 115

4.1. Comparación de parámetros relevantes para el diseño, recuperados del trabajo de Chatterjee y Templin (2012), de la reconstrucción tridimensional realizada en Blender, y los valores finales utilizados en el proceso de diseño de la aeronave. Recurso de autoría propia. . . . 119
4.2. Selección de motores y baterías para dron ala volante. Recurso de autoría propia. 124
4.3. Valores y parámetros para la definición de la aeronave. Recurso de autoría propia. 127
4.4. Coordenadas para puntos de interés del diagrama V-n de la aeronave. Recurso de autoría propia. 131

5.1. Especificaciones de las diferentes versiones de la aeronave. Recurso de autoría propia. 167
5.2. Especificaciones de la versión preliminar de la aeronave MORENO-I *Pteros*. Recurso de autoría propia. 182

6.1. Lista de componentes impresos en 3D. Recurso de autoría propia. . 200
6.2. Lista de componentes comerciales de la aeronave. Recurso de autoría propia. 201

D.1. Perfiles comúnmente utilizados en el diseño de alas volantes con parámetros de interés. Recuperado de Siegman, 2001. 281

Dedicatoria y agradecimientos

Este trabajo, junto con todos mis años de estudio y esfuerzo los dedico a mi madre, a mi tía Martha, y a mis abuelos, pues sin su ayuda no me habría sido posible el llegar tan lejos, y poder dedicar todo mi tiempo y esfuerzos a perseguir un sueño que hoy en día puedo materializar en este trabajo.

Agradezco a mi madre, por haber velado tantos años por mi, acompañándome a lo largo de toda mi trayectoria, entendiéndome en mis momentos de berrinche, en aquellos momentos de la carrera en los que pensé que no podría llegar ni siquiera al siguiente semestre; pero sobretodo, por el amor y cariño incondicionales que durante toda mi vida me ha brindado. Agradezco a mi tía Martha, quien desde pequeño ha estado también ahí para cuidarme, quererme y apoyarme. Muchas gracias por todo.

Agradezco a los profesores, quienes me acompañaron durante toda mi formación y siempre estuvieron ahí para mi cuando me acercaba para aclarar una duda, por algún tema que no comprendiera de la materia o relativa a algún proyecto personal; por permitirme usar las instalaciones del laboratorio para ejecutar mis análisis y como un espacio de trabajo en etapas tempranas del desarrollo de este proyecto. Agradezco los amigos que hice, quienes hicieron de estos años de formación un recorrido más ameno.

Capítulo 1

Justificación y planteamiento del problema

1.1. Resumen

El presente trabajo consiste en el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de tipo “ala volante” capaz de cumplir con una amplia variedad de misiones, caracterizado por su tamaño compacto y arquitectura modular, que pueda adaptarse al paso del tiempo y la modernización de los componentes electrónicos; con el propósito de implementarse para misiones de vigilancia forestal, en busca de monitorear la presencia de incendios forestales en regiones de difícil acceso, o la tala ilegal. Se realizaron diferentes simulaciones aerodinámicas en el software XFLR-5 para probar el desempeño teórico del vehículo diseñado ante diferentes condiciones de velocidad, inclinación y potencia de los motores utilizados, así como la variación entre una versión con un estabilizador vertical y otra sin éste.

Palabras clave: Ala volante, vehículo aéreo no tripulado, vigilancia forestal, biomimética, pterosaurio

1.2. Abstract

This work consists in the design of an unmanned aerial vehicle, classified as a flying wing, that's capable of accomplishing in a satisfactory way a wide variety of missions, characterized by it's compact size and modular architecture, that allows it to adapt to the passage of time and the modernization of the electronic components; built with the purpose of being implemented in forestal surveillance and recognition missions, to monitor the incidence of wild fires and illegal logging. Different aerodynamic simulations were executed using XFLR-5 software to prove the theoretical performance of the designed vehicle against different speed and tilting conditions, as well as the power of the implemented motors and the variation between a version with a vertical fin and another one without it.

Keywords: Flying wing, unmanned aerial vehicle, forestal surveillance, biomimetics, pterosaur

1.3. Introducción

Los bosques y selvas han sido el medio de sustento de las civilizaciones humanas desde el inicio de su historia, de ellos se extraen diversos recursos y como ecosistemas brindan *servicios ambientales* que no son evidentes a simple vista, como por ejemplo, la purificación del aire, donde los árboles capturan el dióxido de carbono de la atmósfera y lo transforman en biomasa, además de liberar oxígeno; reduciendo así el efecto invernadero y regulando el clima. Sin embargo, en años recientes el calentamiento global ha puesto en riesgo las regiones boscosas y con ella la estabilidad de la supervivencia de las futuras generaciones. Por ese motivo es que se deben de tomar acciones para su conservación y regeneración, protegiéndolos de estos peligros que muchas veces son ocasionados por el mismo calentamiento global, y año con año se agravan contribuyendo a la degradación ambiental que de manera subsecuente afecta cada temporada de calor la integridad de nuestros bosques y selvas. Algunos de los principales peligros y amenazas para los bosques, en particular aquellos conformados por ejemplares de pino y encino son: el cambio de uso de suelo, la tala ilegal y la extracción insostenible de leña, los incendios forestales, las plagas y la minería de metales a cielo abierto según reporta la Alianza de la Conservación de los Bosques de Pino-Encino de Mesoamérica (s.f.).

El cambio de uso de suelo es considerado como la principal causa de deforestación a nivel mundial en favor de monocultivos o de la explotación ganadera. En México entre 2001 y 2018 se perdieron 212070 hectáreas forestales en promedio por año de acuerdo con la CONAFOR, el 94 % de ellas fue para convertirlas en espacios de uso agropecuarios; las zonas más críticas se localizan en los estados de la península de Yucatán, así como en Chiapas, Michoacán y Jalisco (Hernández, 2023). De acuerdo a datos de la Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales (SEMARNAT), a nivel mundial cerca del 78 % de los bosques primarios[1] han sido destruidos por actividades humanas, y el 22 % restante es afectado por la extracción maderera. En el caso de México, se ha dado a conocer que para finales del año 2021 existían 122 zonas críticas forestales distribuidas en 20 estados de

[1] Bosques en su estado natural original en los que no existen indicios de ningún tipo de actividad humana que hayan alterado su estructura ecológica original. Graziati (2023)

la república por distintos ilícitos. Para ello, el gobierno de México ha buscado impulsar un modelo de manejo integrado de territorio que reconoce el proceso de deforestación y degradación de los bosques a través de la Comisión Nacional Forestal (CONAFOR) y la Comisión Nacional de Áreas Naturales Protegidas (CONANP) entre otras. Esta estrategia dio inicio en los estados de Chihuahua, Jalisco, Estado de México, Guerrero, Chiapas y Campeche (SEMARNAT, 2022a).

Los incendios forestales causaron estragos alrededor del mundo durante esta primera mitad de la década, con la pérdida de millones de hectáreas de bosques primarios y daños irreparables al ecosistema y a la biodiversidad en el mundo. Se caracterizan por un rápido y desmedido crecimiento independiente al tipo de vegetación que use como combustible, y muchas veces resulta más difícil contenerlos porque su expansión se concentra en diferentes focos que merman la eficiencia del actuar de las autoridades. Tan solo en 2024 se registraron más de cien mil incendios y para enero de 2025 ya había un registro de 1800 alrededor del mundo, que equivale a una cuarta parte de los registrados en territorio mexicano en 2024 (Our World in Data, 2025). Como resultado del calentamiento global solo se puede esperar que la incidencia de incendios forestales vaya en aumento, acabando con hectáreas de bosque alrededor del mundo, contribuyendo al agravamiento de la situación que ocasiona los incendios en primer lugar.

El monitoreo de regiones forestales en México se ha convertido en un tema de interés no solo para el gobierno a nivel tanto estatal como federal (SEMARNAT, 2024), sino también para la población civil, quienes se han sumado para contribuir de manera considerable a la conservación de las área¿s naturales de la nación en materia de prevención y combate a fenómenos como los incendios forestales. Por mencionar un ejemplo, en el Estado de México se registró la asistencia de más de 1400 voluntarios en el combate a incendios forestales durante 2024 (Munguía, 2025).

Estos esfuerzos en materia de prevención han llevado al gobierno mexicano a la incorporación de nuevas tecnologías, como por ejemplo la vigilancia satelital. En materia de prevención de incendios se han realizado diferentes propuestas con diferentes enfoques, como por ejemplo el procesamiento de imágenes satelitales con Inteligencia Artificial para la identificación de incendios, o métodos mucho más rápidos como la implementación de estos sistemas en drones que se limiten

a un área de interés en específico, que sean capaces de cubrir diferentes focos del incendio al trabajar en grupo como un “enjambre” o incluso armándolos con cortafuegos para actuar y controlar la expansión del siniestro, previniendo daños y afectaciones en regiones de difícil acceso o evitando que un incendio se expanda hasta volverse incontrolable.

Es por ello que como una alternativa para la protección de los bosques del estado de Hidalgo, en este trabajo se propone el diseño de un vehículo aéreo no tripulado para su monitoreo y vigilancia, uniéndose así a los esfuerzos de conservación de este ecosistema tan valioso para el país, por su importancia ecológica y por los daños que estos desastres ocasionan a la población. La temporada de sequía intensifica sus efectos año con año y la protección de los recursos naturales se vuelve una medida cada vez más necesaria para mitigar los efectos negativos que desestabilizan a la sociedad su futuro. La protección y conservación de los servicios ambientales de un bosque templado como el que se encuentra en la región de la Comarca Minera del Estado de Hidalgo puede significar un parte aguas para la implementación de sistemas como este a lo largo del país, previniendo no solo siniestros cuyo origen es muchas veces natural, como los incendios forestales, sino también de actividades ilícitas como la tala ilegal.

La propuesta consiste en el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de tipo *ala volante* para el monitoreo de los bosques hidalguenses. Las *alas volantes* han causado fascinación desde que comenzaron a utilizarse en la aviación militar debido a la elegancia de sus siluetas y sus capacidades de vuelo, las cuales rápidamente cautivaron el interés de científicos, diseñadores y aficionados por igual. Se ha hablado mucho acerca de su desempeño en relación con las aeronaves convencionales —aunque este resulte un nombre poco apropiado pues las alas volantes no tienen nada de anormal como para entrar en una categoría distinta— o sobre si en algún futuro esta configuración reemplazará a las aeronaves con cola en la aviación civil. El motivo por el que se propone la implementación de un ala volante como configuración de ala fija para el vehículo diseñado es por que la reducción en el arrastre inducido por el fuselaje permite el ahorro energético, lo que se traduce a costos de operación más bajos y una menor huella de carbono. Además, de que las propias cualidades del ala volante propician un mejor comportamiento aerodinámico al planear que en un vuelo más dinámico.

En este proyecto además se propone la implementación de la biomimética como filosofía de diseño, tomando inspiración del vuelo de los pterosaurios, el cual se teoriza sería mucho más enfocado en el planeo, que dinámico como el de las aves o los murciélagos actuales. La biomimética es una herramienta utilizada por el ser humano desde el inicio de los tiempos, en donde se adoptan comportamientos y características físicas de la naturaleza para dar solución a problemas humanos, pero que recientemente ha comenzado a ser más explotado por el campo de la ingeniería. Esta disciplina representa un enorme abanico de posibilidades para lograr imitar las grandes proezas de la naturaleza, que aún con nuestra ciencia y conocimientos son difíciles de rivalizar.

A lo largo del presente documento se hace una profunda investigación documental acerca de las causas y efectos de la deforestación en México y a nivel mundial, con un especial énfasis por los incendios forestales y la tala ilegal, así como la influencia de factores externos como el crimen organizado o el papel del gobierno para su prevención u ocurrencia, brindando un panorama más amplio sobre los impactos de estos fenómenos y el estado en que se encuentran actualmente.

Del mismo modo se hace una revisión a la literatura para entender cuáles son las propuestas y esfuerzos más recientes alrededor del mundo para combatir estos fenómenos y proteger las áreas naturales con la implementación de drones como *ojos en el cielo* al cuidado de los ecosistemas, explorando las alternativas que sirvan como inspiración para su implementación en el presente proyecto. Se da una explicación de los principios aerodinámicos detrás del ala volante y un análisis de los resultados obtenidos con cuatro iteraciones o propuestas de aeronaves, su desempeño aerodinámico en simulaciones con el método de *Vortex Lattice* y los planos de la propuesta diseñada.

1.4. Planteamiento del problema

1.4.1. Importancia de los bosques

La importancia de los bosques para el mundo, más allá de ser la fuente de sustento para poblaciones humanas desde tiempos inmemoriales, y el hábitat de las diferentes especies que conforman la biodiversidad el mundo, reside en los así llamados *servicios ambientales*, los cuales no son evidentes, pero no por ello son menos importantes, por ejemplo la purificación de agua y aire o la regulación del clima y la amortización de los efectos negativos de fenómenos ambientales extremos (PROFEPA, 2020; SEMARNAT, s.f.).

Por ejemplo los bosques templados ofrecen como servicio ambiental la retención de lluvia, y la filtra al subsuelo para la recarga de los mantos acuíferos, además de disminuir la erosión del terreno, lo que previene inundaciones (Biodiversidad Mexicana, s.f.).

1.4.2. Principales amenazas a los bosques

Calentamiento global

El calentamiento global es una de las amenazas más importantes para el mundo como lo conocemos. La alteración de los climas del mundo está provocando hoy en día catástrofes alrededor del globo que en otro momento solo se habrían considerado como propaganda alarmista de algún programa ambientalista del pasado.

Fenómenos como “El Niño” provocan sequías que azotan a regiones enteras del mundo durante meses. En últimos años México ha sido uno de esos países, en donde la sequía ja sido mucho más impactante que en otros, habiendo quedado a poco de que la Ciudad de México terminase en un estado de desabasto para sus más de 9 millones de habitantes.

Es por esto que se debe retomar la importancia de la conservación de las regiones naturales, entre ellas los bosques que son mucho más susceptibles a daños irreparables por culpa del aumento de las temperaturas.

Incendios forestales

Los incendios forestales se caracterizan por un rápido y desmedido crecimiento que puede incluir todo tipo de vegetación, ya sea en regiones forestales, de sabana o llanuras (Our World in Data, 2025). Al año producen la pérdida de miles de hectáreas de vegetación y biodiversidad, lo que a su vez contribuye al agravamiento de fenómenos como “El Niño”, que es a su vez una de las causas del siniestro al favorecer la generación de condiciones climáticas para su ocurrencia y propagación (Castillo et al., 2003).

En la figura 1.1 se muestra que durante 2024 en gran parte del mundo los incendios forestales representaron una gran problemática, en particular para la República Democrática del Congo, que reportó más de cien mil incendios forestales durante 2024 y en lo que va de 2025 ya lleva alrededor de 1800 incendios, aproximadamente una cuarta parte de los siniestros reportados en México durante 2024 (Our World in Data, 2025).

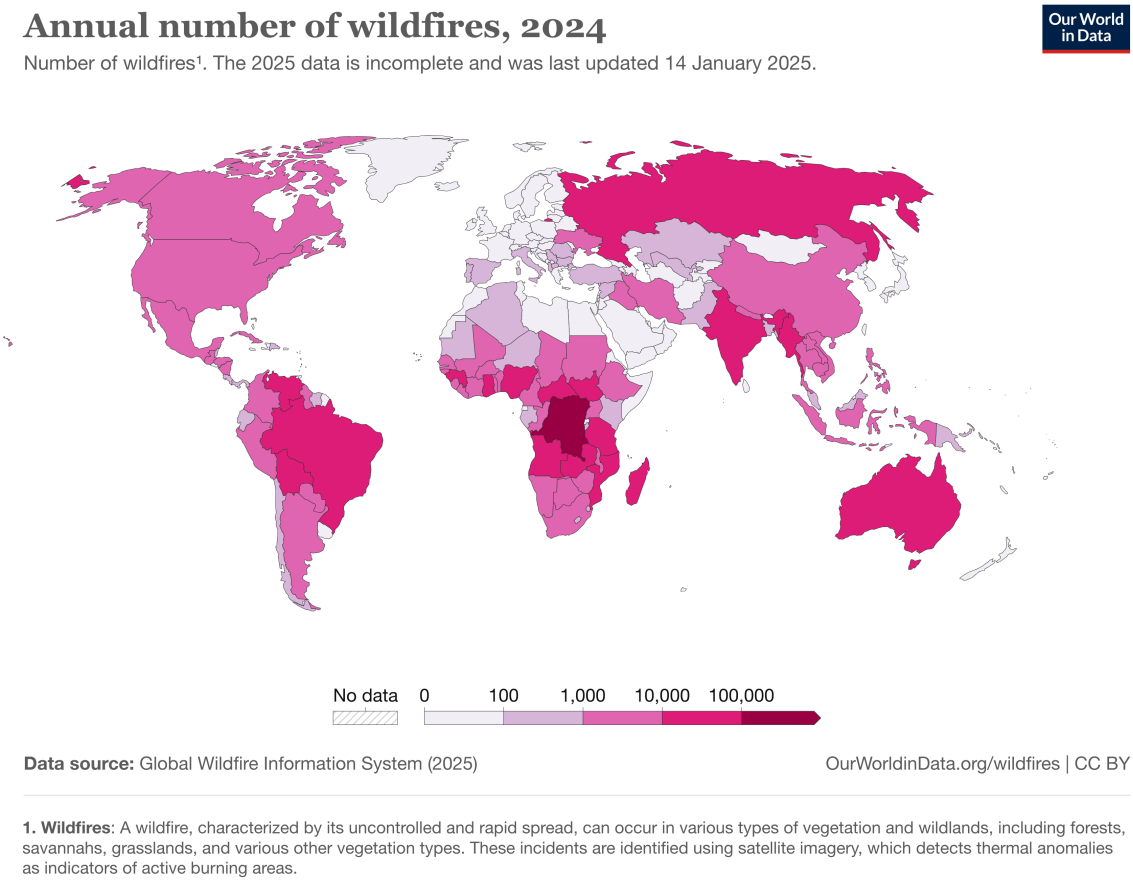


Figura 1.1: Mapa informativo del número anual de incendios forestales en el mundo durante 2024. Recuperado de Our World in Data (2025).

Según reportó Amnistía Internacional (2024), durante el año pasado las Américas presentaron un récord en incidencia de fuegos salvajes, que se puede apreciar también en el mapa de la figura 1.1, sobretodo en la selva amazónica. En este caso particular, en Sao Paulo y Río de Janeiro se detectaron concentraciones preocupantes de partículas finas (2.5 ppm) provenientes de la Amazonía, a pesar de encontrarse a cientos de kilómetros de distancia los focos más cercanos (Bizberg, 2025). Para combatirlos, Amnistía Internacional propone cambios en el modelo actual de agricultura industrial y el redoblar esfuerzos para la extinción de los fuegos e ir abandonando el uso de combustibles fósiles. En Perú se registró el deceso de 20 personas y 165 heridos para octubre de 2024 a causa del fuego que afectó a 23 de los 24 departamentos del país, según reportó el Centro de Operaciones de Emergencia Nacional (Mongabay LATAM, 2024).

Sin embargo, pese a que Latinoamérica es una de las regiones más afectadas por este fenómeno, los gobiernos hasta ahora habían enfocado sus esfuerzos en materia ambiental a la reducción de las fuentes de contaminación urbana que afectan la calidad del aire —como el transporte los desechos y la energía— y es por eso que existe una sensación de "*no saber hacia dónde ir*" pues no tienen suficientes antecedentes o referentes (Bizberg, 2025).

Estados Unidos no queda fuera de esta problemática, pues en 2024 registró más de 8000 siniestros en su territorio (Our World in Data, 2025), muchos de ellos siendo provocados por fenómenos naturales como la caída de relámpagos, de acuerdo a los datos publicados por la NASA a través de su portal *Earth Observatory* (NASA, 2025). En el reporte publicado por el Centro Nacional para la Información Ambiental estadounidense de la Administración Nacional Oceánica y Atmosférica (NOAA por sus siglas en inglés) entre los años 2001 y 2020 el promedio de acres afectados por la ocurrencia de incendios fue de 7,000,513.5 (NOAA's NCEI, 2025).

Incendios forestales en México durante los últimos años Hacia abril de 2024 en México se registraron 73 incendios forestales activos (Beatriz Guillén, 2024), con un total de 83 al terminar el año, lo que implica un crecimiento del 159.37 % en la siniestralidad de acuerdo a datos presentados por la CONAFOR (Munguía, 2025). El estado con más daños por incendios forestales durante 2024 fue Guerrero, con 327 conflagraciones que afectaron 416780.18 hectáreas de terreno, de las cuales

503.95 era de arbolado adulto y 697.74 de arbolado de renuevo (Galarce Sosa, 2025).

Para el año 2025 las secretarías de Defensa, Marina, y Medio Ambiente colaborarán de manera coordinada para hacer frente a los incendios forestales y anticiparse a escenarios derivados del fenómeno meteorológico “La Niña” según se dio a conocer por Alicia Bárcena, titular de la Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales, mediante un comunicado de prensa (SEMARNAT, 2024). En la figura 1.2 se aprecia un diagrama de dispersión que muestra el área quemada durante el año como función del número de incendios que se presentaron durante el año, en donde México ocupa uno de los lugares más altos, por encima de Canadá y muy cercano a Argentina (Our World in Data, 2025).

Diversos estudios se han realizado para evaluar el riesgo de siniestralidad de incendios forestales en México, por ejemplo, el trabajo de Pérez Verdín et al. (2013) en el que se ha realizado un análisis de la ocurrencia de incendios forestales en Durango que identificó que en el periodo comprendido entre los años 2000 y 2011 la mayoría de los incendios reportados son causados por acción del hombre ya que no eran afectados por el cambio en las estaciones, identificando factores como el índice de gravedad de población, la distancia a caminos, la distancia a áreas deforestadas, las precipitaciones, la temperatura y la altitud, localizando las zonas con la mayor incidencia de este tipo de siniestros al noreste del estado; o el trabajo realizado por Carrillo García et al. (2012) enfocado en los incendios ocurridos en el estado de Puebla, identificando el mayor peligro al norte de la Sierra Norte de Puebla, al oeste en la colindancia con Tlaxcala y al suerte en la colindancia con Veracruz con un 57.7 % de la superficie forestal del estado en un grado de peligro entre medio a extremo para el año 2012; o el desarrollo de un modelo espacial para evaluar el riesgo de incendios forestales en la Sierra Madre Oriental con especial énfasis en la región de la sierra que se encuentra en el estado de Nuevo León, empleando una matriz de comparación de criterios para determinar los riesgos, misma que para 2005 se estaba aplicando los ejidos de Corona del Rosal, Pueblo Nuevo (Durango) y algunas regiones de Chihuahua (Muñoz Robles et al., 2005).

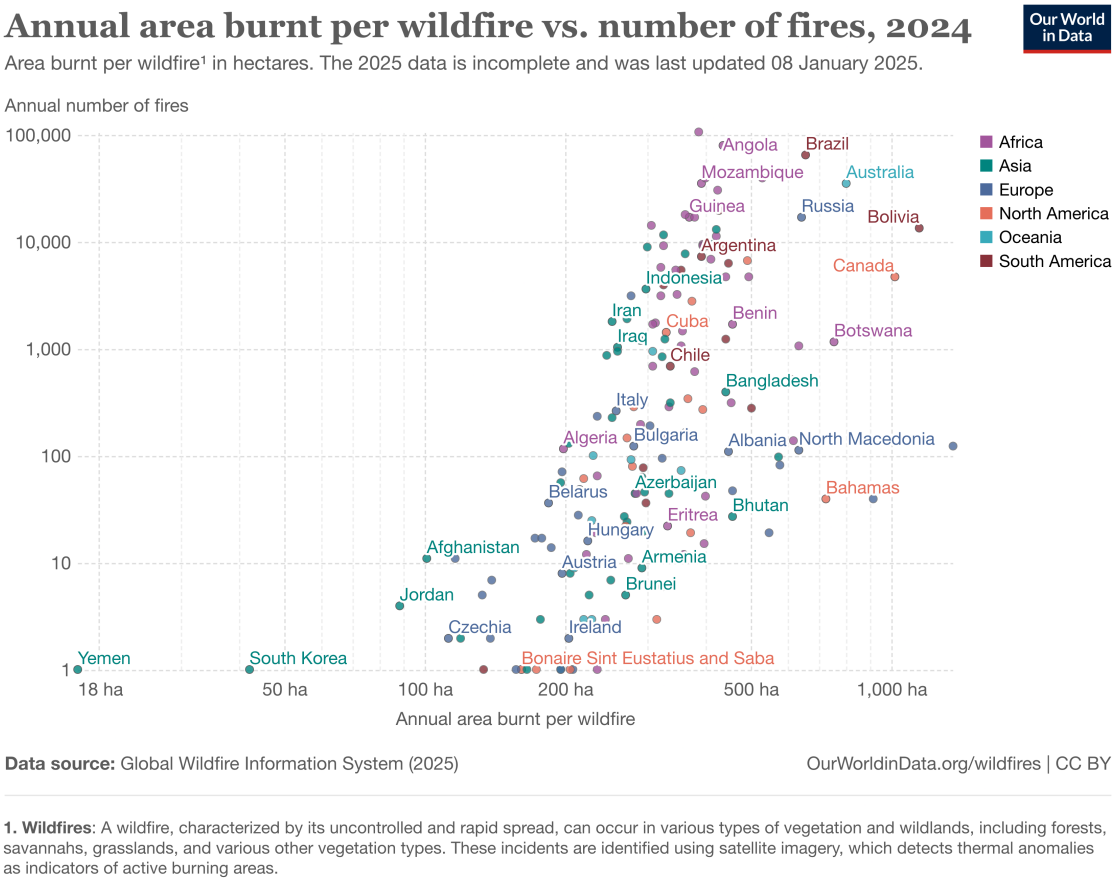


Figura 1.2: Diagrama de dispersión del área anual quemada por incendio forestal contra el número de incendios ocurridos en 2024. Recuperado de Our World in Data (2025).

Tala ilegal y cambio de uso de suelo

La tala ilegal es otro de los problemas que aquejan a los bosques. Este mucho más grave, pues sucede con el amparo de las autoridades o en una situación de mucho más preocupación, en su completo desconocimiento. El aprovechamiento de los recursos maderables que ofrece este ecosistema o el cambio de uso de suelo provocan que hectáreas que en un pasado eran de bosques primarios ahora se encuentren erosionadas y contribuyendo en un ciclo vicioso al incremento de las temperaturas.

El cambio de uso de suelo se define como el fenómeno en el que se le da un nuevo uso al terreno. En el mapa de la figura 1.3 se muestra el cambio positivo en verde y el negativo en colores rojizos, lo que significa que los países iluminados en verde están haciendo un esfuerzo por recuperar terreno de bosques y selvas,

mientras que aquellos iluminados en tonos rojos han perdido sus zonas naturales en favor de la explotación agropecuaria a un ritmo mucho mayor del que son capaces de regenerar. La deforestación a nivel mundial alcanzó su punto más alto en la década de 1980 y aún así para la primera década de los años 2000 la tasa de deforestación a nivel mundial era de 151 millones de hectáreas, lo que es aproximadamente la mitad del área de la India (Ritchie, 2021).

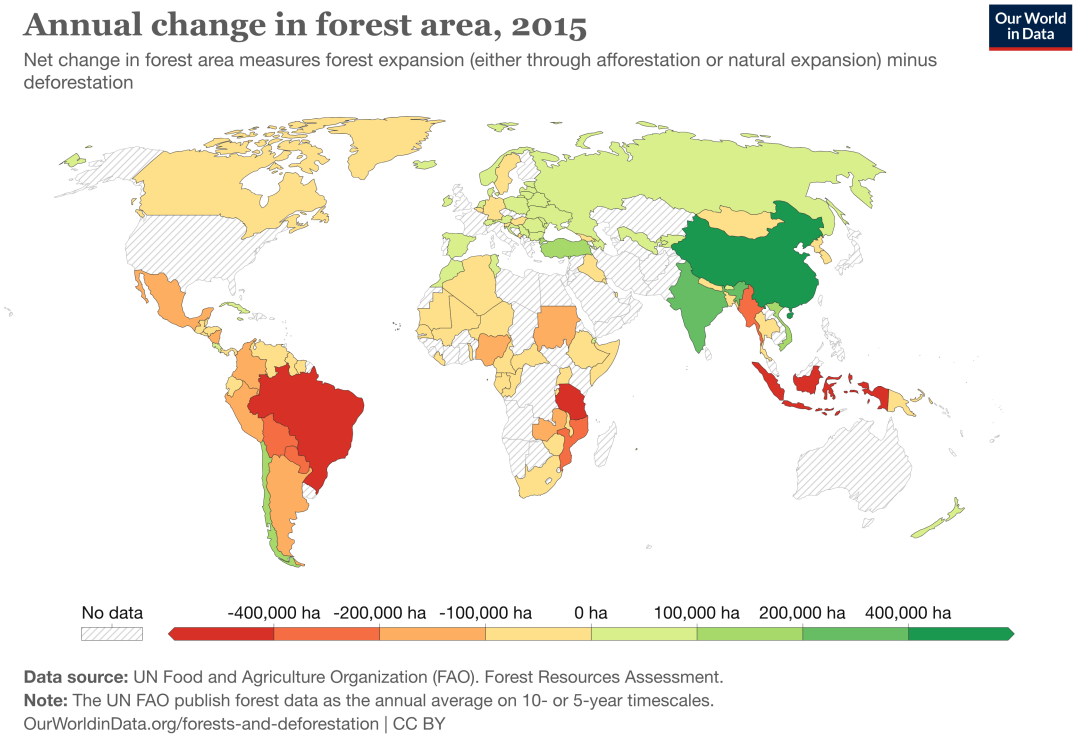


Figura 1.3: Mapa del cambio de uso de suelo en el mundo durante 2015. Recuperado de (Ritchie, 2021)

La tala ilegal en México De acuerdo a datos de la Global Forest Watch, México alcanzó el pico de deforestación durante 2020, con más de 60000 hectáreas de terreno de bosques primarios. Esto es consecuencia de la iniciativa para la reforma de la Ley General de Desarrollo Forestal Sustentable, presentada en 2019; además de recortes del presupuesto de la CONAFOR y de la iniciativa “Sembrando Vida”, en donde el gobierno federal incentivaba la plantación de árboles frutales y maderables, lo que provocó un mayor apoyo al sector agropecuario y al mismo tiempo el cambio de uso de suelos de más de 70 mil hectáreas (Distintas Latitudes, s.f.).

En México, el cambio de uso de suelo de terrenos forestales a zonas agropecuarias se ve afectado principalmente por cuatro monocultivos: el aguacate, la

soja, la palma de aceite y la caña de azúcar. Esta práctica, impulsada por subsidios gubernamentales y la negligencia ante las leyes ambientales abonan a la pérdida de bosques en el país, desde Quintana Roo hasta Jalisco.

De acuerdo a datos de la SEMARNAT, para el año 2022 las actividades ilícitas en materia forestal más frecuentes eran el cambio de uso de suelo no autorizado, la tala clandestina, los incendios forestales provocados pro actividades humanas, las prácticas de extracción no autorizadas y el aprovechamiento ilegal de productos forestales no maderables (SEMARNAT, 2022b). Como consecuencia de ello, la pérdida de servicios ecosistémicos de los bosques como la captura y almacenamiento de carbono, la infiltración del agua, la regulación de la temperatura, retención de suelo y conservación de la biodiversidad, por mencionar algunos de ellos y su pérdida asciende a 1033 millones de pesos al año, de acuerdo con el INECC (2020). En los últimos veinte años, México ha perdido 736000 hectáreas de bosques primarios (Vela, 2024).

El hecho de que actividades ilícitas como la tala ilegal y desmedida se deben a permisos irregulares y reglamentación laxa para el transporte de madera sin verificar su procedencia. Pese a que la meta de SEMARNAT es lograr "cero deforestación" para el año 2030, se ha denunciado la expedición de permisos irregulares de aprovechamiento forestal maderable en Durango y Chiapas según ha denunciado Mexicanos Contra la Corrupción y la Impunidad (MCCI) (Cervantes, 2022).

De los cerca de 27 millones de metros cúbicos del "consumo aparente" de madera en el país, tan solo 9 millones de metros cúbicos de madera son producidos de manera legal en México y entre 16 a 19 millones de metros cúbicos de madera son importados, de acuerdo al documento "*El Sector Forestal Mexicano en Cifras 2019*" de la CONAFOR (del Castillo & Gómez Durán, 2020); sin embargo, esta cifra no considera el consumo ilegal de madera, que de acuerdo con la CONAFOR es el origen de aproximadamente el 70 % del consumo maderero en el país (Enciso, 2024).

Según la Global Forest Watch en el año 2022 se perdieron 49 hectáreas de bosque y las denuncias han aumentado, con un total de 122 registradas desde el año 2013, con 62 de ellas ocurridas en el primer semestre de 2023 (Las Empresas Verdes, 2023).

El crimen organizado controla la tala clandestina y poco a poco se ha ido extendiendo en el territorio nacional hasta alcanzar un total de 122 áreas críticas de acuerdo a datos de la Procuraduría Federal de Protección al Medio Ambiente (Enciso, 2024). El estado de Michoacán es el que encabeza la lista de los estados con más denuncias por deforestación según datos de la Procuraduría Federal de Protección al Ambiente (PROFEPA) (Guerrero, 2024).

1.4.3. Importancia de la protección de las regiones forestales en el estado de Hidalgo

En el estado de Hidalgo cuenta con 9 áreas naturales protegidas o decretadas, entre las que se encuentran la reserva de la biósfera de la barranca de Metztitlán, el río Necaxa, la laguna de Tecocomulco, la laguna de Metztitlán, el parque nacional Tula, el parque nacional El Chico, el parque nacional Los Mármoles[2] y el geoparque de la Comarca Minera [3].

El Parque Nacional "El Chico" es uno de los más antiguos del país, decretado como tal en 1898, por el entonces presidente de la nación, el general Porfirio Díaz. El parque tiene una extensión de 2739 hectáreas, pobladas por densos bosques de oyamel, encino y pino (Turismo Mineral del Chico, s.f.-a).

Vigilancia forestal

La vigilancia forestal en México es responsabilidad de la Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales (SEMARNAT) a través de sus dependencias: la Comisión Nacional Forestal (CONAFOR), creada por decreto presidencial desde abril del año 2001, y el Sistema Nacional de Monitoreo Forestal (SNMF), que es uno de los 7 instrumentos de política forestal señalados en la Ley General de Desarrollo Forestal Sustentable. El SNMF se define como un instrumento que integra procesos para la recopilación, análisis y divulgación sistemática de los datos relacionas con los ecosistemas forestales y la generación de información (SNMF, s.f.).

Desde 2022, la CONAFOR monitorea y da seguimientos a los incendios forestales activos registrados en el país, brindando la información necesaria para tomar

[2] SEMARNAT (s.f.)
[3] Guerrero Bustamante (2024)

medidas previsoras para reducir la posibilidad de que ocurra un incendio o tomar medidas en su combate (CONAFOR, 2022). Para combatir la ocurrencia de los incendios forestales, el gobierno de México ha habilitado plataformas como “Incendios y Quemas MX” o “Mi parcela no se quema” a manera de alternativas al uso de fuego en sistemas de producción agropecuaria, práctica la cual ha generado más de 100 incendios con afectaciones a más de 6000 hectáreas de bosque en el periodo comprendido entre 2015 y 2023 (Terrazas, 2024).

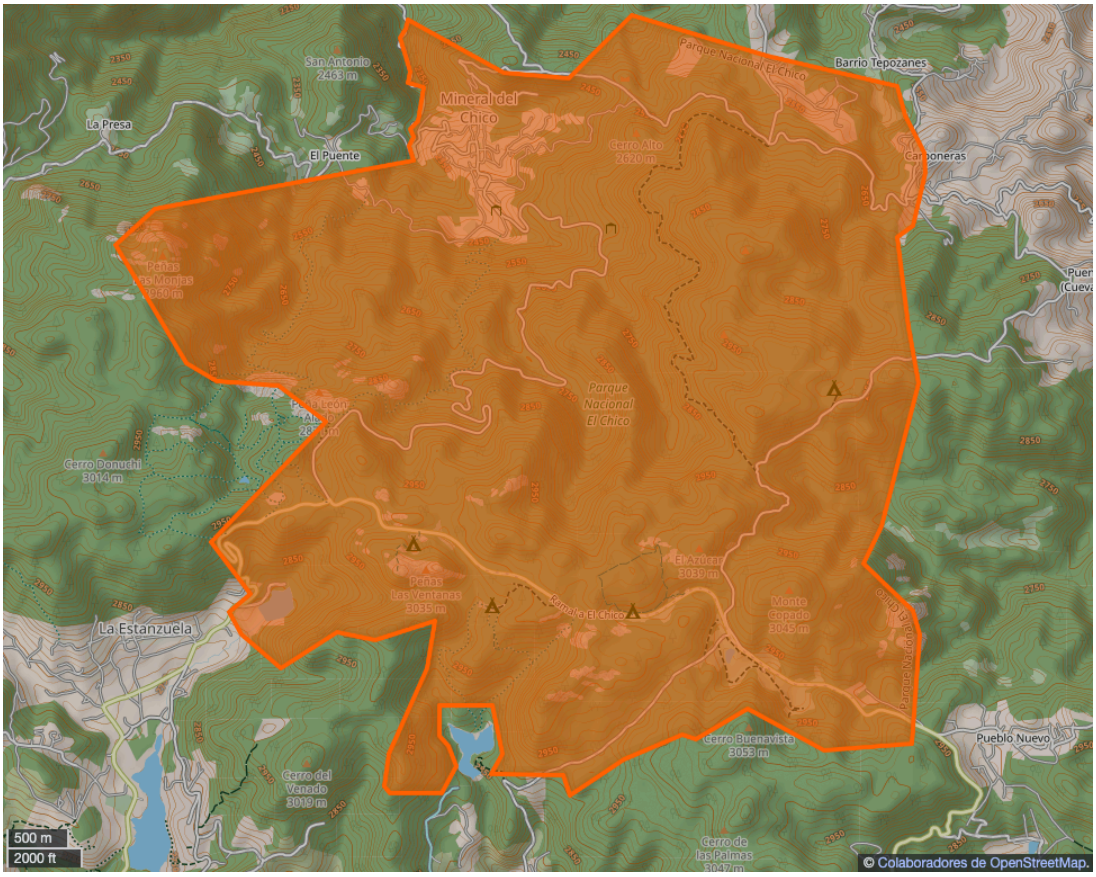


Figura 1.4: Mapa de la extensión territorial de el Parque Nacional “El Chico”. Recuperado de https://www.openstreetmap.org el 05 de enero de 2025.

Incendios forestales

De acuerdo con el trabajo de Cruz Espíndola, se identificó que durante el periodo 2000-2011 las variables más significativas en la siniestralidad fueron: superficie de bosque, Producto Interno Bruto *per cápita* (PIB), longitud de carreteras y área perturbada; teniendo esta última una correlación negativa. En la figura 1.5 se muestra una comparación visual de las cuatro variables previamente mencionadas.

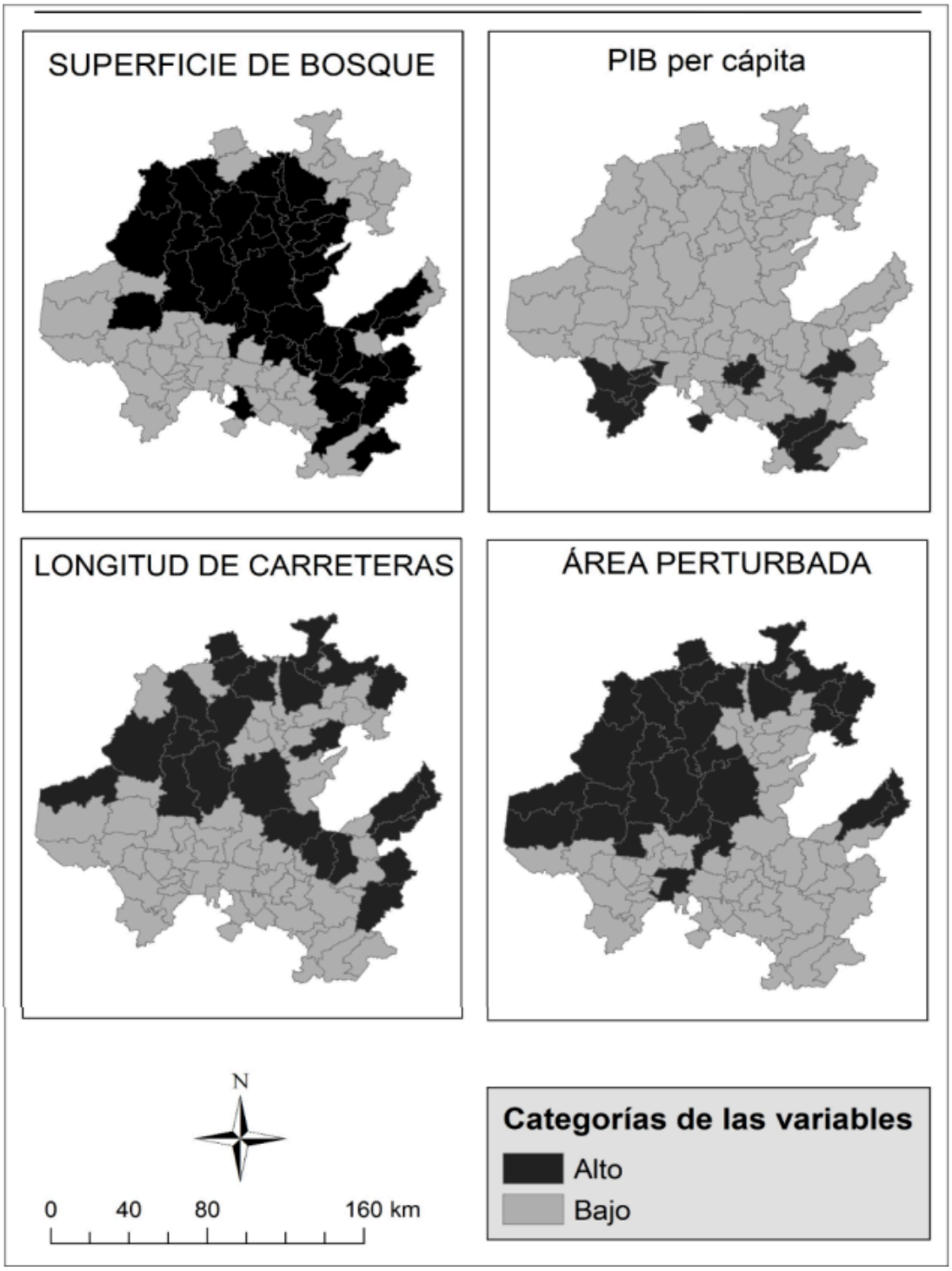


Figura 1.5: Visualización del nivel de riesgo de ocurrencia de incendios forestales en municipios del estado de Hidalgo para 2016 dependiendo de la cuatro principales variables que tienen un mayor impacto en la siniestralidad, consideradas en el modelo estadístico de Cruz Espíndola. Recuperado de Cruz Espíndola (2016)

A partir de la probabilidad de ocurrencia, Cruz Espíndola (2016) identificó en ese entonces a 39 municipios en categoría media y a 10 en categoría alta lo que los vuelve de especial interés, no solo para el estudio previamente mencionado, sino

también para el trabajo que aquí se presenta. Los 10 municipios identificados en categoría alta son: Apan, Tulancingo de Bravo, Pachuca de Soto, Actopan, Tula de Allende, Zacualtipán de Ángeles y Zimapán.

Una de las zonas de especial interés para la protección de las regiones forestales mediante la implementación del presente proyecto es el Parque Nacional “El Chico” por tratarse de una de las regiones boscosas más grandes y cercanas a la ciudad de Pachuca de Soto, comprendida entre los 10 municipios de riesgo mencionados anteriormente, un mapa de la región se puede apreciar en la figura 1.4. Los bosques y selvas cumplen un papel de suma importancia como secuestradores de carbono, reduciendo su concentración atmosférica; sin embargo, ésta se incrementa cada vez más debido a las actividades humanas (Torres & Guevara, 2002).

1.5. Antecedentes

1.5.1. Prevención de incendios forestales en México

En materia de la prevención de incendios forestales, un enfoque para la detección de éstos siniestros ha sido la implementación de módulos multisensoriales que combina sensores ópticos, infrarrojos y servicios de búsqueda y radares de apertura sintética (SAR), denominados AMSO-SFS que permite mejorar la precisión en la detección al proveer perspectivas complementarias. Los resultados de esta innovación demostraron que el sistema AMSO-SFS tiene un rendimiento considerablemente que los actuales modelos SOTA en términos de precisión de detección y capacidad de procesamiento en tiempo real para su uso en drones de recursos limitados (Abdusalomov et al., 2024).

Este énfasis en la importancia de mejorara los sistemas de detección y localización rápida es presentada mediante un acercamiento distinto por Muksimova et al. (2024), quienes proponen un innovador sistema de detección de incendios para drones implementado un modelo Miti-DETR (siglas en inglés[4] para Detección de objetos badado en transformadores con convergencias de auto atención mitigatoria), ajustado a las restricciones computacionales de los drones. Estos sistemas serían capaces identificar los siniestros sin importar la iluminación o el tipo de paisaje con aplicaciones en escenarios reales, lo que representa un gran avance en cuanto a la implementación del *Deep Learning* en la detección en tiempo real de incendios forestales, y con la posibilidad de implementarlo en otro tipo de catástrofes o emergencias.

Además de la mejora en los sistemas de detección incorporados en los drones es propuesta por Ye et al. (2025), en cuyo trabajo proponen el uso de un cortafuegos amigable al ambiente basado en un sistema híbrido de polifosfato de amonio. Según proponen los autores, este sistema de cortafuegos sería implementado por drones de manera rápida una vez detectado un incendio en zonas de difícil acceso sin afectar el crecimiento de la vegetación.

Con el propósito de proteger las regiones forestales en el Estado de México, se instalaron 28 torres de vigilancia forestal en diversas regiones como parte de las acciones de la Protectora de Bosques de la entidad con el propósito de detectar

[4] *Object Detection based on Transformers with Mitigatory Self-Attention Convergence*

incendios forestales y coordinar una rápida y efectiva respuesta (La Jornada, 2024).

Del mismo modo, para la denuncia de delitos ambientales como por ejemplo la tala ilegal, el gobierno de la Ciudad de México, Morelos y el Estado de México ha presentado la "Estrategia Integral y Sistémica contra la Tala Clandestina 'Tres Estados' ", con la que se tomarán medidas para defender en particular el Bosque de Agua, una región forestal que se encuentra en territorio de los 3 estados; en donde la ciudadanía puede denunciar este delito ante la Guardia Nacional, además del establecimiento de bases de operación interinstitucionales en sitios estratégicos para identificar generadores de violencia (El Economista, 2024).

Otra de las herramientas implementadas para el combate a la tala ilegal es el uso de un avanzado sistema de espectrómetro de masas DART-ToFMS donado por el Servicio Forestal de los Estados Unidos al Instituto Nacional de Ecología y Cambio Climático (Vela, 2024). Esto será posible mediante la realización de análisis forenses fitoquímicos a partir de una pequeña muestra de madera que permite identificar la especie maderable a la que pertenece. Por su parte, el gobierno del estado de Michoacán se ha implementado un sistema llamado "Guardián Forestal" para la vigilancia de las regiones boscosas (Guerrero, 2024), implementando tecnologías avanzadas de geoprocesamiento y análisis de datos espaciales recopilados por satélites; además de trabajar activamente en la protección de los defensores ambientales al ofrecer apoyo técnico y legal, ofrecer capacitación en el uso de herramientas de monitoreo y reporte y ofrecer alertas tempranas de deforestación generadas que permiten emitir una respuesta rápida y efectiva ante la deforestación ilegal movilizando a autoridades y comunidades para la toma de acciones inmediatas (Guardián Forestal, s.f.). Este sistema también está disponible para el estado de Querétaro.

1.5.2. Incendio forestal en el Parque Nacional "El Chico"

El Parque Nacional El Chico es un ecosistema muy frágil, su pequeña extensión de tan sólo 2732 hectáreas lo hace muy vulnerable a cualquier tipo de impacto provocado por el hombre; uno de los principales peligros que afronta cada año en esta temporada son los incendios forestales; que si no son evitados en lo posible o controlados a tiempo, pueden realmente acabar con gran parte de la masa

boscosa con que cuenta el área natural protegida (Turismo Mineral del Chico, s.f.-b).

Existe el antecedente de un incendio forestal ocurrido en 1998 en el Parque Nacional “El Chico”, en donde más de 30 hectáreas de superficie fueron afectadas por el fuego. De acuerdo a un estudio realizado a 12 años del siniestro se determinó que el fuego no consumió un total de 665.05 toneladas de carbono que no fueron liberadas a la atmósfera (Razo Zárate et al., 2013).



Figura 1.6: Incendio registrado en Mineral del Chico durante 2024. Recuperado de Aranda, 2024.

Como parte de este mismo estudio se inventarió que los árboles muertos que aún permanecen en pie tienen un diámetro de entre 15 y 35 cm, con una incidencia de 9 a 11 individuos por hectárea, mientras que los árboles sobrevivientes presentan diámetros de entre 35 y 60 cm con una incidencia por hectárea de hasta 4 individuos.

Las labores de reforestación posteriores al incendio sembraron alrededor de 3000 árboles nuevos por hectárea. Esto hace evidente lo devastador del siniestro y la importancia de la protección de regiones forestales como ésta para evitar el impacto ambiental generado por un incendio y las catastróficas consecuencias que la

erosión traerá a los mantos acuíferos en temporada seca; sobretodo con el ritmo que se ha presentado en el último lustro. Otra de las principales problemáticas derivadas del fuego es que el dióxido de carbono liberado a la atmósfera como consecuencia de la combustión que permanecerá ahí si la vegetación quemada no se regenera (Castillo et al., 2003). En la figura 1.5 se muestra la probabilidad de ocurrencia de incendios forestales en los municipios del estado de Hidalgo.

En marzo de 2024 se registró un incendio forestal en Mineral del Chico, presuntamente fue ocasionado por un mal control del fuego de un asado de carnes. El siniestro se contuvo con la ayuda de siete brigadas con más de 400 combatientes y afectaciones a más de 6 hectáreas forestales (Aranda, 2024).

1.5.3. Implementación de drones para vigilancia forestal

El uso de drones para la detección de incendios forestales ha sido un área de estudio durante años debido a su capacidad para llegar a regiones de difícil acceso y para la prevención de estos siniestros mediante la aplicación de novedosas tecnologías para la detección y procesamiento de imágenes en tiempo real y sin importar las condiciones ambientales o de iluminación; o mediante la implementación sistemas de bombeo para su control temprano previa a la intervención de las autoridades. El procesamiento de imágenes empleando Inteligencia Artificial es una de las propuestas que ha surgido recientemente, pues la integración de las nuevas tecnologías busca mitigar sus efectos al permitir reducir el tiempo de respuesta y más adelante predecirlos. Una de las primeras propuestas en este campo corresponde al trabajo de Devi et al. (2024) que parte del procesamiento de imágenes tomadas por satélites, drones o cámaras fijas.

Al tratarse los incendios de amenazas a la seguridad pública en donde el tiempo apremia no solo por la pérdida de hectáreas de bosque en cuestión de poco tiempo, sino también por la liberación de gases altamente contaminantes, su detección temprana se ha convertido en una prioridad y por ese motivo es que se han elaborado diferentes propuestas para el monitoreo de regiones forestales con el uso de drones o “enjambres” de éstos.

Esto se debe a la consideración de que el monitoreo de regiones forestales con uso de drones resulta mucho más eficiente que el uso de imágenes satelitales al

ser más rápido y brindar imágenes de regiones de interés particular (Afghah et al., 2019).

El uso de *enjambres* de drones se propone para dar solución a la necesidad de tener vigilancia en múltiples locaciones de manera simultánea, situación que actualmente solo es posible mediante el monitoreo forestal; lo cual resulta de importancia no solo en el papel de la prevención (Saffre et al., 2022), sino también en el combate a éstos siniestros ya que en grandes áreas forestales los incendios pueden diseminarse a partir de múltiples focos que hacen más difícil su extinción (Alsammak et al., 2023; Innocente & Grasso, 2018). Y por supuesto también hay propuestas que buscan tomar acción en etapas tempranas del siniestro para mitigar sus efectos tanto como sea posible, en donde se propone el uso de drones para lanzar algún tipo de extintor al fuego, como el trabajo de Ye et al. (2025) en donde se armaría a un dron con un cortafuegos amigable al ambiente, o el de Valmiki et al. (2024). En este ámbito existen antecedentes en los que pequeñas alas volantes han sido utilizadas para dejar caer cargas no letales en determinadas coordenadas con buenos resultados y gran precisión de acuerdo a lo presentado por Vuk et al. (2024) en su obra. Por otro lado, el papel de los drones en incendios forestales no es meramente preventivo, como demuestra Himes (2024), en donde propone su implementación para el muestreo del humo liberado durante el siniestro para su análisis.

Pterodrone

El *Pterodrone* es un proyecto desarrollado por el paleontólogo Sankar Chatterjee de la Universidad Tecnológica de Texas y el ingeniero aeronáutico Rick Lind de la Universidad de Florida. Esta aeronave inspirada en *Tapejara wellnhoferi* (Véase la figure 2.17), que fue diseñado para replicar las capacidades multimodales de este reptil volador. El *Pterodrone* no solo era capaz de volar, sino también de caminar y navegar, imitando las habilidades de *Tapejara* para desplazarse en diferentes entornos. Una cualidad distintiva del *Pterodrone* es la inclusión del timón y el estabilizador vertical colocados al frente del mismo modo en que se encontraba la cresta craneal de *Tapejara*. Esta configuración demostró una mejora en la maniobrabilidad de la aeronave, permitiéndole realizar giros más cerrados, lo que resulta útil para operar en espacios reducidos. Además sus alas son flexibles

(Chatterjee et al., 2010).

Pterodrone es relevante como un antecedente en el diseño de vehículos aéreos no tripulados con inspiración biomimética, que demuestra la viabilidad de aplicación de características morfológicas de los pterosaurios en tecnologías modernas. Este proyecto valida el enfoque de utilizar estructuras evolutivamente optimizadas como la base para la resolución de problemáticas y desafíos de diseño modernos.

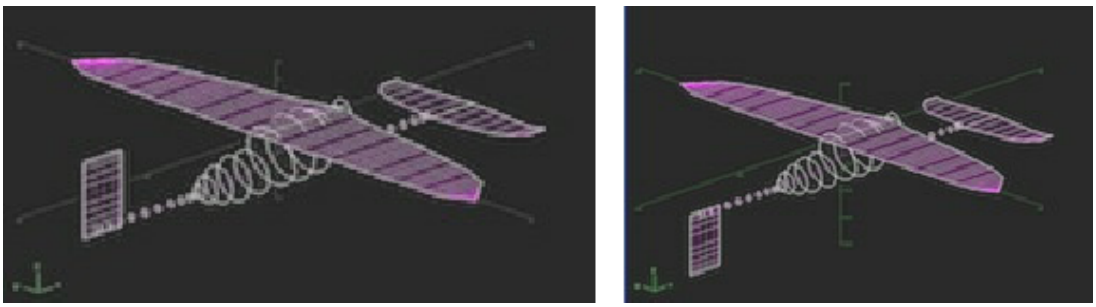


Figura 1.7: Configuración propuesta por Chatterjee y Lind para un vehículo aéreo no tripulado inspirado en *Tapejara wellnhoferi*. Recuperado de Chatterjee et al., 2010

1.6. Justificación

Este proyecto consiste en el diseño de un vehículo aéreo no tripulado inspirado en los pterosaurios[5] con el propósito de demostrar que la ingeniería también puede aprender de la paleontología y aprovechar el gran potencial de incorporar al diseño de maquinaria cualidades de estas criaturas a través de la *bioinspiración*. La propuesta de utilizar a un pterosaurio como referente para la construcción de un dron no es nueva, pues existe el antecedente del así llamado *Pterodrone* de Chatterjee et al. (2010), quien toma como fuente de inspiración al *Tapejara*; sin embargo la aportación del presente proyecto reside en el aprovechamiento de las capacidades de planeo del pterosaurio para implementar su morfología en un ala volante, cuyas ventajas y desventajas se discuten a mayor profundidad en el apartado 2.2.3.

Inspirarse en la morfología de los pterosaurios es mucho más que un capricho paleontológico o mera especulación, se trata de una alternativa técnica que busca beneficiarse de millones de años de evolución que en su momento garantizaron el dominio de los cielos del Mesozoico a este linaje de reptiles voladores. Esta decisión encuentra sustento en estudios paleobiológicos rigurosos como el de Witton y Habib (2010), en donde se ha realizado un análisis de la diversidad de vuelo entre pterosaurios gigantes. En este trabajo se demuestra que pterosaurios como *Quetzalcoatlus northropi* eran capaces de sostener vuelos prolongados gracias a un planeo altamente eficiente que aprovechaba las corrientes térmicas.

A diferencia de las aves, cuya fisiología se orienta al batido constante de sus alas durante el vuelo, los pterosaurios priorizaban el desplazamiento prolongado con un mínimo esfuerzo energético, lo que les convierte en uno de los referentes más adecuados para el diseño de plataformas aéreas de diversos tamaños con enfoque en el planeo; pues el vuelo de las aves modernas está influenciado por un metabolismo y morfologías que han sido adaptados para otro tipo de presiones evolutivas.

Lo que se busca con el desarrollo del presente proyecto es brindar una propuesta de sistema de monitoreo forestal que proteja las regiones forestales del estado de Hidalgo, poniendo como ejemplo al Parque Nacional “El Chico”, la re-

[5] Véase la imagen 2.15 y el apartado 2.5 para mayor contexto

gión forestal protegida más cercana a la ciudad de Pachuca de Soto; misma que además de ser el pulmón del área metropolitana hidalguense es una región importante para el turismo en el estado, actividad económica que se busca impulsar por parte del gobierno.

1.6.1. Aportaciones

Las principales aportaciones del trabajo se pueden resumir en: innovación en el diseño de UAVs y una contribución al conocimiento de la biomimética aplicada.

En cuanto a la innovación en el diseño de UAV, se propone un enfoque novedoso al inspirarse en la morfología de *Tapejara wellnhoferi* para el diseño de la aeronave de ala y cuerpo integrados, lo que propone la aplicación de principios evolutivos en la ingeniería moderna. Al explorar la viabilidad de aplicar las cualidades morfológicas del pterosaurio en el diseño aeronáutico, contribuyendo al entendimiento de cómo las estructuras biológicas pueden influir en la resolución de retos de ingeniería contemporáneos, especialmente en contextos donde la eficiencia y la adaptabilidad son cruciales.

1.6.2. Relevancia

Su aplicación en misiones de vigilancia forestal resalta las aplicaciones prácticas del desarrollo de la aeronave, abordando las necesidades reales en la conservación y monitoreo de ecosistemas.

Igualmente, la integración de disciplinas en un proyecto conde convergen ingeniería y paleontología, demuestra cómo la colaboración interdisciplinaria puede conducir a la solución innovadora en el diseño de tecnologías avanzadas. Identificar áreas de mejora sentará investigaciones futuras para explorar nuevas configuraciones y aplicaciones de éstos sistemas en diferentes campos.

1.7. Impactos

1.7.1. Ecológico

El impacto ecológico de este proyecto se espera que repercuta de manera directa en áreas naturales protegidas del estado de Hidalgo, como por ejemplo el Parque Nacional “El Chico” al monitorizar en busca de prevenir y combatir a tiempo siniestros como los incendios forestales y actividades ilícitas como la tala ilegal que dañan al ecosistema al cambiar el uso del tipo de suelo.

Se espera que al monitorear y contribuir a los esfuerzos federales para la conservación de las áreas naturales en coordinación con las dependencias correspondientes se pueda mitigar parcialmente los efectos de la sequía en el país al reducir el impacto de la deforestación y la prevención de incendios.
Por otro lado, al tratarse de un ala volante el vehículo aéreo no tripulado diseñado se espera que la reducción del arrastre minimice la huella de carbono de la operación del vehículo.

1.7.2. Económico

En términos económicos se puede esperar que la inversión gubernamental en un sistema de esta naturaleza signifique un ahorro en cuanto al combate de incendios forestales estacionales una vez que se encuentre plenamente operacional y sobretodo en la prevención de un siniestro de proporciones mayores como el ocurrido en 1998. La prevención de incendios forestales resulta en un ahorro de millones de pesos al año en lo que serían pérdidas de cultivos, recursos maderables, labores de reforestación y honorarios de personal de gobierno requeridos para reparar los daños ocasionados (Munguía, 2025).

Otro impacto que puede tener un proyecto de esta naturaleza es en el apoyo a organizaciones y clientes privados que requieran de vigilancia en extensas áreas territoriales como por ejemplo en el monitoreo de tuberías que transportan hidrocarburos a lo largo del país o en las líneas eléctricas.

El hecho de implementar un ala volante reduce el arrastre y por ende economiza la operación del sistema, además de que su optimización para el planeo hace que las actividades de vigilancia resulten mucho más económicas que si se implementara otro método.

1.7.3. Social

Socialmente hablando, se busca que la implementación de un sistema de esta naturaleza refuerce la opinión pública en materia ambiental, como un estímulo incentivador a la consciencia ecológica y los peligros que representan para nuestra sociedad fenómenos como el cambio climático y “El Niño”, cuyos efectos se hacen cada vez más evidentes en la temporada de sequía.

Un ojo vigilante en el cielo además aumenta la sensación de seguridad entre la población y resulta como una herramienta al servicio del pueblo en casos de desastre, no solo preventivo. Del mismo modo se espera que la implicación de la biomimética, en especial al considerar a un pterosaurio como fuente de *bioinspiración* permita convencer e influencias a más investigadores y a las nuevas generaciones de ingenieros sobre el potencial que tiene la incorporación de la paleontología a través de la biomimética en el diseño mecánico.

1.7.4. Tecnológico

A nivel tecnológico el impacto consiste en la implementación de la *bioinspiración* obtenida a partir de la morfología de los pterosaurios y combinarla con procedimientos estandarizados de diseño aeronáutico y la filosofía de arquitectura abierta para mantener vigente el diseño pese al avance en el desarrollo tecnológico. La propuesta de uso de un ala volante permite explorar un terreno poco conocido de la aviación, comúnmente por la recomendación de no incursionar en configuraciones no convencionales (Gudmundsson, 2014) y la implementación de propuestas innovadoras en el combate a los incendios forestales como la implementación de “enjambres” de drones, o en este caso particular, una “*parvada*”.

1.8. Alcances y limitaciones

Los alcances de este proyecto se restringen a la parte mecánica del proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV), prestando un especial énfasis a la realización de simulaciones aerodinámicas e ingeniería asistida por computadora (CAE). El enfoque del proyecto es el diseño aerodinámico y conceptual del UAV con base en principios biomiméticos; con fines exploratorios y de validación preliminar del diseño propuesto. Se realizarán análisis de estabilidad longitudinal y lateral empleando herramientas de simulación de régimen sub-sónico y flujo potencial. Se incluye además el diseño funcional de mecanismos como el tren de aterrizaje y superficies de control. El modelo se plantea en condiciones ideales, considera al aire como un fluido incompresible e invíscido[6].

Este proyecto no incluye un análisis estructural detallado, en donde se hagan pruebas de resistencia de elementos mecánicos a fenómenos como la flexión o la fatiga, ni realiza análisis de elemento finito (FEM) con este propósito o ensayos físicos. Del mismo modo no se abordan temas relacionados a sistemas de control o electrónica de vuelo. El diseño de componentes electrónicos en el sistema se limita a su selección y colocación dentro del fuselaje de la aeronave, limitando la programación a una herramienta para la realización de cálculos y graficación de datos. Por lo tanto, no se realizarán pruebas de funcionamiento de los sistemas de vigilancia y monitoreo como cámaras que se proponen.

En el caso de la experimentación ésta está limitada por los recursos a los que se tiene acceso, por ejemplo las pruebas en el túnel de viento en donde al no contar éste con instrumentos fue imposible obtener datos de presión o velocidad del viento, sin embargo se realizó una prueba de visualización de líneas de flujo antes de que el motor del ventilador dejara de funcionar durante la prueba.

La realización de pruebas con un prototipo completamente funcional y su implementación en labores de monitoreo forestal están limitadas por tiempo y recursos, pero se espera que con los resultados que se obtengan se pueda convencer a alguna autoridad para su implementación en un programa piloto.

La inspiración biomimética del pterosaurio para el diseño de la aeronave se limita a la selección de la envergadura, ángulo de barrido, longitud de la cuerda

[6] Sin viscosidad

raíz y la proporción de alargamiento; debido a que las reconstrucciones en la geometría de las alas tiende a ser altamente especulativa por lo que la geometría del ala se apega a las convenciones de un ala trapezoidal con una cola al estilo de las aeronaves Horten.

1.9. Hipótesis

La morfología de los pterosaurios, optimizada durante millones de años para una dinámica de vuelo con base en el planeo, constituye una base válida para el diseño de aeronaves modernas de ala volante, las cuales además se caracterizan por la reducción en el arrastre ocasionado por la ausencia de cola y fuselaje. Replicar sus características anatómicas, como la integración del ala con el cuerpo, la morfología de su membrana alar y distribución de masa, permitiría desarrollar aeronaves con un comportamiento aerodinámico más eficiente y que exhiban mejor desempeño para el planeo; pues poseían una arquitectura corporal adaptada para el vuelo sostenido y el planeo[7]*, características que pueden ser aprovechadas en el proceso de diseño aeronáutico. Este diseño enfocado al vuelo sostenido permitiría que la aeronave diseñada sea implementada como herramienta para el monitoreo de amplias extensiones de terreno, cumpliendo misiones de vigilancia continua a bajo costo de operación en relación a otros sistemas con configuración distinta.*

[7] Véase el apartado 2.5

1.10. Objetivos

1.10.1. Objetivo general

Diseñar el fuselaje de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de ala y cuerpo integrados inspirado en las características morfológicas de un pterosaurio, con énfasis en el desempeño aerodinámico, aplicando principios de biomimética; optimizándolo para cumplir misiones de monitoreo forestal.

1.10.2. Objetivos específicos

- Definir la misión de la aeronave
- Dimensionar la aeronave implementando el método del *diagrama de restricciones* recomendado por Gudmundsson
- Diseñar un ala trapezoidal cuyos parámetros geométricos estén inspiradas en las cualidades morfológicas de un pterosaurio
- Identificar los diferentes sistemas que deben estar presentes y operativos en una aeronave de pequeñas dimensiones
- Seleccionar los componentes comerciales necesarios para diseñar el dispositivo
- Diseñar el tren de aterrizaje del dispositivo empleando el método gráfico para síntesis de mecanismos
- Analizar el comportamiento aerodinámico del ala mediante métodos potenciales como *Vortex Lattice*[8]
- Evaluar la estabilidad estática y dinámica del vehículo aéreo no tripulado mediante simulaciones en el software XFLR5

[8]Véase el apartado 2.1.4

Capítulo 2

Marco teórico

2.1. Fundamentos de aerodinámica

2.1.1. Principios físicos

Capa límite

Para un fluido en movimiento, todas las pérdidas por fricción ocurren en una delgada capa adyacente al contorno del cuerpo, que recibe el nombre de *capa límite*, y en donde el flujo exterior a esta capa puede considerarse invíscido o carente de viscosidad, comportándose como un fluido ideal (Giles et al., 1994).

La distribución de velocidad en la zona próxima al contorno depende de parámetros como la tensión cortante en el contorno. Para números de Reynolds bajos, ésta es gobernada por la acción de fuerzas viscosas y en su interior el flujo es laminar. En caso de valores elevados, la capa límite es completamente turbulenta. Para valores intermedios, la turbulencia ocurre en zonas más alejadas mientras que en el contacto con el cuerpo es laminar.

La teoría de la capa límite fue introducida por Prandtl y encuentra aplicación en fluidos con poca viscosidad como el aire o el agua. El espesor de esta capa es muy pequeño, midiéndose en micras o milímetros.

Principio de Bernoulli

El principio de Bernoulli establece que para un flujo ideal en régimen estacionario, un aumento en la velocidad del mismo conlleva una disminución en la presión estática. Este principio se sintetiza en la ecuación de conservación de energía para

un fluido (ecuación 2.1).

$$P_1 + \frac{\rho {v_1}^2}{2} + \rho g h_1 = P_2 + \frac{\rho {v_2}^2}{2} + \rho g h_2 \tag{2.1}$$

donde:

g Aceleración de la gravedad [$9.81 \mathrm{m/s^2}$]

h Altura [m]

P Presión [Pa]

ρ Densidad del fluido [$\mathrm{kg/m^3}$]

En aeronáutica el funcionamiento es parecido, para comprender la descripción del fenómeno, véase la figura 2.1. Primero existe una zona a presión atmosférica a la que se considera la zona en donde el flujo presenta su velocidad inicial. Después, conforme el flujo alcanza el perfil aerodinámico su geometría lo secciona en dos vertientes. El flujo que pasa por la parte superior del perfil incrementa su velocidad, lo que provoca que la presión en esta región disminuya; por otro lado, el flujo que pasa por debajo del perfil disminuye su velocidad y eleva la presión sobre la superficie inferior del perfil. Ésta diferencia de presiones es la que provoca el efecto de sustentación del perfil.

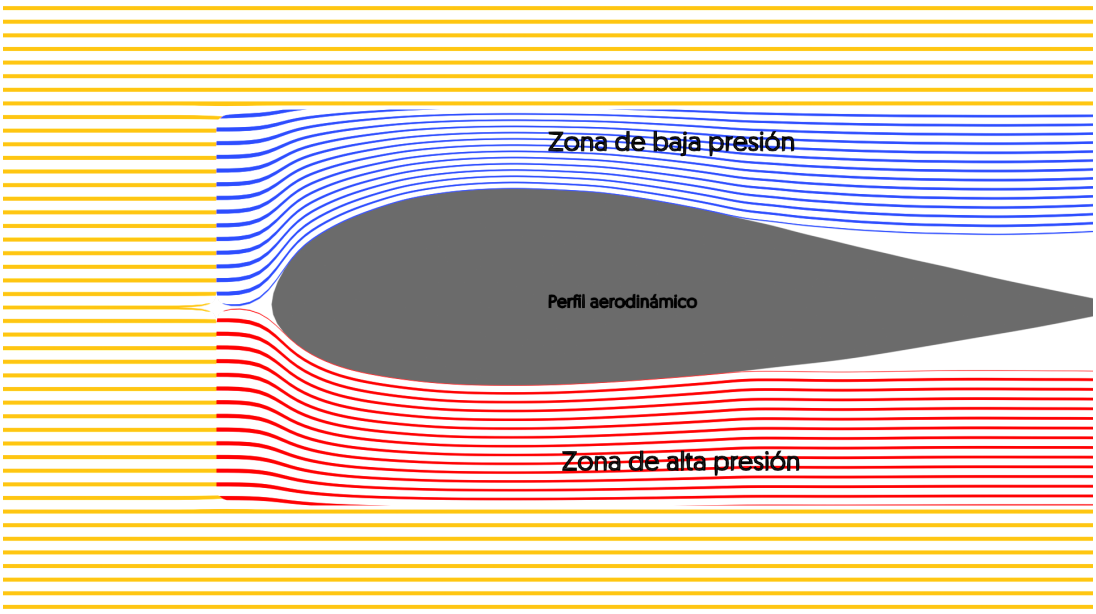


Figura 2.1: Representación de la operación del principio de Bernoulli en un perfil alar. Imagen de autoría propia.

La manera más común de representar este principio es ejemplificándolo con el tubo de Bernoulli, el cual es un tubo cuya entrada y salida tienen diferentes diámetros, y en el medio se presenta esta reducción en la sección transversal del tubo. La figura 2.1 es un análogo de éste mismo principio y puede interpretarse como que las zonas de presión alta y baja son dos tuberías distintas que ramifican de la principal, en donde la diferencia en la sección transversal del tubo es la que provoca la diferencia de velocidades y presiones.

Sustentación y arrastre

Cuando un cuerpo se desplaza a través de un fluido, éste experimenta una oposición o resistencia al movimiento, que recibe el nombre de *arrastre*. Por lo general ésta fuerza es paralela al flujo y en sentido contrario a éste, pero no es la única fuerza que experimenta el cuerpo. La fuerza perpendicular al flujo recibe el nombre de *empuje ascencional*. En el caso de la aeronáutica se le conoce como fuerza de *sustentación* o de *levante*, pero a lo largo de este documento el término recurrente será *sustentación*. La fuerza de sustentación es de vital importancia para la transmisión de energía en las turbomáquinas, y en la aviación es crítica para vencer a la gravedad (Mataix, 1982).

Mecánicamente, el problema es el mismo si el cuerpo se mueve a través de un fluido, o si el fluido se mueve alrededor del cuerpo mientras este último permanece estático.

El arrastre, también conocido como *resistencia aerodinámica* es la fuerza que se opone al movimiento de un cuerpo a través de un fluido, en particular, del aire. Puede descomponerse en varios tipos, siendo el *arrastre parásito* —producido por la fricción del aire sobre las superficies y las formas expuestas— y el *arrastre inducido* —resultado inevitable de la generación de sustentación— los más relevantes. Minimizar el arrastre es esencial para mejorar el desempeño aerodinámico, reducir el consumo energético e incrementar el tiempo de permanencia en el aire (Mataix, 1982).

En un perfil aerodinámico se distinguen 4 tiempos para para identificar el comportamiento de la aeronave, según muestra Mataix (1982) en su obra.

1. El fluido se encuentra también en reposo, las condiciones son $v_{aire} = 0$, y no

hay circulación $\Gamma = 0$

2. El fluido se mueve de manera uniforme y con velocidad en el infinito. Los primeros instantes de movimiento. Hasta ahora la circulación sigue siendo nula.

3. En un fluido real, la viscosidad origina en el borde de salida separación del flujo y ésta un vórtice. Este vórtice tiene una circulación Γ distinta de cero.

4. El vórtice inicial es llevado corriente abajo, quedando alrededor del ala establecida la circulación.

Teoría del flujo potencial

La teoría del flujo potencial define una simplificación matemática para el análisis del comportamiento de fluidos en movimiento, principalmente en un contexto de suposición ideal en donde el fluido es incompresible, irrotacional e invíscido. Ésto permite describir el campo de velocidades del fluido como el gradiente de una función escalar que recibe el nombre de *potencial de velocidad*.

En aerodinámica esta aproximación es de utilidad para el modelado del flujo alrededor de superficies aerodinámicas, facilitando el cálculo de distribuciones de presión y de coeficientes aerodinámicos. Sin embargo, es importante destacar que con la omisión del comportamiento viscoso del aire, ésta teoría no puede predecir fenómenos como la separación de flujo o la formación de la capa límite, de la que se habla con mayor profundidad en el apartado 2.1.1. Pese a ello, su aplicación en condiciones de flujo laminar y ángulos de ataque moderados la vuelven una valiosa herramienta en el análisis preliminar de configuraciones aerodinámicas. Es usada en métodos numéricos de simulación computacional de comportamiento de fluidos como una aproximación más eficiente en términos computacionales a la dinámica de fluidos computacional con base en las ecuaciones de Navier-Stokes.

Vórtices cónicos

El *vórtice cónico* es un fenómeno de flujo que se presenta en aeronaves de ala en delta con un ángulo de ataque elevado. En estos vórtices se generan en la nariz del avión y se expanden hacia atrás desde la punta de las alas. La naturaleza del

fenómeno es tridimensional y su ocurrencia inicia cuando el flujo se desplaza alrededor de la geometría puntiaguda de la flecha. A diferencia de los vórtices típicos del borde marginal o de punta de ala, los vórtices cónicos tienen una estructura helicoidal que se desarrolla a lo largo de una trayectoria aproximadamente cónica desde el borde delantero de la superficie. Surgen porque el aire no puede seguir la curvatura suavemente debido a lo pronunciado del borde de ataque, generando una separación de fluido que ocasiona un vacío parcial que induce a la rotación del flujo.

Al interior de los vórtices, la presión es menor que en la parte exterior del flujo, por lo tanto, estos vórtices presentan un efecto de succión en los elevadores de la aeronave y por lo tanto generan un influjo de fuerza negativa. Este fenómeno ha sido estudiado desde los años 50 y se sabe que suele presentarse en aeronaves donde la conicidad es igual o mayor al 30 %.

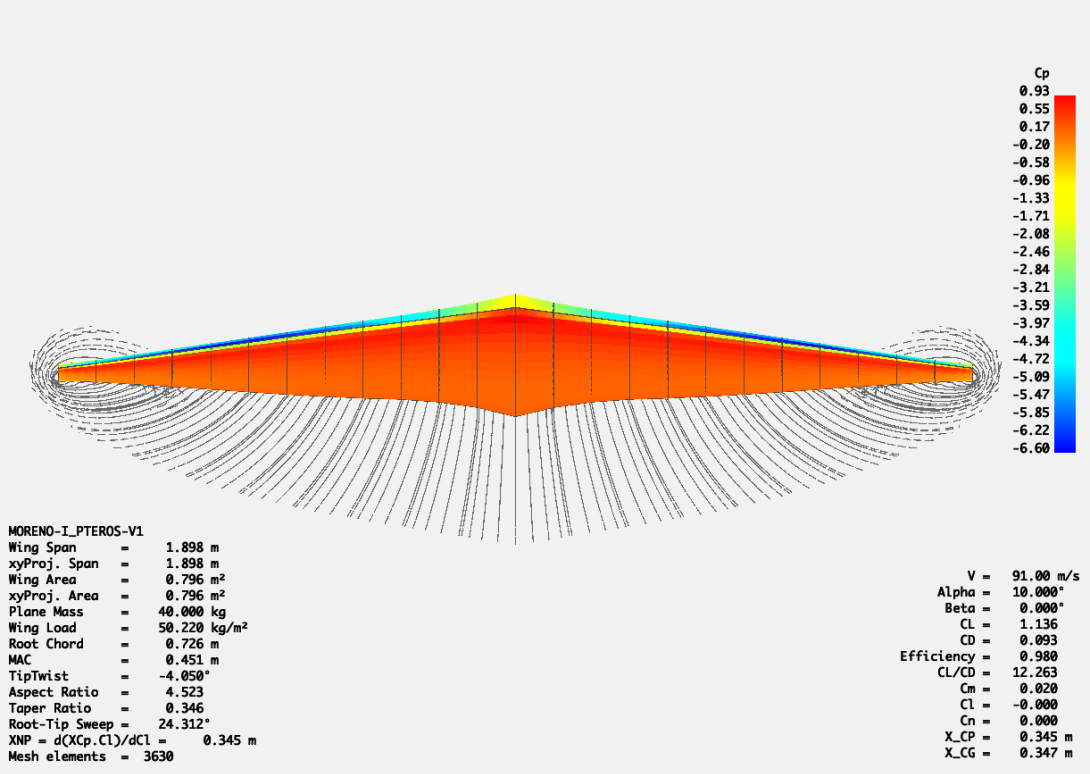


Figura 2.2: Visualización de la formación de vórtices cónicos en la punta del ala de la aeronave en la simulación por método de paneles 3D realizada en el software XFLR5 para la primer iteración de la aeronave. Imagen de autoría propia.

Su aparición se encuentra fuertemente ligada a la sustentación por vórtice, aprovechada en aeronaves como el *Concorde* o los caza que presentan una confi-

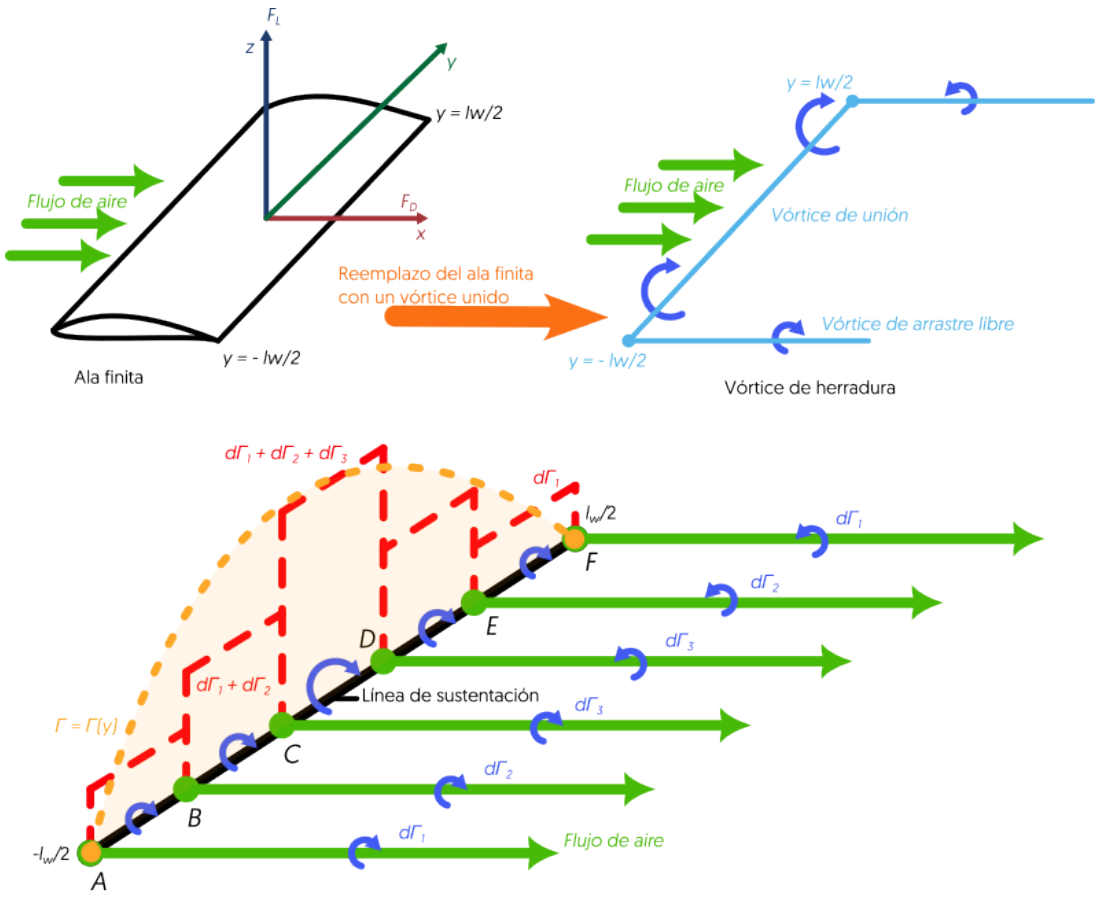
guración en *Delta*. No obstante ésto se acompaña de una estabilidad delicada en ángulos críticos, produciendo fluctuaciones en el factor de cargo o la pérdida de sustentación súbita. Por este motivo cuando se presenta este fenómeno es crítico que se compense con una buena electrónica de vuelo que monitoree y controle este efecto para evitar accidentes.

En la figura 2.2 se muestra la simulación de formación de vórtices cónicos en las puntas del ala correspondiente a la primer iteración de la aeronave diseñada que se diseñó en este proyecto, y sobre la cual se habla con mayor profundidad en el apartado 5.1.1. Las líneas que se muestran son las líneas de flujo de aire graficadas a partir del borde de salida del ala y cuando la aeronave tiene una inclinación de 10° mientras se desplaza a 91 m/s. El motivo por el que el vientre de la aeronave se muestra en colores cálidos según se puede interpretar por la escala que se encuentra a un lado es porque el coeficiente de presión calculado por el método de paneles 3D (cuya teoría se aborda en el apartado 2.1.4) es mucho mayor, evidenciando la zona de alta presión. Considerando la inclinación positiva, se puede concluir que el aeronave está ganando altitud y es aquí cuando los vórtices se hacen más evidentes que cuando la inclinación de la aeronave es de 0°.

Teoría de línea de sustentación

También conocida como *Teoría de Distribución de Levante*, se trata de un sistema de modelado predictivo desarrollado por Prandtl en 1911 y que sigue siendo usado hasta el día de hoy. Consiste en la predicción de distribución de levante de un ala tridimensional a partir de la geometría plana de la misma. El modelo clásico de la teoría de Prandtl aplica solamente a superficies con una única línea de levante y sin considerar la flecha o la inclinación dihédrica (Phillips & Snyder, 2000). Además, esta teoría omite el fuselaje.

Esencialmente la teoría modela el ala como una línea de vórtice ligada o unida, representando la circulación del flujo alrededor del ala. Esta circulación varía a lo largo de la envergadura y se relaciona con la sustentación local. Además, la variación en la circulación genera vórtices en forma de herradura, desprendidos del borde de salida del ala, induciendo una velocidad de empuje descendente que afecta el ángulo de ataque efectivo en cada sección del ala.



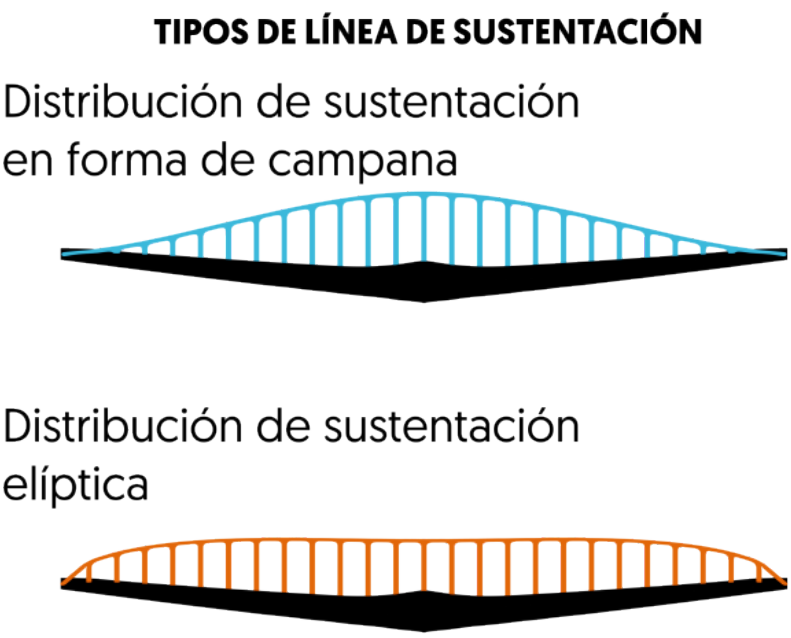


Figura 2.3: Teoría de la línea de sustentación de Prandtl. Imagen de autoría propia.

En la figura 2.3 se muestra la evolución de esta abstracción. Cuando un ala finita de longitud l_w es sometida a un flujo de aire v_{aire} presentará una fuerza de sustentación F_L perpendicular a la dirección de este flujo, y una fuerza de arrastre

F_D paralela al mismo. La abstracción implica sustituir el ala finita como un *vórtice de unión*, el cual unifica los vórtices de arrastre libre desprendidos del borde de salida del ala. Ahora, se discretiza el la longitud del ala en n segmentos, en el caso de la figura son 6, en donde el flujo del aire provoca el surgimiento de vórtices de arrastre libre $d\Gamma_n$. La línea de sustentación es resultado de la unión de éstos valores entre líneas de flujo, al estilo de una suma de Riemman. Mientras mayor se la resolución, mejor será el resultado obtenido.

Una aplicación destacada de la teoría es la determinación de la sustentación elíptica o en forma de campana. Sin embargo, la teoría cuenta con algunas limitaciones, pues no considera efectos de compresibilidad, viscosidad o configuración del ala en flecha o de baja proporción de alargamiento AR. Pese a las restricciones, la teoría sigue siendo una herramienta esencial para el análisis inicial de alas en el proceso de diseño aeronáutico.

