



**CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS AVANZADOS
DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**

UNIDAD ZACATENCO

**PROGRAMA DE
SISTEMAS AUTÓNOMOS DE NAVEGACIÓN AÉREA Y
SUBMARINA**

**“Desarrollo de una aeronave no tripulada con capacidades
VTOL y vuelo horizontal”**

T E S I S

Que presenta

M. EN C. JUAN MANUEL BUSTAMANTE ALARCON

Para obtener el grado de

DOCTOR EN CIENCIAS

EN

**SISTEMAS AUTÓNOMOS DE NAVEGACIÓN AÉREA Y
SUBMARINA**

Directores de Tesis:

Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada

Dr. Antonio Osorio Cordero

Ciudad De México

Septiembre 2023

*Dedicado a
mi familia*

*El hombre armado con grandes y ligeras alas, haciendo fuerza contra el imponente aire,
venciendo, podrá sojuzgarlo y elevarse por encima de él.*

Leonardo Da Vinci

Agradecimientos

A mi familia,

Como un testimonio de mi infinito aprecio y gratitud hacia ustedes por toda una vida de esfuerzo y sacrificio. Siempre me han brindado cariño y apoyo incondicional en los momentos en que más los necesitaba. Desde lo más profundo de mi corazón, deseo que sientan este triunfo profesional como si fuera suyo también.

A mis asesores, el Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada, el Dr. Antonio Osorio Cordero y el Dr. Carlos Amir Escalante Velázquez,

Deseo expresar mi profundo agradecimiento por creer en mí y por ser parte fundamental de este arduo trabajo que quedará como un recuerdo y testimonio vivo en la historia. Esta tesis perdurará en el conocimiento y en el desarrollo de las futuras generaciones.

A todas las personas que formaron parte de este proyecto, en especial a Héctor, Leonel, Erick, Fernando, Iliana, Edgar y Claudia,

Me gustaría expresar mi profundo agradecimiento por su participación en este proyecto. Ha sido un testimonio del poder del trabajo en equipo, y cada uno de ustedes desempeñó un papel crucial.

A mis amigos y compañeros de laboratorio,

Gracias por brindarme su apoyo y sabios consejos durante la realización de mi tesis.

Al Dr. Octavio García Salazar y al Dr. Carlos Antonio Santana Delgado

Sus valiosas contribuciones y apoyo durante mi estancia en el CIIIA, fueron esenciales para llevar a cabo este proyecto con éxito.

Al CINVESTAV,

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento por haberme brindado esta enriquecedora

experiencia a lo largo de mi trayectoria académica. Gracias por haberme permitido convertirme en un profesional apasionado en el área que tanto amo. Quiero extender mi agradecimiento a cada uno de los profesores que formaron parte de este proceso integral de formación.

AI CONSEJO NACIONAL DE HUMANIDADES, CIENCIAS Y TECNOLOGÍAS (CONAHCYT),

Quiero expresar mi agradecimiento por brindarme una beca que me permitió continuar con mis estudios de posgrado. Su generosidad y respaldo han sido fundamentales en mi trayectoria académica y profesional.

Y por último pero no por ello menos importante

Quiero darme las gracias por creer en mí mismo, por hacer todo este trabajo duro, por no tener días libres, por nunca abandonar, por siempre ser yo mismo.

Este es un momento sumamente especial que espero perdure en el tiempo, no solo en la memoria de las personas a quienes he agradecido, sino también en aquellos que dedicaron su tiempo para revisar mi tesis. Agradezco profundamente a estos individuos por permitir que mis experiencias, investigaciones y conocimientos se integren en su repertorio de información, dejando así una huella duradera.

Con gratitud y aprecio,

Juan Manuel Bustamante Alarcon

Resumen

En los últimos años, se han incrementado las aplicaciones civiles con aeronaves no tripuladas gracias a la simplicidad mecánica, versatilidad y bajo mantenimiento de éstas en comparación con las aeronaves tripuladas. Una de las características de mayor interés en estos vehículos, es la capacidad de despegue y aterrizaje vertical junto con el vuelo en modo avión. Actualmente, el vuelo vertical con ala rotativa se caracteriza por un consumo de energía excesivo que supera las capacidades de las tecnologías de baterías actuales. Se ha trabajado en reducir la carga energética en estas plataformas, encontrando dos tecnologías que buscan incrementar la eficiencia en vuelo vertical. La primera de ellas llamada Propulsión Eléctrica Distribuida (Distributed Electric Propulsion, DEP por sus siglas en inglés), busca mejorar la eficiencia energética del sistema de propulsión al reducir la carga de los motores por medio del incremento del número de estos, distribuyendo la carga para operar de forma más eficiente. La otra tecnología llamada *Ducted-Fan*, mejora la eficiencia aerodinámica de las hélices al rodearlas con un ducto que reduce los vórtices en las puntas de las palas.

Basado en estas tecnologías, este proyecto de tesis presenta el vehículo conceptual XEVTOL con capacidades VTOL y vuelo en modo avión. Se describe la fase de diseño del vehículo XEVTOL-2FNW y del XEVTOL-4FNW. El primero de ellos con cuatro *Ducted-Fans* y el segundo con seis, estudiando los efectos de la DEP en estas aeronaves. Se realiza la caracterización del sistema *Ducted-Fan*, la cual incrementó hasta un 35 % la sustentación generada en comparación con la hélice libre. Por otra parte, se describe el modelo matemático de las dinámicas de la plataforma XEVTOL-2FNW por medio de Newton-Euler. Se realizan simulaciones MIL utilizando X-Plane y Simulink con los vehículos 2FNW y 4FNW, encontrando un aumento en la eficiencia energética de hasta un 11 % durante el vuelo multirroto con la versión 4FNW. Por último, se presentan detalles de la construcción de los prototipos 2FNW y 4FNW, junto con resultados de pruebas de vuelo que demuestran su capacidad para despegar en forma vertical y mantenerse en vuelo estacionario de ambos diseños.

Abstract

The use of unmanned aircraft in civil applications has increased in recent years thanks to their simplicity, versatility and low maintenance compared to manned aircraft. One of the characteristics of greatest interest in these aircraft is the vertical takeoff and landing together with the plane flight, that is, merging the advantages of the fixed wing and the rotary wing. Currently, vertical flight with a rotary wing has excessive energy consumption, which surpasses battery technology. Work has been done to reduce the energy load on these platforms, appearing two technologies that try to increase efficiency in vertical flight. The first one, called Distributed Electric Propulsion (DEP), seeks to improve the energy efficiency of motors by reducing their load by increasing the number of motors, distributing the load on them to take them to a region of greater efficiency. The other technology, called *Ducted-Fans*, attempts to improve the aerodynamic efficiency of the propellers by surrounding them with a duct to reduce the vortex generated at the tips of the propeller blades.

In this research, the XEVTOL concept with VTOL and airplane flight capabilities is presented. The design phase is described presenting two aircraft, the XEVTOL-2FNW and XEVTOL-4FNW, the first with four *Ducted-Fans* and the second with six ones. The idea is to study the effects of the DEP through these two aircraft. The characterisation of the *Ducted-Fans* system is carried out, finding an increase of up to 35 % in lift compared to the free propeller. On the other hand, the mathematical model of the dynamics of the XEVTOL-2FNW platform is described through the Newton-Euler formalism. MIL simulations are performed using *X-Plane* and Simulink with the 2FNW and 4FNW platforms, finding a higher energy efficiency of up to 11 % during vertical flight with the 4FNW version. Finally, the construction of a prototype of the 2FNW and 4FNW concepts is presented, showing flight tests achieving to take off vertically and maintain stationary flight.

Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	V
Abstract	VII
Índice de figuras	XIII
Índice de tablas	XVI
Lista de símbolos	XVII
Lista de acrónimos	XIX
1. Introducción	1
1.1. Planteamiento del Problema	2
1.2. Estado del Arte	3
1.2.1. Ducted-Fans y conceptos de aeronaves	3
1.2.2. Propulsión eléctrica distribuida (DEP) y conceptos de aeronaves	6
1.3. Planteamiento de la solución	10
1.4. Objetivo General	11
1.4.1. Objetivos Particulares	11
1.5. Justificación	12
1.6. Hipótesis	13
1.7. Publicaciones y estancias de investigación	13
1.8. Organización de la tesis	14

2. Diseño del concepto XEVTOL	17
2.1. Requerimientos	17
2.2. Descripción del concepto	19
2.3. Diseño Preliminar	20
2.3.1. Peso de las aeronaves	20
2.3.2. Aerodinámica	22
2.4. Caracterización aerodinámica por medio de XFLR5 del perfil del ala escaneada	23
2.4.1. Resultados de la caracterización del perfil en XFLR5	24
2.5. Caracterización del sistema <i>Ducted-Fan</i>	26
2.5.1. Eficiencia energética de los motores	27
2.6. Ubicación de los Ducted-Fans XEVTOL-2FNW	30
2.7. Discusión	31
3. Modelo matemático	33
3.1. Dinámica	33
3.2. Fuerzas	35
3.2.1. Fuerzas de propulsión	36
3.2.2. Fuerzas aerodinámicas	36
3.2.3. Fuerza gravitacional	37
3.3. Momentos	38
3.3.1. Momentos debidos al sistema de propulsión	38
3.3.2. Momentos Giroscópicos	39
3.3.3. Momentos aerodinámicos	41
3.4. Ecuaciones de movimiento	42
3.4.1. Modelo matemático en modo multirrotores	43
3.5. Discusión	44
4. Simulaciones Model In The Loop (MIL) mediante X-Plane y Matlab-Simulink	45
4.1. X-Plane	46
4.1.1. ¿Cómo funciona X-Plane?	47
4.1.2. Precisión de simulación con X-Plane	49
4.1.3. Metodología de trabajo en Plane Maker	49
4.2. Modelado 3D del vehículo XEVTOL-2FNW	50

4.2.1.	Comparación de resultados experimentales y simulación del sistema de propulsión en X-Plane	53
4.2.2.	Configuración del sistema eléctrico	54
4.2.3.	Configuración de las velocidades y límites de las fuerzas G	55
4.2.4.	Configuración de peso y balance	56
4.3.	Simulaciones MIL. Modo multirrotor y transición de vuelo a ala fija	57
4.3.1.	Esquema de Control para modo multirrotor	57
4.3.2.	Esquema de control para ala fija y transición	63
4.3.3.	Mixers	64
4.3.4.	Condiciones de Simulación	65
4.3.5.	Resultados de Simulación	66
4.4.	Discusión	71
5.	Resultados experimentales de los prototipos	73
5.1.	Manufactura de los prototipos	73
5.1.1.	Ducted-Fan y Dual Ducted-Fan	74
5.1.2.	Marco de empotre del perfil de carbono	75
5.1.3.	Sujeción del mecanismo basculante	77
5.2.	Aviónica del vehículo	79
5.3.	Programación del Autopiloto Pixhawk 1 usando PX4	80
5.3.1.	Definición de la Geometría del vehículo	81
5.3.2.	Mixers	83
5.4.	Resultados de las pruebas de vuelo multirrotor	84
5.4.1.	Capacidades VTOL	85
5.4.2.	Evaluación del desempeño energético	87
5.5.	Discusión	88
6.	Conclusiones y trabajo a futuro	91
6.1.	Conclusiones	91
6.1.1.	Desempeño del sistema de propulsión	91
6.1.2.	Modelo matemático	92
6.1.3.	Comparación del desempeño de vuelo de los vehículos 2FNW y 4FNW por medio de simulaciones MIL	92

6.1.4. Pruebas de vuelo multirroto con el prototipo XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW	93
6.2. Trabajo futuro por desarrollar	94
Bibliografía	97

Índice de figuras

1.1.	Stipa-Caproni, sistema <i>Ducted-Fan</i> dentro del fuselaje.	4
1.2.	Doak VZ-4, dos <i>Ducted-Fans</i> basculantes en las puntas del ala.	4
1.3.	Bell X-22A, cuatro <i>Ducted-Fans</i> basculantes.	4
1.4.	Concepto XTI TriFan 600 desarrollado por la empresa XTI Aircraft.	5
1.5.	Concepto de VANT Lift-propulsion VTOL.	5
1.6.	Concepto <i>Fan In Wing</i> tilt-rotor.	6
1.7.	Diseño conceptual NASA X-57 Maxwell.	8
1.8.	Prototipo de la aeronave <i>Tilt-Rotor</i> de Lilium.	8
1.9.	Diseño conceptual de la aeronave HAMR	8
1.10.	Prototipo de la aeronave <i>Greased Lightning GL-10</i>	8
1.11.	Aeronave no tripulada con capacidades VTOL <i>Lightning Strike X-Plane</i> . . .	9
1.12.	Concepto de aeronave no tripulada VTOL <i>Joby S2</i>	9
1.13.	Prototipo Vahana desarrollado para la evaluación del concepto de la aeronave.	10
1.14.	Conceptos XEVTOL con dos y cuatro <i>Ducted-Fans</i>	11
2.1.	Perfil de misión	18
2.2.	Plataforma TuffWing	19
2.3.	Conceptos XEVTOL	20
2.4.	Desglose del peso de los componentes de las aeronaves XEVTOL	21
2.5.	Escaneo del fuselaje por medio de escáner láser.	23
2.6.	CAD del vehículo XEVTOL obtenido del proceso de ingeniería inverso . .	23
2.7.	Curva de sustentación vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.	24
2.8.	Curva de arrastre vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.	25
2.9.	Curva de momento vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.	25

2.10. Banco de pruebas RCbenchmark 1580	26
2.11. Motor brushless F40 PROII 2600KV desarrollado por T-Motor.	26
2.12. Gráfica Empuje-Corriente obtenida de pruebas experimentales en el banco	28
2.13. Gráfica de eficiencia energética del sistema <i>Ducted-Fan</i>	28
2.14. Vista en planta del XEVTOL-2FNW	32
2.15. Vista en planta del diseño preliminar del concepto XEVTOL-4FNW	32
3.1. Marcos de referencia y sus rotaciones para describir la transformación de coordenadas del XEVTOL-2FNW.	34
3.2. Fuerzas y momentos que actúan sobre la plataforma aérea	36
3.3. Definición de ejes viento $\{W\}$, ejes de estabilidad $\{S\}$ y ángulos aerodinámicos.	38
3.4. Diagramas de cuerpo libre de la plataforma XEVTOL-2FNW.	40
3.5. Fuerzas y momentos aerodinámicos de la plataforma XEVTOL-2FNW	41
4.1. Metodología de diseño en <i>Plane Maker</i>	50
4.2. Vista superior del modelo 3D de la aeronave XEVTOL-2FNW	51
4.3. Ilustración en formato CAD del brazo de sujeción del motor coaxial basculante	51
4.4. Secciones transversales a lo largo del eje longitudinal definidas en el módulo de <i>Miscellaneous Bodies</i>	52
4.5. Imágenes en 3D del brazo modelado en <i>Plane Maker</i>	52
4.6. Hélice 5055 y banco de pruebas utilizado en la simulación	53
4.7. Comparativa de empuje de las hélices en simulación contra resultados experimentales	54
4.8. Comparativa de RPMs de las hélices en simulación contra resultados experimentales	54
4.9. Potencia eléctrica de la hélice en simulación contra referencia experimental	55
4.10. Perfil de descarga de la batería configurado en <i>Plane Maker</i>	55
4.11. Modelos 3D de los conceptos XEVTOL desarrollados en <i>Plane Maker</i>	56
4.12. Diagrama a bloques de la estructura de simulación desarrollado en Simulink	57
4.13. Diagrama de bloques de las leyes de control utilizadas en modo multirroto	62
4.14. Diagrama de bloques de las leyes de control utilizadas en modo ala fija	63
4.15. Diagrama de bloques de la transición de vuelo	64

4.16. Resultados de altura y orientación de las simulaciones	66
4.17. Parámetros energéticos obtenidos de la simulación	68
4.18. Velocidades horizontal (V_h) y ascenso (V_V).	69
4.19. Resultados aerodinámicos de la simulación	70
4.20. Capturas de pantalla de las plataformas XEVTOL durante la simulación . .	71
5.1. Fotografía del <i>Ducted-Fan</i> fabricado mediante FDM	74
5.2. Fotografía del ensamble del <i>Ducted-Fan</i> dentro de la abertura de la semiala izquierda	74
5.3. Bosquejo CAD de las partes que componen al <i>Dual Ducted-Fan</i>	75
5.4. Fotografía del ensamble final del <i>Dual Ducted-Fan</i>	75
5.5. Diseño en CAD del marco de sujeción de la barra.	76
5.6. Pieza de refuerzo-mordaza del marco de sujeción de la barra.	76
5.7. Foto del marco de empotre ensamblado en el fuselaje del avión y sujetando la barra.	77
5.8. Refuerzo fabricado en Onix mediante la técnica de FDM.	77
5.9. Pieza de sujeción con el perfil de carbono impresa en material Onix reforzada con fibra de carbono	78
5.10. Fotografía de los dos <i>Dual Ducted-Fans</i> ensamblados en el fuselaje	78
5.11. Diagrama de conexión de los dispositivos utilizados en los prototipos	80
5.12. Fotografías de los prototipos XEVTOL	85
5.13. Resultados experimentales de altura y orientación del prototipo XEVTOL- 2FNW	86
5.14. Resultados experimentales de altura y orientación del prototipo XEVTOL- 4FNW	87
5.15. Parámetros energéticos de las pruebas de vuelo	88
5.16. Fotografías de las aeronaves XEVTOL durante las pruebas de vuelo multirroto	89

Índice de tablas

2.1. Condiciones utilizadas en el análisis del perfil.	23
2.2. Principales especificaciones del motor F40 PROII 2600KV.	27
2.3. Parámetros de carga por motor, % de potencia y eficiencia energética del sistema <i>Ducted-Fan</i> para el vehículo 2FNW.	30
2.4. Parámetros de carga por motor, % de potencia y eficiencia energética del sistema <i>Ducted-Fan</i> para el vehículo 4FNW.	30
4.1. Configuración de Mixers para las dos plataformas XEVTOL.	64
4.2. Condiciones atmosféricas durante la simulación.	65
5.1. Condiciones atmosféricas durante las pruebas de vuelo.	86

Lista de símbolos

- \mathbb{B} : Marco del cuerpo.
- F_T : Vector de Fuerzas externas que actúan sobre la plataforma $[X, Y, Z]^T$.
- F_a : Vector de fuerzas aerodinámicas.
- F_D : Fuerza de arrastre.
- F_L : Fuerza de sustentación.
- F_p : Vector de fuerzas de propulsión.
- F_W : Vector de fuerza gravitacional.
- F_Y : Fuerza lateral.
- $\mathcal{I}_{\mathbb{B}}$: Momentos de inercia de la aeronave alrededor de los ejes $x_{\mathbb{B}}, y_{\mathbb{B}}, z_{\mathbb{B}}$.
- \mathbb{I} : Marco Inercial.
- J_p : Momentos de inercia de las hélices.
- k : Constante de proporcionalidad de la fuerza de propulsión de los motores.
- M_a : Momentos aerodinámicos.
- M_{gyro} : Momentos debidos a los efectos giroscópicos.
- M_p : Momentos debidos a la propulsión.
- M_T : Vector de momentos externos que actúan sobre la plataforma $[L, M, N]^T$.
- $\ddot{P}_{\mathbb{I}}$: Vector de aceleración lineal en el marco inercial, $[\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$.

- $R_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}}$: Matriz de rotación ortogonal del marco del cuerpo al marco inercial.
 - r_a : Vector de posición del centro aerodinámico con respecto al marco del cuerpo $[-l_{wx}, 0, 0]^T$.
 - S : Superficie alar.
 - $V_{\mathbb{B}}$: Vector de velocidad lineal en el cuerpo, $[U, V, W]^T$.
 - $\dot{V}_{\mathbb{B}}$: Vector de aceleración lineal en el cuerpo, $[\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}]^T$.
 - V_{∞} : Velocidad del viento relativo.
 - $W_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}}$: Matriz que permite obtener las ecuaciones para la cinemática rotacional en función de las velocidades angulares.
 - $W_{\mathbb{I} \rightarrow \mathbb{B}}$: Matriz que permite relacionar las velocidades angulares en el marco inercial con las del marco del cuerpo.
 - β_{η} : Representa el ángulo de ajuste del elevón (Trim).
 - δ_T : Ángulo de orientación del mecanismo basculante.
 - η : Es el ángulo de deflexión del elevón.
 - $\ddot{\Theta}_{\mathbb{I}}$: Vector de aceleración angular en el marco inercial, $[\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}]^T$.
 - θ : Ángulo de cabeceo.
 - ρ : Densidad del viento.
 - ϕ : Ángulo de alabeo.
 - ψ : Ángulo de guiñada.
 - $\Omega_{\mathbb{B}}$: Velocidad angular en el cuerpo, p, q, r (alabeo, cabeceo y guiñada).
 - $\dot{\Omega}_{\mathbb{B}}$: Aceleración angular en el cuerpo, $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$.
 - ω : Velocidad angular del motor.
-

Lista de acrónimos

- **BEMT** Blade Element Momentum Theory.
- **CAD** Computer Aided Design.
- **CIIIA** Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica.
- **CTOL** Conventional Take-Off and Landing.
- **DEP** Distributed Electric Propulsion.
- **FDM** Fused Deposition Modeling.
- **fps** Frames per second.
- **HIL** Hardware In the Loop.
- **H-VTOL** Hybrid Vertical Take-Off and Landing.
- **MIL** Model In the Loop.
- **MTOW** Maximum Take-Off Weight.
- **NASA** National Aeronautics and Space Administration.
- **PLA** Polylactic acid.
- **RPAS** Remotely Piloted Aircraft System.
- **RTOS** Real Time Operating System.
- **SIL** Software In the Loop.
- **STOL** Short Take Off and Landing.