Estabilidad estática

Una manera de definir la estabilidad estática o *estabilidad inherente* de un aeronave es como la habilidad que tiene el vehículo de regresar a su estado estacionario después de sufrir una perturbación sin la necesidad de que el piloto realice algún movimiento de los controles.
En el campo de la aeronáutica la estabilidad se considera como un concepto complejo en el que hay muchos parámetros involucrados, pues se debe de analizar un sistema tridimensional del que derivan tres tipos de estabilidad:

Estabilidad longitudinal Se trata de la estabilidad de un vehículo aéreo respecto al eje lateral.

Estabilidad lateral Se trata de la estabilidad de un vehículo aéreo en relación a su eje longitudinal.

Estabilidad direccional Se trata de la estabilidad de un vehículo aéreo en relación a un eje perpendicular a su trayectoria.

Se entiende por la estabilidad longitudinal de un aeronave la estabilidad respecto a su eje lateral, que es también conocido como *eje de cabeceo*. Si una aeronave es longitudinalmente estable, cualquier perturbación del cabeceo se balancea

de manera automática, sin necesidad de que el piloto deba de accionar los elevadores. Para el análisis de la estabilidad longitudinal se considera que las aeronaves son *objetos planos*, es decir, que el centro de masas no se encuentra ni muy arriba ni muy abajo, sino a una distancia apenas considerable del centro. Muchas de las aeronaves modernas satisfacen esta condición sean o no convencionales Nickel y Wolhfahrt, 1994.

Todas las aeronaves de los hermanos Horten parecen haber presentado un amortiguamiento menor de las oscilaciones laterales, pero también un mayor periodo de tiempo en que era mucho más fácil para el piloto contrarrestar las oscilaciones mediante los alerones. Esta característica resulta de interés a ojos de la visión alemana de que el periodo de la oscilación lateral en un caza a altas velocidades (particularmente propulsado por turbinas a reacción) es demasiado corto para un buena artillería y debería de incrementarse a 4 s en medida de lo posible.

2.1.2. Aeronaves

Ecuaciones de movimiento

Contrario a un vehículo terrestre bidimensional, una aeronave tiene la capacidad de moverse en un número infinito de posibles trayectorias en el espacio tridimensional. Una aeronave puede ejecutar movimientos acelerados o más estáticos respecto a sus ejes de guiñada, cabeceo o bancada. Sin embargo, en la práctica, la trayectoria de vuelo y el comportamiento del vehículo se ven influenciados por el desempeño aerodinámico y las envolturas de esfuerzo estructural, mismas que son calculadas en el apartado 4.1.4.

Antes de hablar sobre las ecuaciones de movimiento de la aeronave, es primero necesario describir las condiciones que la hipótesis asume para poder definir las expresiones:

1. La Tierra es considerada un sistema de referencia inercial plano, no giratorio y aproximado.
2. La aceleración de la gravedad es constante y perpendicular a la superficie terrestre.
3. Solo se toma en cuenta los efectos cinemáticos del viento, despreciando la componente vertical.

4. La aeronave se considera como un cuerpo rígido con seis grados de libertad.

5. La aeronave se modela como una partícula de masa variable.

6. Se considera que la diferencia entre el ángulo de la trayectoria con el ángulo de empuje es despreciable.

7. Se asume que la aeronave tiene un plano de simetría y que su vuelo es simétrico, es decir, que todas las fuerzas actúan sobre su centro de gravedad.

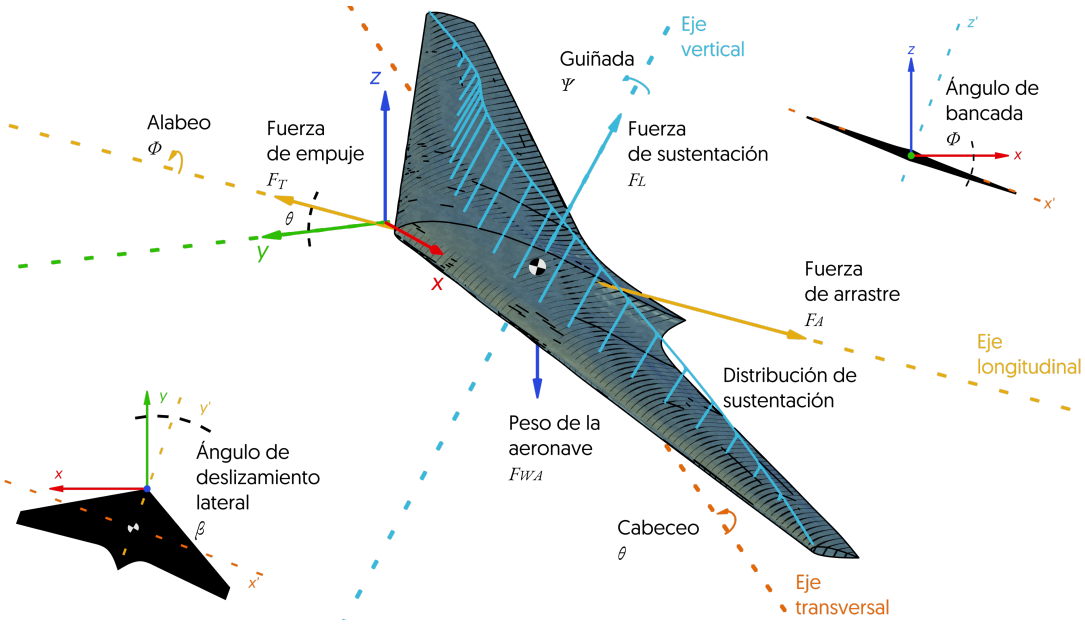


Figura 2.4: Diagrama de cuerpo libre de una aeronave de tipo ala volante. Imagen de autoría propia.

Bajo las condiciones previamente mencionadas, las ecuaciones de movimiento pueden derivarse aplicando las leyes fundamentales de la mecánica newtoniana. En el marco de referencia del cuerpo de la aeronave, las fuerzas y momento actuando sobre la aeronave, las fuerzas y momentos actuando sobre el sistema se relacionan con la aceleración lineal y angular a través de las ecuaciones de traslación y rotación respectivamente así como las ecuaciones de movimiento que se expresan como:

$$\frac{F_{wA}}{g} \cdot \frac{dv}{dt} = F_E - F_D - F_{wA} \cdot \sin\theta \tag{2.2}$$

$$\frac{F_{wA}}{g} \cdot \frac{v^2}{r_v} = F_L - F_{wA} \cdot \cos\gamma \tag{2.3}$$

$$\frac{F_{wA}}{g} \cdot \frac{v^2}{r_h} = F_L - F_{wA} \cdot \cos\gamma \tag{2.4}$$

donde:

F_D Fuerza de arrastre [N]

F_E Fuerza de empuje [N]

F_L Fuerza de sustentación [N]

F_{wA} Peso de la aeronave [N]

g Aceleración de la gravedad [9.81 m/s^2]

v Velocidad de la aeronave [m/s]

r_h Radio de curvatura de la trayectoria de vuelo en un plano vertical [m]

r_v Radio de la curvatura de vuelo en un plano horizontal [m]

γ Ángulo de trayectoria de vuelo de la aeronave relativo al sistema inercial de coordenadas, o a la superficie terrestre [gra]

θ Ángulo de cabeceo de la aeronave [gra]

ϕ Ángulo de bancada de la aeronave [gra]

ψ Ángulo de guiñada de la aeronave [gra]

Es importante destacar que la fuerza de sustentación F_L no va a igualar el peso de la aeronave durante el vuelo acelerado porque el ala requiere crear el valor de sustentación que sea necesario para producir la aceleración requerida para seguir la trayectoria de vuelo, resultando en que en ciertas partes del vuelo la sustentación será menor o mayor (Leishman, 2023).

En la figura 2.4 se muestra un diagrama de cuerpo libre de una aeronave de tipo ala volante en donde se muestran todas las fuerzas que actúan sobre la aeronave, así como la nomenclatura especializada que puede resultar confusa para el lector.

Esta imagen será utilizada como referencia en más de una ocasión a lo largo del documento cuando se use una terminología poco convencional o especializada en el contexto de la aeronáutica.

Clasificación

Aeronaves de ala rotativa Las aeronaves de ala rotativa o de ala giratoria se clasifican de acuerdo al número de hélices y brazos que tienen en: vehículos de autogiro, helicópteros, girodinos, convertiplano[1] y vehículos multirrotores.

Aeronaves de ala fija En 1930 Alexander Lippisch propuso una clasificación de aeronaves que a grandes rasgos se mantiene hasta nuestros días sin muchos cambios, en donde clasifica las aeronaves de ala fija en cuatro grupos: aeronaves con cola, con ala en tándem, *canard* y alas volantes (Nickel & Wolhfahrt, 1994).

Configuración del ala

Con el término *configuración alar* se hace referencia a la disposición, geometría y estructura de las alas en relación con el fuselaje y otros sistemas de la aeronave. La configuración influye significativa y directamente en el rendimiento aerodinámico, estabilidad y eficiencia de vuelo. Existen diversas configuraciones, clasificadas según el número de alas, su posición respecto al fuselaje, su morfología y ángulo de flecha. La configuración se selecciona y define en función de las necesidades de la aeronave, definidas por su misión. En la figura 2.5 se muestra la configuración alar para la aeronave que aparece más abajo en el diagrama.

Anatomía de la aeronave

La anatomía de una aeronave de ala fija comprende varios componentes esenciales que en conjunto permiten el vuelo. Las principales partes son:

Alas Superficies horizontales que generan la fuerza de sustentación necesaria para elevar la aeronave mediante su interacción con el flujo de aire. Éstas pueden incluir dispositivos como los alerones los *flaps* y *slats* —de los que

[1] En este tipo de vehículos, las hélices son capaces de cambiar su inclinación en 90° respecto al fuselaje actuando como rotores en modo helicóptero y como hélices de ala fija

se habla con mayor profundidad más adelante—, que permiten el control y maniobrabilidad del vehículo.

Cola Ubicada en la parte trasera de la aeronave, se compone de un par de estabilizadores perpendiculares. El estabilizador horizontal permite controlar el cabeceo, mientras que el estabilizador vertical controla la guiñada.

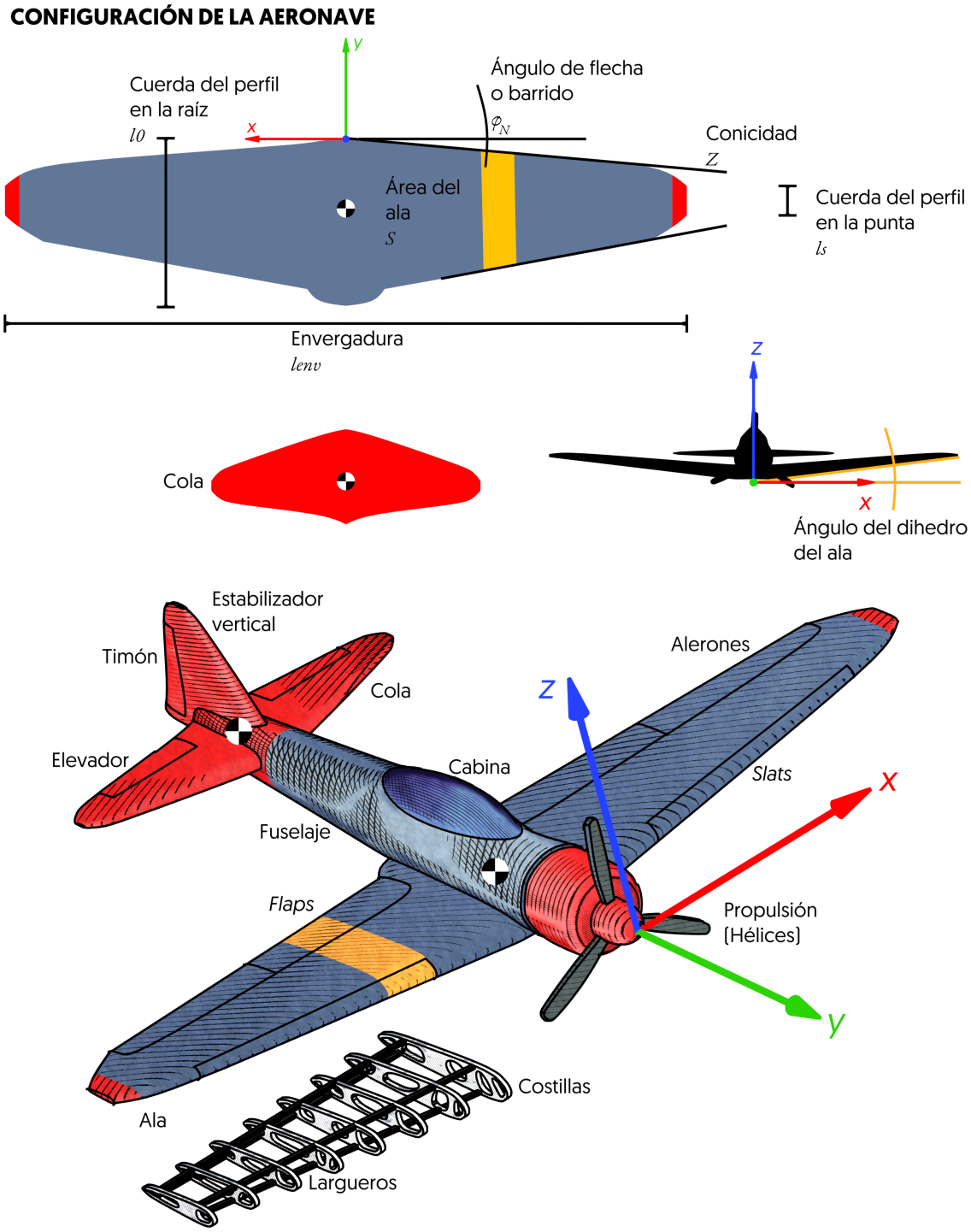


Figura 2.5: Anatomía de una aeronave de ala fija. Imagen de autoría propia.

Fuselaje Es la estructura central de la aeronave, muchas veces de forma alargada y aerodinámica. En ésta sección se alberga la cabina, sistemas de control y la carga.

Tren de aterrizaje Es el conjunto de ruedas que soportan a la aeronave en tierra, además de soportar el impacto y amortiguar al vehículo al momento del aterrizaje. Éste puede ser fijo o retráctil dependiendo del diseño y necesidades del avión.

Propulsión Incluye los motores y hélices (o turbinas de ser el caso) que proporcionan el empuje necesario para el vuelo. En aeronaves ligeras, estos suelen montarse en la parte frontal del fuselaje (como el que se muestra en la imagen) o en las alas.

Cada uno de éstos componentes desempeña un papel crucial para el funcionamiento del vehículo, y su diseño debe estar cuidadosamente integrado para evitar que el arrastre inducido provoque una pérdida considerable de eficiencia en el vuelo. En la figura 2.5 se muestran éstos elementos para la fácil ubicación por parte del lector.

Alerones, *flaps* y *slats* Se trata de pequeñas superficies aerodinámicas desplegables situadas en las alas de los aviones a los que se les conoce como *mandos secundarios de control de vuelo* (Scasserra, 2022).

Su función es modificar la forma aerodinámica del ala para aumentar su sustentación durante el aterrizaje y el despegue, además de permitir los giros del vehículo. La manera de identificarlas es la siguiente: los *slats* se sitúan en el borde de ataque del ala para aumentar la sustentación, los *flaps* se encuentran en el borde de salida y tienen el mismo propósito de los *slats*; y los alerones son aquellos utilizados para el cambio de dirección.

Diagrama de restricciones

Uno de los métodos de diseño y dimensionamiento aeronáutico más comunes consiste en graficar una serie de valores de la proporción entre el empuje y el peso de la aeronave F_E/F_{wA} respecto al cociente del peso de la aeronave sobre el área del ala F_{wA}/S. El espacio en el que se grafican los valores recibe el nombre de

espacio de diseño; y el área que está por encima de éstos valores que representan el límite de los parámetros definidos es considerada la *región aceptable para el diseño* (Gudmundsson, 2014).

Este diagrama también proporciona los *puntos de diseño óptimo*, los cuales son la intersección entre las curvas de carrera de despegue y giro sostenido, denotados por el punto A en la figura 2.6; y la curvas de carrera de despegue y escalada, denotado por el punto B.

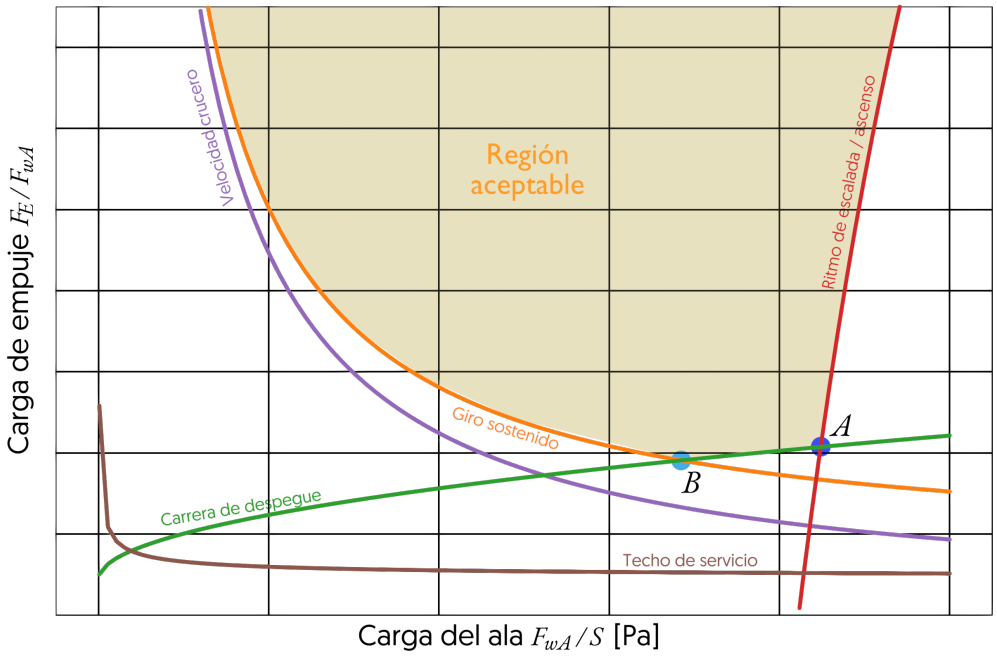


Figura 2.6: Diagrama de restricciones para dimensionamiento en el diseño de aeronaves para aviación general. Imagen de autoría propia.

Proporción F_E/F_{wA} para giro sostenido Con el término *giro sostenido* se hace referencia a la capacidad de la aeronave de mantenerse inclinada respecto a su eje longitudinal con cierto factor de carga de alabeo f_c para determinada velocidad y altura específicas sin perder altitud. Se recomienda mantener el ángulo de bancada[2] ϕ a 45° durante el alabeo a la velocidad deseada. El factor de carga de bancada se puede calcular con la expresión

$$f_c = \frac{1}{\cos\phi} \tag{2.5}$$

[2]Para más información véase la figura 2.4

La proporción F_E/F_{wA} del giro sostenido se puede calcular con la expresiónes siguientes:

$$\rho_h = \rho(1 - h_{ASNM})^{4.25588} \tag{2.6}$$

$$P_D = \frac{\rho_h \cdot v_{aire}}{2} \tag{2.7}$$

$$AR = \frac{s^2}{S} \tag{2.8}$$

$$\eta_{envO} = 4.61(1 - 0.045(AR)^{0.68})(\cos\varphi_N)^{0.15} - 3.1 \tag{2.9}$$

$$k_{Li} = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot \eta_{envO}} \tag{2.10}$$

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = P_D \left(\frac{c_{D\,min}}{F_{wA}/S} + k_{Li} \left(\frac{f_c}{P_D} \right)^2 \cdot \left(\frac{F_{wA}}{S} \right) \right) \tag{2.11}$$

donde:

AR Proporción de alargamiento

$c_{D\,min}$ Coeficiente de arrastre mínimo

f_c Factor de carga de alabeo

F_E Fuerza de empuje [N]

F_{wA} Peso del aeronave [N]

h_{ASNM} Altitud sobre el nivel del mar [m]

k_{Li} Constante de arrastre de sustentación inducido

P_D Presión dinámica en la altitud y velocidad indicados [Pa]

v_{aire} Velocidad del aire [m/s]

s Envergadura [m]

S Área del ala [m^2]

η_{envO} Estimación empírica de la eficiencia de envergadura de Oswald[3] para alas en flecha

[3]Se trata de un factor de corrección que describe el cambio del arrastre a lo largo del ala. Es usado para calcular el coeficiente de arrastre mínimo $c_{D\,min}$

ϕ Ángulo de bancada (rotación respecto al eje longitudinal de la aeronave) [deg]

ρ Densidad del aire [1.225kg/m^3]

ρ_h Densidad del aire a la altitud indicada [kg/m^3]

φ_N Ángulo de flecha de la aeronave [deg]

Proporción F_E/F_{wA} para giro sostenido a un nivel de energía deseado Esto es necesario para cuando se requiere un nivel de energía P_D distinto de cero, por lo tanto la expresión es una variación de la fórmula 2.11 contemplando este cambio en el nivel. Estas consideraciones son más comunes en aeronaves aerobáticas, y para la cual se pueden tomar como referencia las capacidades de otros modelos.

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = P_D \left(\frac{c_D}{F_{wA}/S} + k_{Li} \left(\frac{f_c}{P_D} \right)^2 \cdot \left(\frac{F_{wA}}{S} \right) \right) + \frac{v_{cond}}{v_{aire}} \tag{2.12}$$

donde:

v_{cond} Nivel de energía [m/s]

Proporción F_E/F_{wA} para ritmo de escalada Con *escalada* se entiende la transición de una aeronave desde el despegue hasta que alcanza la altitud a la que ha de realizar su vuelo crucero. En el diagrama de restricciones, se grafican los valores de F_E/F_{wA} requerida para que la aeronave escale la pendiente desde el suelo hasta su nivel de altitud predeterminado bajo el parámetro que se le ha proporcionado.

$$v_{vert} = \sqrt{\frac{2}{\rho_H}} \cdot \left(\frac{F_{wA}}{S} \right) \cdot \left(\sqrt{\frac{k_{Li}}{3c_{D\,min}}} \right) \tag{2.13}$$

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = \frac{v_{vert}}{v_{aire}} + \frac{P_D \cdot c_D}{F_{wA}/S} + \frac{k_{Li}}{P_D} \cdot \frac{F_{wA}}{S} \tag{2.14}$$

donde:

v_{vert} Velocidad de escalada o ascenso [m/s]

Proporción F_E/F_{wA} para distancia de despegue La expresión 2.15 permite determinar la relación entre F_E/F_{wA} para una lograr una distancia de despegue durante el despegue. Es decir, que este parámetro dentro del dimensionamiento de la aeronave permite delimitar la distancia de despegue según los requisitos de la misión.

La curva de carrera de despegue es uno de los parámetros de mayor importancia en el diagrama de restricciones, pues su cruce con las curvas de giro sostenido y escalada da lugar a la región aceptable y los puntos de diseño óptimo (Ver figura 2.6). Si la carrera de despegue propuesta L_{desp} es demasiado corta, entonces la curva estará muy inclinada y no habrá cruce entre las curvas.

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = \frac{(v_{desp})^2}{2g \cdot L_{desp}} + \frac{P_{D\,desp} \cdot c_{D\,desp}}{F_{wA}/S} + \mu_a \left(1 - \frac{P_{D\,desp} \cdot c_{L\,desp}}{F_{wA}/S}\right) \tag{2.15}$$

dónde:

$c_{D\,desp}$ Coeficiente de arrastre durante la carrera de despegue

$c_{L\,desp}$ Coeficiente de sustentación durante la carrera de despegue

g Aceleración de la gravedad [$9.81 \mathrm{m/s^2}$]

L_{desp} Carrera de despegue [m]

$P_{D\,desp}$ Presión dinámica a la altitud deseada cuando la velocidad equivale a $v_{desp}/\sqrt{2}$

v_{desp} Velocidad al momento del despegue [m/s]

μ_a Coeficiente de fricción del asfalto

Proporción F_E/F_{wA} para velocidad crucero La relación F_E/F_{wA} para una velocidad crucero en el aire deseada, es decir, al velocidad a la que se espera que la aeronave opere con regularidad, puede calcularse empleando la expresión 2.16.

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = P_D \cdot c_{D\,min} \cdot \left(\frac{1}{P_D}\right) + k_{Li} \left(\frac{1}{P_D}\right) \left(\frac{F_{wA}}{S}\right) \tag{2.16}$$

Proporción F_E/F_{wA} para techo de servicio El *techo de servicio* es la altitud máxima a la que puede operar una aeronave de manera segura y eficiente. El techo de servicio ocurre cuando la razón de escalada v_{vert} se reduce a un valor de solo

0.508 m/s. El cálculo de la relación F_E/F_{wA} para determinar el techo de servicio puede realizarse empleando la expresión 2.17. Para aeronaves civiles tripuladas, se recomienda que el techo de servicio sea de 25000 ft como máximo.

$$\frac{F_E}{F_{wA}} = \frac{v_{vert}}{\sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho_H \cdot S}\sqrt{\frac{k}{3c_{D\,min}}}}} + 4\sqrt{\frac{k_{Li} \cdot c_{D\,min}}{3}} \tag{2.17}$$

2.1.3. Propulsión con hélices

Hélice es el nombre que se le da a un conjunto de dos o más palas o *aspas*, que giran alrededor de un eje, diseñadas para transformar el movimiento circular del motor en un empuje lineal que impulsa un vehículo en dirección normal al flujo de la columna de fluido que ésta desplaza, en este caso, aire.

La hélice se diferencia del ala de un avión en el tipo de movimiento que realiza, pues la hélice está sometida simultáneamente a rotación y traslación, mientras que el ala solamente a traslación. el empuje es generado cuando el giro de las aspas provoca una diferencia de presión entre el aire que se encuentra antes y después de la hélice, generando una fuerza de sustentación en dirección axial, lo que se traduce en empuje.

La generación de empuje depende del ángulo de ataque de las aspas y su variación a lo largo de la longitud entre la raíz y la punta de ésta. Un ángulo de ataque adecuado permite mantener eficiencia óptima en diferentes condiciones de operación. Otro facto decisivo en el funcionamiento y la eficiencia de la hélice es la selección del perfil del aspa (Mataix, 1982).

De manera simplificada, la fuerza de empuje de una hélice puede calcularse empleando la ecuación 2.18, que se muestra a continuación.

$$F_E = Q \cdot \rho(v_2 - v_1) \tag{2.18}$$

donde:

F_E Fuerza de empuje [N]

Q Flujo volumétrico del aire [m^3/s]

v Velocidad del aire [m/s]

ρ Densidad del aire [kg/m^3]

2.1.4. Tipos de análisis

Simulación

Método de vortex lattice El método de *vortex lattice* es una técnica numérica ampliamente utilizada en aerodinámica computacional para el análisis de superficies sustentadoras en flujos compresibles e invíscidos. Abreviado como VLM por sus siglas en inglés (*Vortex Lattice Method*) se basa en la teoría de vórtices y distribución de vórtices en forma de herradura para modelar el flujo alrededor del ala finita. Éstos vórtices se distribuyen en una red de paneles sobre la superficie alar. (Yepes Llorente, 2022)

El método es eficiente en términos computacionales, permite el análisis de geométrico complejo, por ejemplo en alas con flecha o de proporción de alargamiento baja, superando algunas limitaciones de la teoría de línea de sustentación de Prandtl. Para más información véase el apartado 2.1.1. El VLM es especialmente útil en etapas preliminares del diseño aeronáutico, pues proporciona resultados rápidos y precisos para coeficientes aerodinámicos y distribuciones de presión sin la necesidad de un alto costo computacional, como la dinámica de fluidos computacionales CFD por sus siglas en inglés (*Computer Fluid Dynamics*) que está basada en las ecuaciones de Navier-Stokes. Su aplicación está limitada a flujos sin separación significativa. (Pinzón, 2015)

Método de paneles 3D Este método es una técnica numérica para resolver flujos potenciales (incompresibles, invíscidos e irrotacionales) alrededor de cuerpos 3D como alas o aeronaves completas. Discretiza la superficie del cuerpo y la estela es dividida en n paneles. Cada uno de estos paneles tiene fuerzas de singularidad constantes o lineales. Posteriormente la condición de contorno —que debe asegurar que en todo momento el flujo sea tangente a la superficie— aplicada a cada panel genera un sistema lineal del tipo

$$A\mu = B\sigma$$

en donde A y B son matrices de influencia que relacionan la velocidades inducidas por dobletes y fuentes en los puntos de control, μ es la incógnita correspondiente a los dobletes, mientras que σ son las fuentes conocidas. La estela se modela como una delgada lámina de dobletes. Ésta distribución de fuentes y dobletes

representa matemáticamente el flujo alrededor del cuerpo. Las fuentes modelan la contribución del espesor del cuerpo, mientras que los dobletes representan la sustentación, de manera muy similar a los vórtices en el método de *vortex lattice*.

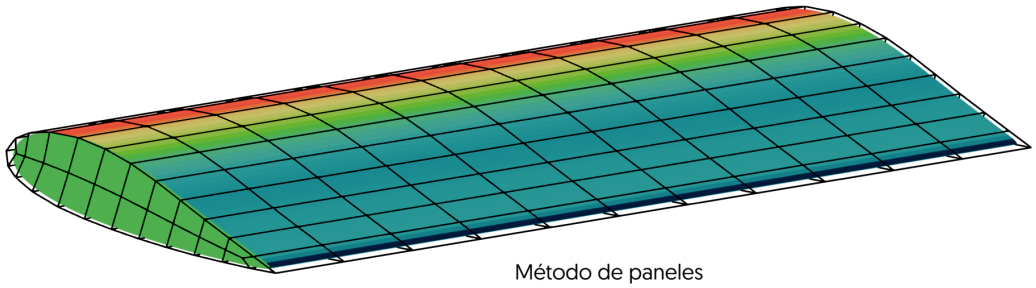


Figura 2.7: Representación del resultado de un análisis con el método de paneles 3D en un ala plana sin giro geométrico y con un ángulo de barrido igual a 0 cuyo perfil alar es simétrico. Imagen de autoría propia.

Una forma de verificar los resultados de éste método, como en el caso del trabajo de Abbas y Madbouli (2015) es comparar los resultados con datos experimentales en donde se aprecie una buena correlación entre coeficientes de sustentación y arrastre.

Experimentación

Realización de modelos La realización de modelos, reales o distorsionados, que posean todas las características significativas del sistema a analizar, debe de apelar a la semejanza, satisfaciendo todas las restricciones de diseño que contempla el sistema real. Este acercamiento resulta de gran utilidad para inferir el comportamiento de un sistema mediante la experimentación con recursos limitados. Las relaciones de mayor importancia son: la relación geométrica, cinemática y dinámica.

Para considerar una semejanza geométrica entre el modelo y el prototipo, debe existir una relación entre dimensiones correspondiente u homólogas entre am-

bos sistemas. Dicha relación puede describirse como

$$r_d = \frac{l_m}{l_p}$$

en donde:

r_d Relación dimensional

l_m Longitud del modelo

l_p Longitud del prototipo

Un análisis dimensional trata de la relación matemática de las magnitudes físicas como una herramienta de mecánica de fluidos. En toda ecuación que se exprese se debe de verificar la igualdad al sustituir las magnitudes por valores numéricos y dimensiones. De manera generalizada, todas las variables físicas pueden reducirse a una relación de las magnitudes fundamentales: masa, longitud, tiempo y fuerza.

2.2. Alas volantes

La búsqueda de una aeronave perfecta y eficiente aún hoy es un reto que después de más de 100 años sigue sin resolverse; y probablemente aún tengan que pasar algunas centurias para encontrar la alternativa que mejor satisfaga este reto.

Cuando se habla de alas volantes, más allá de hacer referencia a una configuración del ala en aeronaves de ala fija, se habla de uno de los conceptos más prometedores para la aviación. Hoy en día principalmente usadas con propósitos militares, pero también tienen un nicho en el ámbito civil que está por ser explotado en términos del mercado, tecnología y factores ambientales, según lo descrito por D'Urso y Martínez Val (2008).

2.2.1. Antecedentes históricos de las alas volantes

Las alas volantes fueron una de las primeras alternativas en las que el hombre puso su atención cuando se encontraba en el desarrollo de un sistema que le permitiera volar como los pájaros. La búsqueda del hombre por comprender los principios aerodinámicos que permiten el vuelo han sido costosos no solo en términos económicos, sino también de vidas humanas.

Algunos de los diagramas de Leonardo da Vinci, maestro de la innovación renacentista por excelencia, presentan cierta reminiscencia con la configuración de un ala volante. Lamentablemente no se puede establecer una relación lineal entre ellas.

De manera formal, se puede establecer el inicio en el desarrollo de las alas volantes en Europa con la influencia de Otto Lilienthal, quien es considerado como el padre del planeador; sin embargo, la primer ala volante surge hasta 1909 como resultado del trabajo del diseñador checoslovaco Igo Etrich, cuyos modelos de geometría elíptica inspirados en las semillas de *Alsomitra macrocarpa*[4]; o el desarrollo de un profesor inglés en el que incorporaba alas pivotadas que fungían tanto como alerones como elevadores, al que bautizó como el *Pterodaktyl Mk. IA*. Lamentablemente ninguno de estos diseños funcionó de la manera en que se esperaba o llegaron a ser producidos en serie.

[4]También conocida como *pepino de Java* o *liana de Borneo*



Figura 2.8: Fotografía de "*El Hombre Volador*" (*The Flying Man*) uno de los modelos presentados en la exhibición "*Leonardo's wings. The Genius and Flight*" expuesta hasta enero de 2020 en las terminales 1 a 3 del Aeropuerto Internacional de Fiumicino en Roma, Italia.

A finales de la Primera Guerra Mundial, el desarrollo tecnológico militar que llegó como consecuencia del conflicto armado sentó las bases del desarrollo de las alas volantes de la actualidad, entre las cuales destacan dos principales çompetidores": en los Estados Unidos, John. K. Northrop; y en Alemania, los hermanos Horten. A continuación se describen algunos de los modelos de alas volantes más importantes para la aviación.

Ejemplos de alas volantes en la historia de la aviación

Caza Ho-229 Se trata de uno de los vehículos más importantes y tecnológicamente avanzados que se desarrollaron durante la Segunda Guerra Mundial, y que después de casi 80 años mantiene su enigmática aura de misterio. El Ho-229 se desarrollo como parte del proyecto *1000x3*, en donde el Reich solicitaba una aeronave capaz de transportar 1000 kg de bombas a 1000 km/h por 1000 km. Este caza era el vehículo favorito de Hermann Göring, al que los alemanes apodaron el "*caza-bombardero*" (Shepelev & Ottens, 2015).

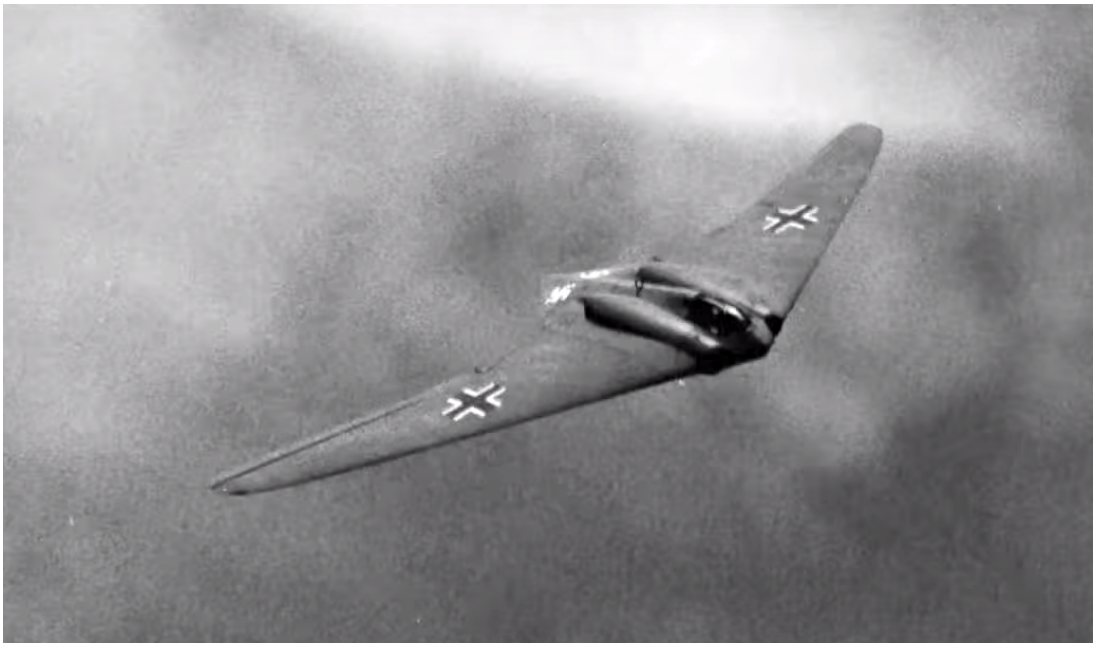


Figura 2.9: Fotografía de un Horten Ho-229/Ho-IX en vuelo tomada en 1945. Recuperada de Griffiths, 2021.

La mentalidad de los Horten estaba enfocada a los caza y la velocidad. El prototipo realizó su primer vuelo en enero de 1945, convirtiéndose en la primer ala volante impulsada por turbojets en el mundo. Sin embargo en la primavera de 1945 al realizar pruebas de alta velocidad —en las que alcanzó una velocidad estimada de 500 millas por hora— uno de los motores incendió el fuselaje de madera de la aeronave y cayó en llamas al suelo, dejando un único prototipo en existencia que más adelante sería capturado por los estadounidenses y que hoy en día se encuentra en el museo Smithsonian esperando a ser restaurada (Schwander, 1997).

En la obra del Dr. David Myhra, "*Horten Ho-IX: Una historia ilustrada*" se exponen algunas fotografías de cuando la imponente nave se encontraba en los talleres de fabricación, como la que aparece en la figura 2.9, que muestran claramente un desarrollo aerodinámico y una elegancia (por la que los alemanes eran conocidos en tiempos de la pre-guerra) adelantados a su tiempo (Myhra, 1999).

Pese al cambio en el rumbo de la guerra, Hitler se mantenía con la intensión de crear un bombardero transatlántico al que bautizó como el *Amerikabomber*. Se dice que "*si los alemanes hubieran tenido la libertad de desarrollar aeronaves propulsadas con turboreactores con anterioridad, es posible que hubieran rebasado los intentos de Northrop en los Estados Unidos*" (Rolfe & Dawydoff, 1952).

Bombardero YB-49 Durante los primeros años de su carrera, Northrop solía decir que "*si algo es eficiente y bello, entonces es correcto*". El YB-49 es una actualización del XB-35 —que fue a su vez un modelo derivado de las pruebas de estabilidad y control del N1-M, también de Northrop, el cual fue diseñado en 1940— como resultado de la necesidad de implementar motores a reacción Allison J-35-A-19 con 2.54 kg de empuje. El YB-49 incorporaba 6 motores instalados dentro del perfil alas y sobre los cuales se colocó una pequeña aleta para compensar los cambios en la morfología ocasionados por la geometría del motor. La velocidad máxima que era capaz de alcanzar el YB-49 era de hasta 836 km/h a una altitud de 9100 m (Florez, 2022).

Es importante destacar que para cuando Northrop diseñó el N1-M en 1939 no se inspiró en ningún concepto previo pues no existía literatura alguna respecto a cómo diseñar un ala volante por lo que se trataba de una aeronave completamente nueva. En el diseño de este vehículo y más adelante del YB-49, Northrop reclutó al Dr. Theodore Von Karman, quien era considerado una de las autoridades más importantes del mundo en materia de aerodinámica (Schwander, 1997).

Concorde A diferencia del resto de aeronaves presentadas en esta recopilación de antecedentes históricos, el Concorde está más lejos de la definición del *ala volante pura* pues cuenta con un estabilizador vertical a manera de aleta; sin embargo se trata de un ala volante en toda regla al no tener una cola. Es el típico tipo de ala volante con un fuselaje alargado y el ángulo de la flecha es demasiado agudo, lo que resulta favorable para el vuelo supersónico y produce suficiente brazo de palanca para los elevadores. La combinación entre el ala y el fuselaje es direccionalmente inestable, pero una aleta al final es la que compensa el problema. El único detalle que podría mejorarse de acuerdo con Nickel y Wolhfahrt (1994) es la inclusión de una pequeña ala en *canard* para compensar con el cambio en el centro de presión durante la transición al vuelo supersónico.

Bombardero B-2 Bautizado como "*Spirit*", el bombardero B-2 fue durante más de 40 años uno de los secretos mejor guardados de los Estados Unidos. Este vehículo fue probado en la famosa base militar de Groom Lake, que es conocida en la cultura popular como el *Área 51* (Florez, 2022). La siniestra aeronave es impulsada por cuatro motores F-118-GE-100 de General Elecctric que son capaces de generar

17300 lb de empuje de manera individual que proporcionan la fuerza suficiente para que sus alas con 172 ft de envergadura sea capaz de recorrer 6000 millas náuticas con una carga de 40000 lb (Schwander, 1997).

El costo de cada uno de estos bombarderos es de 2 billones de dólares. En la década de los años ochenta, la Fuerza Aérea Estadounidense encargó la compra de 132 unidades a 500 millones de dólares la unidad, sin embargo los procesos burocráticos, las limitadas cadenas de producción y el desabastecimiento tanto en elementos sencillos como en armas de última tecnología provocaron que el B-2 se convirtiera en un símbolo de malas adquisiciones gubernamentales (Hennigan, 2022).

El paso de los años y el advenimiento del bombardero B-21 no han dejado obsoleto al B-2, pues en años recientes éste se ha modernizado para incorporar dentro de la aeronave equipo para las luchas de la era moderna. En 2024 se implementó el sistema SR 1 por sus siglas en inglés (*Spirit Realm 1*), que consiste en mejoras en sistemas de comunicación y armas al adoptar una filosofía de arquitectura abierta, al igual que en su sucesor (Northrop Grumman's Newsroom, 2024a).

Bombardero B-21 Se trata de el más nuevo bombardero de la Fuerza Aérea Estadounidense, el sucesor directo del Bombardero B-2. El "*Raider*" fue presentado ante el público en diciembre de 2022 durante un evento con más de 3000 asistentes, entre ellos es secretario de defensa estadounidense Lloyd Austin. Austin declaró que el B-21 tiene capacidad de carga convencional y nuclear, así como armas del futuro que aún no se hayan inventado (Hennigan, 2022).

Esto gracias a un diseño enfocado hacia una arquitectura modular, en el que la aeronave está diseñada para adaptarse al desarrollo de las nuevas tecnologías dándole uso al avanzado fuselaje con el que cuenta, pero actualizando sus componentes internos. El costo de cada uno de estos bombarderos se estima en 692 millones de dólares.

Se espera que el B-21 se encuentre en capacidad operacional para 2027, y será capaz de vencer el súper sistema anti-sigilo de radares chinos, el YLC-8E, el cuál está especializado en la detección de aviones caza furtivos como el F-22 y el F-35 (B. Wang, 2023). Presentado como una aeronave silenciosa, capaz de combinar poder de fuego, supervivencia, carga e independencia o rango, el bombardero B-21 es la primer aeronave de sexta generación en surcar los cielos del mundo

(Northrop Grumman's Newsroom, 2024b).

Los bombarderos están diseñados para volar miles de kilómetros de manera invisible ante las defensas aéreas de los enemigos de la nación de las barras y las estrellas y de lanzar toneladas de explosivos sobre objetivos militares, tarea que hasta ahora solo el B-2 era capaz de cumplir y del cuál solo existen 21 unidades.



Figura 2.10: Fotografía de un bombardero B-21 dentro de un hangar en las instalaciones de Northrop Grumman en la Planta 42 de Palmdale previo a su revelación al público en diciembre de 2022. Recuperada de Hennigan (2022).

Los bombarderos inician su vida en el edificio 401 de la planta 42 de Northrop Grumman, hechos de materiales compósitos de alta tecnología. A diferencia de las aeronaves convencionales que se construyen de adentro hacia afuera, este tipo de vehículos se construyen de manera inversa, pues la meta es mantener el exterior del amenazador jet tan suave y con acabado a espejo como sea posible para reducir su detección ante el radar.

2.2.2. Aplicaciones a la aviación civil

Las alas volantes no han sido tan ampliamente utilizadas en la aviación civil porque es mucho más fácil el utilizar un fuselaje de forma cilíndrica para las cabinas porque ésta geometría presenta una mejor distribución en la presión interna y resulta de manufactura más simple.

En términos de desempeño aerodinámico, la configuración de ala volante parece ser el ideal, sin embargo no es necesariamente mejor que el concepto tra-

dicional. En la obra de Torenbeek (2013) se hace mención a un estudio en el que se determinó que el volumen útil de carga para una aeronave es de 2,000 metros cúbicos. Esto les llevó a concluir que un ala volante lograría una relación alta de sustentación respecto al arrastre solo si ésta volara en condiciones que podrían no ser favorables para un diseño práctico. Este análisis se aplicó a diferentes conceptos de fuselaje integrado al ala.

Otro ejemplo que puede citarse de la conceptualización de un ala volante dentro de la aviación civil puede encontrarse en el trabajo de D'Urso y Martínez Val (2008), en donde proponen el diseño de una aeronave con capacidad de carga para 300 pasajeros con una independencia de 10,000 km completamente cargado y viajando a Macht 0.8. Éste diseño considera que la envergadura de la aeronave debería ser de por lo menos 77 m con 46 m de profundidad. Además tiene una proporción entre el empuje y el peso de la aeronave F_E/F_{wA} de 0.25, un ángulo de flecha de 30° y una proporción de alargamiento AR de 6.3.



Figura 2.11: Fotografía de un modelo a escala controlado de manera remota del *Maverick* de Airbus. Recuperado de Pastor (2020).

Los recientes esfuerzos por reducir la huella de carbono de la aviación ha obligado a esta industria a explorar diversas opciones que contribuyan a la reducción en el consumo de combustible, una de ellas es contemplar el uso de diseños no convencionales con el propósito de reducir las emisiones ambientales y los costos

de operación directos. Los conceptos explorados comúnmente son fuselajes de tipo ala volante en busca de los beneficios de arrastre reducido y menor consumo de combustible en relación a los diseños convencionales.
Una de las compañías que tiene mayor interés en la exploración de conceptos de ala y cuerpo fusionados es Airbus, quien en su programa "*Zero E*" —que busca reducir las emisiones de carbono de la operación de las aeronaves mediante diseños más eficientes— presentó al "*Maveric*". El *Maveric* es la apuesta a largo plazo de Airbus, que según se dice puede reducir las emisiones de carbono hasta en un 20 %. De acuerdo con Jean-Brice Dumont, la implementación del *Maveric* podría llegar hasta la década de 2030.

2.2.3. Características del ala volante

Clasificación

Las alas volantes se clasifican en función del ángulo de la flecha en alas con flecha hacia atrás o *ala delta*, alas rectas o *plancha voladora* (*flying plank*) y alas de flecha hacia el frente. Estas últimas en ocasiones reciben el nombre de "*zopilotes*", término acuñado por A. Lippisch pero no adoptado en literatura formal. Esta configuración es poco usada en la realidad debido a que sus desventajas a menudo superan las ventajas (Nickel & Wolhfahrt, 1994).

Giro geométrico del ala

Se trata de la variación en el ángulo de ataque del perfil aerodinámico a lo largo del ala. Se implementa para mejorar la eficiencia aerodinámica del ala y también su estabilidad. Este ángulo se mide en relación al flujo de aire.

Para el ala volante, las aportaciones más relevantes se atribuyen al Dr. Walter Panknin, quien en 1989 se presentó en el Simposio MARCS con una presentación para hablar en particular de su "arcoíris volante", un modelo a radiocontrol que había presentado anteriormente ante la Sociedad de Radiocontrol, sin embargo, sus aportaciones tendrían un mayor impacto en el entendimiento general del flechado en el proceso de diseño de las alas volantes. Günther Koech, diseñador aeronáutico en Lippisch durante la Segunda Guerra Mundial fue uno de los personajes con más peso al momento de convencer a Panknin al diseño de alas



Figura 2.12: Visualización del cambio en la morfología de los perfiles y su giro geométrico desde la raíz hasta la punta del ala. Imagen de autoría propia.

volantes; sin embargo, el factor que le impulsó finalmente a adentrarse en el diseño de estos fantásticos vehículos fue el artículo de Helmut Schenk "*Determinación del momento longitudinal del modelo de ala volante*", en donde se explica como los ángulos en que los perfiles de la cuerda central alcanzan un coeficiente de levante nulo trabajan en conjunto con el giro del ala, en conjunto con otras variables para conseguir una aeronave estable al cabeceo. El trabajo de Schenk en conjunto con el de Pankin definieron la relación entre el giro geométrico del ala y su efecto estabilizador en aeronaves de ala y cuerpo integrados con un ángulo de flecha hacia atrás (Panknin, 1990).

Hay seis variables que afectan el giro geométrico requerido para un ala en la fórmula de Schenk, que son: la conicidad (*taper*), proporción de alargamiento, ángulo de la flecha hacia atrás, coeficientes de momento de los perfiles, valor deseado de estabilidad estática, coeficiente de levante del diseño y el ángulo de sustentación nula de los perfiles. Las expresiones que rigen el cálculo del giro geométrico del ala se muestran a continuación:

$$k_1 = \frac{(3+2Z)+Z^2}{4(1+Z+Z^2)} \tag{2.19}$$

$$k_2 = k - k_1 \tag{2.20}$$

$$\alpha_{tot} = \frac{(k_1)c_{M0\,l0} + k_2 c_{M0\,ls} - c_{Lc}\cdot l_s}{1.4\times 10^{-5}(r\cdot AR^{1.43})} \tag{2.21}$$

$$\alpha_{geo} = \alpha_{tot} - (\alpha_{0\,l0} - \alpha_{0\,ls}) \tag{2.22}$$

donde:

$c_{M0\,l0}$ Coeficiente de momento de cabeceo del perfil raíz

$c_{M0\,ls}$ Coeficiente de momento de cabeceo del perfil en la punta

c_{Lc} Coeficiente de sustentación calculado a velocidad crucero

k_1 Factor de giro geométrico de Panknin

k_2 Factor de giro geométrico de Panknin

Z Conicidad [%]

α_{geo} Giro geométrico del ala [gra]

α_{tot} Giro total del ala [gra]

$\alpha_{0\,ls}$ Ángulo de sustentación nula en el perfil en la punta [gra]

$\alpha_{0\,l0}$ Ángulo de sustentación nula en el perfil raíz [gra]

Para emplear la fórmula de Schenk, el diseñador debe siempre partir del conocimiento de los valores del momento de cabeceo y el ángulo de levante nulo del perfil usado en la raíz del ala y en la punta. Para calcular el radio de giro requerido en la fórmula se emplea la expresión 4.18 en donde ν es el "factor de levante", el cuál tendrá un valor de 1 cuando se desee un giro geométrico para una distribución de levante en forma de campana, BSLD por sus siglas en inglés (*Bell-Shaped Lift Distribution*), o de 0 en caso de que se busque una distribución de levante elíptica.

El efecto de la envergadura en la distribución de levante y la eficiencia aerodinámica de un vehículo de fuselaje integrado al ala ha sido estudiado mediante otros métodos. Uno de ellos consiste en la realización de simulaciones de fluidos en donde primero se realiza un análisis de Navier-Stokes con Reynolds promediado y después someterlo a un análisis de menor fidelidad con el método de los paneles lo que permite iterar entre resultados para encontrar cuál es el giro geométrico necesario para lograr la distribución de levante deseada (Qin et al., 2013).

En la figura 2.12 se muestra el cambio en la morfología de los perfiles desde la raíz del ala hasta su punta, y la inclinación característica del giro geométrico aplicado desde el borde de ataque a los perfiles para lograr una línea de sustentación en forma de campana. La imagen se corresponde con la variación e inclinación de

los perfiles correspondientes a la versión preliminar de la aeronave, de la que se habla con mayor detalle en el apartado 5.1.4; los cálculos correspondientes al giro geométrico de la aeronave se muestran en el apartado 4.2.5.

2.2.4. Ventajas y desventajas de las alas volantes

Las ventajas y desventajas de las alas volantes han sido discutidas desde que se comenzó a estudiar su comportamiento aerodinámico, sin embargo no fue hasta que en 1983 Hans Zacher resumió las ventajas y desventajas de las alas volantes en el *Nürflugel-Symposium*. Para entoncees, Zacher contaba con una gran experiencia en el ámbito de las alas volantes, habiendo realizado más de 10 prototipos diferentes bajo esta configuración. Condensó su conocimiento bajo el título *Gewinn- und Verlust-Rechnung* (Cuenta de pérdidas y ganancias) (Nickel & Wolhfahrt, 1994). Es de este documento del cual se extraen las ventajas y desventajas que se presentan a continuación.

Según cita Nickel, Zacher declaró: "*No es posible detallar todas las ventajas y desventajas de las alas volantes en relación a las aeronaves normales [...] pues no todo ocurrirá con cada uno de los tipos. Mis notas tienen como propósito estimular la reflexión y mejora. Mucho debe hacerse aún para hacer las características y eficacia de vuelo completamente aceptables*".

A continuación se enumeran algunas de las ventajas de las alas volantes en relación a las aeronaves convencionales:

- La débil estabilidad direccional proporciona estabilidad espiral.
- Las alas volantes son más estables al girar, es decir, mantienen altitud con un grado constante de inclinación sin necesidad de algún movimiento del piloto, incluso en condiciones de turbulencia considerable.
- Normalmente la conducta de entrar en pérdidas es buena y la tendencia a girar es baja.
- Se espera un bajo coeficiente de arrastre.
- Es fácil instalar turbinas o rotores propulsores.

- Teóricamente son muco más baratas de construir que las aeronaves convencionales.
- Las alas volantes son atracciones en el cielo, no solo en espectáculos aéreos.

Algunas de las desventajas que este tipo de aeronaves presenta respecto a las aeronaves convencionales son:

- La eficacia de vuelo es a menudo menor que en las aeronaves convencionales, esto por el deseo de mejorar la estabilidad y maniobravilidad.
- Al proveerla de un fuselaje y cabina pueden ocurrir problemas con las alas volantes puras (aquellas que son únicamente ala, sin alerones o velas de ningún tipo).
- El aterrizaje es mucho más complicado debido a la deflección de los elevadores.
- La deflexión de los elevadores altera la distribución del levante, provocando que se incremente el arrastre inducido.
- La débil inclinación lateral y el bajo momento de inercia alrededor del eje de inclinación lateral pueden inducir *oscilaciones alfa*, sobretodo en las planchas, las cuales son rápidas oscilaciones de cabeceo que no siempre pueden ser controladas con el controlador de la aeronave.
- La flecha produce un mayor arrastre, y menores coeficientes de levante, así como una eficiencia pobre en los alerones. Provoca también oscilaciones flectoras en el ala, lo que puede llevar a oscilaciones de cabeceo.

2.2.5. Selección de perfiles

En el caso particular de las alas volantes, los perfiles aerodinámicos que deben de implementarse en su diseño deben de minimizar lo más posible el valor del coeficiente de momento c_M, aunque es importante mencionar que no es imperativo que lo anulen. Los perfiles más adecuados para las alas volantes se caracterizan por contar con una característica especial a la que se le dará el nombre de *reflex*, aunque también se les conoce como *perfiles reflejados*.

La selección de perfiles para sistemas de ala y cuerpo integrados ha sido un tema de interés a lo largo de los años y uno de los estudios que se pueden citar por su relevancia es el de Hakim et al. (2024), en donde se seleccionaron 32 perfiles de entre la literatura existente para ser implementados en un UAV micro[5] de tipo ala volante, para estudiar sus propiedades aerodinámicas empleando el software XFLR5.

Se asume que por su simplicidad las alas volantes mantienen el mismo perfil en toda el ala, sin embargo muchas de ellas no lo hacen. Existe una tendencia a utilizar un perfil reflejado y con una curvatura pronunciada en el centro del ala y un perfil con curvas mucho menos pronunciadas en las puntas, muchas veces incluso simétricos. Este es el caso de la mayoría de los modelos Horten, pues se busca que en el centro el valor de $c_{L\,max}$ sea alto. Además se puede incluir un giro geométrico en el ala, del cuál se habla con más profundidad en el apartado 2.2.3. De acuerdo a lo que declaran Nickel y Wolhfahrt (1994), "*para las alas volantes se recomienda solo seleccionar perfiles con poco o nulo momento de cabeceo*".

En el cuadro D.1 se muestra una comparación entre diferentes perfiles comúnmente utilizados en alas volantes, donde los parámetros de mayor relevancia para su selección son el momento de cabeceo nulo y el ángulo de ataque de sustentación nula del perfil. Al carecer de cola, las alas volantes dependen de sus perfiles para lograr la estabilidad que en aeronaves convencionales se logra con la cola, la selección de perfil e inclinación de la misma y su distancia del centro de la aeronave. Se recomienda que el momento de cabeceo nulo sea cercano a cero, pero no completamente nulo.

Optimización de perfiles en alas volantes

La optimización de perfiles en alas volantes ha sido un tema de interés para la investigación, orientada a la construcción de un perfil que responda de manera satisfactoria y con un mejor desempeño que las selecciones convencionales ante ciertas condiciones de operación de la aeronave previamente definidas por la misión. Ejemplo de ésto es el trabajo de Minaev et al. (2024), en donde se ha recurrido al uso conjunto de modelos de aprendizaje profundo (*Deep Learning*) y algoritmos evolutivos para la generación de perfiles eficientes en aeronaves no

[5] Para más información véase el cuadro D.1

tripuladas de larga autonomía. En la obra de Rani et al. (2022) el enfoque es comparativo, realizando simulaciones numéricas sobre múltiples perfiles para conocer su desempeño y así determinar si son o no apropiadas para ser implementadas en configuraciones de tipo ala volante.

Como se ha mencionado con anterioridad, la misión es un factor determinante para iniciar con tareas de optimización. No todas las condiciones de diseño son iguales, por ejemplo está el trabajo realizado por Harada et al. (2018) que propone el diseño de un perfil adaptado a las condiciones de baja densidad atmosférica de Marte, mientras que Alsahlan y Rahulan (2017) se centra en perfiles aplicables a plataformas de gran altitud cuyas alas presentan una flecha muy pronunciada. Finalmente, el estudio de Li et al. (2020) se encarga de incorporar las condiciones del diseño de la biomimética en las alas volantes, aunque en el contexto de los vehículos subacuáticos; sin embargo, se mantienen los principios de aerodinámica (o hidrodinámica) de las aeronaves de cuerpo y ala integrados.

2.2.6. Estabilidad

En el caso particular de las alas volantes, existe un antecedente de un modelo de análisis de la dinámica de vuelo y vibración aeroelástica realizado por Schmidt et al. (2016) en donde comparan su modelo de relativa baja fidelidad con otros modelos de mayor precisión; en donde se definen los grados de libertad del cuerpo rígido a partir de un sistema de referencia que hace que el análisis sea similar al de un vehículo rígido. Como resultado se identificó un leve comportamiento fugoide[6] en la dinámica longitudinal de la aeronave, así como un vuelo con tendencias al cabeceo, periodos de elasticidad cortos y bien amortiguados.
El vehículo analizado en este estudio fue un ala volante no tripulada de 10 ft de envergadura y peso de 14.7 lb

Otro antecedente de análisis, en este caso de la respuesta dinámica de un ala volante altamente flexible se presenta en el trabajo publicado por Su y Cesnik (2011), en donde utilizan un modelo de elemento finito para capturar el cambio en la rigidez torsional del ala debido a la deformación del revestimiento ocasionado

[6]Se trata del movimiento oscilatorio en un avión producido después de una perturbación en el vuelo que se manifiesta con un comportamiento de subida y descenso cíclicos. Es un modo básico de la dinámica de vuelo de una aeronave.

por las curvaturas flectoras propuestas.

2.2.7. Posicionamiento de motores

De acuerdo con Nickel y Wolhfahrt (1994), en las alas volantes es mucho más común el implementar uno o más propulsores de hélice[7], para los cuales parecieran estar "predestinadas", pues no hay un fuselaje que bloquee el flujo del aire, lo cual es un problema común con otro tipo de aeronaves. Esto permite colocar el motor o motores detrás del centro de gravedad y así colocar a un piloto (para el caso de las aeronaves tripuladas) al frente, equilibrando el peso.

Los motores tractores que son colocados muy al frente del centro de gravedad producen un efecto desestabilizante, disminuyendo la estabilidad longitudinal, así como la estabilidad direccional. En orden de entender el efecto desestabilizador de un propulsor colocado al frente del centro de gravedad es necesario comprender que la hélice le da a las partículas de aire un momento adicional en el eje de dirección, es así como se produce el empuje. Por otro lado, el uso de propelas traseras tiene un efecto estabilizador en los ejes lateral y vertical e incluso un efecto en el que se reduce el arrastre debido a una suerte de *efecto de succión*, eliminando así turbulencias formadas en la parte trasera del ala.

El "*X-plane*" diseñado por Aurora Flight Sciences —una filial de Boeing— para el programa SPRINT (*Speed and Runway Technologies*) de DARPA, la Agencia de Proyectos de Investigación Avanzada de Defensa, incorpora tres turbinas eléctricas en una configuración de turbinas en el ala o FIW por sus siglas en inglés[8] que consiste en colocar estos tres motores en posición vertical para permitir el despegue y aterrizaje vertical, además de un motor adicional para propulsión horizontal. El propósito de esto es hacerlo capaz de exceder cargas y velocidades típicas para vehículos de transporte de ala fija, brindando una ventaja táctica de despegue y aterrizaje vertical. De acuerdo a Aurora Flight Sciences, la fase actual del programa continuará hasta mayo del 2025 y las pruebas de vuelo del mismo están programadas para el año 2027 (Aurora Flight Sciences, 2024).

[7] Nickel hace una distinción en la nomenclatura de los motores en *propulsores* e *impulsores* dependiendo de si éstos se colocan respectivamente en la parte trasera o frontal de la aeronave.

[8] *Fan-in-Wing*

2.3. Vehículos aéreos no tripulados

Los vehículos aéreos no tripulados, conocidos como UAV por sus siglas en inglés (*Unmanned Air Vehicle*), RPAS (*Remotely Piloted Aircraft System*), o simplemente como *drones*; son aeronaves que operan sin la necesidad de un piloto a bordo. son controlados de forma remota o programados para realizar vuelos autónomos. Su diseño y funcionalidad varía dependiendo de su misión, yendo desde modelos pequeños para uso recreativo, hasta sistemas de monitoreo y vigilancia de uso militar, como el *Global Hawk* de Northrop Grumman. La ausencia de piloto permite a los UAV operar en entornos peligrosos o inaccesibles para un operador humano, lo que amplía el rango de aplicaciones para este tipo de sistemas. Además de su capacidad de vuelo por periodos prolongados y realizar maniobras cerradas y precisas las convierte en herramientas valiosas para todas las industrias.

En años recientes la investigación y desarrollo orientados hacia este tipo de sistemas han provocado una evolución tecnológica en la que estos dispositivos no solo son capaces de volar, sino que también incorporan avanzados sistemas de navegación, sensores y capacidad de comunicación en tiempo real, aumentando así su versatilidad y eficacia.

2.3.1. Selección de motores

En los vehículos aéreos no tripulados es un aspecto crítico que influye directamente en su desempeño y capacidad operativa, por lo que es importante tener en cuenta la misión de ésta aeronave para una selección adecuada. Los motores sin escobillas o *brushless* son los más utilizados debido a su alta eficiencia, bajo mantenimiento y capacidad para proporcionar una potencia constante. La constante de velocidad en kilovoltios del motor kV es un parámetro clave para indicar el número de revoluciones por minuto RPM que produce el motor por cada voltio aplicado. Una mayor constante de velocidad alta implica mayor velocidad pero menor torque y viceversa. Otro factor importante es la compatibilidad entre el motor y el controlador de velocidades, conocido como ESC por sus siglas en inglés (*Electric Speed Controller*) y las hélices para que exista garantía de un óptimo funcionamiento.

2.3.2. Aplicaciones

Los vehículos aéreos no tripulados han entrado aplicación en una gran variedad de áreas, gracias a su versatilidad y capacidad de manera eficiente, segura y con bajos costos de operación.

En agricultura son utilizados para el monitoreo de cultivo y la aplicación de fertilizantes o pesticidas de manera precisa, evaluando la salud de las plantas mediante el uso de sensores. En el apartado 2.3.3 se habla con mayor énfasis sobre la normatividad mexicana sobre el uso de RPAS en este ámbito.

Otros ámbitos en los que son ampliamente utilizados son la industria de la seguridad y vigilancia, en donde su aplicación permite el monitoreo de extensas regiones, la detección de actividades sospechosas y la respuesta rápida a emergencias. En la industria del cine y medios de entretenimiento, son utilizadas para tomas aéreas de alta calidad e innovadoras. Además, en situaciones de desastre, los vehículos aéreos no tripulados son considerados como herramientas para la evaluación de daños, búsqueda y rescate, o la entrega de suministros en zonas de difícil acceso. Su uso en la inspección de infraestructuras como oleoductos, puentes, líneas eléctricas, permite un mejor mantenimiento de las mismas.

2.3.3. Normatividad mexicana para el uso de vehículos aéreos no tripulados

La Norma Oficial Mexicana **NOM-107-SCT3-2019** que establece los requisitos de operación de un RPAS en espacio aéreo mexicano además contiene el instructivo para registrar en línea de un RPAS ante el Registro Aeronáutico Mexicano fue publicada en el Diario Oficial de la Federación (DOF) el 14 de noviembre de 2019 (AFAC, 2020). Esta norma hace una clasificación de los RPAS según su peso máximo de despegue, la cuál se muestra en el cuadro 2.1 y dependiendo de su clasificación y uso —el cual puede ser recreativo, privado no comercial y comercial— están sujetas a ciertos numerales de la norma. Los numerales que son aplicables a todo RPAS independientemente de su clasificación son el 4.10 y 4.11.

En esta norma también se definen cuáles son las zonas de vuelo prohibidas o de uso restringido. La AFAC y la SCT prohíben operar un RPAS en localidades donde se encuentren más de 12 personas independientemente de si son lugares abier-

tos o cerrados, el transporte de mercancías peligrosas, explosivos o sustancias ilegales; el cual es un tema que más adelante será tratado con más profundidad.

Bajo ninguna circunstancia se permite la operación de RPAS a una distancia menor a 9.2 km de un aeropuerto, 3.7 km de aeródromos —18.5 km en el caso de los aeródromos que la norma lista en el numeral I.1, que son los aeropuertos más importantes del país y están ubicados mediante coordenadas—, 0.9 km de helipuertos; y no puede operar a una altura mayor a los 122 m (400 ft) o de 100 m (328 ft) en caso de que se les permita operar en alguno de los 42 aeródromos listados en el numeral I.1. de la norma.

Se debe de mantener una distancia mínima de 30 m respecto a las personas que no están involucradas en la operación del RPAS para aeronaves de hasta 10 kg, y de 50 m en el caso de RPAS de hasta 25 kg y queda estrictamente prohibido el operar desde vehículos en movimiento o que un mismo piloto esté controlando de manera simultánea más de un RPAS.

Igualmente la norma indica que los pilotos de drones comerciales en México deben cumplir con una serie de requisitos para poder operar estos dispositivos, los cuales son: cumplir con un curso de formación, realizar un examen teórico-práctico, obtener una certificación médica y realizar el registro del dron ante la AFAC.

Peso máximo de despegue	Categoría
Igual o menor a 2kg	RPAS Micro
Mayor a 2kg y hasta 25kg	RPAS Pequeño
Mayor a 25kg	RPAS Grande

Cuadro 2.1: Clasificación de Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia de acuerdo a la NOM-107-SCT3-2019.

Antecedentes

El primer antecedente sobre la regulación de vehículos aéreos no tripulados, también llamados sistemas de aeronaves pilotadas a distancia o RPAS por sus siglas en inglés (*Remotely Piloted Aircraft System*) data de 2010, cuando la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) publicó en el sitio web de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT) Circular Obligatoria **CO AV-23/10**, en la que se

establecen los requisitos para obtener la certificación de drones. En 2016 se publicó la Circular Obligatoria **CO AV-23/10 R3**, que es el instrumento que rige la regulación de RPAS a nivel nacional. Para la elaboración de esta normativa se tomaron como referencia las recomendaciones de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) y la Administración Federal de Aviación (FAA por sus siglas en inglés) y la Agencia Federal de Aviación Civil (AFAC). Adicionalmente, para el año 2017 la dependencia trabajaba en la elaboración del Proyecto de Norma Oficial Mexicana NOM-107 para definir los requisitos de operación de una aeronave pilotada a distancia en territorio mexicano (SCT, 2017).

Clasificación del espacio aéreo

La OACI clasifica el espacio aéreo en siete porciones de atmósfera, yendo desde la clase *A*, que es el grado más elevado de control del espacio aéreo o segregado; hasta la *F* y *G* que son parte del espacio aéreo no controlado. Los RPAS, UAVs o drones están obligados a operar en el espacio aéreo de clase *G*, sujeta a una altura máxima de 700 ft o 213.36 m. En la figura 2.13 se puede apreciar un gráfico con la clasificación del espacio aéreo de acuerdo a las normas de la OACI. Además de esto, en México el piloto de RPAS debe operar en el intervalo de horas oficiales entre el amanecer y el atardecer con la excepción de que éste tenga un permiso de vuelo nocturno de parte de la autoridad oficial considerando las posibles situaciones de riesgo (TERRASAT, s.f.).

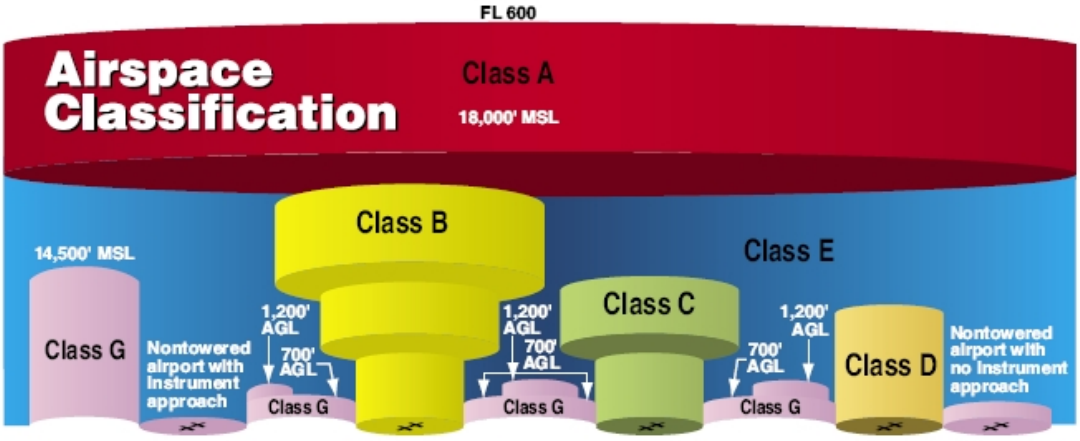


Figura 2.13: Distribución del espacio aéreo de acuerdo a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI). Recuperado el 20 de enero de 2025 de TERRASAT (s.f.).

Otras áreas en las que se busca establecer un control en el uso de RPAS es en la agricultura. En julio de 2022, el representante de la Secretaría de Agricultura y Desarrollo Rural en el estado de Baja California se reunió con el Comandante del Aeropuerto de Mexicali con el propósito de conversar acerca de la necesidad en la regularización de su uso en agricultura para ejecutar actividades de aspersiones aéreas realizando vuelos en zonas cercanas a aeródromos privados debidamente registrados. Además de dar cumplimiento con la NOM-107, se comprometieron a trabajar de manera coordinada con la AFAC para coadyuvar en el cumplimiento de las Leyes de la Aeronáutica y la Ley de Sanidad Vegetal y establecer medidas fitosanitarias y de regulación de los métodos de control integrado de estos sistemas (Representación AGRICULTURA Baja California, 2022a).
Como resultado de éstas pláticas, en octubre de ese mismo año, la Secretaría de Agricultura ya tenía desplegado un operativo de regularización en el uso de aeronaves, comunicando a los campesinos y empresas los trámites con los que debían de cumplir para realizar sus actividades, además de extender a los RPAS los requisitos de la Norma Oficial Mexicana **NOM-052-FITO-1995**, en la que se establecen las especificaciones fitosanitarias que deben de cumplir las entidades que realicen aplicación aérea de plaguicidas agrícolas (Representación AGRICULTURA Baja California, 2022b).

Lamentablemente como resultado de la proliferación en el uso de drones y su creciente presencia en el mercado a ésto se les ha dado un uso incorrecto por parte del crimen organizado en México. El estado de Michoacán es donde más agresiones con drones y explosivos improvisados se dieron en contra de las Fuerzas Armadas. El detonante para un cambio en la legislación fue un ataque ejecutado por drones por parte de miembros de una organización delictiva en la Sierra de Guerrero.
Es por eso que para agosto de 2023, el gobierno de México proponía hasta 53 años de prisión por el uso ilícito de drones al considerarlos como una amenaza a la seguridad en México. En abril de ese mismo año, la Cámara de Senadores aprobó en comisiones reformas a la Ley de Aviación Civil y la Ley de Protección del Espacio Aéreo Mexicano para establecer nuevas normas en el uso de drones en tareas de prevención, investigación y persecución de delitos (González, 2023).

La propia NOM-107 contempla una serie de sanciones en caso de uso indebido de los RPAS, como son una multa de entre 200 y 5000 Unidades de Medida y Actualización (UMA), la revocación de la licencia y matrícula en el caso del titular, lo que hará que no sea capaz de obtener directa o indirectamente otro permiso en el plazo de los siguientes 5 años a la resolución en su contra.

En 2024 el Congreso de la Ciudad de México llevó a cabo un análisis en relación al uso de drones para cometer delitos contra la privacidad, daños ambientales o riesgos a la seguridad de la ciudadanía, presentando dos iniciativas orientadas a prevenir su uso ilícito. La reforma al artículo 224 del Código Penal de la Ciudad de México aprobada en octubre de 2023 fortaleció la sanción de delitos como el robo cuando se hacía uso de RPAS.

A nivel mundial el gasto anual en investigación y desarrollo en el ámbito de los vehículos aéreos no tripulados supera los miles de millones de dólares, por lo que es fácil asumir que el mundo está centrándose en esta industria y sus componentes. Las estimaciones de crecimiento anual en el número de fabricantes de drones para el año 2019 eran de entre el 3 % a 7 % de acuerdo con Global Standards (2019).

2.4. Biomimética

La **biomimética** es una disciplina basada en el estudio de los modelos, sistema, procesos y elementos naturales con el propósito de imitarlos e incorporarlos al proceso de diseño de soluciones a necesidades humanas haciendo que éstas soluciones, además de ser funcionales, sean sustentables e innovadoras (Alexander, 2017). Otra manera de definir a la Biomimética de acuerdo con la Revista Nature (Nature, s.f.) "*es un campo interdisciplinario, donde principios de ingeniería, química y biología se aplican a la síntesis de materiales, sistemas artificiales o máquinas, cuyas funciones se encargan de imitar procesos biológicos*". De acuerdo a Alexander (2017), la Biomimética es física Newtoniana aplicada.

Los diseñadores e ingenieros que están involucrados con la biomimética se encargan de hacer investigaciones biológicas y ecológicas con el propósito de conocer cómo es que los organismos resuelven problemas complejos. En años recientes, la biomimética ha sido introducida a la vida cotidiana a través del diseño de nuevos materiales y, en el caso particular de la ingeniería, ofreciendo inspiración para el desarrollo de máquinas y vehículos (Snell-Rood, 2016). Ejemplo de esto es el desarrollo de mejoras al tren bala a partir de la forma de zambullirse de un ave conocida como Martín Pescador (*Alcedo atthis*); mejoras que permitieron darle al vehículo una aceleración del 10 % con un consumo del 85 % de la energía necesaria anteriormente de acuerdo a Beyus (2009).

Históricamente, Leonardo da Vinci fue uno de los primeros individuos que se inspiraron en la naturaleza para desarrollar una solución a problemas humanos, demostrándolo en sus bocetos e intentos por crear un dispositivo que permitiera el vuelo a los hombres, tal y como puede apreciarse en la figura 2.8 (Lakhtakia & Martín-Palma, 2013).

De acuerdo con Alexander (2017), la funcionalidad y éxito de los sistemas biológicos se basa en su extrema complejidad. Por lo tanto, la búsqueda de soluciones a partir de la biomimética requiere de una extensa experimentación en el campo de la biología, sino que también involucra la búsqueda de una estrategia de abstracción que permita extraer aquellas características esenciales responsables de una función en particular dentro de un sistema biológico. Si el investigador es capaz de extraer el concepto abstracto que permite que dicha función se desa-

rrolle en el organismo que está siendo estudiado, entonces también es capaz de combinar sus conocimientos de ingeniería para mejorar las condiciones de funcionamiento de esta característica. Existen tres maneras de aproximarse a esta estrategia de abstracción: mediante el estudio de la convergencia evolutiva (una misma característica presente en diferentes especies no relacionadas entre sí); la experimentación e implementación distintas metodologías a una única especie; y la formulación teórica y modelado numérico.

2.4.1. Bioinspiración

La naturaleza es una gran fuente de conocimientos a la que puede recurrir un investigador en busca de la respuesta que millones de años de evolución han dado a un problema con el que la especie humana recién se ha topado. *Bioinspiración* es el nombre que recibe aquél proceso creativo en el que los diseñadores toman algunas características o funciones del mundo natural para ser implementadas en el Desarrollo de Ingeniería (Lakhtakia & Martín-Palma, 2013).

Cuando se habla de Biomimética, la *bioinspiración* es un concepto crucial, pues sobre él se fundamenta la definición misma de la biomimética. Hasta este momento, replicar completamente el funcionamiento de un sistema natural es imposible con la tecnología que hemos desarrollado como especie, por lo tanto, el mayor acercamiento que podemos tener hacia el funcionamiento de los sistemas naturales son la **imitación** y el aprendizaje.

2.4.2. Proceso de abstracción

La funcionalidad y éxito de los sistemas biológicos es resultado de la complejidad y diversidad de los mismos. De acuerdo con Selverston (2001), si se intentara imitar el funcionamiento de un sistema biológico de manera literal respecto a las referencias que ha proporcionado la bioinspiración, este sistema contaría con una cantidad abrumadora de elementos y micro-movimientos que a gran escala no solo serían imperceptibles, sino que además resultarían contraproducentes para el funcionamiento deseado. No están dentro del sistema biomecánico original, y por lo tanto, muchos de esos micro-movimientos afectarían el funcionamiento de otros eslabones de maneras que no suceden en el mundo natural. Es por esto que

se vuelve imperativo un proceso de abstracción.

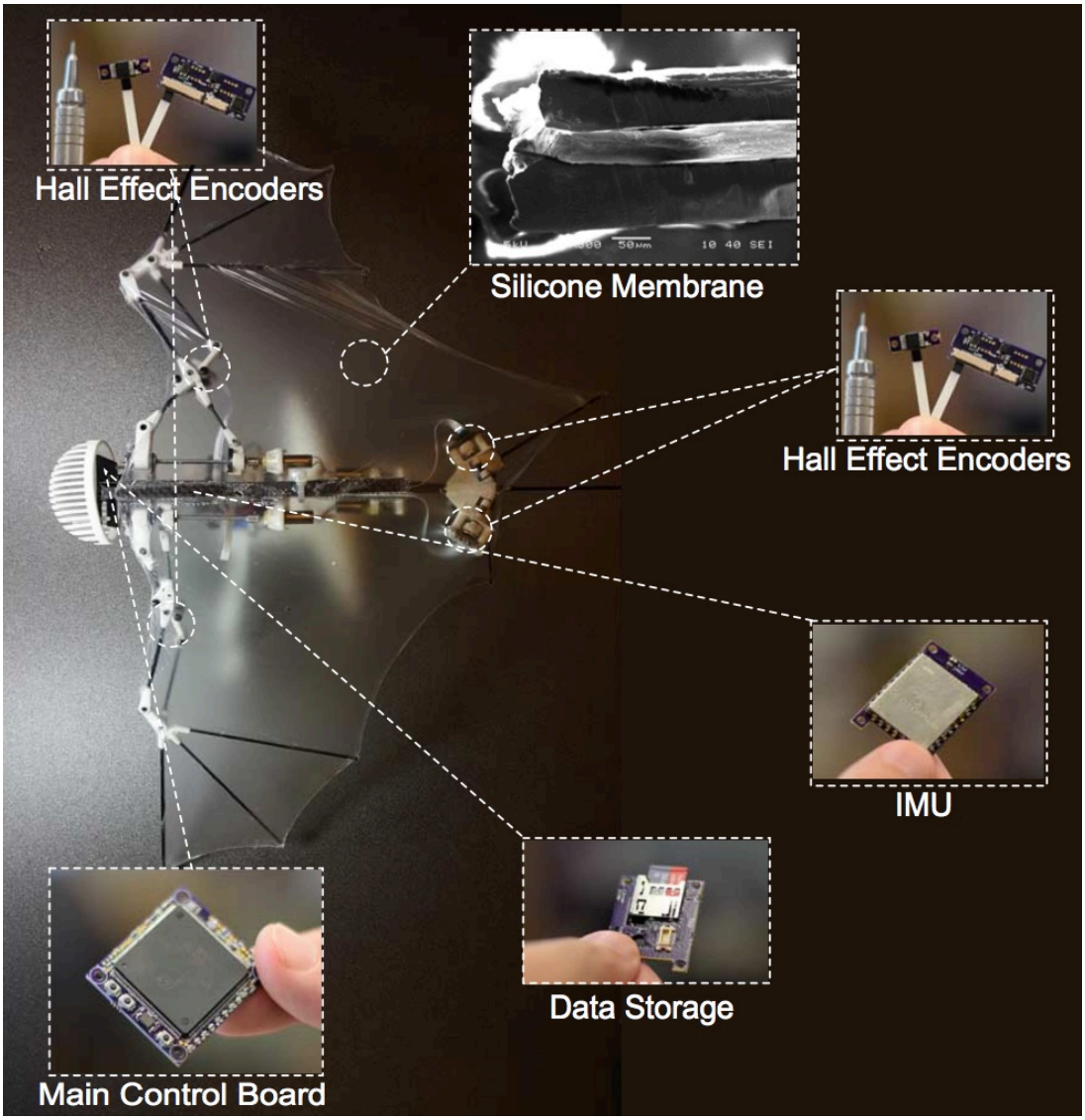


Figura 2.14: Plataforma robótica desarrollada por investigadores de la Universidad de Illinois que imita el vuelo de un murciélago, simplificando su biomecánica. Recuperado de Ramezani et al. (2017).

Una manera de definir al proceso de abstracción es como una *traducción* del complicado lenguaje de la naturaleza a un lenguaje mucho más sencillo, que podamos replicar con facilidad e implementar como solución a problemas de diseño. Ejemplos de este proceso de abstracción hay muchos, pero uno de los más importantes para este proyecto es que estuvo involucrado en el desarrollo del llamado *Bat Bot (B2)* (véase la figura 2.14) desarrollado por investigadores de la Universidad de Illinois, donde se simplificó el complicado vuelo de los murciélagos y la totalidad de grados de libertad (GdL) del sistema, reduciéndolo de 40 articulaciones pasivas y activas identificadas en los quirópteros a únicamente 20 articulaciones

controladas por un microcontrolador de la familia STM32 (Ramezani et al., 2017).

De acuerdo con Rocha Rangel et al. (2012), el proceso de abstracción en la biomimética se compone de las siguientes etapas: identificar, interpretar, descubrir, resumir, emular, y evaluar

2.5. Pterosaurios

Los pterosaurios fueron los primeros vertebrados en conquistar el aire, habitando la tierra durante más de 160 millones de años, desde el Triásico superior hasta la extinción de los dinosaurios hace 66 millones de años, al final del periodo Cretácico. Su diversidad morfológica y adaptaciones aerodinámicas los convierten en un punto clave para entender la evolución del vuelo en los vertebrados.



Figura 2.15: Reconstrucción de diferentes pterosaurios del artista español Mario Lanzas.

2.5.1. Ecología

Su ecología fue casi tan diversa como su morfología. Algunas especies como *Haliskia peterseni* presentaban adaptaciones para una dieta piscívora, con dientes largos y afilados que actuaban como tridentes; o *Pterodaustro guinazui*, que tenía dientes similares a los cepillos de las ballenas, lo que sugiere una dieta basada en pequeños crustáceos similares al plancton. Otras especies, como *Quetzalcoatlus northropi* podrían haber tenido comportamientos carroñeros, o ser depredadores terrestres de pequeños dinosaurios; con la capacidad de desplazarse eficazmente tanto en tierra firme como en el aire gracias a una estructura ósea ligera y resistente, en conjunto con extremidades adaptadas para ello (Witton & Naish, 2008).

La presencia de sacos aéreos en su sistema respiratorio optimizaba el intercambio de gases y los volvía más livianos, permitiéndoles alcanzar tamaños im-

presionantes sin comprometer su capacidad de vuelo. Estas adaptaciones sugieren una ocupación de nichos ecológicos variados, desde ambientes costeros hasta interiores continentales.

Uno de estos gigantes es *Quetzalcoatlus*, descrito por el especialista en biomecánica de la universidad de Chatham, Michael Habib, como "*una extraña amalgama entre un clásico reptil moderno, un ave, una jirafa y un murciélago, todo en uno*" (Joyce, 2010). Este bizarro animal alcanzaba un peso de hasta 200 kg según se estima, y tenía una envergadura de hasta 10 m —similar a la de un caza F-16—, además de que en tierra era tan alto como una jirafa, con una estructura similar a ésta con un cuello alargado terminado en un afilado pico.

2.5.2. Dinámica de vuelo

El vuelo en los pterosaurios combinaba características únicas que los hacen diferentes de aves y murciélagos. Algunos estudios identificaron una estructura muscular en la unión entre el cuerpo y la membrana alar, al que llaman "carenado de raíz alar" (*wing root fairing*), el cuál reducía la resistencia aerodinámica y mantener un control sofisticado de la superficie del ala durante el vuelo.

Experimentos realizados en túnel de viento han demostrado que los pterosaurios tenían la capacidad de planear durante horas, aprovechando las corrientes ascendentes y descendentes. Apoyados de una membrana alar reforzada con fibras musculares, que les pudo haber dado una mejor percepción de su entorno y una gran sensibilidad al viento, eran capaces de maniobrar con gran precisión. Sin embargo, esta misma estructura que rigidizaba el ala les hacía más vulnerables ante turbulencias, limitando su eficacia de vuelo en condiciones climáticas adversas.

En el caso de *Quetzalcoatlus*, estudios recientes cuestionan su capacidad de realizar vuelos de larga distancia planeando con ayuda de las corrientes. Modelos aerodinámicos sugieren que su gran tamaño pudo ocasionar que sus capacidades de planeo fuesen inferiores a las de aves modernas, sugiriendo un vuelo de corto alcance, contrastando con estudios anteriores que proponían un vuelo eficiente y de largo alcance para este animal.

El despegue era facilitado por un mecanismo de lanzamiento en el que hacían uso de sus extremidades anteriores y posteriores para catapultarse, logrando un

impulso con la velocidad suficiente en un instante. Esta técnica en combinación con una estructura anatómica adaptada con sacos de aire y huesos huecos les permitiría realizar vuelos de larga distancia, sobrevolando amplias extensiones de terreno en busca de alimento (Habib & Cunninham, 2010).

2.5.3. Hipótesis de reconstrucción de las alas

El ala de los pterosaurios consistía de una membrana sustentada por el cuarto dedo extendido, en una configuración morfológica que varía según el género del que se hable. La reconstrucción más aceptada considera un *braquiopatagio*[9] anclado desde el hombro al extremo del hueso *pteroide*[10] y luego hasta el dedo alar, extendiéndose hacia el cuerpo y posiblemente hasta la rodilla o el tobillo dependiendo de la especie. Esta membrana se encontraba reforzada por fibras musculares denominadas *aktinofibrillas*, que les permitían mantener la tensión y controlar la forma del ala durante el cuelo.

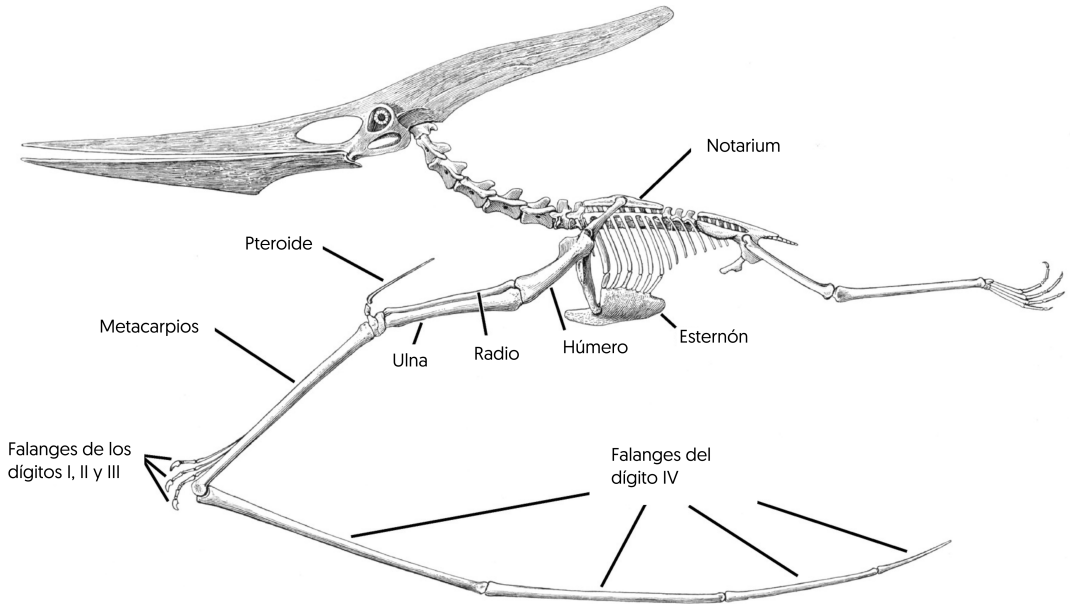


Figura 2.16: Diagrama de la estructura anatómica del ala del pterosaurio, mostrando el diagrama esquelético de un *Pteranodon*. Recuperado de Middleton y English (2014)

Las articulaciones del pteroide y el dedo alar permitían modificar la geometría del ala y adaptarse a diferentes condiciones de vuelo. La variabilidad morfológica

[9] Membrana de piel elástica y resistente que forma la superficie del ala

[10] Hueso largo y curvo localizado en la muñeca del pterosaurio, que cumplía la función de refuerzo estructural de la membrana alar entre el cuerpo y los dedos (Padian et al., 2021)

entre especies sugiere distintas estrategias aerodinámicas dependiendo del nicho ecológico, desde el planeo eficiente hasta el vuelo dinámico con maniobras en espacios reducidos, lo que se infiere a partir de parámetros como la proporción de alargamiento AR y la proporción de los elementos esqueléticos que dan forma al ala. Esta estructura, combinada con una caja torácica reforzada y un esternón bien desarrollada sugieren un ala funcional, ajustable y optimizada para el vuelo activo.

En cuanto a la morfología de la membrana alar, ésta puede describirse como una estructura de gran elongación, con una proporción de alargamiento AR pronunciada, particularmente en el caso de algunos azhdárquidos como *Quetzalcoatlus*. Esta forma les permitía mantener un vuelo más eficiente en cuanto a sustentación, aunque la flexibilidad de la membrana aún constituye un reto estructural que es difícil de explicar. Estudios en morfología funcional han demostrado que la movilidad de la articulación metacarpofalángica y la sincarpalia distal permitían plegar o extender el ala sin alterar significativamente la configuración alar, lo que pudo contribuir a mantener la sustentación incluso con variaciones en el ángulo de ataque.
El ángulo de flecha φ_N también juega un papel relevante. En las aves modernas este parámetro se relaciona de manera estrecha con la velocidad y la maniobrabilidad, sin embargo en los pterosaurios parece haber jugado un papel en la distribución del levante a lo largo del ala, reduciendo el momento flector en la raíz y contribuyendo a la estabilidad del vuelo (Padian et al., 2021).

2.5.4. Tapejara

El género *Tapejara* representa un ejemplo notable de especialización en los pterosaurios. Caracterizado por una cresta craneal prominente, se ha sugerido que ésta pudo tener funciones de exhibición sexual, dimorfismo sexual o de reconocimiento intraespecífico. Sin embargo, su tamaño abre la puerta a considerar que ésta además podría haber cumplido alguna función aerodinámica durante el vuelo.

Fósiles de *Tapejara* indican adaptaciones para un vuelo ágil y controlado. Se cree que pudo haber habitado en regiones con vegetación densa en donde la ma-

niobravilidad se convertía en una capacidad esencial para subsistir, alimentándose probablemente de frutas y pequeños vertebrados, aunque las evidencias son limitadas. Su morfología mandibular sugiere capacidad de manipular objetos de manera precisa, lo que apoya la hipótesis de una dieta variada u omnívora (Eck et al., 2011).

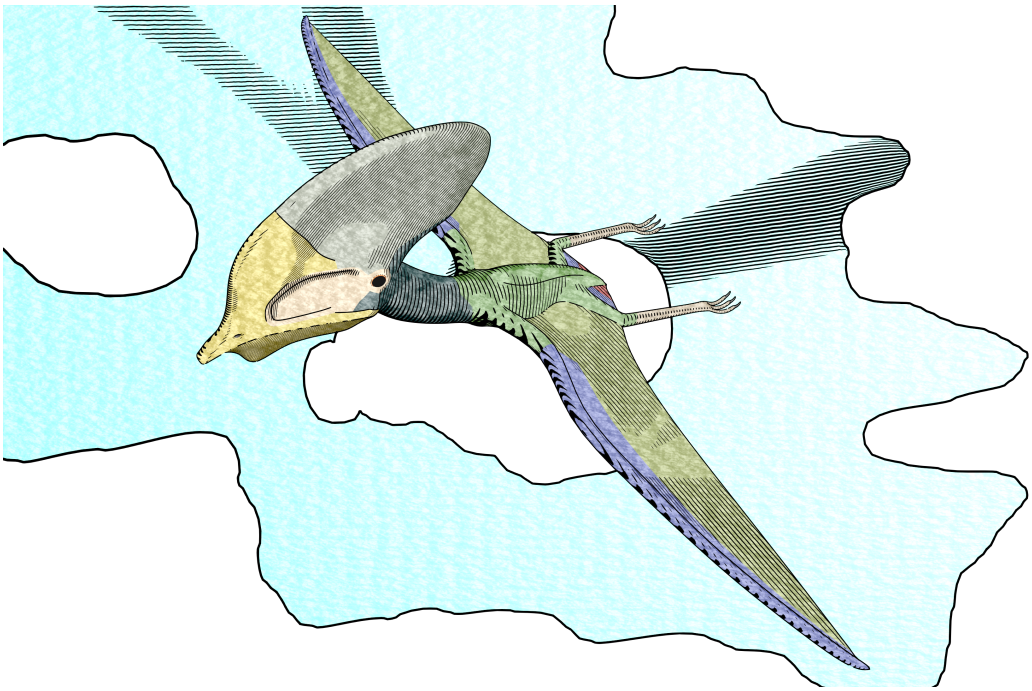


Figura 2.17: Reconstrucción de *Tapejara wellnhoferi* a partir de los diagramas esqueléticos de Hartman (2017) y Chatterjee y Templin (2004).

Estudios biomecánicos Chatterjee y Templin (2012) han propuesto que la cresta en *Tapejara* cumpliera con la función de un estabilizador de vuelo, ayudando en el control de dirección y estabilidad en maniobras complejas. Esta hipótesis se basa en simulaciones computacionales.
Estas simulaciones sugieren que aunque la cresta se encuentra por delante del centro de gravedad, provocando inestabilidad, el realidad ésta pudo cumplir la función de un timón frontal. Este mecanismo le permitiría a *Tapejara* realizar giros ágiles y precisos. Se identificó además que la criatura contaba con un excedente significativo de potencia muscular, superando los requisitos de un vuelo dinámico con aleteo, lo que le facilitaba despegar desde el suelo o incluso superficies acuáticas, y aterrizar de forma segura.

En cuanto a su capacidad de planeo, *Tapejara* pudo haberlo hecho con las alas

en ángulo cercano a los 4° y una velocidad crucero estimada en 27 km/h. Estas cualidades le permitirían aprovechar de forma eficiente las corrientes para vuelos de larga distancia. Las simulaciones destacaron la presencia de superficies de control en las alas análogas a los alerones y elevadores de una aeronave. Estos hallazgos inspiraron desarrollo aeronáutico, como el *Pterodrone* de Chatterjee del cuál se habla a más profundidad en el apartado 1.5.3.

Capítulo 3

Marco metodológico

3.1. Procedimiento de diseño

El proceso de diseño aeronáutico es sistemático y multidisciplinario en donde se combinan temas de física, materiales, requisitos operativos y electrónica para lograr la síntesis de una aeronave funcional, segura y eficiente. Lo primero es determinar la misión de la aeronave y a partir de ello definir los requisitos de operación que serán utilizados como parámetro de diseño. Este proceso consiste de varias etapas; sin embargo en el presente proyecto se dará énfasis únicamente a la etapa del diseño conceptual, cuyos resultados darán una versión preliminar de la aeronave, que debe ser sometida a más análisis de mayor complejidad que amplíen el entendimiento del desempeño de la aeronave, certificando así su correcta operación. Parte de la metodología de este proceso de diseño fue adaptada de lo presentado por Jagtap et al. (2024) en su trabajo, proceso que puede apreciarse en la figura 3.1. En dicha obra, se presenta un vehículo de cuerpo y ala integrados propulsado por hidrógeno, cuya configuración aerodinámica en general busca optimizarse.

Durante el desarrollo del presente proyecto se implementó una secuencia iterativa para el diseño de la aeronave a partir de una *configuración inicial*, tal y como se muestra en el diagrama de la figura 3.1. Conforme a la realización de análisis y simulaciones numéricas junto con la comparación de comportamientos como la curva del coeficiente de momento de cabeceo c_M respecto al ángulo de ataque α se implementaron cambios y modificaciones a la propuesta de aeronave que eventualmente eran sometidos a análisis y el proceso se repitió un total de cuatro

ocasiones hasta satisfacer los objetivos definidos en el apartado 1.10. La última de las versiones que se lista en el apartado 5.1.4 y cuyo desarrollo se trata con profundidad en el capítulo 4 del presente documento. Es considerada como el *diseño preliminar* enunciado en el diagrama de flujo.

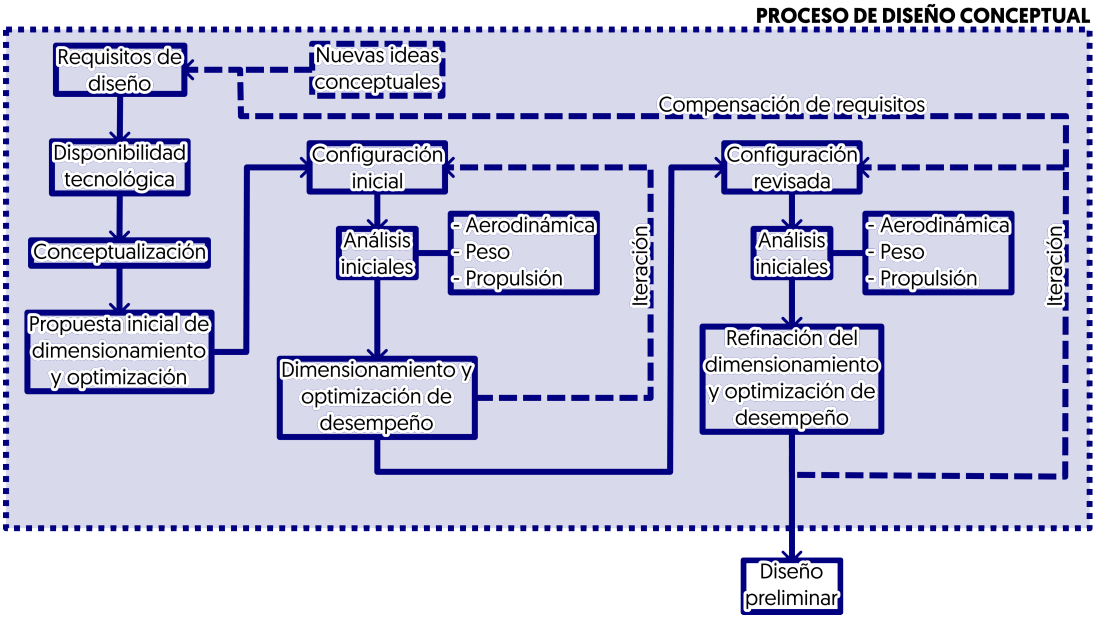


Figura 3.1: Diagrama de flujo del proceso de diseño conceptual de una aeronave. Recuperado de Jagtap et al. (2024).

Partiendo del diagrama de flujo que se muestra en la figura 3.1, las fases de diseño que se abordarán a lo largo del presente capítulo en que se explica la metodología implementada en el proyecto son:

Conceptualización En ésta etapa se hacen los bocetos iniciales de la aeronave, se definen condiciones como la estética y la filosofía de diseño y manufactura del producto.

Propuesta inicial de dimensionamiento y optimización En ésta fase se define la misión de la aeronave y a partir de ella el levantamiento de requisitos que servirán como parámetros de diseño para la aeronave. En ésta etapa se desarrollan los cálculos que se muestran en el capítulo 4 de esta obra. Una vez comienza el ciclo iterativo, ésta etapa se redefine como la **Configuración revisada** de la aeronave.

Análisis iniciales Se refiere a todos los análisis, pruebas y experimentos cuyos resultados permitan conocer si la configuración definida para la aeronave

tiene un desempeño aerodinámico satisfactorio. A partir de las observaciones realizadas en ésta etapa se deciden los cambios a implementar en las siguientes iteraciones de la aeronave. En esta etapa también se realizarán modelos didácticos para hacer pruebas o experimentos de resistencia o facilidad de manufactura. Los principales análisis a los que las propuestas de aeronave estarán sometidas son:

- Simulaciones aerodinámicas con el método de *Vortex Lattice* o paneles 3D
- Análisis de estabilidad dinámica en XFLR5
- Experimentos en túnel de viento

Diseño preliminar Una vez terminado el ciclo iterativo del proceso de diseño conceptual, el resultado será un diseño preliminar de la aeronave, que aún debe someterse a pruebas y análisis de mayor complejidad para determinar su desempeño aerodinámico y los cambios que han de implementarse, siendo éstos mucho menos agresivos o drásticos que durante la iteración del diseño conceptual.

Construcción de un prototipo Una vez exista un diseño preliminar de la aeronave, con planos y modelos en software CAD del vehículo aéreo no tripulado se dará inicio a la construcción de un prototipo de la aeronave que sea completamente funcional para efectuar otro tipo de pruebas, de vuelo, de resistencia, de rendimiento o autonomía, entre otros.

3.2. Conceptualización

El primer diseño conceptual de la aeronave se realizó tomando como referente la estructura y configuración del Ho-229, esto con el propósito de evitar caer en una configuración que causara más problemas aerodinámicos de los que pueden esperarse al trabajar con una configuración no convencional; por ejemplo, una aeronave con flecha invertida, que generaría más problemas en la etapa de diseño, pero resultaría más fiel a la reconstrucción especulativa del pterosaurio.

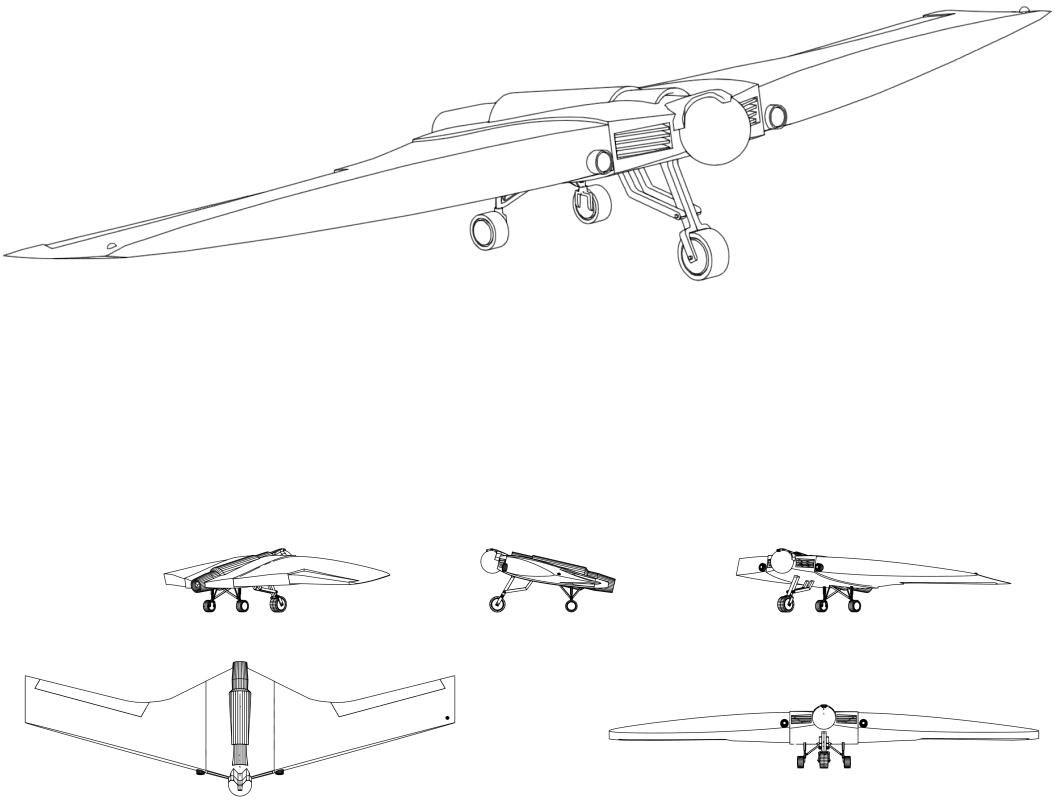


Figura 3.2: Bocetos del diseño conceptual inicial de la aeronave, mostrando varias vistas del vehículo. Imagen de autoría propia.

El concepto contempla un tren de aterrizaje con tres puntos de apoyo, al igual que el Horten, que además mantendría la aeronave en un ángulo de ataque α de 10°. La esfera que se observa en la parte frontal es el espacio en el que se confinan los sistemas de vigilancia como cámaras, sensores y transmisores, además de un mecanismo que les de suficiente libertad de movimiento para hacer más efectiva

su tarea de monitoreo. Este concepto además contempla un único propulsor de tipo turbina colocado al centro de la aeronave, la cual sobresaldría ligeramente sobre el fuselaje de la misma. La entrada de aire a la turbina sería a través de dos ventilas colocadas simétricamente al lado de la esfera que está al frente, y en el borde de ataque se encontraría un par de linternas para misiones de monitoreo nocturno. Este primer concepto de la aeronave contempla una envergadura de 2 m. En la figura 3.2 se muestra este diseño conceptual.

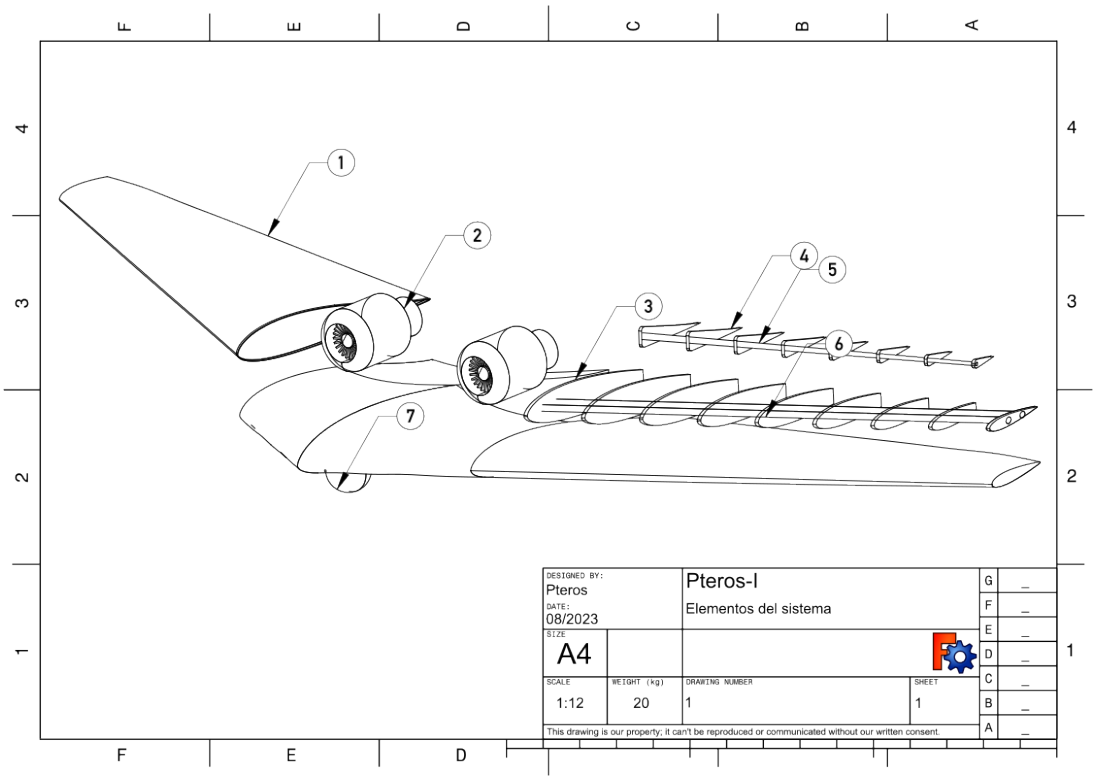


Figura 3.3: Boceto de diseño conceptual para la tercer versión de la aeronave, mostrando algunos de los componentes de la misma. Imagen de autoría propia.

A partir de la tercer iteración de la aeronave, de la que se habla con mayor profundidad en el apartado 5.1.3 fue necesaria una reconceptualización de la aeronave, considerando la configuración del uso de las dos turbinas propulsoras al centro de la aeronave, las costillas y los largueros. En la figura 3.3 se muestra el boceto para esta nueva conceptualización. En el diagrama se muestran algunas piezas señaladas en números, a continuación se describe el significado de cada uno de los elementos mostrados en éste concepto: **1.** *Piel* del ala; **2.** Turbina eléctrica DS-215-DIA HST; **3.** Costillas del ala; **4.** Costillas del alerón; **5.** Larguero del alerón; **6.** Larguero del borde de ataque del ala; **7.** Sistemas de vigilancia de la

aeronave.

Algunos otros estudios que han abordado el diseño conceptual completo de configuraciones de tipo ala volante bajo un enfoque sistemático son: el trabajo de Quijada Pioquinto et al. (2024), en donde se expone la fase inicial del diseño aplicado a misión y estructura; Espinosa Bárcenas et al. (2024) desarrolla además la optimización multidisciplinaria para UAVs eléctricos de tipo ala volante, cubriendo aspectos estructurales, energéticos y aerodinámicos; del mismo modo, Mader y Martins (2012) plantea en su obra el uso de esquemas de control de forma para vehículos de ala y cuerpo integrados. El trabajo realizado por X. Wang et al. (2024) explora variaciones geométricas alares con un énfasis en maximizar la distancia de planeo en configuraciones de ala fija sin cola.

Estos trabajos ofrecen una visualización del ala volante en al que la forma del ala se optimiza en el contexto del vehículo total, con prioridad en la misión y viabilidad técnica del sistema; por ese mismo motivo es que fueron tomados como referente a lo largo del proceso iterativo de diseño del vehículo propuesto en el presente documento.

3.2.1. Estética

Como ya se ha explicado en los objetivos del proyecto, la aeronave además de estar diseñada a semejanza de *Tapejara wellnhoferi* deberá de ser una aeronave de tipo “ala volante”. Como explican Nickel y Wolhfahrt (1994), las alas volantes son consideradas un espectáculo en el aire que está más allá de simples exposiciones y demostraciones de acrobacias aéreas. La geometría general del ala volante se considera como un diseño futurista y de tecnología avanzada, además de estar fuertemente asociada a la milicia, pues algunos de los modelos de ala volante más conocidos en el mundo son bombarderos o aviones caza que están en las filas de los ejércitos de las naciones más poderosas del mundo. Otro punto a favor de esta configuración desde el punto de vista estético es que la curvatura de las alas volantes las hace mucho más atractivas visualmente que otro tipo de aeronaves, brindándoles cierta *elegancia* a la que incluso Schwander (1997) hace referencia.

Ala volante pura

El término *ala volante pura* es mencionado por Nickel y Wolhfahrt[1] en su obra, y hace referencia a un vehículo de ala fija sin cola, que carece completamente de superficies verticales. Según se menciona en la misma obra, algunos ejemplos de aeronave que entran en esta clasificación son el Horten-II y los bombarderos norteamericanos B-2 y B-21.

A lo largo del proceso de diseño del vehículo aéreo no tripulado para vigilancia forestal, se buscó mantener de manera estricta la morfología de la aeronave como un *ala volante pura*, sin embargo, con la última de las versiones fue necesaria la incorporación de un fuselaje que albergara las baterías que alimentan los motores y sistemas de la aeronave, lo que devino en la modificación del fuselaje y probablemente en el aumento del arrastre inducido al que está sometido el vehículo. Mantener la morfología del ala volante pura tiene prioridad sobre la inspiración en la morfología del pterosaurio, por lo que se omiten de manera directa las condiciones de flecha hacia el frente de algunas reconstrucciones especulativas de las alas de los pterosaurios en favor de otras cualidades como su proporción de alargamiento o la envergadura de las alas.

3.2.2. Manufacturabilidad

Las aeronaves en general cuentan con un proceso de manufactura especializado, pues las superficies que componen las alas y el fuselaje suelen ser bastante complejas y no tan fáciles de lograr con una única pieza. Existen muchos métodos para la manufactura de las aeronaves, que van desde la utilización de una gran cantidad de paneles de cierto material que conformen la superficie en forma de "parches", sin embargo este método incrementa de manera considerable el peso de la aeronave.

Otro método que permite construir las superficies complejas sin importar qué tan rebuscadas sean es la manufactura aditiva, y en años recientes sus costos se han reducido de manera considerable gracias al avance de la tecnología.

El método implementado para la manufactura es similar al de la construcción

[1] "*Sin embargo, estos autores insisten que el término 'ala volante' sea usado únicamente en caso de que (la aeronave) no tenga un fuselaje o aletas verticales*" (Nickel & Wolhfahrt, 1994).

de las aeronaves reales, construyendo costillas de un material rígido y más adelante recubriéndolo de un grupo de paneles más grandes de algún material, pese a las consideraciones del peso, resulta la alternativa más amigable para la manufactura, además de brindar una mayor resistencia estructural.

Se ha definido entonces que en este proyecto se usará una mezcla entre el proceso de manufactura aditiva y convencional de aeronaves, haciendo uso de nuevos materiales mucho más livianos y resistentes con los que no se trata en la construcción de un modelo aeronáutico convencional. Dejando a un lado la madera de balsa para usar costillas de un material resistente y de bajo peso, impreso en 3D para tener una mayor precisión en la geometría de la pieza.

Se propone el uso de dos tipos diferentes de resina según el propósito de las piezas: La resina **Liqcreate Strong-X**, que tiene una resistencia a la tensión de 135MPA, similar a la del aluminio 6061 y una densidad de 1.2 g/cm^3; para el fuselaje se propone el uso de la resina **Loctite IND405**, que se caracteriza por resistencia a los rayos UV y a la humedad, condiciones que son comunes en la atmófera a la altitud a la que opera la aeronave. Su densidad es de 1.05 g/cm^3, su material análogo es el propileno modificado por impacto.

Propiedades	Loctite IND405	Liqcreate Strong-X
Resistencia a la tensión	55 MPa	84 MPa
Módulo de tensión	1434 MPa	3500 MPa
Resistencia al impacto IZOD	72 J/m	17 J/m
Temperatura de distorsión térmica	53 °C	73 °C
Temperatura de degradación	107 °C	250°C
Dureza Shore D	79D	90D
Densidad	1.121 g/cm^3	1.12 g/cm^3
Color	Translúcido	Gris opaco

Cuadro 3.1: Propiedades mecánicas de las resinas propuestas para la manufactura de la aeronave. Recurso de autoría propia.

El uso de la resina con resistencia similar al aluminio tiene como propósito su implementación en zonas de alta carga y en secciones delgadas con un refuerzo estructural, y el uso de la resina Loctite en el fuselaje es más eficiente pues protege a la aeronave de las condiciones ambientales y le da ligereza, de manera similar

al uso de la fibra de carbono en aeronaves más grandes.

El motivo de la elección de la manufactura aditiva como método de producción de éstas aeronaves es la versatilidad que tiene para la manufactura de piezas de geometrías complejas y con secciones transversales que para otros métodos de manufactura más tradicionales, como el uso de materiales compósitos —como la fibra de carbono o la fibra de vidrio— con refuerzos estructurales independientes, resultarían imposibles de producir.

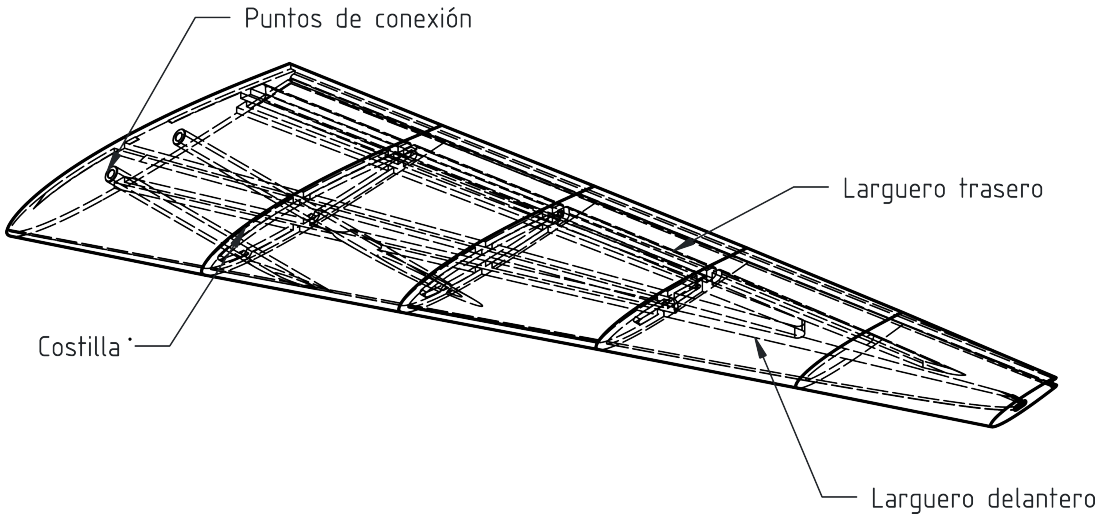


Figura 3.4: Dibujo de la pieza `PTRS_FUSE_002` correspondiente al fuselaje de la aeronave, en donde se muestran los diferentes refuerzos estructurales de la pieza. Imagen de autoría propia.

En la figura 3.4 se muestra un dibujo de la pieza **PTRS_FUSE_002**, en la que se hace evidente que la pieza cuenta con múltiples refuerzos estructurales como las costillas y los largueros, así como puntos de conexión con otras piezas. Al estar hecha de un mismo material es posible integrar estos refuerzos al resto de la pieza y generar redondeos que mejoren el comportamiento de la pieza ante los esfuerzos mejorando así su desempeño; esto no sería posible de fabricar la estructura con un método más tradicional, con elementos separados. Del mismo modo, al integrar los refuerzos estructurales a la pieza se puede reducir considerablemente el espesor de algunas secciones del ala e integrar cavidades en la misma, lo que en conjunto con la baja densidad del material reduce su peso y aumenta su eficiencia en el aire.

Arquitectura modular

Al igual que en el caso del Bombardero B-21, se busca implementar la filosofía de arquitectura modular en este proyecto. La arquitectura modular en el caso de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija con ala y cuerpo integrados implica la separación funcional de los sistemas en bloques independientes e intercambiables sin comprometer su integridad estructural o aerodinámica, lo que más allá de solo ser una ventaja operativa, se vuelve una capacidad estratégica para misiones que impliquen vuelos en regiones remotas, permitiendo el mantenimiento frecuente en campo y a bajo costo; además de la adaptabilidad a escenarios particulares como el cambio de las estaciones, incidentes u objetivos.

La idea es que cada subsistema —propulsión, energía, control, sensores, carga, sistemas de monitoreo, fuselaje, etc.— esté lo suficientemente desacoplado como para permitir su reemplazo o actualización sin requerir con ello el rediseño del conjunto completo. Estructuralmente hablando se requiere de conexiones rápidas y reforzadas entre las alas y el fuselaje o cuerpo central de la aeronave.

La arquitectura modular favorece la escalabilidad logística. En una flota operada por dependencias gubernamentales, la estandarización de módulos simplifica su mantenimiento y reduce los tiempos de inactividad, además de que se facilita la capacitación del personal que de mantenimiento u opere los sistemas sin necesidad de una especialización en cada modelo. En cuando a su ciclo de vida, un sistema modular es mucho más resiliente al paso del tiempo, anteponiéndose a la obsolecencia de sus componentes, reemplazándolos sin modificar el diseño aerodinámico; o el fácil reemplazo de piezas en caso de un accidente en zonas remotas, sustituyendo el componente sin la necesidad de herramientas especializadas.

3.2.3. Implementación de la biomimética

El ala volante es un ejemplo recurrido cuando se busca mostrar algunas de las aplicaciones que tiene la biomimética en el mundo moderno, en especial por la comparación entre el perfil del B-2 y el de un halcón peregrino durante el vuelo. Adentrarse en la teoría detrás del vuelo de estas fascinantes aeronaves revelará que la morfología del bombardero obedece a parámetros como la selección de un perfil para la raíz del ala con una curvatura muy pronunciada y que el giro geomé-

trico del ala tiene un efecto similar a la inclinación que tienen las plumas de vuelo del halcón, lo que vuelve difícil establecer una correlación directa entre el vuelo del falcónido. Sin embargo esto no implica que las alas volantes deban su funcionamiento únicamente a los parámetros calculados por un grupo de científicos.

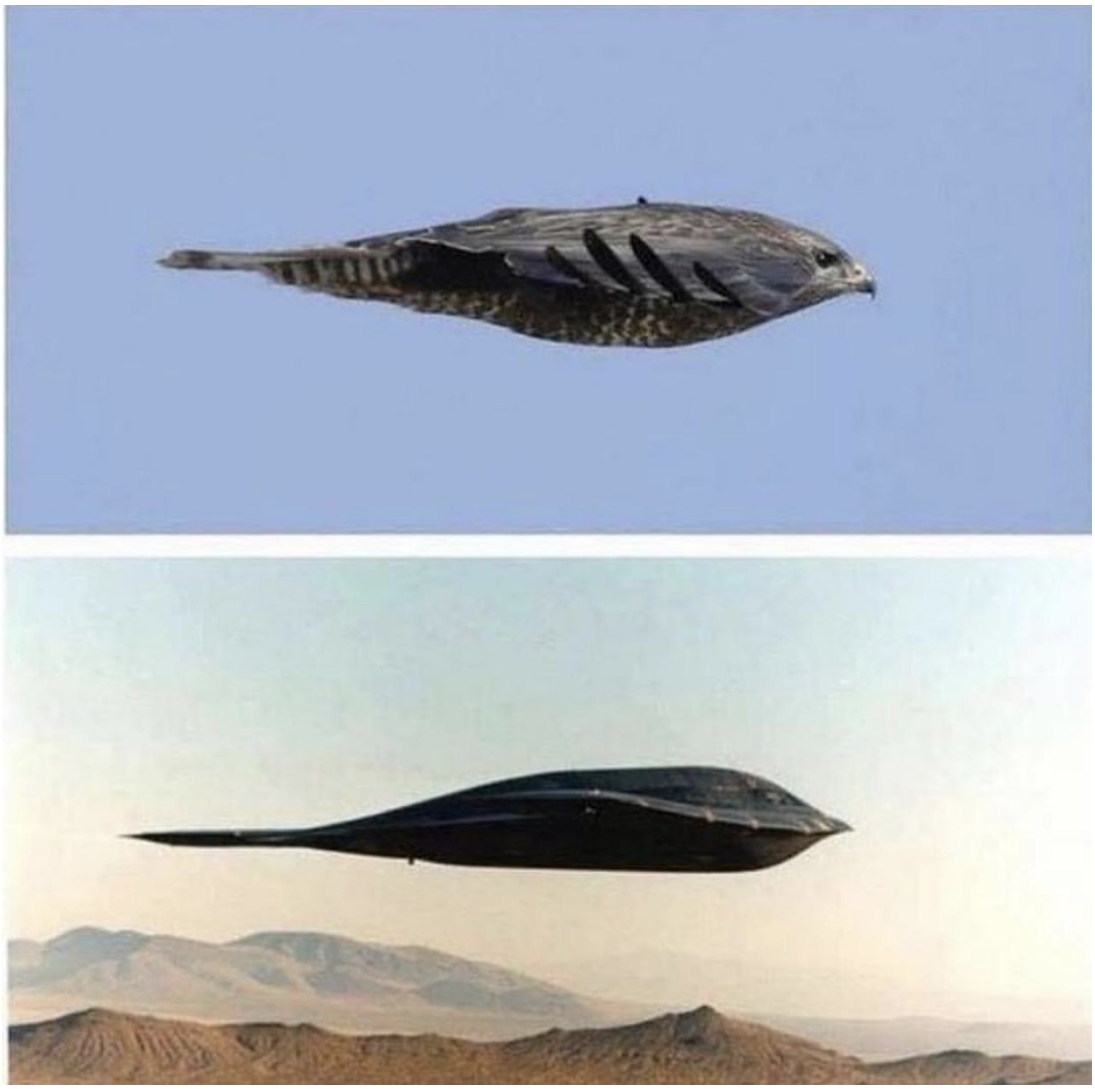


Figura 3.5: Comparación entre el perfil de un halcón peregrino y el bombardero estadounidense B-2 *Spirit* durante el vuelo. Recuperado de Cenciotti (2013).

Como se mencionó con anterioridad, uno de los primeros referentes de la aviación en general son las máquinas voladoras de da Vinci, que tienen una muy evidente inspiración en la dinámica del vuelo de los murciélagos y las aves, aunque lamentablemente ninguna de ellas emprendió el vuelo. Y en el caso particular del ala volante, los primeros modelos como el "*arco volador*" de Igo Etrich se inspiraron directamente en las semillas del género *Alsomitra* (Schwander, 1997), las cuales tienen una geometría elíptica. El que muchas semillas se transporten por

el aire para ser diseminadas por el “principio del paracaídas” es una adaptación evolutiva fascinante que permite la proliferación y extensión territorial en varios tipos de plantas en lugar de tener que depender de los animales para su propagación. La semilla de *Alsomitra*, también conocida como zanonia ha sido usada como referente en la construcción de aeronaves con configuraciones estándar y de ala volante (Nickel & Wolhfahrt, 1994).

El trabajo de X. Wang et al. (2024) muestra un acercamiento biomimético a la solución de un problema de optimización en la geometría de los perfiles del ala volante, pues utilizan un UAV con forma de pez biónico utilizando métodos de dinámica de fluidos computacionales o CFD por sus siglas en inglés (*Computational Fluid Dynamics*); obteniendo como resultado el que el borde de ataque dista de una geometría recta y definida en favor de características morfológicas de un ala biológica. La distancia obtenida como resultado del proceso de optimización de la superficie del basada en la proporción F_L/F_D es considerablemente menor que la obtenida al tratar de optimizar la distancia de planeo. Aunque sin orientación directa al ala volante, Raja et al. (2022) proponen un vehículo no tripulado anfibio inspirado en organismos bentónicos[2] para la realización de tareas de minería submarina profunda, empleando análisis computacionales para validar la hidrodinámica y estabilidad del modelo, así como su adptabilidad morfológica. El estudio destaca la aplicación de la biomimética al diseño de vehículos para ambientes extremos.

Esto lleva al siguiente planteamiento: *Si los pterosaurios dominaron los cielos durante millones de años, con una dinámica de vuelo que se infiere mayormente orientada hacia el planeo, implementar sus características morfológicas en una aeronave cuya misión requiera que pase mucho tiempo en el aire dará mejores resultados en un vehículo con buen desempeño aerodinámico que tenga un bajo costo de operación y se pueda mantener en el aire por largos periodos de tiempo que si se tomara a las aves modernas como referencia.*

[2]Organismos que viven en o cerca del fondo de un cuerpo de agua dulce o del océano.

3.3. Propuesta inicial de dimensionamiento y optimización

3.3.1. Definición de la Misión

La misión de una aeronave es el propósito con el que fue creada. De esta misión dependen los aditamentos, sistemas y capacidades del vehículo, por lo que es importante que esté definida en las primeras etapas del diseño.

En el caso particular de este proyecto, la misión de la aeronave es:
"*Diseñar y desarrollar un vehículo aéreo no tripulado de ala fija con capacidad de vuelo sostenido prolongado, bajo consumo energético y buen desempeño aerodinámico para el planeo; orientado al cumplimiento de tareas de vigilancia forestal en amplias extensiones de terreno, capaz de despegar y aterrizar en pistas cortas y sin infraestructura compleja, para facilitar su operación en zonas rurales o agrestes*".

3.3.2. Levantamiento de requisitos

En el marco del diseño aeronáutico, la misión debe desglosarse en una cadena de criterios funcionales y técnicos para convertir necesidades abstractas en variables medibles y verificables, que puedan ser utilizados como parámetros de diseño y configuración del vehículo. Para ello se vuelve necesario un levantamiento de requisitos para definir éstos parámetros de forma concreta. En el caso particular de la aeronave bautizada como *PTEROS*, sus requisitos de operación emanan de parámetros convencionales para el diseño o de restricciones explícitas de la norma oficial mexicana para la operación de aeronaves no tripuladas, de la que se habla con mucha mayor profundidad en el apartado 2.3.3. El levantamiento de requisitos para el presente proyecto se muestra a continuación:

Requisitos operacionales

Se trata de algunos parámetros de relevancia para delimitar las condiciones de operación de la aeronave en el proceso de diseño, cuidando la selección de componentes para cumplir con estos requisitos.

Tiempo mínimo de vuelo:	60 min
Alcance efectivo de vigilancia:	9 km
Capacidad de vuelo autónomo:	Navegación waypoint y RTH
Tipo de misión:	Vuelo diurno
Tipo de despegue:	Con pista
Longitud máxima de pista:	100 m
Tipo de aterrizaje:	Planeo en pista corta
Resistencia a ráfagas:	Moderada

Requisitos técnicos

Se trata de parámetros técnicos definidos por alguna necesidad de la misión, como la compactibilidad para fácil almacenamiento o en este caso particular, definir las dimensiones a partir de los rasgos morfológicos de *Tapejara* o cumplir con lo que ha sido definido por las normas mexicanas para este tipo de dispositivos.

Configuración:	Ala volante pura
Envergadura:	Delimitada por *Tapejara*
Proporción de alargamiento:	Alta, para eficiencia en planeo. Definida por *Tapejara*.
Carga máxima de despegue:	2 kg (RPAS Micro).
Carga útil:	Sistema de vigilancia
Autonomía energética:	Selección adecuada de baterías y motores para cumplir con el tiempo mínimo de vuelo.
Empuje:	Mayor a 2kg
Comunicación:	Sistema de radio control
Razón de planeo:	Alta
Materiales:	Ligeros y resistentes
Reparabilidad:	Refacciones de bajo costo fáciles de conseguir para reparación rápida
Velocidad máxima:	60 m/s
Altura máxima:	100 m

Control:	Basado en radiocontrol y microcontroladores ESP32
Velocidad máxima:	60 m/s
Selección de perfiles:	Uso de perfiles *reflex*
Configuración de motores:	Bimotor de hélices montadas sobre el ala
Tren de aterrizaje:	Configuración de *triciclo* retráctil
Dimensión de las hélices:	Máximo 15 cm de diámetro
Margen estático:	17 % a partir del *pfeilmass*
Línea de sustentación:	En forma de campana
Superficies de control:	Alerones/elevadores independientes

3.3.3. Dimensionamiento de la aeronave empleando el diagrama de restricciones

Para el dimensionamiento inicial de la aeronave se hará uso de la herramienta de diseño conocida como *diagrama de restricciones*, cuya teoría se aborda en el apartado 2.1.2, propuesta por Gudmundsson (2014) en su obra. A partir del cálculo de los puntos de diseño óptimo de definirán los parámetros de selección de motores y fuente de alimentación para que la aeronave sea capaz de realizar tareas asociadas a su misión de manera exitosa. Los cálculos referentes al diagrama de restricciones fueron automatizados utilizando el lenguaje de programación Python, el código puede encontrarse en el anexo C. En el apartado 4.1.2 se muestran los cálculos del diagrama de restricciones de la aeronave, el cuál corresponde a la gráfica de la figura 4.3.

3.4. Análisis iniciales

3.4.1. Definición de la aeronave en XFLR5

Antes de poder realizar cualquier tipo de prueba o análisis en XFLR5 es primero necesario definir una 'aeronave' geométrica e inercialmente. La definición geométrica de la aeronave consiste en completar una tabla cuyas columnas son: **y()**, correspondiente al espacio entre costillas; **cord()**, la longitud de cuerda, **offset()**, el desfase entre el borde de ataque y la horizontal; **twist(°)**, el giro geométrico del ala; y **foil** que define el perfil utilizado en ese posicionamiento particular. Éstos parámetros se corresponden con los valores calculados en el capítulo 4 y que se muestran en las matrices 4.11, 4.13, 4.12 y 4.35 respectivamente. Estos datos se encuentran igualmente ordenados en el cuadro 4.3. El enfoque que se le ha dado en el presente proyecto es el de utilizar una fila por cada costilla en el ala, sin embargo, si lo que se busca es un análisis más detallado del ala, se puede incrementar la resolución al aumentar el número de filas y de puntos en los perfiles, cambiando así la discretización de la aeronave y el tamaño de los paneles.

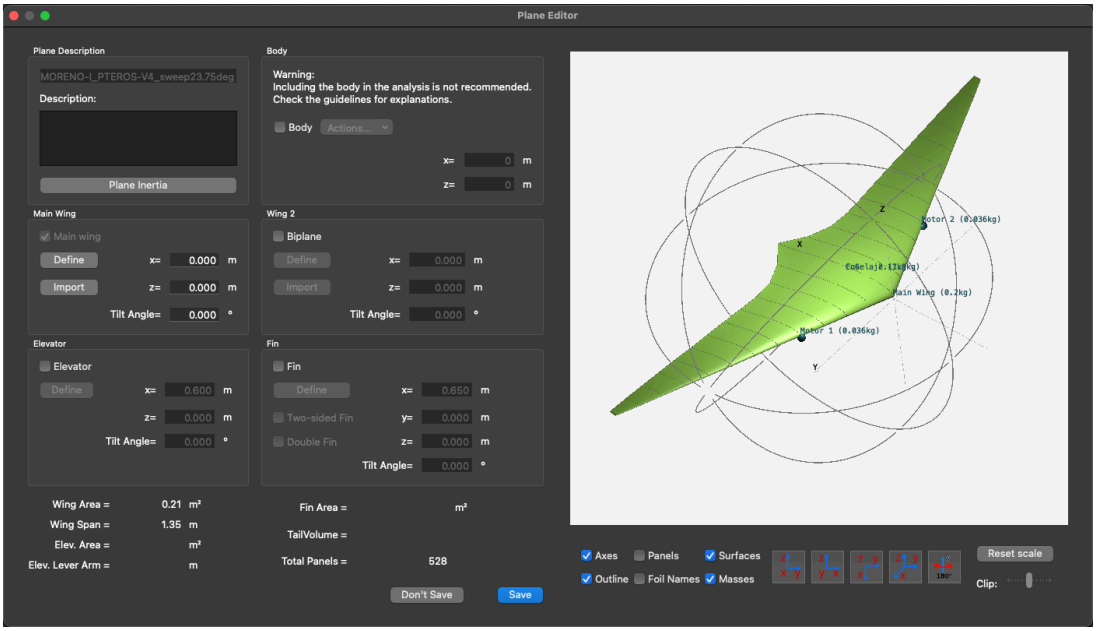


Figura 3.6: Cuadro de diálogo para la definición de una aeronave en el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

La '*inercia*' de la aeronave consiste en definir partículas de masa y ubicarlas en determinadas coordenadas del vehículo haciendo alusión a los sistemas reales, por ejemplo los motores, las baterías o el tren de aterrizaje, se colocan éstos pun-

tos en donde irían los centroides de dichos subsistemas; además, se define el peso del ala como estructura. Es necesario definir la *inercia* de la aeronave para poder realizar análisis de estabilidad. En la figura 3.6 se muestran éstas partículas como puntos de color azul.

3.4.2. Simulaciones aerodinámicas en XFLR5

Para conocer el desempeño aerodinámico del vehículo diseñado en el presente proyecto, se realizaron simulaciones aerodinámicas en el software XFLR5 utilizando los métodos de *Vortex Lattice* y de paneles 3D. Para definir el análisis es necesario ir a la pestaña '`Analysis`' y seleccionar la opción '`Define an analysis`'.

`Analysis` $\rightarrow$ `Define an analysis`

Ésto mostrará el cuadro de diálogo mostrado en la figura 3.7 y mostrará diferentes opciones para análisis. Dentro del cuadro de diálogo la velocidad es denotada como v_∞ y se mide en m/s; el ángulo de ataque de la aeronave se denota como α y el ángulo de guiñada es denotado como β, ambos medidos en grados. El tipo predilecto de análisis ejecutados para el presente proyecto fueron de Tipo 1, con la velocidad fija. Para las versiones 1 a 3 de la aeronave la velocidad implementada fue de 91 m/s y para la versión 4 de la aeronave se usó una velocidad de 34 m/s. Según el tipo de análisis implementado, el campo fijo varía y los resultados que pueden obtenerse podrían requerir de un análisis viscoso para su cálculo; un ejemplo de ésto es el cálculo de velocidades que se muestra en la figura 4.5. Los datos de inercia de la aeronave se heredan de la configuración del ala descrita en el apartado anterior. Los diferentes tipos de análisis se describen a continuación.

Tipo 1: Velocidad fija Este análisis se realiza utilizando un mismo valor de velocidad para un rango de ángulos de ataque, los cuales se definen el momento de ejecutar el análisis. En el caso del presente proyecto, el rango de ángulos de ataque siempre se mantuvo de -30° a 30° con un incremento de 1° para cada iteración realizada por el software. Con éste tipo de análisis se pueden graficar parámetros de interés como por ejemplo, el coeficiente de momento de cabeceo c_m respecto al ángulo de ataque α, gráfica que resulta de utilidad para determinar si la aeronave es estáticamente estable.

Tipo 2: Sustentación fija Este tipo de análisis solo permite el análisis aerodinámico del vehículo para un valor fijo de ángulo de guiñada β en un rango de valores del ángulo de ataque α.

Tipo 4: Ángulo de ataque fijo Este tipo de análisis es utilizado en el apartado 4.1.4 para graficar los valores de fuerza de sustentación F_L para un ángulo de ataque α fijo, en este caso el ángulo de -5° determinado como aquél en el que se presenta el mayor valor de la razón de planeo c_L/c_D. En el caso del presente proyecto, éste tipo de análisis es mucho más efectivo cuando se utiliza el método de *Vortex Lattice* en forma de herradura contemplando la viscosidad del aire.

Tipo 5: Rango de guiñada Este análisis es utilizado para conocer el comportamiento de la aeronave mientras gira cuando mantiene un valor en particular de ángulo de ataque α en un rango predeterminado para el ángulo de guiñada β. Sin embargo, al revisar los resultados del análisis es software es susceptible a cerrarse por algún tipo de error interno. Este fenómeno ocurre cuando el rango de ángulo de guiñada con que se ha realizado el análisis es de -30° a 30°.

En todos los casos, los análisis pueden ser de cuatro tipos: **LLT**, utilizará un cálculo básico de línea de sustentación de Prantl para determinar los valores de circulación a lo largo del ala; **VLM1** es otra aplicación de éste principio, pero utilizando el método de *Vortex Lattice* para una configuración de vórtices en forma de herradura, mientras que el método **VLM2** utilizará un vórtice en forma de bucle o anillo; finalmente, el método de **Paneles 3D** dará un mejor entendimiento de la distribución de coeficientes de presión para un ala tridimensional, éste no puede ser utilizado cuando hay un estabilizador vertical.

3.4.3. Análisis de estabilidad

La validación de una aeronave a través de su estabilidad aerodinámica es una de las etapas más importantes en el proceso de diseño de una aeronave. La estabilidad aerodinámica es la capacidad que tiene el vehículo para recuperarse después de una perturbación, sea ésta inducida —como una turbulencia— o provocada por

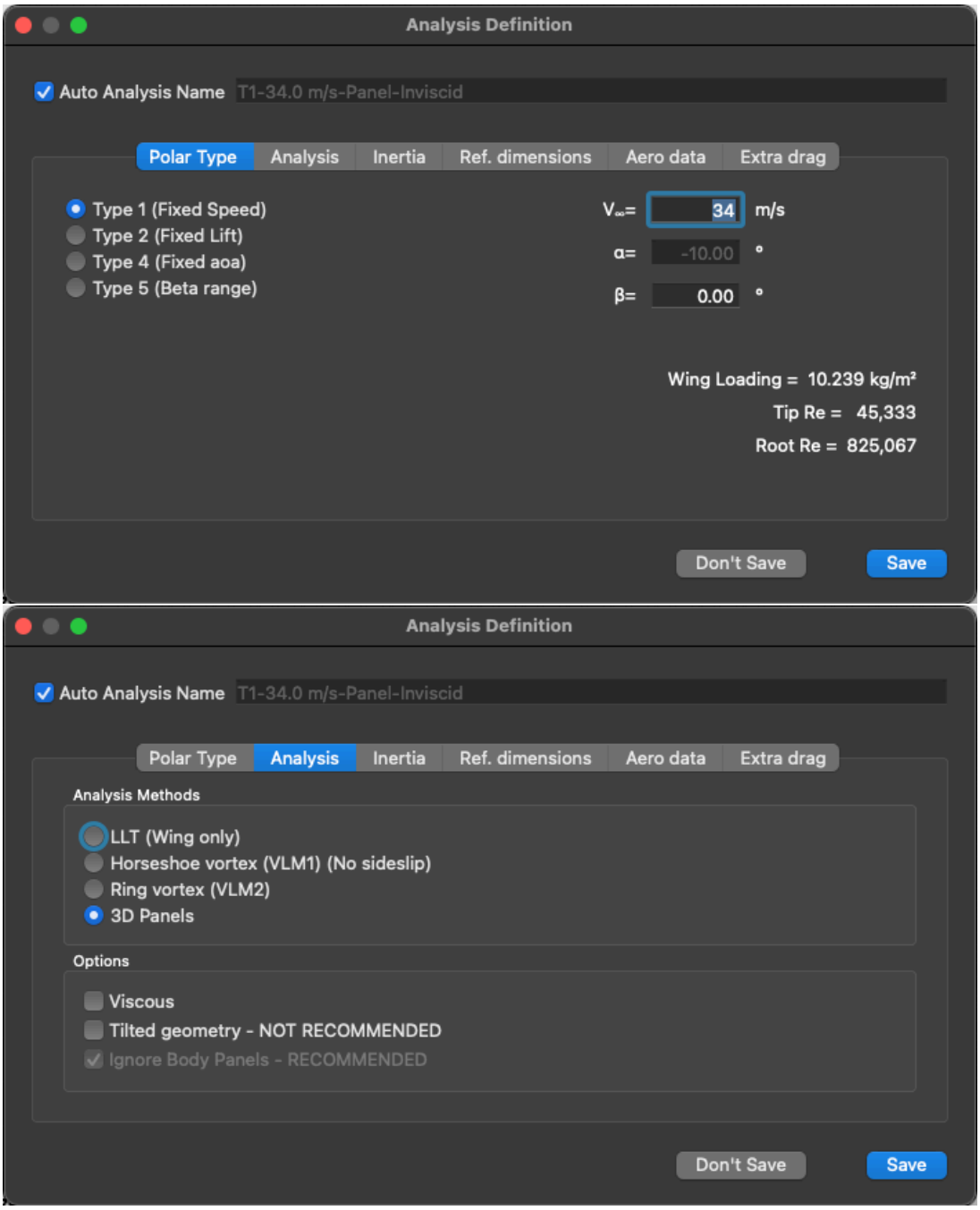


Figura 3.7: Cuadro de diálogo para la configuración de un análisis aerodinámico en el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

un cambio en el control. La evaluación se realiza desde dos perspectivas: estabilidad estática y dinámica. Para la realización de éstos análisis se hace uso del software XFLR5 (Deperrois, 2022), empleando sus módulos de análisis de estabilidad estática, y dinámica longitudinal y lateral.

Estabilidad estática

En aeronaves convencionales, la estabilidad longitudinal depende de parámetros de interés como son el centro de gravedad y el punto neutro, cuyos cálculos se muestran en el apartado 4.2.2. En las alas volantes estas relaciones cobran más importancia debido a la ausencia de cola. Un margen estático positivo indica usualmente estabilidad longitudinal, y en este caso, el margen estático respecto al *pfeilmass* es de 17 %. Los resultados se muestran en el apartado 5.3.2.

En XFLR5 se puede obtener el valor del margen estático respecto a la cuerda aerodinámica media (MAC) desde las gráficas de momento de cabeceo c_M y ángulo de ataque α. La pendiente negativa en esta curva es un indicativo de estabilidad estática.

Estabilidad dinámica

La estabilidad dinámica refiere a la variación en el comportamiento de la aeronave después de que éste sea sometido a una perturbación. En este análisis se estudian los modos naturales de oscilación mediante la resolución de un sistema de ecuaciones lineal de las ecuaciones de movimiento del avión.

Cada modo se caracteriza por un valor propio del sistema λ, cuya parte lineal indica el amortiguamiento y la parte imaginaria la frecuencia. En un sistema estable se debe de cumplir la condición 3.1.

$$Re(\lambda) < 0 \tag{3.1}$$

En XFLR5, se implementa un análisis lineal partiendo de los datos geométricos y aerodinámicos del modelo. El proceso consiste en:

1. Cálculo de momentos de inercia y distribución de masas del avión
2. Obtención de matrices aerodinámicas A y B a partir del modelo lineal de seis grados de libertad

3. Cálculo de los valores λ para determinar los modos de oscilación
4. Visualización animada de cada modo natural
5. Exportación de curvas de respuesta temporal y gráficas polares

En XFLR5, al contar con una distribución de masas correctamente definida se pueden simular los siguientes modos dinámicos:

Modos longitudinales Se trata de oscilaciones de cabeceo de alta frecuencia y relación corta, que indican la rapidez con que la aeronave puede estabilizarse tras una turbulencia. Otro comportamiento es el *fugoide*, que consiste en una oscilación de baja frecuencia con intercambio entre energía cinética y potencial. Estas turbulencias suelen ser de baja amplitud.

Modos laterales Los modos laterales implican oscilaciones de cabeceo, alabeo y guiñada, es decir, respecto a los ejes transversal, longitudinal y vertical respectivamente. En el caso del modo *Dutch roll* o *balanceo holandés*, que es un viro de guiñada y alabeo en simultáneo, existe una tendencia a entrar en espiral en caso de que no se corrija. Esta es una oscilación típica en alas volantes.

Para definir un análisis de estabilidad dinámica en XFLR5 se debe de ir a la pestaña '`Analysis`' en la parte superior izquierda y seleccionar la opción '`Define a stability analysis`'. Este análisis de estabilidad es el **Tipo 7** de análisis en XFLR5.

`Analysis` $\rightarrow$ `Definine a stability analysis`

En la figura 3.8 se muestra el cuadro de diálogo del software para definir el análisis que se va a realizar, el cuál puede implementar el método de *Vortex Lattice* o de paneles 3D. Este análisis puede o no ser viscoso, aunque por motivos de optimización en el uso de recursos computacionales se recomienda no utilizarlo. Del mismo modo, el análisis de estabilidad contempla el ángulo de guiñada β y el ángulo de bancada ϕ de la aeronave.

Los parámetros numéricos con los que se realizaron los análisis, mostrados en la consola del software se encuentran en el apartado 5.3.2 junto con los resultados que se obtuvieron.

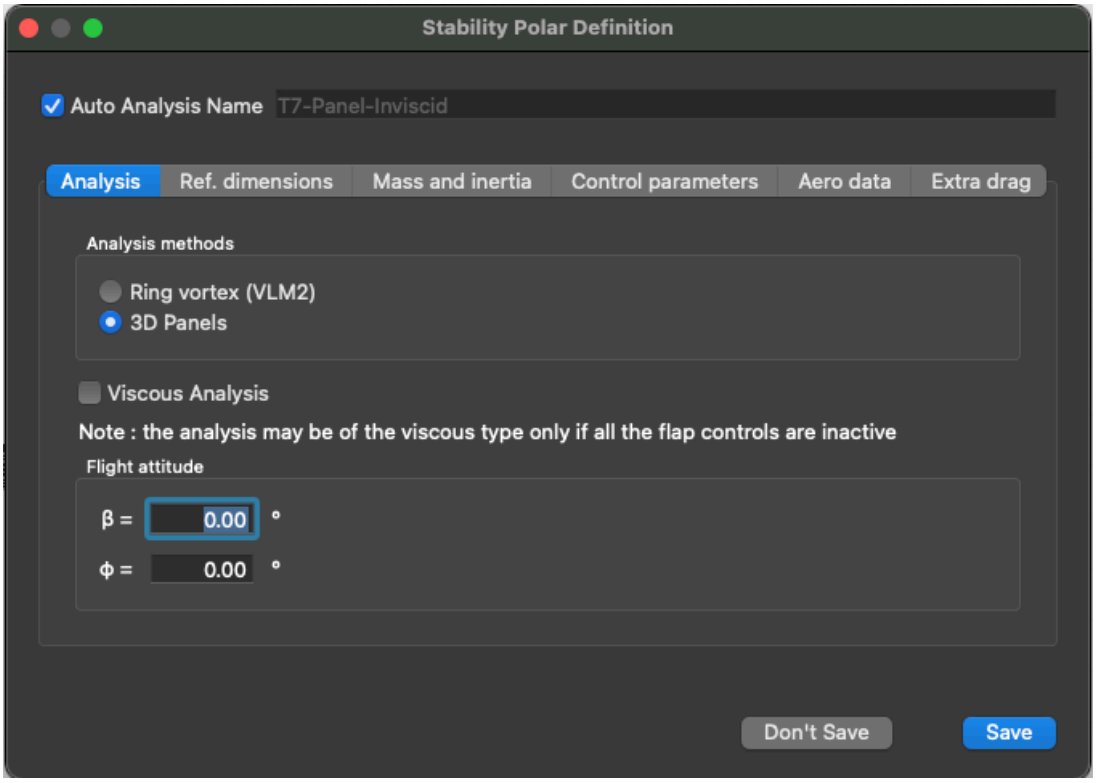


Figura 3.8: Cuadro de diálogo para la configuración de un análisis de estabilidad en el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

3.4.4. Experimentación en túnel de viento

El laboratorio de ingeniería mecánica del Instituto Tecnológico de Pachuca cuenta con un túnel de viento, el cuál fue realizado años atrás por un grupo de alumnos. Éste se encuentra conectado a un potente ventilador, utilizado en prácticas de la materia *Refrigeración y aire acondicionado*.

El experimento diseñado tiene como propósito la visualización del comportamiento del fluido alrededor de la superficie del vehículo. Para ello se hizo uso de una impresora 3D de filamento para producir un modelo a escala de la aeronave, el cuál fue suspendido al centro de la entrada del túnel con un par de cuerdas, como se muestra en la figura 3.9. Posteriormente, se enciende el ventilador y una máquina humo al frente de la aeronave. Esto sería un experimento análogo a las simulaciones realizadas en XFLR5, pues la aeronave se mantiene estática mientras que el aire está en movimiento, permitiendo la visualización del comportamiento de la capa límite y el tipo de flujo en las regiones del ala, además de un posible comportamiento de sustentación. El experimento se diseñó de este modo pues el túnel de viento no cuenta con instrumentos, como manómetros, para determinar

coeficientes de presión o datos de velocidad del viento.

Lamentablemente no hay resultados experimentales de esta prueba pues apenas encender el ventilador se presentó una falla que lo dejó inutilizable. Una correa en forma de “V” que es utilizada para la transmisión de potencia del motor al eje del ventilador falló debido a su tiempo de servicio, haciendo que para el momento de la redacción del documento no fuera posible incluir los resultados de ésta prueba.



Figura 3.9: Modelo a escala impreso en filamento de PLA de la versión 3 de la aeronave suspendida en la entrada del túnel de viento del laboratorio de ingeniería mecánica del Instituto Tecnológico de Pachuca para la ejecución de un experimento de visualización de flujo en la superficie de la aeronave. Imagen de autoría propia.

3.5. Modelado de las piezas y componentes

El modelado de piezas y componentes se realizó empleando un flujo de trabajo simultáneo entre el software **FreeCAD**, que es una versión de código abierto y libre acceso de software de diseño asistido por computadora o CAD, por sus siglas en inglés (*Computer Aided Design*), similar a SoliWorks; mientras que el modelado de superficies se realizó utilizando el software de modelado 3D **Plasticity**, pues ofrece un control mucho más eficiente y dinámico de las superficies, brindando un mejor control al usuario y permitiendo el modelado de superficies de mayor complejidad.

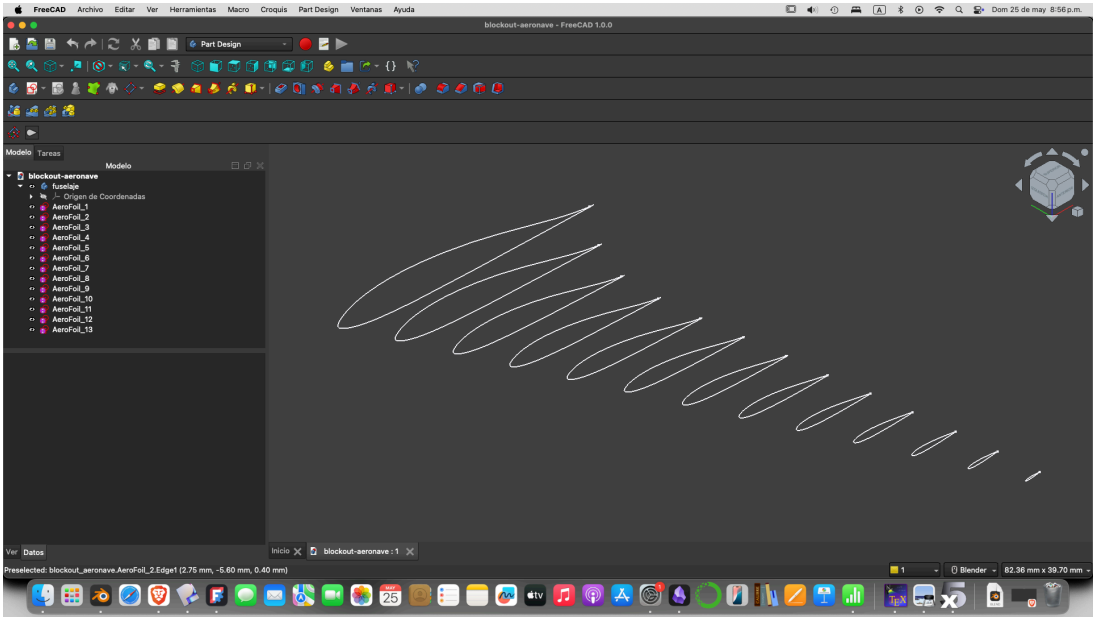


Figura 3.10: Captura de pantalla del software de diseño asistido por computadora FreeCAD, en el que se muestra la configuración inicial de parámetros para la construcción de un modelo de la aeronave. Imagen de autoría propia.

El modelado de la aeronave tiene su punto de partida en los valores calculados en el capítulo 4. Los parámetros más relevantes para comenzar la construcción de un modelo son los mismos que se requieren para definir una aeronave en XFLR5: el espacio entre costillas f_w, que se muestra en la matriz 4.11; el desfase entre la horizontal y el borde de ataque f_y, que se muestra en la matriz 4.12; la longitud de la cuerda de cada uno de los perfiles, que se muestra en la matriz 4.13; y el giro geométrico del ala, que se muestra en la matriz 4.35. Estos datos son necesarios para posicionar los diferentes perfiles del ala, exportados de XFLR5 a FreeCAD (FreeCAD Community, 2023), que es un software CAD de código abierto y libre ac-

ceso. Es en ésta herramienta de software donde se realizaron todos los dibujos que se muestran en el capítulo 6.

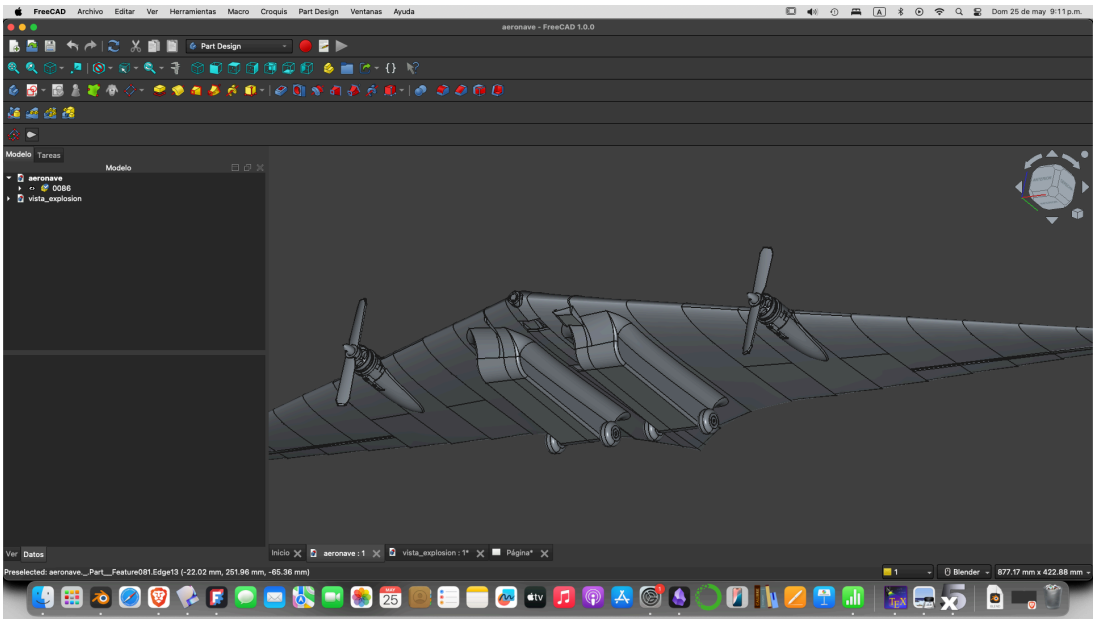


Figura 3.11: Captura de pantalla del software de diseño asistido por computadora FreeCAD, en el que se muestra un ensamble de todos los componentes de la aeronave. Imagen de autoría propia.

En la figura 3.10 se muestra una captura de pantalla en donde se aprecian los perfiles que conforman al ala desde la raíz hasta la punta, y calibrados según los parámetros mencionados con anterioridad. Ésta primer definición de la aeronave es después exportada en formato STEP para ser importada en el software Plasticity (Kallen, 2023), que permite el modelado de superficies con mayor facilidad y control que FreeCAD, optimizando además el uso de recursos computacionales. Para este trabajo se utilizó la versión 1.0 de Plasticity. Empleando Plasticity se definió le geometría general del ala, las costillas y sus refuerzos estructurales, además de las modificaciones al fuselaje que fueron necesarias para poder colocar las baterías que alimentan los motores de la aeronave, que pueden apreciarse en la figura 3.11. Éstos componentes se exportaron de vuelta a FreeCAD para incorporar los motores y poder realizar los dibujos técnicos.

3.5.1. Modelado de superficies

En el caso de las alas volantes es importante mantener las superficie de la aeronave predominantemente con curvaturas suaves y aerodinámicas para evitar el efecto de arrastre inducido. Para lograr que pese a las modificaciones al fuselaje se mantuviera continuidad en las curvas para un desempeño aerodinámico deseable, se hizo uso de la *herramienta de análisis de cebra*, que permite visualizar y analizar la continuidad de una superficie y la suavidad de sus curvas.

Consiste en la proyección de rayas sobre la superficie, permitiendo identificar irregularidades y discontinuidades que no son evidentes a simple vista. Éstas rayas presentan un cambio de color, tamaño y orientación dependiendo de la curvatura del cuerpo. Hubo dos enfoques en la implementación de esta herramienta: para definir la geometría de la aeronave y para hacer transiciones suaves como en los motores que van montados sobre las alas de la aeronave.



Figura 3.12: Captura de pantalla del software Blender implementando la herramienta de análisis de cebra para visualizar la continuidad de las curvas y superficies en el modelo del ala. Imagen de autoría propia.

En la figura 3.12 se muestra una captura de pantalla del software Blender en donde se muestra el ala sometida a un modificador que suaviza la geometría del ala, como un boceto del fuselaje del ala. Esta herramienta será utilizada en el trabajo futuro de éste proyecto para el diseño de un nuevo fuselaje. En la figura 3.13 se muestra la implementación de la herramienta de cebra para visualizar el cambio en la geometría del ala para la montura de los motores sobre el ala.



Figura 3.13: Captura de pantalla del software XFLR5 implementando la herramienta de análisis de cebra para visualizar la continuidad de las curvas y superficies. Imagen de autoría propia.

3.5.2. Preparación de las piezas para impresión 3D

Una vez el modelo final del diseño preliminar de la aeronave ha sido aprobado y terminado, se procede a dar inicio al proceso de impresión en 3D de las piezas y componentes. En el apartado 6.1 se muestra una lista con los diferentes componentes susceptibles a los procesos de manufactura aditiva. Partiendo del modelo final en Plasticity cada una de las piezas se exportó en formato STL e importadas en **Chitubox**, que es un software de tipo *slicer* encargado de preparar modelos tridimensionales en formato STL para su impresión en 3D.

Modelo a escala

Para realizar el experimento en túnel de viento descrito en el apartado 3.4.4 fue necesaria la manufactura de un modelo a escala del ala cuyas dimensiones permitieran el análisis del comportamiento del flujo de viento alrededor de la aeronave durante su operación. Éste modelo, que se aprecia con mayor detalle en la figura 3.14 fue impreso utilizando una impresora de filamento Zortrax M2000 Plus, la cual se encuentra en la División de Estudios de Posgrado e Investigación del Instituto Tecnológico de Pachuca.

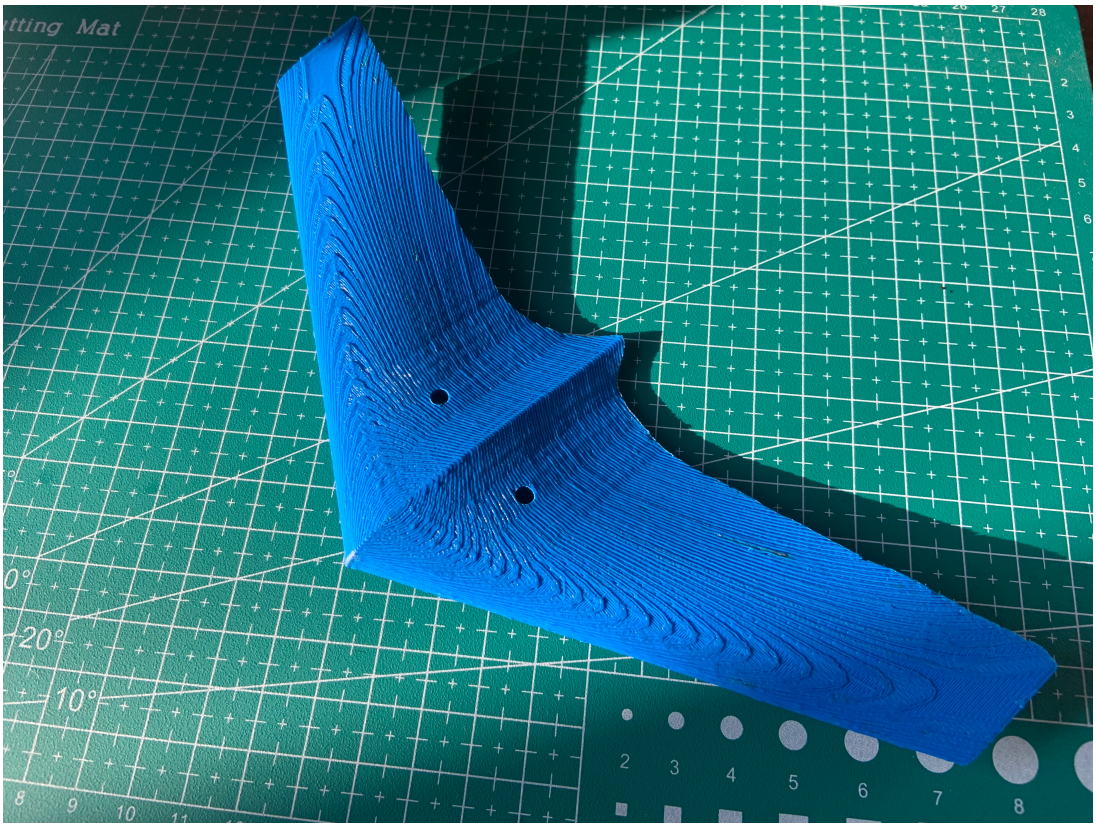


Figura 3.14: Modelo a escala de la versión 3 de la aeronave, impreso en filamento de PLA. Imagen de autoría propia.

3.6. Costos

La gestión de costos es una etapa esencial para cualquier proyecto de diseño, pues determina su viabilidad, alcances y el éxito final. Desde la conceptualización, considerar los costos permite tomar decisiones informadas priorizando la factibilidad económica en conjunto con otros factores como la funcionalidad o la estética. Para este proyecto, los costos han estado presentes desde las etapas más tempranas de su desarrollo, en donde factores como la selección de materiales y componentes electrónicos estuvieron sometidos a la factibilidad de costos después de determinarse que tuviera las características apropiadas para el adecuado funcionamiento de la aeronave.

3.6.1. Costo de componentes externos o comerciales

Con el término *componentes externos* o *componentes comerciales* se hace referencia a todos aquellos elementos que no son manufacturados especialmente para este proyecto, usando medidas y características estandarizadas y —como se entiende por su nombre— compradas de un proveedor particular. En este caso, el costo de los componentes comerciales se muestra en el cuadro 3.2.

Descripción	Proveedor	Costo unitario MXN	Cantidad	Costo MXN
Batería LiPO 4s 10Ah	Amazon	7143.00	2	14286.00
Motor MN2204	Buddy RC	700.00	2	1400.00
Controlador ESC	MercadoLibre	200.00	2	400.00
Camara OV5640	MercadoLibre	1172.00	1	1172.00
Servomotor SG90	MercadoLibre	92.30	3	276.90
Hélice 5040	AliExpress	40.00	2	80.00
Tornill M2.5x5	NA	1.20	16	19.20
Tornillo M2.5 x 25	NA	5.00	4	20.00
Sistema de radiocontrol	RCDrone	4500.00	1	4500.00
Controlador ESP32	MercadoLibre	200.00	1	200.00
Rodamiento de 686Z	NA	36.00	3	108.00
TOTAL				**22462.10**

Cuadro 3.2: Costo de componentes comerciales de la aeronave. Recurso de autoría propia.

3.6.2. Costo de componentes impresos en 3D

Como se ha mencionado con anterioridad, la aeronave está pensada para que la mayoría de sus piezas se produzcan mediante procesos de manufactura aditiva, impresión 3D en particular. Del costo de manufactura de las piezas se determinó a partir de la captura del volumen en cm^3 de cada uno de los componentes, para después determinar el costo de cada gramo de resina y multiplicarlo por el volumen de cada pieza; este resultado a su vez se multiplicó por 0.75 para contemplar dentro de este costeo los soportes de impresión, requeridos para garantizar la estabilidad estructural y la conservación de detalle en cada una de las piezas.

Pieza	Material	Volumen cm^3	Cantidad	Costo MXN
PTRS_FUSE_001	IND405	4.17	2	84.05
PTRS_FUSE_002	IND405	99.77	2	2011.27
PTRS_FUSE_003	IND405	35.43	2	714.23
PTRS_FUSE_004	IND405	92.64	2	1867.53
PTRS_FUSE_005	Strong-X	3.58	2	22.60
PTRS_FUSE_006	Strong-X	3.10	2	19.57
PTRS_FUSE_007	IND405	201.18	2	4055.60
PTRS_FUSE_008	Strong-X	3.57	2	22.54
PTRS_FUSE_009	Strong-X	4.08	2	25.76
PTRS_FUSE_010	IND405	127.185	2	2563.93
PTRS_CONT_001	IND405	17.63	2	355.40
PTRS_CONT_003	Strong-X	0.22	2	1.39
PTRS_PROP_001	Strong-X	3.10	2	19.57
PTRS_PROP_002	Strong-X	0.47	2	2.97
PTRS_PROP_003	Strong-X	0.72	2	4.55
PTRS_TREN_005	Strong-X	3.34	2	10.54
PTRS_TREN_006	Strong-X	8.30	2	26.20
PTRS_TREN_007	Strong-X	1.38	2	8.71
PTRS_TREN_008	Strong-X	1.57	2	9.91
TOTAL				**11836.12**

Cuadro 3.3: Costo de componentes producidos mediante manufactura aditiva (impresión 3D) de la aeronave. Recurso de autoría propia.

3.6.3. Costo de producción de un prototipo

Para poder manufacturar un primer prototipo es necesario tener todos los componentes comerciales requeridos, así como con suficiente resina para imprimir todas las piezas, sin embargo el proceso de costeo no es tan sencillo como sumar los totales que se muestran en los cuadros 3.2 y 3.3. Para determinar el costo del prototipo de los componentes impresos nuevamente se usa el volumen como medida de referencia, pues es necesario determinar cuántas botellas de resina se requiere comprar, y se debe de incluir los costos de mano de obra. Según se ha determinado, para la producción de un prototipo se requiere de tres botes de resina Loctite IND405 y un bote de resina Liqcreate Strong-X.

Esta estimación de costos no contempla algunos costos variables como el consumo energético de la impresora pues éste depende de las especificaciones del dispositivo que se esté utilizando. Del mismo modo evade algunas adaptaciones que pueden realizarse al espacio de trabajo para mantener medidas de seguridad de uso de resina.

La mano de obra para este caso se determina a partir del costo de los materiales. Pese a la versatilidad de la manufactura aditiva, el post procesado de las piezas —que consiste en la remoción de los soportes de impresión y la preparación de la pieza para tener un acabado superficial adecuado— resulta laborioso, por lo que se le ha asignado el 75 % del costo total de los elementos impresos.

Descripción	Costo MXN
Componentes comerciales	22462.10
Resina Loctite IND405	12497.07
Resina Liqcreate Strong-X	1315.29
Mano de obra	8877.09
TOTAL	**45151.55**

Cuadro 3.4: Costo de manufactura de un prototipo operacional de la aeronave. Recurso de autoría propia.

Capítulo 4

Memoria de cálculos

4.1. Propuesta inicial de dimensionamiento y optimización

4.1.1. Determinación de parámetros de la aeronave a partir de la morfología de *Tapejara*

Los pterosaurios dominaron los cielos del Mesozoico durante millones de años antes de que las aves comenzaran su evolución y las teorías existentes establecen que sus dinámicas de vuelo podrían estar más orientadas hacia el vuelo sostenido que hacia un vuelo dinámico como el de las aves modernas. Esto, en conjunto con las características propias de las alas volantes como el fuselaje integrado al ala y disminución en el arrastre respecto a configuraciones convencionales para aeronaves de ala fija, derivan en el desarrollo de una aeronave optimizada para el planeo, permitiéndole cumplir misiones que involucren que pase largos periodos de tiempo sobrevolando a baja velocidad una amplia extensión territorial.

El tejido blando de la cresta y la membrana alar en la reconstrucción presentada por Chatterjee y Templin (2012) es resultado de una reconstrucción de tejido blando sobre un molde de alta fidelidad de los restos de *Tapejara* obtenidos del Museo Nacional de Río de Janeiro, Brasil. En cuanto a la reconstrucción, no hay un consenso respecto a si las alas deben anclarse al tobillo o a la rodilla; en este caso, los investigadores eligieron anclarla a los tobillos como resultado de investigaciones más recientes en donde el borde de salida anclado a esta articulación es

resultado de la preservación de la membrana alar en los fósiles. En la reconstrucción que se observa en la figura 4.1, se usó una cuerda más amplia para conferir área adicional.

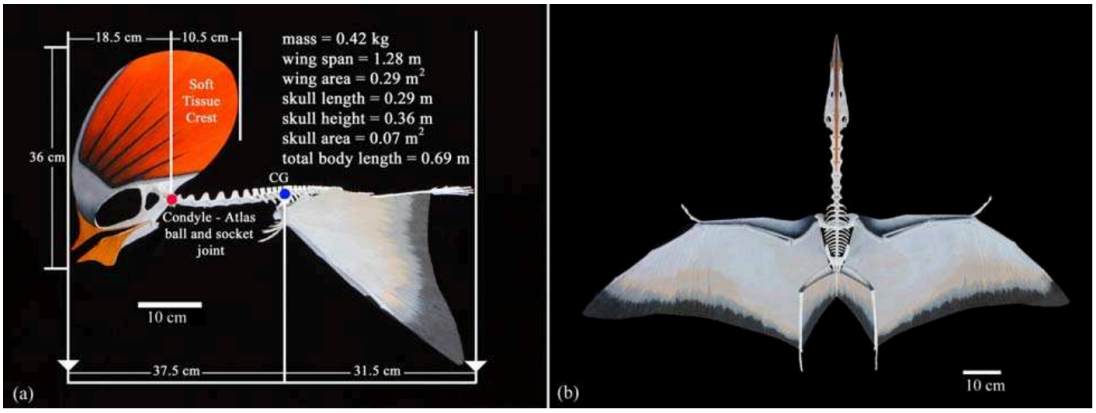


Figura 4.1: Reconstrucción de la membrana alar y la cresta craneal de *Tapejara*. Recuperado de Chatterjee y Templin (2012).