- **VANT** Vehículo Aéreo No Tripulado.
 - **VTOL** Vertical Take-Off and Landing.
 - **XEVTOL** eXperimental Eletric Vertical Take-Off and Landing.
-

Introducción

Hasta el día en que las terminales aéreas ya no necesiten de largas pistas, el avión (en palabras de Thomas Edison) está medio inventando.

En los últimos años, ha aumentado el interés en los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANTs) debido a las posibles aplicaciones que se pueden llevar a cabo con estas plataformas. Esto se debe a su diseño compacto, simplicidad mecánica, facilidad de despliegue y bajo mantenimiento en comparación con los vehículos tripulados [1, 2].

Los orígenes de los VANTs se remontan al ámbito militar, siendo principalmente aplicados en misiones de reconocimiento. Posteriormente, se amplió su uso a aplicaciones civiles, destacando la fotografía y cartografía aérea, búsqueda y rescate, seguridad y vigilancia, agricultura de precisión, inspección de infraestructuras, recreación, entre otras [3].

Pero estas plataformas aéreas no se construyeron únicamente para cargar cámaras, sino que también pueden ser capaces de transportar paquetería, alimentos, medicamentos y cualquier otro tipo de bienes. Esto podría incluir el transporte de carga hacia plataformas petroleras, reabastecimiento de buques, minería, construcción, agricultura y beneficios para las compañías de logística que mueven paquetes entre diferentes centros de distribución.

Empresas como Amazon, DHL, JD y Boeing están buscando vehículos que combinen capacidades de carga, bajo consumo energético, alcance operativo extendido, y además tengan la habilidad de despegue y aterrizaje vertical. Estas características buscan establecer métodos innovadores para el transporte de carga, reduciendo costos y acortando tiempos de entrega. Además, estas plataformas podrían llevar a cabo misiones autónomas en áreas remotas o de difícil acceso.

En este capítulo se describe el proyecto, el cual consiste en el desarrollo de los conceptos XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW. Sus siglas significan: XEVTOL (eXperimental Electric Vertical Take-Off and Landing). Mientras que 2FNW y 4FNW se refieren al número de ductos embebidos en el ala, por sus siglas en inglés: *Fan In Wing*. Comenzando con la presentación de la problemática asociada a este tipo de aeronave, seguida de los avances actuales en relación a estos vehículos, este trabajo propone una solución al problema. A partir de aquí, se derivan los objetivos de la tesis, respaldados por su justificación, además de las hipótesis planteadas. Asimismo, se presentan las publicaciones obtenidas y la estructura general de la tesis.

1.1. Planteamiento del Problema

Desde que los hermanos Wright realizaron sus primeros vuelos, los pioneros e ingenieros de la aviación han reconocido la necesidad de desarrollar vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical (VTOL, por sus siglas en inglés), así como aquellos de despegue y aterrizaje corto (STOL, por sus siglas en inglés) [4]. El helicóptero convencional ha sido parte de la solución al desafío VTOL durante muchos años, ya que sus capacidades de vuelo vertical son indiscutibles. Sin embargo, estas capacidades vienen con un alto costo, dado que se requiere mucha energía para mantener la aeronave en vuelo en comparación con lo que necesita un avión. Además, se sabe que el rotor principal implica un mecanismo sofisticado para operar la aeronave, lo que aumenta los costos de construcción y mantenimiento. También presenta numerosas partes móviles que generan vibraciones y aumentan el riesgo de fallos [5].

Por otra parte, se encuentran los vehículos con configuración multirrotor, los cuales se distinguen por exhibir una complejidad mecánica inferior en comparación con el helicóptero. No obstante, todavía mantiene un alto consumo energético, lo que, sin lugar a dudas, no constituye una solución factible para el desafío del VTOL. A pesar de esto, el multirrotor se considera como la mejor alternativa para llevar a cabo vuelos verticales si se busca reducir la complejidad mecánica.

En la actualidad, los multirrotores emplean motores eléctricos alimentados mediante baterías que el vehículo transporta consigo. Utilizan la tecnología de polímero de litio para la fabricación de estas baterías, aprovechando su capacidad de carga y descarga, y su bajo peso en comparación con otras tecnologías de baterías. A pesar de los avances logrados en este tipo

de baterías, con un incremento anual en su densidad energética, que en los últimos años ha llegado a 265 Wh/kg, la energía necesaria para llevar a cabo un vuelo totalmente eléctrico se sitúa en el orden de los 400 Wh/kg [6].

Debido al excesivo requerimiento energético y a que la tecnología actual de baterías no es suficiente para mantener un multirrotor en vuelo durante largos períodos, surge una categoría de VANTs conocida como VTOLs Híbridos (H-VTOLs). Esta categoría se caracteriza por adaptar la forma de generar sustentación de acuerdo a las condiciones de vuelo en las que se encuentra, buscando fusionar las ventajas de ambos enfoques. Es decir, lograr un rango operativo extendido y una alta autonomía a altas velocidades, propias de las aeronaves de la fija, mientras se mantiene la versatilidad proporcionada por el ala rotatoria.

1.2. Estado del Arte

Uno de los mayores avances en la tecnología VTOL ha sido el desarrollo de sistemas de propulsión eléctrica más eficientes y baterías con mayor capacidad. Las mejoras en la densidad energética de las baterías han resultado fundamentales para incrementar la eficiencia y el alcance de los VTOL eléctricos. Sin embargo, a partir de la revisión bibliográfica realizada, se ha identificado una tendencia en el empleo de dos tecnologías orientadas a optimizar el vuelo VTOL: estas son las tecnologías *Ducted-Fan* (conocida en español como ventilador de flujo guiado) y DEP (Distributed Electric Propulsion, por sus siglas en inglés). A continuación, se abordarán las aeronaves precursoras de estas tecnologías, así como los desarrollos actuales basados en las mismas.

1.2.1. Ducted-Fans y conceptos de aeronaves

El sistema *Ducted-Fan* se compone de un rotor o hélice encerrado dentro de un ducto, lo que permite aumentar la fuerza de sustentación al mejorar el rendimiento del rotor en comparación con tenerlo sin ducto. Además, permite el desarrollo de operaciones seguras cerca del suelo y reduce el nivel de ruido producido por las palas. Esta tecnología incrementa la capacidad de carga del vehículo durante la fase de despegue vertical, ya que se considera ideal para aplicaciones de baja velocidad [7, 8].

El *Ducted-Fan* fue estudiado por primera vez de manera experimental en la aeronave Stipa-Caproni (véase Figura 1.1) en 1930 [9]. A partir de ahí, se llevaron a cabo diversos estudios,

tanto teóricos como experimentales, para determinar las características aerodinámicas de los *Ducted-Fans*. Entre estos estudios, destacan las investigaciones realizadas por la NASA durante el desarrollo de dos aeronaves: la Doak VZ-4DA y la Bell X-22A (mostrados en la Figura 1.2 y 1.3. Estos vehículos utilizaban *Ducted-Fans* para sustentación y propulsión.

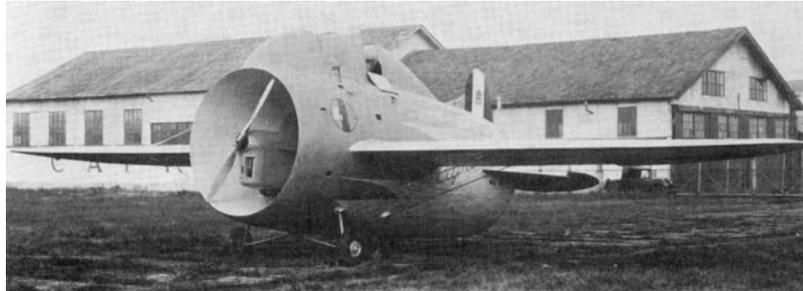


Figura 1.1: Stipa-Caproni, sistema *Ducted-Fan* dentro del fuselaje.
Autor: L. Zuccoli [10].



Figura 1.2: Doak VZ-4, dos *Ducted-Fans* basculantes en las puntas del ala.
Autor: D. S. Collection, [11].



Figura 1.3: Bell X-22A, cuatro *Ducted-Fans* basculantes.
Autor: US Army [12].

XTI TriFan 600

El XTI TriFan 600 [13] es un concepto de aeronave tripulada VTOL desarrollado por la empresa XTI Aircraft (véase Figura 1.4). Este vehículo tiene como objetivo lograr el vuelo vertical y de crucero a través de un sistema de propulsión de energía híbrida-eléctrica, mediante un motor *turboshaft*¹ que impulsa tres generadores para producir energía eléctrica que alimenta a los tres motores de la aeronave. El TriFan 600 es capaz de alcanzar una velocidad de crucero de 555 km/h, un rango operativo de 2,200 km y una altitud de crucero de 8,800 m. Se está considerando una capacidad para cinco pasajeros, además del piloto, a bordo, y la estructura de la aeronave está construida principalmente con materiales compuestos de fibra de carbono.

¹Motor de turbina de gas diseñado específicamente para aplicaciones en las que se necesita producir energía para girar un eje en lugar de generar propulsión directa.



(a) Vuelo en modo multirrotor orientando sus *Ducted-Fans* de forma vertical.

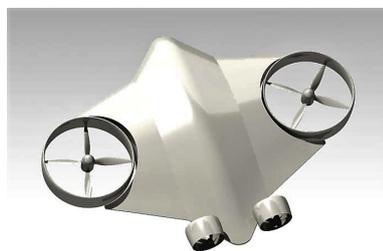


(b) Vuelo en modo ala fija orientando sus *Ducted-Fans* hacia adelante alineados con la dirección de vuelo.