En lo que corresponde al diseño de una aeronave, y la información disponible sobre morfología alar de los pterosaurios, los parámetros de interés tomados como referencia para definir la configuración de la aeronave son: envergadura s; longitud de la cuerda en la raíz del ala l_0, correspondiente a la longitud de la espina vertebral del animal; ángulo de la flecha φ_N y la proporción de alargamiento AR, calculada haciendo uso de la expresión 4.1.

$$AR = \frac{s^2}{S} \tag{4.1}$$

donde:

AR Proporción de alargamiento

s Envergadura [m]

S Área del ala [m^2]

Se empleó el software de modelado 3D *Blender* como herramienta para construir un modelo tridimensional de *T. wellnhoferi* a partir de la reconstrucción esquelética de Scott Hartman y la vista ventral del molde esquelético del animal presentado por Chatterjee y Templin (2004), este mismo trabajo se usó como referencia para anclar el borde de salida del ala a las rodillas, como concluyen los autores

para los *rhamphoryncoides*. A partir de este modelo tridimensional es que se midieron las dimensiones de interés para ser usadas como parámetros de diseño de la aeronave, como una alternativa a la incapacidad de tomar estas medidas directamente de algún molde esquelético. En la figura 4.2 se muestra la malla del modelo tridimensional utilizado como referente y las dimensiones obtenidas haciendo uso del programa.

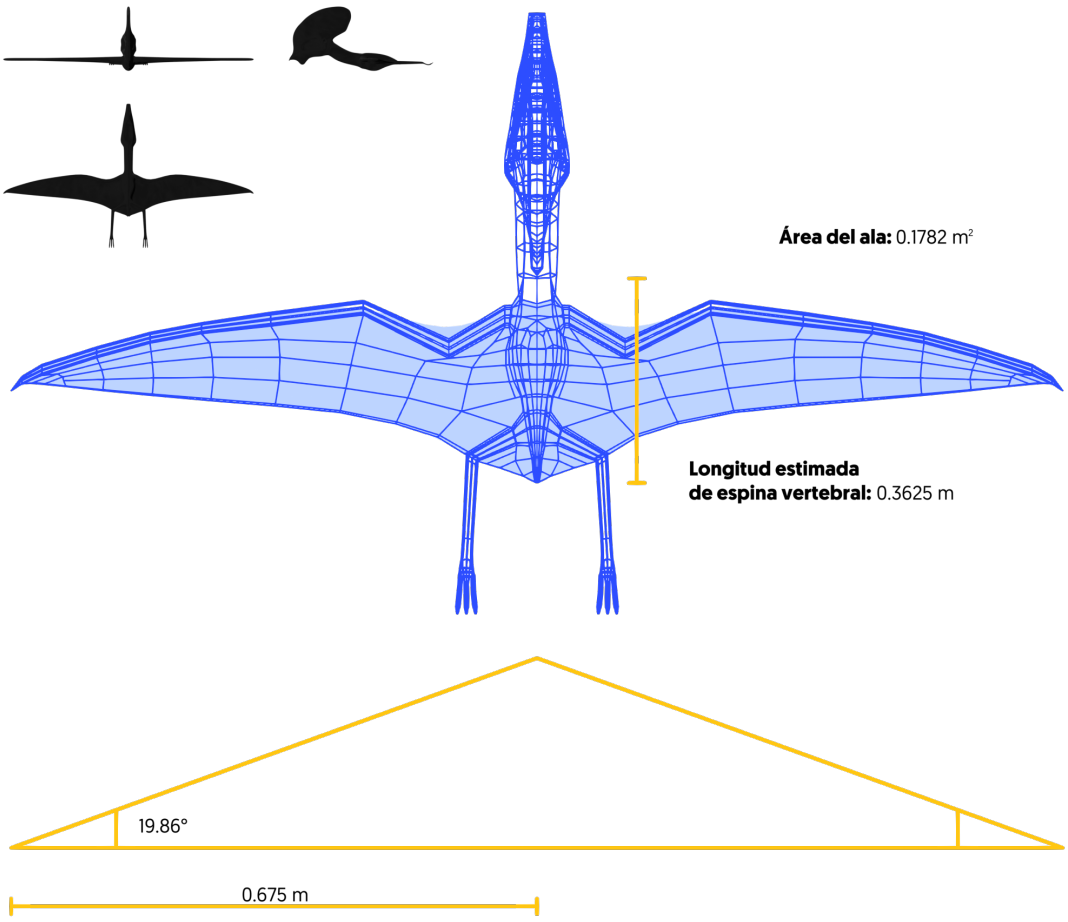


Figura 4.2: Malla de la reconstrucción tridimensional de *Tapejara wellnhoferi* y demostración de obtención de parámetros de diseño, realizada en el software Blender. Imagen de autoría propia.

El área del ala se obtuvo de los valores proporcionados por el programa correspondiente a los polígonos que conforman el ala, incluidos los que forman parte

del cuerpo, no solo la membrana alar. Ésto arrojó un valor de S de 0.1782 m^2. La envergadura se obtuvo directamente de lo reportado por Eck et al. (2011), corroborado por Chatterjee y Templin (2004).

Finalmente, el ángulo de flecha o ángulo de barrido de la aeronave se obtuvo a partir de la medición de dos segmentos del ala que formaran un triángulo rectángulo, cuya hipotenusa se mide desde la punta del ala hacia la articulación de la muñeca del animal. Esto debido a que medir la altura de dicho triángulo desde la espina vertebral del animal corrompería el valor al no tratarse de una reminiscencia geométrica directa. Este análisis, dio un valor para el ángulo de flecha φ_N de 19.86°, como se puede apreciar en la figura 4.2. Como resultado del análisis en la reconstrucción de *Tapejara*, se obtuvieron los parámetros que se muestran en el cuadro 4.1.

Parámetro	Símbolo	Chatterjee	Modelo 3D	Implementado
Envergadura	s	1.28 m	1.35 m	1.35 m
Área del ala	S	0.29 m^2	0.1782 m^2	0.212 m^2
Longitud de la cuerda raíz	l_0	0.313 m	0.3625 m	0.364 m
Ángulo de flecha	φ_N	19.86°	19.86°	23.75°
Proporción de alargamiento	AR	5.67	10.2273	8.5962

Cuadro 4.1: Comparación de parámetros relevantes para el diseño, recuperados del trabajo de Chatterjee y Templin (2012), de la reconstrucción tridimensional realizada en Blender, y los valores finales utilizados en el proceso de diseño de la aeronave. Recurso de autoría propia.

4.1.2. Dimensionamiento

Una vez que se han determinado los parámetros básicos de configuración de la aeronave, es momento de dimensionarla. Para ello se hará uso del diagrama de restricciones (Véase el apartado 2.1.2), con el cuál se obtendrá un margen de velocidad, peso, empuje y carrera de despegue necesarios para hacer una selección de motores y rangos de operación en función de las necesidades de la misión, previamente definida en el apartado 3.3.1.

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h_{ASNM}}{44300}\right)^{4.25588} \tag{4.2}$$

donde:

h_{ASNM} Altitud sobre el nivel del mar a la que opera la aeronave [m]

ρ Densidad del aire a la altitud de operación [kg/m^3]

ρ_0 Densidad del aire [1.255kg/m^3]

Parámetros:

AR 8.5962

$c_{D\,desp}$ 0.055

$c_{D\,min}$ 0.045

$c_{L\,desp}$ 0.7

g 9.81 m/s^2

h_{ASNM} 2500 m

L_{desp} 50 m

s 1.35 m

S 0.212 m^2

v_{cond} 48 m/s

v_{desp} 60 m/s

v_{min} 40 m/s

v_{max} 60 m/s

ϕ 45°

μ_a 0.625

ρ_0 1.225 kg/m^3

φ_N 23.75°

Fórmulas:

Para calcular la densidad del aire a la altitud de vuelo se hará uso de la expresión 4.2.

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h_{ASNM}}{44300}\right)^{4.25588}$$

Para graficar las curvas que conforman el diagrama de restricciones se hará uso de las expresiones 2.6 a 2.17. Adicional a eso, el cálculo de algunos parámetros relevantes para la graficación de las curvas del diagrama de restricciones, como el nivel de energía para el giro sostenido a un nivel de energía deseado[1] se empleará la expresión 4.4 o la presión dinámica de despegue, que se calcula con la expresión 4.3.

$$P_{D\,desp} = \frac{v_{max} \cdot \rho}{2} \tag{4.3}$$

$$v_{cond} = 0.8 v_{max} \tag{4.4}$$

Una vez que se han graficado los valores correspondientes al diagrama de restricciones, y se han identificado las coordenadas de los puntos de diseño óptimo, se obtendrán los valores de empuje F_E y peso de la aeronave F_{wA} que dimensionarán la aeronave.

$$F_{wA} = f_{W/S} \cdot S \tag{4.5}$$

$$F_E = f_{E/W} \cdot F_{wA} \tag{4.6}$$

donde:

$f_{W/S}$ Coordenada del punto de diseño óptimo en el eje de proporción F_{wA}/S

[1] Véase el apartado 2.1.2

$f_{E/W}$ Coordenada del punto de diseño óptimo en el eje de proporción F_E/F_{wA}

Cálculos:

Para determinar la densidad del aire a la altitud del vuelo:

$$\rho = 1.225\left(1-\frac{2500}{44300}\right)^{4.25588}$$

$$\boxed{\rho = 0.9567 \text{kg/m}^3}$$

Los cálculos requeridos para la graficación del diagrama de restricciones fueron automatizados empleando python, utilizando las variables previamente declaradas y las expresiones 2.6 a 2.17.

Resultados:

Como resultado de los cálculos realizados por el programa en python surge el diagrama de restricciones de la figura 4.3. En negro están marcadas las intersecciones entre las curvas de giro sostenido y distancia de despegue, y la de distancia de despegue y ritmo de escalada, que son los puntos de diseño óptimo.

Punto de diseño óptimo 1

$F_{E\,max}$ 34.5923 N

$F_{wA\,max}$ 9.3078 N

Punto de diseño óptimo 2

$F_{E\,max}$ 38.4123 N

$F_{wA\,max}$ 25.664 N

Se ha seleccionado al punto de diseño óptimo 2 como el parámetro de dimensionamiento de la aeronave, debido a que el punto de diseño 1 se encuentra por debajo de la región aceptable de diseño, al ubicarse por debajo de la curva del requisito de escalada.

En la figura 4.3 se muestra el diagrama de restricciones de la aeronave con los puntos de diseño óptimo señalizados en color negro. Todos los valores que se encuentren por encima del espacio definido por la intersección entre las curvas de giro sostenido, distancia de despegue y ritmo de escalada se encuentran dentro de la región aceptable.

Partiendo de la elección del punto de diseño óptimo 2 como parámetro para el dimensionamiento de la aeronave se puede concluir que el peso máximo de ésta no puede exceder los 2.62 kg, de lo contrario presentará problemas con la distancia de despegue de 50 m que fue propuesta para facilitar la operación de la aeronave, permitiéndole despegar en espacios reducidos. Para que la aeronave entre en la categoría de RPAS micro, de acuerdo con el cuadro 2.1 de la NOM-107-SCT3-2019; brindando así un factor de seguridad del 26.664 % respecto al peso máximo de despegue.

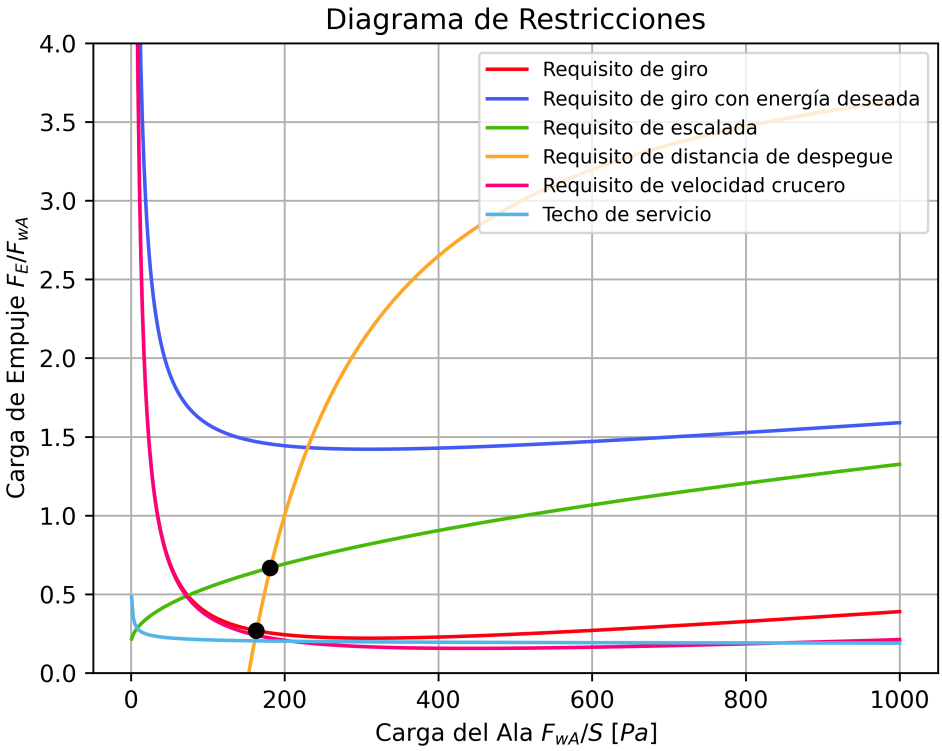


Figura 4.3: Diagrama de restricciones de la aeronave. Imagen de autoría propia.

Selección de motores y fuente de alimentación

Una adecuada selección de motores es crítica en un proyecto de esta naturaleza. Por un lado, la misión establece que la aeronave será utilizada con propósitos de vigilancia forestal, lo que hace necesario mantenerla en el aire tanto tiempo como sea posible a un costo de operación bajo para que su implementación resulte ser rentable. La gran capacidad de planeo de la aeronave no es suficiente para cumplir con ésta tarea, pues conforme la fricción con el aire incremente la fuerza de arrastre F_D, la aeronave entrará en pérdida y caerá.

Como puede apreciarse en el apartado 5.1, las primeras versiones de la aeronave contaban con una autonomía pobre de apenas 4 minutos, pese a ser más rápidas y más eficientes que el modelo final, cuyos cálculos se presentan en éste capítulo. El motivo de ésta autonomía tan baja es una mala selección de motores, pues las turbinas DS-215-DIA HST consumen una gran cantidad de energía para entregar los 250 N de fuerza de empuje de los que son capaces, sin embargo ésta capacidad de carga parece ser útil solamente para transportar las 3 pesadas baterías OKCELL 14s 20Ah, de casi 14 kg de peso cada una.

Es por eso que en la más reciente iteración de la aeronave se optó por desechar el gran empuje de las turbinas pues no se podía transportar una carga con ellas debido a que su empuje era consumido casi en su totalidad por el peso de las baterías, limitando el vehículo a cumplir únicamente con misiones de vigilancia y no intervención ante los incendios. Al calcular el diagrama de restricciones se encontró que la aeronave no podría viajar a menos de 30 m/s, pues de lo contrario no sería posible dimensionarla implementando éste método. Y una vez dimensionada, se calculó que el empuje mínimo del que debería ser capaz el sistema de propulsión es de 26.664 N.
Considerando todos éstos factores, la selección de motores y fuente de alimentación se muestra en el cuadro 4.2. Los cálculos para conocer la autonomía estimada de la aeronave se muestran a continuación:

Parámetros:

n_{bat} 2 baterías W_{bat} 148 W · h

n_{motor} 2 motores $\dot{W}_{motor}$ 50 W

Fórmulas:

Para el cálculo de la autonomía de la aeronave se hace uso de la expresión 4.7.

$$t = \frac{n_{bat} \cdot W_{bat}}{n_{motor} \cdot \dot{W}_{motor}} \tag{4.7}$$

n_{bat} Número de baterías

n_{motor} Número de motores

t Tiempo de autonomía [h]

W_{bat} Energía de la batería [Wh]

$\dot{W}_{motor}$ Potencia del motor [W]

Cálculos:

La autonomía de la aeronave se calcula a continuación:

$$\begin{aligned} t &= \frac{n_{\text{bat}} \cdot W_{\text{bat}}}{n_{\text{motor}} \cdot \dot{W}_{\text{motor}}}, \\ &= \frac{2 \times 148}{2 \times 50}, \\ &= \frac{148}{50}, \\ &\boxed{t = 2.96\text{h}} \end{aligned}$$

Resultados:

La autonomía calculada para la aeronave es de 2.96 h.

Al haber calculado que la autonomía de la aeronave es de 2.96h, o aproximadamente 2 horas 57 minutos 36 segundos, es posible afirmar que la autonomía de la aeronave le permite realizar tareas de vigilancia forestal, manteniéndose en el aire durante largos periodos de tiempo. Es posible inferir que éste tiempo de

vuelo podría extenderse gracias a la cualidad de optimización para el planeo con el que fue diseñado el vehículo. Ésto es además un cambio radical respecto a la autonomía de las versiones anteriores, en las que pese a tener motores mucho más potentes y que brindaban mucho más velocidad a la aeronave, ésta misma capacidad ocasionaba que los 60Ah de las pesadas baterías se consumieran en un periodo de 13.32 min.

La nueva selección de motores y fuentes de alimentación contempla dos baterías LiPo 4S 10Ah y dos motores sin escobillas MN2204, que con una hélice de 5 × 3” puede entregar un empuje de hasta 1.5 kg, por lo que ambos motores suman 3 kg de empuje, que supera con un factor de seguridad del 12 % al peso máximo de despegue de la aeronave calculado en el apartado 4.1.2.

Parámetro	Descripción
Configuración	2 motores (montaje fijo, uno por ala)
Empuje requerido	13.2 N por motor
Motor recomendado	T-Motor MN2204 1400kV
Especificaciones motor	**kV:** 1400; **Empuje:** 15 N con hélice 5 × 3”; **Peso:** 40 g
Hélice	Gemfan 5040 (5×4”)
Potencia	120-150 W por motor
Batería	LiPo 4S 10Ah (14.8V)
Especificaciones batería	**Autonomía:** 90-120 min; **Peso:** 800g
Corriente	10-15 A por motor

Cuadro 4.2: Selección de motores y baterías para dron ala volante. Recurso de autoría propia.

Durante la selección de motores, otro parámetro de importancia fueron las dimensiones de los elementos, pues al no contar con un fuselaje en el cual almacenar todos los sistemas que permiten el funcionamiento de la aeronave, éstos deben de organizarse dentro del ala sin modificar considerablemente la geometría del fuselaje, provocando un incremento en el arrastre inducido de la aeronave. En la figura 4.4 se muestra la zona de transición de flujo de la aeronave, que es la región en donde el régimen del fluido cambia de laminar a turbulento. Por lo tanto, cualquier modificación realizada debe ocurrir por debajo de ésta línea.

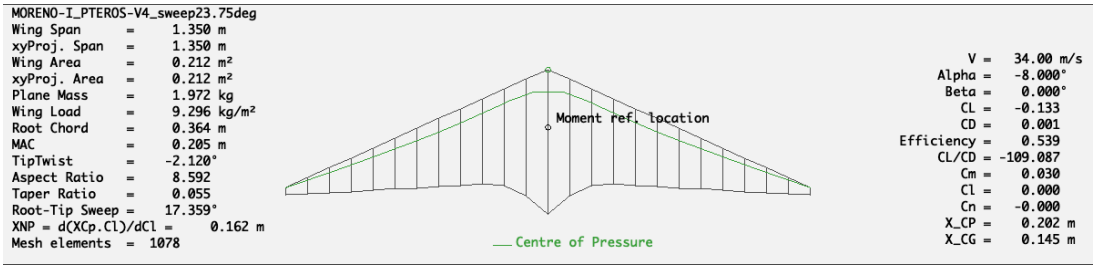


Figura 4.4: Visualización de la zona de transición de flujo en la aeronave en el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Hélices

La adecuada selección de las hélices resulta importancia crítica para que la selección de motores sea adecuada y el funcionamiento y autonomía calculados para la aeronave. Para ello, se calculará el diámetro mínimo de las hélices requerido.

En este caso particular se asumirá que el diámetro de la hélice es equivalente al diámetro de la columna de aire desplazada como resultado de la propulsión. Véase el apartado 2.1.3 en donde se habla sobre el principio de acción de la propulsión con hélices.

Parámetros:

F_E 25.664 N ρ 1.225 [kg/m^3]

v_{aire} 34 m/s

Fórmulas:

Para el cálculo de la dimensión mínima del diámetro de la hélice que se requiere en cada motor se hará un despeje que la fórmula 2.18

$$Q = \frac{F_E}{\rho \cdot v_{aire}}$$

Para definir el diámetro de la hélice, se debe sustituir el flujo másico empleando la expresión 4.9, en donde esté presente el parámetro del diámetro de la columna de aire y así pueda despejarse para obtener el valor mínimo para el diámetro las hélices.

$$A_h = \frac{\pi \cdot d^2}{4} \tag{4.8}$$

$$Q = v_{aire} \cdot A_h \tag{4.9}$$

dónde:

A_h Área de la circunferencia de la columna de aire [m^2]

d Diámetro mínimo de la hélice [m]

Q Flujo másico de la columna de aire [m]

v_{aire} Velocidad del viento [m/s]

De este modo, la expresión final para el cálculo de la dimensión de la hélice, sustituyendo en la expresión 2.18 el flujo másico con la expresión 4.9 y sustituyendo el diámetro de la columna de aire, el resultado es la expresión 4.10

$$d = \sqrt{\frac{4F_E}{\rho \cdot \pi \cdot {v_{aire}}^2}} \tag{4.10}$$

Cálculos:

Cálculo del diámetro de la columna de aire.

$$\begin{aligned} d^2 &= \frac{4F_E}{\rho \pi v^2} \\ &= \frac{2 \times 25.664}{1.225 \times \pi \times 34^2} \\ &= \frac{51.328}{4431.82} \\ &= 0.01158 \\ d &= \sqrt{0.01158} \\ \boxed{d &= 0.1076\text{m}} \end{aligned}$$

Resultados:

Las hélices seleccionadas deben tener un diámetro mínimo de 10.74 cm de diámetro para operar de manera adecuada a una velocidad de 34 m/s.

La dimensión mínima de las hélices a seleccionar es un diámetro de 10.74 cm. En el cuadro 4.2 se indica que la hélice seleccionada es una *Gemfan 5040*, con un diámetro de 5 in ó 12.7 cm, por lo que las condiciones mínimas de operación se cumplen.

4.1.3. Matrices de datos de la aeronave

En este apartado se muestran los datos del vehículo necesarios para poder definir una aeronave en XFLR5 o para su dimensionamiento una vez que se de inicio a su construcción en un software de diseño asistido por computadora CAD, por sus siglas en inglés (*Computer Aided Design*).

La matriz f_w 4.11 muestra las coordenadas respecto al eje longitudinal de la aeronave de cada uno de los perfiles del ala correspondientes a las costillas. Éstos valores se obtuvieron de dividir la longitud de un ala l_w entre el número de costillas, en este caso particular, son 12 costillas. La matriz f_y 4.12 muestra el desfase del borde de ataque respecto a la horizontal del eje longitudinal, causado por el ángulo de barrido φ_N, es decir, que los valores aquí mostrados son resultado de

multiplicar el espacio entre las costillas por el seno del ángulo de barrido.

$$f_w = \begin{matrix}(0.000 & 0.056 & 0.112 & 0.169 & 0.225 & 0.281 & 0.338 & 0.394 & 0.450 \\ 0.506 & 0.563 & 0.619 & 0.675)\end{matrix} \tag{4.11}$$

$$f_y = \begin{matrix}(0.000 & 0.025 & 0.050 & 0.074 & 0.099 & 0.124 & 0.149 & 0.173 & 0.198 \\ 0.223 & 0.248 & 0.272 & 0.297)\end{matrix} \tag{4.12}$$

La matriz l_c 4.13 muestra la longitud de la cuerda de cada uno de los perfiles de la aeronave.

$$l_c = \begin{matrix}(0.364 & 0.294 & 0.244 & 0.215 & 0.193 & 0.172 & 0.150 & 0.128 & 0.107 \\ 0.085 & 0.063 & 0.042 & 0.020)\end{matrix} \tag{4.13}$$

En el cuadro 4.3 se muestran los valores de estas matrices listos para ser ingresados en XFLR5 o en algún software CAD para la definición de la aeronave y así dar inicio con los análisis o la construcción de la misma según sea el caso. Se ha añadido la columna del giro geométrico del ala, el cuál será calculado más adelante en este capítulo, y cuyos resultados pertenecen a la matriz 4.35.

No.	Perfil	Cuerda	Separación	Desfase	Giro
1	MH60 -12 %	0.364	0.000	0.000	5.14°
2	ITER 1/12	0.294	0.056	0.025	5.89°
3	ITER 2/12	0.244	0.112	0.050	6.51°
4	ITER 3/12	0.215	0.169	0.074	6.74°
5	ITER 4/12	0.193	0.225	0.099	6.70°
6	ITER 5/12	0.172	0.281	0.124	6.51°
7	ITER 6/12	0.150	0.338	0.149	6.15°
8	ITER 7/12	0.128	0.394	0.173	5.61°
9	ITER 8/12	0.107	0.450	0.198	4.84°
10	ITER 9/12	0.085	0.506	0.223	3.78°
11	ITER 10/12	0.063	0.563	0.248	2.36°
12	ITER 11/12	0.042	0.619	0.272	0.39°
13	NACA 0012	0.020	0.675	0.297	-2.12°

Cuadro 4.3: Valores y parámetros para la definición de la aeronave. Recurso de autoría propia.

4.1.4. Determinación de condiciones de operación de la aeronave

Velocidad de operación

Calcular los límites de velocidad en una aeronave de ala fija es fundamental durante el proceso de diseño, para garantizar seguridad, rendimiento y eficiencia durante su operación. Para el caso de este vehículo se realiza el cálculo de 3 velocidades que resultan de interés: la velocidad mínima, ésta como su nombre lo dice es la velocidad mínima a la que debe de moverse la aeronave para mantenerse en el aire; la velocidad máxima, que en este caso es un valor que puede excederse ya que depende de la capacidad que tengan los motores, sin llegar a un régimen supersónico; y la velocidad de pérdida, que es la velocidad mínima a la que la aeronave puede volar antes de entrar en pérdida y comenzar a perder altitud. El conocer los límites de velocidad de la aeronave también resulta de interés en el diseño del tren de aterrizaje, para que éste tenga la estabilidad estructural y resistencia para soportar el impacto del aterrizaje.

En este caso, se calcularon los límites de velocidad de dos maneras: mediante fórmulas algebraicas presentadas en el trabajo de Stamenovic et al. (s.f.) y con un análisis de *Vortex Lattice* con ángulo de ataque fijo, y en este caso en particular, el análisis será contemplando la viscosidad del aire, ya que de lo contrario no se obtendrá un valor útil. Para el análisis algebraico se presenta a continuación la memoria de cálculos. El ánguylo fijo con el que se calcularon los valores de velocidad en el análisis realizado con ayuda del software XFLR5 es de -5°, mismo que fue determinado en el apartado 4.1.4.

Parámetros:

$c_{L\,max\,est}$	0.8	F_{wA}	25.664 N
$c_{L\,per}$	0.2755	S	0.212 m^2
$c_{L\,Vmax}$	0.2	ρ	0.9567 kg/m^3

Fórmulas:

Para calcular la velocidad de la aeronave se hará uso de la expresión 4.14.

$$v = \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot s \cdot c_L}} \tag{4.14}$$

donde:

c_L Coeficiente de sustentación

F_{wA} Peso de la aeronave [N]

s Envergadura de la aeronave [m]

v Velocidad [m/s]

Cálculos:

Para el cálculo de la velocidad mínima:

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot S \cdot c_{L\,max\,est}}} = \sqrt{\frac{2 \times (25.664)}{0.9567 \times 0.212 \times 0.8}} \boxed{v_{min} = 17.7859\text{m/s}}$$

Para el cálculo de la velocidad máxima:

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot S \cdot c_{L\,V\,max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 25.664}{0.9567 \cdot 0.212 \cdot 0.2}} = \sqrt{\frac{51.328}{0.0406}} \boxed{v_{max} = 35.5718\text{m/s}}$$

Para el cálculo de la velocidad de pérdidas:

$$v_{per} = \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot S \cdot c_{L\,per}}} = \sqrt{\frac{2 \times 25.664}{0.9567 \times 0.212 \times 0.2755}} = \sqrt{\frac{51.7968}{0.0559}} \boxed{v_{per} = 30.3082\text{m/s}}$$

Resultados:

La aeronave puede desplazarse a una velocidad de entre 17.7859 y 35.5718 m/s. Para alargar su tiempo en el aire con el consumo energético mínimo, podría mantenerse planeando a 30.3082 m/s, lo que implica que la aeronave se mantendrá en el aire sin perder altura.

Es importante remarcar que los coeficientes utilizados como parámetros para realizar cálculos, salvo por el parámetro de velocidad de pérdida, son un punto de partida, el cuál se irá refinando conforme se realicen otros análisis y simulaciones aerodinámicas, para realizar el ajuste a los resultados.

Éstos resultados se respaldan por las gráficas obtenidas de un análisis de *Vortex Lattice* contemplando la viscosidad del aire cuando la aeronave se encuentra a con un cabeceo de -5° para un rango de velocidades entre 0 y 90 m/s. De la gráfica de la figura 4.5, se puede observar que la fuerza de sustentación es despreciable hasta que la velocidad alcanza alrededor de 17 m/s, que la fuerza de sustentación apenas logra igualar el peso de la aeronave cuando ésta viaja a más de 40 m/s y que ésta sigue en incremento junto con la velocidad; aunque en este caso el límite es la capacidad del sistema de propulsión para lograr estas velocidades.

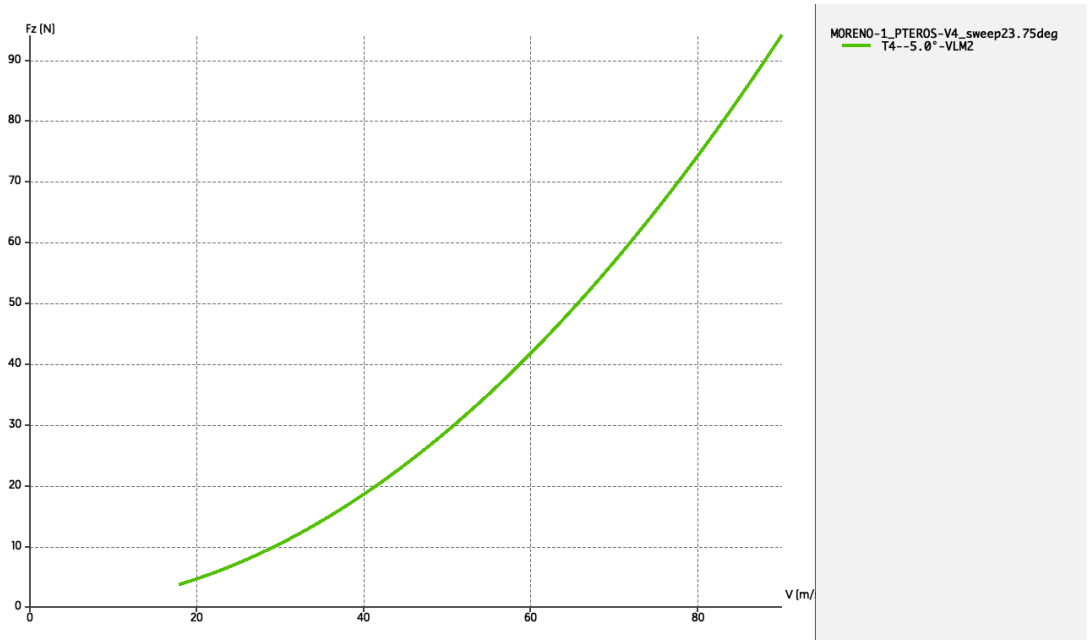


Figura 4.5: Gráfica del comportamiento de la fuerza de sustentación F_L (F_z) respecto a velocidad v de la aeronave, resultado de un análisis con el método de *Vortex Lattice* considerando la viscosidad del aire realizado en software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Diagrama V-n El diagrama V-n, también conocido como *envolvente de vuelo* es un diagrama que funge como una representación visual de los límites de velocidad y carga del ala de una aeronave para que ésta opere de manera adecuada sin poner en riesgo su integridad estructural. Estos márgenes están en términos de velocidades, alturas y límites estructurales. Los valores de mayor relevancia que pueden obtenerse de este diagrama son: velocidad de pérdida v_{stall}, velocidad de maniobra diseñada v_{man}, la velocidad crucero $v_{crucero}$ y la velocidad de salto v_{dive}. Éstas velocidades determinan las diferentes líneas de la envolvente de vuelo. En unidades imperiales, la velocidad se mide en nudos náuticos (keas), mientras que en el sistema internacional se mide en metros sobre segundo (m/s).

Para determinar el diagrama V-n de la aeronave se hizo uso del paquete **ADRpy** para python, el cual es una librería de diseño conceptual y herramientas de análisis de rendimiento para aeronaves accesible desde GitHub, creada por Andras Sobester (Sobester, 2018). En la figura 4.6 se muestra la envolvente de vuelo graficada en términos de velocidad (keas) y factor de carga del ala. Delimitado por líneas punteadas en color amarillo se muestra la envoltura de maniobras, lo que quiere decir que para evitar que la aeronave sufra de daños estructurales como

deformaciones plásticas durante el vuelo, toda maniobra debe realizarse por debajo de estos límites. La envoltura de vuelo es igualmente un limitante que indica que el vuelo por encima de dichos parámetros provocará la falla de la aeronave.

En el diagrama de restricciones se considera un vuelo con un factor de carga siempre positivo, sin embargo es común que existan variaciones durante el vuelo. Es por ello que esta herramienta resultan tan importante para definir las condiciones de operación de la aeronave.

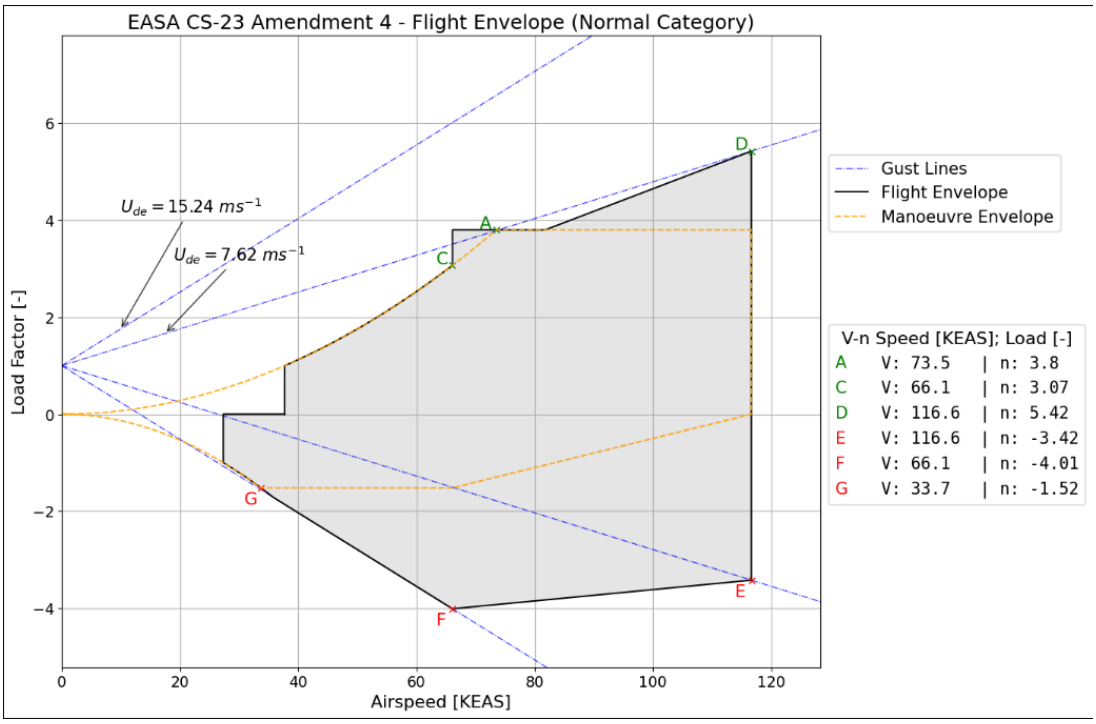


Figura 4.6: Diagrama V-n de la aeronave realizado con la herramienta de diseño y análisis aerodinámico **ADRpy** de Andras Sobester

Punto	Velocidad [m/s]	Factor de carga del ala
A	37.8117	3.80
C	34.0048	3.87
D	59.9842	5.42
E	59.9842	-3.42
F	34.0048	-4.81
G	17.3368	-1.52

Cuadro 4.4: Coordenadas para puntos de interés del diagrama V-n de la aeronave. Recurso de autoría propia.

Los valores determinados para los puntos de interés de la envolvente de vuelo se muestran en la figura 4.6, cuyas unidades son nudos náuticos [keas]. En esta misma gráfica se puede apreciar en dónde se ubican éstos puntos de interés, señalizados en color verde los límites de factor de carga positivos y en color rojo los límites de factor de carga negativos. El límite superior de la envoltura de maniobras se encuentra en un facto de carga de 3.8, mientras el límite inferior es un factor de carga de -1.52. En el cuadro 4.4 se muestran éstos mismos valores, pero en unidades internacionales, para mantener congruencia con el resto de la memoria de cálculos.

Capacidad de planeo

La capacidad que tiene una aeronave para planear sin motor está determinada por la *razón de planeo* (*gliding ratio*), que es determinado por la proporción entre la sustentación y el arrastre, que se muestra en la expresión 4.15, y por el ángulo de planeo, que ya se ha determinado en el apartado anterior y puede calcularse usando la expresión 4.16 (NASA Glenn Research Center, 2024).

$$\frac{F_D}{F_L} = \frac{c_D}{c_L} = \tan\epsilon \tag{4.15}$$

$$\tan\epsilon = \frac{l_h}{l_d} \tag{4.16}$$

donde:

c_D Coeficiente de arrastre

c_L Coeficiente de sustentación

F_D Fuerza de arrastre [N]

F_L Fuerza de sustentación [N]

l_d Distancia horizontal [m]

l_h Altitud perdida [m]

ϵ Ángulo de planeo [gra]

A continuación se muestran los cálculos realizados para determinar la distancia de planeo de la aeronave, en términos de la distancia recorrida por cada 10 m de altitud perdida.

Parámetros:

ϵ -5° c_L/c_D 71.784

h 10 [m]

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.15:

$$\frac{c_D}{c_L} = \tan\epsilon$$

Se usará la expresión 4.16 para determinar la distancia recorrida al planear:

$$\tan\epsilon = \frac{l_h}{l_d}$$

Al combinar e invertir las expresiones anteriormente mostradas, se obtiene que:

$$\frac{c_L}{c_D} = \frac{d}{h} = \frac{1}{\tan\epsilon}$$

Cálculos:

Para encontrar la distancia recorrida por la aeronave por cada 10m de altitud perdida:

$$\begin{aligned}\frac{l_d}{l_h} &= \frac{c_L}{c_D}\\ l_d &= l_h\left(\frac{c_L}{c_D}\right)\\ &= 10(71.784)\\ \boxed{l_d &= 717.84\text{m}}\end{aligned}$$

Haciendo el cálculo usando el valor del ángulo de planeo determinado por el software XFLR5:

$$\begin{aligned}\frac{l_d}{l_h} &= \frac{1}{\tan\epsilon}\\ l_d &= \frac{l_h}{\tan\epsilon}\\ &= \frac{10}{\tan 5°}\\ \boxed{l_d &= 114.3005\text{m}}\end{aligned}$$

Resultados:

Por cada 10 m de altitud perdida, la aeronave es capaz de recorrer 717.84 m según la capacidad de planeo calculada por XFLR5. Trigonométricamente, la aeronave puede recorrer 114.3005 m por cada 10 m que desciende si viaja con un ángulo de planeo de -5°.

Inclinación

La misión de la aeronave requiere que ésta se encuentre constantemente en el aire para poder monitorear el terreno, es por ello que durante su vuelo crucero

ésta debe de operar en cabeceo, cuando el coeficiente de planeo c_L/c_D sea máximo. Empleando el software XFLR5 para simulaciones y análisis aerodinámicos se obtuvieron los valores del coeficiente de planeo para diferentes ángulos de ataque comprendidos entre los -30° y los 30°, que se ha delimitado como el rango de cabeceo de la aeronave. A partir de la gráfica de la figura 4.7 se puede deducir que la aeronave debe se volar con un ángulo de ataque de -5° para mantener el coeficiente de planeo al máximo, con un valor de 71.784.

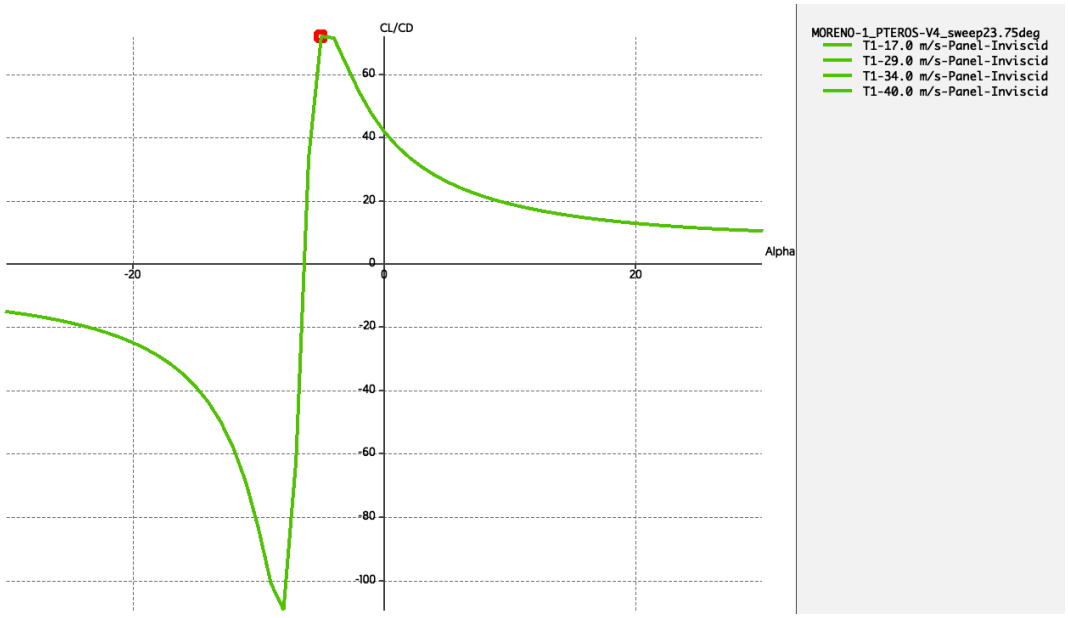


Figura 4.7: Gráfica de coeficiente de planeo c_L/c_D respecto al ángulo de ataque α, hecha mediante el uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Para lograr esto, los motores serán posicionados con una inclinación de -5°, para que así la aeronave sea capaz de desplazarse con el ángulo de ataque indicado para maximizar su coeficiente de planeo sin con ello implicar que el cabeceo de la aeronave sea negativo y por ello ésta se dirija gradualmente hacia el suelo.

Radio de giro

El radio de giro de una aeronave puede definirse como la amplitud del arco descrito al realizar un viraje[2]. Depende de factores como la velocidad, el ángulo de bancada ϕ y la fuerza de sustentación.

$$r = \frac{v^2}{g \cdot \tan \phi} \tag{4.17}$$

[2]Se trata de la acción o efecto de virar, que es el cambio de dirección o rumbo

donde:

g Aceleración de la gravedad [9.81m/s^2]

r Radio de giro de la aeronave [m]

v Velocidad del vehículo [m/s]

ϕ Ángulo de bancada o alabeo [gra]

Conocer el radio de giro de la aeronave permite determinar su agilidad; validar límites estructurales, como las fuerzas *G* a las que está sometida la estructura; o evitar entrar en pérdida de sustentación durante un viraje cerrado. Desde el punto de vista del operador, el conocer este parámetro permite optimizar la ruta de vuelo al evitar colisiones en la ruta de vuelo.

En el caso de las aeronaves de ala y cuerpo integrado, Stamenovic et al., s.f. definió un nuevo método para calcular el radio de giro, el cuál usa también en la determinación de otros parámetros de interés como se mostrará más adelante. En este nuevo caso, el radio de giro de la aeronave depende de la envergadura s y el coeficiente de línea de sustentación ν. Este coeficiente puede ser cualquier valor en un rango de 0 a 1, siendo 0 utilizado para una línea de sustentación elíptica y 1 para una línea de sustentación en forma de campana.

$$r = \frac{s}{4} \cdot \sqrt{\frac{1 - \frac{\nu}{2}}{1 - \frac{\nu}{4}}} \tag{4.18}$$

donde:

r Radio de giro de la aeronave [m]

ν Coeficiente de línea de sustentación

Parámetros:

s 1.35 m

ν 1

Se hará uso de la expresión 4.18:

Fórmulas:

$$r = \frac{s}{4} \cdot \sqrt{\frac{1 - \frac{\nu}{2}}{1 - \frac{\nu}{4}}}$$

Cálculos:

$$r = \frac{1.35}{4} \cdot \sqrt{\frac{1-\frac{1}{2}}{1-\frac{1}{4}}}$$

$$\boxed{r = 0.2756\text{m}}$$

Resultados:

El arco de circunferencia descrito por la aeronave tiene un radio de 0.2756 m.

4.2. Cálculo del ala

4.2.1. Selección de perfiles

La selección de perfiles es una de las etapas más importantes en el proceso de diseño aerodinámico. Como se ha mencionado con anterioridad, se recomienda que los perfiles correspondientes al cuerpo del vehículo sean auto equilibrantes, también conocidos como *reflex* o *reflejados*; mientras que se recomienda emplear perfiles simétricos en la punta. La adecuada selección de perfiles es crítica para garantizar estabilidad, eficiencia y control. En general se buscan perfiles con una alta relación entre la fuerza de sustentación F_L y F_D, y una curvatura adaptada compensa la falta de cola. En el apartado 2.2.5 se habla con más detalle acerca de las cualidades para selección de perfiles en un ala volante.

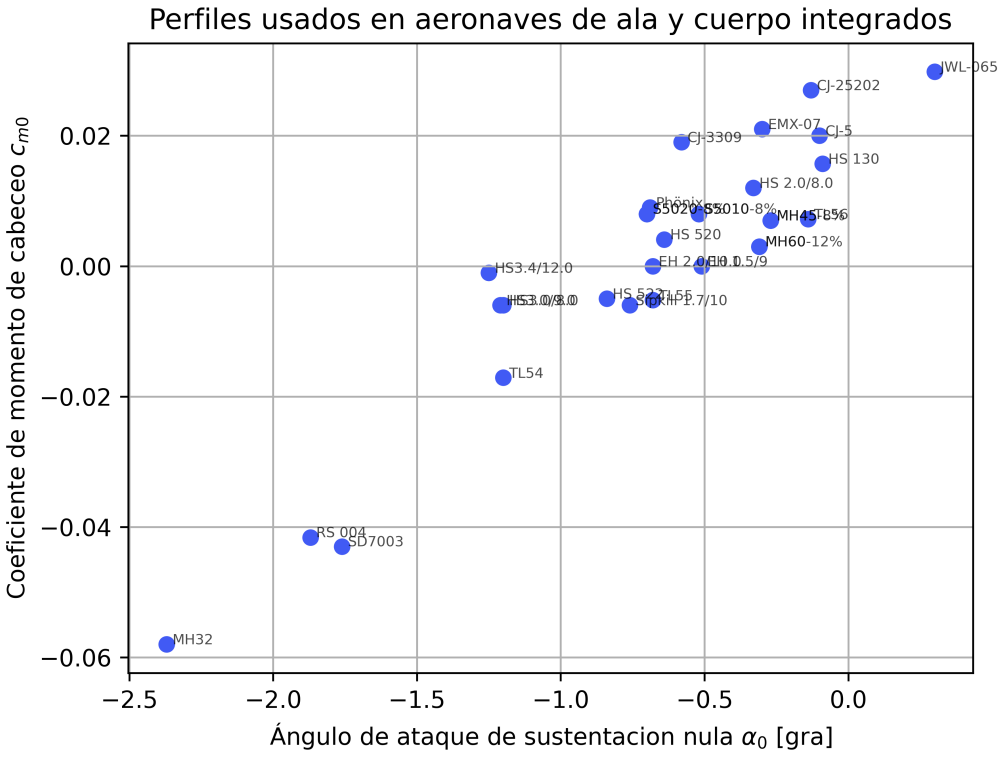


Figura 4.8: Gráfica de dispersión del coeficiente de momento de cabeceo c_{M0} de diferentes perfiles para ala volante respecto al ángulo de ataque de sustentación nula α_0. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.8 se muestra una gráfica de dispersión con diferentes perfiles comúnmente empleados en el proceso de diseño del ala volante. Ésta gráfica tiene

como ejes el ángulo de ataque de sustentación nula α_0 y el coeficiente de momento de cabeceo nulo c_{M0}. Estos parámetros resultan de interés para brindar estabilidad a la aeronave que en configuraciones convencionales se logra al nivelar el coeficiente de momento de cabeceo c_M del ala con el de la cola. Éste diagrama fue elaborado a partir de los datos del cuadro D.1.

La selección de un perfil con momento de cabeceo cercano a cero pero sin ser nulo permite que el vuelo de la aeronave no presente inestabilidad. Además de que los sistemas de control integrado —alerones y elevadores como parte de un mismo elemento— requieren de perfiles que mantengan respuesta aerodinámica ante deflexiones altas.

Para el presente proyecto, se han seleccionado las secciones aerodinámicas **MH60 -12 %** y **NACA 0012** como perfiles alares para el vehículo aéreo no tripulado. Al existir un cambio entre el perfil en la raíz y la punta del ala, los perfiles que están ubicados entre éstos son una interpolación proporcional a la posición en la que se encuentran. En éste caso, el perfil que se encuentra justo al medio es una interpolación a un 50 % de cada superficie sustentadora. Éste cambio se ve ejemplificado en la figura 2.12.

4.2.2. Cálculo de parámetros de interés del ala

El diseño del ala de la aeronave no termina una vez que se ha definido la geometría de la misma. Hay algunos parámetros de interés que permiten determinar si el diseño propuesto es estable, incluso desde antes de realizar simulaciones numéricas, como por ejemplo la posición del centro de presión respecto al centro de gravedad. A lo largo de este apartado se hará el análisis paso a paso que llevó a los resultados que se graficaron el la figura 4.9. En dicha figura únicamente los largueros y las costillas son valores no calculados con anterioridad, pues éstos representan elementos de refuerzo estructural de la aeronave.

Tanto en el software de Stamenovic et al. (s.f.) como en el código de Python de autoría propia utilizado para automatizar los cálculos de las diferentes versiones de la aeronave la información se muestra de manera similar, permitiendo ver la ubicación de los parámetros de interés directamente sobre la configuración del ala.

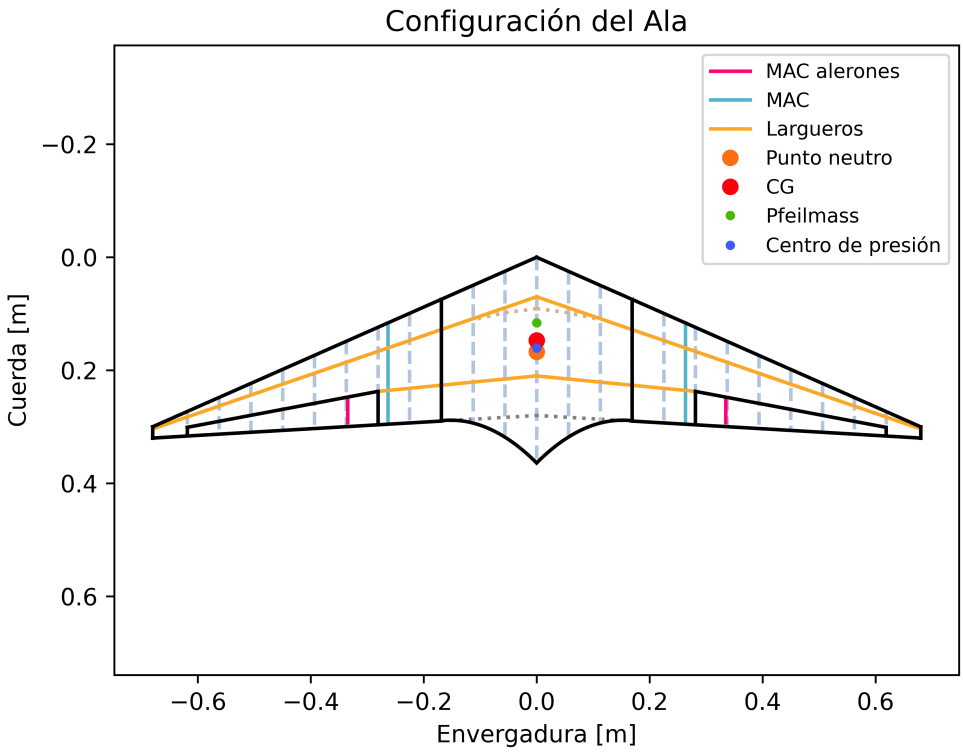


Figura 4.9: Configuración de la aeronave. Imagen de autoría propia.

Pfeilmass

Traducido del alemán como *medida de flecha*, se trata de un concepto clave en el diseño de alas volantes que presenten un ángulo de flecha hacia atrás. Acuñado por los hermanos Horten e implementado como parámetro de diseño para sus modelos definía la línea de sustentación del vehículo y estabilidad direccional, necesaria al carecer de timón y estabilizador vertical estas aeronaves. Se puede calcular con la expresión 4.19.

$$X_P = \frac{(2s \cdot \tan \varphi_N) + l_s - l_0}{8} \tag{4.19}$$

donde:

l_0 Longitud de la cuerda del perfil raíz [m]

l_s Longitud de la cuerda del perfil en la punta [m]

X_P Posición del *pfeilmass* en la cuerda [m]

φ_N Ángulo de flecha del borde de ataque[3] [gra]

Parámetros:

l_0 0.28 m

l_s 0.02 m

s 1.35 m

φ_N 23.75°

Cálculos:

$$X_P = \frac{(2(1.35) \cdot \tan 23.75°) + 0.02 - 0.28}{8}$$

$$\boxed{X_P = 0.116\text{m}}$$

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.19 para el cálculo del Pfeilmass del ala.

$$X_P = \frac{(2s \cdot \tan \varphi_N) + l_s - l_0}{8}$$

Resultados:

El *pfeilmass* de la aeronave se encuentra a 0.116 m del borde de ataque del perfil raíz.

Centro de presión

Es el punto teórico en donde se considera que actúa la fuerza aerodinámica resultante[4] sobre el ala. Su posición tiende a variar según el ángulo de ataque. Por cuestión de simplicidad, se estima que su posición es a 1/4 de la cuerda desde el borde de ataque. Para el caso de un ala volante, se empleará lo fórmula propuesta por Stamenovic et al., s.f. para el cálculo del centro de presión.

En una aeronave estable, el centro de presión debe de encontrarse por detrás del centro de gravedad para evitar inestabilidad. Un problema común en alas volantes es que el desplazamiento del centro de presión más allá del centro de gravedad provocaría que la aeronave se vuelva incontrolable.

$$X_{CP} = \frac{l_0}{4} + \frac{2 \cdot X_P \cdot (1 + 2Z)}{3(1 + Z)} \tag{4.20}$$

donde:

X_{CP} Posición del centro de presión en la cuerda [m]

Z Conicidad [%]

[3] Véase la imagen 2.5

[4] Se trata del vector resultante de la suma entre la fuerza de sustentación F_L y la fuerza de arrastre F_D

Parámetros:

l_0 0.28 m

Z 20.74 %

X_P 0.116 m

Cálculos:

$$X_{CP} = \frac{0.28}{4} + \frac{2 \cdot (0.116) \cdot (1 + 2(0.2074))}{3(1 + (0.2074))}$$

$$\boxed{X_{CP} = 0.1606\text{m}}$$

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.20 para el cálculo de la posición del centro de presión.

$$X_{CP} = \frac{l_0}{4} + \frac{2 \cdot X_P \cdot (1 + 2Z)}{3(1 + Z)}$$

Resultados:

El centro de presión de la aeronave se encuentra a 0.1606 m del borde de ataque del perfil raíz.

Cuerda aerodinámica media

La cuerda aerodinámica media, conocida como MAC por sus siglas en inglés (*Mean Aerodynamic Cord*), es una representación simplificada de un ala compleja —con flecha, de geometría variable, con conicidad; algo distinto de un ala simplificada como un rectángulo— en donde se considera que la longitud es la cuerda promedio, ésta conserva las mismas características aerodinámicas y de momentos que el ala completa. Su posición es relevante porque representa una referencia crítica para cálculos de estabilidad.

Es necesaria para identificar el centro aerodinámico de la aeronave. De manera convencional, es también utilizado para definir el margen estático, aunque este proyecto no es el caso, pues el margen estático está definido en función del *pfeilmass* del mismo modo en que el resto de las aeronaves Horten. Para calcular la longitud de la cuerda aerodinámica media se emplea la expresión 4.23, mientras que su posición a lo largo del ala se define con la expresión 4.22.

$$\varphi_{1/4} = \arctan\left(\frac{l_w \tan\varphi_N + \frac{l_s - l_0}{4}}{l_w}\right) \tag{4.21}$$

$$f_{\text{MAC}w} = \frac{X_{CP} - \frac{l_0}{4}}{l_w \cdot \tan\varphi_{1/4}} \tag{4.22}$$

$$\text{MAC} = l_0 + f_{\text{MAC}w}\left(l_w \cdot \tan\varphi_N + l_s - l_0\right) - l_w \cdot f_{\text{MAC}w} \cdot \tan\varphi_N \tag{4.23}$$

donde:

f_{MACw} Posición de la cuerda aerodinámica media en porcentaje del ala [%]

l_w Longitud del ala [m]

MAC Longitud de la cuerda aerodinámica media [m]

$\varphi_{1/4}$ Ángulo de la flecha a 1/4 de la longitud de la cuerda [gra]

En el caso particular del presente proyecto, además de requerir la posición del MAC y su longitud para los cálculos subsecuentes, se ha tomado la decisión de colocar los motores sobre el ala a la altura del MAC. Esto dada la consideración teórica de simplificar la acción de las fuerzas aerodinámicas actuando sobre ésta línea.

Parámetros:

l_0 0.28 m

l_s 0.02 m

l_w 0.675 m

X_{CP} 0.1606 m

φ_N 23.75°

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.21 para calcular al ángulo de flecha a 1/4 de la cuerda.

$$\varphi_{1/4} = \arctan\left(\frac{l_w \tan\varphi_N + \frac{l_s - l_0}{4}}{l_w}\right)$$

Se hará uso de la expresión 4.22 para calcular la posición de la cuerda aerodinámica media a lo largo del ala.

$$f_{\text{MAC}w} = \frac{X_{CP} - \frac{l_0}{4}}{l_w \cdot \tan\varphi_{1/4}}$$

Se hará uso de la expresión 4.23 para calcular la longitud de la cuerda aerodinámica media.

$$\begin{aligned}\text{MAC} =& l_0 + f_{\text{MAC}w}\left(l_w \cdot \tan\varphi_N + l_s - l_0\right) \\ & - l_w \cdot f_{\text{MAC}w} \cdot \tan\varphi_N\end{aligned}$$

Cálculos:

Para el cálculo del ángulo de flecha a 1/4 de la longitud de la cuerda:

$$\begin{aligned}k_1 &= \frac{l_s - l_0}{4} \\ &= \frac{0.02 - 0.28}{4} \\ k1 &= -0.065 \\ k_2 &= l_w \cdot \tan\varphi_N \\ & 0.675 \cdot (\tan 23.75°) \\ k_2 &= 0.2970 \\ \varphi_{1/4} &= \arctan\left(\frac{k_2 - k_1}{l_w}\right) \\ &= \arctan\left(\frac{0.2970 - 0.065}{(0.675)}\right) \\ & \boxed{\varphi_{1/4} = 18.97°}\end{aligned}$$

Para el cálculo de la posición de la

cuerda aerodinámica media en el ala:

$$f_{\text{MAC}w} = \frac{(0.1606) - \frac{0.28}{4}}{(0.675) \cdot \tan 18.97°}$$

$$f_{\text{MAC}w} = 0.3906$$

$$\boxed{f_{\text{MAC}w} = 39.06\,\%}$$

$$x_{\text{MAC}w} = f_{\text{MAC}w} \cdot l_w$$

$$= 0.3906 \cdot (\frac{1.35}{2})$$

$$\boxed{x_{\text{MAC}w} = 0.2637\text{m}}$$

cuerda aerodinámica media:

$$\text{MAC} = 0.28 + (0.3906)((0.675) \cdot \tan 23.75° + 0.02 - 0.28) - (0.675) \cdot (0.3906) \cdot \tan 23.75°$$

$$\boxed{\text{MAC} = 0.1784\text{m}}$$

Resultados:

La cuerda aerodinámica media se encuentra a 0.2637 m desde la raíz del ala —lo que equivale al 39.06 % de su longitud desde la raíz— y tiene una longitud de 0.1784 m.

Para el cálculo de la longitud de la

Punto neutro

El punto neutro de un ala es el punto en donde el momento de cabeceo[5] M_c es independiente del ángulo de ataque α. Es decir, en este punto siempre existe una constante para el momento de cabeceo. Al realizar un análisis estático o dinámico del ala, éste se simplifica colocando la fuerza de levante con origen en este punto en el diagrama de cuerpo libre.

$$x_{N\text{MAC}} = \frac{1}{4} + 0.018AR(1 - Z)^2 \cdot \tan\left(\varphi_{1/4}{}^{(1.05+0.14Z)}\right) - \frac{Z \cdot \tan\left(\varphi_{1/4}{}^{0.6}\right)}{3} \tag{4.24}$$

$$X_N = \left(x_{N\text{MAC}} - \frac{1}{4}\right)(\text{MAC}) + X_{CP} \tag{4.25}$$

donde:

$x_{N\textbf{MAC}}$ Posición del punto neutro en la cuerda aerodinámica media [%]

X_N Posición del punto neutro en la cuerda [m]

[5] Revisar el apartado para mayor información

Parámetros:

AR 8.5962 Z 0.2074

MAC 0.1784 m

X_{CP} 0.1606 m $\varphi_{1/4}$ 18.97°

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.24 para calcular la posición del punto neutro respecto a la cuerda aerodinámica media.

$$x_{N\text{MAC}} = \frac{1}{4} + 0.018AR(1-Z)^2 \cdot \tan\left(\varphi_{1/4}{}^{(1.05+0.14Z)}\right) - \frac{Z \cdot \tan\left(\varphi_{1/4}{}^{0.6}\right)}{3}$$

Se hará uso de la expresión 4.25 para calcular la posición del punto neutro.

$$X_N = \left(x_{N\text{MAC}} - \frac{1}{4}\right)(\text{MAC}) + X_{CP}$$

Cálculos:

Para el cálculo de la posición del punto neutro respecto a la cuerda aerodinámica media del ala:

$$x_{N\text{MAC}} = \frac{1}{4} + 0.018(8.5962)(1-(0.2074))^2 \cdot \tan\left(18.97°{}^{(1.05+0.14(0.2074))}\right) - \frac{(0.2074)\cdot\tan\left(18.97°{}^{0.6}\right)}{3}$$

$$x_{N\text{MAC}} = 0.2861$$

$$\boxed{x_{N\text{MAC}} = 28.61\,\%}$$

Para el cálculo de la posición del punto neutro de la aeronave:

$$X_N = \left((0.2861) - \frac{1}{4}\right)((0.784) + (0.1606)$$

$$\boxed{X_N = 0.1671\text{m}}$$

Resultados:

El punto neutro de la aeronave se localiza a 0.1671 m del borde de ataque del perfil raíz del ala.

Centro de gravedad

El centro de gravedad es el punto teórico donde se concentra el peso total de una aeronave, actuando como el equilibrio de fuerzas gravitacionales y su posición resulta ser crítica para la estabilidad, control y seguridad del vuelo.

$$X_{CG} = X_N - X_P \cdot k_{smp} \tag{4.26}$$

X_{CG} Posición del centro de gravedad [m]

k_{smp} Margen estático en porcentaje del *Pfeilmass*[6] [%]

[6]Por lo general, el margen estático se expresa en relación a la cuerda aerodinámica media, sin

Parámetros:

X_N 0.1671 m k_{smp} 0.17

X_P 0.116 m

Cálculos:

$$X_{CG} = (0.1671) - (0.116) \cdot (0.17)$$

$$\boxed{X_{CG} = 0.1473\text{m}}$$

Fórmulas:

Se hará uso de la expresión 4.26 para el cálculo del centro de gravedad.

$$X_{CG} = X_N - X_P \cdot k_{smp}$$

Resultados:

El centro de gravedad se encuentra a 0.1473 m del borde de ataque de la aeronave.

Conocer la posición del centro de gravedad es relevante para el posicionamiento de los subsistemas de la aeronave, como los propulsores, baterías y demás componentes en relación a éste punto. A su vez, la posición del centro de gravedad se vuelve relevante al momento de proponer el diseño de un fuselaje, pues como se ha mencionado respecto al posicionamiento de componentes es necesario cuidar que éste punto no se proyecte hacia adelante o se recorra por detrás del centro de presión del vehículo o de lo contrario el resultado devendrá en inestabilidad. Más adelante, al realizar diagramas de cuerpo libre para efectuar análisis estructurales y dinámicos, será este el punto de aplicación de las fuerzas.

4.2.3. Línea de sustentación

Se trata de la distribución tridimensional de la fuerza de sustentación a lo largo de la envergadura. A diferencia de las aeronaves tradicionales en las que la línea se concentra cerca de la raíz alar, en las alas volantes el adecuado cálculo de éste parámetro es crítico para mantener la estabilidad y el control sin superficies adicionales como la cola o el estabilizador vertical. Este concepto se trata con mayor profundidad en el apartado 2.1.1 del marco teórico.

Una distribución en forma de campana, ofrece ventajas como la reducción del arrastre inducido o la mejora en la estabilidad y control en el caso de las alas volantes. Para calcularlo, se hace uso de las expresiones 4.27 a 4.28 (Stamenovic et al., s.f.). El cálculo de la línea de sustentación es un proceso iterativo, cuya resolución

embargo, los Horten solían hacerlo respecto al *Pfeilmass*. Al tratarse del diseño de un ala volante se ha optado por seguir lo propuesto por Horten.

puede ser de n valores entre la raíz y la longitud del ala. En este caso, la discretización de la longitud del ala es de 12, correspondiente al número de costillas o refuerzos estructurales colocados en el ala.

$$\Gamma_0 = \frac{F_{wA} \cdot \sqrt{\frac{1-\frac{\nu}{2}}{\left(1-\frac{\nu}{4}\right)^3}}}{r \cdot \pi \cdot \rho \cdot (v_{BSLD})} \tag{4.27}$$

$$\Gamma = \Gamma_0 \cdot \left(1 - \nu \cdot {f_w}^2\right) \sqrt{1 - {f_w}^2} \tag{4.28}$$

donde:

f_w Posición a lo largo del ala [m]

r Radio de giro de la aeronave [m]

v_{BSLD} Velocidad para línea de sustentación en forma de campana [m/s]

Γ Circulación a lo largo del ala [m^2/s]

Γ_0 Circulación en el perfil raíz [m^2/s]

ν Coeficiente de línea de sustentación

Parámetros:

c_L 0.5 ν 1

F_{wA} 25.8984 N

r 0.4134 m ρ 0.9567 kg/m^3

Fórmulas:

Para el cálculo de la velocidad necesaria, se hará uso de la expresión 4.14.

$$v = \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot s \cdot c_L}}$$

Se hará uso de la expresiones 4.27 y 4.28 para calcular la distribución de línea de sustentación.

Cálculos:

Para el cálculo de la velocidad que se requiere para la distribución de línea de sustentación, se considera un coeficiente de sustentación de 0.5

$$\begin{aligned} v_{BSLD} &= \sqrt{\frac{2F_{wA}}{\rho \cdot s \cdot c_L}} \\ &= \sqrt{\frac{2(2.64 \cdot 9.81)}{(0.9567) \cdot (1.35) \cdot (0.5)}} \\ \boxed{v_{BSLD} &= 28.3212 \text{m/s}} \end{aligned}$$

La circulación del perfil raíz en la ba-

se se calcula a continuación.

$$\Gamma_0 = \frac{F_{wA} \cdot \sqrt{\frac{1-\frac{\nu}{2}}{\left(1-\frac{\nu}{4}\right)^3}}}{r \cdot \pi \cdot \rho \cdot (v_{BSLD})}$$
$$= \frac{(24.8984) \cdot \sqrt{\frac{1-0.5}{(1-0.25)^3}}}{(0.4134)\pi(0.9567)(28.3212)}$$
$$\boxed{\Gamma_0 = 1.4362 \text{m}^2/\text{s}}$$

La línea de sustentación es resultado de la graficación de los resultados de la fórmula 4.28 para todos los valores en el rango de 0 a 0.675 m, que es la longitud del ala en incrementos de 0.0563 m correspondiente al espacio entre costillas, mismos que se muestran en la matriz 4.11. Es necesario repetir de manera iterativa el cálculo mostrado a continuación para cada valor de la matriz 4.11 para calcular los valores de circulación, de modo que:

$$\Gamma = \Gamma_0 \cdot \left(1 - \nu \cdot {f_w}^2\right) \sqrt{1 - {f_w}^2}$$
$$= (1.4362) \cdot \left(1 - {f_w}^2\right) \sqrt{1 - {f_w}^2}$$

Resultados:

Los valores de circulación para el vehículo diseñado se han graficado en la figura 4.10 en color rojo, evidenciando una línea de sustentación en forma de campana (BSLD).

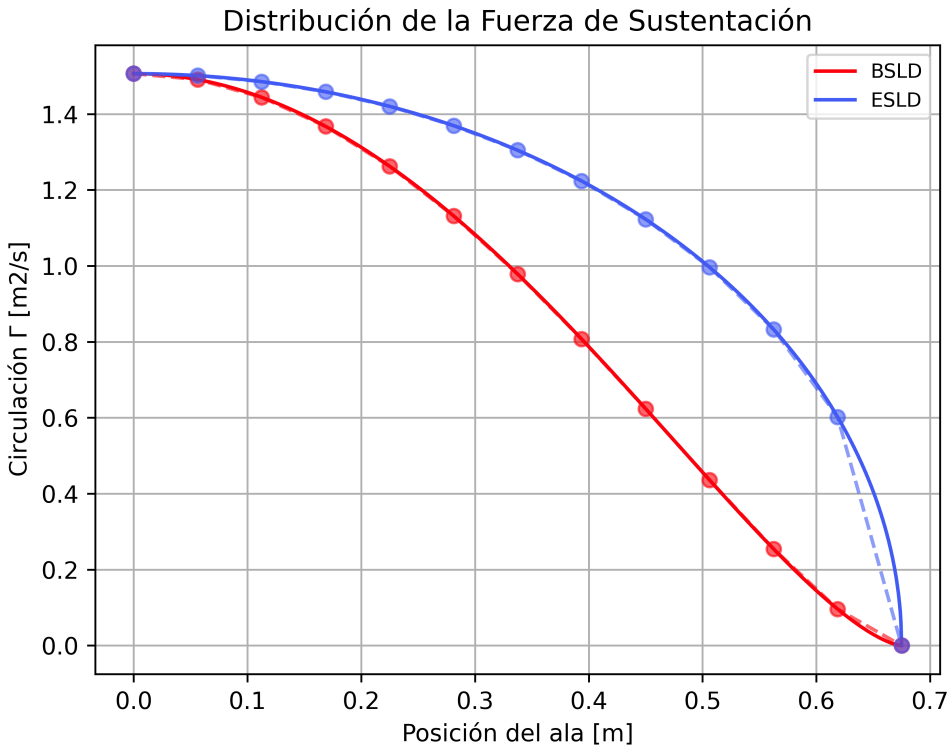


Figura 4.10: Gráfica de línea de sustentación de la aeronave. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.10 se muestra en color rojo la distribución en forma de campana

y en color azul la distribución en forma de elipse como comparación entre ambas opciones. Como se puede apreciar, los valores máximos son idénticos en ambos caso, la distribución es la que varía. El valor máximo de circulación es de 1.6057 m^2/s y está localizado en la raíz del ala.

En la figura 4.11 se muestran los resultados de la simulación realizada en XFLR5 para la distribución de sustentación a lo largo del ala, y es evidente que los valores graficados en la figura 4.10 se corresponden con aquellos que aparecen en la simulación. Esta simulación se ejecutó haciendo uso del método de paneles 3D para una velocidad fija de 34 m/s, en la imagen se contempla un ángulo de ataque α de 0° de inclinación. Si se varía el ángulo de ataque de la aeronave, la simulación presentará valores distintos de los calculados en este apartado.

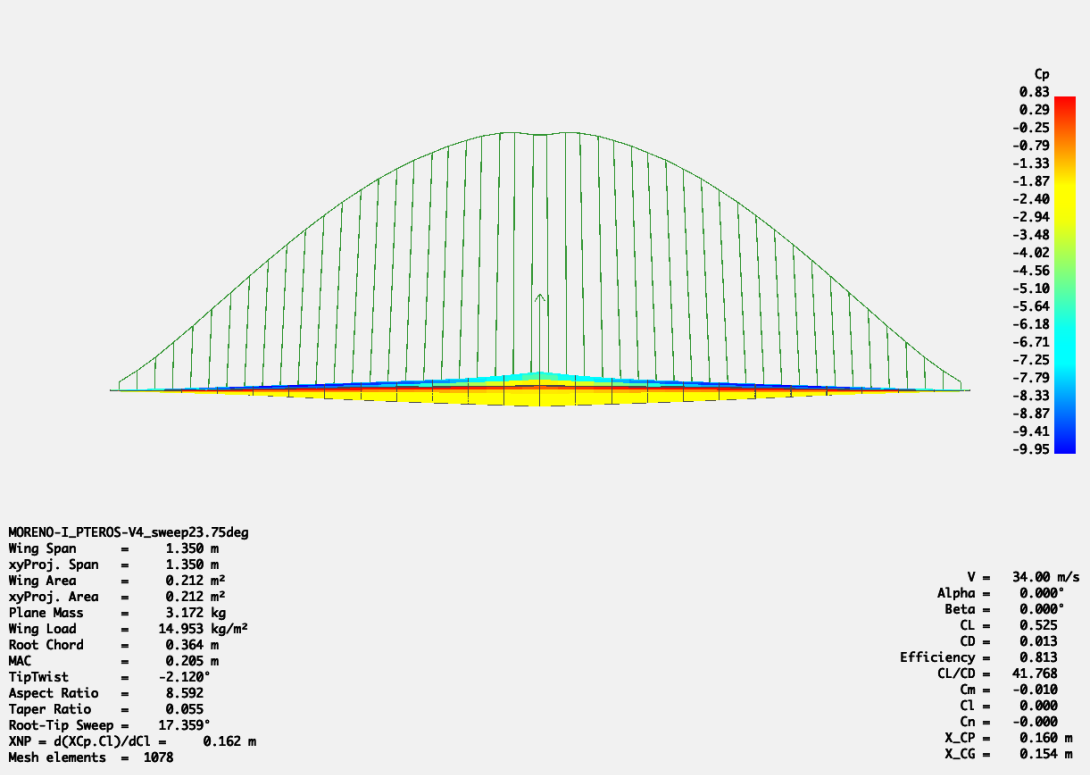


Figura 4.11: Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando el comportamiento de la línea de sustentación del ala desde una vista frontal del vehículo. Imagen de autoría propia.

4.2.4. Cálculo del coeficiente de sustentación local a lo largo del ala y la velocidad de corriente de empuje descendente

Coeficiente de sustentación local

El coeficiente de sustentación local $c_{L\,local}$ cuantifica la capacidad de una sección específica del ala para generar sustentación en relación a las condiciones de vuelo y morfología en una sección específica del ala. Conocer ésto es fundamental para analizar la distribución de sustentación a lo largo del ala, lo que influye en la eficiencia aerodinámica y la estabilidad de la aeronave.

$$v_{ED} = \frac{-\Gamma_0 \cdot \left(1 + \frac{\nu}{2} - 3\nu {f_w}^2\right)}{l_w} \tag{4.29}$$

$$c_{L\,local} = \frac{2\Gamma}{l_c \cdot v_{BSLD}} \tag{4.30}$$

donde:

$c_{L\,local}$ Coeficiente de sustentación local a lo largo del ala

l_c Longitud de la cuerda [m]

v_{ED} Velocidad de corriente de empuje descendente [m/s]

Parámetros:

f_w $[0, 0.675]$

l_w 0.675 m

v_{BSLD} 27.32 m/s

Γ_0 1.4362 m^2/s

ν 1

Fórmulas:

Para el cálculo de la velocidad de corriente de empuje descendente, se hace uso de la expresión 4.29.

$$v_{ED} = \frac{-\Gamma_0 \cdot \left(1 + \frac{\nu}{2} - 3\nu {f_w}^2\right)}{l_w}$$

Se hará uso de la expresión 4.30 para calcular el coeficiente de sustentación local a lo largo del ala.

$$c_{L\,local} = \frac{2\Gamma}{l_c \cdot v_{BSLD}}$$

Cálculos:

Para el cálculo de la velocidad de co-

rriente de empuje descendente:

$$v_{ED} = \frac{-\Gamma_0 \cdot \left(1 + \frac{\nu}{2} - 3\nu {f_w}^2\right)}{l_w} = \frac{-(1.4362) \cdot \left(1 + \frac{1}{2} - 3{f_w}^2\right)}{0.675}$$

$$f_w = [0, 0.675]$$

Para el cálculo del coeficiente de sustentación local:

$$c_{L\,local} = \frac{2\Gamma}{l_c \cdot 28.3212} = \frac{\Gamma_i}{0.0706 \cdot l_{ci}}$$

Resultados:

Los valores de coeficiente de sustentación local para una distribución de sustentación en forma de campana del vehículo diseñado se han graficado en la figura 4.12 en color rojo. Los valores graficados en color azul corresponden a una distribución de sustentación elíptica.

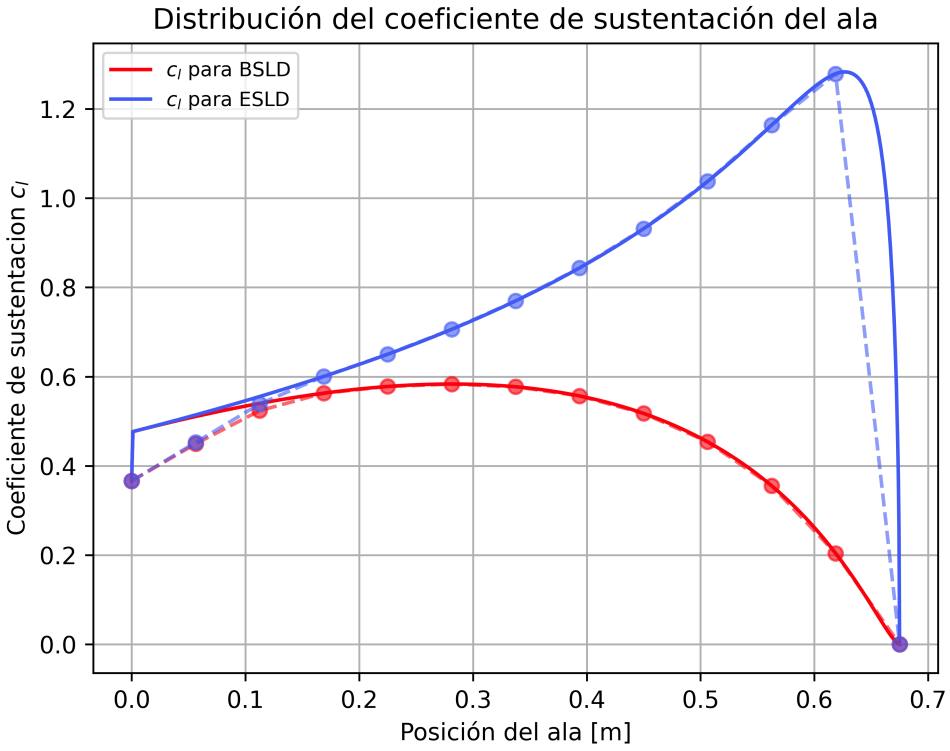


Figura 4.12: Diagrama de intensidad del coeficiente de sustentación local a lo largo del ala. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.12 se muestra el coeficiente de sustentación local para cada una de las 12 costillas que conforman el ala tanto en una línea de sustentación en forma de campana (mostrada en color rojo) como para una línea de sustentación en elíptica (mostrada en azul). Esto en conjunto con la gráfica de la figura 4.10 permiten entender mejor cómo se comportan las fuerzas aerodinámicas en el ala. En

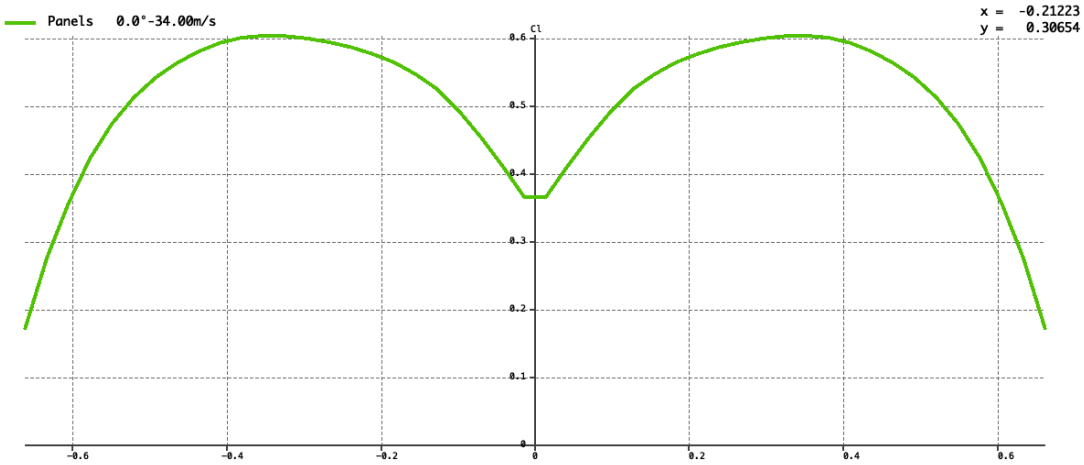


Figura 4.13: Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando la distribución local de coeficientes de sustentación a lo largo del ala. Imagen de autoría propia.

la figura 4.13 se muestran los coeficientes de sustentación local calculados mediante la simulación por el método de paneles 3D en el software XFLR5. En ambas figuras los valores máximos para el coeficiente de sustentación son cercanos a 0.6 con algunas variaciones, así como los valores para el coeficiente de sustentación local en la raíz es cercano a 0.4 con las variaciones mencionadas con anterioridad; que pueden atribuirse al método implementado para su cálculo o al número de cifras significativas utilizado.

Curiosamente, los valores graficados en la simulación realizada en XFLR5 se corresponen con aquellos calculados para cada una de las costillas —que se muestran en la figura 4.12 como la línea punteada de color rojo— y no con los valores calculados contemplando una mayor resolución en el rango de la función.

Resulta interesante que en el caso de la distribución elíptica el coeficiente de sustentación es mayor antes de llegar a las puntas, mientras que en el caso de la distribución en forma de campana este se mantiene casi sin cambios hasta la mitad del ala, a partir de cuando comienza a descender. Que el coeficiente de sustentación se mantenga casi constante resulta favorable para la colocación de motores en esa región de la aeronave, pues no habrá cambios significacivos debido a la implementación del sistema.

Corriente de empuje descendente

La *corriente de empuje descendente* es el flujo de aire desviado hacia abajo por acción de las alas de una aeronave en movimiento, y juega un papel importante en la generación de sustentación. Son ocasionadas por la diferencia de presiones, que desvía una corriente aire hacia abajo. También se le conoce como *downwash* por su nombre en inglés. Este fenómeno permite que la aeronave se eleve. La corriente de empuje descendente es relevante en el proceso de diseño pues ésta puede alterar la estabilidad y control de la aeronave, especialmente por las superficies de control, como son los alerones y elevados. En cuanto al diseño, el comportamiento de la corriente descendente puede influenciar el diseño de los extremos o puntas de las alas.

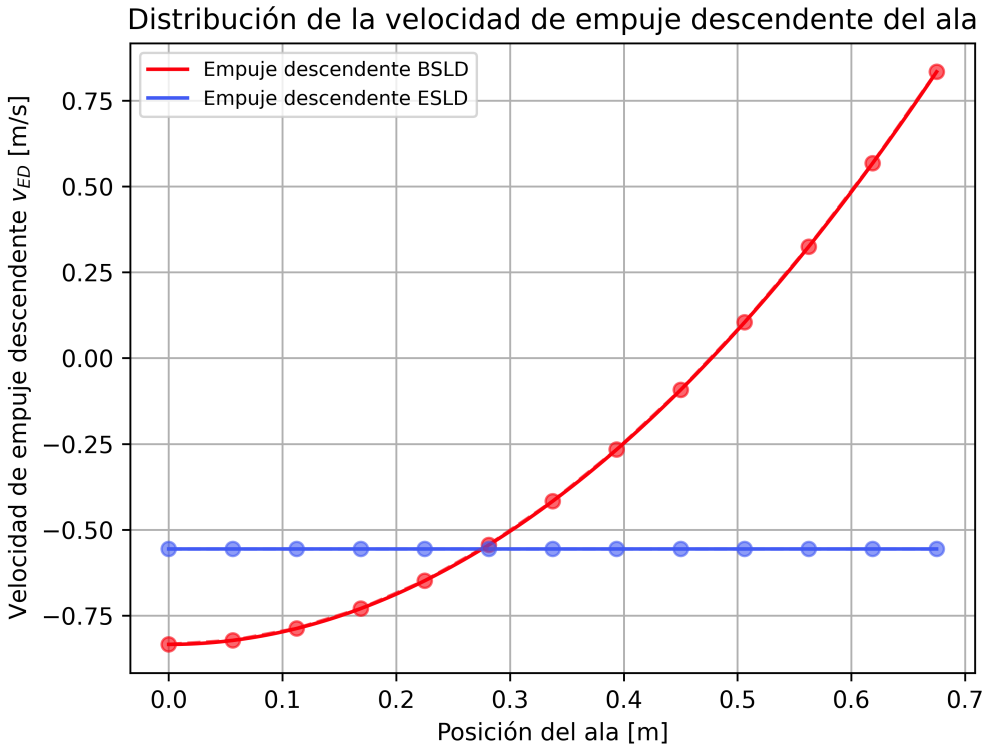


Figura 4.14: Gráfica de velocidad de corriente de empuje descendente de la aeronave. Imagen de autoría propia.

Los valores calculados para la velocidad de corriente de empuje descendiente se muestran graficados en la figura 4.14, comenzando en un valor cercano a -0.75 y terminando en un valor cercano a 75, describiendo una curva similar a una parábola. En la figura 4.15 se muestra la distribución de valores para la corriente de

empuje descendiente de la aeronave cuando ésta se encuentra a una inclinación de 0° con una velocidad del viento de 34 m/s. Se puede apreciar que la distribución es la misma, aunque visualmente confusa debido a que en la seguna imagen las flechas de vector cambian su sentido una vez cruzan el ala, que en la rigura 4.14 sería análoga al cero. Con esto se puede comprobar que las estimaciones calculadas con anterioridad se ven reflejadas en la realidad. Existe una variación en cuanto al valor, pero esto puede ser ocasionado por el método utilizado para el cálculo. En el caso de la distribución elíptica, la corriente de empuje descendente es completamente horizontal.

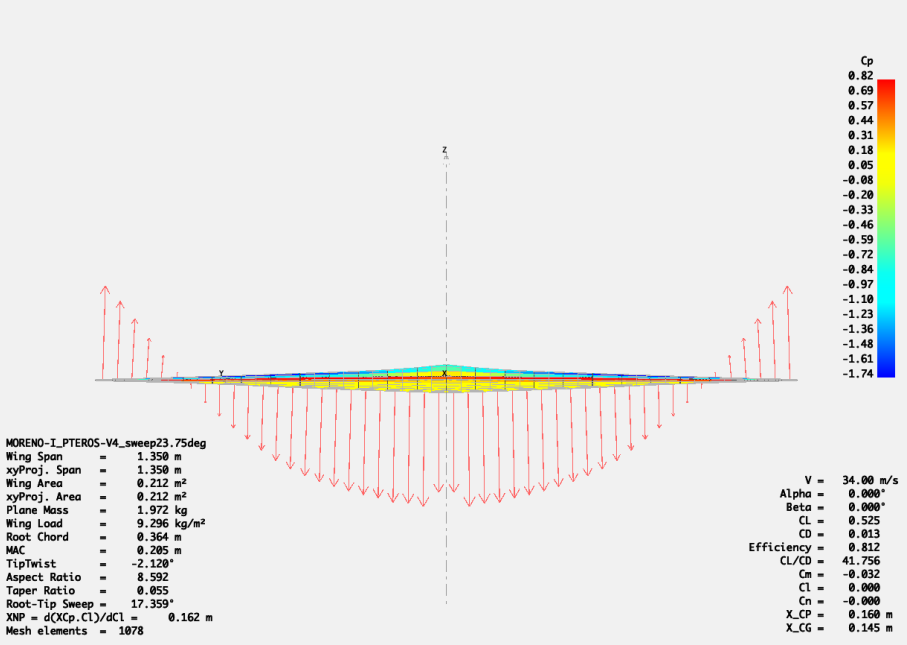


Figura 4.15: Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando el comportamiento de la corriente de empuje descendente desde una vista frontal del vehículo. Imagen de autoría propia.

En la simulación de XFLR5 se muestra que el comportamiento de la corriente de empuje descendente varía según el ángulo de cabeceo de la aeronave. Cuando el cabeceo es negativo (hacia abajo), el empuje descendente describe una curva similar a una parábola invertida; mientras que cuando el cabeceo es positivo (hacia arriba) la curva descrita es más parecida a una campana.

4.2.5. Cálculo del giro geométrico del ala

El giro geométrico contribuye a una distribución más eficiente de la sustentación, reduciendo el arrastre inducido y mejorando la eficiencia aerodinámica de la aeronave en general; cualidad que resulta de interés particular en el diseño de vehículos de ala y cuerpo integrados, en donde la estabilidad y control dependen en gran medida de la geometría del ala. Las expresiones 4.31 a 4.33 fueron propuestas por Stamenovic et al. (s.f.), para más información sobre el giro geométrico, véase el apartado 2.2.3 del marco teórico.

$$\alpha_{ind} = \arctan\left(\frac{v_{ED}}{v_{BSLD}}\right) \tag{4.31}$$

$$\alpha_{aero} = \frac{c_{L\,local}}{k_{grad} + \alpha_{ind}} \tag{4.32}$$

$$\alpha_{geo} = \alpha_{aero} + \Delta_{\alpha 0} \tag{4.33}$$

$$\alpha_{tot} = -(\alpha_{aerol0} - \alpha_{aerols}) \tag{4.34}$$

donde:

k_{grad} Gradiente del coeficiente de sustentación c_L respecto al ángulo de ataque α para el perfil [0.11]

α_{aero} Torsión aerodinámica del ala calculada en función del coeficiente de sustentación local [gra]

α_{aerols} Ángulo de ataque del perfil en la raíz del ala contemplando el giro geométrico de la aeronave [gra]

α_{aerol0} Ángulo de ataque del perfil en punta del ala contemplando el giro geométrico de la aeronave [gra]

α_{geo} Giro geométrico del ala [gra]

α_{ind} Ángulo de ataque inducido[7] [gra]

α_{tot} Giro total del ala [gra]

[7]Se trata del ángulo de ataque necesario para que el ala genere un nivel de sustentación deseado

$\Delta_{\alpha 0}$ Diferencia entre los valores de ángulo de sustentación nula entre le perfil en la punta y el perfil en la raíz [gra]

Parámetros:

k_{grad} 0.11 $\Delta_{\alpha 0}$ 1.4362 m^2/s

v_{BSLD} 28.3212 m/s ν 1

Fórmulas:

Para el cálculo del giro geométrico del ala se hará uso de las expresiones 4.31 a 4.33.

Cálculos:

Para el cálculo del ángulo de ataque inducido:

$$\alpha_{ind} = \arctan\left(\frac{v_{ED}}{v_{BSLD}}\right) = \arctan\left(\frac{v_{ED}}{28.3212}\right)$$

Cálculo de la torsión aerodinámica del ala calculada a partir de la distribución de coeficientes de sustentación:

$$\alpha_{aero} = \frac{c_{L\,local}}{k_{grad} + \alpha_{ind}} = \frac{c_{L\,local}}{0.11 + \alpha_{ind}}$$

Para el cálculo del giro geométrico del ala se hará una suma entre el ángulo de torsión aerodinámica previamente calculado y el incremento en el ángulo de ataque de sustentación nula:

$$\alpha_{geo} = \alpha_{aero} + \Delta_{\alpha 0}$$

Para el cálculo del giro total del ala:

$$\alpha_{tot} = -(\alpha_{aero\,l0} - \alpha_{aero\,ls}) = -(5.45 - (-2.12))$$

$$\boxed{\alpha_{tot} = -7.57°}$$

Resultados:

El giro geométrico total del ala es de -7.57° del perfil en la punta del ala respecto al perfil en la raíz de la misma.

Los valores de ángulo de ataque que corresponden al giro geométrico del ala se han graficado en la figura 4.10. Cada punto corresponde al valor de una costilla de la aeronave en particular. La relación con la distribución de coeficientes de sustentación a lo largo del ala $c_{L\,local}$ se hace evidente cuando la curva descrita por el giro geométrico es similar a la descrita por este parámetro, como puede observarse en la figura 4.12. En la expresión 4.35 se muestra una matriz con los valores de los ángulos de inclinación para los perfiles del ala.

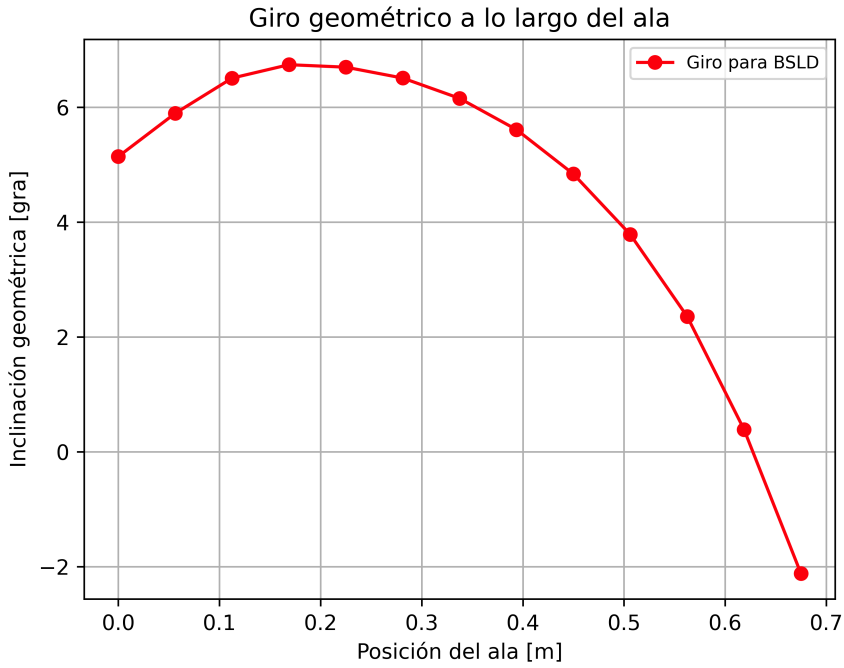


Figura 4.16: Cambio en el ángulo de ataque α de los perfiles a lo largo del ala correspondiente al giro geométrico. Imagen de autoría propia.

$$\alpha_{geo} = \begin{matrix}(5.14° & 5.89° & 6.51° & 6.74° & 6.70° & 6.51° & 6.15° & 5.61° & 4.84° & 3.78° \\ 2.36° & 0.39° & -2.12°)\end{matrix} \tag{4.35}$$

4.2.6. Número de Reynolds

Al momento de diseñar una aeronave, conocer el valor del número de Reynolds a lo largo del ala permite una selección de perfiles adecuada, pues independientemente de parámetros como los mencionados en el apartado 2.2.5, si el número de Reynolds estimado es demasiado bajo o alto, el perfil no se va a desempeñar de la manera esperada.

El valor del número de Reynolds puede calcularse con la expresión 4.36. En este caso particular, la longitud característica L de la fórmula corresponde a la longitud de la cuerda en la sección del ala que está siendo analizada.

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \tag{4.36}$$

donde:

L Longitud característica [m]

Re Valor del número de Reynolds

v Velocidad del fluido [m/s]

μ Viscosidad dinámica del fluido [Pa · s]

ρ Densidad del fluido [kg/m^3]

La densidad del aire es la previamente calculada en el apartado 4.1.2 y la viscosidad dinámica del aire se consideró de 1.75×10^{-5}Pa · s. En cuanto a los valores de velocidad se calcularon los valores mínimo, de crucero, y máximo empleando la expresión 4.14. Éstos cálculos se muestran en el apartado 4.1.4.

Parámetros:

v_{BSLD} 28.3212 m/s	v_{min} 17.7859 m/s
v_{per} 30.3082 m/s	ρ 0.9567 kg/m^3
v_{max} 35.5718 m/s	μ 1.75 $\times 10^{-5}$ Pa · s

Fórmulas:

Para el cálculo del número de Reynolds para cada una de las costillas del ala se hará uso de la expresión 4.36

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu}$$

en donde la longitud característica L corresponde a los valores de l_c, que es la longitud de la cuerda en la costilla para cada uno de los valores calculados.

Cálculos:

Para el cálculo de del número de Reynolds a lo largo del ala con la velocidad mínima:

$$\begin{aligned} Re_{min} &= \frac{\rho \cdot v_{min} \cdot L}{\mu} \\ &= \frac{(0.9567) \cdot (17.7859) \cdot l_c}{1.75 \times 10^{-5}} \end{aligned}$$

Para el cálculo de del número de Reynolds a lo largo del ala con la velocidad de pérdidas:

$$\begin{aligned} Re_{trim} &= \frac{\rho \cdot v_{per} \cdot L}{\mu} \\ &= \frac{(0.9567) \cdot (30.3082) \cdot l_c}{1.75 \times 10^{-5}} \end{aligned}$$

Para el cálculo de del número de Reynolds a lo largo del ala con la velocidad máxima inferida:

$$\begin{aligned} Re_{max} &= \frac{\rho \cdot v_{max} \cdot L}{\mu} \\ &= \frac{(0.9567) \cdot (35.5718) \cdot l_c}{1.75 \times 10^{-5}} \end{aligned}$$

Resultados:

Los valores del número de Reynolds a lo largo del ala, calculados para los perfiles que fungen como costillas a diferentes velocidades se muestran graficados en la figura 4.17.

En la figura 4.17 se pueden apreciar los valores del número de Reynolds a lo largo del ala para la aeronave propuesta. La curva sólida se graficó incrementando la resolución de valores, mientras que la que marca puntos se realizó con los valores del número de costillas del ala. Con esto se puede concluir que los perfiles seleccionados son aptos para su uso, y que dada la baja velocidad de la aeronave el valor del número de Reynolds es bajo, pero no lo suficiente para presentar un flujo laminar a lo largo de la superficie del ala. En la figura 4.18 se muestran los valores para el número de Reynolds calculados a lo largo del ala en la simulación numérica realziada en el software XFLR5 tomando como condiciones de operación una inclinaciónd e 0° a 34 m/s.Se puede observar que presenta el mismo comportamiento que en la gráfica 4.17 y en cuanto a los valores éstos son muy similares, con el valor para el número de Reynolds en la raíz del ala cercano a 6×10^5 en ambos casos, y donde se puede asumir que las variaciones son ocasionadas por el método utilizado o por el número de cifras significativas que considere el software.

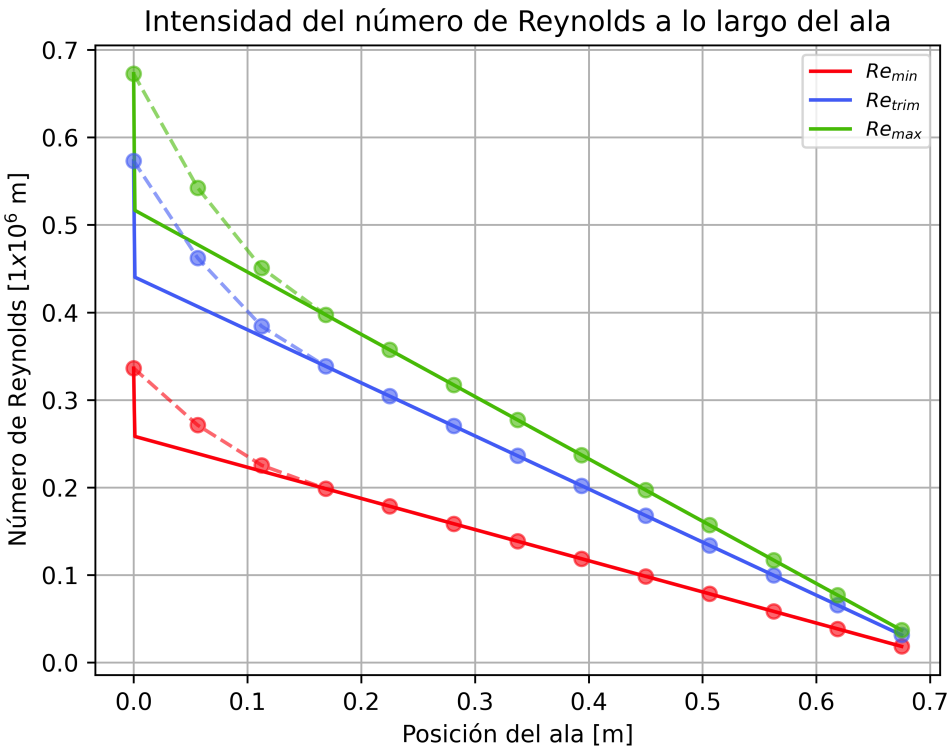


Figura 4.17: Valores para número de Reynolds a lo largo del ala. Imagen de autoría propia.

En general se puede interpretar que éste parámetro tiene un comportamiento lineal descendente y la pequeña curvatura que se aprecia en los valores graficados

con una línea punteada respecto a la línea sólida se debe a la resolución de la gráfica, utilizando muchos más valores para el cálculo de la línea sólida que para la segmentada. Los puntos que se aprecian en la imagen corresponden al número de Reynolds calculado para cada una de las costillas del ala.

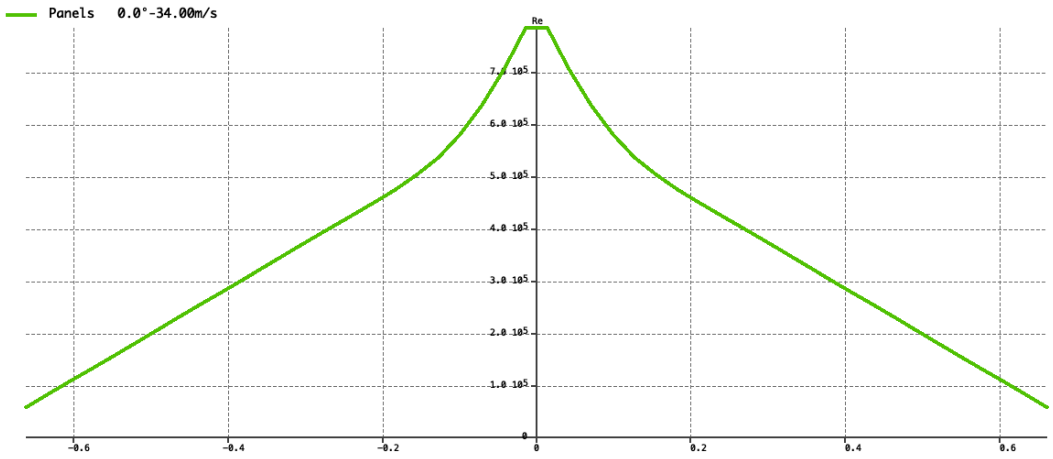


Figura 4.18: Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave implementando el método de paneles en el software XFLR5, mostrando la distribución local de coeficientes de sustentación a lo largo del ala. Imagen de autoría propia.

4.3. Síntesis de mecanismos

La determinación de la longitud de los eslabones del mecanismo se realizó empleando un método gráfico de síntesis a partir de dos posiciones para un elemento en particular. Con el propósito de hacer que los resultados tuvieran menos incertidumbre que si fuesen realizados a mano, se hizo uso del software GeoGebra (GeoGebra Team, 2023). La construcción del mecanismo mediante un método gráfico implicaba primero definir la dimensión de las barras. Posteriormente, empleando arco de circunferencia se identificaba el punto en el que éstas se cruzaban para determinar la posición del nodo, como se muestra en la figura.

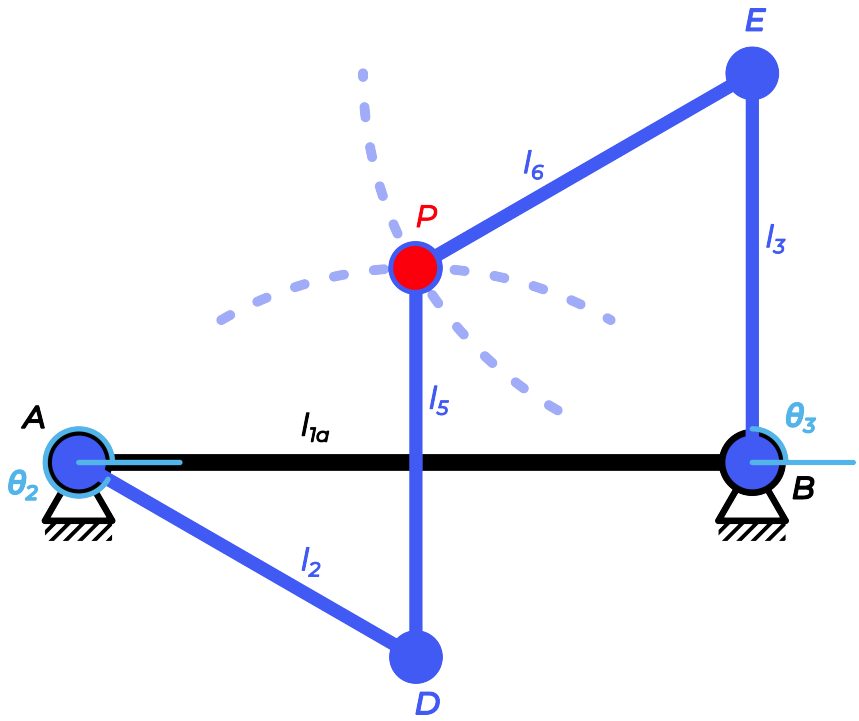


Figura 4.19: Ejemplo del uso de un método gráfico para la construcción de un mecanismo, empleando dos arcos de circunferencia para determinar la posición de un nodo entre dos barras móviles. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.19 se muestra un ejemplo del uso de un método gráfico para la síntesis de un mecanismo, de cinco barras para este caso en particular. Primero, se define la posición de las barras cuyo movimiento es conocido, y que fungen como entradas de movimiento al sistema, en este caso particular se trata de las barras l_3 y l_2. A continuación se procede a trazar dos arcos de circunferencia con centro en los nodos D y E, cuyo radio es equivalente a la longitud de los eslabones faltantes. El punto en donde ambas circunferencias se intersecan es considerado

como la posición del nodo faltante para cerrar el lazo, en este caso, el punto P.

4.3.1. Tren de aterrizaje

Este sistema cumple con la crítica tarea de soportar la aeronave en sus fases de aterrizaje y despegue, por lo que debe absorber las cargas generadas por el impacto con el suelo. Su diseño debe contemplar ligereza y resistencia estructural. Existen diversas configuraciones, siendo la más popular —y la que será implementada en este modelo— la configuración de *triciclo*, en donde hay dos ruedas en la parte trasera de la aeronave y una que ocasionalmente es más grande al frente. Los vehículos aéreos no tripulados tienen tendencia al uso de trenes fijos no retráctiles de materiales compuestos o estructuras ligeras de aluminio para minimizar el peso, sin comprometer con ello la integridad estructural del sistema.

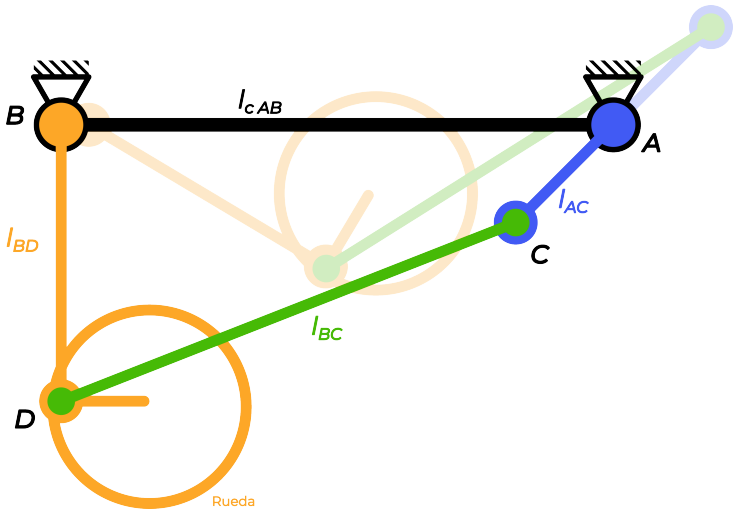


Figura 4.20: Diagrama cinemático del mecanismo de tren de aterrizaje de la rueda frontal. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.20 se observa el funcionamiento del mecanismo del tren de aterrizaje para la rueda frontal. En ésta imagen se aprecia que ela manivela del mecanismo es el eslabón l_{bd} según la nomenclatura en la imagen, éste eslabón es el que también sostiene la rueda frontal. Se optó por ésta decisión de diseño para facilitar el control del espacio dentro del fuselaje de la aeronave, pues al ser limitado el espacio, es mucho más fácil controlar que la rueda frontal entre sin obstáculos cuando se manipula directamente que como resultado de la cinemática del lazo cerrado. En el caso de las ruedas traseras se optó por el uso de un tren de aterrizaje fijo, debido a la imposibilidad de incorporar el mecanismo del tren de aterrizaje

retráctil ocasionado por las modificaciones al fuselaje provocado por el exceso de dimensiones de las baterías, por lo que las ruedas del tren de aterrizaje trasero han sido ancladas al fuselaje.

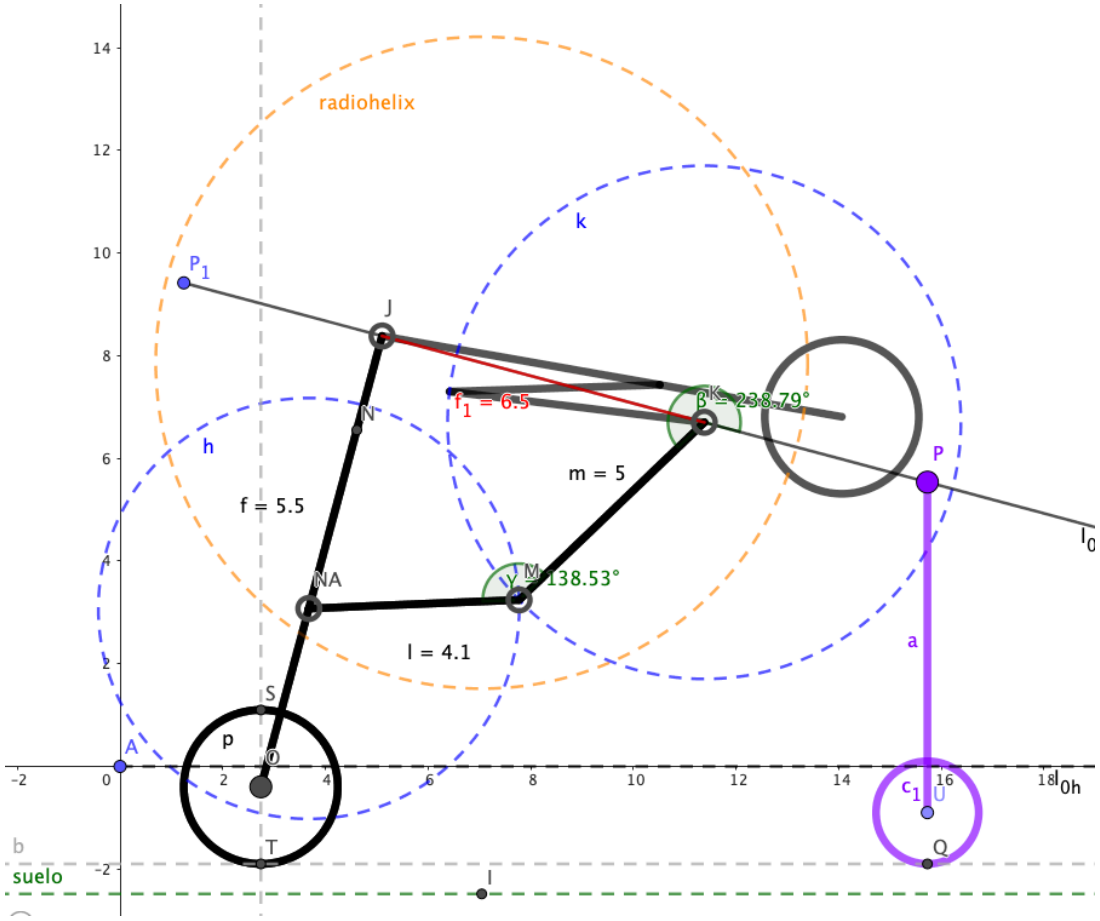


Figura 4.21: Diagrama de síntesis del mecanismo de la rueda frontal del tren de aterrizaje empleando un método gráfico usando el software GeoGebra. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.21 se muestra el diagrama de síntesis del mecanismo de tren de aterrizaje correspondiente a la rueda frontal del tren de aterrizaje. Durante el proceso de síntesis del mecanismo se tomó en consideración la dimensión de las aspas para evitar que éstas choquen contra el suelo y provoquen daños en el vehículo. Además se consideró una inclinación de la aeronave de 20° respecto al suelo para darle a la aeronave una ventaja de ángulo de ataque α que facilite su despegue.

La síntesis del mecanismo contempló la dimensión de las hélices al frente de la aeronave, para evitar que las mismas sufrieran algún daño durante el aterrizaje, que en la figura 4.21 se ve representado por una circunferencia de color anaran-

jado, de nombre '*radiohelix*'. Este fue uno de los motivos para elegir colocar los motores en el borde de ataque y no en el borde de salida de la aeronave. Una vez definida la longitud del eslabón bastidor, y de la manivela —unida a la rueda frontal, al igual que en la figura 4.20— se trazaron dos circunferencias cuyo radio es controlado por un deslizador, que permite alterar los valores en función de la síntesis del mecanismo. El punto en que las circunferencias h y k se intersecan es considerado como el nodo faltante en el lazo. Sin embargo, en la imagen se aprecia que las circunferencias intersecan en dos puntos; por ello es que se eligió aquél considerado como más estable para el aterrizaje.

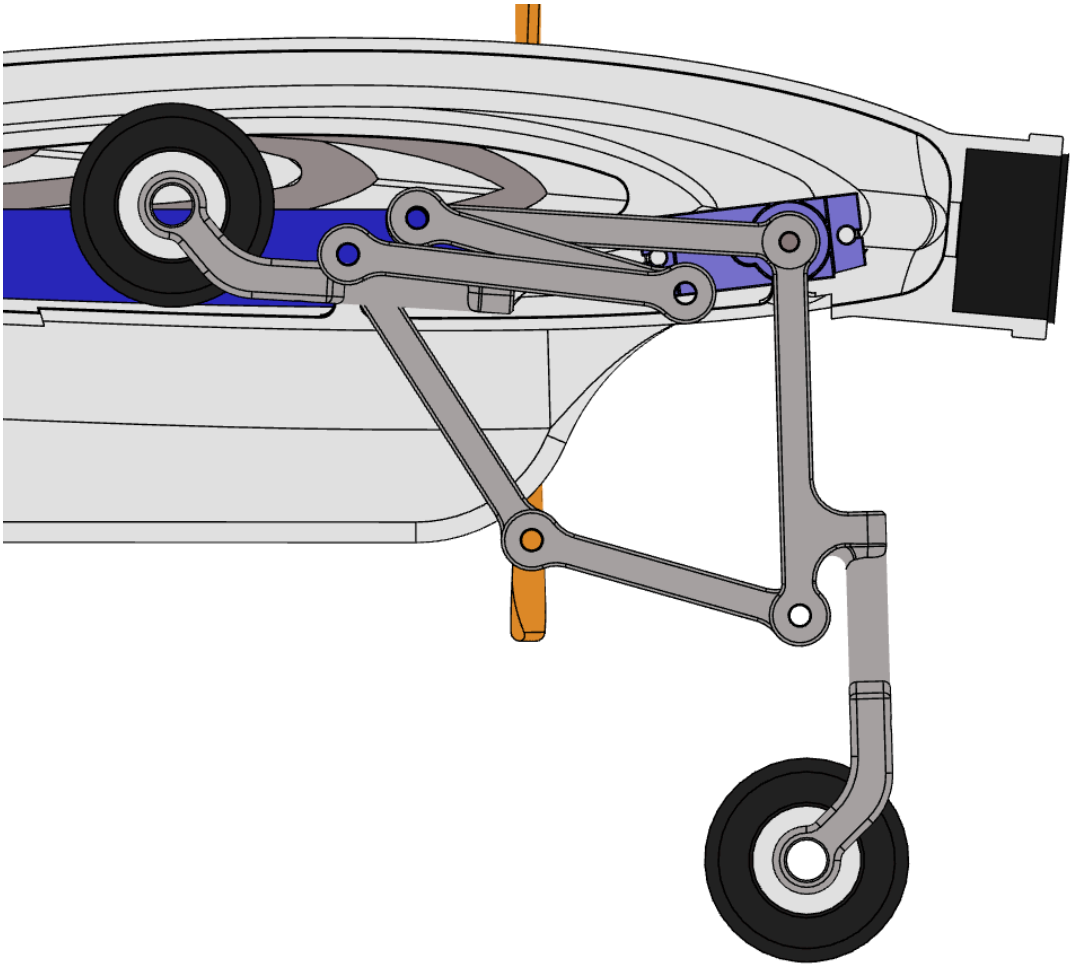


Figura 4.22: Mecanismo de tren de aterrizaje en sus posiciones extremas —plegado y completamente desplegado— que evidencía su funcionamiento, tomada desde una vista de corte en el software Plasticity. Imagen de autoría propia.

En la figura 4.22 se muestra una captura de pantalla del software XFLR5 en donde se aprecia el mecanismo del tren de aterrizaje tanto en sus modos desplegado y replegado, para hacer una comparación con la síntesis que se muestra

en la figura 4.21. Es importante destacar que pese a que las longitudes de los eslabones ya están completamente definidas, sus geometrías aún se encuentran sugetas al cambio, en particular el eslabón f de la figura 4.21, nombrado como **PTRS-TREN-006**, cuyo dibujo puede encontrarse en el apartado 6. El motivo por el que la geometría de ésta pieza aún no está completamente definida es que ésta puede cambiar en caso de incluir una suspensión que mejore el aterrizaje de la aeronave, mismo que no puede ser seleccionado hasta que no se realice una análisis de vibraciones del aterrizaje del vehículo, mismo que se encuentra fuera de los alcances y limitaciones definidos en el apartado 1.8.

4.3.2. Superficies de control

En la figura 4.23 se muestra un diagrama cinemático simplificado que ilustra el funcionamiento del mecanismo de accionamiento de las superficies de control de la aeronave. Éstos se anclarán a lo largo de la quinta costilla del ala (véase el diagrama 4.9 para mayor referencia); el mecanismo consiste de un lazo cerrado de cuatro barras en donde la entrada de movimiento es el eslabón l_{AC}, la cuál es controlada por un servomotor.

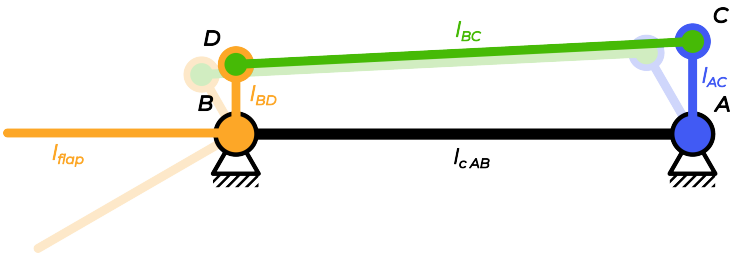


Figura 4.23: Diagrama cinemático del mecanismo de control de alerones. Imagen de autoría propia.

Debido a que en el caso de una aeronave de ala y cuerpo integrados las superficies de control cumplen al mismo tiempo el papel de elevadores y alerones, se requiere de independencia de movimiento en cada ala, motivo por el que se instalarán dos servomotores que permitan ésta condición de control.

En la figura 4.24 se muestra el mecanismo de accionamiento y control de alerones para el ala izquierda, aunque por la naturaleza simétrica de la aeronave es el mismo para el ala derecha. El eslabón bastidor de la aeronave es la quinta costilla del ala, en la que se anclan el servomotor y la estructura del fuselaje. La bisagra

que permite el movimiento del elevador se encuentra a lo largo del segmento de ala que va desde este punto articulado hasta el borde de ataque. El eslabón que en la 4.23 se muestra en color verde y es nombrado l_{BC} es un alambre de acero inoxidable, cuya sección transversal tiene un diámetro de 2mm, mismo que une la manivela y la aleta del alerón.

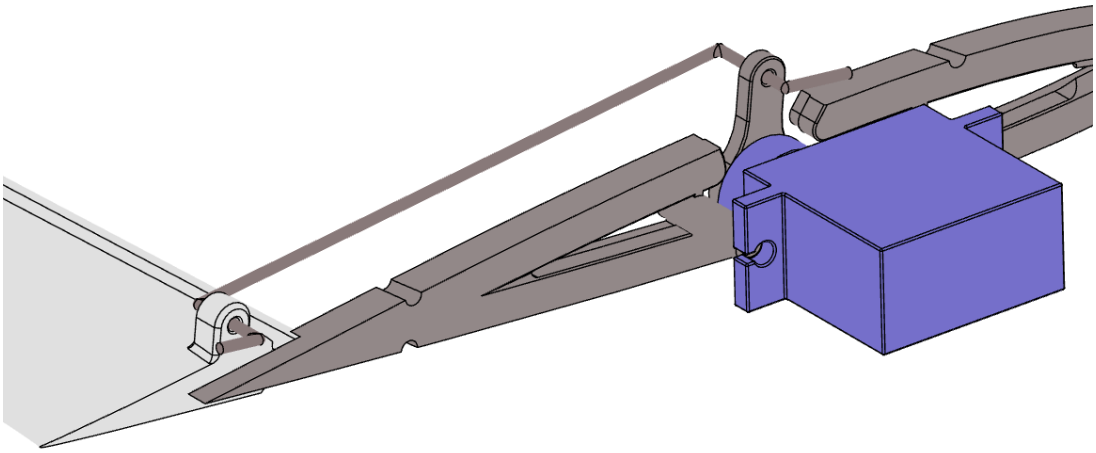


Figura 4.24: Mecanismo de accionamiento de los alerones de la aeronave. Imagen de autoría propia tomada como captura de pantalla del software Plasticity.

Capítulo 5

Análisis de resultados

5.1. Historial de versiones

A lo largo del proceso de diseño conceptual de la aeronave se realizó un total de cuatro iteraciones de la misma como resultado de la manipulación de parámetros y condiciones de operación, apegándose a las filosofías de diseño que dirigen la metodología. Las diferentes versiones de la aeronave son resultado de un proceso iterativo en el que se exploró de manera paulatina la integración de cualidades morfológicas del ala de pterosaurio y sus implicaciones en el desempeño aerodinámico del vehículo.

En la figura 3.1 se muestra un diagrama de flujo del proceso de diseño aeronáutico propuesto por Jagtap et al. (2024) en donde el desarrollo del proceso es un ciclo iterativo en donde se realizan cambios al concepto de la aeronave en función de los resultados de los análisis realizados en cada una de las iteraciones. En el cuadro 5.1 se muestran las especificaciones de las cuatro versiones de la aeronave que se realizaron.

Las primeras versiones de la aeronave se diseñaron teniendo como misión "*ser un dispositivo con la capacidad de operar bajo las condiciones de las normas mexicanas, construido con una configuración de ala volante y tomando inspiración de la morfología de un pterosaurio*". Se contempló el uso de turbinas eléctricas como medio de propulsión, sin embargo, con las iteraciones ésta alternativa fue eliminada debido a que requerían de un empuje excesivo solo para poder elevarse con las pesadas baterías que alimentaban las turbinas para un vuelo con una autonomía menor a una hora.

Parámetro	V1	V2	V3	V4
Envergadura [m]	1.900	1.900	4.000	1.3500
Área del ala [m^2]	0.796	0.796	3.002	0.212
Proporción de alargamiento	4.523	4.523	5.330	8.596
Peso máximo [kg]	40.00	40.00	30.00	2.64
Velocidad de pérdida [m/s]	56.940	56.940	28.077	38.153
Velocidad mínima [m/s]	35.897	35.897	35.897	17.786
Velocidad crucero [m/s]	91.000	91.000	91.000	35.572
Velocidad máxima [m/s]	98.000	98.000	98.000	60.000
Razón de planeo	32.219	32.190	66.302	71.784
Ángulo de planeo [gra]	-4	-4	-2	-5
Eficiencia del ala	47.70 %	61.60 %	59.40 %	20.74 %
Ángulo de flecha [gra]	25.00	25.00	30.00	23.75
Conicidad	35.00 %	35.00 %	15.00 %	20.75 %
l_0 [m]	0.726	0.726	1.560	0.364
l_s [m]	0.251	0.251	0.240	0.02
Perfil en l_0	E-182	E-182	MH60-12 %	MH60-12 %
Perfil en l_s	NACA 0011	NACA 0011	NACA 0012	NACA 0012
Autonomía	13.32 [min]	13.32 [min]	13.32 [min]	2.96 [h]

Cuadro 5.1: Especificaciones de las diferentes versiones de la aeronave. Recurso de autoría propia.

Éstas primeras versiones fueron realizadas apoyándose del software *Flying wing designer V1.3 Beta* de Stamenovic et al. (s.f.); desde la versión 3 de la aeronave la automatización de los cálculos de parametrización de la aeronave se realizó con un programa personalizado en Python que se retroalimenta con la información del diagrama de restricciones de Gudmundsson, reparametrizando los cálculos para que obedeciera a las necesidades de implementación de cualidades morfológicas de *Tapejara*. Los resultados obtenidos de la automatización de los cálculos se compararon con aquellos obtenidos de las simulaciones numéricas de XFLR5 como un parámetro de validación, tal y como puede observarse a lo largo del desarrollo de cálculos en el capítulo 4: Memoria de cálculos.

5.1.1. Versión 1

Esta primer versión concebida como una aproximación inicial al modelo biomimético inspirado en *Tapejara* pero aún con un enfoque muy conservador respecto

a la filosofía de diseño de los Horten, consistió en una configuración de ala volante pura impulsada por un par de turbinas gemelas —de manera similar a la configuración del Horten IX—. Además, el uso de turbinas permitía incorporar el sistema de propulsión al fuselaje de la aeronave, manteniendo un mejor control sobre la superficie de la aeronave al modificar su geometría después de la zona de transición de régimen laminar a turbulento y minimizando el arrastre inducido por los cuerpos externos.

Se utilizó un enfoque de diseño mucho más conservador en cuanto a las recomendaciones de diseño para el ala volante, con una proporción de alargamiento AR de 11 y una envergadura l_w de 2 m, no por los parámetros de *Tapejara* sino por tener un modelo compacto de la aeronave. En la figura 5.1 se muestra la configuración que fue utilizada tanto para la versión 1 como para la versión 2 de la aeronave. En éstas primeras versiones se hizo uso del perfil **E-182** para la raíz del ala y en las puntas se usó el perfil neutro NACA 0011.

El objetivo inicial fue validar la factibilidad del diseño desde un enfoque aerodinámico, priorizando la simplicidad geométrica para facilitar las simulaciones y análisis preliminares. En esta etapa se identificaron resultados favorables para la capacidad de planeo, alcanzando razones superiores a las aeronaves convencionales, aunque con limitaciones importantes en cuanto a la estabilidad. Durante las simulaciones se logró observar la formación de vórtices cónicos, lo que sugiere una distribución eficiente de la sustentación en determinadas condiciones de flujo. Sin embargo, se detectaron también zonas críticas en la distribución de presión que comprometen el control en ciertas maniobras.

El cálculo de los parámetros de configuración de la aeronave de ésta versión y de la siguiente se realizaron aún implementando *Flying wing designer V1.3 Beta* de Stamenovic et al. (s.f.) y aunque se planteó el uso del diagrama de restricciones éste no fue utilizado, pues la selección de motores se hizo en función de que el sistema de propulsión fuese capaz de generar el mayor empuje y velocidad posibles. Ese fue el motivo de selección de las turbinas DS-215-DIA HST del fabricante alemán Schuebeler. Estas potentes turbinas trabajan a una velocidad de entre 84 y 98 m/s y son capaces de generar una fuerza de empuje de alrededor de 250 N. Sin embargo, su consumo energético es muy alto, requieren de baterías OKCELL 14s 20Ah para su operación. Estas enormes baterías tienen un peso de 14 kg, y

para estas primeras iteraciones se propuso el uso de tres de ellas para alimentar a la aeronave, sin embargo la autonomía que eran capaces de brindar no superaba los 15 min. Pese al buen coeficiente de planeo de la aeronave, ésta resulta demasiado pesada como para proponer su operación con motores apagados.

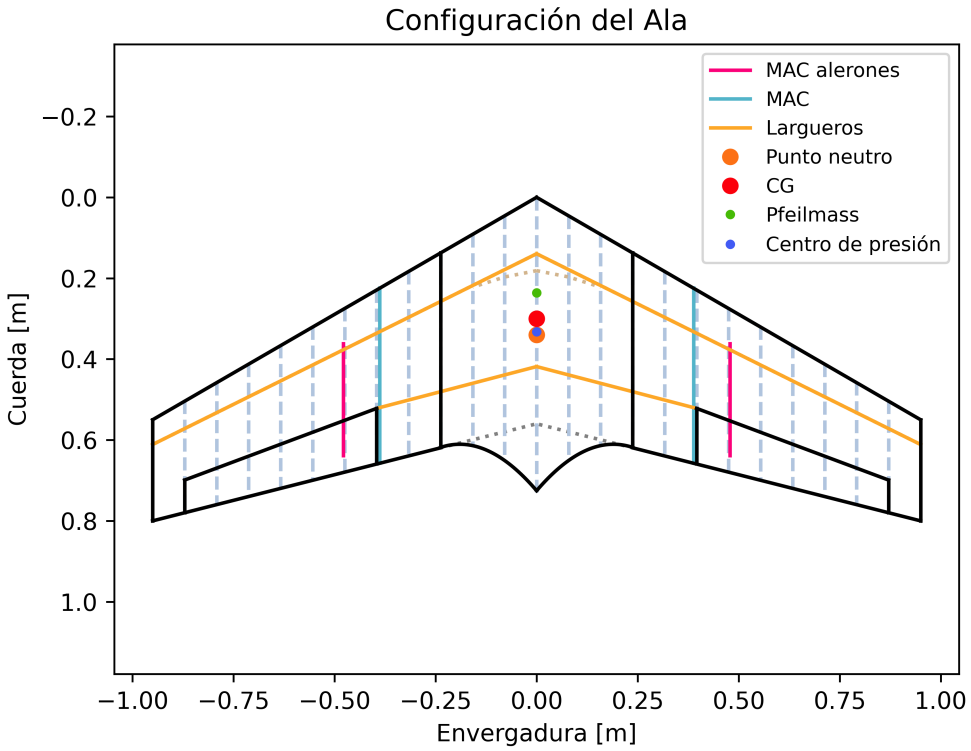


Figura 5.1: Configuración de las versiones 1 y 2 de la aeronave. Imagen de autoría propia.

Se efectuaron diferentes análisis, implementando tanto el método de paneles 3D como el método de *Vortex Lattice*. En la figura 5.2 se muestra la distribución de coeficientes de presión de la aeronave volando con un ángulo de planeo de 4°, que es el punto en que la aeronave alcanza el la máxima razón de planeo c_L/c_D.
En la simulación con el método de paneles 3D se identificó que para esta modalidad de vuelo, los coeficientes de presión tienen un rango de -0.92 a 0.60, siendo más elevados en el borde de ataque y en la parte inferior de la aeronave, lo que se corresponde con el comportamiento esperado de una aeronave funcional.
En la simulación con el método de *Vortex Lattice* los coeficientes de presión tienen un rango de -1.9 a 1.93, la diferencia de valores se atribuye al método utilizado. Pero el comportamiento es similar, con un coeficiente de presión más bajo cerca

del borde de ataque de la región central de la aeronave. Los valores más altos del coeficiente de presión se presentan a lo largo del borde de ataque, aunque en este caso particular también se presentan valores de presión negativa.

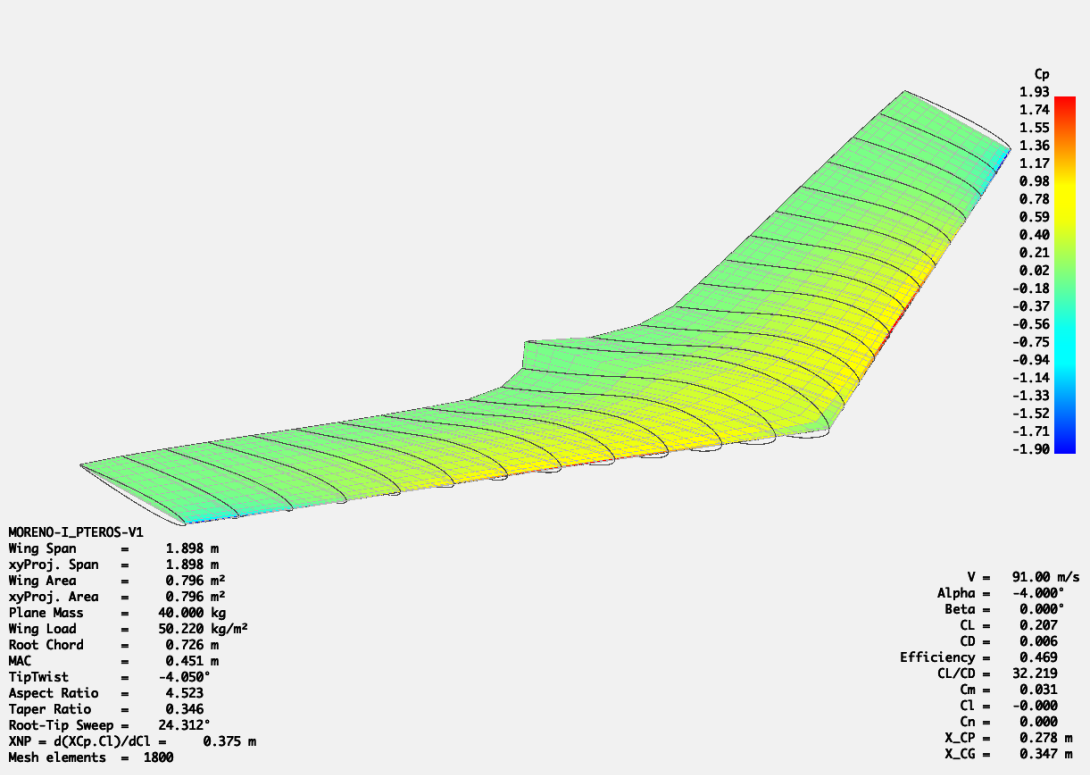


Figura 5.2: Simulación aerodinámica de la versión 1 de la aeronave en XFLR5 utilizando el método de *Vortex Lattice*, con un ángulo de ataque de -4° y desplazándose a 91 m/s. Imagen de autoría propia.

5.1.2. Versión 2

Se propuso otra variante de ésta aeronave, en la que se incluía una aleta vertical al frente, imitando la cresta craneal membranosa que se encuentra en el plano sagital de *Tapejara*. Ésta variante se sometió a las mismas pruebas y simulaciones que la versión sin la aleta para tener una comparación entre el deesempeño de ambas aeronaves y sobre el efecto aerodinámico de la aleta al frente. Se habla con más detalle acerca del desempeño aerodinámico de la implementación de la aleta vertical en el apartado 5.3.1. La comparación entre ambas versiones de la aeronave se hizo sometiendo a ambos modelos a una simulación bajo el método de *Vortex Lattice*, pues al menos para XFLR5 no es posible implementar el método de paneles 3D cuando existe un estabilizador vertical. El resultado de dicha simu-

lación puede observarse en la figura 5.3.

Esta adición, además de otorgarle mayor fidelidad estética al modelo, fue concebida con la intención de explorar su posible función como estabilizador vertical y timón direccional, del mismo modo en que fue utilizada por Chatterjee et al. (2010). A pesar de que la estabilidad longitudinal continuó siendo un problema estructural, mejoras fueron observadas en cuanto a estabilidad direccional.

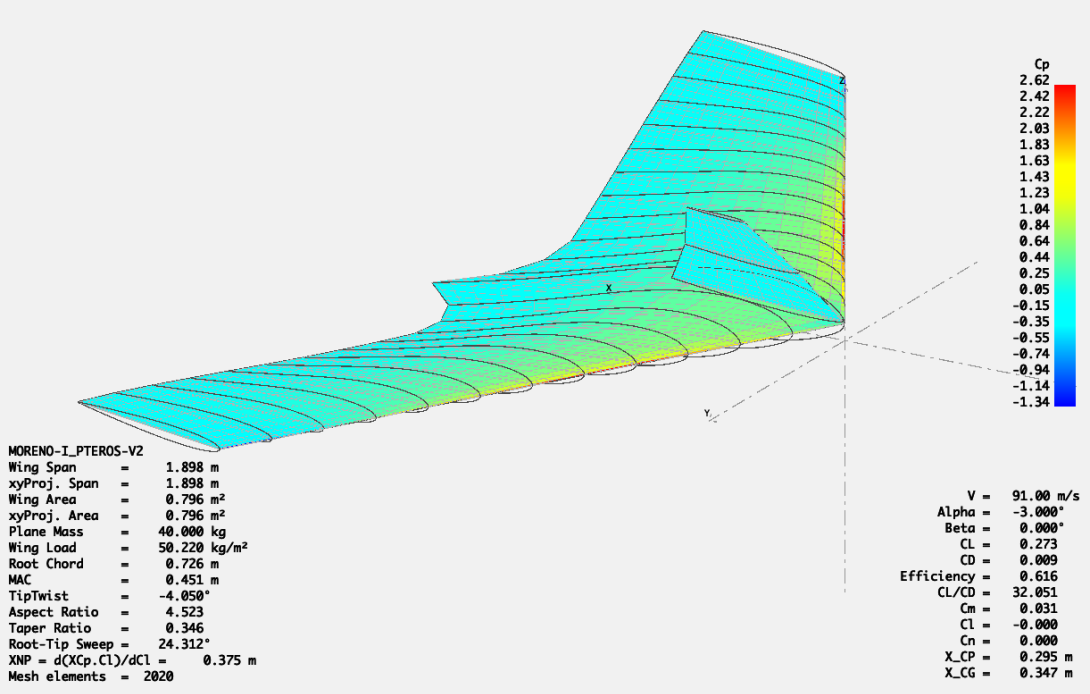


Figura 5.3: Simulación aerodinámica de la versión 2 de la aeronave en XFLR5 utilizando el método de *Vortex Lattice*, con un ángulo de ataque de -4° y desplazándose a 91 m/s.

Las simulaciones realizadas a una velocidad de 91 m/s mostraron una distribución de presión más refinada y una corriente descendente más estable, particularmente hacia la parte posterior del ala. Esto puede deberse al efecto aerodinámico de la cresta actuando sobre el flujo local. La proporción de planeo presentó un ligero incremento respecto a la versión anterior, lo que refuerza la idea de que, pese a las limitaciones estructurales o energéticas, el sistema está optimizado para el planeo.

Ambas versiones permitieron identificar no solo fortalezas y debilidades del diseño, sino también delimitaciones claras en cuanto a qué parámetros de la aeronave tienen más peso en su vuelo, lo que sentó las bases para el proceso de abstracción biomimético que diera lugar a una versión que físicamente mostra-

ra mayor similitud a *Tapejara*, o cuáles requieren ajustes o compensaciones para garantizar el funcionamiento estable de la aeronave. Esta progresión en el diseño marca un precedente importante en la validación del modelo biomimético; y del ala y cuerpo integrados en el desarrollo de una aeronave no tripulada.

5.1.3. Versión 3

La implementación de cualidades morfológicas de un pterosaurio en el proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado inició en la versión 2 de este proyecto con el estudio del comportamiento aerodinámico de la aeronave en las simulaciones numéricas cuando se incorpora un estabilizador vertical al frente cumpliendo con el papel de la cresta craneal de los tapejáridos. En esta versión de la aeronave se comenzó a contemplar los parámetros morfológicos del pterosaurio para la definición del ala sin dejar aún el enfoque conservador en cuanto al uso de parámetros convencionales en el diseño de vehículos de ala volante, como por ejemplo, el ángulo de la flecha φ_N o la proporción de alargamiento AR del ala. En la figura 5.4 se muestra la nueva configuración de la aeronave, en donde se puede observar que la proporción de alargamiento ha cambiado respecto a la configuración anterior y la envergadura es mucho más grande, partiendo de los parámetros morfológicos observados en *Tupandactylus imperator*, otro tapejárido pero de mayor tamaño. Este incremento considerable en las dimensiones del animal es para tener un mejor control del espacio para almacenar las baterías que alimentarían las turbinas de la aeronave. A partir de ésta versión se realizó una nueva selección de perfiles, eligiendo usar el perfil **MH60 —12 %** para la raíz del ala y el perfil simétrico NACA 0012 para las puntas.

La tercer versión de la aeronave se distinguió de las otras dos debido a que los esfuerzos se dirigieron más a la experimentación física y la construcción de un prototipo con el cual poder realizar análisis aerodinámicos, como la prueba de túnel de viento presentada en el apartado 3.4.4. La construcción del prototipo tuvo dos enfoques: una metodología mucho más tradicional para modelos aeronáuticos a control remoto, en donde la aeronave sería construida con madera de balsa y su "piel" sería una membrana delgada de plástico flexible; un enfoque más aproximado a la construcción de aeronaves reales con refuerzos de aluminio y un fuselaje

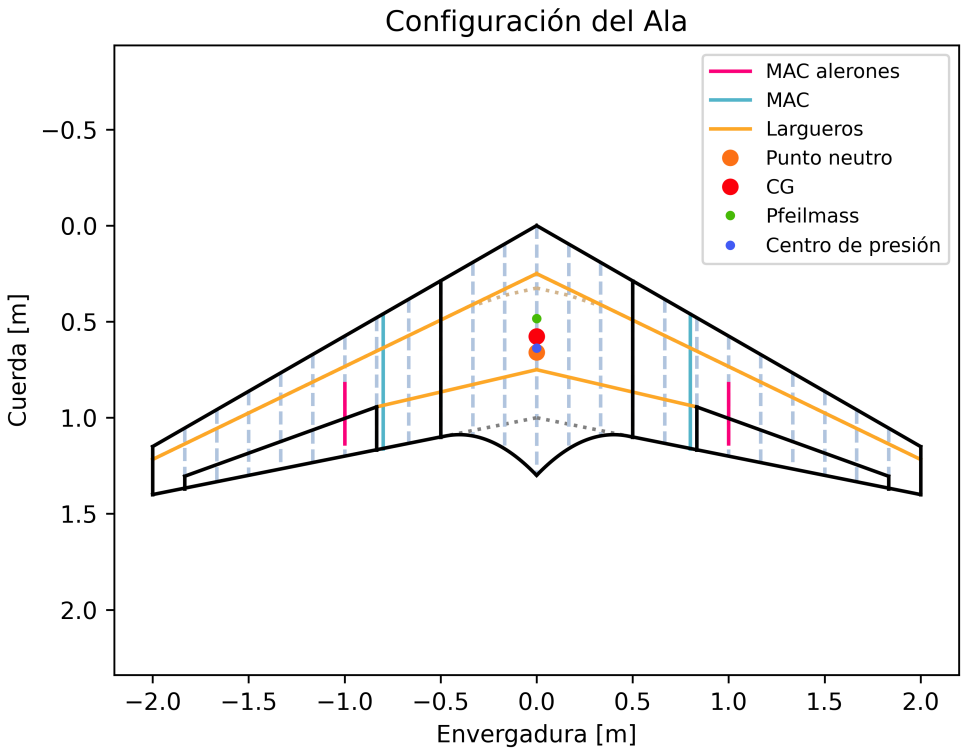


Figura 5.4: Configuración de las versión 3 de la aeronave. Imagen de autoría propia.

hecho de fibra de carbono; y la tercer opción es haciendo uso de la manufactura aditiva mediante la impresión 3D. Fue también en esta etapa que se consideró una nueva selección de motores que permitieran una prolongada autonomía y tiempo de vuelo para que la aeronave cumpla con su misión de vigilancia forestal. Antes de dicho cambio en los componentes se exploró estudiar el comportamiento de hélices expuestas en lugar de turbinas, por lo que se planteó el uso de motores sin escobillas A2212 como aquellos que propulsaran el prototipo de la aeronave.

La simulación aerodinámica de la aeronave se realizó contemplando los mismos parámetros de velocidad que las versiones anteriores, pues aún no se realizaba una nueva selección de motores en función de las necesidades de autonomía elevada de la misión. Algo que puede resaltarse de esta versión de la aeronave es que el coeficiente de planeo se duplicó respecto a los valores identificados en las versiones 1 y 2 de la aeronave. Este fenómeno puede atribuirse al incremento de 5° en el ángulo de barrido φ_N y al incremento en la porporción de alargamiento AR, pues con alas más largas respecto al cuerpo de la aeronave el planeo es mucho más fácil. Por este motivo es que muchas aeronaves sin motor como los

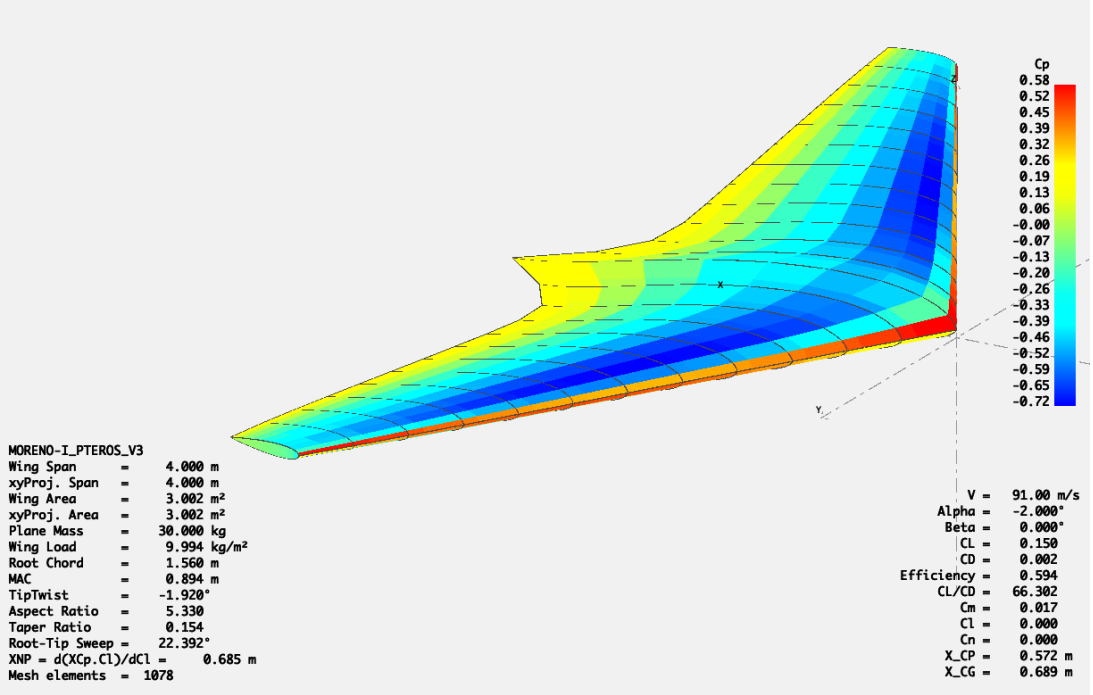


Figura 5.5: Simulación aerodinámica de la versión 3 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de -2° y desplazándose a 91 m/s. Imagen de autoría propia.

planeadores o *gliders* cuentan con alas delgadas y muy largas. En la figura 5.5 se muestran los resultados de la simulación aerodinámica realizada en XFLR5.

Realización de modelos y prototipos

Empleando el software *Wing Helper*, se elaboraron los archivos DXF de cada uno de los perfiles que conforman el ala. Gracias a las herramientas del software, solo era necesario cargar los archivos DAT de los perfiles y manipular algunos parámetros, como por ejemplo, el espacio entre costillas, la ubicación y longitud de los alerones, la posición y angulación de los largueros y el espesor de la capa exterior del fuselaje. En la figura 5.6 se muestra una captura de pantalla del software Wing Helper, en donde se aprecia que ha generado una estructura para la aeronave, con las superficies de control marcadas en color azul. Éstas estructuras tienen un espesor de 2 mm y se pensó en que estuviesen hechas de madera de balsa, un material común en el aeromodelismo debido a su resistencia y baja densidad, generalmente utilizado para las estructuras. En la figura 5.7 se muestra un prototipo de la estructura del vehículo en madera de balsa, construido a partir de los archivos que se obtuvieron de Wing Helper. En éste prototipo los lar-

gueros eran segmentos de madera independientes, que al unirse con las costillas formaban el refuerzo estructural. Son éstas estructuras las que mantienen todas las costillas unidas en el prototipo que se muestra en la imagen. Este prototipo habría sido cubierto posteriormente por una delgada capa —alrededor de 2 mm de espesor— de fibra de carbono para el fuselaje del vehículo, sin embargo esta etapa del proceso no fue terminada.

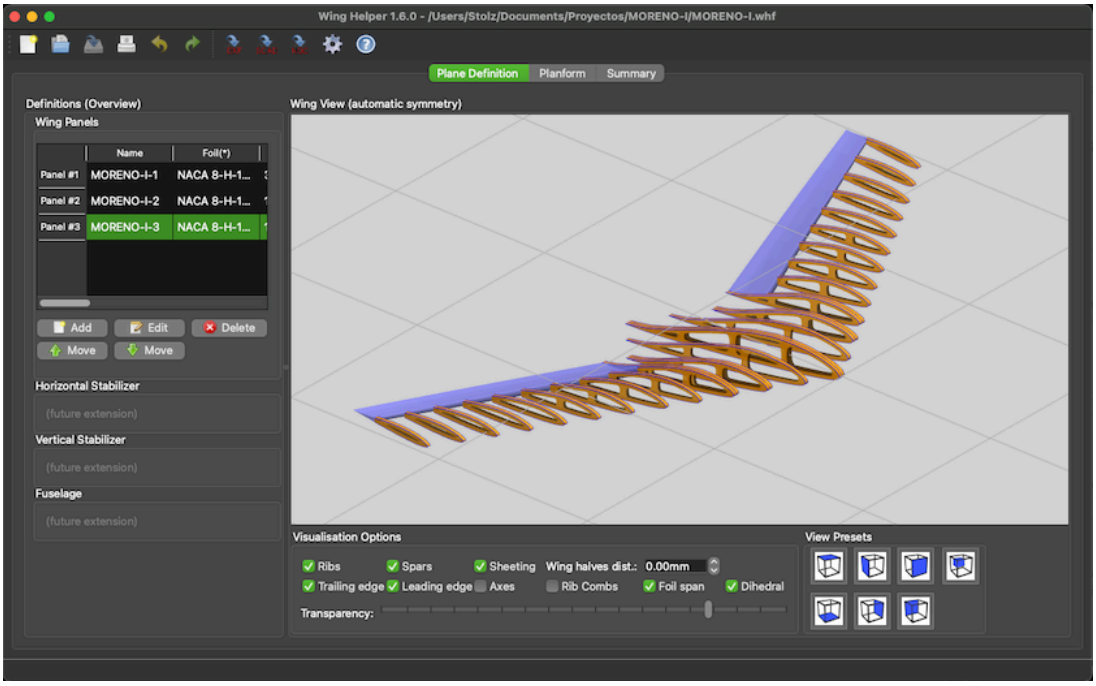


Figura 5.6: Captura de la pantalla de Wing Helper mostrando la distribución de costillas y los alerones de la versión 3 de la aeronave. Imagen de autoría propia.

El prototipo a escala tenía una envergadura de 2 m y al igual que el modelo que se muestra en la figura 5.6 consiste principalmente de las costillas y los largueros unidos con cianocrilato. Con él se realizaron pruebas de distribución de espacio de los componentes, para corroborar que el fuselaje de la sección del cuerpo de la aeronave sufriera la menor cantidad de alteraciones que afecten su capacidad aerodinámica, así como la facilidad para incluir sistemas de mangueras dentro de las alas para el cableado que se conecta a los servomotores que permiten el control de los alerones, o las luces de posición en las puntas, pues los perfiles de las costillas más cercanos a éstas eran cada vez más delgados, situación que dificultaba incluso su confección mediante corte láser.

En la búsqueda por construir un prototipo con el cuál comenzar a realizar experimentación física respecto al comportamiento de la aeronave se exploró el te-

rreno de la manufactura aditiva, particularmente de la impresión 3D como método para fabricar dicho modelo. Con ayuda de las impresoras disponibles en la División de Estudios Profesionales e Investigación del Instituto Tecnológico de Pachuca se realizaron dos pruebas de impresión. En la primera se hizo uso de filamento de plástico PLA como materia prima para imprimir una versión a escala de la aeronave, ésta sería utilizada durante las pruebas y experimentos en el túnel de viento, sin embargo no fue posible realizar dichas pruebas por una falla en el sistema, en donde la correa de transmisión de potencia del motor del ventilador falló al iniciar la operación del equipo. El modelo impreso en 3D se puede apreciar en la figura 3.14. La siguiente prueba de impresión se realizó buscando economizar en la fabricación de un fuselaje resistente y simultáneamente liviano, optando por la impresión 3D, nuevamente utilizando PLA para ello.



Figura 5.7: Prototipo estructural de la aeronave construido en madera de balsa a partir de los planos exportados por el software Wing Helper. Imagen de autoría propia.

Estas piezas demostraron que el uso de impresión 3D con filamento no es uno de los métodos más viables para la construcción de un prototipo en el caso particular de ésta aeronave. El PLA tiene una densidad de 1.24 kg/m^3, muy similar a las resinas utilizadas en la versión 4 de la aeronave, de la que se hablará con mayor detalle en el apartado siguiente. Una ventaja de la manufactura aditiva es que hay una mayor facilidad para fabricar piezas con geometrías complejas, en este caso, no solo se habla de un fuselaje con curvas complejas de los perfiles, sino también

porque el espesor de las piezas es bajo, manteniendo la convención de que no sea mayor a 2 mm. Sin embargo, la impresión 3D de filamento puede representar un reto estructural en zonas de concentración de esfuerzos, donde surgirá una tendencia al fallo con más facilidad en el espacio de las capas de filamento. Igualmente, el trabajo de procesamiento posterior a la impresión es laborioso, pues el acabado superficial propio de la impresión 3D puede causar pequeñas turbulencias que mermen el rendimiento de la aeronave. En la figura 5.8 se muestra un segmento del ala impreso en 3D con filamento de PLA color rojo. Ésta es una pieza hueca y liviana, que sería utilizada en un prototipo de la aeronave. El segmento de ala que se muestra en la figura se corresponde con el elemento 1 que se muestra en la figura 3.3, que es la conceptualización realizada para esta iteración del vehículo.

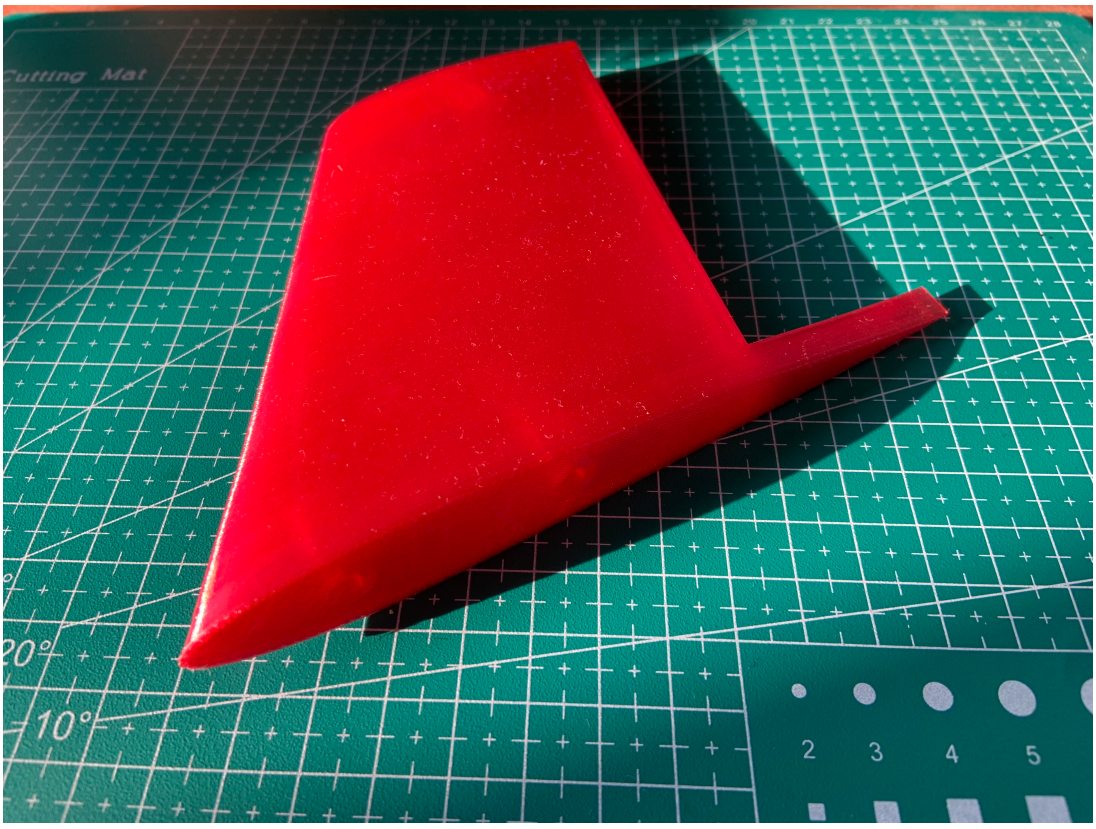


Figura 5.8: Modelo un segmento del ala correspondiente a la tercer versión de la aeronave, impreso en filamento de PLA. Imagen de autoría propia.

5.1.4. Versión 4

La última versión diseñada y aquella que se construyó como resultado del trabajo en la presente tesis. Se trata de un vehículo mucho más compacto, diseñada para ser manufacturada con resinas de alta resistencia mecánica y a los elementos, además de ser liviana. Esta última versión tiene un enfoque de diseño mucho más orientado a cumplir con los criterios y requisitos definidos en la misión de la aeronave, incorporando además por completo el concepto de adaptación de cualidades morfológicas de un pterosaurio como parámetros de diseño para la aeronave. Como parte de éste proceso iterativo se identificó que uno de los parámetros morfológicos del ala que no pueden ser replicados es el ángulo de barrido del ala φ_N, pues con un ángulo muy agudo la aeronave comienza a presentar problemas de inestabilidad estática, como se ha tratado en el apartado 5.3.2. De manera resumida se puede expresar que el comportamiento inestable de la aeronave ante la turbulencia es ocasionado por la ausencia de una masa al frente que equilibre la tendencia de la aeronave a girar hacia arriba, misma masa que podría representar la cabeza del pterosaurio.

En esta aeronave se efectuó un cambio en la selección de motores, priorizando la autonomía de la aeronave en lugar de la velocidad o el empuje, sin que éstos dos parámetros resulten insuficientes para la operación de la misma. Se eligió el uso de un par de motores MN2204 del fabricante T-MOTOR colocados sobre las alas a la altura de la cuerda aerodinámica media *MAC*, por sus siglas en inglés (*Mean Aerodynamic Cord*). Éste es un cambio importante respecto a los conceptos iniciales de la aeronave en que se planteaba el uso de turbinas para que la silueta general de la aeronave sea mucho más compleja.

En la figura 5.9 se muestran los resultados de la simulación realizada en XFLR5 implementando el método de paneles 3D, con la aeronave viajando a una velocidad de 34 m/s y un cabeceo de -5° como ángulo de planeo de la aeronave. Como resultado de éste análisis se puede observar un incremento del 8.26 % en su coeficiente de planeo c_L/c_D pese a la considerable reducción del área del ala. Ésto permite concluir que el coeficiente de planeo, independientemente de la selección de perfiles y el giro geométrico del ala, es dependiente de la proporción de planeo AR de la aeronave, que se incrementó 61.27 % respecto a la versión anterior del vehículo. El incremento en la capacidad de planeo de la aeronave es además un

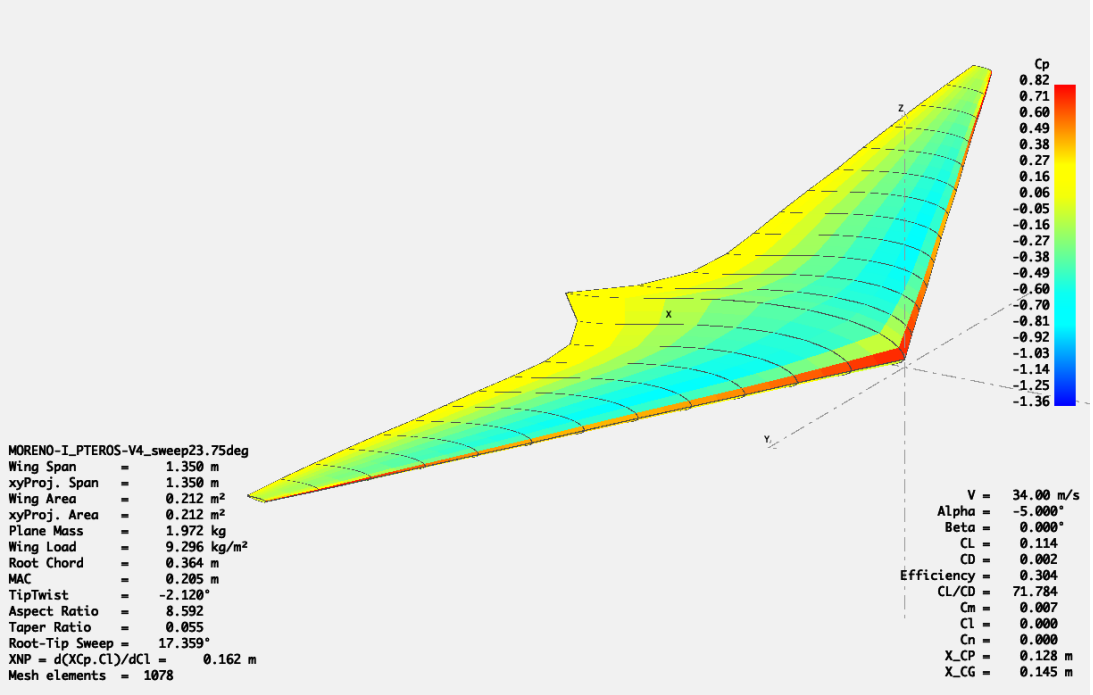


Figura 5.9: Simulación aerodinámica de la versión 4 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de -5° y desplazándose a 34 m/s. Imagen de autoría propia.

argumento que refuerza la hipótesis inicial en la que se considera que el uso de características morfológicas de una criatura que la comunidad científica acepta estaba adaptada para un vuelo mayormente sostenido en el proceso de diseño de una aeronave implicaba que el vehículo diseñado presentara mejores cualidades que un diseño convencional. Ésta comparación puede hacerse al contrastar el desempeño aerodinámico de la versión 4 de la aeronave con su primer iteración, en la que se usaron parámetros mucho más conservadores para su diseño. En la realidad se espera un desempeño aerodinámico distinto ocasionado por las modificaciones realizadas al fuselaje para poder guardar las baterías dentro del mismo.

Además de los resultados interpretados a partir de la simulación realizada en XFLR5 se realizaron otros análisis algebráicos para el dimensionamiento y selección de componentes, independientes de la evolución del trabajo de Stamenovic et al. (s.f.), optimizando la certeza de sus resultados al implementar también lo propuesto por Gudmundsson (2014) y Nickel y Wolhfahrt (1994) en sus respectivas obras. Algunos de éstos análisis complementarios realizados son la identificación de la zona de transición de régimen en el ala; los cálculos de autonomía en la se-

lección de motores y el cálculo realizado para determinar el diámetro requerido en las hélices para que la aeronave opere de forma adecuada; la inclinación para el mayor coeficiente de planeo, los cálculos de velocidad y el diagrama V-n de la aeronave.

Modelo preliminar de la aeronave

Esta última versión de la aeronave es con la que culmina —al menos en lo que corresponde al desarrollo de la presente tesis— el proceso iterativo del diseño conceptual de la aeronave, estando este último modelo listo para ser sometido a pruebas mucho más rigurosas en otras áreas fuera de las limitaciones del proyecto definidas en el apartado 1.8. En la figura 5.10 se muestra un *render* realista de la aeronave desde una vista aérea, en la que se muestran todos sus componentes y se alcanza a ver el interior de la misma debido a que la resina Loctite IND405 es traslúcida, siendo éste un modelo que está listo para pasar a otras etapas del proceso de diseño y manufactura.

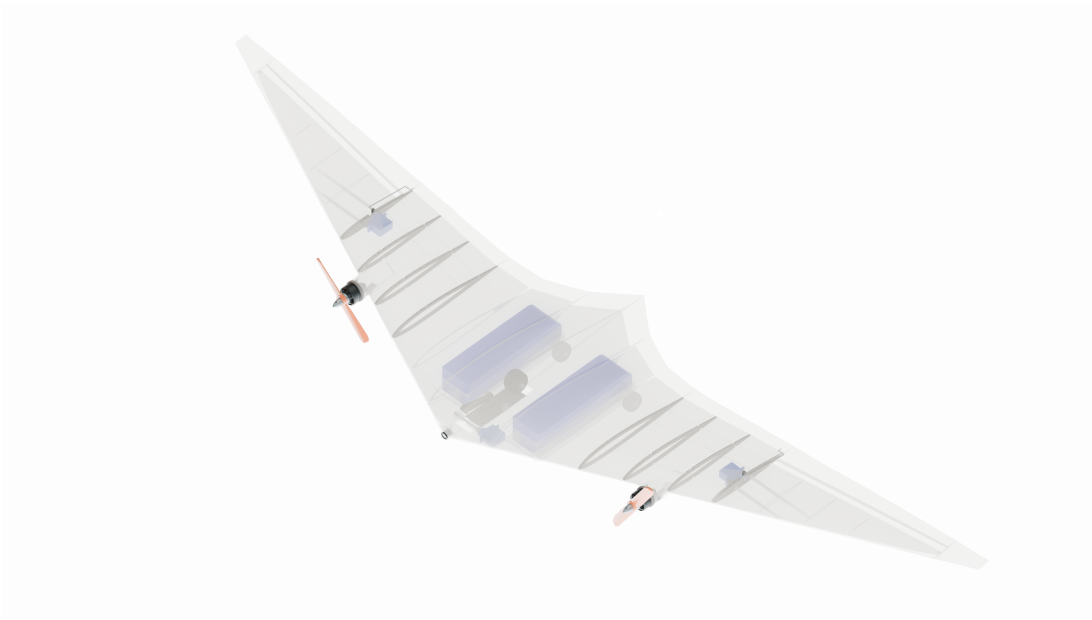


Figura 5.10: Render de estudio de la versión preliminar de la aeronave desde una vista ortográfica, realizado en Blender. Imagen de autoría propia.

Con la versión preliminar de la aeronave se realizaron otros *renders* realistas mostrando su funcionamiento en espacios abiertos y regiones forestales, tal y como su misión indica, con el propósito de mostrar cuál es el desempeño esperado de la aeronave. Ejemplo de esto es la figura 5.11, en donde se muestra al vehícu-

lo aéreo no tripulado sobrevolando una región boscosa densamente poblada por aparentes coníferas, como muestra del funcionamiento esperado y el impacto visual que causará en el ambiente en que será introducido. *Renders* de este tipo permiten a un observador externo comprender el aspecto físico de la aeronave además de los planos que se han incluido en el capítulo 6 de esta obra, así como otro tipo de perspectiva sobre el uso de materiales y el impacto del proyecto en el cumplimiento de su misión como herramienta para monitoreo y vigilancia de extensas regiones de terreno abierto.



Figura 5.11: Render de la versión preliminar de la aeronave en un ambiente boscoso como ejemplo del cumplimiento de una misión de vigilancia forestal, realizado en Blender. Imagen de autoría propia.

5.2. Especificaciones

En la sección anterior se muestra el cuadro 5.1 que corresponde a comparación de especificaciones entre las diferentes iteraciones de la aeronave. Los valores mostrados en dicho cuadro corresponden a los valores calculados para los parámetros indicados, sin embargo hasta la última iteración no se había construido un modelo funcional. A continuación en el cuadro 5.2 se muestran las especificaciones del primer prototipo de la aeronave. Esta tabla de especificaciones igualmente cumple con el papel de ficha técnica de la aeronave.

PARÁMETRO	DESCRIPCIÓN	
Envergadura:	1.350	m
Longitud:	0.364	m
Área alar:	0.212	m^2
Proporción de alargamiento:	8.596	
Ángulo de flecha:	23.75°	
Peso máximo de despegue:	3.000	kg
Razón máxima de planeo:	71.784	
Ángulo de planeo:	-5°	
Eficiencia del ala:	20.74 %	
Conicidad:	20.75 %	
Velocidad mínima:	64.0292	km/h
Velocidad de pérdidas:	109.110	km/h
Velocidad crucero:	122.400	km/h
Velocidad máxima:	128.058	km/h
Autonomía:	2.960	h
Distancia recorrida por carga:	362.304	km @ 34 m/s
Perfil en la raíz del ala:	MH60 —12 %	
Perfil en las puntas del ala:	NACA 0012	
Motores:	2 × MN2204 1400kV	
Hélices:	Gemfan 5040 (5 × 4”)	
Fuente de energía:	2 × LiPo 4S 10Ah (14.8 V)	

Cuadro 5.2: Especificaciones de la versión preliminar de la aeronave MORENO-I *Pteros*. Recurso de autoría propia.

5.3. Desempeño aerodinámico

En ésta sección se explorará el rendimiento aerodinámico de la versión 4 y final de la aeronave desarrollada a lo largo del presente proyecto. Éste estudio de desempeño aerodinámico tendrá tres principales ejes: el análisis de los resultados de la implementación de una aleta de control vertical al frente de la aeronave, simulando la cresta craneal de *Tapejara*; los resultados de los análisis de estabilidad efectuados a la aeronave en el software XFLR5 y su interpretación; la comparación entre la capacidad de planeo de la aeronave y sus diferentes versiones.

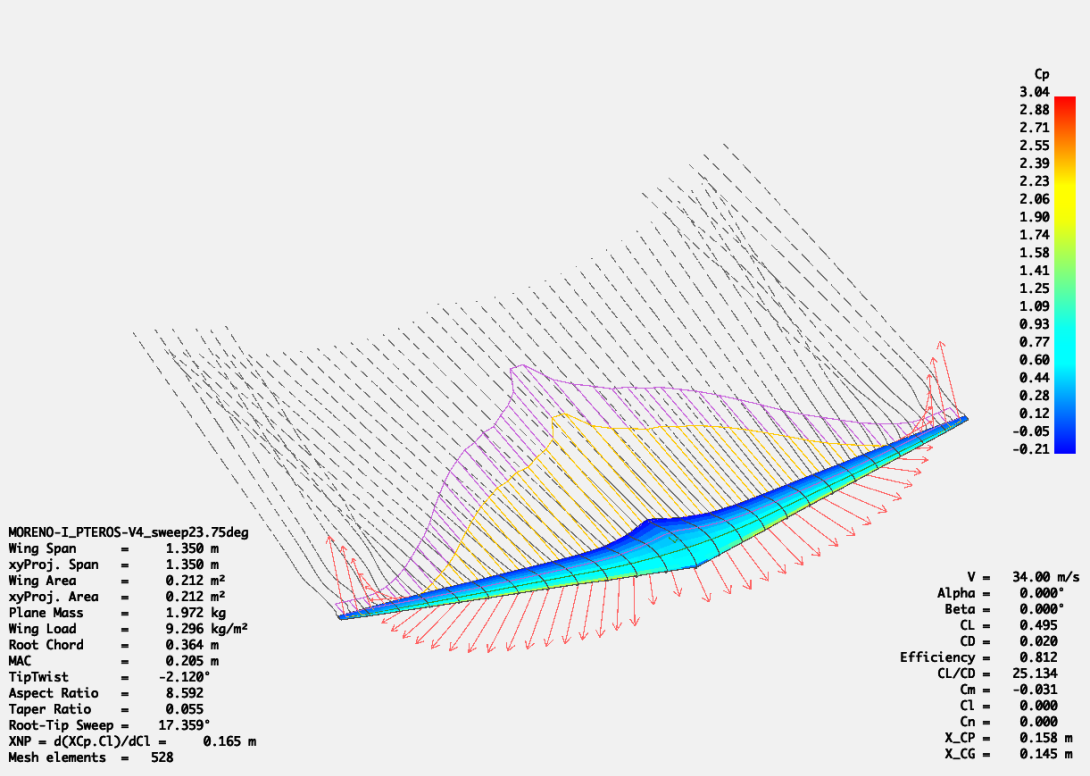


Figura 5.12: Simulación del comportamiento del arrastre viscoso, el arrastre inducido, la corriente de empuje descendente y el flujo de la corriente de la versión 4 de la aeronave en XFLR5 implementando el método de paneles, con un ángulo de ataque de 0° y desplazándose a 34 m/s. Imagen de autoría propia.

Éstos análisis contemplan únicamente las pruebas y simulaciones numéricas efectuadas en XFLR5 para una aeronave de ala volante pura, sin embargo, la construcción del vehículo y la incorporación de sus sistemas devino en modificaciones al fuselaje que afectan los resultados predichos para los efectos del arrastre inducido. La aeronave resultante del desarrollo expuesto en el capítulo 4 y la última versión del proceso iterativo del que se habla a lo largo del apartado 5.1 ha sido

bautizada como *Pteros*. *Pteros* es la etimología griega para “ala”.

En la figura 5.12 se muestran los resultados de una simulación numérica por el método de *Vortex Lattice* viscoso de la aeronave desplazándose con un cabeceo de 0° y una velocidad de 34 m/s. En la imagen se aprecia el comportamiento del arrastre inducido, el arrastre viscoso, la corriente de empuje descendente y la estela calculados para la aeronave. Éstos son los parámetros que presentarán un significativo cambio debido a las modificaciones realizadas para incorporar las baterías al fuselaje.