Figura 1.4: Concepto XTI TriFan 600 desarrollado por la empresa XTI Aircraft.
Autor: R. W. Moorman [13].

Lift-propulsion VTOL

Este concepto adopta la idea de incorporar al fuselaje como un elemento de sustentación, al igual que lo hace la sección alar. La unidad de propulsión está compuesta por dos *Ducted-Fans* principales ubicados en los extremos del ala, y otros dos en la parte trasera del fuselaje para el empuje en modo ala fija. Durante la fase de vuelo vertical, los ductos principales proporcionan el cien por ciento de la sustentación, mientras que durante el modo avión aportarán el setenta por ciento de la sustentación, siendo el otro treinta por ciento proporcionado por el cuerpo del vehículo, generando empuje con los *Ducted-Fans* de cola. En este trabajo, los autores presentaron el diseño de su aeronave, la construcción de un prototipo y las pruebas de vuelo vertical [14]. La Figura 1.5 muestra un bosquejo y una foto de la aeronave.



(a) Diseño CAD.



(b) Prototipo.

Figura 1.5: Concepto de VANT Lift-propulsion VTOL.
Autor: X. Zhao et al. [14].

Fan-In-Wing VTOL

Los autores B. Hoeveler et al. [15] desarrollaron una aeronave VTOL con un sistema denominado *Fan In Wing* mediante el uso de dos *Ducted-Fans* incorporados en el ala, lo que ellos denominaron como *Fan In Wing*. En su diseño, mencionan la incorporación de un deflector de flujo en la parte inferior del ala para mejorar el rendimiento en el modo avión. En la parte delantera, cuentan con un *Ducted-Fan* montado en un brazo basculante, el cual se utiliza para la transición de vuelo. En esta investigación, se analiza la geometría de los deflectores de flujo, comparando un ala sin estos deflectores, así como otra ala sin ductos. La relación sustentación/arrastre para los tres casos estudiados mostró un incremento notable de hasta el sesenta y seis por ciento cuando se utiliza dicho deflector en comparación con su ausencia.

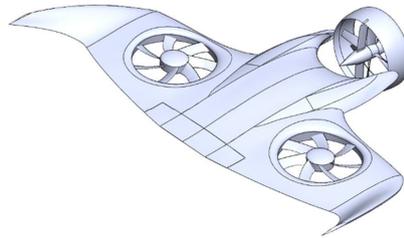


Figura 1.6: Concepto *Fan In Wing* tilt-rotor.
Autor: B. Hoeveler et al. [15].

1.2.2. Propulsión eléctrica distribuida (DEP) y conceptos de aeronaves

La NASA propone abordar la problemática de VTOL mediante el desarrollo de la DEP. Esta última es un concepto empleado en el diseño de aeronaves y otros vehículos, que implica la utilización de múltiples unidades de propulsión eléctrica distribuidas a lo largo de la estructura de la aeronave, en contraposición a una única fuente de propulsión centralizada. Dicho enfoque brinda varias ventajas, tales como una mayor eficiencia energética y una mayor maniobrabilidad [6].

Un ejemplo de la eficacia de esta tecnología es presentado por H. Kim et al. [16], donde los autores implementaron el concepto de DEP en un avión de demostración de la NASA, un vehículo de despegue y aterrizaje convencional (CTOL, por sus siglas en inglés) llamado X-57 (consulte la Figura 1.7). Este avión se basa en el fuselaje del avión Tecnam P2006T de Casoria, Italia, que ha sido reconfigurado con un ala considerablemente más pequeña en comparación con el avión de referencia. Esta reducción en el tamaño del ala se logra

gracias a la generación de sustentación proporcionada por doce pequeñas hélices eléctricas distribuidas a lo largo del borde de ataque del ala durante las fases de despegue y aterrizaje. El propósito de estas hélices distribuidas es incrementar la presión dinámica y, en consecuencia, la sustentación sobre el ala a bajas velocidades [17].

Lilium

La empresa Lilium en Múnich llevó a cabo la primera prueba de vuelo de su vehículo VTOL para dos pasajeros, totalmente eléctrico (ver Figura 1.8). Esta aeronave está compuesta por treinta y seis *Ducted-Fan* montados a lo largo de sus diez metros de envergadura. Durante la maniobra de despegue, los motores apuntan hacia abajo para generar sustentación, y una vez en vuelo, los motores rotan hacia una posición horizontal para proporcionar empuje en el modo avión [18].

HAMR (Hybrid Advanced Multi-Rotor)

Esta aeronave fue desarrollada por la empresa Advanced Aircraft, con el objetivo de mejorar las capacidades VTOL de los vehículos actuales, abordando principalmente el desafío energético que enfrentan las aeronaves de tipo multirrotor. A través de la implementación de la tecnología DEP, esta aeronave incluye seis rotores (véase Figure 1.9). Además, se ha integrado un sistema de generación de energía eléctrica destinado a alimentar los motores, lo que aumenta la autonomía a más de dos horas con un tanque de combustible y una carga útil de 3.6 kg. Alternativamente, existe la opción de incorporar dos tanques, lo que extiende el tiempo de vuelo a tres horas y media, si bien esto conlleva una reducción en la carga útil disponible a 1.3 kg [19].

Greased Lightning GL-10

De manera similar, la empresa Advanced Aircraft Company en colaboración con la NASA desarrolló el vehículo *Greased Lightning GL-10* con el objetivo de aumentar las capacidades de vuelo vertical y, al mismo tiempo, aprovechar las ventajas que ofrece el ala fija. Esta aeronave incorpora un total de diez rotores para llevar a cabo el despegue vertical. Posteriormente, a través de un sistema basculante, estos rotores se transforman en hélices para propulsar el vehículo, que ahora opera como un avión convencional (véase Figure 1.10). Está construido utilizando materiales compuestos a base de fibra de carbono, el cual ha su-

perado exitosamente pruebas de vuelo y se encuentra en una segunda fase de diseño a gran escala [20].



Figura 1.7: Diseño conceptual NASA X-57 Maxwell.

Autor: NASA [21].



Figura 1.8: Prototipo de la aeronave *Tilt-Rotor* de Lilium.

Autor: Lilium [18].



Figura 1.9: Diseño conceptual de la aeronave HAMR desarrollada por Advanced Aircraft Company.

Autor: Advance Aircraft Company [19].



Figura 1.10: Prototipo de la aeronave *Greased Lightning GL-10* desarrollado por NASA.

Autor: Advance Aircraft Company [20].

Lightning Strike X-Plane

El proyecto del *Lightning Strike VTOL X-Plane* comenzó como una iniciativa de la Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA, por sus siglas en inglés), en la que participan cuatro importantes empresas aeronáuticas: Aurora Flight Sciences Corporation, The Boeing Company, Karen Aircraft Inc y Sikorsky Aircraft Corporation. Estas compañías tienen como objetivo mejorar las capacidades actuales de VTOL [22]. DARPA desarrolló una versión a escala de esta aeronave, equipada con veinticuatro *Ducted-Fan* eléctricos dispuestos a lo largo de la envergadura y la superficie estabilizadora del vehículo (véase Figura 1.11). En 2016, se llevaron a cabo pruebas de vuelo que demostraron la funcionalidad del diseño, específicamente evaluando la aerodinámica del VTOL, validando sus dinámicas de vuelo y sistemas de control, para aplicar estos resultados a su versión a gran escala [23].



(a) Concepto de aeronave.

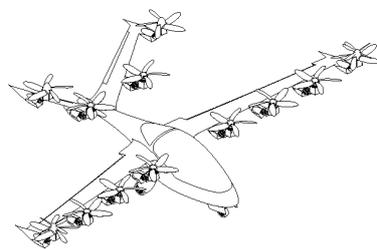


(b) Prototipo de la aeronave.

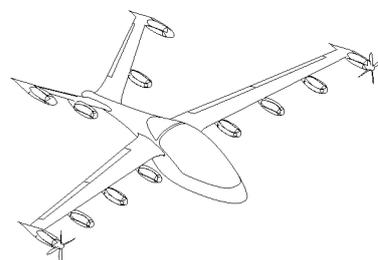
Figura 1.11: Aeronave no tripulada con capacidades VTOL *Lightning Strike X-Plane*.
 Autor: (a) DARPA [22], (b) A. M. G. Walan, [23].

Joby S2

El concepto *Joby S2*, presentado por Joby Aviation, busca desarrollar una aeronave híbrida incorporando la tecnología DEP, posicionando sus motores de manera estratégica a lo largo de la aeronave sin aumentar la complejidad mecánica ni el peso. Está diseñado principalmente para aplicaciones de alcance corto a mediano, limitado en gran medida por las capacidades actuales de las baterías. La aeronave cuenta con doce motores que impulsan doce rotores de ángulo de paso fijo (véase Figura 1.12). Esta configuración permite aumentar la seguridad operacional debido a la redundancia en los motores. Durante el modo avión, la velocidad generada por los rotores que funcionan como hélices proporciona un incremento de sustentación al vehículo, de manera similar a los dispositivos hipersustentadores². Además, al posicionar las hélices en los extremos del ala durante el modo crucero, se logra aumentar la eficiencia de propulsión [24].



(a) Modo multirrotor.



(b) Modo avión.

Figura 1.12: Concepto de aeronave no tripulada VTOL *Joby S2*.
 Autor: A. M. Stoll [24]

²Los mecanismos hipersustentadores son dispositivos o sistemas utilizados en la aviación para aumentar la sustentación de una aeronave.

Vahana

El proyecto Vahana, desarrollado por Airbus en colaboración con otras empresas en Oregon, Estados Unidos, se presenta como una aeronave totalmente eléctrica. Está compuesta por ocho rotores (véase Figura 1.13). Utiliza una configuración de ala basculante para llevar a cabo la transición de vuelo. Este vehículo está diseñado para aplicaciones de transporte de pasajeros o carga sin necesidad de un piloto a bordo. Hasta febrero de 2019, en Pendleton, Oregon, este vehículo realizó un total de cincuenta pruebas de vuelo con la aeronave a escala real. Durante estas pruebas, alcanzó una altura máxima de cinco metros y una velocidad máxima de 92 km/h, acumulando un total de cinco horas de vuelo [25].



Figura 1.13: Prototipo Vahana desarrollado para la evaluación del concepto de la aeronave. Autor: R. Lyasoff [25].

1.3. Planteamiento de la solución

Se aborda el diseño y construcción de un VANT tipo H-VTOL con una mayor eficiencia del vuelo vertical. Para lograr este objetivo, se desarrollarán dos vehículos con características distintivas. Estos se destacarán por su capacidad VTOL gracias a un sistema de propulsión eléctrica distribuida y *Ducted-Fan*. Además, ambos vehículos serán capaces de operar en modo ala fija mediante la implementación de un sistema basculante Dual *Ducted-Fan* en la parte frontal, el cual permitirá la transición hacia el modo de vuelo en avión, generando sustentación por medio del ala para reducir el consumo energético durante la fase crucero, la cual es la de mayor duración.

La Figura 1.14 ilustra los dos conceptos XEVTOL concebidos en este proyecto para investigar las ventajas que brindan los *Ducted-Fan* y la tecnología DEP. Se llevará a cabo una comparación entre un sistema que emplea cuatro *Ducted-Fans* (Figura 1.14(a)) y una versión que incorpora seis *Ducted-Fans* (Figura 1.14(b)), con el fin de analizar las diferencias y beneficios de cada enfoque.



Figura 1.14: Conceptos XEVTOL con dos y cuatro *Ducted-Fans* integrados en el ala, junto con un sistema basculante *Dual Ducted-Fans* en la parte delantera para la transición.

1.4. Objetivo General

Desarrollar el diseño conceptual, la prueba de concepto y construir un vehículo aéreo no tripulado tipo H-VTOL basado en las tecnologías de Propulsión Eléctrica Distribuida y *Ducted-Fan* para mostrar que hay un incremento en la eficiencia de vuelo vertical y crucero en este tipo de configuraciones.

1.4.1. Objetivos Particulares

- Evaluar el desempeño del sistema de propulsión mediante la utilización de DEP y *Ducted-Fans* a través de pruebas experimentales para determinar la eficiencia energética del sistema.
- Obtener el modelo matemático de la plataformas XEVTOL-2FNW mediante el formalismo Newton-Euler, con el propósito de desarrollar leyes de control basadas en el modelo matemático.
- Comparar el rendimiento de vuelo entre las plataformas XEVTOL-2FNW y 4FNW a través de simulaciones Model In the Loop en *X-Plane* y *Matlab-Simulink*, con el propósito de evaluar los beneficios del uso de la tecnología DEP.
- Validar los resultados de simulación MIL por medio de pruebas de vuelo utilizando prototipos experimentales de los conceptos XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW, con el fin de determinar su rendimiento en vuelo y demostrar un aumento en la eficiencia energética durante el vuelo multirrotor.

1.5. Justificación

Los principales parámetros de rendimiento para las aeronaves H-VTOL son: peso, velocidad máxima, eficiencia en vuelo vertical, eficiencia en crucero y seguridad [26]. Se observa que diversas configuraciones de H-VTOL se centran principalmente en la reducción del peso muerto al emplear un mismo sistema de propulsión para ambos modos de vuelo. Sin embargo, en el estado del arte actual, no se aborda directamente la mejora en la eficiencia energética del sistema de propulsión, lo que podría aumentar la eficiencia del vuelo vertical.

En este contexto, se presenta la tecnología DEP, que se distingue por componer el sistema de propulsión mediante pequeños subsistemas, cada uno compuesto por un motor y un rotor/hélice, en lugar de utilizar un solo sistema de mayor tamaño. De esta manera, las unidades de propulsión se distribuyen a lo largo del fuselaje, lo que contribuye a estabilizar la orientación de la aeronave y mejora significativamente la eficiencia propulsiva [27, 28].

Por otro lado, se tiene el sistema *Ducted-Fan*, considerado como una combinación entre una hélice y un motor turbofán³. Una de las principales ventajas del *Ducted-Fan* radica en que el ducto proporciona un rendimiento estático superior en comparación con una hélice libre. Esto se debe al efecto conjunto de la succión en el labio curvado de entrada del conducto y al incremento de la presión estática en la salida del mismo. Además, el ducto reduce la interacción aerodinámica en las puntas de las palas, disminuyendo la generación de vortici- dad y mejorando la eficiencia de las hélices. Simultáneamente, el ducto brinda protección a la hélice. En situaciones de emergencia, el conducto puede funcionar como una estructura resistente a los impactos, evitando daños significativos al fuselaje y protegiendo tanto a la aeronave como a las personas en tierra durante su operación [29].

Las tecnologías DEP y *Ducted-Fan* se presentan como dos enfoques que permiten generar un mayor empuje con un menor consumo de energía en comparación a la configuración convencional multirrotor. La primera de estas tecnologías logra este efecto al reducir la carga de los motores, llevándolos a una región de mayor eficiencia, mientras que la segunda tecnología incrementa la eficiencia de los rotores. Por lo tanto, la investigación en plataformas aéreas que empleen estas tecnologías resulta sumamente relevante, ya que tiene el potencial de aumentar la eficiencia del vuelo vertical en aeronaves del tipo H-VTOL.

³El turbofán es uno de los motores de aviación más comunes, el cual combina características de los motores de turbina de gas y los motores de hélice para proporcionar propulsión.

1.6. Hipótesis

- Mediante la tecnología *Ducted-Fan*, es factible mejorar la eficiencia del sistema de propulsión durante la etapa de vuelo vertical en una aeronave de tipo H-VTOL. Esto se logra al aumentar el empuje generado con un menor consumo de energía eléctrica en comparación con un sistema de palas libre.
- Mediante el uso de la tecnología DEP, es viable optimizar el sistema de propulsión al llevarlo a una región de mayor eficiencia, lo que a su vez mejora el rendimiento de la aeronave en el modo VTOL.
- Una aeronave con seis *Ducted-Fans* logra una mayor eficiencia en vuelo vertical en comparación con un vehículo que tiene una configuración de cuatro ductos.

1.7. Publicaciones y estancias de investigación

Listado de las publicaciones y estancias realizadas durante el desarrollo de esta tesis.

Publicaciones en congresos internacionales

- **J. M. Bustamante**, C. A. Herrera, E. S. Espinoza, C. A. Escalante, S. Salazar and R. Lozano, “Design and Construction of a UAV VTOL in Ducted-Fan and Tilt-Rotor Configuration”, *IEEE 16th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE)*, 2019, pp. 1-6, doi: 10.1109/I-CEEE.2019.8884533.
 - F. D. López, **J. M. Bustamante**, J. L. Sánchez, L. H. Manjarrez, F. M. Palacios and E. S. Espinoza, “A Strategy for Airfoils Selection in the Design of Customized Aircraft Models for Flight Simulation Testing”, *IEEE 19th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE)*, Mexico City, Mexico, 2022, pp. 1-6, doi: 10.1109/CCE56709.2022.9975940
 - J. L. Sánchez, L. H. Manjarrez, **J. M. Bustamante**, E. S. Espinoza, D. S. Chávez and L. R. García, “Flight tests of the Hexa-Goose fixed-wing VTOL UAS using MIL, SIL, and HIL simulations”, AIAA Region IV Student Conference, Invited Paper, March 31 - April 1, 2023.
-

Publicaciones en revistas internacionales

- **J. M. Bustamante**, J. L. Sánchez, L. H. Manjarrez, E. S. Espinoza, A. Osorio. y L. R. García. “Performance evaluation of an H-VTOL aircraft with Distributed Electric Propulsion and ducted-fans using MIL simulation”. Publicado, *Machines* 2023, Volumen 11, Issue 9, 852, doi:10.3390/machines11090852.
- J. L. Sánchez, **J. M. Bustamante**, L. H. Manjarrez, E. S. Espinoza, C. A. Escalante and R. Lozano, “Aerodynamic Design and Experimental Testing of Hexa-Goose: A Fixed-Wing VTOL Aircraft”, Sometido. *Robotics and Automation Letters, IEEE*, 2023.
- **J. M. Bustamante**, J. L. Sánchez, E. S. Espinoza, C. A. Santana, O. Garcia and A. Osorio, “Development and Validation of Distributed Electric Propulsion Ducted-Fan H-VTOL UAV Using Wind Tunnel Testing”, En desarrollo. *The Aeronautical Journal*, Cambridge, 2023.

Estancias de investigación

- Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA), Apodaca, Nuevo León, México, Dr. Octavio García Salazar y Dr. Carlos Antonio Santana Delgado, 21 de junio al 30 de julio de 2021.

1.8. Organización de la tesis

El resto del trabajo de tesis se encuentra organizado de la siguiente forma:

- Capítulo 2. En este capítulo, se aborda la fase de diseño de las plataforma XEVTOL. Se detallan los requerimientos de diseño, se realiza un análisis aerodinámico del vehículo y se presenta el estudio efectuado sobre el sistema de propulsión.
 - Capítulo 3: En este capítulo, se desarrolla el modelo matemático de las dinámicas de la plataforma XEVTOL-2FNW utilizando el formalismo Newton-Euler. Se establecen las fuerzas y momentos que afectan a ambas plataformas para derivar las ecuaciones que gobiernan el movimiento de esta aeronave.
 - Capítulo 4. En este capítulo, se detalla el proceso de creación de las simulaciones Model In the Loop (MIL) utilizando los programas *X-Plane* 11 y Matlab-Simulink.
-

Estas simulaciones se desarrollan con el propósito de analizar el rendimiento de las plataformas XEVTOL durante la fase de vuelo VTOL y la transición hacia el vuelo en modo ala fija.

- Capítulo 5. En este capítulo, se aborda el proceso de desarrollo de los prototipos XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW destinado a las pruebas de vuelo. Se detalla la etapa de fabricación, se describen los aspectos relacionados con la aviónica y la programación del autopiloto PX4. Por último, se documentan pruebas de despegue vertical y vuelo estacionario utilizando las dos aeronaves.
 - Capítulo 6. Finalmente, en este apartado se discuten las conclusiones a las que se llegó en este trabajo y se habla sobre los trabajos futuros.
-

Diseño del concepto XEVTOL

En este capítulo, se abordará el proceso de diseño del concepto XEVTOL basado en las tecnologías DEP y *Ducted-Fan*. Partiendo de los requisitos de diseño y el perfil de misión establecidos, se llevó a cabo la fase de diseño conceptual. Posteriormente, se presenta la fase de diseño preliminar abordando la aerodinámica, el sistema de propulsión, obteniendo las características geométricas y de propulsión de los vehículos XEVTOL-2FNW y 4FNW.

2.1. Requerimientos

El primer paso en el proceso de diseño implica la definición de los requisitos para la aeronave que se va a desarrollar. Estos requisitos pueden tomar la forma de variables cualitativas o cuantitativas que deben ser satisfechas en la solución final de diseño. En este caso particular, el objetivo consiste en concebir un vehículo aéreo no tripulado con un Peso Máximo al Despegue (MTOW, por sus siglas en inglés) inferior a 3 kg, lo que lo clasificaría como un RPAS de categoría pequeña, es decir, con un peso por debajo de los 25 kg.