5.3.1. Implementación de aleta de control vertical

Los tapejáridos se caracterizan por tener una cresta craneal membranosa en el plano sagital de sus cabezas, lo que representa una cualidad aerodinámica poco descrita y con funciones biológicas que aún hoy se encuentran en discusión por los expertos. Se propone que el principal uso que se habría dado a esta cresta sería como elemento de *dimorfismo sexual*[1] entre los *tapejáridos*, motivo por el que pudo estar adornada con colores llamativos y variar en tamaño y forma para la atracción de una potencial pareja. En la figura 5.13 se muestra una reconstrucción de *Tapejara wellnhoferi* para ilustrar la morfología de la cresta craneal identificada en ésta especie. Otra reconstrucción puede encontrarse en la figura 4.1.

Sin embargo, se puede concluir que esta cresta craneal en muchas ocasiones pudo haber actuado como una estabilizador vertical y timón direccional, aunque la única diferencia es que ésta se encuentra al frente y no en la zona de la cola. De acuerdo con Chatterjee et al. (2010), el sentido común indicaría que este posicionamiento provocaría gran inestabilidad. Chatterjee et al. (2010) en su obra propusieron el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija, en donde sus parámetros de diseño fueron inspirados por la morfología de *Tapejara*, que fue bautizado como *Pterodrone*; para mayor información acerca de éste desarrollo véase el apartado 1.5.3. En el caso del *Pterodrone*, el posicionamiento de la cresta craneal al frente se hizo enfocado en la agilidad como su métrica de diseño. Además se incluye la cualidad de que ésta aleta se mueve libremente a lo largo del fuselaje y hacia arriba y abajo.

[1] Se trata de una diferencia morfológica entre los machos y las hembras de una especie.

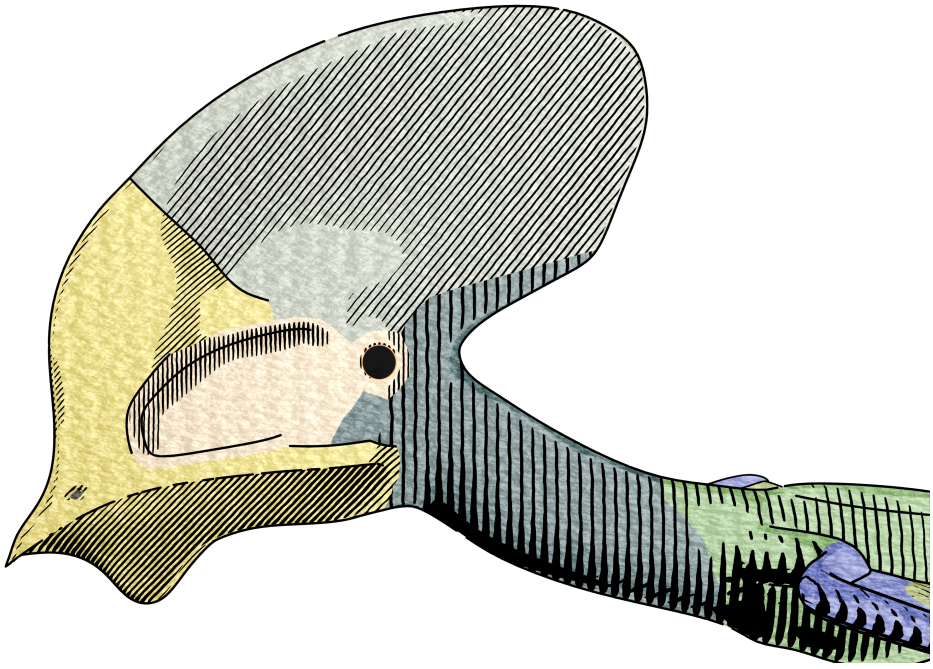


Figura 5.13: Visualización de la cresta craneal en una reconstrucción de *Tapejara wellnhoferi* hecha a partir de los modelos esqueléticos de Scott Hartman y lo presentado por Chatterjee y Templin (2012). Imagen de autoría propia.

Los resultados de las pruebas realizadas en el *Pterodrone* revelaron que la presencia de la aleta al frente de la aeronave tiene un efecto significativo en mejorar la capacidad de giro de la aeronave cuando las condiciones de vuelo se normalizan a un arrastre constante. Consecuentemente el cambiar la posición de la aleta tendrá cambios en las características de giro del vehículo. Pese a ello, existe una inestabilidad lateral con el posicionamiento frontal de la aleta, aunque este problema podría compensarse con el uso de técnicas de control modernas, beneficiándose así de la maniobrabilidad resultante de la inestabilidad dinámica.

En el caso del *Pteros*, el enfoque fue distinto. Al tratarse de un ala volante, la estabilidad vertical de la aleta y la cola se compensa con la morfología del ala, por lo que no es necesaria su presencia a diferencia del *Pterodrone* en donde su configuración estándar la vuelve un requisito para brindar estabilidad en el modelo. Para probar los efectos de la presencia de una aleta vertical en la aeronave, se creó una variante de la versión 2 de la aeronave y se sometió a los mismos parámetros de simulación que la variante con configuración de ala volante pura, con el propósito de tener un punto de referencia sobre los efectos aerodinámicos de la aleta. Si se busca más información sobre la versión 2 de la aeronave ésta se encuentra en el

apartado 5.1.2.

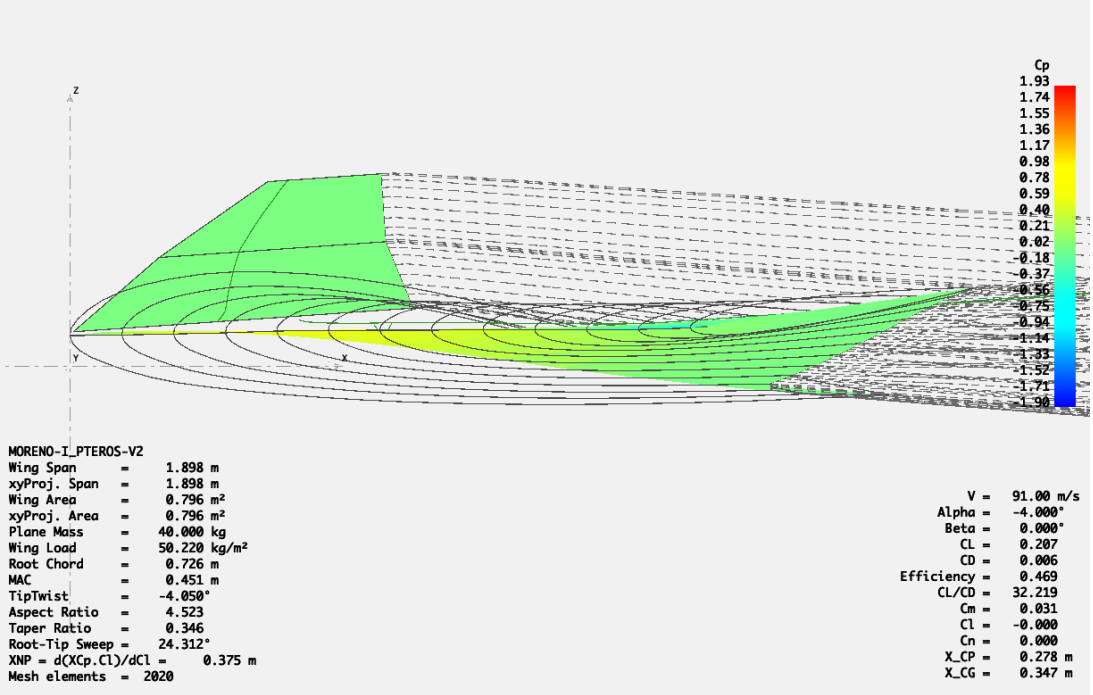


Figura 5.14: Visualización del comportamiento del aire ante el desplazamiento de la versión 2 de la aeronave, con un ángulo de cabeceo de -4° y viajando a una velocidad de 91 m/s. Imagen de autoría propia.

Ambas variantes de la aeronave se sometieron a un análisis por el método de *Vortex-Lattice* con velocidad constante a 84, 91 y 98 m/s. Éstos parámetros se obtuvieron directamente de la ficha de datos de la turbina DS-215-DIA HST del fabricante alemán Schuebeler. No se ha contemplado en las simulaciones el comportamiento de las superficies de control de la aeronave mientras éstas están en estado de deflexión, y tampoco el comportamiento de la aeronave durante la guiñada, siendo que el principal enfoque de éstos análisis es conocer el desempeño de vuelo sostenido y estabilidad de la aeronave para cumplir con la misión de vigilancia forestal con la que fue diseñada. Se puede concluir que la aleta vertical colocada al frente de la aeronave presenta un ligero efecto de estabilidad, el cual puede apreciarse en las capturas mostradas en la figura 5.3. La distribución de presiones es igualmente distinta de la variante 1, siendo mucho más intensa en la iteración de la aeronave con la aleta vertical que en la iteración que carece de ella. Chatterjee et al. (2010) reportó en su trabajo sobre el *Pterodrone* que el efecto de la aleta vertical se presentaba principalmente en la capacidad de maniobrar

de la aeronave, realizando giros cerrados; sin embargo los análisis efectuados no permiten realizar una conclusión de esta naturaleza en cuanto al desempeño aerodinámico del *Pteros*.

5.3.2. Estabilidad del ala volante

Estabilidad estática

Como se menciona en el apartado 3.4.3, la estabilidad longitudinal depende de la relación entre el centro de gravedad y el punto neutro. Uno de los primeros indicativos de inestabilidad longitudinal del ala durante el proceso de diseño sería calcular la posición del punto neutro por delante del centro de gravedad. Se sabe que el punto neutro no es una posición fija, y que depende de parámetros como la velocidad y el ángulo de ataque de la aeronave.

Para lograr estabilidad en el caso de las alas volantes, se trabaja con un margen estático positivo. Este margen estático por lo general se calcula tomando como referente a la cuerda aerodinámica media (MAC), pero en el caso de las aeronaves Horten y de este proyecto en particular, el margen estático se mide tomando como referente al *pfeilmass*. Otro indicativo temprano de estabilidad estática de la aeronave es el pisicionamiento del centro de gravedad CG frente al centro de presión X_{CP} de la aeronave; en caso contrario el vehículo presenta inestabilidad. En la figura 4.9 se muestra la ubicación de estos parámetros de interés como son el centro de gravedad y el centro de presión.

Programas de análisis como XFLR5 permiten identificar otro parámetro de estabilidad longitudinal, como es por ejemplo la pendiente de la gráfica de momento de cabeceo c_M respecto al ángulo de ataque. Durante el desarrollo del proyecto se identificó que uno de los parámetros que no pueden tomarse de la *bioinspiración* es el ángulo de flecha φ_N del ala. En la imagen 4.2 se muestra que lo equivalente al ángulo de flecha del ala en la reconstrucción de *Tapejara* tiene un valor cercano a 20°, sin embargo al realizar el análisis de estabilidad en XFLR5 se descubrió que la pendiente de la gráfica antes mencionada es positiva y muy pronunciada, lo que es un obvio indicador de inestabilidad.

Se realizó después la comparación del comportamiento del momento de ca-

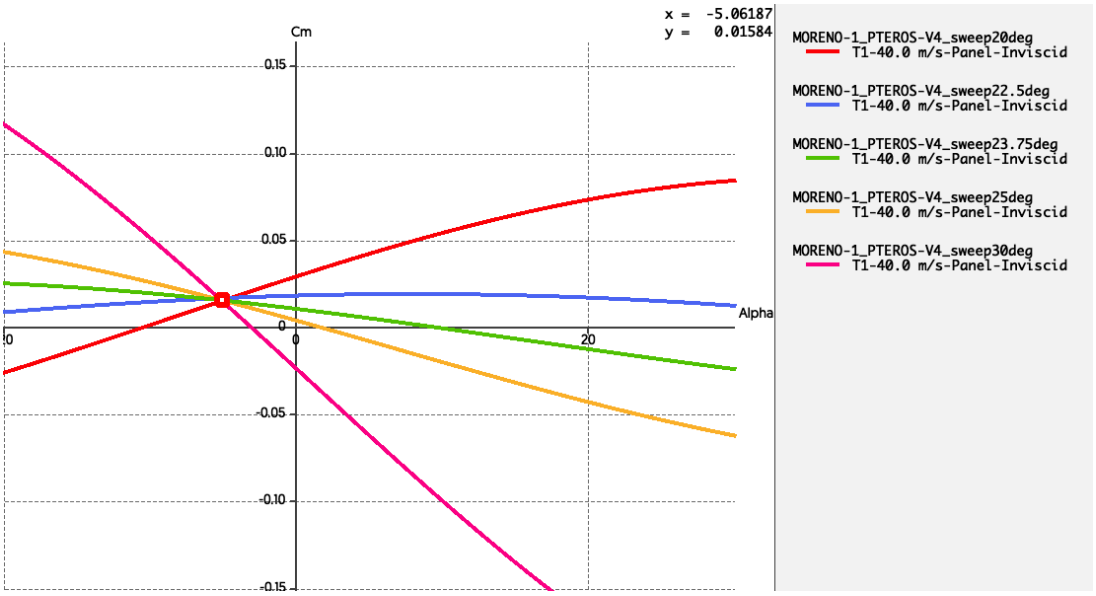


Figura 5.15: Gráfica de momento de cabeceo c_M respecto a ángulo de ataque α para diferentes configuraciones de ángulo de flecha φ_N, comprendidos entre los 20° y los 30°

beceo respecto al ángulo de ataque utilizando valores más convencionales para dicho parámetro, un ángulo de flecha φ_N de 30°, como el implementado por los Horten en sus modelos. La gráfica de momento de cabeceo respecto a ángulo de ataque de esta configuración demostró que el ala era longitudinalmente estable. A partir de este hecho se realizó un proceso iterativo para encontrar el menor ángulo de ataque entre 20° y 30° para mantener la reminiscencia de la morfología del ala sin comprometer con ello las propiedades de estabilidad de la aeronave. Este ángulo de ataque fue de 23.75°. En la figura 5.15 se muestra la gráfica de momento de cabeceo c_M respecto al ángulo de ataque α para las diferentes configuraciones de la aeronave que se analizaron durante el proceso iterativo.

Estabilidad dinámica

La estabilidad dinámica de al aeronave se determinó con un análisis de estabilidad en el software XFLR5, en donde la misma fue sometida a los cuatro modos que se definen en el apartado 3.4.3. En las gráficas que se muestran como resultado de la ejecución de los análisis es posible interpretar el comportamiento de la aeronave ante una perturbación inicial, tanto longitudinal como lateral.

Lo que puede interpretarse de los resultados es que la aeronave tiene la capacidad de estabilizarse ante las turbulencias, pero que igualmente al amortización

del sistema es bastante lenta, mucho más lenta que el comportamiento de estabilidad dinámica que presentaron algunas de las versiones anteriores. Se sospecha que este es un efecto de la conicidad tan aguda, facilitando este comportamiento en la punta de las alas. Sin embargo no se puede tomar una decisión de diseño sin antes realizar análisis mucho más exhaustivos y detallados.

Estabilidad dinámica longitudinal La aeronave se sometió a un análisis de estabilidad dinámica longitudinal modal. Se habla más acerca de los modos en el apartado 3.4.3, y las condiciones particulares de cada uno de estos modos, de acuerdo con lo que se muestra en la consola de análisis dinámicos del software XFLR5 se muestran a continuación.

Los resultados de dichos análisis pueden apreciarse en la figura 5.17. Se observan variables clave: la velocidad respecto al eje x denotada como u, la velocidad respecto al eje z denotada como w, la velocidad angular del cabeceo de la aeronave, denotada como q y el ángulo de actitud que se denomina θ. En la figura 5.16 se muestra una escala recortada hasta los 400s, en donde se identifica que el comportamiento de la aeronave ante la perturbación es amortiguado, lo que sugiere un modo de cabeceo corto; este comportamiento se caracteriza por su frecuencia alta y rápida atenuación. Este comportamiento se corresponde con el del modo de cabeceo largo o *fugoide*. Se puede concluir que el sistema se encuentra amortiguado —también conocido como *estabilidad dinámica positiva*—, pues éste regresa a un estado de equilibrio después de un periodo de tiempo.

MODO 1:		
λ	-55.6290 - 75.5346i	
Fd	12.022	Hz
FN	14.930	Hz
ζ	0.593	
v1	0.033 + 0.0000i	
v2	18.19567 + 16.81758i	
v3	1.44487 - 7.68409i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 2:		
λ	-55.6290 - 75.5346i	
Fd	12.022	Hz
FN	14.930	Hz
ζ	0.593	
v1	0.033 + 0.0000i	
v2	18.19567 - 16.81758i	
v3	1.44487 + 7.68409i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 3:		
λ	$-0.0038 + 0.4492i$	
Fd	0.071	Hz
FN	0.071	Hz
ζ	0.008	
v1	$0.03353 + 0.0000i$	
v2	$-0.00026 - 0.0000i$	
v3	$0.00007 - 0.0000i$	
v4	$1.00000 + 0.0000i$	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 4:		
λ	$-0.0038 + 0.4492i$	
Fd	0.071	Hz
FN	0.071	Hz
ζ	0.008	
v1	$0.03353 + 0.0000i$	
v2	$-0.00026 + 0.0000i$	
v3	$0.00007 - 0.0000i$	
v4	$1.00000 + 0.0000i$	
dt	0.010	s
t	3600	s

Se identificó que el periodo de amortiguación es un poco más largo que en otras versiones de la aeronave, sometidas a los mismos parámetros del análisis. Este fenómeno se discutirá con mayor profundidad en el apartado 5.3.2.

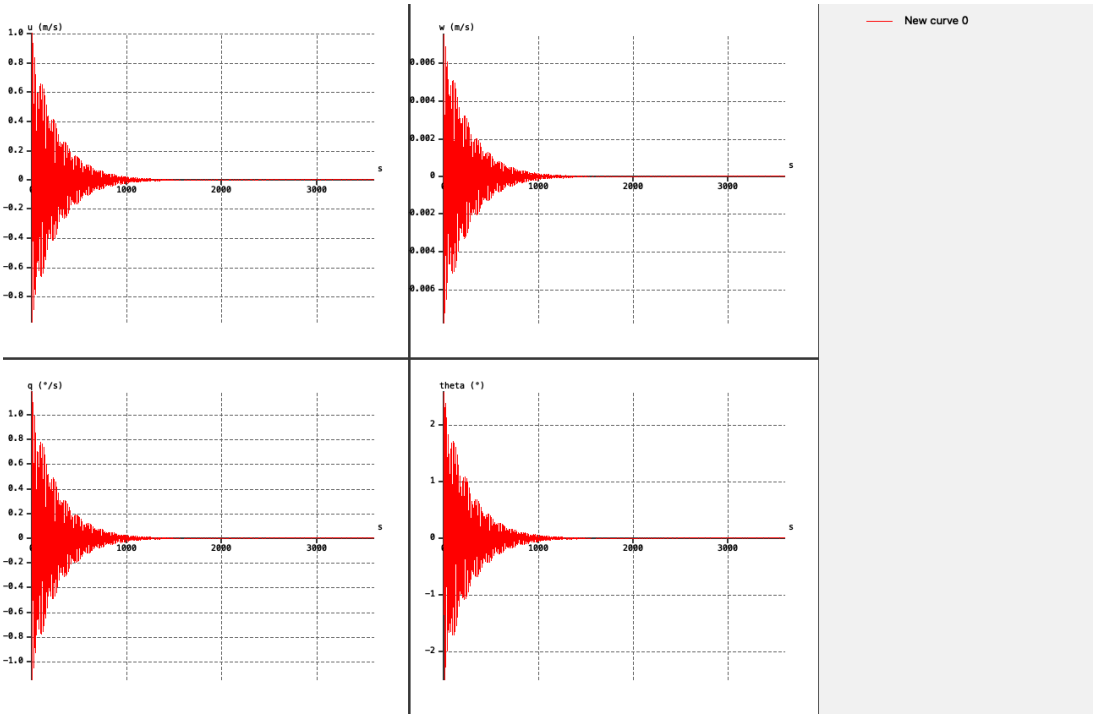


Figura 5.16: Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad longitudinal dinámica en un periodo de 3600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

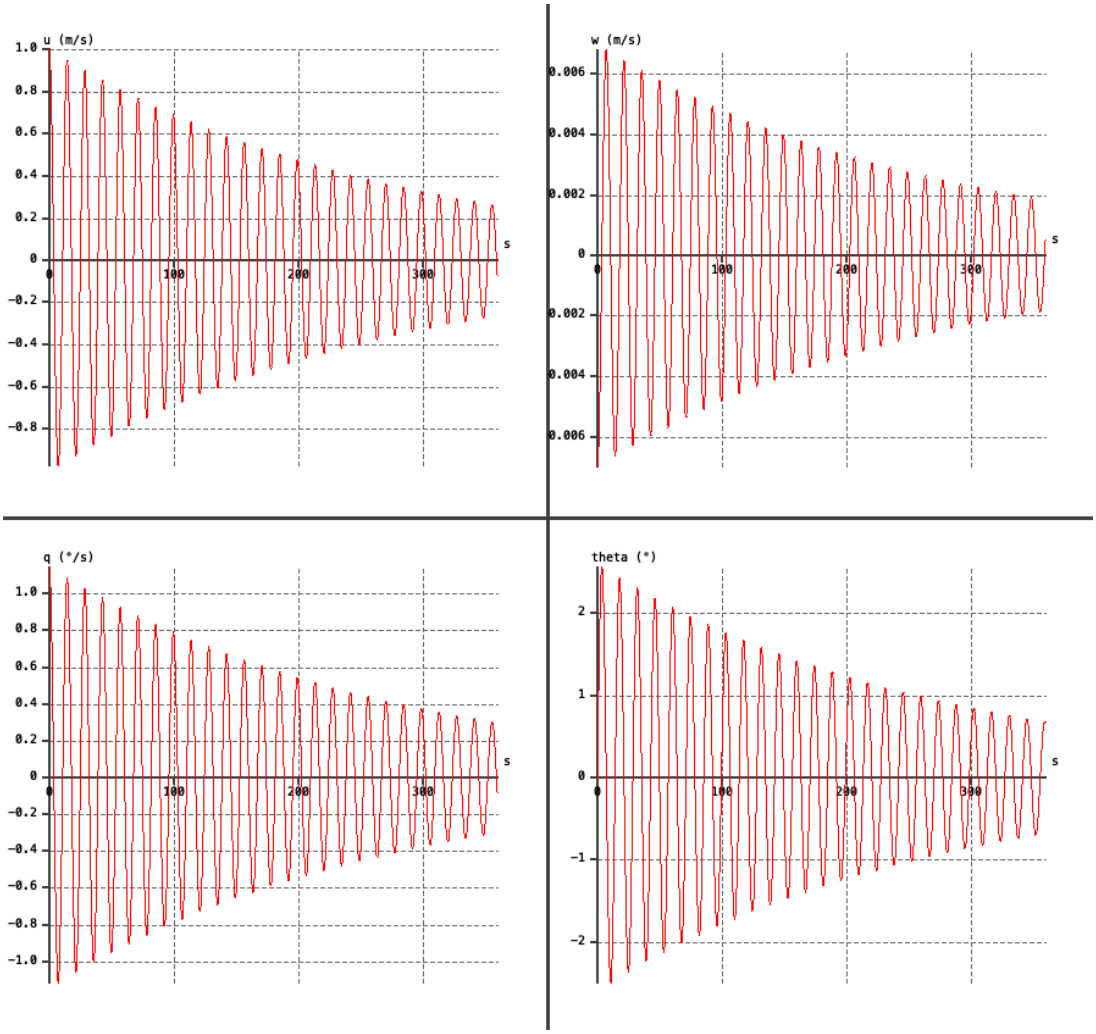


Figura 5.17: Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad longitudinal dinámica en un periodo de 400 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Estabilidad dinámica lateral Los resultados del análisis de estabilidad dinámica a lo largo del eje lateral o transversal de la aeronave, cuyos parámetros se muestran a continuación se grafican en la figura 5.18.

En la imagen se observan las variables: velocidad lateral v, velocidad angular de alabeo p y guiñada r, así como los ángulos de alabeo ϕ. Al igual que en el caso anterior,se observa un comportamiento amortiguado oscilatorio que se atribuye al modo de alabeo y el así llamado "*giro holandés*" (*dutch roll*). Estos modos se disipan rápidamente y sin divergencias, lo que apunta a una buena estabilidad dinámica lateral. Al revisar la gráfica se hace evidente que la amortización del fenómeno es mucho más rápida que en el caso de la estabilidad longitudinal dinámica descri-

ta en el apartado anterior, logrando la estabilidad en un periodo de alrededor de 500 segundos. Este comportamiento descrito por la gráfica es evidencia de una estabilidad lateral dinámica positiva. Además, el comportamiento del ángulo de alabeo sugiere que no hay una acumulación de ángulo a lo largo del tiempo, lo que permite descartar la presencia de un modo espiral inestable. El rápido amortiguamiento de la perturbación es indicativo de una aeronave estable en términos de control y estabilidad direccional según lo que se puede interpretar del análisis y las simulaciones.

A continuación se muestran las condiciones particulares que arroja la consola del software XFLR5 como parámetros utilizados durante la realización del análisis de estabilidad dinámica lateral en los diferentes modos a los que se sometió el ala.

MODO 1:		
λ	-104.4935 + 0.0000i	
T2	0.007	s
τ	0.010	
v1	0.03353 + 0.0000i	
v2	2.85365 + 0.0000i	
v3	0.06399 + 0.0000i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 2:		
λ	-0.0103 + 2.6926i	
Fd	0.429	Hz
FN	0.429	Hz
ζ	0.004	
v1	0.03353 + 0.0000i	
v2	-0.0278 + 0.00001i	
v3	0.00001 + 0.00170i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 2:		
λ	-0.0103 + 2.6926i	
Fd	0.429	Hz
FN	0.429	Hz
ζ	0.004	
v1	0.03353 + 0.0000i	
v2	-0.0278 + 0.00001i	
v3	0.00001 + 0.00170i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

MODO 2:		
λ	-0.0103 + 2.6926i	
Fd	0.429	Hz
FN	0.429	Hz
ζ	0.004	
v1	0.03353 + 0.0000i	
v2	-0.0278 + 0.00001i	
v3	0.00001 + 0.00170i	
v4	1.00000 + 0.0000i	
dt	0.010	s
t	3600	s

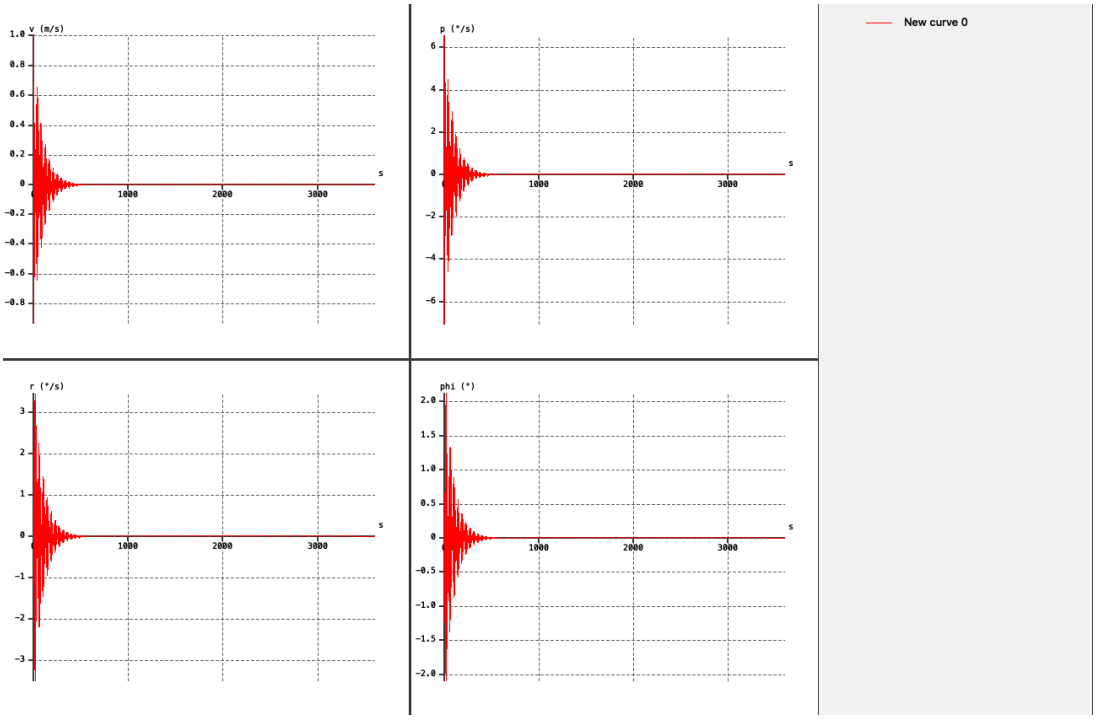


Figura 5.18: Gráfica de comportamiento de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *giro holandés* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 3600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Comparación de la estabilidad dinámica en las diferentes versiones de la aeronave

El proceso iterativo implementado durante el desarrollo conceptual de la aeronave hasta llegar a la versión preliminar (versión 4) de la aeronave trajo consigo diferentes resultados que permitieron explorar la influencia de ciertos parámetros en el desempeño aerodinámico del vehículo que se está diseñando. En este apartado se hará una breve comparación entre el comportamiento de estabilidad dinámica descrito por las diferentes versiones del sistema.

Una característica que se identificó, independientemente de la versión analizada, es que la versión preliminar tiene un tiempo de amortización considerablemente más amplio al del resto de las iteraciones de la aeronave, aunque todas estas sean estables. Esto puede considerarse como un problema pues el tiempo de respuesta tan prolongado hace necesaria una intervención del operador o del sistema de control de la aeronave para evitar que ocurra algún problema durante

el vuelo. Este fenómeno podría ser ocasionado por la optimización del ala para un vuelo sostenido, ya que al comparar las especificaciones de las diferentes iteraciones del vehículo se puede apreciar que no es tan evidente la diferencia entre ellos. Por ejemplo, la versión de la aeronave que presenta un cambio más drástico en su envergadura es la versión 3, con una longitud de 4 m entre punta y punta, pero su desempeño durante el análisis de estabilidad dinámica que se muestra en la figura 5.20 es más parecido al que se muestra en la figura 5.19, correspondiente a la versión 1 de la aeronave, que al de la versión preliminar. Se identificó que la amortización más rápida ocurre en la versión 1 de la aeronave, alrededor de los 100 s.

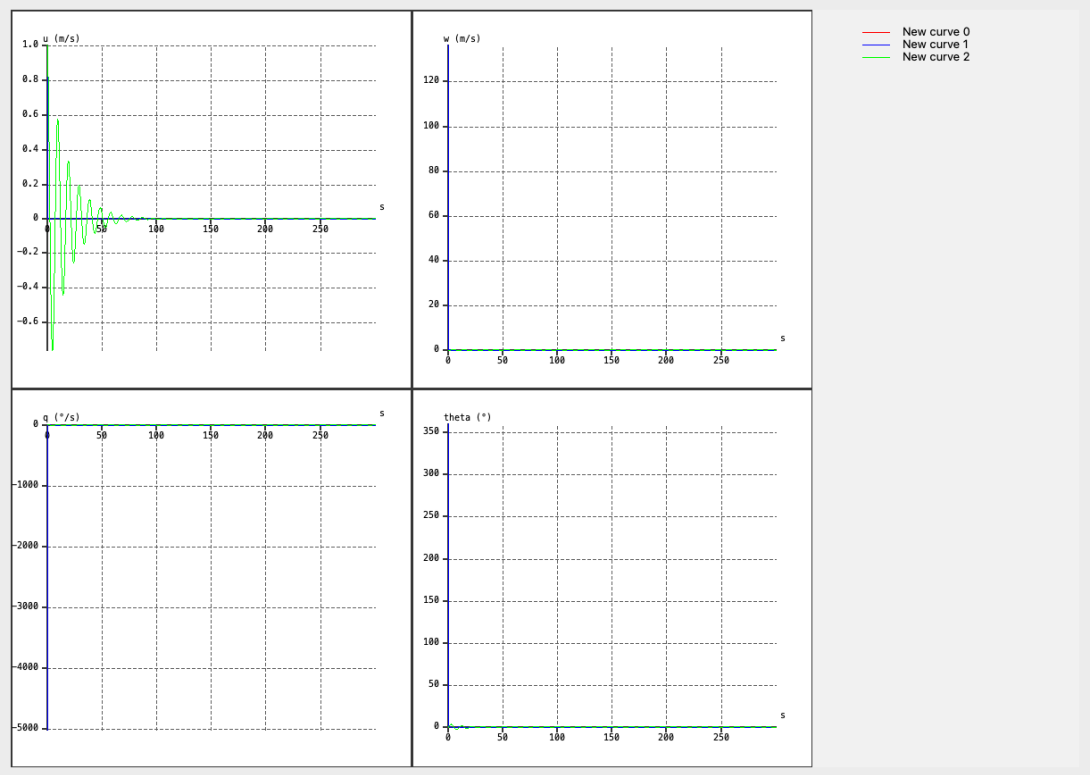


Figura 5.19: Gráfica del comportamiento de la versión 1 de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 300 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

Los parámetros con mayor diferencia entre las versiones son: el peso máximo de despegue, que en las primeras tres iteraciones era igual o mayor a 30 kg debido a las baterías propuestas; la velocidad, influenciada igualmente por la selección de motores. En el cuadro 5.1 se hace evidente la diferencia que existe entre la razón de planeo y la eficiencia del ala de las iteraciones previas a la versión pre-

liminar con ésta, y la estabilidad dinámica del ala podría ser igualmente un efecto de esa reducción en la eficiencia del ala para que el vehículo esté optimizado para el planeo.

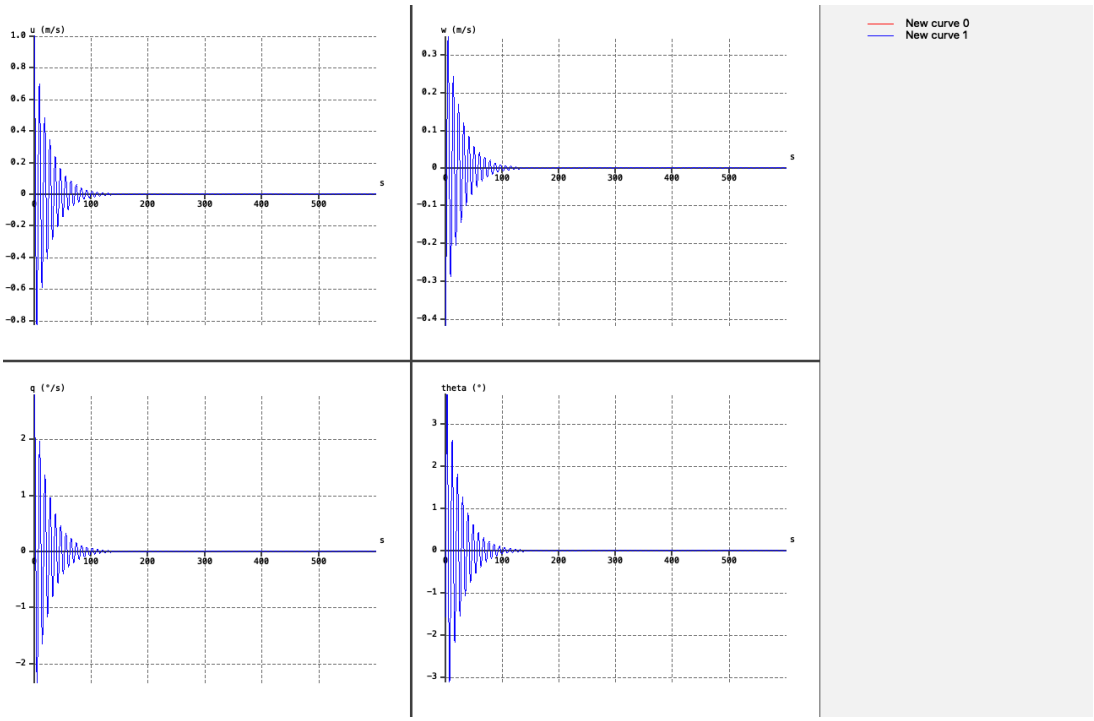


Figura 5.20: Gráfica del comportamiento de la versión 3 de la aeronave al ser sometida a una perturbación modal de tipo *fugoide* durante un análisis de estabilidad lateral dinámica en un periodo de 600 s haciendo uso del software XFLR5. Imagen de autoría propia.

En la figura 5.20 se muestra el comportamiento de la versión 3 de la aeronave ante el análisis de estabilidad dinámica y se puede apreciar que la amortización en general ocurre alrededor de los 150 s, con una frecuencia mucho más elevada que en el caso de la versión 1.

5.3.3. Capacidad de planeo

La razón de planeo c_L/c_D se define como la eficiencia aerodinámica de una aeronave durante un planeo sin motor, e indica la distancia que el vehículo avanza por cada unidad de altitud perdida. Se trata de un parámetro de vital importancia para la aviación, mucho más para un sistema que busca optimizar y maximizar su tiempo de vuelo. La velocidad del viento es un parámetro con gran importancia en el planeo de la aeronave.

A lo largo del proceso iterativo de diseño conceptual de la aeronave y la exploración de los efectos de la incorporación de cualidades morfológicas del ala de *Tapejara* en la configuración del vehículo se encontró con cambios en la razón de planeo definida por c_L/c_D de acuerdo a los análisis realizados en XFLR5. Como se hace evidente en el cuadro 5.1, la versión preliminar de la aeronave es aquella con la capacidad de planeo más elevada de entre todas las iteraciones, con un valor de 71.784. Esto quiere decir que la aeronave es capaz de efectuar un vuelo sin motor de 717.84 m por cada 10 m de altitud que pierda —o de 114 m si se considera la trigonometría del vuelo con un cabeceo de 5°— cuyo cálculo se muestra en el apartado 4.1.4.

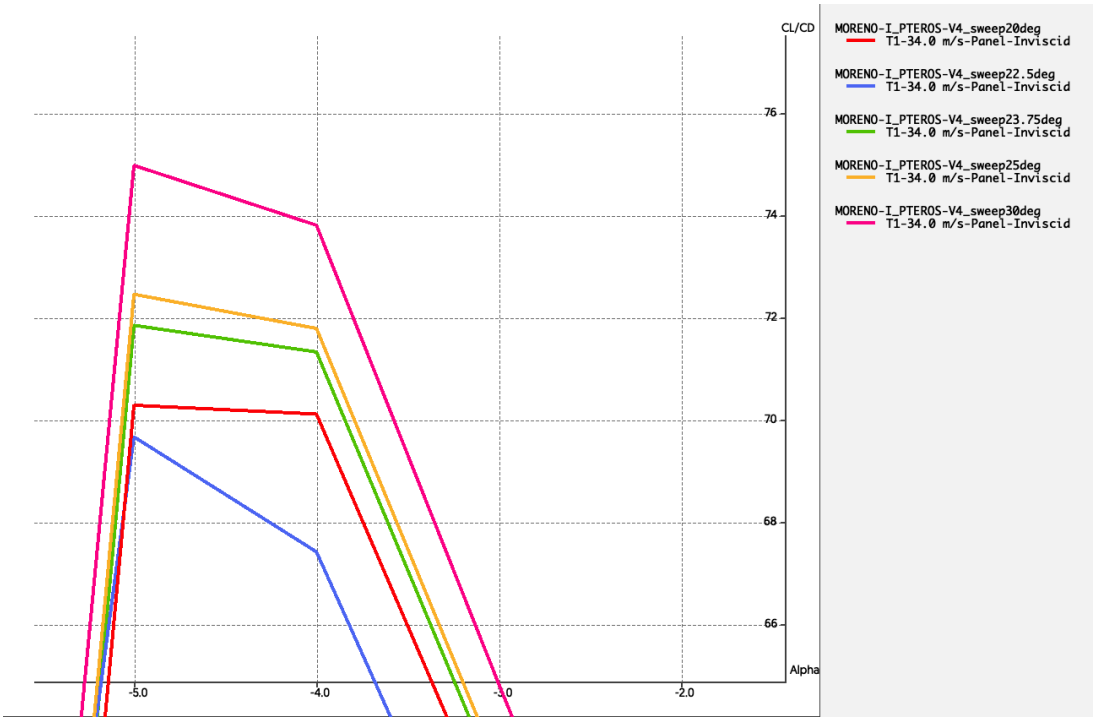


Figura 5.21: Comparación entre los valores máximos del coeficiente de planeo c_L/c_D de la versión 4 de la aeronave para diferentes valores del ángulo de barrido φ_N del ala. Imagen de autoría propia.

Al definir la versión preliminar de la aeronave, se efectuó un breve proceso iterativo cuando en las primeras simulaciones efectuadas se determinó que la aeronave era inestable, cualidad que más adelante fue atribuía al agudo ángulo de flecha que se había determinado a partir de los modelos y reconstrucciones de *Tapejara*, como se hace evidente en el apartado 5.3.2. De entre éstas iteraciones en el valor del ángulo de flecha realizadas para encontrar el ángulo más cercano

al determinado por la inspiración biológica se encontró que este parámetro tiene un impacto en la capacidad de planeo de una aeronave.

En la figura 5.21 se muestran graficados los valores máximos de la razón de planeo c_L/c_D de la aeronave dentro del rango de ángulos de ataque analizados. Se puede apreciar una disminución en el valor de la razón de planeo conforme se agudiza el ángulo de la flecha, siendo el máximo calculado de 74.984 para un ángulo de barrido del ala de 30°, mientras que el inestable ángulo de barrido de 20° alcanza una razón de planeo de 69.669. Esto sugiere que el uso de valores más convencionales pueden tener un impacto benéfico sin sacrificar con ello la adaptación morfológica del ala, además de brindar una mayor estabilidad estática.

Capítulo 6

Planos y dibujos de taller

En su obra, French y Vierck, 1958 definen al dibujo técnico como "*el lenguaje gráfico usado en el mundo industrial para expresar y registrar las ideas e información necesarias para la construcción de máquinas y estructuras*". Se trata de una herramienta necesaria en el proceso de diseño de cualquier sistema, pues permite la documentación y corrección de piezas antes de su manufactura, y la estandarización de la misma, logrando que todos los elementos producidos puedan ser calibrados y medidos de forma adecuada, verificando que sus dimensiones estén dentro de las tolerancias delegadas por el diseñador para su adecuado funcionamiento.

Tomando como referencia las normas y sugerencias que French y Vierck presentan en su obra "*Dibujo de ingeniería*" se realizaron los planos y dibujos de taller de los ensambles y piezas correspondientes a la aeronave, siguiendo la norma **ISO 2768-m** como referente para definir las tolerancias y acotando en conformidad con la norma **ASME Y14-1**. El tamaño del texto y la longitud de las flechas abiertas es de 3mm.

En cada uno de los planos que se presentan a continuación se describe el material de la pieza, la escala, la fecha de elaboración y el nombre del autor del dibujo. El tipo de documento puede ser *Dibujo de pieza* o *Dibujo de ensamble* dependiendo del caso. La nomenclatura asignada permite identificar a qué subsistema pertenecen las piezas e incluso inferir en qué sección están localizadas pues su enumeración se hizo en orden desde la punta hasta la raíz del ala. En muchos de los dibujos se puede encontrar una anotación que dice: `NOTA: Pieza simétrica`, ésto hace referencia a que las piezas son idénticas para la sección izquierda y derecha

de la aeronave siendo una proyección en espejo del elemento que se muestra en el dibujo.

En la sección de títulos se presentan tres nomenclaturas distintas. La primera es una denominación ordinaria para la pieza; la segunda se corresponde con la nomenclatura de pieza asignada, misma que es descrita en el apartado 6.2.1; y la tercera es el nombre del archivo de FreeCAD correspondiente al elemento. Todos los dibujos presentan proyecciones de tercer ángulo. No se incluyen dibujos de componentes comerciales, éstos solo son mencionados en el apartado 6.1.2.

6.1. Lista de componentes

6.1.1. Componentes a medida

Los componentes *a medida* de la aeronave son todos aquellos que fueron diseñados exclusivamente para ser utilizados en este proyecto. En el cuadro 6.1 se muestra la lista de componentes diseñados para el proyecto.

Nombre	Subsistema	Dibujo	Cantidad	Material
PTRS_FUSE_001	Fuselaje	PTRS_DP_001	2	Loctite IND405
PTRS_FUSE_002	Fuselaje	PTRS_DP_002	2	Loctite IND405
PTRS_FUSE_003	Fuselaje	PTRS_DP_006	2	Loctite IND405
PTRS_FUSE_004	Fuselaje	PTRS_DP_007	2	Loctite IND405
PTRS_FUSE_005	Fuselaje	PTRS_DP_009	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_FUSE_006	Fuselaje	PTRS_DP_010	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_FUSE_007	Fuselaje	PTRS_DP_019	2	Loctite IND405
PTRS_FUSE_008	Fuselaje	PTRS_DP_020	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_FUSE_009	Fuselaje	PTRS_DP_021	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_FUSE_010	Fuselaje	PTRS_DP_031	2	Loctite IND405
PTRS_CONT_001	Control	PTRS_DP_003	2	Loctite IND405
PTRS_CONT_002	Control	PTRS_DP_004	2	Acero inoxidable
PTRS_CONT_003	Control	PTRS_DP_005	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_PROP_001	Control	PTRS_DP_012	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_PROP_002	Control	PTRS_DP_013	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_PROP_003	Control	PTRS_DP_014	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_TREN_001	Control	PTRS_DP_022	1	Caucho
PTRS_TREN_002	Control	PTRS_DP_023	1	Acero SAE 304
PTRS_TREN_003	Control	PTRS_DP_025	2	Caucho
PTRS_TREN_004	Control	PTRS_DP_026	2	Acero SAE 304
PTRS_TREN_005	Control	PTRS_DP_027	1	Liqcreate Strong-X
PTRS_TREN_006	Control	PTRS_DP_028	1	Liqcreate Strong-X
PTRS_TREN_007	Control	PTRS_DP_029	2	Liqcreate Strong-X
PTRS_TREN_008	Control	PTRS_DP_030	2	Liqcreate Strong-X

Cuadro 6.1: Lista de componentes impresos en 3D. Recurso de autoría propia.

6.1.2. Componentes comerciales

En el cuadro 6.2 se muestran todos los componentes externos de la aeronave y su descripción para que cuando pasen al departamento de compras de alguna organización sea mucho más sencillo el comprarlos o conseguir un análogo siguiendo lo especificado. Véase el dibujo **PTRS_DA_001** para identificar en dónde se ubica cada uno de éstos componentes dentro de la aeronave.

El sistema de radiocontrol propuesto incluye el controlador, el transmisor y el receptor se incluyen en la misma categoría como 'Sistema de radiocontrol'. El modelo del sistema es `AT9S PRO` que opera a 2.4 GHz en 8 canales —pues son los que soporta el receptor—.

Descripción	Fabricante	Proveedor	Cantidad
Batería LiPO 4s 10Ah	Zeee	Amazon	2
Motor MN2204	TMOTOR	Buddy RC	2
Controlador ESC	NA	MercadoLibre	2
Camara OV5640	Unit Electronics	MercadoLibre	1
Servomotor SG90	Tower Pro	MercadoLibre	3
Hélice 5040	Gemfan	AliExpress	2
Tornill M2.5x5	NA	NA	16
Tornillo M2.5 x 25	NA	NA	2
Sistema de radiocontrol	Radiolink	RCDrone	1
Controlador ESP32	RexQualis	MercadoLibre	1
Rodamiento de 686Z	NA	NA	3

Cuadro 6.2: Lista de componentes comerciales de la aeronave. Recurso de autoría propia.

6.2. Nomenclatura

La asignación de un código para cada una de las piezas viene de la necesidad de entender a qué subsistema pertenecen y aproximadamente en qué sección se encuentran con el simple hecho de observar el nombre que se le ha dado sin la necesidad de revisar los modelos o los dibujos de ensamble para comprender su posición.

La mayoría de las piezas son simétricas, lo que quiere decir que el lado izquierdo y derecho de la aeronave tienen las mismas dimensiones, pero conjugadas o invertidas. En caso de que las piezas no lo sean se hará evidente en la nomenclatura tanto del dibujo como de la pieza agregando un **R** para denotar la pieza que va del lado derecho (*right*), o **L** para denotar si la pieza va del lado izquierdo (*left*) del vehículo.

6.2.1. Nomenclatura de piezas

Cada una de las piezas de la aeronave, sean componentes comerciales o no, tiene un código particular que permite su identificación. La nomenclatura en general de éstas piezas se muestra a continuación.

`PPPP_SSSS_XXX`

donde:

PPPP Nombre simplificado del proyecto. La aeronave fue bautizada como *Pteros*, por lo que el nombre simplificado es **PTRS**

SSSS Sistema o subsistema al que corresponde la pieza

XXX Designación numérica de la pieza

Los subsistemas que tiene la aeronave son: fuselaje (FUSE), que corresponde a todos los componentes estructurales de la aeronave; control (CONT), que es el sistema de control y dirección de la aeronave, es decir, los alerones; propulsión (PROP), hace referencia al sistema de propulsión de la aeronave, los motores y las piezas que los mantienen empotrados en posición; y el tren de aterrizaje (TREN).

Del mismo modo en que sucede con la nomenclatura de los dibujos, las piezas han sido numeradas en orden ascendente según fueron exportadas desde

Plasticity hacia FreeCAD pero el orden ascendente refiere al mismo sistema al que pertenece. Por este motivo puede existir una cierta discrepancia entre el número de dibujo y el número de pieza.

6.2.2. Nomenclatura de dibujos

El sistema de nomenclatura de los dibujos es similar al de las piezas, con la excepción de que los dibujos se enumeran de manera ascendente sin importar el sistema o subsistema al que pertenecen, siendo distinguidos únicamente por el tipo de dibujo, es decir si se trata del dibujo de una pieza o de un ensamble. La nomenclatura de los dibujos se muestra a continuación:

`PPPP_DT_XXX-YY-O`

donde:

PPPP Nombre simplificado del proyecto. La aeronave fue bautizada como *Pteros*, por lo que el nombre simplificado es **PTRS**

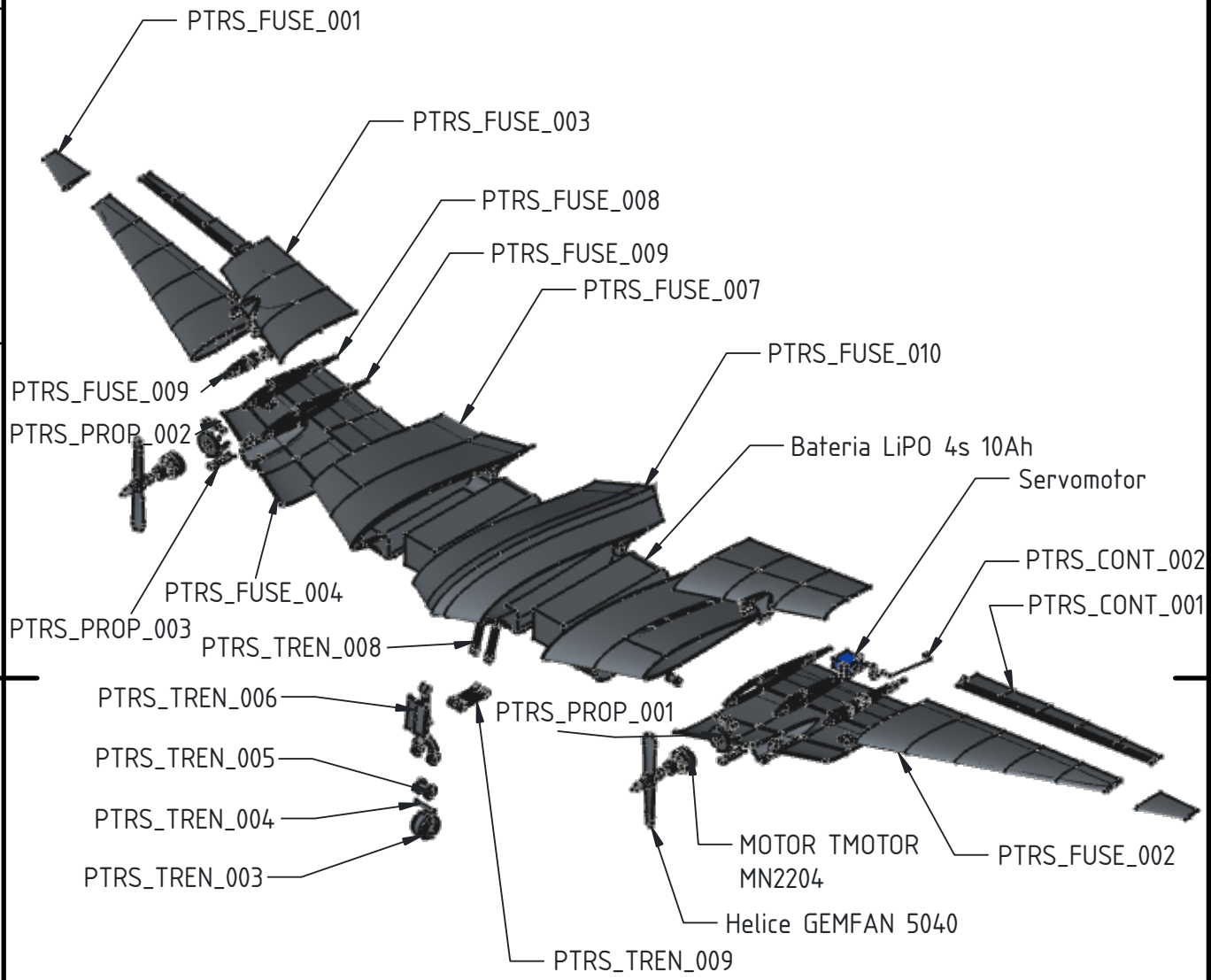
T Tipo de dibujo. **P** para pieza y **A** para ensamble.

XXX Designación numérica del dibujo

YY Número de hoja del dibujo. Este valor será implementado solamente si la pieza tiene más de un dibujo para describir sus características

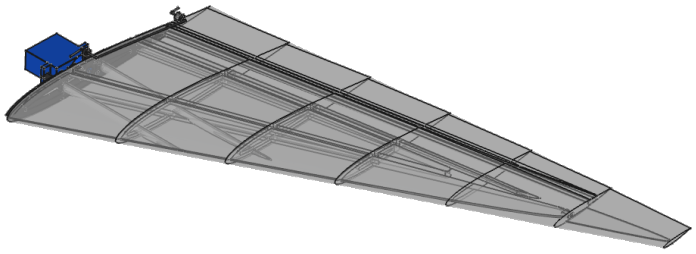
O Para aquellas piezas que no son simétricas, se hace explícito cuál de ellas es la que se muestra en el dibujo, usando **R** para las piezas que van en el lado derecho del vehículo o **L** para el lado izquierdo de la aeronave.

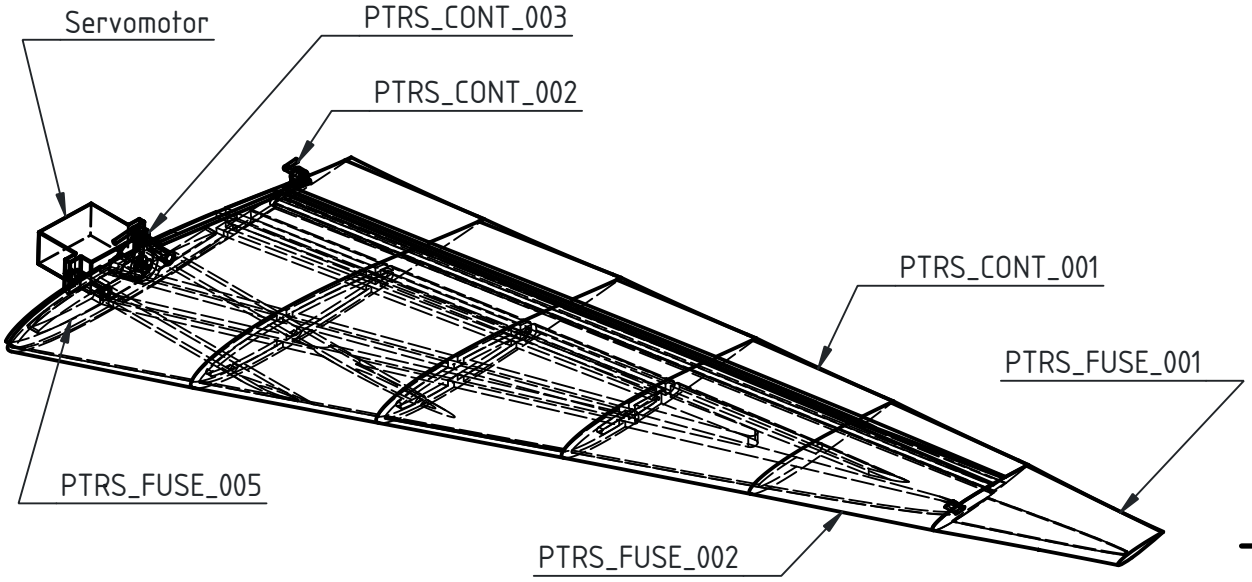
Los dibujos se fueron nombrando en el orden de exportación de las piezas desde Plasticity a FreeCAD, iniciando al numeración en la punta de las alas y terminando en cuerpo de la aeronave.



Material de la pieza: Resina fotosensible	Tolerancias generales: ISO 2768-m		
Título, Título suplementario: Vista explotada del sistema PTRS_A_001 vista_explosion	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.
Tipo de documento: Dibujo de ensamble	Número de dibujo: PTRS_DA_001		Área responsable: Diseño
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 05/05/25	Revisión: 001 / Hoja: 1 / 1

A4



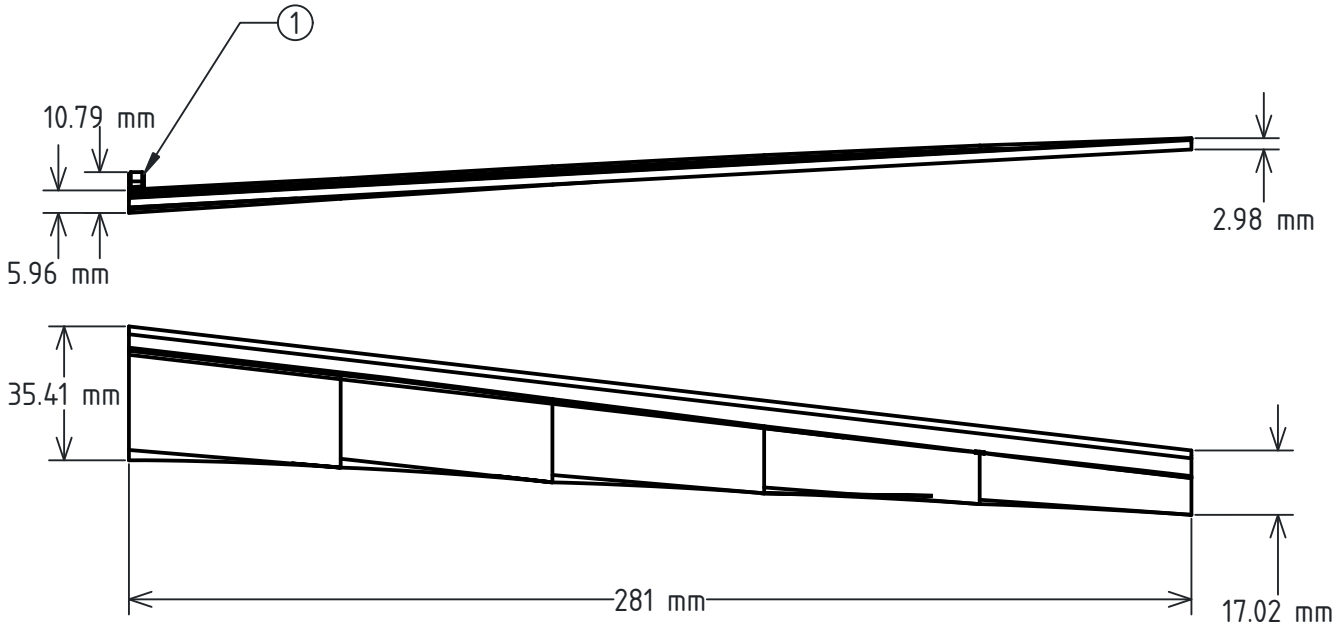


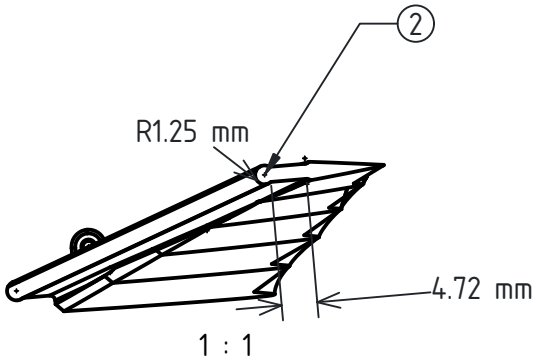
NOTA: Ensamble simétrico

Material de la pieza: Resina fotosensible	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 7

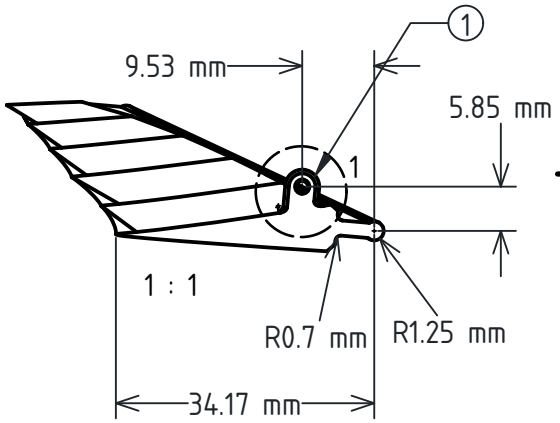
Título, Título suplementario: Ensamble de ala 1 PTRS_W-001 wing-1	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de ensamble	Número de dibujo: PTRS_DA_002		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 001	Hoja: 1 / 1

A4

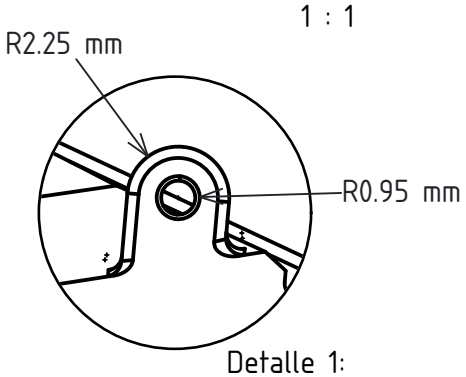




1 : 1

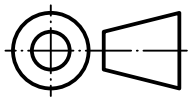


1 : 1



Detalle 1:

3 : 1

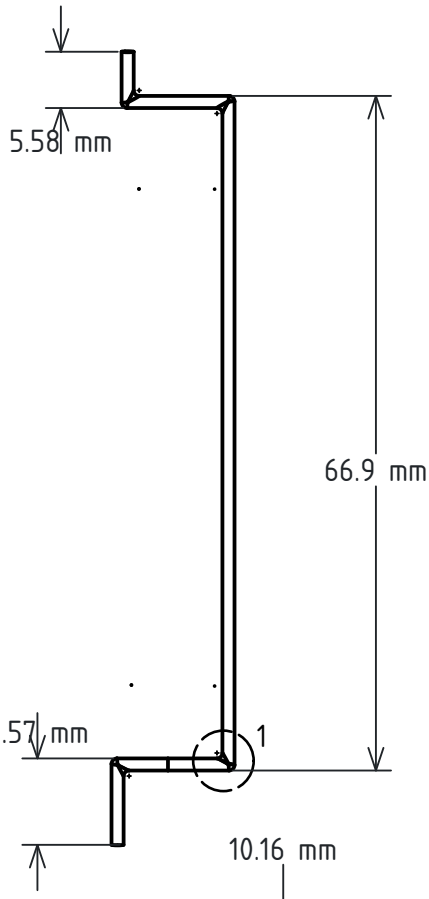


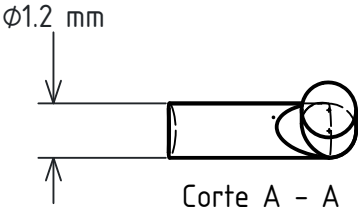
Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2		
Título, Título suplementario: Elevador PTRS_CONT_001 elevador	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. / Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_003		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 27/05/25	Revisión: 001	Hoja: 1 / 1

A4

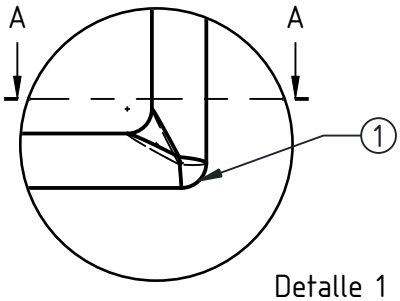
NOTA: Pieza simetrica

NOTA: La pieza esta elaborada de alambre de acero inoxidable, cuyo calibre es 1.2 mm. Se encarga de unir al elevador con la manivela del servomotor.



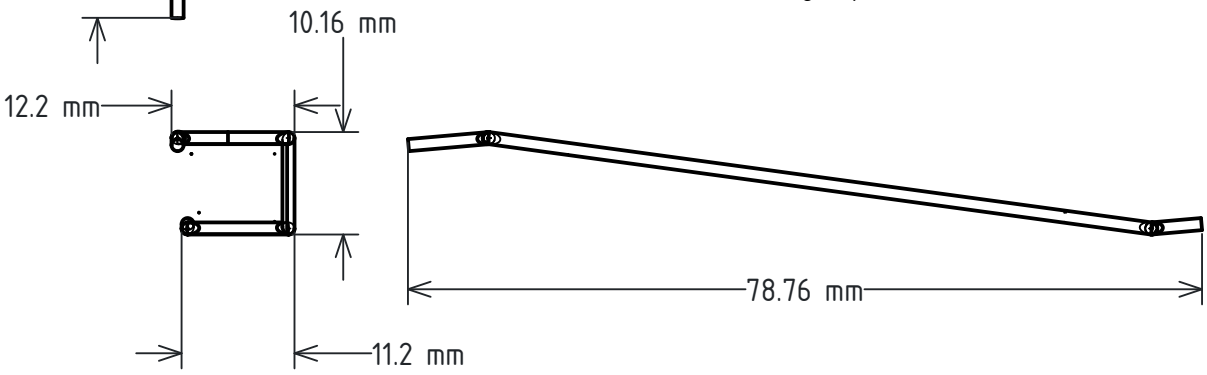


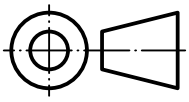
Corte A - A



Detalle 1

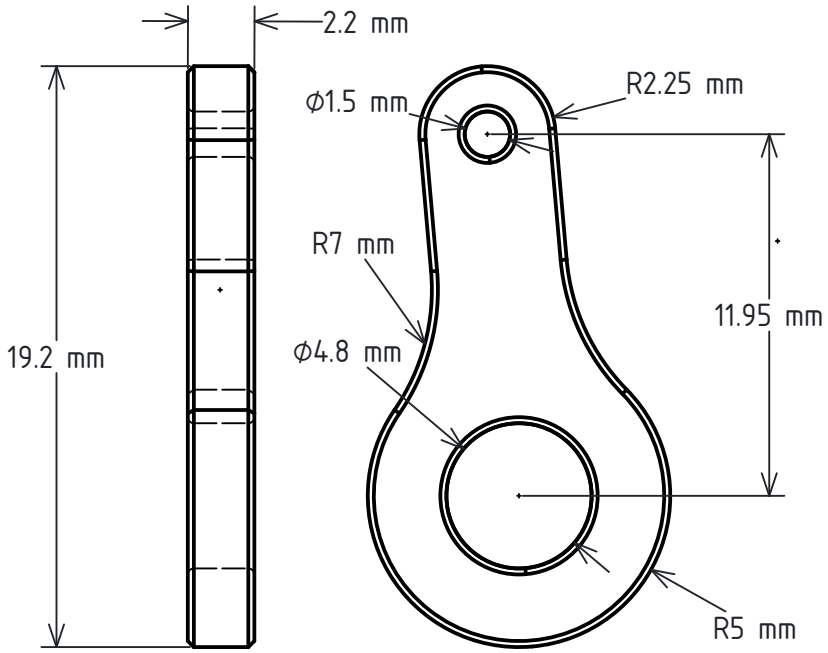
6 : 1

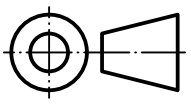




Material de la pieza: Alambre de acero inoxidable	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 2		
Título, Título suplementario: Eslabon del mecanismo de control PTRS_CONT_002 alambre	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_004		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

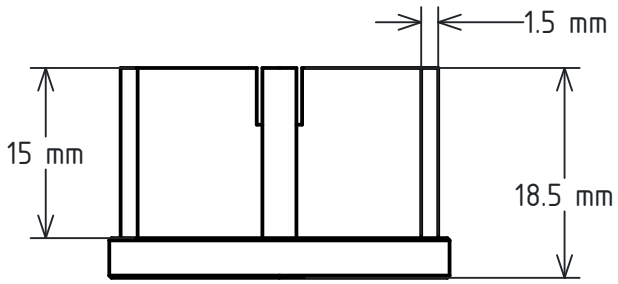
A4

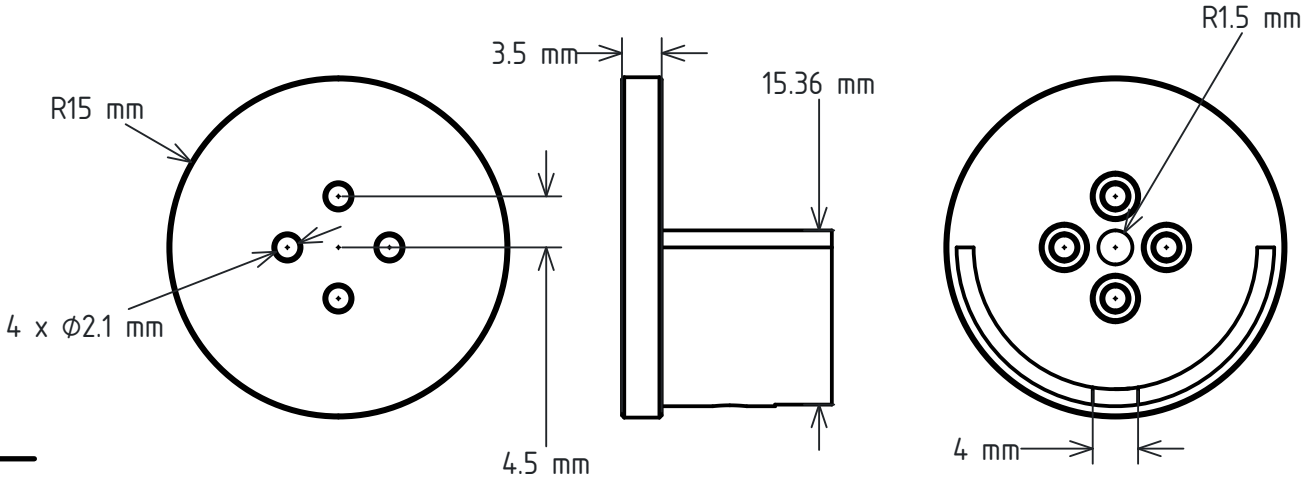


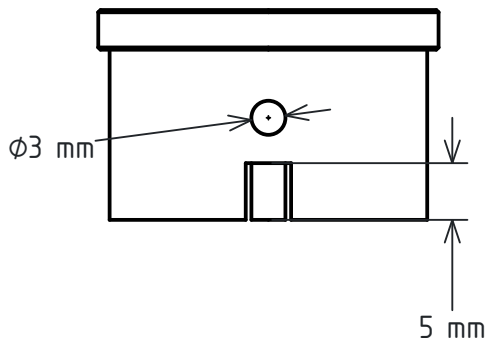


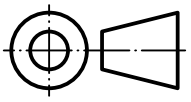
Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 4 : 1		
Título, Título suplementario: Manivela de control de elevador PTRS_CONT_003 manivela_elevadores	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_005		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4



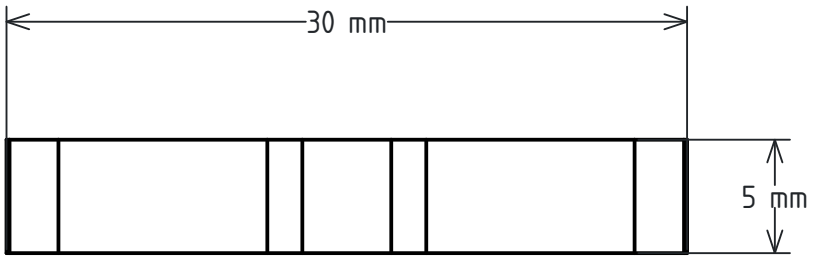


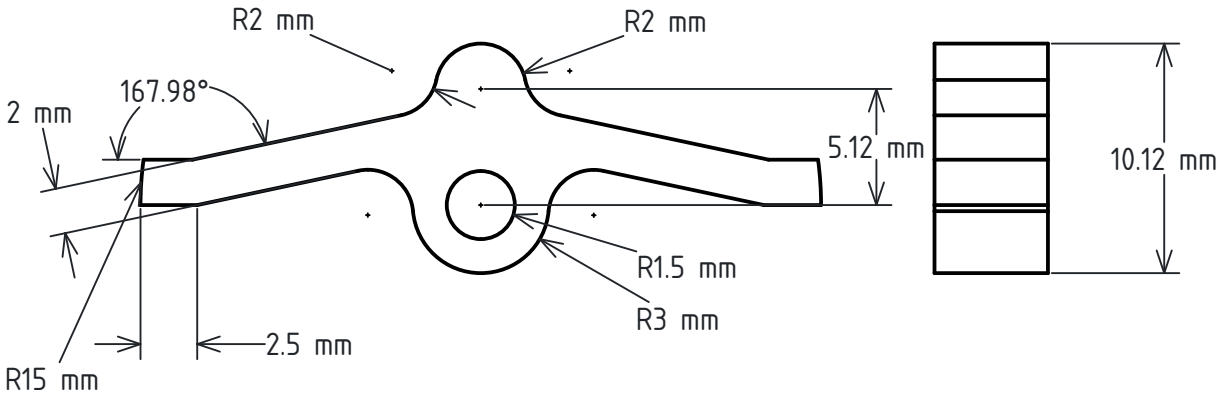


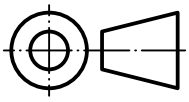


Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 2		
Título, Título suplementario: Montura de motor PTRS_PROP_001 montura_motor	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_012		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/05/25	Revisión: 001	Hoja: 1 / 1

A4

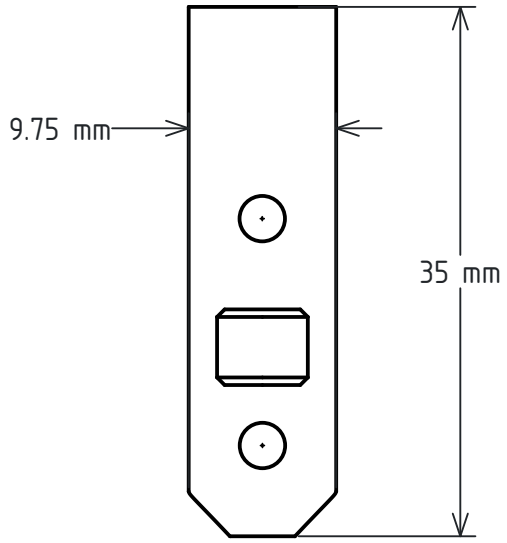


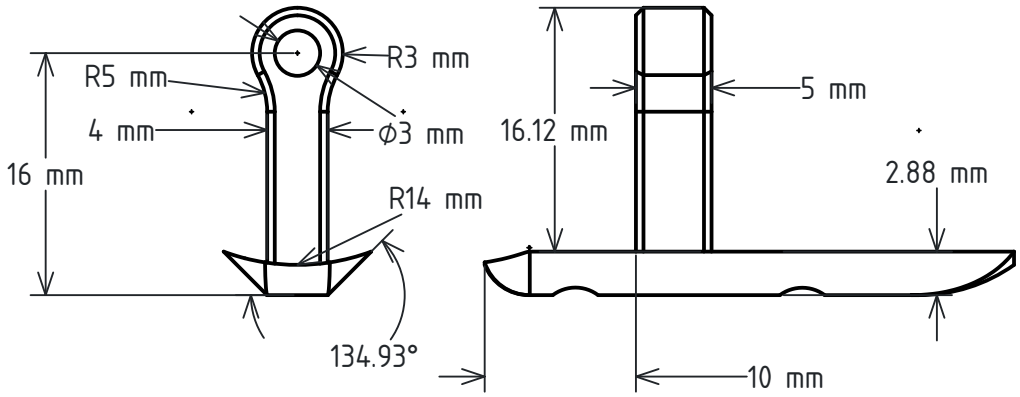


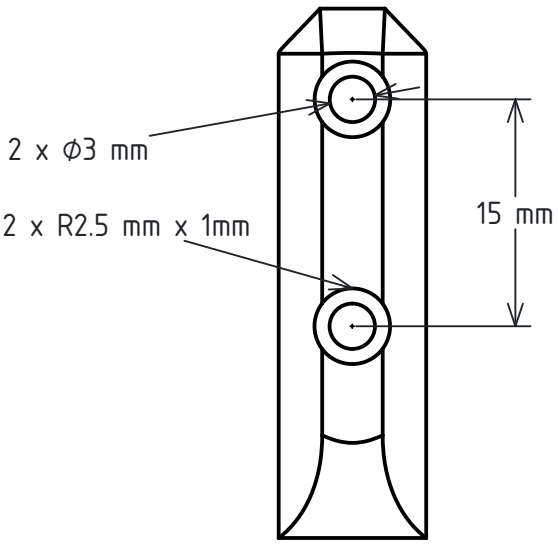


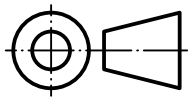
Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 1		
Título, Título suplementario: Soporte de motor PTRS_PROP_002 soporte_motor	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_013		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 001	Hoja: 1 / 1

A4



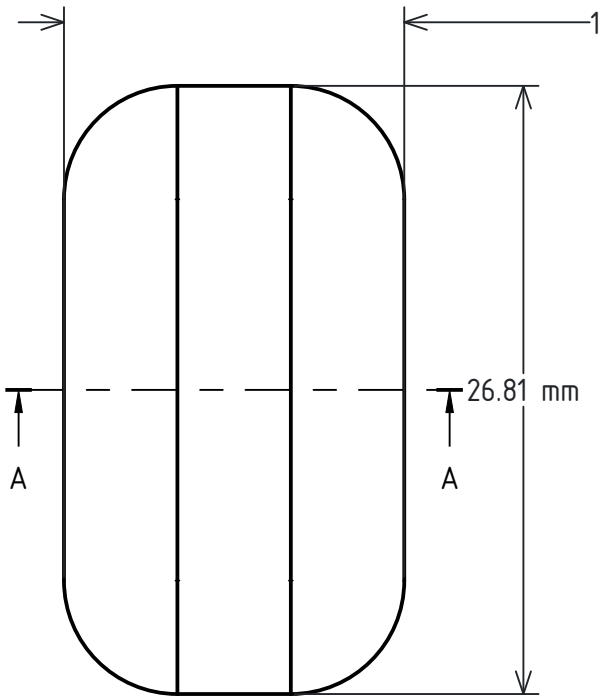


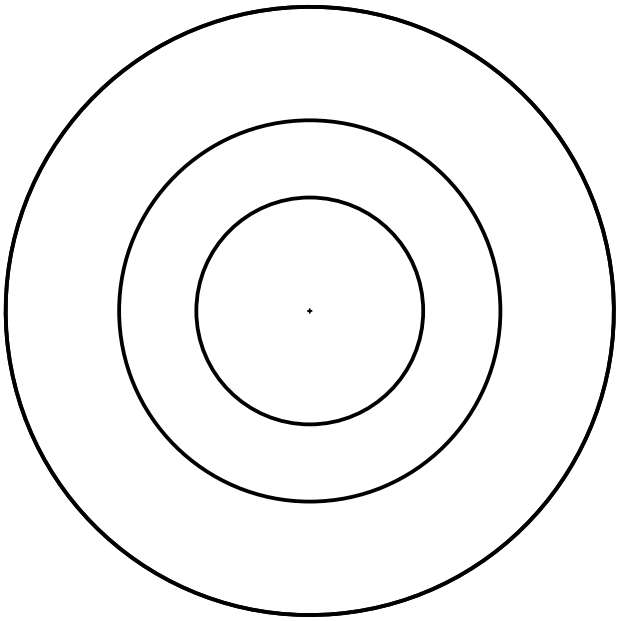


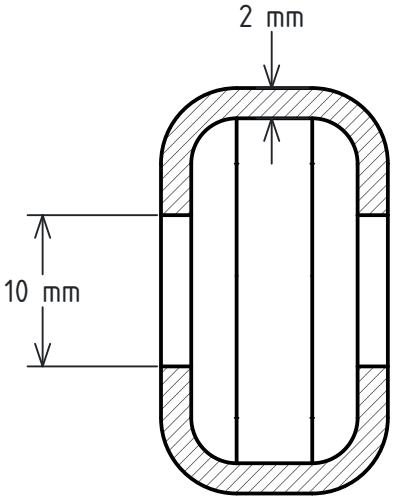


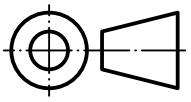
Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 2 : 1		
Título, Título suplementario: Conector motor-fuselaje PTRS_PROP_003 conector_motor-fuselaje	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_014		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 001	Hoja: 1 / 1

A4



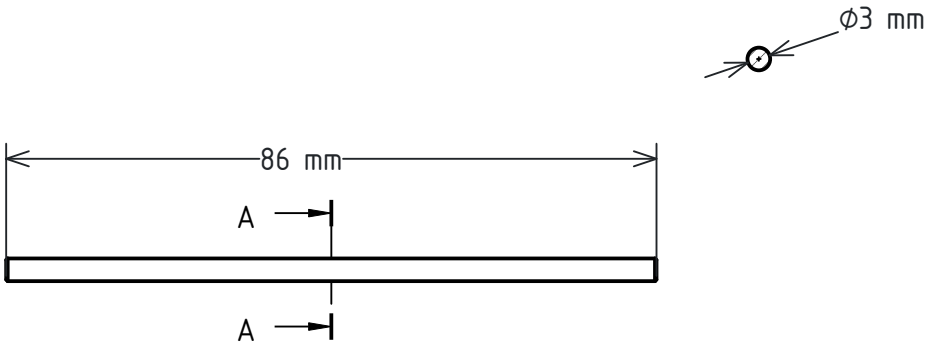


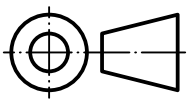




Material de la pieza: Caucho	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 1		
Título, Título suplementario: Rueda trasera PTRS_TREN_001 rueda-trasera	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_022		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

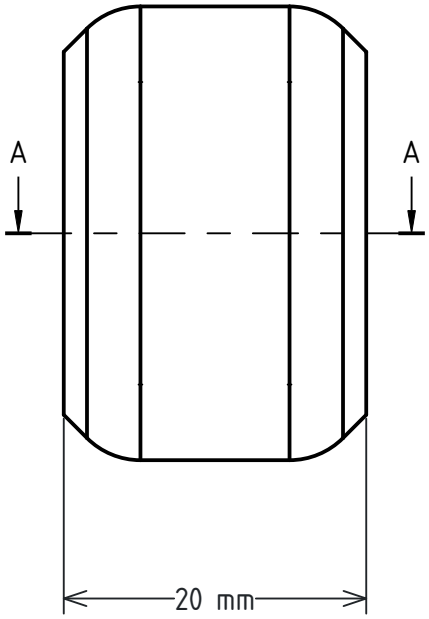
A4

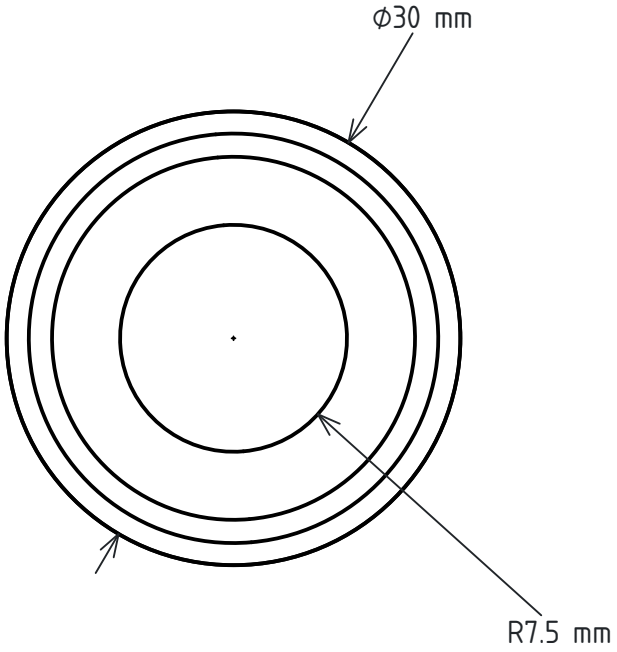


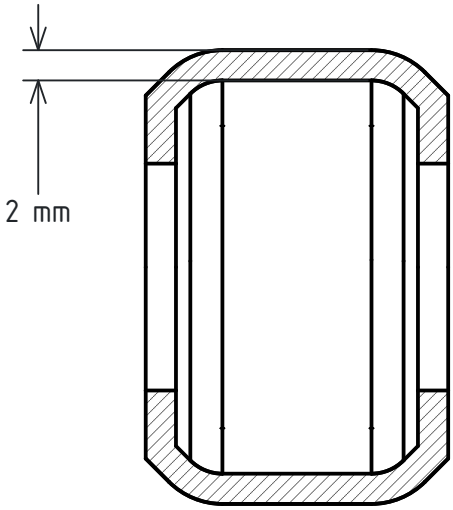


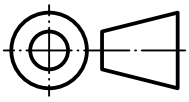
Material de la pieza: Acero inoxidable SAE 304	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 1		
Título, Título suplementario: Eje del tren de aterrizaje trasero PTRS_TREN_002 eje_tren-trasero	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_023		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/05/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4



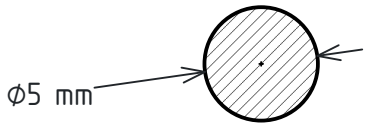




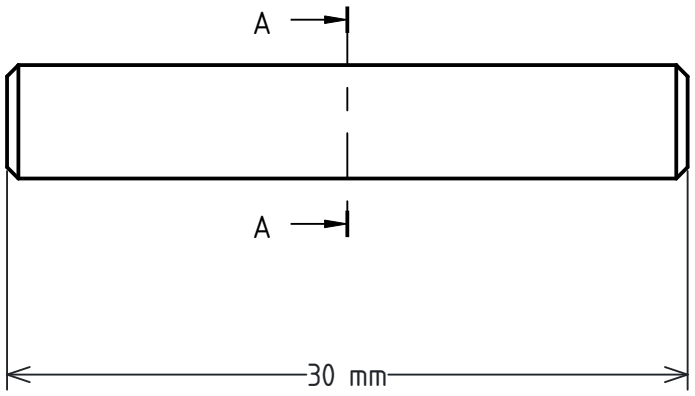


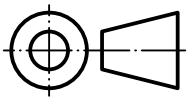
Material de la pieza: Caucho	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 2 : 1		
Título, Título suplementario: Rueda frontal PTRS_TREN_003 rueda-frontal	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_025		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4