La aeronave debe tener capacidades de vuelo VTOL, ser capaz de mantenerse en vuelo estacionario y realizar transiciones desde el modo multirrotor al modo ala fija y viceversa. Además, se requiere que la aeronave tenga un techo de servicio máximo de 3000 m, mantener una velocidad de crucero de 25 m/s, disponga de una autonomía de vuelo de una hora en crucero, acompañada de diez minutos adicionales en vuelo multirrotor. Por último, el rango operativo deseado abarca una distancia de 40 km. Adicionalmente, a estos requerimientos, el diseño debe incorporar tecnologías *Ducted-Fan* y DEP, dado que estas forman parte integral del enfoque de estudio.

El perfil de misión de la plataforma seguirá el esquema de un crucero sencillo, constando de ocho etapas que pueden ser adaptadas conforme a los requisitos particulares de la misión en curso. En este escenario, se plantea llevar a cabo una operación de búsqueda y rescate en una zona boscosa, la cual presenta un entorno desafiante para los procedimientos de despegue y aterrizaje convencionales. El perfil de misión para el concepto XEVTOL se ilustra en la Figura 2.1. Dicho perfil comprende las siguientes fases:

0. En la primera etapa, la aeronave deberá realizar despegue en modo vertical.
1. A continuación, se llevará a cabo un ascenso de forma vertical.
2. Se continuará el ascenso hasta alcanzar una altitud de 30 metros.
3. A partir de este punto, comienza la transición al modo avión.
4. Esta etapa marca el inicio de la fase de crucero/misión.
5. Al concluir esta etapa, la aeronave reducirá su velocidad para efectuar la transición al modo multirroto.
6. Luego, se procederá al inicio de la fase de descenso.
7. Por último, se culminará la misión con un aterrizaje vertical.

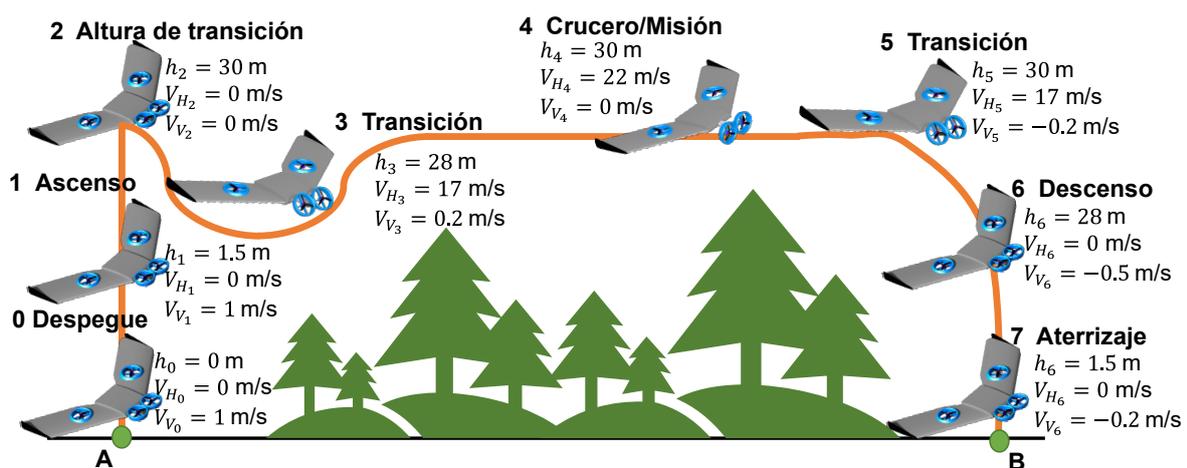


Figura 2.1: Perfil de misión. La aeronave realiza un despegue vertical desde el punto (A), asciende y realiza la transición a modo ala fija para ejecutar la misión, luego regresa al modo multirroto, descendiendo de forma vertical y aterrizaje sobre el punto (B). Donde V_V es la velocidad vertical, V_H velocidad horizontal y h es la altura del vehículo.

2.2. Descripción del concepto

Siguiendo la tendencia actual de diseño de aeronaves que incorporan sistemas DEP y *Ducted-Fan* para potenciar sus capacidades de vuelo vertical, se ha desarrollado el concepto XEVTOL. Este concepto toma como punto de partida el diseño del UAV Mapper V1.8, una ala volante fabricada por TUFFWING y presentado en la Figura 2.2. Esta plataforma cuenta con una envergadura de 120 cm y está construida utilizando Polipropileno expandido (EPP, por sus siglas en inglés), tubos de fibra de carbono, coroplast y madera contrachapada [30].

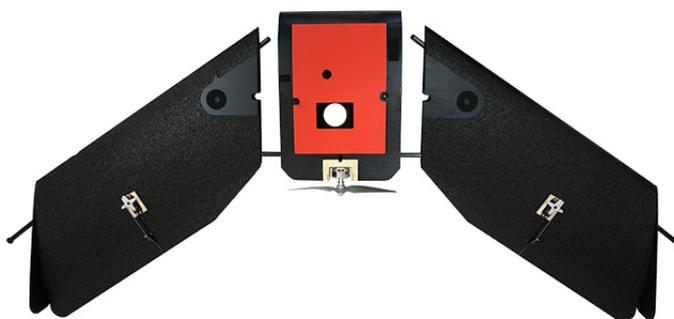


Figura 2.2: La plataforma TuffWing se emplea principalmente para llevar a cabo levantamientos de imágenes aéreas. En este proyecto, su diseño de ala volante sirve como base para el desarrollo del concepto XEVTOL.

Autor: Tuffwing [30].

El concepto XEVTOL se compone de un conjunto de *Ducted-Fans* incorporados en el ala, además de un sistema Dual *Ducted-Fan* basculante en la parte delantera, diseñado para realizar la transición entre el modo multirrotor y el modo ala fija, y viceversa.

Dentro de este estudio, se presentan dos variantes de aeronaves basadas en el concepto XEVTOL: el XEVTOL-2FNW y el XEVTOL-4FNW, los cuales se encuentran representados en la Figura 2.3. La razón subyacente en la presentación de estas dos variantes radica en el propósito de analizar los efectos de la DEP en este tipo de vehículos, específicamente al aumentar el número de *Ducted-Fans* de cuatro a seis. Este incremento se realiza mientras se examina el impacto aerodinámico resultante de la inclusión de un mayor número de ductos.

Ambos vehículos, incorporan un sistema Dual *Ducted-Fan* basculante, activo durante toda la duración de la misión. Además, integran dos o cuatro *Ducted-Fans* embebidos en el ala que funcionan únicamente durante el vuelo multirrotor (ver Figura 2.3 (a) y (b)). En la fase de transición al modo ala fija, el sistema basculante gira en la dirección del vuelo (ver Figura 2.3 (c) y (d)), generando una aceleración en el vehículo para generar sustentación a través del

ala. De manera simultánea, los Fan-In-Wing disminuyen gradualmente su potencia a medida que aumenta la sustentación proporcionada por el ala. Esta disminución continúa hasta que la sustentación generada por el ala equilibra el peso del vehículo. En ese punto, los Fan-In-Wing se desactivan y la sustentación se mantiene a través de los efectos aerodinámicos del ala, siguiendo el principio de un avión convencional.

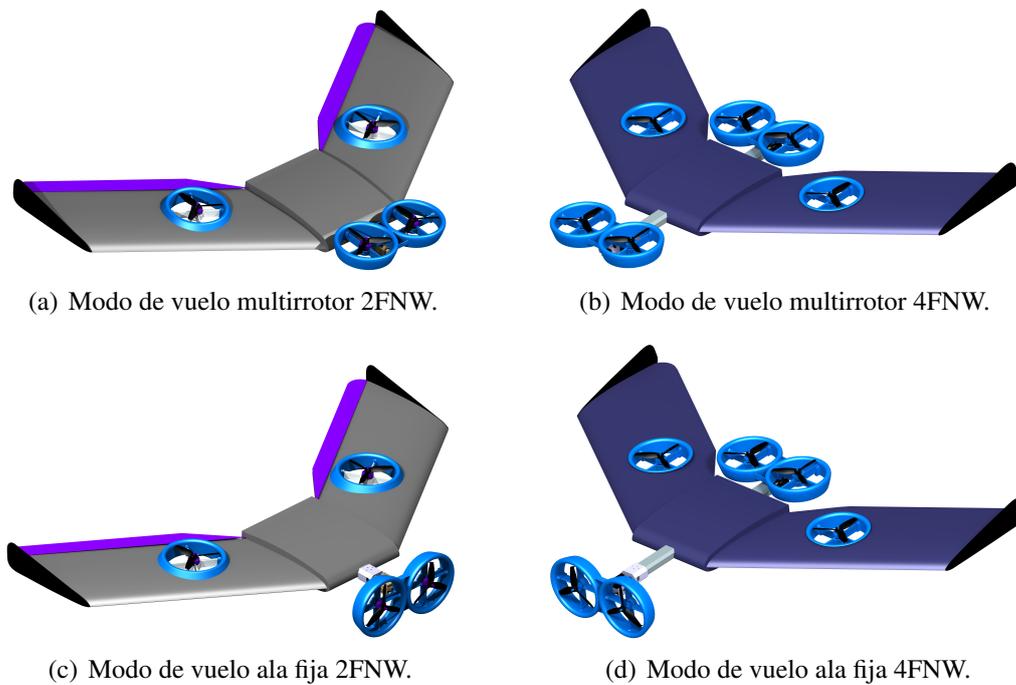


Figura 2.3: Los conceptos XEVTOL se basan en la tecnología DEP y *Ducted-Fan*, y se caracterizan por su capacidad VTOL y transición hacia el modo ala fija. Estas plataformas incorporan un mecanismo basculante en la parte frontal que posibilita esta transición.

2.3. Diseño Preliminar

Esta etapa de diseño se enfoca principalmente en la determinación del MTOW de la aeronave, así como en el análisis aerodinámico y del sistema de propulsión. Estos factores son fundamentales para establecer las dimensiones de la aeronave, estimar los costos de fabricación y evaluar la complejidad de los cálculos requeridos [31].

2.3.1. Peso de las aeronaves

Durante la fase de diseño de una aeronave, uno de los parámetros más críticos es su peso, ya que a partir de este valor se ejecutan una serie de cálculos que afectan el diseño de los

diversos sistemas, como los aerodinámicos y de propulsión. El cálculo del peso se obtiene al considerar todos los componentes que conforman la aeronave. En situaciones donde ciertos componentes aún no están definidos, se emplean estimaciones basadas en software de diseño asistido por computadora (CAD, por sus siglas en inglés), en este caso específico, se utilizó CATIA V5R21.

En una primera etapa, se determinó el peso de la versión del concepto 2FNW, y a partir de este valor se realizó el cálculo correspondiente para la versión 4FNW. El desglose detallado del peso de ambas aeronaves se representa en los diagramas presentados en la Figura 2.4. En dichos diagramas, se puede apreciar que los elementos que más contribuyen al peso de los vehículos son las baterías, la estructura del avión y el sistema de propulsión. Además, en los costados de los diagramas se muestra el peso vacío de las aeronaves, el cual se refiere al peso total de la aeronave sin incluir ningún tipo de carga útil ni otros elementos que no formen parte integral de la estructura y operación básica de la aeronave. También se incluye el MTOW, el cual constituye uno de los requisitos de diseño previamente mencionados. La carga útil se define como la diferencia entre el MTOW y el peso vacío. Por último, se presenta la relación empuje-peso (T/W), considerando la propulsión en vuelo multirrotor al cincuenta por ciento de potencia, de acuerdo con las especificaciones técnicas de los motores, en relación con el MTOW.

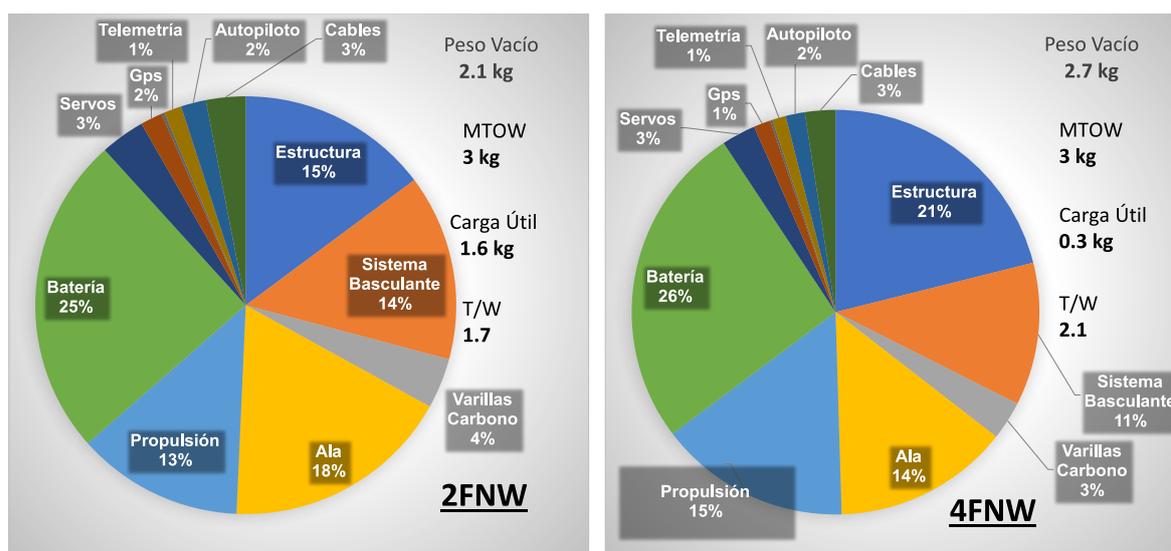


Figura 2.4: Desglose del peso de los componentes de las aeronaves XEVTOL-2FNW y 4FNW, mostrando el peso vacío, MTOW, carga útil y la relación Propulsión/Peso (T/W) de cada aeronave.

2.3.2. Aerodinámica

El diseño aerodinámico engloba la investigación, planificación y configuración de la forma de objetos cuya función se vincula directamente con el aire y las fuerzas que éste ejerce. Su objetivo fundamental radica en minimizar la resistencia que el aire atmosférico opone a un cuerpo en movimiento, y simultáneamente maximizar, en el caso de las aeronaves, la generación de fuerza de sustentación.

Ingeniería Inversa TuffWing

El diseño de las plataformas XEVTOL está basada en el ala volante TuffWing. Sin embargo, no se tenía acceso a una descripción geométrica completa del ala y el fuselaje de dicha aeronave. Por lo tanto, se llevó a cabo un proceso de ingeniería inversa en las instalaciones del Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA, por sus siglas), ubicado en Apodaca, Nuevo León. Este proceso de ingeniería inversa implicó la creación de un archivo CAD a partir de una pieza física ya existente. Utilizando este archivo, se llevaron a cabo diversas evaluaciones, tanto de la estructura como de la aerodinámica.

La metodología empleada para obtener la información geométrica del vehículo TuffWing consistió en la utilización de la técnica de escaneo 3D con láser. Esta técnica permite la captura tridimensional de las dimensiones de las piezas utilizando una matriz de puntos láser proyectados sobre la superficie del vehículo, tal como se ilustra en la Figura 2.5. A través de este proceso de escaneo, se generó una nube de puntos o malla representativa del vehículo en tres dimensiones. Después, se llevó a cabo el post-procesamiento de esta información mediante el programa Geomagic ¹. Utilizando los datos obtenidos del escaneo, se reconstruyó la estructura de la aeronave, incluyendo la hélice, y se definieron los planos de referencia necesarios. Como resultado final, se obtuvo un modelo tridimensional en formato CAD de la plataforma TuffWing. La Figura 2.6 muestra imágenes de las hélices reconstruidas y almacenadas en formato CAD.

¹Geomagic es una marca de software y tecnología relacionada con la captura y procesamiento de datos tridimensionales y la creación de modelos digitales 3D.

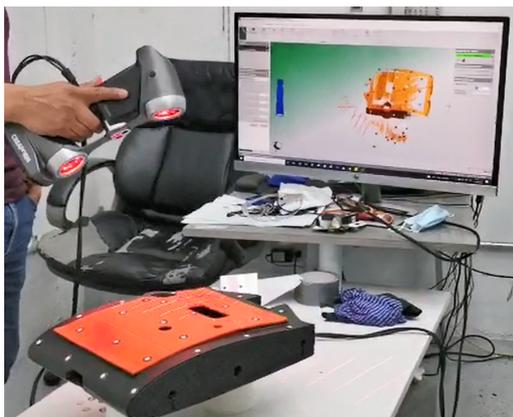


Figura 2.5: Escaneo del fuselaje por medio de escáner láser.

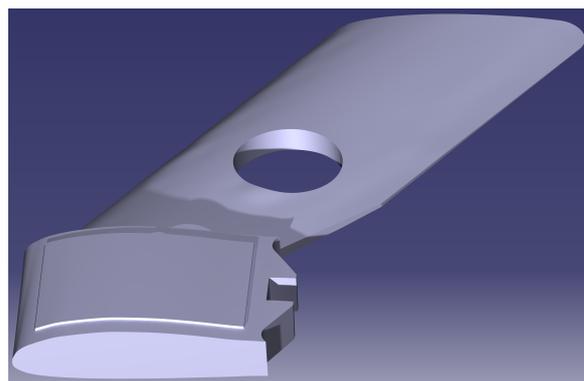


Figura 2.6: Imágenes del CAD del vehículo XEVTOL obtenido a partir del proceso de ingeniería inverso realizado.

2.4. Caracterización aerodinámica por medio de XFLR5 del perfil del ala escaneada

A partir del proceso de escaneo 3D del ala de la plataforma TuffWing, se procedió con el proceso de ingeniería inversa para reconstruir y analizar el perfil del ala. La Tabla 2.1 presenta los parámetros empleados en los análisis aerodinámicos del perfil alar obtenido mediante el software XFLR5². Estos parámetros son idénticos a los utilizados en los análisis previos del perfil obtenido de manera manual. Es importante destacar que la obtención manual del perfil implica la captura de las curvas del perfil a través de un proceso de calcado del modelo físico, seguido de la discretización de las coordenadas para generar la representación numérica.

Tabla 2.1: Condiciones utilizadas en el análisis del perfil.

Magnitud	Valor	Unidad
Reynolds	292,938	-
Densidad del Aire	0.9814	kg/m ³
Viscosidad Dinámica	1.77×10^{-5}	kg/m s
Mach	0.0513	-
No. Paneles	150	-
Incrementos ($\Delta\alpha$)	0.5	-

²XFLR5 es una herramienta de análisis para perfiles aerodinámicos, alas y aviones que operan con números de Reynolds bajos [32].

2.4.1. Resultados de la caracterización del perfil en XFLR5

Mediante las simulaciones realizadas en XFLR5, se generaron las curvas de coeficiente de sustentación (C_L), coeficiente de arrastre (C_D) y momento de cabeceo (C_M) para el perfil escaneado del ala, las cuales son dependientes del ángulo de ataque (α) del perfil. Este perfil fue extraído del modelo CAD resultante del proceso de ingeniería inversa. Los resultados obtenidos se representan en las Figuras 2.7, 2.8 y 2.9. Estas figuras exhiben las curvas polares del perfil escaneado, comparándolas con las curvas previamente obtenidas mediante el proceso manual.

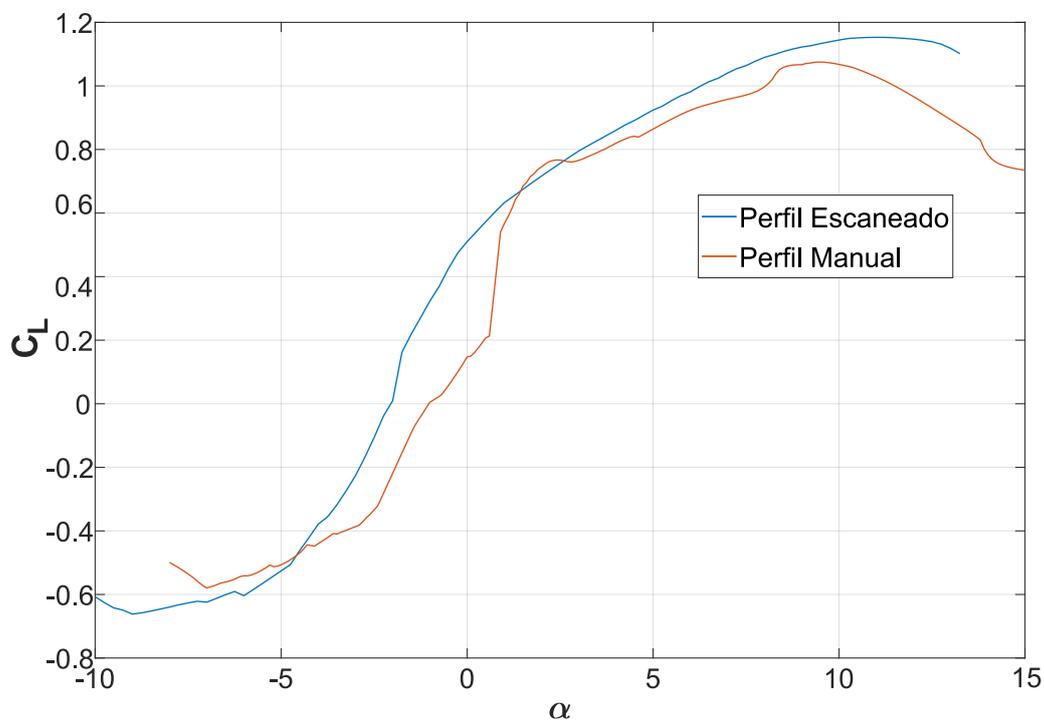


Figura 2.7: Curva de sustentación vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.