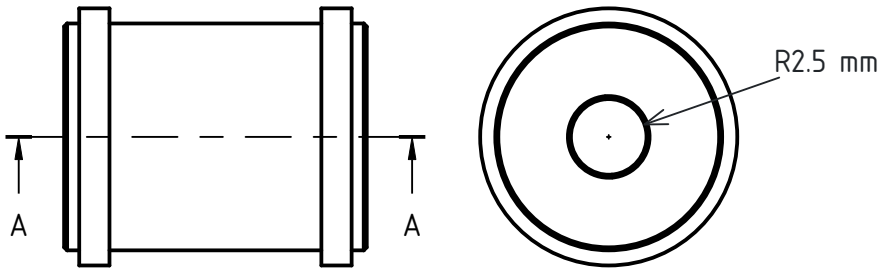
Corte A - A

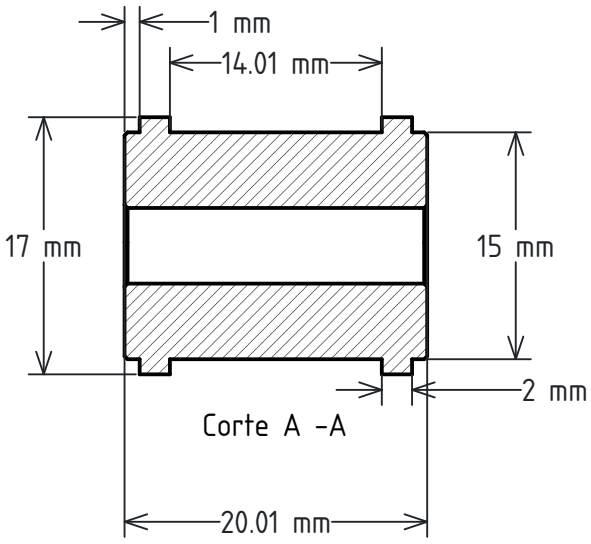


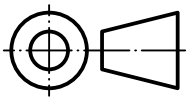


Material de la pieza: Acero inoxidable SAE 304	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 1		
Título, Título suplementario: Eje de la rueda frontal PTRS_TREN_004 eje_frontal	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_026		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4

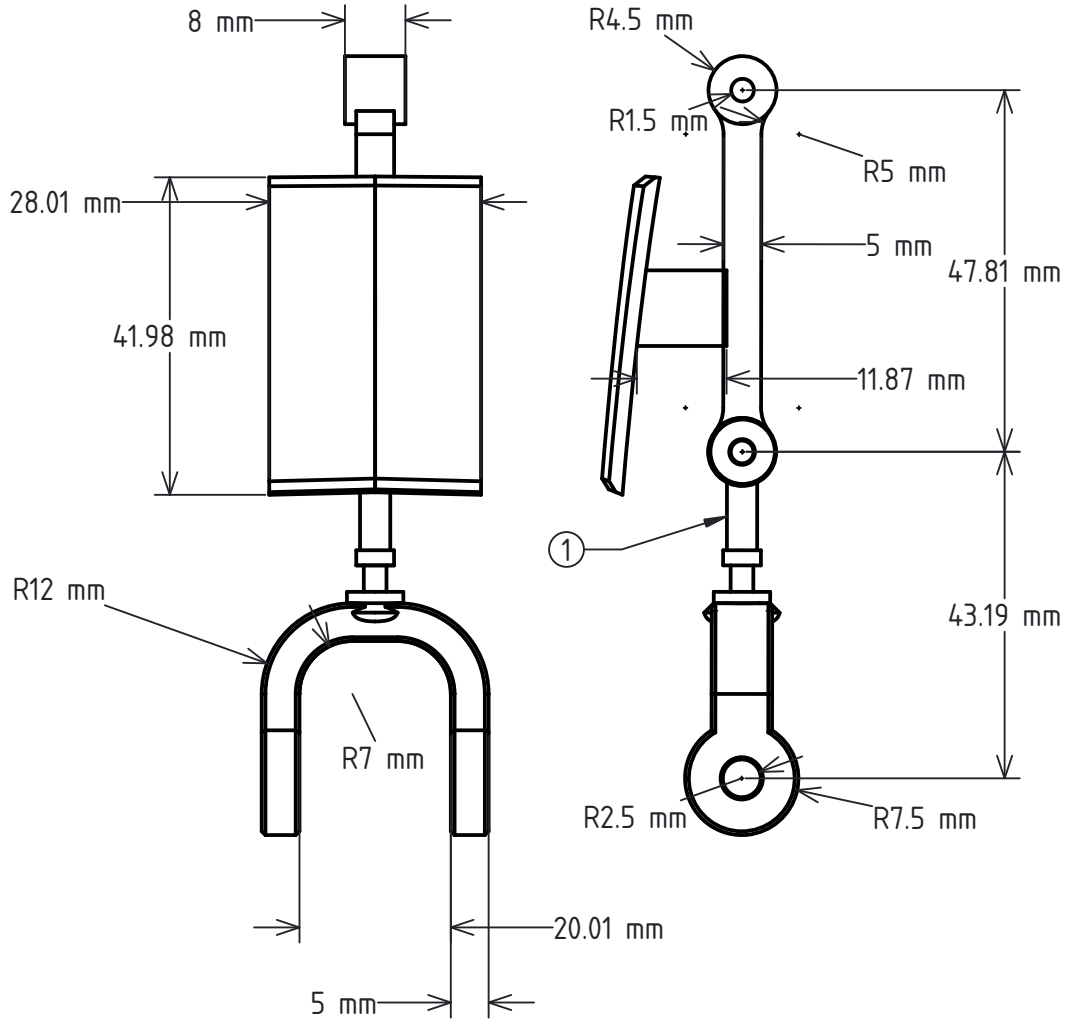






Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 2 : 1		
Título, Título suplementario: Rin rueda frontal PTRS_TREN_005 rin_rueda-frontal	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_027		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4

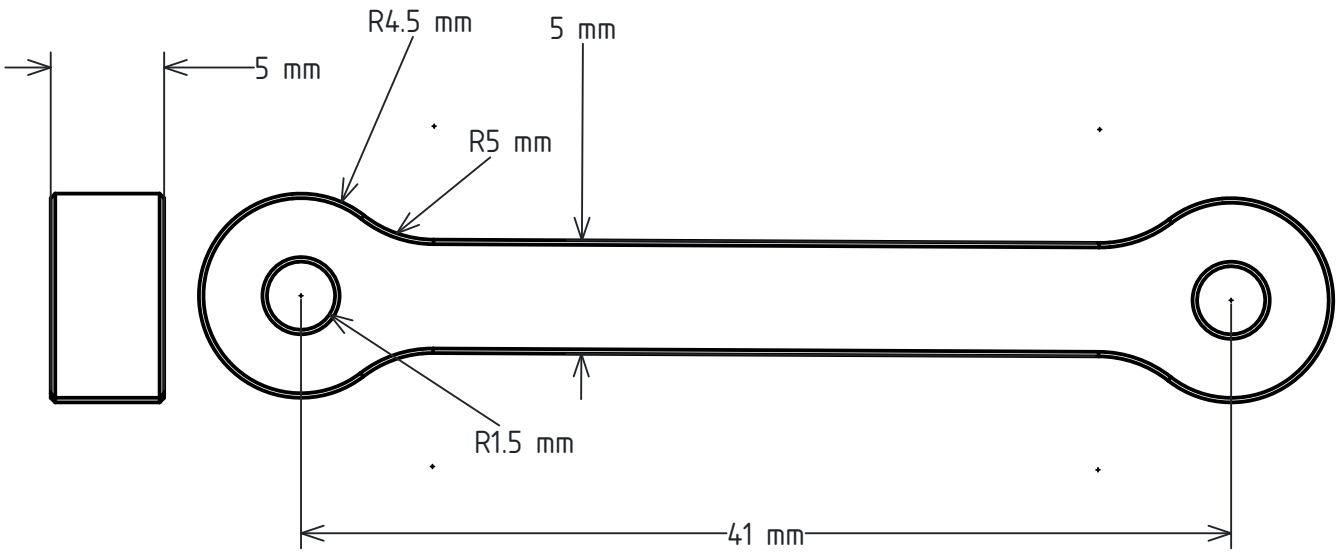


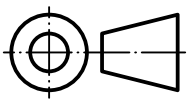
1. Inclusión de un sistema de suspensión

Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 1

Título, Título suplementario: Manivela del tren de aterrizaje PTRS_TREN_006 manivela_tren	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_028		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

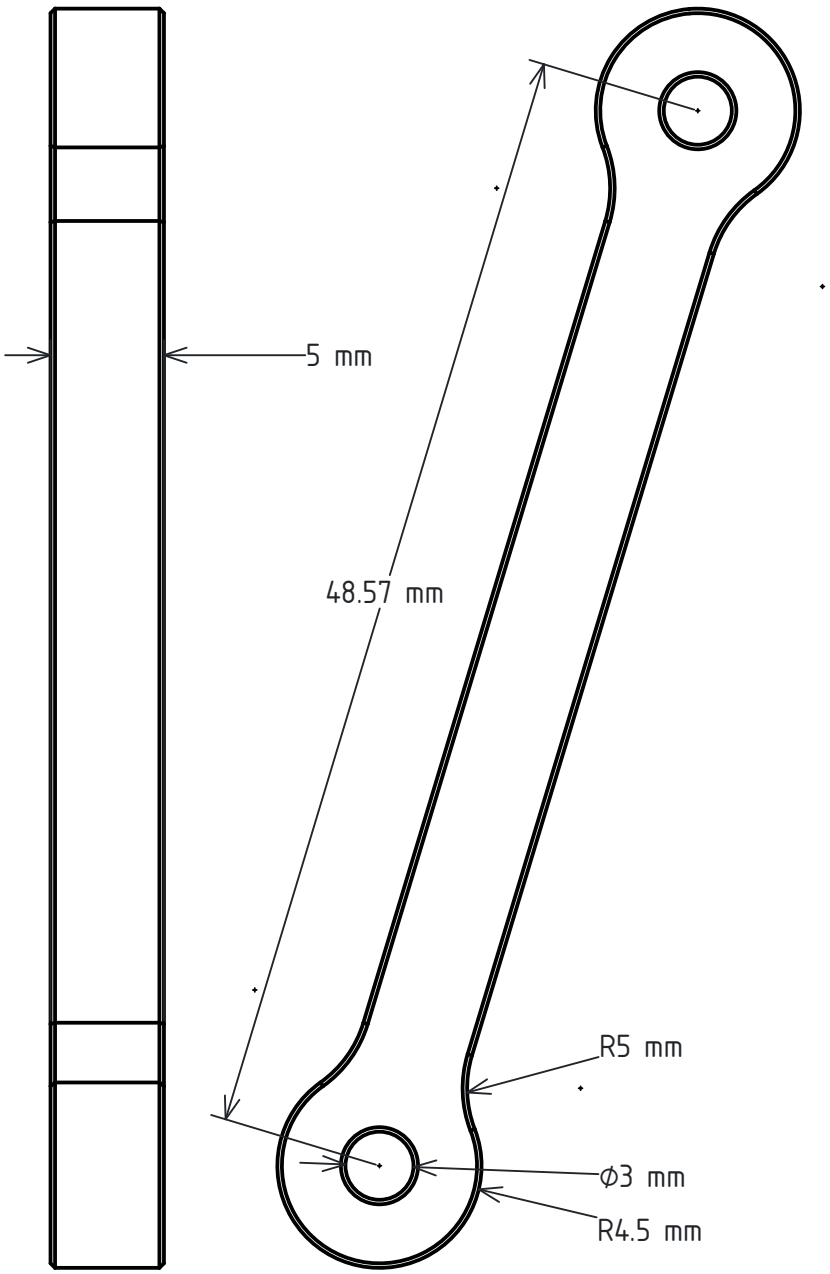
A4

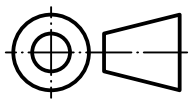




Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 1		
Título, Título suplementario: Eslabon 2 del tren frontal PTRS_TREN_007 lg_link-2	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_029		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

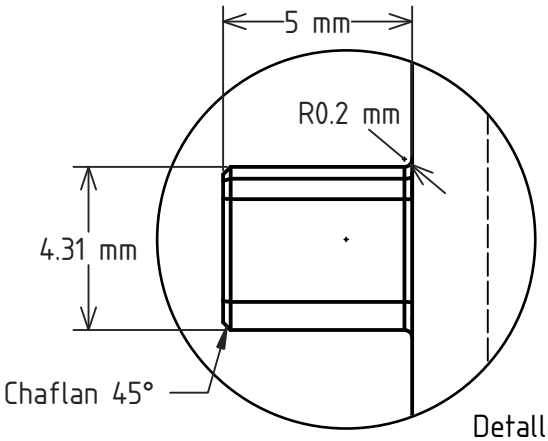
A4





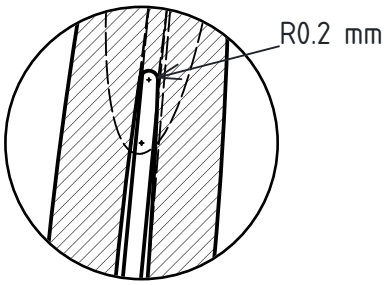
Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 1		
Título, Título suplementario: Eslabón 3 del tren frontal PTRS_TREN_008 lg_link-3	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_030		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4



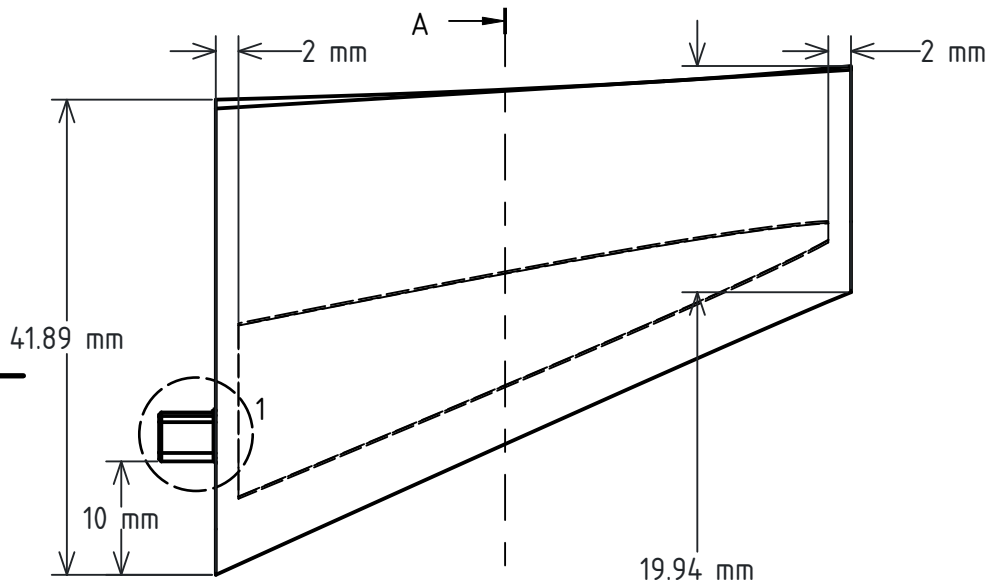
Detalle 1

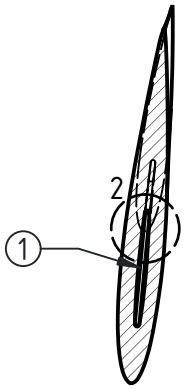
5:1



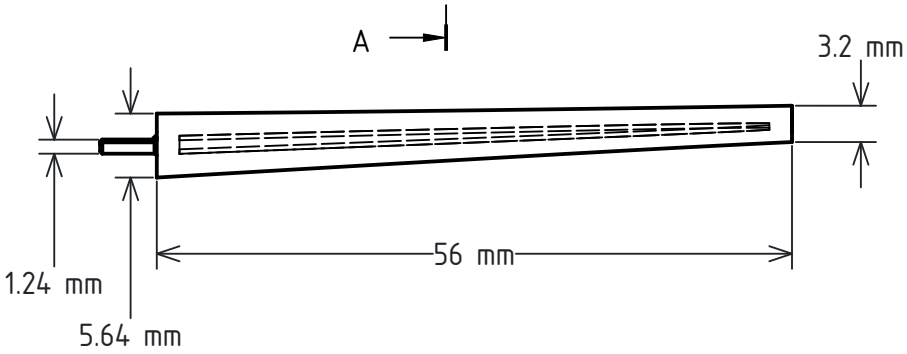
Detalle 2

6:1

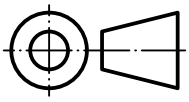




Corte A - A



NOTA: PIEZA SIMETRICA



Material de la pieza:	Tolerancias generales:	Escala:
Resina Loctite IND405	ISO 2768-m	3 : 2

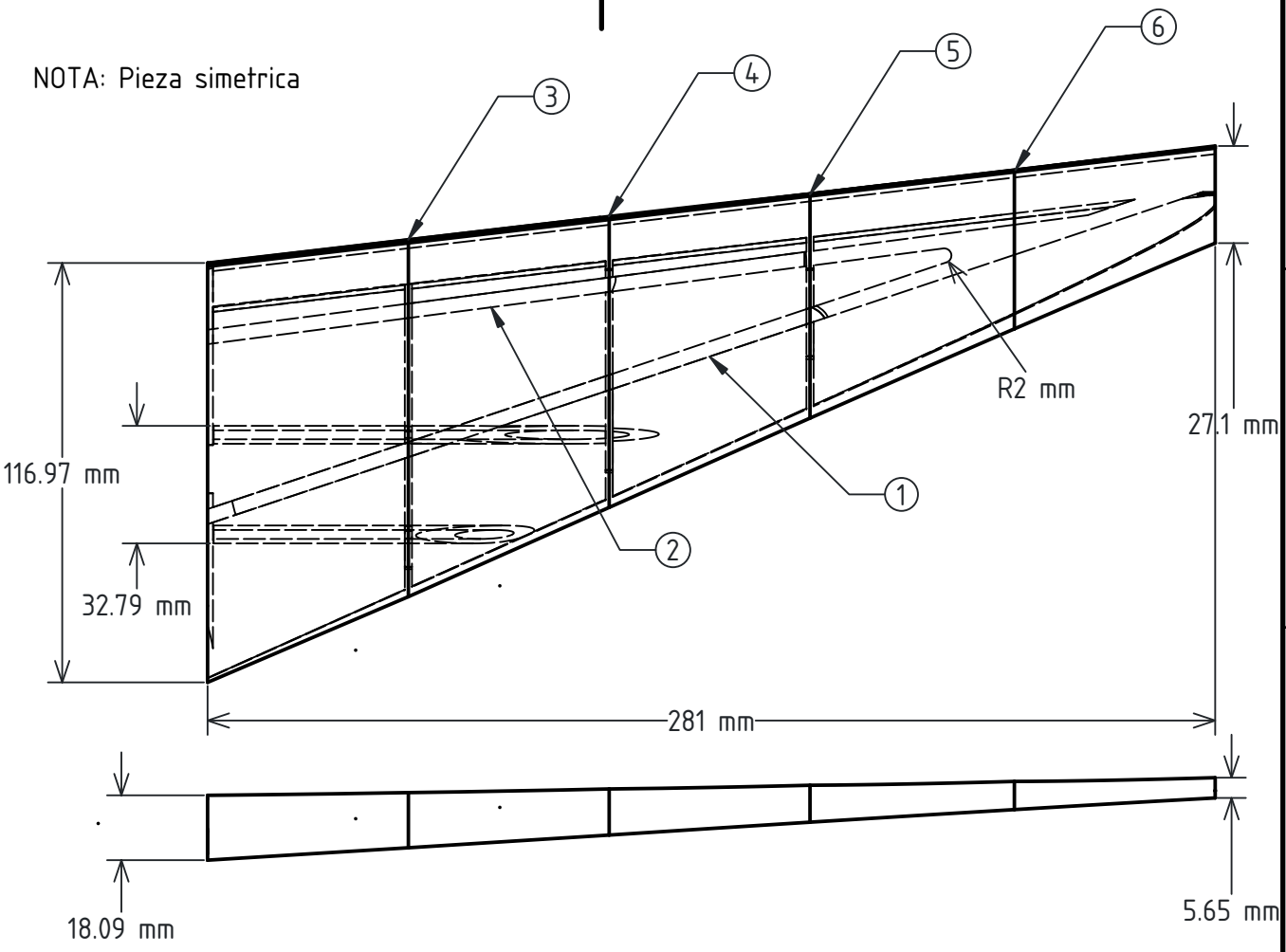
Título, Título suplementario:	Elaborado por:	Propietario:
Punta del ala PTRS_FUSE_001 punta_ala	Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.	Jesus D. Moreno Mtz.

Tipo de documento:	Número de dibujo:	Área responsable:
PTRS_FUSE_001	PTRS_DP_001	Diseño

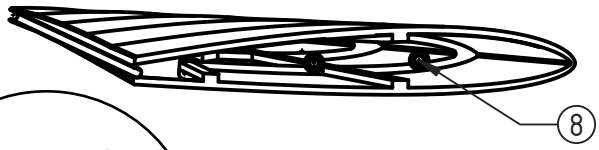
Estatus del documento:	Idioma:	Fecha de elaboración:	Revisión:	Hoja:
En preparacion	ES	27/05/25	003	1 / 2

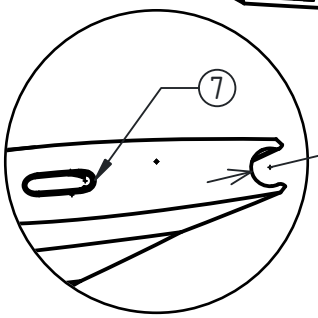
A4

NOTA: Pieza simetrica





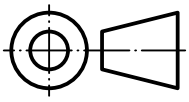




Detalle 1

2 : 1

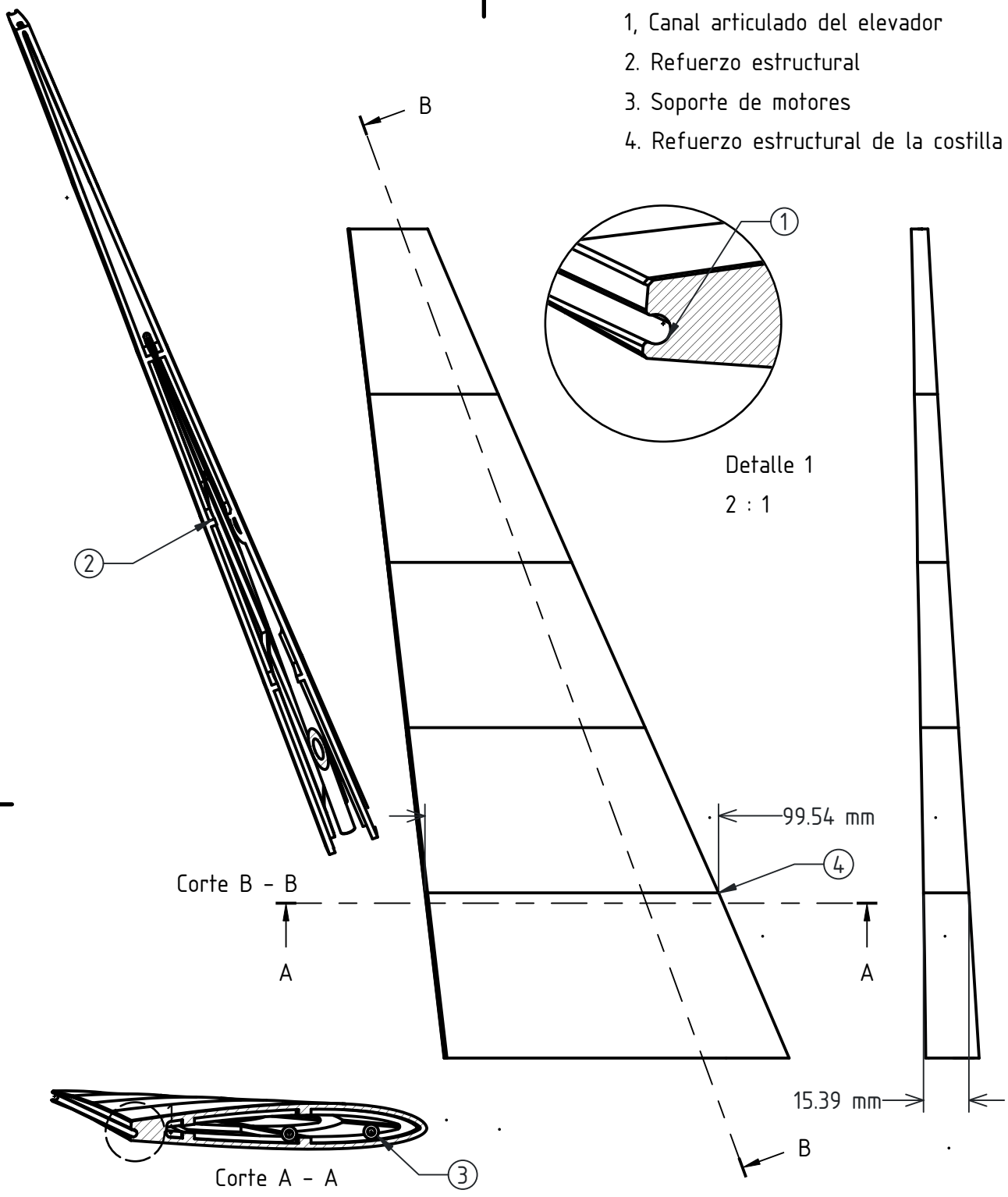
1. Larguero frontal
2. Larguero trasero
3. Refuerzo estructural de la costilla 7
4. Refuerzo estructural de la costilla 8
5. Refuerzo estructural de la costilla 9
6. Refuerzo estructural de la costilla 10
7. Conexión con la pieza PTRS_FUSE_001
8. Soporte de servomotor



Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2		
Título, Título suplementario: Segmento articulado del ala PTRS_FUSE_002 segmento_ala	Elaborado por: Jesus D Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_002-01		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 14/06/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 5

A4

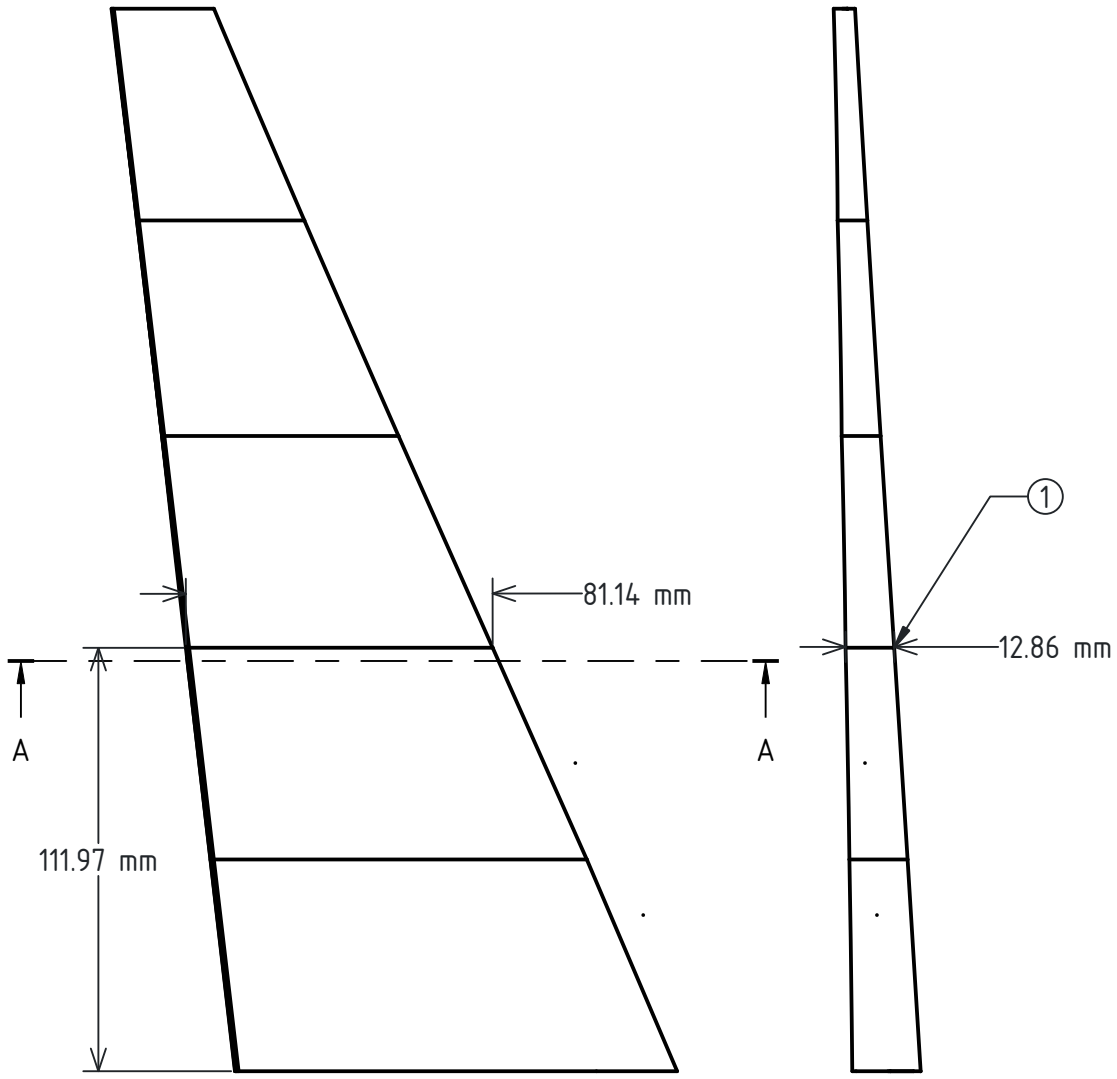
1, Canal articulado del elevador
2. Refuerzo estructural
3. Soporte de motores
4. Refuerzo estructural de la costilla 7



Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2

Título, Título suplementario: Segmento articulado del ala PTRS_FUSE_002 segmento_ala	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_002-02		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 17/06/25	Revisión: 001	Hoja: 2 / 5

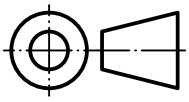
A4





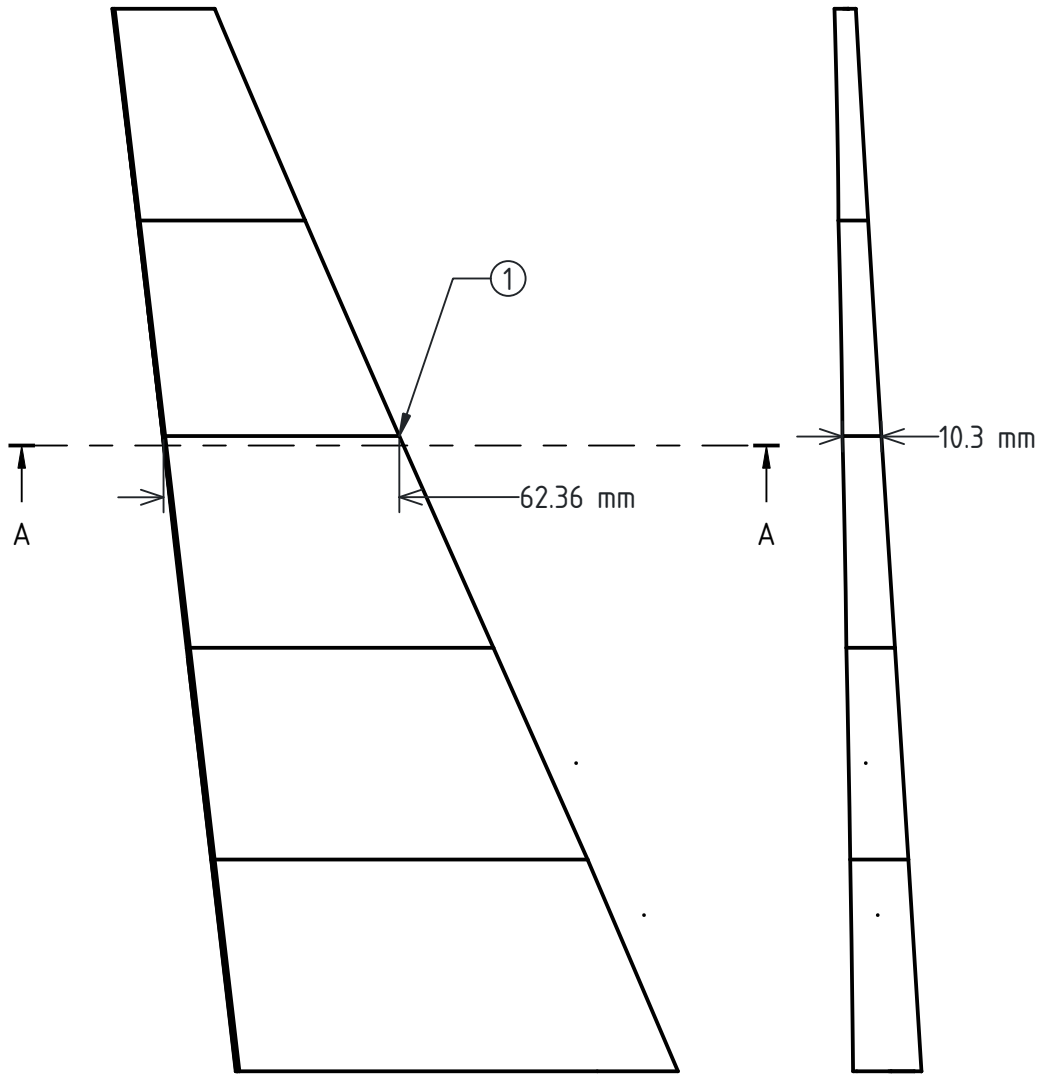
Corte A - A

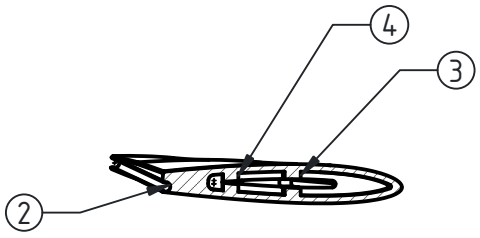
1. Refuerzo estructural de la costilla 8
2. Canal articulado del elevador



Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2		
Título, Título suplementario: Segmento articulado del ala PTRS_FUSE_002 segmento_ala	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_002-03		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 001	Hoja: 3 / 5

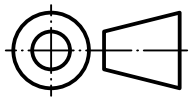
A4





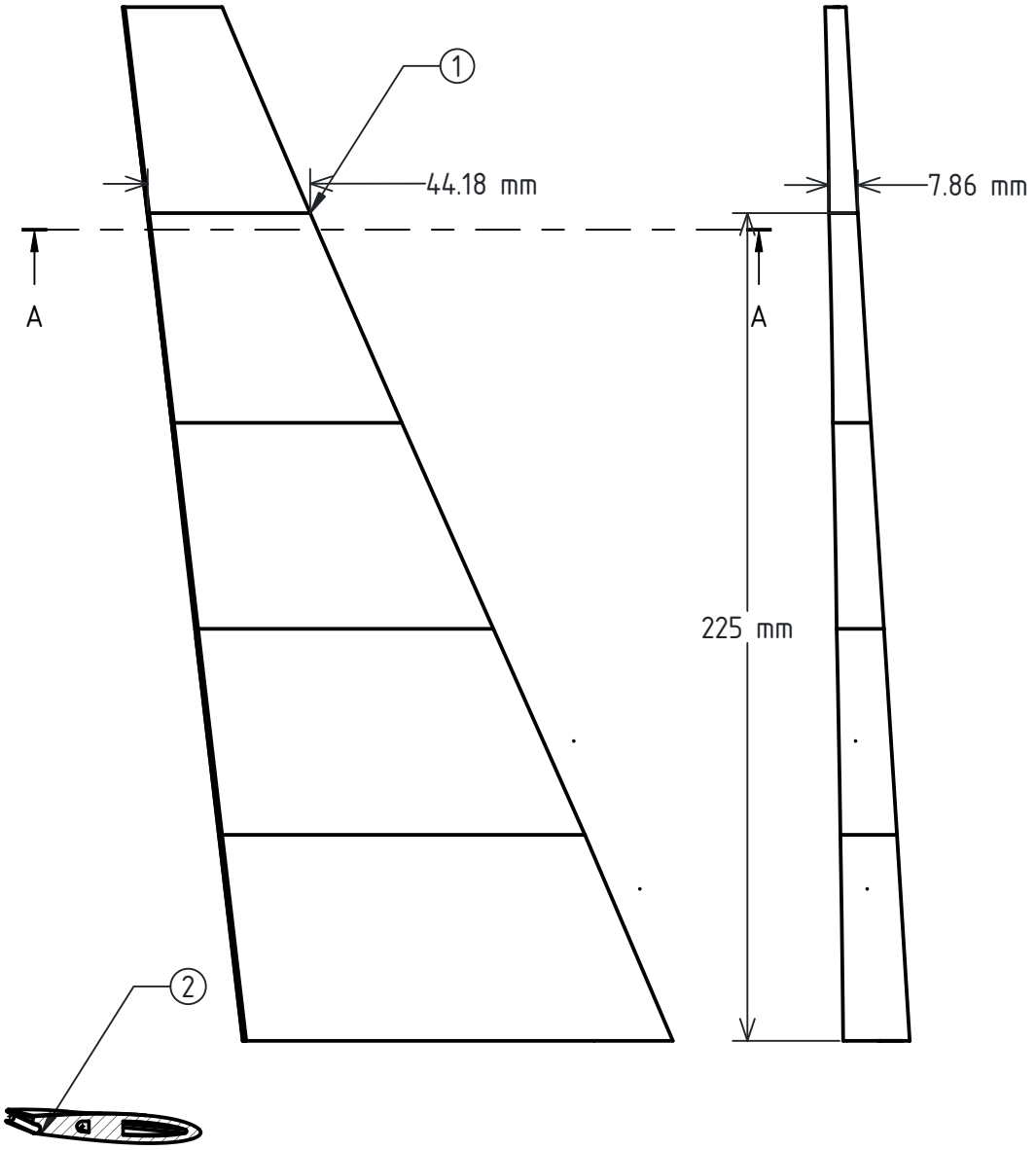
Corte A -A

1. Refuerzo estructural de la costilla 9
2. Canal articulado del elevador
3. Larguero frontal
4. Larguero trasero



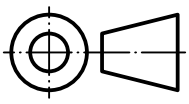
Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2		
Título, Título suplementario: Segmento articulado del ala PTRS_FUSE_002 segmento_ala	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_002-04		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 001	Hoja: 4 / 5

A4



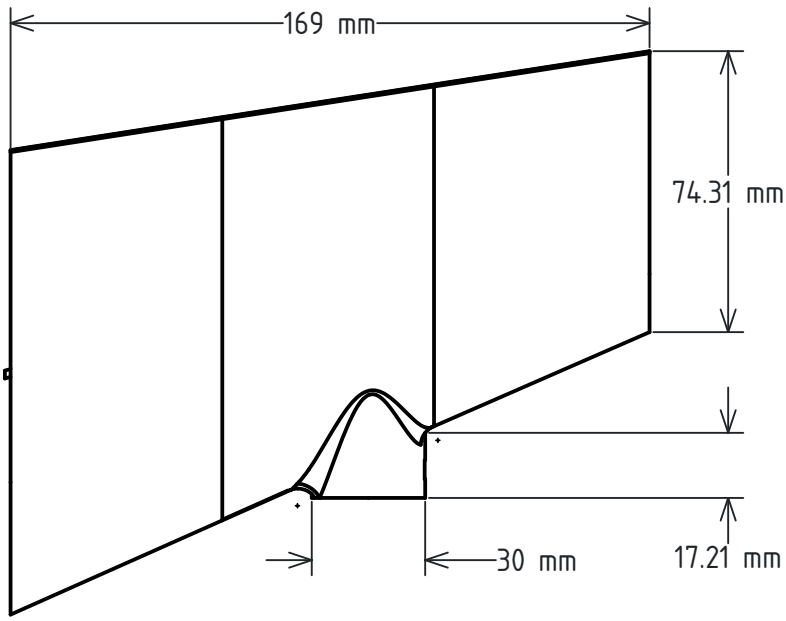
Corte A - A

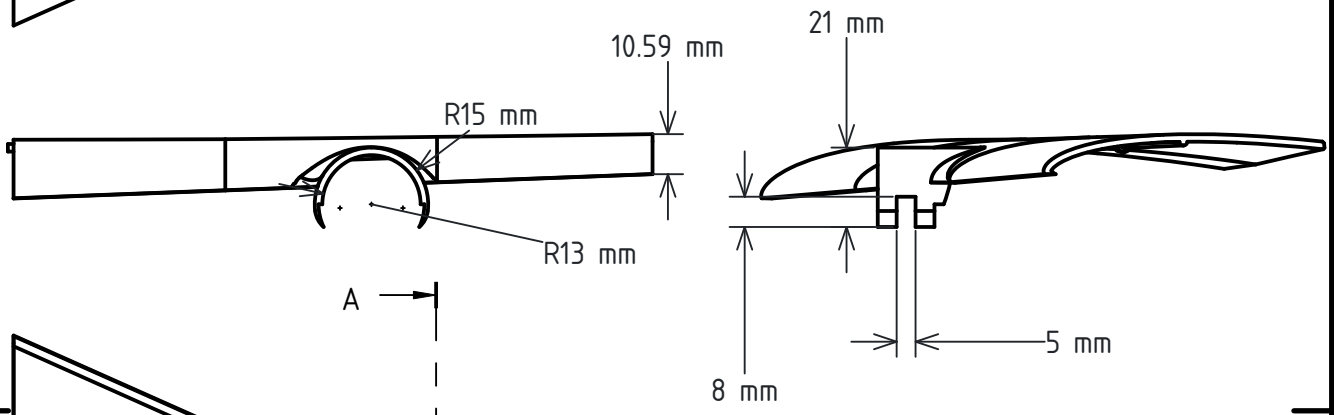
1. Refuerzo estructural de la costilla 10
2. Canal articulado del elevador

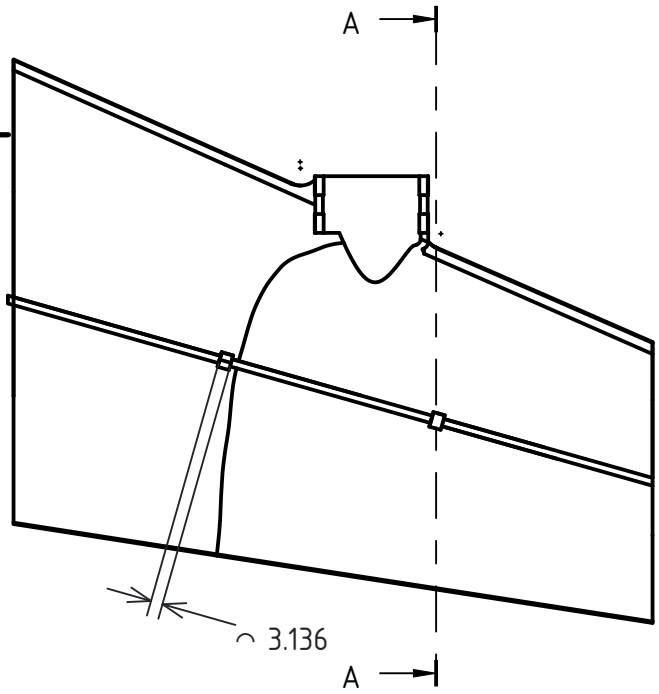


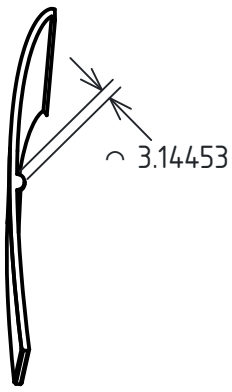
Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 2		
Título, Título suplementario: Segmento articulado del ala PTRS_FUSE_002 segmento_ala	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_002-05		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 22/06/25	Revisión: 001	Hoja: 5 / 5

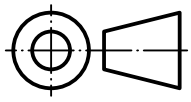
A4





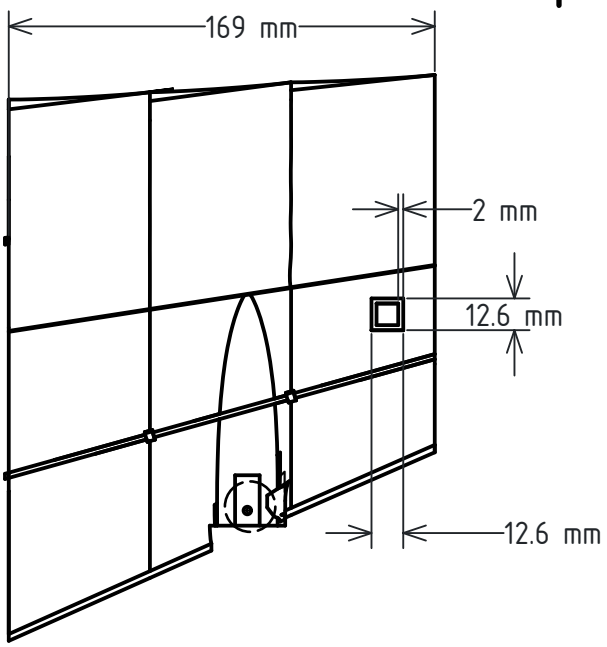


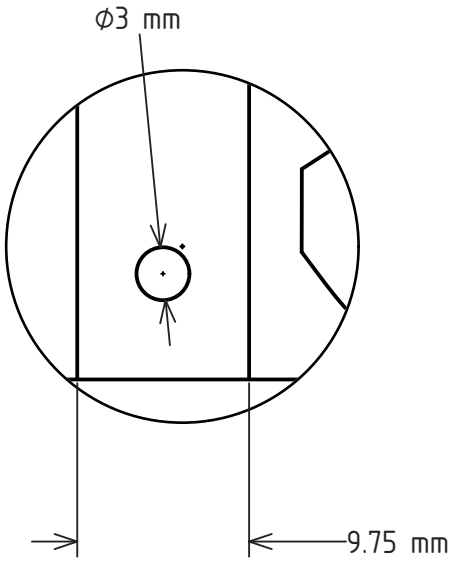


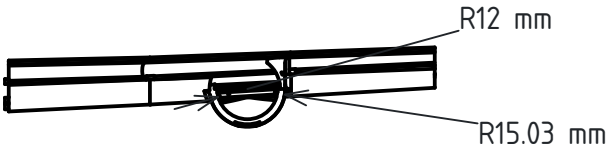


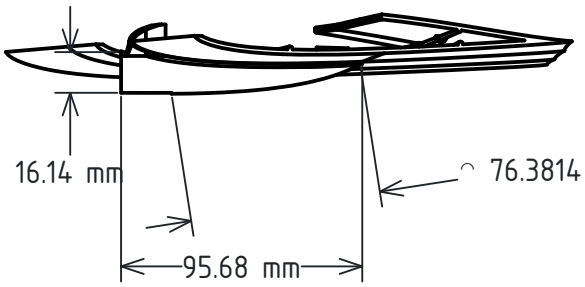
Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 1		
Título, Título suplementario: Panel de seccion de ala PTRS_FUSE_003 panel_supS3_ala	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_006		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

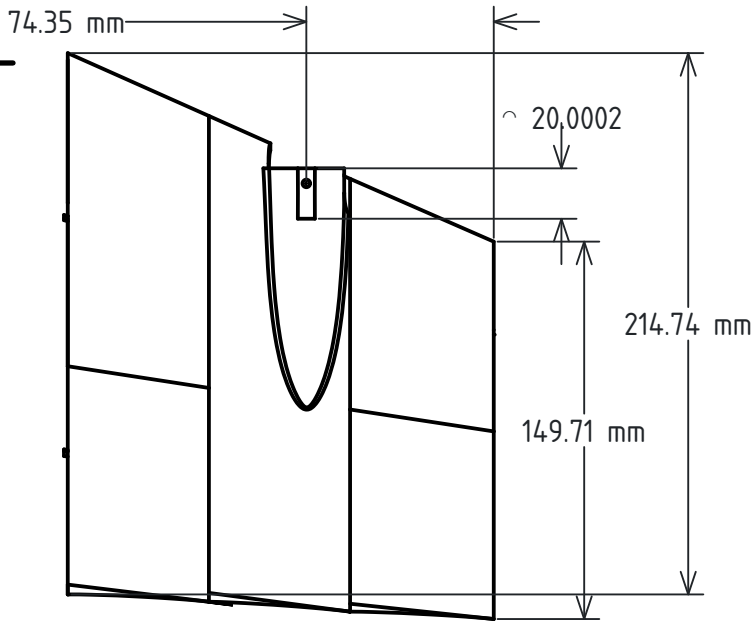
A4

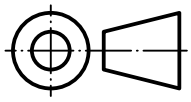










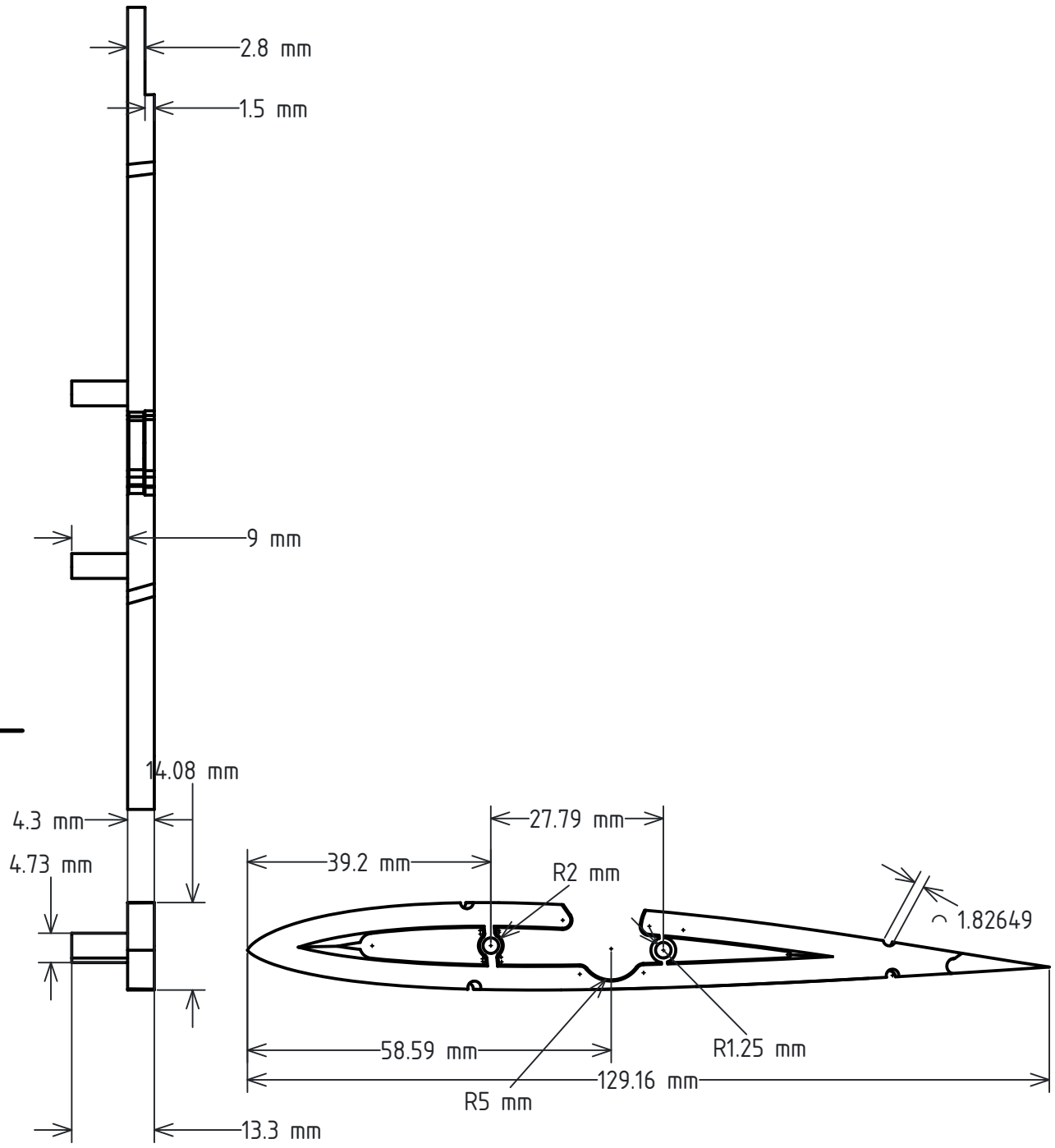


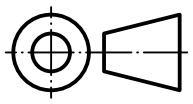
Material de la pieza:	Tolerancias generales:	Escala:
Resina Loctite IND405	ISO 2768-m	1 : 3

Título, Título suplementario:	Elaborado por:	Propietario:
Panel de seccion de ala PTRS_FUSE_004 panel_inf3_ala	Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.	Jesus D. Moreno Mtz.
Tipo de documento:	Número de dibujo:	Área responsable:
Dibujo de pieza	PTRS_DP_007	Diseño

Estatus del documento:	Idioma:	Fecha de elaboración:	Revisión:	Hoja:
En preparación	ES	06/04/25	002	1 / 1

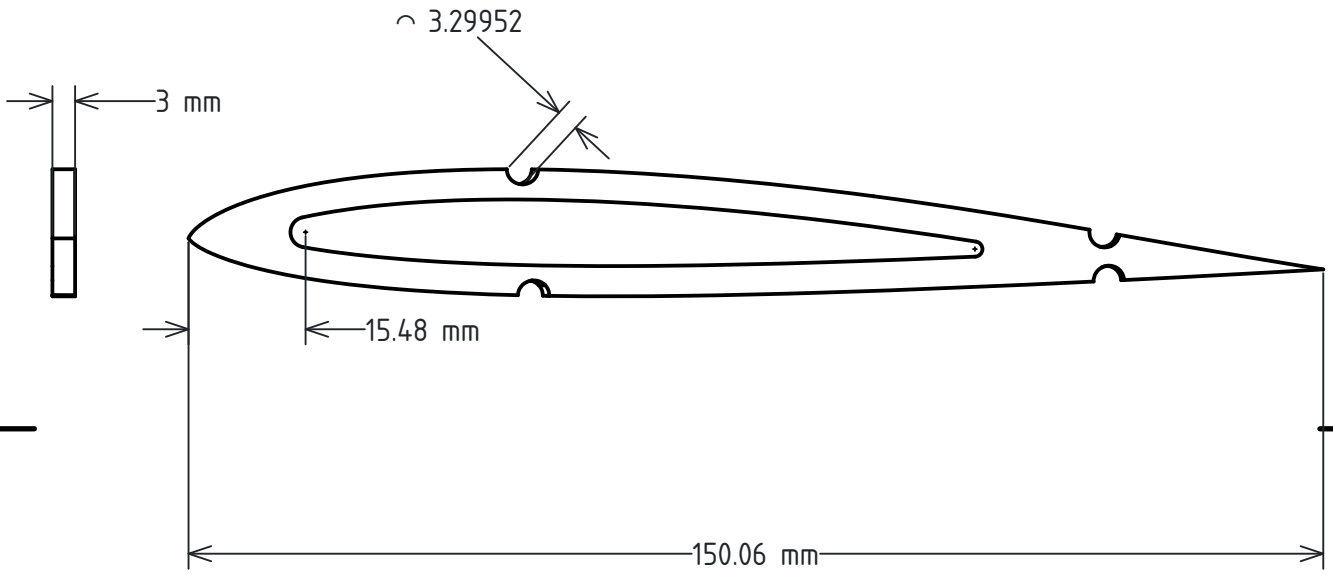
A4

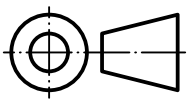




Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 1		
Título, Título suplementario: Costilla 6 PTRS_FUSE_005 costilla-6	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_009		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/05/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

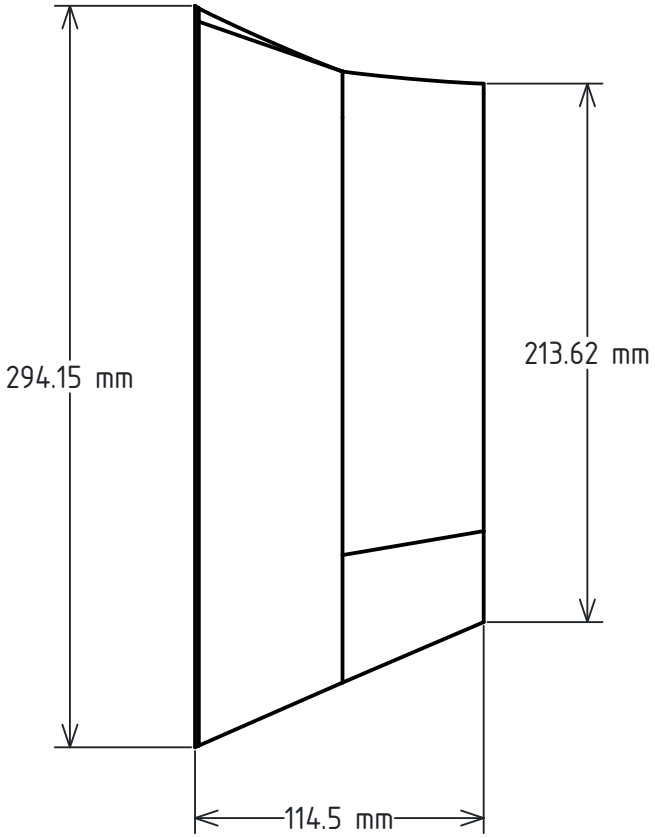
A4

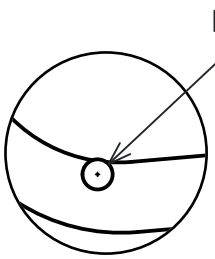




Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 1		
Título, Título suplementario: Costilla 5 PTRS_FUSE_006 costilla-5	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_010		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

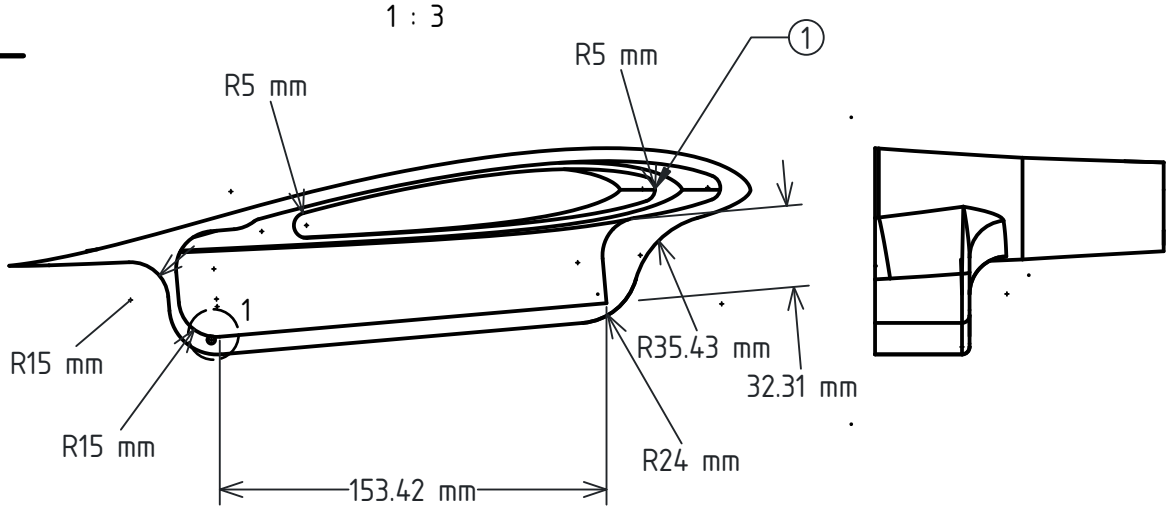
A4

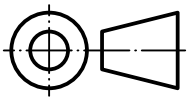




Detalle 1

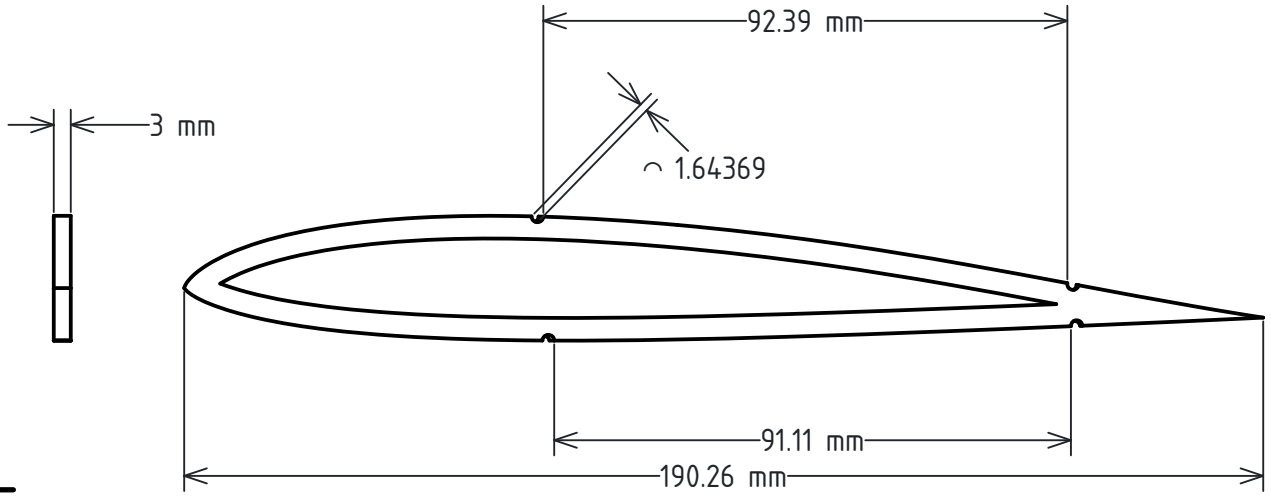
1 : 3





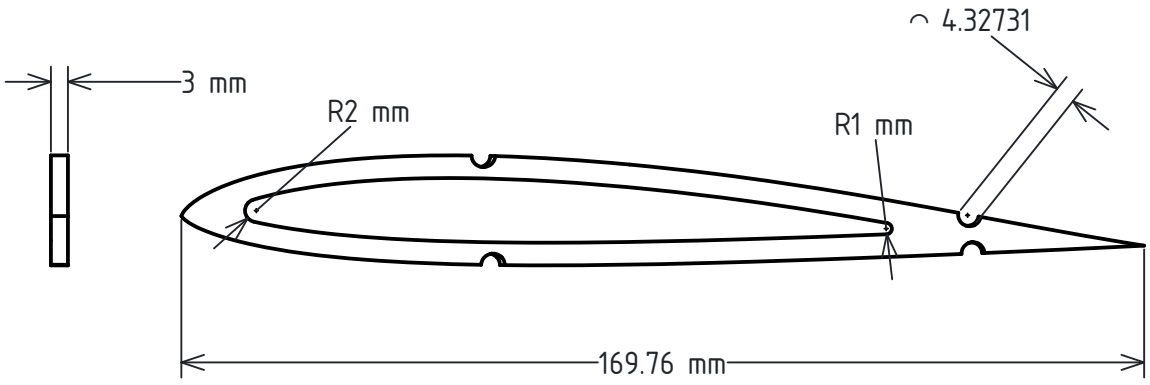
Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 3		
Título, Título suplementario: Sección de fuselaje PTRS_FUSE_007 fuselaje_1	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_019		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

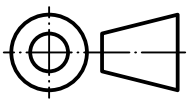
A4



Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 4		
Título, Título suplementario: Costilla 4 PTRS_FUSE_008 costilla-4	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
	Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.			
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_020		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparacion	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

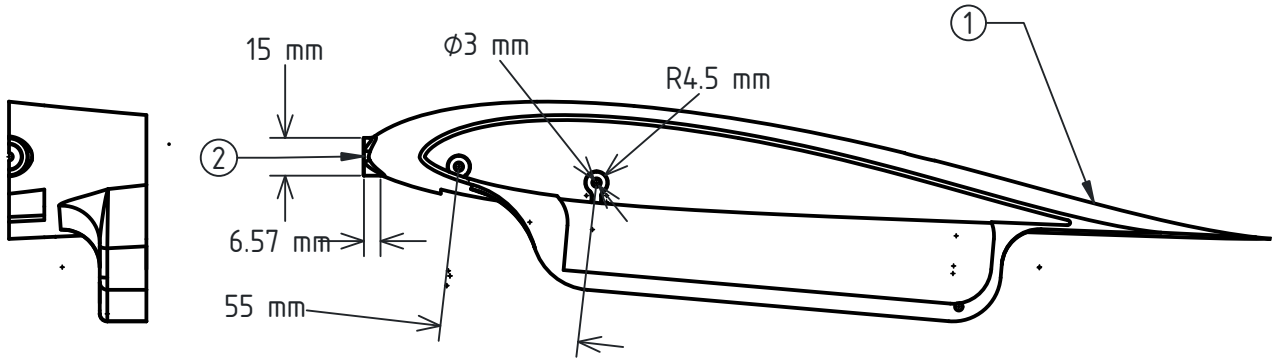
A4



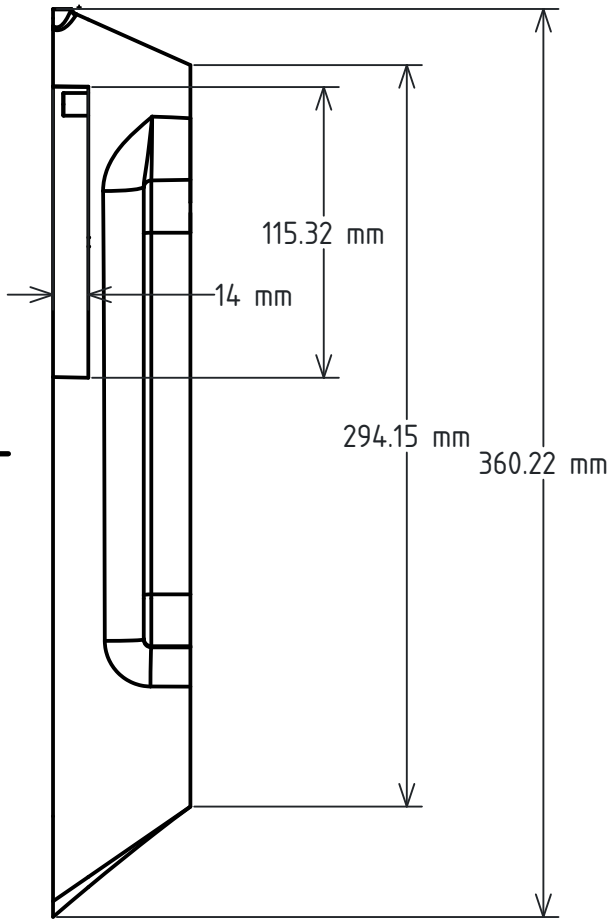


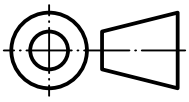
Material de la pieza: Resina Liqcreate Strong-X	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 3 : 4		
Título, Título suplementario: Costilla 3 PTRS_FUSE_009 costilla-3	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.	
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_021		Área responsable: Diseño	
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 06/04/25	Revisión: 002	Hoja: 1 / 1

A4



1. Perfil MH60-12%
2. Cavidad para camara





Material de la pieza: Resina Loctite IND405	Tolerancias generales: ISO 2768-m	Escala: 1 : 3	
Título, Título suplementario: Fuselaje central de la aeronave PTRS_FUSE_010 fuselaje_central	Elaborado por: Jesus D. Moreno Mtz. Aprobado por: Dr. Ignacio Ramirez V.		Propietario: Jesus D. Moreno Mtz.
Tipo de documento: Dibujo de pieza	Número de dibujo: PTRS_DP_031		Área responsable: Diseño
Estatus del documento: En preparación	Idioma: ES	Fecha de elaboración: 07/04/25	Revisión: 002 / Hoja: 1 / 1

A4

Capítulo 7

Conclusiones

Desde el planteamiento inicial de la hipótesis, se propuso que la morfología alar de los pterosaurios —en particular de *Tapejara wellnhoferi*— representa un punto de partida variable para el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de tipo ala volante, especialmente considerando que estas criaturas dominaron los cielos durante millones de años previo a la evolución de las primeras aves. Esta hipótesis se vio sustentada basándose en estudios morfológicos y de dinámica de vuelos de los pterosaurios, así como en la observación de parámetros como la razón de planeo en iteraciones de la aeronave mucho más fieles a la morfología alar de *Tapejara* obtenidos de las simulaciones realizadas en XFLR5.

Se ha cumplido con los objetivos propuestos en la etapa conceptual. Se logró diseñar una aeronave partiendo de rasgos morfológicos del *Tapejara wellnhoferi* y su aplicación en el diseño de un vehículo de ala y cuerpo integrados, enfocándose en la geometría del ala, la proporción de alargamiento y la distribución de sustentación favoreciendo la capacidad de planeo. Partiendo de éstos análisis y cálculos, se desarrollaron modelos funcionales sometidos a simulación en el software XFLR5. Los resultados que se obtienen de estas simulaciones permiten evaluar el desempeño aerodinámico de la aeronave propuesta bajo condiciones ideales y simplificadas. De entre los resultados de éstas simulaciones destacan la estabilidad longitudinal, la estabilidad dinámica, los coeficientes de presión y las implicaciones que ésto conlleva en la aplicación final de este sistema.

Así mismo se cumplió el objetivo de evaluar la factibilidad de aplicar la biomimética como filosofía de diseño en el proceso de diseño conceptual de una aerona-

ve sin cola con misión de vigilancia forestal. Las simulaciones validan la hipótesis de que la morfología del pterosaurio representa un punto de partida viable para el diseño de sistemas de vuelo eficientes para el planeo.
La biomimética como filosofía de diseño ha demostrado resultados satisfactorios a lo largo del desarrollo de este proyecto, pues aquellas variantes de la aeronave que tomaron como referencia la configuración y dimensiones del *Tapejara* demostraron no solo tener un buen desempeño aerodinámico en las simulaciones, sino también una gran capacidad de planeo que se corresponde por un lado con las teorías existentes sobre la dinámica de vuelo de estas criaturas, pero a su vez con una proporción de alargamiento significativa.

El proceso de abstracción en la biomimética es un concepto cuya relevancia cobra sentido durante las etapas de diseño de la aeronave. En la figura 5.15 se muestra que la pendiente de la curva de valores de coeficiente de momento de cabeceo c_M respecto al ángulo de ataque α para una configuración con ángulo de flecha φ_N de 20° es positiva; lo que en términos aerodinámicos se resume a una inestabilidad longitudinal estática muy marcada. Esto quiere decir que ante una perturbación, la aeronave tiene una tendencia a virar en contra de las manecillas de reloj respecto a su eje longitudinal, en lugar de virar en sentido de las manecillas, logrando estabilidad. Este comportamiento inestable de la aeronave cobra relevancia cuando se contempla la posición y peso de la cabeza del animal, que funge como un contrapeso que estabiliza el comportamiento del ala. Pese a éste problema de estabilidad las variantes de la aeronave que consideran un ángulo de flecha más cercano al calculado a partir del modelo tridimensional presentan una capacidad de planeo sorprendente, con una razón de planeo c_L/c_D por encima de 40, lo que quiere decir que a pesar de su inestabilidad, las alas están optimizadas para el planeo.
La configuración de ala volante ha demostrado un buen desempeño aerodinámico para el planeo, determinado por la razón de planeo, cuyos valores en todas las iteraciones son más altos que los de una aeronave comercial como es el Boeing 747. Del mismo modo la aeronave presentó el comportamiento de estabilidad longitudinal esperado por lo descrito en la literatura, con una amortización rápida ante la perturbación aerodinámica.

Esto se vuelve relevante para el diseño de la aeronave, pero igualmente para

definir qué parámetros pueden o no ser considerados como un referente para el diseño de una aeronave partir de la morfología del pterosaurio. En este caso, a menos que se incluya un contrapeso al frente del vehículo que compense el momento de cabeceo con tendencia positiva, el ángulo de flecha φ_N de las alas del pterosaurio no debe de considerarse para el diseño aerodinámico, en su lugar optar por un parámetro más conservador propuesto por la literatura o por un margen de alrededor del 20 %, para que geométricamente las alas conserven la reminiscencia con la morfología alar del pterosaurio, sin así comprometer la estabilidad del sistema.

El monitoreo de regiones forestales en México se convierte cada vez más en una necesidad para conservar las regiones naturales y los ecosistemas de la nación, que año con año se enfrenta a sequías y crisis climáticas más severas con la llegada de la temporada seca.

El desarrollo de este proyecto ha traído muchas oportunidades de aprender y experimentar en los campos de la aeronáutica y la dinámica de fluidos, volviéndose necesario el aprender a utilizar diferentes software especializados para proporcionar resultados satisfactorios; así como la aplicación de los principios de diseño de del ala volante, que a pesar de estar bajo investigación desde la década de 1940 sigue considerándose como una alternativa futurista a la aviación moderna; que hoy en día son implementados en el proceso de diseño de las aeronaves más avanzadas con las que cuenta la humanidad.

7.1. Trabajo Futuro

El trabajo futuro de esta obra es la expansión en la complejidad y alcances de la aeronave diseñada, explotando por completo sus capacidades, experimentando con la variación de algunos parámetros dimensionales y con su desempeño al utilizar diferentes tipos de motores, perfiles y materiales en la construcción de otro prototipo, realizando pruebas en túnel de viento que permitan obtener resultados experimentales de presión y velocidad del viento, así como la visualización de líneas de flujo que se forman durante el vuelo en diferentes condiciones de velocidad o inclinación. Paulatinamente y como forma de contrastar los resultados que se obtengan como resultado de la experimentación se requiere de realizar simulaciones más complejas en programas más adecuados para ello, en donde se conozca no solo la distribución de presiones a lo largo de la superficie del ala, la fuerza de levante y la dirección del viento; sino también el efecto del viento en la estabilidad estructural de los componentes como una fuerza que comprime las alas, pero también por la variación en la temperatura como resultado del cambio en las condiciones climáticas con la altitud a la que opere el vehículo y el paso de las estaciones.

Siguiendo la línea de la vigilancia forestal, el trabajo futuro puede orientarse hacia la optimización del sistema de control de la aeronave, para que en lugar de ser controlada de manera remota por un operador humano, pueda seguir una rutina de manera autónoma o incluso, implementar una inteligencia artificial que automatice la vigilancia de extensas regiones y a su vez, recopile datos para su análisis y uso en estudios de incidencia de incendios forestales que resulten de utilidad en la prevención de este fenómeno y en consiguiente en la conservación de las regiones boscosas del país y el ahorro de recursos para su mitigación.
Del mismo modo, sería necesario la optimización del espacio de los compartimentos de carga para que el vehículo sea capaz de transportar una carga de cortafuegos o de extintor de incendios como se ha propuesto con anterioridad.

La implementación de estas aeronaves en un programa piloto de vigilancia forestal en el Parque Nacional “El Chico” brindará más resultados en cuanto a la eficiencia de las aeronaves en operación y resultados en materia de conservación ambiental, permitiendo probar algunas hipótesis como el desempeño aerodiná-

mico y ahorro en costos de operación provocados por la disminución en el arrastre propio del ala volante.

Otra ruta del trabajo futuro es el diseño de un fuselaje acorde a las convenciones de diseño de una aeronave de ala y cuerpo integrados para almacenar las baterías que permiten el vuelo sin incrementar el arrastre inducido, como es el caso del diseño preliminar resultante del trabajo realizado en la presente obra.

Apéndice A

Glosario

A_h Área de la circunferencia de la columna de aire [m^2]

AR Proporción de alargamiento

$c_{D\,desp}$ Coeficiente de arrastre durante la carrera de despegue

$c_{D\,min}$ Coeficiente de arrastre mínimo

c_L Coeficiente de sustentación

c_{Lc} Coeficiente de sustentación calculado a velocidad crucero

$c_{L\,desp}$ Coeficiente de sustentación durante la carrera de despegue

$c_{L\,local}$ Coeficiente de sustentación local a lo largo del ala

$c_{L\,max}$ Coeficiente de sustentación máximo

$c_{M0\,l0}$ Coeficiente de momento de cabeceo del perfil raíz

$c_{M0\,ls}$ Coeficiente de momento de cabeceo del perfil en la punta

d Diámetro mínimo de la hélice [m]

f_c Factor de carga de alabeo

$f_{E/W}$ Coordenada del punto de diseño óptimo en el eje de proporción F_E/F_{wA}

f_{MACw} Posición de la cuerda aerodinámica media en porcentaje del ala [%]

f_w Posición a lo largo del ala [%]

f_W Posición de la costilla a lo largo del ala [m]

f_y Desfase del borde de ataque respecto a la horizontal [m]

$f_{W/S}$ Coordenada del punto de diseño óptimo en el eje de proporción F_{wA}/S

F_D Fuerza de arrastre [N]

F_E Fuerza de empuje [N]

F_L Fuerza de sustentación [N]

F_{wA} Peso de la aeronave [N]

g Aceleración de la gravedad [$9.81 \mathrm{m/s^2}$]

h Altura [m]

h_{ASNM} Altitud sobre el nivel del mar [m]

k_1 Factor de giro geométrico de Panknin

k_2 Factor de giro geométrico de Panknin

k_{Li} Constante de arrastre de sustentación inducido

k_{grad} Gradiente del coeficiente de sustentación c_L respecto al ángulo de ataque α para el perfil [0.11]

k_{smp} Margen estático en porcentaje del *Pfeilmass* [%]

l_c Longitud de la cuerda [m]

l_s Longitud de la cuerda del perfil en la punta [m]

l_w Longitud del ala [m]

l_0 Longitud de la cuerda del perfil raíz [m]

L Longitud característica [m]

L_{desp} Carrera de despegue [m]

MAC Longitud de la cuerda aerodinámica media [m]

n_{bat} Número de baterías

n_{motor} Número de motores

P Presión [Pa]

P_D Presión dinámica en la altitud y velocidad indicados [Pa]

P_{Dk} Presión dinámica constante [Pa]

$P_{D\,desp}$ Presión dinámica a la altitud deseada cuando la velocidad equivale a $v_{desp}/\sqrt{2}$

Q Flujo volumétrico del aire [$\mathrm{m^3/s}$]

r Radio de giro de la aeronave [m]

r_h Radio de curvatura de la trayectoria de vuelo en un plano vertical [m]

r_v Radio de la curvatura de vuelo en un plano horizontal [m]

Re Valor del número de Reynolds

s Envergadura [m]

S Área del ala [$\mathrm{m^2}$]

t Tiempo de autonomía [h]

v Velocidad de la aeronave [$\mathrm{m/s}$]

v_{aire} Velocidad del viento [$\mathrm{m/s}$]

v_{BSLD} Velocidad para línea de sustentación en forma de campana [$\mathrm{m/s}$]

v_{cond} Nivel de energía [$\mathrm{m/s}$]

v_{desp} Velocidad al momento del despegue [$\mathrm{m/s}$]

v_{ED} Velocidad de empuje descendente [$\mathrm{m/s}$]

v_{vert} Velocidad de escalada o ascenso [m/s]

W_{bat} Energía de la batería [Wh]

$\dot{W}_{motor}$ Potencia del motor W

$x_{N\textbf{MAC}}$ Posición del punto neutro en la cuerda aerodinámica media [%]

X_{CG} Posición del centro de gravedad [m]

X_{CP} Posición del centro de presión en la cuerda [m]

X_N Posición del punto neutro en la cuerda [m]

X_P Posición del *pfeilmass* en la cuerda [m]

Z Conicidad [%]

α Ángulo de ataque [gra]

α_{aero} Torsión aerodinámica del ala calculada en función del coeficiente de sustentación local [gra]

α_{ind} Ángulo de ataque inducido [gra]

α_{geo} Giro geométrico del ala [gra]

α_{tot} Giro total del ala [gra]

$\alpha_{0\,ls}$ Ángulo de sustentación nula en el perfil en la punta [gra]

$\alpha_{0\,l0}$ Ángulo de sustentación nula en el perfil raíz [gra]

γ Ángulo de trayectoria de vuelo de la aeronave relativo al sistema inercial de coordenadas, o a la superficie terrestre [gra]

Γ Circulación a lo largo del ala [m^2/s]

Γ_0 Circulación en el perfil raíz [m^2/s]

η_{envO} Estimación empírica de la eficiencia de envergadura de Oswald para alas en flecha

θ Ángulo de cabeceo de la aeronave [gra]

ϕ Ángulo de bancada de la aeronave [gra]

μ Viscosidad dinámica del fluido [Pa · s]

μ_a Coeficiente de fricción del asfalto

ν Coeficiente de línea de sustentación

ψ Ángulo de guiñada de la aeronave [gra]

ρ Densidad del fluido [kg/m^3]

ρ_h Densidad del aire a la altitud indicada [kg/m^3]

ρ_0 Densidad del aire [1.255kg/m^3]

φ_N Ángulo de flecha de la aeronave [deg]

$\varphi_{1/4}$ Ángulo de la flecha a 1/4 de la longitud de la cuerda [gra]

Apéndice B

Lista de variables

Ala volante Aeronave de ala fija caracterizada por no tener cola. También conocidas como *Aeronaves de ala y cuerpo integrados*.

Alerones Superficies de control de la aeronave usadas para efectuar cambios de dirección

Arrastre Fuerza producida por la resistencia aerodinámica del ala

Arrastre inducido Fuerza producida por la resistencia aerodinámica de un cuerpo adicional al ala

Ángulo de barrido *Ángulo de flecha*. Inclinación de las alas hacia atrás respecto a su eje longitudinal

Área de arrastre nulo Área equivalente de un cuerpo cuya resistencia es igual a la de la aeronave a velocidad crucero y sustentación nula

Biomimética Disciplina que estudia y aplica principios del diseño biológico en soluciones tecnológicas y de ingeniería, imitando estructuras y funciones de organismos vivos

CAD (*Computer Aided Design*) Siglas en inglés para Diseño Asistido por Computadora. Herramienta digital para crear y modificar diseños técnicos en 2D o 3D.

Carga del ala Proporción entre el peso total de la aeronave y el área del ala

CFD (*Computational Fluid Dynamics*) Siglas en inglés para Dinámica de Fluidos Computacional. Método numérico para simular el comportamiento de fluidos sobre superficies y estructuras.

Coeficiente de momento de cabeceo Coeficiente numérico que mide el momento de cabeceo (movimien-

to de la aeronave respecto a su eje transversal)

Coeficiente de presión Magnitud adimensional que relaciona la presión local sobre una superficie con la presión dinámica del flujo

Configuración Forma geométrica de la superficie de sustentación

Conflagración Incendio repentino de gran intensidad

Cresta craneal Proyección ósea o cartilaginosa sobre el cráneo de ciertos animales, con posible función de dimorfismo sexual.

Dimensionamiento Proceso de asignación de medidas y proporciones óptimas a los elementos de un diseño.

Distribución de levante Repartición de la fuerza de sustentación a lo largo del ala

Ecología Estudio de las relaciones entre un organismo y su entorno, incluyendo factores bióticos y abióticos (clima, geografía, etc.)

Elevadores Superficie móvil de control de la aeronave que controla el movimiento de cabeceo

Empuje Fuerza generada por un motor o hélice que impulsa la aeronave hacia adelante

Envergadura Longitud entre las puntas de ambas alas; medida de extremo a extremo del ala

Estabilidad longitudinal Capacidad de una aeronave para mantener o recuperar el equilibrio respecto al eje de cabeceo sin intervención activa

Estrechamiento *Conicidad*; cambio en la longitud de la cuerda desde la raíz hasta la punta del ala

Flecha Ángulo formado por el borde de ataque de la aeronave respecto a la horizontal del largo del ala

Fugoide Movimiento oscilatorio de un avión en vuelo, asociado al intercambio entre velocidad y altitud.

Giro geométrico del ala Variación en el ángulo de ataque a lo largo de la envergadura; puede ser dihédrico o torsional

Guiñada Movimiento de rotación de una aeronave respecto a su eje vertical

Huella de carbono Medida del impacto ambiental asociado a la emisión de gases de efecto invernadero, generados por la operación de un sistema o vehículo, o durante su proceso de fabricación

Invíscido Característica de un fluido ideal en el que éste carece de viscosidad.

Iteración Repetición de un proceso con ajustes sucesivos para mejorar un resultado.

Levante *Sustentación*; fuerza aerodinámica perpendicular al flujo relativo generado por el perfil alar

Misión Propósito operacional concreto asignado a una aeronave

Momento flector Esfuerzo interno que tiende a doblar una estructura como resultado de una carga aplicada.

Multidisciplinario Integración de conocimientos de distintas áreas del conocimiento para abordar un problema de forma más completa.

Número de Mach Relación entre la velocidad de una aeronave y la velocidad del sonido en el medio

Número de Reynolds Número adimensional que relaciona fuerzas inerciales y viscosas en un flujo, útil para caracterizar regímenes laminares o turbulentos

Optimización Proceso de mejora de un diseño o sistema para lograr un mejor desempeño ante ciertas restricciones y condiciones de operación.

Parámetro Variable controlable o medible que afecta el comportamiento de un sistema.

Perfil aerodinámico Sección transversal del ala que define su comportamiento aerodinámico y cualidades de sustentación

Pfeilmass Medida de flecha o barrido del ala que indica la desviación del borde de ataque respecto a la horizontal del fuselaje.

Piel del ala Superficie externa del ala que envuelve la estructura interna y transmite esfuerzos aerodinámicos.

Potencia Tasa de transferencia de energía por unidad de tiempo, esencial para caracterizar motores y su rendimiento

Proporción de alargamiento *Aspect ratio*; Relación entre el cuadrado de la envergadura y el área del ala

Pterosaurio Reptil volador extinto del Mesozoico, precursor biológico del vuelo

Radio de giro Distancia mínima que requiere una aeronave para cambiar

su rumbo de forma sostenida, describiendo un arco de circunferencia

Razón de planeo Relación existente entre la distancia recorrida horizontalmente por la aeronave con la altura perdida durante un vuelo en condiciones de potencia nula.

Reparabilidad Capacidad de un producto, dispositivo o sistema de ser reparado o arreglado en caso de daños o averías.

RPAS (*Remotely Piloted Aircraft System*). Siglas en inglés para Sistema de Aeronave Pilotado a Distancia. Conjunto de aeronave, estación de control y enlaces de comunicación para operación remota.

RTH (*Return to Home*). Es una función comúnmente implementada en drones para situaciones de batería baja o daños en el sistema de navegación GPS para un *regreso a casa*.

Servicios ambientales Beneficios ecológicos y funcionales que los ecosistemas prestan; como la regulación del clima, conservación de suelos y biodiversidad

Siniestralidad Probabilidad o frecuencia de ocurrencia de accidentes o eventos dañinos

Tapejara Género de pterosaurio del periodo cretácico, caracterizado por una cresta craneal prominente.

UAV (*Unmanned Air Vehicle*) Siglas en inglés para Vehículo Aéreo no Tripulado. Tecnicismo usado para referirse a un dron.

Viscosidad Propiedad de un fluido que representa su resistencia interna al movimiento o deformación

Waypoint Sistema de navegación que guía un vehículo aéreo no tripulado a través de puntos específicos predefinidos en su trayectoria.

Apéndice C

Algoritmos de automatización de cálculos

Con el propósito de agilizar el proceso de cálculo de los diferentes parámetros necesarios para el diseño de la aeronave a lo largo de las diferentes versiones que resultaron del proceso iterativo de diseño, desde la conceptualización hasta llegar a la versión preliminar del vehículo, se hizo uso del lenguaje de programación *Python* para escribir programas que realizaran estos cálculos parametrizando el proceso y facilitando el ciclo iterativo con la certeza que solo la máquina es capaz de proveer. Estos algoritmos son utilizados para ejecutar los cálculos del capítulo 4 de esta obra.

C.1. Cálculo del diagrama de restricciones

El diagrama de restricciones es una de las herramientas más relevantes para el proceso de diseño de la aeronave pues a partir de este dimensionamiento inicial es que se procede con la selección de motores y se establecen los límites de peso de la aeronave. La teoría correspondiente a este método de dimensionamiento se encuentra en el apartado 2.1.2. Los resultados que arroja este programa, además de la gráfica del diagrama de restricciones, son las coordenadas de los puntos de diseño óptimo, que resultan del cruce de las curvas de giro sostenido y carrera de despegue con la curva de ritmo de escalada. Todas las magnitudes utilizadas en este algoritmo emplean el sistema internacional de unidades (SI). La grafica resultante puede observarse en la figura 4.3.

```
"""
ALGORITMO DE AUTOMATIZACION DEL DIAGRAMA DE RESTRICCIONES
##########################################################

autor: Jesus Daniel Moreno Martinez

La presente funcion se encarga de graficar las curvas necesarias
para el dimensionamiento de una aeronave utilizando el metodo del
diagrama de restricciones, que es una herramienta utilizada en el
disenno de aeronaves. Descrito en el libro 'GENERAL AVIATION AIR-
CRAFT DESIGN', se basa en el trazo de diversas graficas de valores
de F_E/F_W respecto a una funcion de F_W/S. En donde:
- F_E: Fuerza de empuje [N]
- F_W: Peso de la aeronave [N]
- S: Area del ala [m2]

PARAMETROS
----------
AR: numerico;
        Proporcion de alargamiento del ala.
CD_min: numerico;
        Coeficiente de arrastre minimo, depende de los
        perfiles utilizados en la raiz del ala.
CD_TO: numerico;
        Coeficiente de arrastre durante el despegue, se
        recomienda el valor de 0.055.
C_TO: numerico;
        Coeficiente de sustentacion durante el despgue,
        valor estimado. Se recomienda el valor de 0.7.
eta_p: numerico;
        Eficiencia de los propulsores [%].
h_ASNM: numerico;
        Altitud respecto al nivel del mar [m].
h_vuelo_crucero: numerico;
        Altitud del vuelo de la aeronave respecto al
```

```
        suelo durante la etapa crucero del vuelo[m].
h_max: numerico;
        Altitud maxima a la que puede operar la
        aeronave, sinonimo de 'techo de servicio' [m].
m_max: numerico;
        Masa maxima de la aeronave [kg].
mu: numerico;
        Coeficiente de friccion del asfalto.
phi: numerico;
        Angulo de bancada de la aeronave [gra].
V_max: numerico;
        Velocidad maxima de la aeronave [m/s].
V_min: numerico;
        Velocidad minima de la aeronave [m/s].
V_V_SC: numerico;
        Velocidad al alcanzar el techo de servicio de
        la aeronave. Gudmundsson recomienda usar un
        valor de 0.508 [m/s].
s: numerico;
        Envergadura del ala [m].
S: numerico;
        Area del ala [m2].
S_G: numerico;
        Carrera de despegue de la aeronave [m].

RESULTADOS:
-----------
F_E1: numerico;
        Coordenada en el eje 'y' de la grafica del punto
        de disenno optimo 1.
F_E2: numerico;
        Coordenada en el eje 'y' de la grafica del punto
        de disenno optimo 2.
FwA1: numerico;
        Coordenada en el eje 'x' de la grafica del punto
        de disenno optimo 1.
```

```
FwA2: numerico;
        Coordenada en el eje 'x' de la grafica del punto
        de disenno optimo 2.

REFERENCIAS:
------------
[1] Gudmundsson, S. (2014). GENERAL AVIATION AIRCRAFT DESIGN: APPLIED
    METHODS AND PROCEDIRES (1a ed.). Elsevier.

"""

#%%

# IMPORTACION DE PAQUETES Y LIBRERIAS
# ===================================
import numpy as np # calculo numerico
import matplotlib.pyplot as plt # graficacion

# DATOS
# =====

## condiciones de vuelo
g = 9.81 # aceleracion de la gravedad [m/s2]
h_vuelo_crucero = 100 # altura de vuelo [m]
h_max = 150 # techo de servicio [m]
h_ASNM = 2500 # altura sobre el nivel del mar del vuelo [m]
m_max = 3 # masa maxima del vehiculo [kg]
S_G = 100 # carrera de despegue [m]
mu = 0.625 # coeficiente de friccion del suelo

## caracteristicas del ala
s = 1.35 # envergadura [m]
S = 0.212 # area del ala [m2]
phi = 45 # angulo de bancada [gra]
eta_p = 0.7 # eficiencia de propulsion
Ps = 10 # nivel de energia especifico deseado [m/s]
```

```
107
108 ## densidad del aire
109 rho0 = 1.225 # densidad del aire [kg/m3]
110 rho2 = 0.7012 # densidad relativa del aire [kg/m3]
111
112 ## velocidades
113 V_max = 60 # velocidad maxima del aire [m/s]
114 V_min = 30 # velocidad minima del aire [m/s]
115 V_V_SC = 0.508 # velocidad al alcanzar el techo de servicio [m/s]
116
117 # coeficientes
118 CD_min = 0.045 # coeficiente de arrastre minimo (recomendado por
    gudmundsson)
119 CD_TO = 0.055 # coeficiente de arrastre (mh60 -12%)
120 CL_TO = 0.7 # coeficiente de sustentacion durante el despegue (
    estimado)
121
122 n_constdiag = 100 # resolucion del diagrama
123
124 # CALCULOS
125 # ========
126
127 AR = (s**2)/(S) # proporcion de alargamiento
128 W_max = m_max * g # peso maximo de despegue [N]
129 W_op = 0.8 * W_max # peso de operacion [N]
130 n = 1/(np.cos(np.deg2rad(phi))) # factor de carga de bancada
131 eta_span = 4.61*(1-0.045*(AR**(0.68)))*((np.cos(phi))**0.15)-3.1 #
    eficiencia ala
132 k = 1/(np.pi*AR*eta_span) # constante de arrastre inducido
133
134 rho_crucero = rho0*(1-(h_vuelo_crucero)/44300)**(4.255488) # densidad
     del aire a la altitud de vuelo [kg/m3]
135 rho = rho0*(1-(h_ASNM) / 44300)**4.25588 # densidad del aire a la
    altitud indicada sobre el nivel del mar [kg/m3]
136
137 V = (V_max+V_min)/2 # velocidad crucero del aeronave [m/s]
```

```
138 V_LOF = V_max # velocidad de despegue [m/s]
139
140 ## presion dinamica para las diferentes velocidades [Pa]
141 q1 = (1/2)*(rho)*(V**2)
142 q3 = (1/2)*(rho)*(V_LOF**2)
143 q4 = (1/2)*(rho)*(V**2)
144 q5 = (1/2)*(rho)*(V_V_SC**2)
145
146
147 ## creacion de las matrices de trabajo
148 WS = np.linspace(1, 1000, n_constdiag) # crea una matriz con valores
    para W/S
149 TW1 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva de
    giro sostenido
150 TW2 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva de
    giro sostenido a nivel de energia deseado
151 TW3 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva de
    escalada
152 TW4 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva de
    despegue
153 TW5 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva de
    velocidad crucero
154 TW6 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para la curva del
    techo de servicio
155
156 P1 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
157 P2 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
158 P3 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
159 P4 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
160 P5 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
161 P6 = np.zeros(len(WS)) # crea una matriz de ceros para presion
162
163 ## inicializacion del ciclo iterativo
164 for i in range(len(WS)):
165         ## T/W para un giro de velocidad con un nivel de velocidad
            constante
```

```
166         TW1[i] = q1*((CD_min/(WS[i]))+(k*(n/q1)**2)*(WS[i]))
167         ## T/W para un nivel de energia especifico
168         TW2[i] = q1*((CD_min/(WS[i]))+(k*(n/q1)**2)*(WS[i]))+(Ps/V)
169         ## T/W para un ritmo de ascenso deseado
170         Vy = np.sqrt((2/rho)*(WS[i])*(np.sqrt(k/(3*CD_min)))) #
               velocidad de escalada [m/s]
171         q2 = (1/2)*(rho)*(Vy**2) # presion dinamica para el ascenso [
               Pa]
172         TW3[i] = (Vy/V) + (q2/WS[i])*(CD_min)+(k/q2)*(WS[i])
173         ## T/W para una distancia de despegue deseada
174         TW4[i] = ((V_LOF**2)/(2*g*S_G))+((q3*CD_TO)/(WS[i]))+(mu)
               *(1-((q3*CL_TO)/(WS[i])))
175         ## T/W para una velocidad crucero deseada
176         TW5[i] = q4*CD_min*(1/WS[i])+k*(1/q4)*(WS[i])
177         ## T/W para un techo de servicio (ROC = 100fpm o 0.508m/s)
178         TW6[i] = ((V_V_SC)/(np.sqrt((2/rho2)*(WS[i])*(np.sqrt((k)/(3*
               CD_min))))))+(4*(np.sqrt((k*CD_min)/(3))))
179
180 #%%
181
182 # TRAZO DE LAS CURVAS DE DISENNO
183 # ============================
184 ## DIAGRAMA DE RESTRICCIONES
185 ## -------------------------
186 constraint_diagram = plt.figure(dpi = 600)
187
188 plt.plot(WS, TW1, color = '#fb000cff', label = 'Requisito de giro')
189 plt.plot(WS, TW2, color = '#415af4ff', label = 'Requisito de giro con
     energía deseada')
190 plt.plot(WS, TW3, color = '#46ba06ff', label = 'Requisito de escalada
    ')
191 plt.plot(WS, TW4, color = '#fda727ff', label = 'Requisito de
    distancia de despegue')
192 plt.plot(WS, TW5, color = '#fb0079ff', label = 'Requisito de
    velocidad crucero')
193 plt.plot(WS, TW6, color = '#52b4e9ff', label = 'Techo de servicio')
```

```
194
195 ## determinacion de los puntos disenno optimo
196 idx1 = np.argwhere(np.diff(np.sign(TW1 - TW4))).flatten()
197 idx2 = np.argwhere(np.diff(np.sign(TW3 - TW4))).flatten()
198 plt.plot(WS[idx1], TW1[idx1], 'ko')
199 plt.plot(WS[idx2], TW3[idx2], 'ko')
200
201 ## datos de la grafica
202 plt.title('Diagrama de Restricciones')
203 plt.xlabel('Carga del Ala $F_{wA}/S$ [$Pa$]')
204 plt.ylabel('Carga de Empuje $F_E/F_{wA}$')
205 plt.legend(loc = 'upper right', fontsize = 'small')
206 plt.axis(ymin = 0, ymax = 4)
207 plt.grid(True)
208
209 plt.savefig("diagrama_restricciones.png") # guarda la imagen en el
    formato especificado
210 plt.show() # muestra la imagen
211
212 # IMPRESION DE PARAMETROS DE DISENNO
213 # ================================
214 print('=======================================================')
215 print('PUNTOS DE DISEÑO OPTIMO DEL DIAGRAMA DE RESTRICCIONES')
216 print('=======================================================')
217 print(f'Cruce entre curvas de giro sostenido y despegue: {np.round(WS
    [idx1[0]], 4), np.round(TW1[idx1[0]], 4)}')
218 print(f'Cruce entre curvas de escalada y despegue: {np.round(WS[idx2
    [0]], 4), np.round(TW3[idx2[0]], 4)}')
219
220 ## Calculo de valores de F_E y F_wA
221 F_wA1 = np.round(WS[idx1[0]] * S, 4)
222 F_wA2 = np.round(WS[idx2[0]] * S, 4)
223 F_E1 = np.round(TW1[idx1[0]] * F_wA1, 4)
224 F_E2 = np.round(TW3[idx2[0]] * F_wA2, 4)
225
226 print(f'F_wA1 = {F_wA1} [N]')
```

```
227 print(f'F_wA2 = {F_wA2} [N]')
228 print(f'F_E1 = {F_E1} [N]')
229 print(f'F_E2 = {F_E2} [N]')
230 print('-----------------------------------------------------')
```

C.2. Cálculo de la envoltura de vuelo

El diagrama de V-n de una aeronave, también conocido como *envoltura de vuelo* es un gráfico que define los límites operacionales de una aeronave respecto a la velocidad máxima y el factor de carga dada una densidad atmosférica concreta. La *envolvente* de vuelo es la región dentro de la cual el vehículo puede operar con seguridad, en caso de operar fuera de este rango, la aeronave está en riesgo de sufrir daño estructural, motivo por el que nunca deben de excederse. Para el cálculo del diagrama V-n de la aeronave se hizo uso del paquete ADR-py, de Sobester (2018), que es una librería para el diseño conceptual de aeronaves con herramientas de análisis. En el caso particular de este código, Sobester explica de manera detallada su funcionamiento en un video subido a su canal de YouTube (Sobester, 2020).

```
"""
ALGORITMO DE CALCULO DE LA ENVOLTURA DE VUELO
##############################################

autor: Andras Sobester

El siguiente algoritmo es la aplicacion del paquete 'AIRCRAFT
DESIGN RECIPES' de Sobester para el calculo del diagrama de
envoltura de vuelo de una aeronave. La envoltura de vuelo es
una representacion gradica de los limites operacionales del
vehiculo en terminos de velocidad del viento y factor de carga.

PARAMETROS:
-----------
aspectratio: numerico;
        Proporcion de alargamiento de la aeronave.
altitude_m: numerico;
        Valor dde altitud de la aeronave. '0' sugerido por
        Sobester.
```

```
certcat: string;
        Valores de referencia para certificacion segun la
        mision de la aeronave. 'norm' sugerido por Sobester.
CLmaxclean: numerico;
        Coeficiente de sustentacion maximo.
CLminclean: numerico;
        Coeficiente de sustentacion minimo (sugerido por
        Sobester)
CLslope: numerico;
        Coeficiente de sustentacion durante el ascenso.
cruisespeed_keas: numerico;
        Velocidad crucero de la aeronave en nudos
        nauticos [keas]
designpropulsion: string;
        Tipo de propulsion de la aeronave.
divespeed_keas: numerico;
        Velocidad de descenso en picada [keas]
weightfraction: numerico;
        Porcentaje del peso maximo de despegue con el que
        opera la aeronave [%]
weight_n:numerico;
        Peso maximo de despegie de la aeronave [N].
wingarea_m2: numerico;
        Area del ala [m2].

RESULTADOS:
-----------
A: numerico;
        Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
        en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
        carga.
C: numerico;
        Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
        en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
        carga.
D: numerico;
```

```
56          Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
57          en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
58          carga.
59  E: numerico;
60          Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
61          en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
62          carga.
63  F: numerico;
64          Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
65          en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
66          carga.
67  G: numerico;
68          Coordenada de un punto de interes en el diagrama V-n
69          en terminos de velocidad del aire [keas] y factor de
70          carga.
71
72  REFERENCIAS:
73  ------------
74  [1] Sobester, A. (2018). ADRPY:AIRCRAFT DESIGN RECIPES IN PYTHON (
        SOFTWARE). Recuperado de https://github.com/sobester/ADRpy.
75  [2] Sobester, A. (2020) HOW TO DRAW A V-N DIAGRAM? (VIDEO).
        Recuperado de https://www.youtube.com/watch?v=s-d5z-BQovY&t=154s
76  """
77
78  #%%
79
80  # IMPORTACION DE PAQUETES Y LIBRERIAS
81  # ===================================
82  from ADRpy import airworthiness as aw
83  from ADRpy import atmospheres as at # para definir la atmosfera
84
85  #%%
86
87  # ALGORITMO
88  # =========
89  designbrief = {}
```

```
designdef = {'aspectratio': 8.596, 'wingarea_m2': 0.212, 'weight_n':
    25.664} # define la aeronave
designperf = {'CLmaxclean': 0.525, 'CLminclean': -1, 'CLslope':
    2.630} # define el desempenno aerodinamico
designpropulsion = "piston" # tipo de propulsion del vehiculo
designatm = at.Atmosphere() # define las condiciones atmosfericas
csbrief = {'cruisespeed_keas': 66.0907, 'divespeed_keas': 116.631, '
    altitude_m': 0, 'weightfraction': 1, 'certcat': 'norm'} # define
    los limites de velocidad en nudos nauticos [keas]
concept = aw.CertificationSpecifications(designbrief, designdef,
    designperf, designatm, designpropulsion, csbrief) # importa datos
    y parametros de disenno aeronautico convencionales
points = concept.flightenvelope(textsize = 15, figsize_in = [15, 10],
     show = True) # graficacion del diagrama v-n
```

C.3. Cálculos de perfiles aerodinámicos

Este código es una adaptación del presentado por Ramos (2022) en su curso de Udemy titulado "*Applied aerodynamics —Airfoils and wings*", para el análisis de perfiles aerodinámicos empleando el método de *Vortex Panel*. Ramos proporciona un código en lenguaje MATLAB para analizar perfiles alares y tomar así decisiones en el proceso de diseño aeronáutico.

El código hace uso del método de paneles de vórtices o *Vortex Panel Method* VPM es un método de análisis usado para calcular una solución aproximada de las fuerzas que actúan sobre un objeto dentro del flujo. El método se basa en un análisis de flujo invíscido, por lo que está limitado a las fuerzas de presión sobre la superficie mediante una aproximación numérica (Liburdy, 2021).

```
"""
ALGORITMO DE ANALISIS DE PERFILES MEDIANTE EL METODO VPM
############################################################

autor: Jesus Daniel Moreno Martinez

El algoritmo aqui presentado es la adaptacion del presentado por
Ramos para su curso en Udemy 'APPLIED AERODYNAMICS -AIRFOILS AND
WINGS', en donde se realiza un analisis mediante el metodo de
'Vortex Panels' (VPM) a un perfil aerodinamico para obtener asi
datos e informacion relevante sobre su desempenno aerodinamico.

PARAMETROS:
-----------
airfoil_check: int;
        Indica al programa revisar los paneles del pefil.
airfoil_type: int;
        Indica al programa el tipo de perfil que se va a analizar.
        '1' para un perfil NACA de 4 digitos, '2' para perfiles
        NACA de 5 digitos y '3' para que revise las coordenadas
```

```
        de un perfil a partir de un archivo de excel.
AOA_init: numerico;
        Angulo de ataque inicial en el rango analizado [gra]
AOA_final: numerico;
        Angulo de ataque final en el rango analizado [gra]
AOA_detal: int;
        Paso o resolucion entre los valores extremos del rango del
        angulo de ataque para el analisis de la aeronave.
data: string;
        En caso de analizar un perfil a partir de sus coordenadas
        en un archivo .xlsx esta variable corresponde al nombre
        con el que se ha guardado el archivo.
plot_straem: int;
        Indica al programa que debe graficar las lineas de flujo
        alrededor del perfil.
name: string;
        Nombre del perfil que se va a analizar. Si es un perfil
        NACA solo se indica el numero del perfil. Para el analisis
        de un perfil a partir de un archivo .xslx se coloca el
        nombre del perfil aerodinamico.
N: int;
        Resolucion del perfil. Define el numero de puntos con que
        se va a graficar y analizar el perfil, un mayor numero de
        puntos dara un resultado mas preciso.
spacing: string;
        Espaciamiento de coordenadas del perfil analizado.
        '1' para un espaciamiento lineal y '2' para un
        espaciamiento cosinoidal.
U_inf: numerico;
        Velocidad de flujo de aire [m/s].

RESULTADOS:
-----------
Cp: numerico;
        Valores del coeficiente de presion para el rango de
        valores del angulo de ataque definidos para el analisis.
```

```
c_L: numerico;
        Coeficiente de sustentacion del perfil alar para
        el rango de valores de angulo de ataque.
c_D: numerico;
        Coeficiente de arrastre del perfil alar para
        el rango de valores de angulo de ataque.
c_M: numerico;
        Coeficiente de momento de cabeceo del perfil alar para
        el rango de valores de angulo de ataque.

REFERENCIAS:
------------
[1] Ramos, N. (2022). APPLIED AERODYNAMICS (CURSO EN LÍNEA EN UDEMY).
    Recuperado de https://www.udemy.com/course/applied-aerodynamics/

"""

#%%

# IMPORTACION DE PAQUETES Y LIBRERIAS
# ===================================
import numpy as np # calculo numerico
import matplotlib.pyplot as plt # graficacion
from scipy.optimize import fminbound # funcion de limite inferior

#%%

# DEFINICION DE LA FUNCION vpm_lin
# ================================
def vpm_lin():

        # CONFIGURACION DE PARAMETROS
        # ---------------------------

        airfoil_check = 1       # revisar los paneles del perfil
        airfoil_type = 1        # 1: NACA 4 digitos; 2: NACA 5
```

```
    digitos; 3: Excel
plot_stream = 1          # grafica las lineas alrededor del
    perfil
AC = 0                   # optimizacion del calculo del centro
     aerodinamico

## data de los perfiles
name = '0017'            # designacion del perfil NACA
spacing = 2              # 1-linear; 2-cosine spacing
N = 100                  # resolucion del perfil

## condiciones del flujo
AOA_init = -30           # angulo de ataque inicial [gra]
AOA_final = 30           # angulo de ataque final [gra]
AOA_delta = 1            # paso del angulo de ataque [gra]
AOA = np.arange(AOA_init, AOA_final+AOA_delta, AOA_delta)
U_inf = 1                # velocidad de la corriente [m/s]

# GENERACION DE LA GEOMETRIA DEL PERFIL
# -------------------------------------
if airfoil_type == 1:
        xu, yu, xl, yl = naca4(name, N, spacing)
elif airfoil_type == 2:
        xu, yu, xl, yl = naca5(name, N, spacing)
elif airfoil_type == 3:
        # para importacion en excel se usa PANDA
        import pandas as pd
        data = pd.read_excel('mh6012.xlsx')
        xu = data.iloc[:,0].values
        yu = data.iloc[:,1].values
        xl = data.iloc[:,2].values
        yl = data.iloc[:,3].values
        name = 'MH60 -12%'

# GRAFICACION DE PERFIL
# ---------------------
```

```
125         fig_perfil = plt.figure()
126 
127         plt.plot(xu, yu, '#fb000cff', xl, yl, '#415af4ff', 0.5*(xl+xu
                ), 0.5*(yl+yu), 'k--') # linea de curvatura media
128         plt.fill(xu, yu, '#fb000cff', alpha=0.1) # borde de succion
129         plt.fill(xl, yl, '#415af4ff', alpha=0.1) # borde de presion
130 
131         plt.title(f'NACA {name}') # nombre del perfil
132         plt.xlabel('Eje $x$')
133         plt.ylabel('Eje $y$')
134         plt.xlim([0, 1])
135         plt.ylim([-0.5, 0.5])
136         plt.grid(True)
137 
138         plt.show()
139 
140         ## define la geometria del panel
141         if xu[0] == xl[0]:  # checa si LE es igual
142         xu = xu[1:]
143         yu = yu[1:]
144 
145         XB = np.concatenate([np.flip(xl), xu])  # puntos limite X
146         YB = np.concatenate([np.flip(yl), yu])  # puntos limite Y
147 
148         ### inicializa las matrices
149         n_panels = len(XB)-1
150         XC = np.zeros(n_panels)  # puntos de control X
151         YC = np.zeros(n_panels)  # puntos de control Y
152         S = np.zeros(n_panels)   # longitud de paneles
153         phi = np.zeros(n_panels) # angulos de panel [deg]
154 
155         ## calculo de las propiedades del panel
156         for k in range(n_panels):
157                 XC[k] = 0.5*(XB[k] + XB[k+1])
158                 YC[k] = 0.5*(YB[k] + YB[k+1])
159                 deltaX = XB[k+1] - XB[k]
```

```
160                 deltaY = YB[k+1] - YB[k]
161                 S[k] = np.sqrt(deltaX**2 + deltaY**2)
162                 phi[k] = np.degrees(np.arctan2(deltaY, deltaX))
163 
164                 if phi[k] < 0:
165                         phi[k] += 360
166 
167         ## angulo normal del panel
168         delta = phi + 90  # angulo normal del panel [deg]
169 
170         beta = []
171         for i in range(len(AOA)):
172                 beta_i = delta - AOA[i]
173                 beta_i[beta_i > 360] -= 360
174                 beta.append(beta_i)
175 
176         # GRAFICACION DEL PERFIL CON LINEAS NORMALES
177         # ------------------------------------------
178         if airfoil_check:
179                 fig_perfilnormals = plt.figure()
180 
181                 plt.fill(XB, YB, '#415af4ff', alpha = 0.6)
182 
183                 arrow_size = S * N / 10
184                 Xarrow = XC + np.cos(np.radians(delta)) * arrow_size
185                 Yarrow = YC + np.sin(np.radians(delta)) * arrow_size
186 
187                 for i in range(n_panels):
188                         plt.plot([XC[i], Xarrow[i]], [YC[i], Yarrow[i
                            ]], 'k-', alpha = 0.4)
189 
190                 plt.plot(XC, YC, 'o', color = '#fb000cff')
191 
192                 plt.title('Graficacion del perfil con lineas normales
                    ')
193                 plt.xlabel('Eje $x$')
```

```
194             plt.ylabel('Eje $y$')
195             plt.xlim([0, 1])
196             plt.ylim([-0.5, 0.5])
197             plt.grid(True)
198 
199             plt.show()
200 
201     ## calculo de los coeficientes normal y tangencial
202     CN1, CN2, CT1, CT2 = norm_tang_lin(XC, YC, XB, YB, phi, S)
203 
204     ### resolucion del sistema lineal
205     A_MATRIX_N = np.zeros((n_panels+1, n_panels+1))
206     A_MATRIX_T = np.zeros((n_panels, n_panels+1))
207 
208     for k in range(n_panels):
209             A_MATRIX_N[k, 0] = CN1[k, 0]
210             A_MATRIX_N[k, n_panels] = CN2[k, n_panels-1]
211             A_MATRIX_T[k, 0] = CT1[k, 0]
212             A_MATRIX_T[k, n_panels] = CT2[k, n_panels-1]
213 
214             for l in range(1, n_panels):
215                     A_MATRIX_N[k, l] = CN1[k, l] + CN2[k, l-1]
216                     A_MATRIX_T[k, l] = CT1[k, l] + CT2[k, l-1]
217 
218     A_MATRIX_N[n_panels, :] = np.concatenate([[1], np.zeros(
        n_panels-1), [1]])
219 
220     ### inicializa las matrices de almacenamiento de resultados
221     GAMMA = []
222     Vt = []
223     Cp = []
224     CL = []
225     CD = []
226     CM = []
227     CL_k = []
228 
```

```
229         for i in range(len(AOA)):
230                 # lado derecho
231                 B_MATRIX = -U_inf * np.cos(np.radians(beta[i]))
232                 B_MATRIX = np.append(B_MATRIX, 0)  # condicion de
                        kutta
233
234                 # solucion para gamma
235                 gamma = np.linalg.solve(A_MATRIX_N, B_MATRIX)
236                 GAMMA.append(gamma)
237
238                 # calculo de la velocidad tangencial y el coeficiente
                        de presion
239                 vt = U_inf * np.sin(np.radians(beta[i]))
240                 cp = np.zeros(n_panels)
241
242                 for k in range(n_panels):
243                         for l in range(n_panels+1):
244                                 vt[k] += gamma[l] * A_MATRIX_T[k,l]
245                         cp[k] = 1 - (vt[k]/U_inf)**2
246
247                 Vt.append(vt)
248                 Cp.append(cp)
249
250                 # calculo de fuerzas y momentos
251                 CN = -cp * S * np.sin(np.radians(delta))
252                 CA = -cp * S * np.cos(np.radians(delta))
253
254                 cl = np.sum(CN * np.cos(np.radians(AOA[i]))) - np.sum
                        (CA *       np.sin(np.radians(AOA[i])))
255                 cd = np.sum(CN * np.sin(np.radians(AOA[i]))) + np.sum
                        (CA *       np.cos(np.radians(AOA[i])))
256                 cm = -np.sum(-cp * (XC-0.25) * S * np.sin(np.radians(
                        delta))) + np.sum(-cp * YC * S * np.cos(np.radians
                        (delta)))
257                 cl_k = np.sum(2 * 2 * np.pi * gamma[:-1] * S) / U_inf
258
```

```
259                 CL.append(cl)
260                 CD.append(cd)
261                 CM.append(cm)
262                 CL_k.append(cl_k)
263 
264         # GRAFICACION DE COEFICIENTES DE PRESION
265         # -------------------------------------
266 
267         ## graficacion del coeficiente de presion
268         fig_pressurecoef = plt.figure()
269 
270         for i in range(len(AOA)):
271                 upper = range(n_panels//2, n_panels)
272                 lower = range(n_panels//2)
273 
274                 plt.plot(XC[upper], Cp[i][upper], 'o', color = '#
                    fb000cff', label='Superior' if i==0 else "")
275                 plt.plot(XC[lower], Cp[i][lower], 'o', color = '#415
                    af4ff', label='Inferior' if i==0 else "")
276 
277                 if len(AOA) == 1:
278                         plt.text(0.7, min(Cp[i])/2, f' = {AOA[i]}')
279                         plt.text(0.7, min(Cp[i])/2+0.35, f'CL = {CL[i
                            ]:.4f}')
280                         plt.text(0.7, min(Cp[i])/2+0.7, f'CM = {CM[i
                            ]:.4f}')
281                         plt.text(0.7, min(Cp[i])/2+1.05, f'CD = {CD[i
                            ]:.4f}')
282 
283         plt.gca().invert_yaxis() #invierte el eje y de la grafica
284         plt.xlabel('c')
285         plt.ylabel('Cp')
286         plt.legend()
287         plt.grid(True)
288 
289         ## graficacion de coeficientes aerodinamicos en multiples
```

```
            angulos de ataque
290         if len(AOA) > 1:
291                 ### coeficiente de sustentacion
292                 plt.figure()
293                 plt.plot(AOA, CL, color = '#fb000cff', label='c_L')
294                 plt.plot(AOA, CL_k, '--', color = '#415af4ff',  label
                        ='c_Lk (constante)')
295                 plt.title('Graficación para $c_{L}$ respecto a  $$')
296                 plt.xlabel('Ángulo de ataque  $$ [deg]')
297                 plt.ylabel('Coeficiente de sustentación $c_{L}$')
298                 plt.legend()
299                 plt.grid(True)
300                 plt.show()
301
302                 ### coeficiente de arrastre
303                 plt.figure()
304                 plt.plot(AOA, CD, '-', color = '#fb000cff')
305                 plt.title('Graficación para $c_{D}$ respecto a  $$')
306                 plt.xlabel('Ángulo de ataque  $$ [deg]')
307                 plt.ylabel('Coeficiente de arrastre $c_{D}$')
308                 plt.grid(True)
309                 plt.show()
310
311                 ### coeficiente de momento de cabeceo
312                 plt.figure()
313                 plt.plot(AOA, CM, '-', color = '#fb000cff')
314                 plt.title('Graficacion para $c_{M}$ respecto a  $$')
315                 plt.xlabel('Ángulo de ataque  $$ [deg]')
316                 plt.ylabel('Coeficiente de momento de cabeceo $c_{M}$
                        ')
317                 plt.grid(True)
318                 plt.show()
319
320         ## CALCULO DE LINEAS DE FLUJO
321         ## --------------------------
322         if plot_stream:
```

```
323                 nGridX = 75
324                 nGridY = 75
325                 xVals = [-0.5, 1.5]
326                 yVals = [-0.5, 0.5]
327
328                 stepsize = 0.01
329                 maxVert = nGridX * nGridY * 100
330                 slPct = 40
331                 Ysl = np.linspace(yVals[0], yVals[1], int((slPct/100)
                        *nGridY))
332
333                 Xgrid = np.linspace(xVals[0], xVals[1], nGridX)
334                 Ygrid = np.linspace(yVals[0], yVals[1], nGridY)
335                 XX, YY = np.meshgrid(Xgrid, Ygrid)
336
337                 Vx = np.zeros_like(XX)
338                 Vy = np.zeros_like(XX)
339
340                 for m in range(nGridX):
341                         for n in range(nGridY):
342                                 XP = XX[n, m]
343                                 YP = YY[n, m]
344
345                                 # revisa si el punto se encuentra
                                        dentro del perfil
346                                 in_airfoil = False
347                                 for k in range(len(XB)-1):
348                                         # simple prueba de punto
                                                dentro del poligono (puede
                                                 mejorarse)
349                                         if (XB[k] <= XP <= XB[k+1] or
                                                 XB[k+1] <= XP <= XB[k])
                                                and \
350                                                      (YB[k] <= YP <= YB[k
                                                         +1] or YB[k+1] <=
                                                         YP <= YB[k]):
```

```
                                    in_airfoil = True
                                    break

                        if in_airfoil:
                                Vx[n, m] = 0
                                Vy[n, m] = 0
                        else:
                                Cx1, Cx2, Cy1, Cy2 =
                                    streamline(XP, YP, XB, YB,
                                     phi, S)

                                # define las matrices de
                                    influencia
                                Nx = np.zeros(n_panels+1)
                                Ny = np.zeros(n_panels+1)

                                Nx[0] = Cx1[0]
                                Nx[-1] = Cx2[-1]
                                Ny[0] = Cy1[0]
                                Ny[-1] = Cy2[-1]

                                for l in range(1, n_panels):
                                        Nx[l] = Cx1[l] + Cx2[
                                            l-1]
                                        Ny[l] = Cy1[l] + Cy2[
                                            l-1]

                                Vx[n, m] = U_inf * np.cos(np.
                                    radians(AOA[0])) + np.sum(
                                    GAMMA[0] * Nx)
                                Vy[n, m] = U_inf * np.sin(np.
                                    radians(AOA[0])) + np.sum(
                                    GAMMA[0] * Ny)

        ### calculo de la magnitud de la velocidad y el coeficiente
            de presion
```

```
377         Vxy = np.sqrt(Vx**2 + Vy**2)
378         CpXY = 1 - (Vxy/U_inf)**2
379 
380         ### GRAFICACION DE LAS LINEAS DE FLUJO
381         ### ---------------------------------
382         fig_streamline = plt.figure()
383 
384         plt.gca().set_facecolor('white')
385 
386         for y_start in Ysl:
387                 # trazo de linea de flujo simple (para mejores
                        resultados usar streamplot de matplotlib)
388                 x_traj = [xVals[0]]
389                 y_traj = [y_start]
390 
391                 for _ in range(100):  # maximo de iteraciones
392                         # encontrar el punto mas cercano a la malla
393                         m = np.argmin(np.abs(Xgrid - x_traj[-1]))
394                         n = np.argmin(np.abs(Ygrid - y_traj[-1]))
395 
396                         if m >= len(Xgrid)-1 or n >= len(Ygrid)-1:
397                                 break
398 
399                         # integracion simple de euler
400                         dx = Vx[n, m] * stepsize
401                         dy = Vy[n, m] * stepsize
402 
403                         x_new = x_traj[-1] + dx
404                         y_new = y_traj[-1] + dy
405 
406                 # revisar si sigue en el dominio
407                 if not (xVals[0] <= x_new <= xVals[1] and yVals[0] <=
                            y_new <= yVals[1]):
408                         break
409 
410                 x_traj.append(x_new)
```

```
411                     y_traj.append(y_new)
412
413                     # Graficacion de las lineas de flujo
414                     plt.plot(x_traj, y_traj, '-', color = '#52b4c9ff',
                            linewidth=1)
415
416             plt.fill(XB, YB, 'k', alpha = 0.6)
417             #plt.plot(XB, YB, 'o', color = '#fb000cff')
418             #plt.plot(XC, YC, 'o', color = '#415af4ff')
419             plt.xlabel('Eje $x$')
420             plt.ylabel('Eje $y$')
421             plt.xlim(xVals)
422             plt.ylim(yVals)
423             plt.grid(True)
424             plt.axis('equal')
425
426             # calculo del centro aerodinamico
427             if AC and len(AOA) > 1:
428                     global CM_global
429                     CM_global = CM
430
431                     def CM_AC_wrapper(xAC):
432                             global CM_global
433                             TARGET = 0
434                             c = np.polyfit(AOA, np.concatenate(CM_global)
                                    , 1)
435                             error = abs(c[0] - TARGET)
436                             return error
437
438                     xAC = fminbound(CM_AC_wrapper, 0.1, 0.7)
439                     print(f"Centro aerodinamico en x/c = {xAC:.3f}")
440
441             plt.show()
442
443 #%%
444
```

```
445 # ejcucion de la funcion
446 if __name__ == "__main__":
447 vpm_lin()
```

Apéndice D

Perfiles alares

D.1. Propiedades de los perfiles utilizados en el diseño de la aeronave

Los perfiles aerodinámicos o superficies sustentadoras resultan ser un parámetro crítico en el proceso de diseño de una aeronave. Se trata de uno de los pilares fundamentales para garantizar un rendimiento óptimo del vehículo y el análisis aerodinámico del ala. Pese a que la unidad funcional es el ala completa, parámetros como la sustentación que es capaz de generar, su eficiencia y maniobrabilidad son directamente influenciados por el perfil utilizado en su definición. Por ello es que realizar un análisis detallado de los perfiles con anticipación resulta crucial.

Cada perfil posee características aerodinámicas únicas, como son el coeficiente de sustentación c_L, el coeficiente de arrastre c_D y el coeficiente de momento de cabeceo c_M, por mencionar solo algunas de ellas. Éstas propiedades varían entre los diferentes perfiles, haciendo más apropiado su uso para algunas misiones y menos recomendable para otras.

El análisis independiente de los perfiles permite identificar el rango de ángulos de ataque en que su operación es más eficiente, es decir, cuando se genera buena sustentación con bajo arrastre. Al igual, es posible detectar fenómenos como entrada en pérdidas (*stall*), la aparición de vórtices o una distribución de presiones que pueda resultar dañina para la aeronave. En este apartado se muestran los análisis realizados para los perfiles de la aeronave, implementando primero el código adaptado del presentado por Ramos (2022) y la ejecución de análisis de

perfiles en el software XFLR5, en un rango de números de Reynolds entre 0.5×10^6 y 1.0×10^6.

D.1.1. Perfil MH60 -12 %

Se trata de un perfil aerodinámico de uso avanzado, esta versión tiene un espesor relativo del 12 %. Fue diseñado para ofrecer una buena eficiencia aerodinámica para bajos números de Reynolds. Son utilizados en alas volantes debido a su curvatura doble, lo que lo vuelve un perfil *reflex* o *reflejado*; esta curvatura está optimizada para generar mayor sustentación en un régimen subcrítico además de presentar un buen comportamiento en condiciones de flujo laminar y tener buena resistencia al desprendimiento de flujo. El perfil cuenta también con un coeficiente de momento de cabeceo bajo y es por ello que se recomienda su uso para alas volantes.

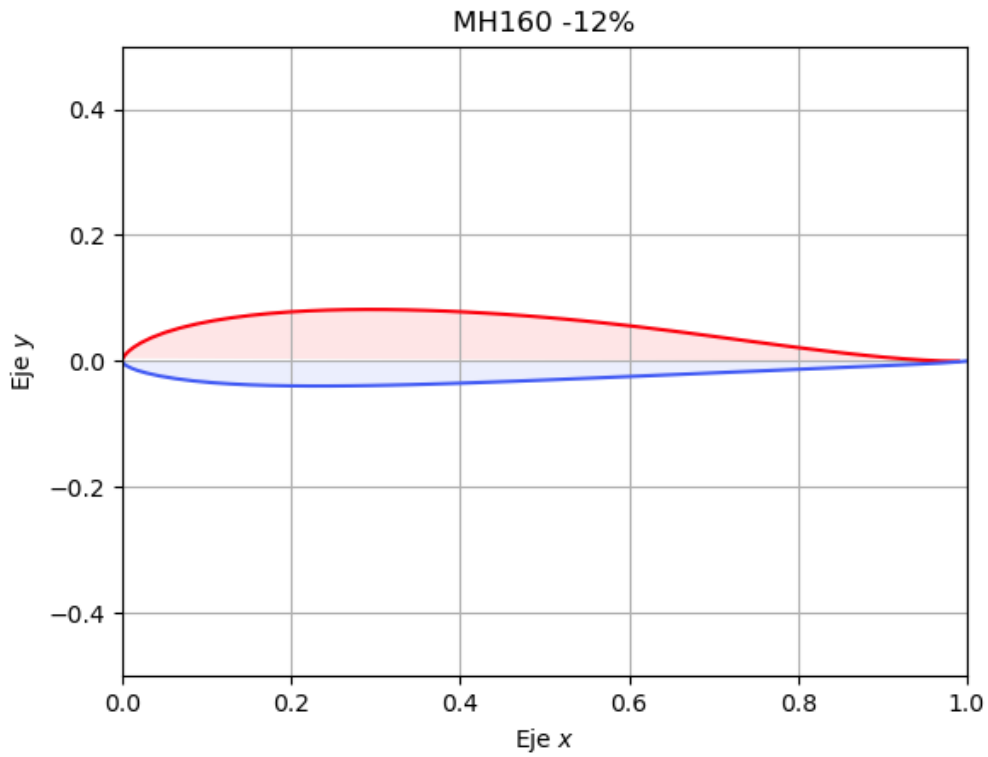


Figura D.1: Perfil MH60 -12 %. Imagen de autoría propia.

Para la caracterización aerodinámica del perfil se realizaron dos métodos de análisis complementarios. El primero consistió en un algoritmo desarrollado en Python implementando el método de *Vortex Panels*. El segundo análisis se llevó

a cabo utilizando el software XFLR5, que permitió validar los resultados obtenidos con el código, además de proporcionar una visualización mucho más detallada del comportamiento del perfil mediante la simulación del comportamiento aerodinámico con diferentes valores de número de Reynolds, de los cuales solo se muestran valores de 0.5×10^6 y 1.0×10^6.

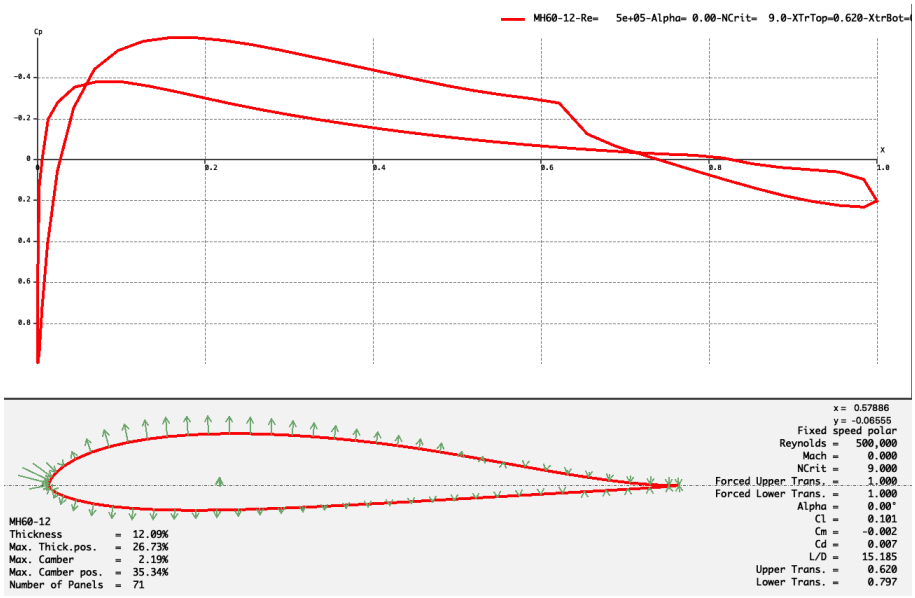


Figura D.2: Gráfica de coeficientes de presión respecto a la longitud del perfil aerodinámico MH60 -12 %, realizada empleando el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

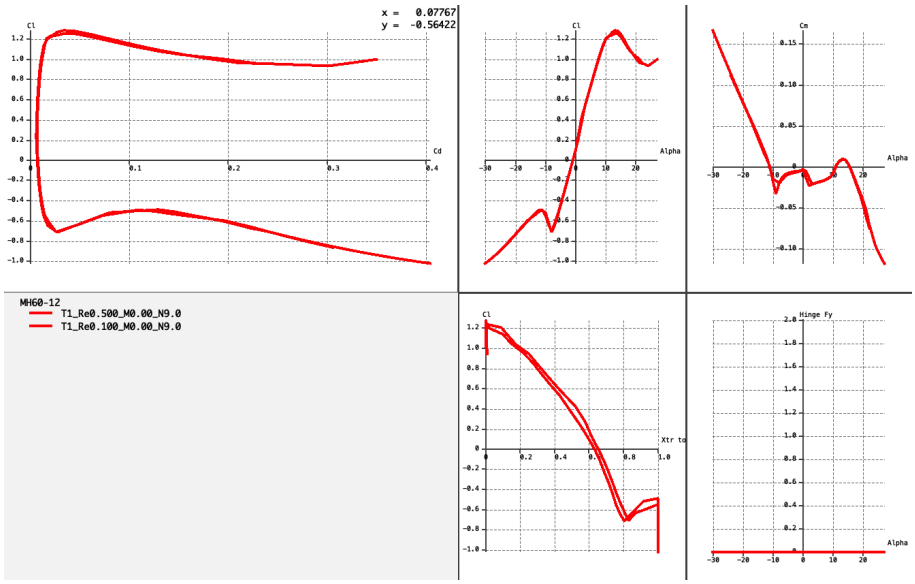


Figura D.3: Graficación de diferentes parámetros de interés del perfil aerodinámico MH60 -12 %, realizadas utilizando el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

En la figura D.2 se muestra el perfil graficado junto con la gráfica del coeficiente de presión c_P del perfil a lo largo de la longitud de su cuerda, mientras que en la figura D.3 se muestran las gráficas de c_L/c_D, c_L/α y $c_M/Alpha$ en la sección superior de la imagen, mientras que en la sección inferior se muestran los valores de $c_L/XTRtop$, en donde $XTRtop$ es la zona de separación de flujo del perfil.

D.1.2. Perfil NACA 0012

Se trata de un perfil simétrico clásico de cuatro cifras de la serie NACA, con un espesor relativo del 12 %. Al ser un perfil simétrico, no tiene curvatura, lo que implica que no se genera sustentación cuando está en ángulo de ataque α 0°. Tiene un buen comportamiento a altos ángulos de ataque y es comúnmente utilizado en estabilizadores verticales u horizontales en aeronaves, o para las alas de aviones aerobáticos. En el caso de un ala volante su uso es recomendado para la punta de las alas.

Para evaluar el comportamiento aerodinámico del perfil NACA 0012 se emplearon dos herramientas distintas: un análisis computacional empleando un algoritmo en Python, y una simulación gráfica en XFLR5.

La automatización del cálculo de coeficientes del perfil implementando el método de *Vortex Panels* facilitó el cálculo de estos valores a lo largo de un amplio rango de condiciones, asegurando consistencia y repetibilidad. En la figura D.4 se muestran cuatro gráficas, que corresponden a los parámetros c_L, c_D, c_M y c_P respectivamente, todos graficados en relación al ángulo de ataque α, del cual se consideró un rango de valores que va desde -30° hasta 30°.

Por su parte, XFLR5 ofreció una manera intuitiva de explorar fenómenos como la distribución de presión y el flujo sobre el perfil, sirviendo como un complemento visual y validación cruzada. En la figura D.2 se muestra el perfil graficado junto con la gráfica del coeficiente de presión c_P del perfil a lo largo de la longitud de su cuerda, mientras que en la figura D.3 se muestran las gráficas de c_L/c_D, c_L/α y c_M/α en la sección superior de la imagen, mientras que en la sección inferior se muestran los valores de $c_L/XTRtop$, en donde $XTRtop$ es la zona de separación de flujo del perfil.

Se puede apreciar una evidente convergencia en los resultados de ambos mé-

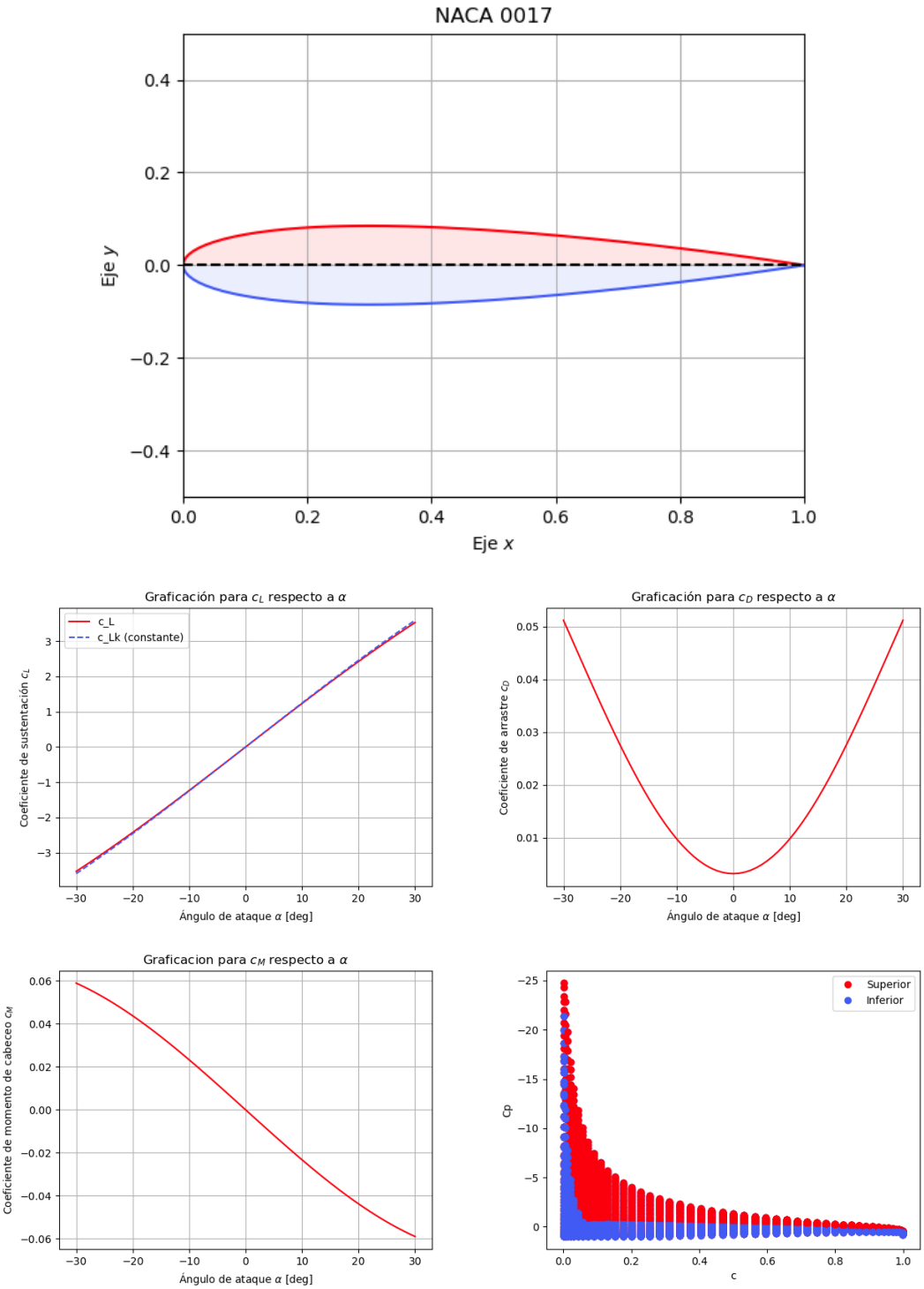


Figura D.4: Gráficas y valores calculados para los coeficientes relevantes del perfil NACA 0012 utilizando un algoritmo en Python. Imagen de autoría propia.

todos utilizados, como por ejemplo, la pendiente ascendente en la gráfica del coeficiente de sustentación c_L respecto del ángulo de ataque α, o la pendiente negativa en el coeficiente de arrastre c_D respecto del ángulo de ataque α. En el caso de las gráficas del coeficiente de presión, los resultados que se muestran en la figura

D.4 corresponden a todo el espectro del ángulo de ataque α, definido de los -30° a los 30°, mientras que lo que se muestra en la figura D.5 corresponde únicamente a un ángulo de ataque de 0°. Estos resultados preliminares permiten la toma de decisiones y fungen como parámetros para el resto del proceso de diseño, descrito a detalle en el capítulo 4 de esta obra.

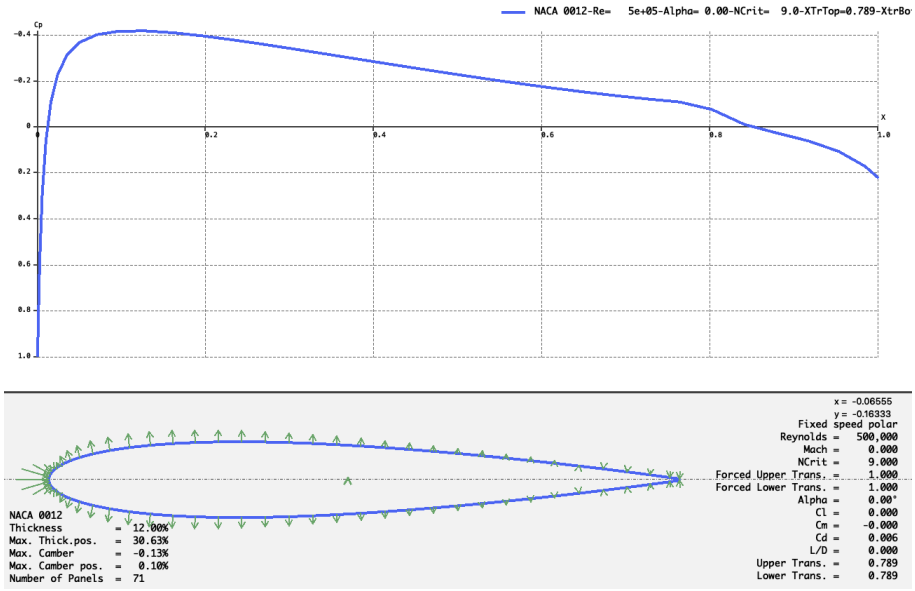


Figura D.5: Gráfica de coeficientes de presión respecto a la longitud del perfil aerodinámico NACA 0012, realizada empleando el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

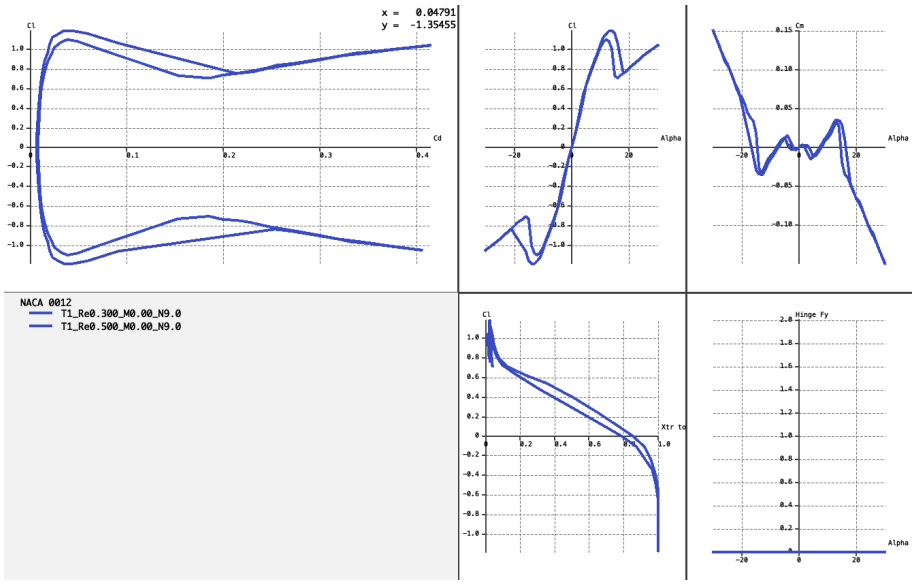


Figura D.6: Graficación de diferentes parámetros de interés del perfil aerodinámico NACA 0012, realizadas utilizando el software XFLR5. Imagen de autoría propia.

D.2. Perfiles comúnmente seleccionados en el proceso de diseño de alas volantes

Las alas volantes son aeronaves tan complejas como fascinantes. Su capacidad de surcar los cielos sin un estabilizador vertical ni una cola es gracias a la geometría de sus perfiles, los cuales son una evolución del clásico perfil con curvatura, pero incorporando las cualidades que habría tenido la cola de la aeronave, resultando en la necesidad de incorporar una doble curvatura en el perfil, comúnmente conocido como *reflex* o *reflejado*. Sin embargo, la curvatura doble no es la única cualidad de importancia al momento de seleccionar un perfil para ser aplicado en el ala de una aeronave de cuerpo y ala integrados. El coeficiente de momento de cabeceo c_M del perfil seleccionado debe ser cercano a cero, aunque no se recomienda que éste sea completamente nulo.

En el cuadro D.1 se muestra un grupo de perfiles alares comúnmente usados y recomendados para alas volantes, según lo establecido por Siegman (2001) en la base de datos publicada como '*Airfoil Database*'. Los perfiles de esta base de datos, conocidos en alemán como *S-Schlangprofile*, están diseñados para garantizar estabilidad sin timón y optimizados para trabajar con alerones y otras superficies móviles. La web forma parte de un catálogo de perfiles más amplio de aerodesign.de.

Los perfiles de este cuadro fueron graficados en la figura 4.8 en donde se muestra su dispersión en el espacio definido por los ejes del coeficiente de momento de cabeceo c_M respecto al ángulo de sustentación nula α_0, que es el ángulo de ataque en el que la sustentación generada por el perfil es cercana o igual a cero.

Perfil	f	d	α_0	c_{M0}
JWL-065	1.687	7.96	0.30	0.0298
CJ-25202	2.50	9.50	-0.13	0.0270
EMX-07	2.54	9.91	-0.30	0.0210
CJ-5	2.33	9.30	-0.10	0.0200
CJ-330	3.34	9.41	-0.58	0.0190
HS 130	1.678	9.652	-0.09	0.0157
HS 2.0/8.0	2.00	8.00	-0.33	0.0120
Phönix	2.78	8.20	-0.69	0.0090
S5010	2.20	9.83	-0.52	0.0080
S5010-8 %	2.20	8.00	-0.52	0.0080
S5020	2.62	8.40	-0.70	0.0080
S5020-8 %	2.62	8.00	-0.70	0.0080
TL56	1.40	8.96	-0.14	0.0072
MH45	1.65	9.85	-0.27	0.0070
MH45-8 %	1.65	8.00	-0.27	0.0070
HS 520	2.13	8.82	-0.64	0.0041
MH60	1.76	10.08	-0.31	0.0030
MH60-12 %	1.76	12.00	-0.31	0.0030
EH 1.5/9	1.50	9.00	-0.51	0.0000
EH 2.0/10.0	2.00	10.07	-0.68	0.0000
HS3.4/12.0	3.50	12.00	-1.25	-0.0010
HS 522	2.01	8.67	-0.84	-0.0050
TL55	1.90	9.44	-0.68	-0.0052
Sipkill 1.7/10	1.70	9.93	-0.76	-0.0060
HS3.0/8.0	3.00	8.00	-1.20	-0.0060
HS3.0/9.0	3.00	9.00	-1.21	-0.0060
TL54	2.41	9.99	-1.20	-0.0171
RS 004	1.64	9.00	-1.87	-0.0416
SD7003	1.46	8.51	-1.76	-0.0430
MH32	2.37	8.71	-2.37	-0.0580

Cuadro D.1: Perfiles comúnmente utilizados en el diseño de alas volantes con parámetros de interés. Recuperado de Siegman, 2001.

Referencias

Abbas, Y., & Madbouli, M. (2015). Implementation of the Panel Method to the Solution of Flow Around Aircraft. *INCAS Bulletin*, *7*(2), 3-18. https://doi.org/10.13111/2066-8201.2015.7.2.1

Abdusalomov, A., Umirzakova, S., Shukhratovich, M. B., Mukhiddinov, M., Kakhorov, A., Buriboev, A., & Jeon, H. S. (2024). Drone-based wildfire detection with multi-sensor integration. *Remote Sensing*, *16*(24), 46-51.

AFAC. (2020). RPAS Drones [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/afac/acciones-y-programas/rpas-drones].

Afghah, F., Razi, A., Chakareski, J., & Ashdown, J. (2019). Wildfire monitoring in remote areas using autonomous unmanned aerial vehicles. *IEEE INFOCOM 2019*.

Alexander, D. (2017). *Nature's Machines: An Introduction to Organismal Biomechanics* (1.ª ed.). Academic Pr.

Alianza de la Conservación de los Bosques de Pino-Encino de Mesoamérica. (s.f.). Bosques pino-encino | Amenazas: Las amenazas afectan de manera inmediata a los bosques y degradasn a uno o más objetos de conservación [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://alianza-pino-encino.org/amenazas-a-los-bosques-de-pino-encino/].

Alsahlan, A. A., & Rahulan, T. (2017). Aerofoil design for unmanned high-altitude aft-swept flying wings. *Journal of Aerospace Technology and Management*, *9*(3).

Alsammak, I. L. H., Mahmoud, M. A., Gunasekaran, S. S., Ahmed, A. N., & AlKilabi, M. (2023). Nature-inspired drone swarming for wildfires suppresion considering distributed spots and energy consumption. *IEEE Access*, *11*, 50962-50983.

Amnistía Internacional. (2024). Américas: récord de incendios forestales requiere una respuesta sin precedentes [Recuperado del 15 de enero de 2025 de

https://www.amnesty.org/es/latest/news/2024/09/americas-record-de-incendios-forestales-requiere-una-respuesta-sin-precedentes/].

Aranda, N. (2024). Fuerte incendio consume zona boscosa en Mineral del Chico [Recuperado el 10 de abril de 2025 de https://hidalgo.quadratin.com.mx/principal/fuerte-incendio-consume-zona-boscosa-en-mineral-del-chico/].

Aurora Flight Sciences. (2024). A revolutionary solution for contested air transport [Recuperado el 28 de enero de 2025 de https://www.aurora.aero/2024/10/08/a-revolutionary-solution-for-contested-air-transport/].

Beatriz Guillén. (2024). México se quema: el país registra 73 incendios forestales activos. *El País*.

Beyus, J. (2009, agosto). Biomimicry in action | Janine Benyus. https://www.youtube.com/watch?v=k_GFq12w5WU

Biodiversidad Mexicana. (s.f.). Bosques templados [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.biodiversidad.gob.mx/ecosistemas/bosquetemplado].

Bizberg, A. (2025). Incendios forestales: ¿una crisis de salud en potencia? [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://elpais.com/america-futura/2024-09-29/incendios-forestales-una-crisis-de-salud-en-potencia.html]. *El País*.

Carrillo García, R. L., Rodríguez Trejo, D. A., Tchikqué, H., Monterroso Rivas, A. I., & Santillán Pérez, J. (2012). Análisis espacial de peligro de incendios forestales en Puebla, México. *Interciencia*, *37*(9), 678-683.

Castillo, M., Pedernera, P., & Peña, E. (2003). Incendios forestales y medio ambiente: una síntesis global. *Ambiente y desarrollo de CIPMA*.

Cenciotti, D. (2013). An unbelievable image seems to sugest the shape od the B-2 stealth bomber was inspired by mother nature [Recuperado el 28 de enero de 2025 desde https://theaviationist.com/2013/03/19/an-unbelievable-image-seems-to-suggest-the-shape-of-the-b-2-stealth-bomber-was-inspired-by-mother-nature].

Cervantes, E. (2022). Abre SEMARNAT la puerta a la tala ilegal [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://contralacorrupcion.mx/abre-semarnat-la-puerta-a-la-tala-ilegal/].

Chatterjee, S., Roberts, B., & Lind, R. (2010). Pterodrone: A pterodactyl-inspired unmanned air vehicle that flies, walks, climbs and sails. *Design and Nature*. https://doi.org/10.2495/DN100261

Chatterjee, S., & Templin, R. (2004). Posture, Locomotion, and Paleoecology of Pterosaurs. *Geological Society of America, Special Paper*, *376*, 1-64. https://doi.org/10.1130/0-8137-2376-0.1

Chatterjee, S., & Templin, R. (2012). The flight dynamics of Tapejara, a pterosaur from the early cretaceus of Brazil with a large cranial crest. *ACTA GEOLOGICA SINICA*, *86*, 1377-1388.

CONAFOR. (2022). Información diaria sobre el Monitoreo y Atención de Incedios Forestales a nivel nacional [Recuperado del 05 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/conafor/acciones-y-programas/informacion-diaria-sobre-el-monitoreo-y-atencion-de-incendios-forestales-a-nivel-nacional-297933].

Cruz Espíndola, M. (2016, enero). *Factores asociados a la ocurrencia de incendios forestales en el Estado de Hidalgo* [Tesis de Maestría]. Universidad Autónoma de Chapingo [Disponible en https://repositorio.chapingo.edu.mx/items/0c25dbd6-06ac-4924-9859-690b83c74349].

del Castillo, A., & Gómez Durán, T. (2020). Tala ilegal inunda el mercado de la madera en México [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://es.mongabay.com/2020/09/mexico-tala-ilegal-gana-terreno-en-el-mercado-de-la-madera/]. *MONGABAY*.

Deperrois, A. (2022). XFLR5: Analysis tool for airfoils and wings [Versión 6.57]. http://www.xflr5.com/xflr5.htm

Devi, K. L. S. R., Kumar, G. N., Narayama, P. A., Ramana, K. V., Amarendra, K., & Gullipalli, T. R. (2024). Forest fire prediction and management using AI (Artificial Intelligence), ML (Machine Learning) and Deep Learning Techniques. *International Conference on Inventive Systems and Control*.

Distintas Latitudes. (s.f.). Los bosques que perdimos, México [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://bosqueslatam.distintaslatitudes.net/mexico/].

D'Urso, S., & Martínez Val, R. (2008). Flight dynamics of the flying wing. *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*.

Eck, K., Elgin, R. A., & Frey, E. (2011). On the osteology of Tapejara Wellnhoferi KELLER 1989 and the first ocurrence of a multiple specimen assemblage from the Santana Formation, Araripe Basin, NE-Brazil. *Swiss Journal of Paleontology*, *130*, 277-296.

El Economista. (2024). ¿Cómo denunciar la tala ilegal? [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://www.eleconomista.com.mx/politica/denunciar-tala-ilegal-20241117-734438.html]. *El Economista*.

Enciso, A. (2024). Controla el crimen organizado la tala clandestina: Conafor [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://www.jornada.com.mx/noticia/2024/01/08/sociedad/controla-el-crimen-organizado-la-tala-clandestina-conafor-1286]. *La Jornada*.

Espinosa Bárcenas, O. U., Quijada Pioquinto, J. G., Kurkina, E., & lukyanov, O. (2024). Multidisciplinary analysis and optimization method for conceptually designing of electric flying-wing unmanned aerial vehicles. *Drones*.

Florez, I. (2022). Alas Volantes: Historia y definición [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.uninorte.edu.co/web/ceimun/home/-/blogs/alas-volantes].

FreeCAD Community. (2023). FreeCAD: Open-source parametric 3D CAD modeler [Versión 0.21]. https://www.freecad.org

French, T. E., & Vierck, C. J. (1958). *Dibujo de ingeniería* (7.ª ed.). UTEHA.

Galarce Sosa, K. (2025). Guerrero, el estado con más daños por incendios forestales en México. *Cuadratín Guerrero*.

GeoGebra Team. (2023). GeoGebra: Dynamic mathematics software for learning and teaching [Versión 6.0]. https://www.geogebra.org

Giles, R. V., Evett, J. B., & Liu, C. (1994). *Mecánica de los Fluidos e Hidráulica* (3.ª ed.). McGraw Hill.

Global Standards. (2019). Norma mexicana para regular la operación de drones [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.globalstd.com/blog/norma-mexicana-para-regular-la-operacion-de-drones/].

González, F. (2023). Gobierno de México propone hasta 53 años de cárcel por uso ilícito de drones [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://es.wired.com/articulos/gobierno-de-mexico-propone-hasta-53-anos-de-carcel-por-uso-ilicito-de-drones]. *WIRED*.

Graziati, G. (2023). Bosques primarios: qué son, características, flora y fauna [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://www.ecologiaverde.com/bosques-primarios-que-son-caracteristicas-flora-y-fauna-4382.html].

Griffiths, H. (2021). The History Column: Horten Ho-229 [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://ieee-aess.org/post/blog/history-column-horten-ho-229].

Guardián Forestal. (s.f.). ¿Qué hacemos? [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://guardianforestal.com].

Gudmundsson, S. (2014). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* (1.ª ed.). Elsevier.

Guerrero, J. (2024). Michoacán encabeza ilícitos de tala ilegal y deforestación [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://oem.com.mx/elsoldemexico/mexico/michoacan-encabeza-ilicitos-de-tala-ilegal-y-deforestacion-13095689]. *El Sol de Morelia*.

Guerrero Bustamante, R. (2024). Cuáles son los 2 geoparques mundiales de la UNESCO en México [Recuperado el 05 de enero de 2025 desde https://www.eluniversal.com.mx/destinos/cuales-son-los-2-geoparques-mundiales-de-la-unesco-en-mexico/]. *El Universal*.

Habib, M., & Cunninham, J. (2010). Capacity for launch in Anhanguera and Quetzalcoatlus. *Acta Geoscitntica Sinica*, *31*, 24-25.

Hakim, M., Choukri, S., & Ali, M. A. (2024). Airfoils selection for a blended wing body aircraft in medium Reynolds number. *International Conference on Global Aeronautical Engineering and Satellite Technology*, 1-5.

Harada, T., Fujita, K., Oyama, A., Mamori, H., & Yamamoto, M. (2018). Aerodynamic design of airfoil for flying wing Mars airplane. *Aerospace Research Central*.

Hartman, S. (2017). Skeletal reconstruction of *Tapejara* [Copyright Scott Hartman; consultado el 11 de marzo de 2025]. https://www.skeletaldrawing.com/non-dinosaurs/tapajara

Hennigan, W. J. (2022). Exclusive: The Making of the U.S. Military's New Stealth Bomber [Recuperado el 28 de enero de 2025 desde https://time.com/6238168/b-21-raider-bomber-us-military-exclusive/]. *Time*.

Hernández, M. (2023). La principal amenaza para los bosques, el cambio de uso de suelo [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://www.gaceta.unam.mx/la-principal-amenaza-para-los-bosques-el-cambio-de-uso-de-suelo/]. *Gaceta UNAM*.

Himes, J. R. (2024). Design and initial testing of an Unmanned Aerial Vehicle to sample aerosols in wildfires. *Technology ProQuest Dissertations and Theses*.

INECC. (2020). Revisión y análisis sobre valoración económica de los servicios ecosistémicos de México de 1990 a 2019 [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/cms/uploads/attachment/file/579760/Revisio_n_y_analisis_valoracion.pdf].

Innocente, M. S., & Grasso, P. (2018). Swarms of autonomous drones self-organised to fight the spread of wildfires. *Proceedings of the GEOSAFE Workshop on Robusr Solutions for Fire Fighting*, *2146*, 30-39.

Jagtap, S. S., Childs, P. R. N., & Stettler, M. E. J. (2024). Conceptual design-optimisation of a subsonic hydrogen-powered long-range blended-wing-body aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, *96*, 639-651.

Joyce, C. (2010). Peerless Pterosaur Could Fly Long Distance For Days [Consultado el 11 de marzo de 2025]. https://www.npr.org/2010/11/16/131362653/peerless-pterosaur-could-fly-long-distance-for-days

Kallen, N. (2023). Plasticity: 3D CAD modeling for designers [Versión 1.0]. https://www.plasticity.xyz

La Jornada. (2024). Edomex: Torres de Vigilancia Forestal para Proteger los Bosques. *La Jornada*.

Lakhtakia, A., & Martín-Palma, R. J. (2013). *Engineered Biomimicry* (1.ª ed.). Elsevier.

Las Empresas Verdes. (2023). La tala ilegal amenaza los bosques de la Ciudad de México [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://lasempresasverdes.com/la-tala-ilegal-amenaza-los-bosques-de-la-ciudad-de-mexico/#:~:text=La%20tala%20ilegal%20amenaza%20los,de%20M%C3%A9xico%20%7C%20Las%20Empresas%20Verdes]. *Las Empresas Verdes*.

Leishman, J. G. (2023). *Introduction to Aerospace Flight Vehicles* [Libro de acceso abierto]. Embry-Riddle Aeronautical University Press. https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/front-matter/4811/

Li, C., Wang, P., Li, T., & Dong, H. (2020). Performance study of a simplified shape optimization strategy for blended-wing-body underwater gliders. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, *12*, 455-467.

Liburdy, J. (2021). The Panel Method: An Introduction [Accessed: 2025-06-19]. En *Intermediate Fluid Mechanics* (version of September 16, 2021). Oregon State University. https://open.oregonstate.education/intermediate-fluid-mechanics/chapter/the-panel-method-an-introduction/

Mader, C. A., & Martins, J. R. R. A. (2012). Optimal flying wings: a numerical optimization study. *Structural Dynamics an Materials Conference*.

Mataix, C. (1982). *Mecánica de fluidos y máquinas hidráulicas* (2.ª ed.). Alfaomega.

Middleton, K. M., & English, L. T. (2014). Challenges and advances in the study of pterosaur flight. *Canadian Journal of Zoology*, *96*(12), 1377-1388.

Minaev, E., Quijada Pioquinto, J. G., Shakhov, V., Kurkin, E., & Lukyanov, O. (2024). Airfoil Optimization Using Deep Learning Models and Evolutionary Algorithms for the Case Large-Endurance UAVs Design. *Drones*, *8*(570).

Mongabay LATAM. (2024). Incendios forestales devastan millones de hectáreas en América Latina| Coyuntura ambiental [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://es.mongabay.com/2024/10/incendios-forestales-devastan-millones-de-hectareas-america-latina/]. *MONGABAY*.

Muksimova, S., Umirzakova, S., Mardieva, S., Abdullaev, M., & Cho, Y. I. (2024). Revolutionizing wildfire detection through UAV-driven fire monitoring with a Transformer-based approach. *Fire*, *7*(12), 443.

Munguía, K. (2025). Crecen 159.73 % incendios forestales. *El Diario de Querétaro*.

Muñoz Robles, C. A., Treviño Garza, E. J., Verástegui Chávez, J., Jiménez Pérez, J., & Aguirre Calderón, Ó. A. (2005). Desarrollo de un modelo espacial para la evaluación del peligro de incendios forestales en la Sierra Madre Oriental de México. *Investigaciones Geográficas*, (56), 101-117.

Myhra, D. (1999). *Horten Ho 9: A photo history* (1.ª ed.). Schiffer Publishing.

NASA. (2025). 2024 Fires in the Northern Hemisphere [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://earthobservatory.nasa.gov/images/event/152498/2024-fires-in-the-northern-hemisphere].

NASA Glenn Research Center. (2024, julio). Lift to Drag (L/D) Ratio [Página web]. Consultado el 21 de junio de 2025, desde https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-l-d-ratio/

Nature. (s.f.). Biomimetics [Recuperado el 25 de octubre de 2024 desde https://www.nature.com/subjects/biomimetics].

Nickel, K., & Wolhfahrt, M. (1994). *Tailles aircraft in theory and practice*. Butterworth Heimann.

NOAA's NCEI. (2025). Monthly Wildfires Report for Annual 2024 [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://www.ncei.noaa.gov/access/monitoring/monthly-report/fire/202413].

Northrop Grumman's Newsroom. (2024a). B-2 Spirit: Evolving with agility [Recuperado el 28 de enero de 2025 desde https://news.northropgrumman.com/news/features/b-2-spirit-evolving-with-agility]. *Northrop Grumman Newsroom*.

Northrop Grumman's Newsroom. (2024b). What you need to know about Northrop Grumman's B-21 Raider [Recuperado el 28 de enero de 2025 desde https://news.northropgrumman.com/news/features/what-you-need-to-know-about-northrop-grummans-b-21-raider]. *Northrop Grumman Newsroom*.

Our World in Data. (2025). Annual number of wildfires [Recuperado del 15 de enero de 2025 de https://ourworldindata.org/grapher/annual-number-of-fires].

Padian, K., Cunningham, J. R., Langston, W., & Conway, J. (2021). Functional morphology of Quetzalcoatlus Lawson 1975 (Pterodactyloidea: Arzdarchoidea). *Journal of Vertebrate Paleontology*, (41), 218-251. https://doi.org/10.1080/02724634.2020.1780247

Panknin, W. (1990). On the Wing, RC Soaring digest. *MARCS SYmposium*, 106-107.

Pastor, J. (2020). Airbus desvela el Maveric, un sorprendente avión de ala integrada con el que quiere revolucionar la aviación comercial [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.xataka.com/vehiculos/airbus-desvela-maveric-sorprendente-avion-ala-integrada-que-quiere-revolucionar-aviacion-comercial].

Pérez Verdín, G., Márquez Linares, M. A., Cortés Ortiz, A., & Salmerón Macías, M. (2013). Análisis espacio-temporal de la ocurrencia de incendios forestales en Durango, México. *Madera y Bosques*, *19*(2), 37-58.

Phillips, W. F., & Snyder, D. O. (2000). Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Theory. *Journal of Aircraft*, *37*(4).

Pinzón, S. (2015). Introduction to Vortex Lattice Theory. *Ciencia y Poder Aéreo*, *10*(1), 39-48. https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.433

PROFEPA. (2020). Importancia de los ecosistemas forestales; especies de los bosques y selvas [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/profepa/articulos/importancia-de-los-ecosistemas-forestales-especies-de-los-bosques-y-selvas?idiom=es#:~:text=Desde%20el%20punto%20de%20vista,impacto%20de%20los%20fen%C3%B3menos%20naturales.&text=Mantienen%20la%20provisi%C3%B3n%20de%20agua%20en%20calidad%20y%20cantidad.&text=Generan%20ox%C3%ADgeno.].

Qin, N., Vavalle, A., Moige, A. L., Laban, M., Hackett, K., & Weinerfelt, P. (2013). Spanwise Lift Distribution for Blendded Wing Body Aircraft. *Journal of Aircraft*, *42*(2).

Quijada Pioquinto, J. G., Shakhov, V., Minaev, E., Kurkin, E., & Lukyanov, O. (2024). Conceptual design-optimisation of a subsonic hydrogen-powered long-range blended-wing-body aircraft. *Preprints*.

Raja, V., Solaiappan, S. K., Kumar, L., Marimuthu, A., Gnanasekaran, R. K., & Choi, Y. (2022). Design and Computational Analyses of Nature Inspired Unmanned Amphibious Vehicle for Deep Sea Mining [Publicado en MDPI, acceso abierto]. *Minerals*, *12*(3), 342. https://doi.org/10.3390/min12030342

Ramezani, A., Chung, S.-J., & Hutchinson, S. (2017). A biomimetic robotic platform to study flight specializations of bats. *Science Robotics*, *2*(3). https://doi.org/10.1126/scirobotics.aal2505

Ramos, N. (2022). Applied Aerodynamics [Curso en línea en Udemy]. https://www.udemy.com/course/applied-aerodynamics/

Rani, S. S., Raj, S. R., Rakshith, G. R., Paragi, C. S., & Somashekar, V. (2022). Numerical investigation for selection of airfoil with regard to flying wing applications. *International Journal of Fluid Mechanics Research*, *49*(5), 59-70.

Razo Zárate, R., Gordillo Martínez, A. J., Rodríguez Laguna, R., Maycotte Morales, C., & Acevedo Sandoval, O. A. (2013). Estimación de biomasa y carbono almacenado en árboles de oyamel afectados por el fuego en el Parque Nacional "El Chico", Hidalgo, México. *Madera y Bosques*, *19*(2), 73-86.

Representación AGRICULTURA Baja California. (2022a). Buscan regularizar el uso de drones en la agricultura [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/agricultura/bajacalifornia/articulos/buscan-regularizar-el-uso-de-drones-en-la-agricultura].

Representación AGRICULTURA Baja California. (2022b). Invita Agricultura a empresas que aplican agroquímicos con 'drones' a registrarse [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/agricultura/bajacalifornia/articulos/buscan-regularizar-el-uso-de-drones-en-la-agricultura].

Ritchie, H. (2021). Deforestation and Forest Loss [https://ourworldindata.org/deforestation]. *Our World in Data*.

Rocha Rangel, E., Rodríguez García, J. A., Martínez Peña, E., & López Hernández, J. (2012). Biomimética: Innovación sustentable inspirada por la naturaleza.

Investigación y Ciencia de la Universidad Autónoma de Aguascalientes, 56-61. https://investigacion.uaa.mx/RevistaIyC/archivo/revista55/Articulo%207.pdf

Rolfe, D., & Dawydoff, A. (1952). *Airplanes of the World* (1.ª ed.). Simon & Schuster.

Saffre, F., Hildmann, H., Karvonen, H., & Lind, T. (2022). Monitoring and cordoning wildfires with an autonomous swarm of unmanned aerial vehicles. *Drones*, *6*(10), 301.

Scasserra, E. C. (2022). Terminología técnico-científica y sus curiosidades. ¿Flaps o slats? [Recuperado el 28 de enero de 2025 de https://www.traductores.org.ar/wp-content/uploads/2022/04/Rev153-Flaps.pdf].

Schmidt, D. K., Zhao, W., & Kapania, R. K. (2016). Flight-Dynamics and Flutter Modeling and Analyses of a Flexible Flying-Wing Drone. *AIAA Journal*.

Schwander, R. L. (1997). The development of the flying wing. *Journal of Aviation/Aerospace Education and Research*, *8*(1).

SCT. (2017). Trabaja la SCT en la regulación sobre sistemas de aeronaves pilotadas a distancia (RPAS), también llamadas 'drones' [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/sct/prensa/trabaja-la-sct-en-la-regulacion-sobre-sistemas-de-aeronaves-pilotadas-a-distancia-rpas-tambien-llamadas-drones].

Selverston, A. I. (2001). Biomimetic robots and biology. *Behavioral and Brain Sciences*, *24*(6), 1077-1077. https://doi.org/10.1017/s0140525x01510122

SEMARNAT. (2022a). Deforestación y tala ilegal, amenaza latente para nuestros bosques [Recuperado el 17 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/semarnat/articulos/deforestacion-y-tala-ilegal-amenaza-latente-para-nuestros-bosques#:~:text=En%20el%20caso%20de%20M%C3%A9xico,recursos%20forestales%2C%20incumplimiento%20de%20programas].

SEMARNAT. (2022b). Estimación de las pérdidas econímicas por la tala ilegal en México [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/cms/uploads/attachment/file/781684/162_2022_Perdidas_Economicas_por_Tala.pdf].

SEMARNAT. (2024). La coordinación interinstitucional será clave para hacer frente a los incendios forestales en 2025: Alicia Bárcena [Recuperado el 10 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/semarnat/prensa/la-coordinacion-interin

stitucional-sera-clave-para-hacer-frente-a-los-incendios-forestales-en-2025-alicia-barcena?idiom=fr].

SEMARNAT. (s.f.). Informe del Medio Ambiente, Ecosistemas Terrestres [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://apps1.semarnat.gob.mx:8443/dgeia/informe18/tema/cap2.html].

Shepelev, A., & Ottens, H. (2015). *Horten Ho 229 Flying Wing: Spirit of Thuringia*. Crecy Publishing.

Siegman, H. (2001). S-Schlagprofile für Pfeilnurflügel (S-reflex airfoil profiles). https://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm

Snell-Rood, E. (2016). Interdisciplinarity: Bring biologists into biomimetics. *Nature*, *529*(7586), 277-278. https://doi.org/10.1038/529277a

SNMF. (s.f.). ¿Qué es el Sistema Nacional de Monitoreo Forestal? [Recuperado el 05 de diciembre de 2024 de https://snmf.cnf.gob.mx/].

Sobester, A. (2018). ADRpy: Aircraft Design Recipes in Python [Software]. https://github.com/sobester/ADRpy

Sobester, A. (2020). How to draw a V-n diagram? Consultado el 19 de junio de 2025, desde https://www.youtube.com/watch?v=s-d5z-BQovY&t=456s

Stamenovic, M., Van de Kerckhove, K., Bower, A., & Newton, J. (s.f.). Flying Wing Designer v1.3 beta [Disponible en https://www.nestofdragons.net/weird-airplanes/flying-wings/flying-wing-designer/].

Su, W., & Cesnik, C. E. S. (2011). Dynamic Response of Highly Flexible Flying Wings. *AIAA Journal*, *49*(2).

TERRASAT. (s.f.). Normativa de uso de drones en México [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.gob.mx/afac/acciones-y-programas/rpas-drones].

Terrazas, V. (2024). Refuerzan vigilancia para evitar quemas de residuos agrícolas para prevenir incendios forestales [Recuperado el 10 de enero de 2025 de https://laverdad.com.mx/2024/12/refuerzan-vigilancia-para-evitar-quemas-de-residuos-agricolas-para-prevenir-incendios-forestales/]. *La Verdad de Tamaulipas*.

Torenbeek, E. (2013). *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. John Wiley; Sons.

Torres, S., & Guevara, S. (2002). El potencial de México para la producción de servicios ambientales: captura de carbono y desempeño hidráulico. *Gaceta Ecológica INE*, (63).

Turismo Mineral del Chico. (s.f.-a). Parque Nacional El Chico, HGO [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.mineraldelchico.com.mx/portfolio/parque-nacional-el-chico-hgo/].

Turismo Mineral del Chico. (s.f.-b). Salva los bosques, evita los incendios forestales [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.mineraldelchico.com.mx/evita-los-incendios-forestales/].

Valmiki, S., Chavan, M., Jolada, S., Ladde, M., & Mateen, M. (2024). Fire fighting drone using fire extinguisher ball. *Journal of Scientific Research and Technology*, *2*(7), 27-36.

Vela, R. (2024). Combatir la tala ilegal en México será posible con esta tecnología [Recuperado el 15 de enero de 2025 de https://es.wired.com/articulos/combatir-la-tala-ilegal-en-mexico-sera-posible-con-esta-tecnologia]. *WIRED*.

Vuk, A., Milenko, T., & Vojimir, M. (2024). Small fixed-wing UAV precision aerial drop capability development. *International Scientific Conference on Defensive Technologies*.

Wang, B. (2023). B-21 Superstealth Bomber First Flight in Days and It Can Beat China's Super Radar and Defenses [Recuperado el 20 de enero de 2025 de https://www.nextbigfuture.com/2023/09/b-21-superstealth-bomber-first-flight-in-days-and-it-can-beat-chinas-super-radar-and-defenses.html].

Wang, X., Liu, Q., Du, F., & Li, H. (2024). Research on wing shapes optimization for gliding distance. *First Aerospace Frontiers Conference (AFC 2024)*, *13218*.

Witton, M. P., & Habib, M. B. (2010). On the Size and Flight Diversity of Giant Pterosaurs, the Use of Birds as Pterosaur Analogues and Comments on Pterosaur Flightlessness [Consultado el 11 de abril de 2025]. *PLOS ONE*, *5*(11), e13982. https://doi.org/10.1371/journal.pone.0013982

Witton, M. P., & Naish, D. (2008). A Reappraisal of Azdarchid Pterosaur Functional Morphology and Paleoecology. *PLoS ONE*.

Ye, W., Xu, H., Zhou, Y., Chu, F., Song, L., Hu, Y., & Hu, W. (2025). Developmento of eco-benign firebreaks based on flame-retardant ammonium polyphosphate hybrid system. *Sustainable Materials and Technologies*, *43*.

Yepes Llorente, L. (2022). El Método de Vortex Lattice [Recuperado el 28 de enero de 2025 de https://ingenieriabasica.es/metodo-de-vortex-lattice/].