La comparación entre ambas curvas revela que la curva correspondiente al perfil escaneado exhibe una mayor suavidad en relación con la curva generada manualmente, lo cual se hace particularmente evidente en la curva de sustentación. También se observa una ampliación del rango de convergencia de la curva hacia el límite inferior del ángulo de incidencia (α) para el perfil escaneado, mientras que en el perfil manual la convergencia se extiende hacia el límite superior del ángulo de incidencia. Esta tendencia es evidente en las tres gráficas correspondientes a las curvas de sustentación, arrastre y momento.

Se destaca un error máximo del setenta y siete por ciento en la curva de momento a un

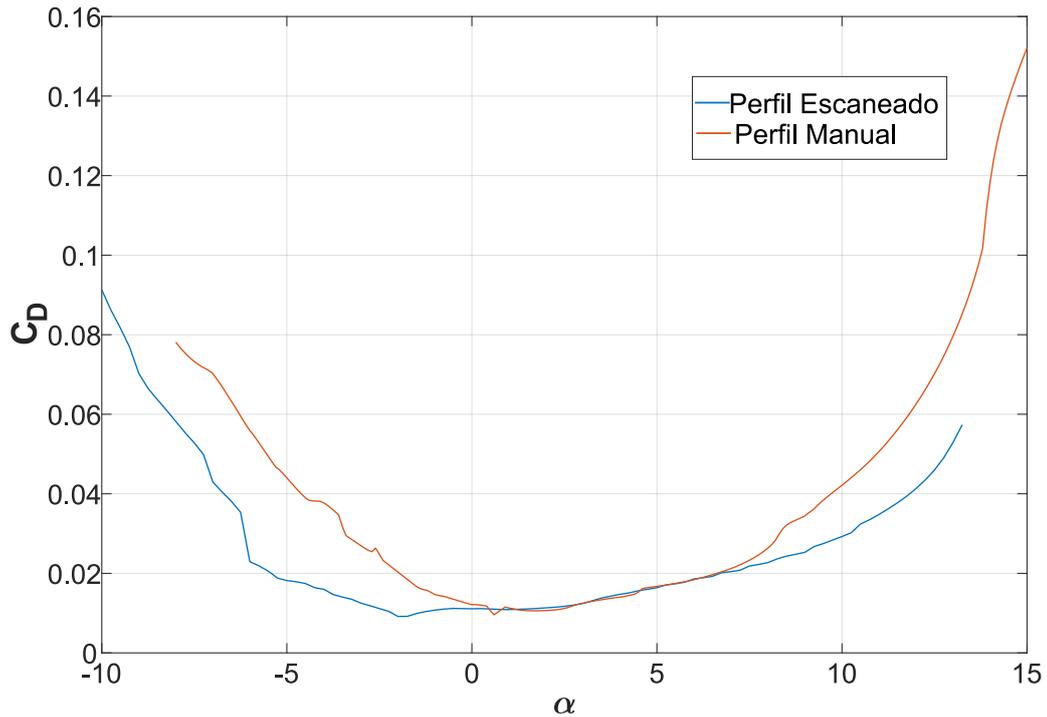


Figura 2.8: Curva de arrastre vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.

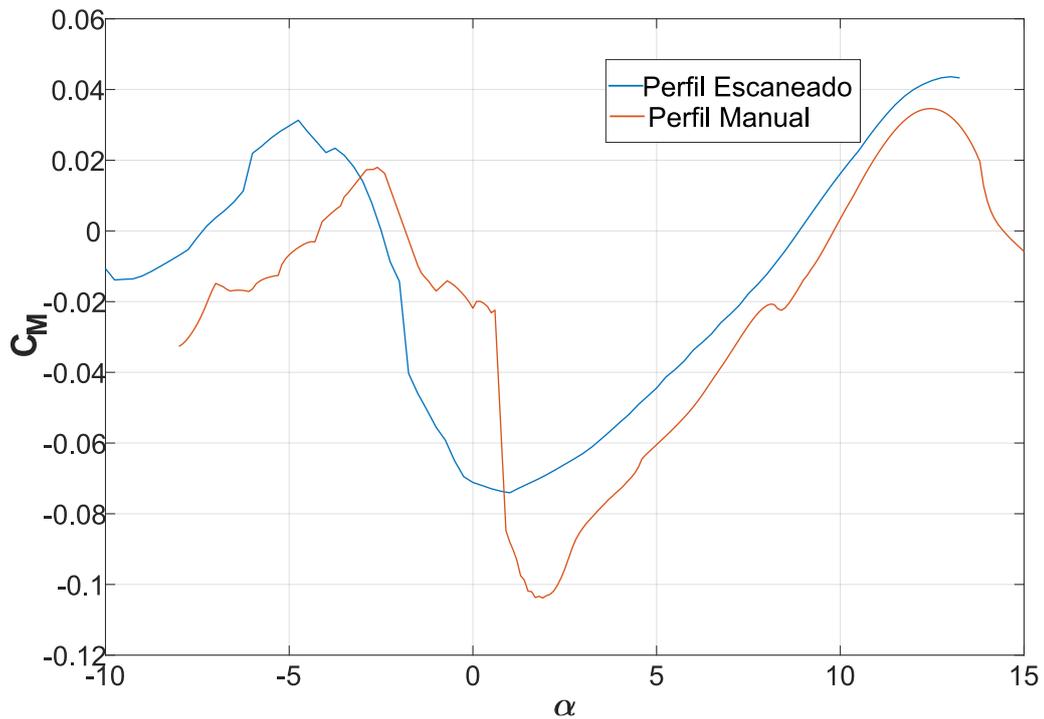


Figura 2.9: Curva de momento vs ángulo de ataque (α) del perfil escaneado.

$\alpha = 0$. En la curva de sustentación, se encontró un error máximo del setenta y uno por ciento, también en $\alpha = 0$. En cuanto a la curva de arrastre, la desviación alcanza hasta un cincuenta por ciento entre las dos curvas. A nivel cualitativo, se nota una menor discrepancia

en las curvas de arrastre.

Estos análisis reflejan que las curvas generadas a partir del perfil escaneado del ala presentan ciertas diferencias y características notables en comparación con las curvas derivadas del método manual.

2.5. Caracterización del sistema *Ducted-Fan*

Para la caracterización del sistema *Ducted-Fan* se empleó el banco de pruebas RCbenchmark 1580, el cual se utiliza para evaluar sistemas motor-hélice. Durante la prueba, se recopilan diversos parámetros como la fuerza de tracción, momento, corriente, vibraciones, voltaje y potencia eléctrica, entre otros. Es relevante mencionar que las pruebas ejecutadas para la caracterización de este sistema de propulsión se llevaron a cabo con una configuración específica. En esta configuración, se procuró minimizar las perturbaciones en la corriente de aire inducida por la hélice, logrando esto al configurar el sistema para empujar el banco de pruebas. De esta manera, se dejó despejada la sección aguas abajo del sistema *Ducted-Fan*. En la Figura 2.10 se presenta una fotografía del banco de pruebas con la instalación del sistema *Ducted-Fan* en proceso de ensayo.

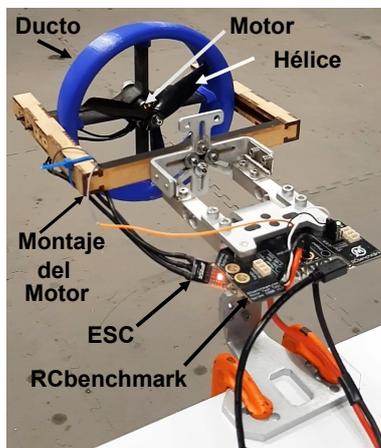


Figura 2.10: Banco RCbenchmark 1580, se muestra el sistema *Ducted-Fan* montado sobre éste para su caracterización.



Figura 2.11: Motor brushless F40 PROII 2600KV desarrollado por T-Motor.
Autor: Quadjunkie [33].

Las pruebas consistieron en evaluar el rendimiento del motor F40 PROII (ver Figura 2.11 y Tabla 2.2) en conjunto con la hélice Gemfan 5055, tanto con ductos como sin ellos. Durante las pruebas, se aplicó una rampa de aumento de potencia al motor, variando desde el cero por ciento hasta el cien por ciento de su capacidad, y se registraron los datos correspondientes en

Tabla 2.2: Principales especificaciones del motor F40 PROII 2600KV.

Peso	27.5 g
Potencia máx.	767 W
RPM máx.	41,600
Diámetro	27.9 mm
Largo	31.5 mm
KV	2600
Corriente max.	51 A
Baterías	Lipo 3-4S
ESC	F35A

una computadora a través del banco de pruebas.

Entre los datos recolectados, los más relevantes para el análisis incluyeron la fuerza de tracción generada, la potencia eléctrica consumida y la señal PWM utilizada. Estos datos permitieron determinar cómo se incrementaba la tracción al emplear el sistema *Ducted-Fan* en comparación con la configuración sin ductos.

Se realizaron las pruebas experimentales utilizando el sistema Ducte-Fan y una hélice sin ducto. Se consideró un voltaje de 16 V correspondiente a una batería de cuatro celdas. Las pruebas fueron realizadas a una elevación de 2250 m sobre el nivel del mar a una temperatura de 20 °C.

Con los resultados experimentales se construyó la gráfica de la Figura 2.12, la cual muestra la tracción generada en función del porcentaje de potencia. Se observa que la configuración con *Ducted-Fan* presenta un incremento en la generación de tracción en comparación con la hélice sin ducto, notando un incremento del treinta y cinco por ciento a máxima potencia.

2.5.1. Eficiencia energética de los motores

A través de la caracterización experimental llevada a cabo en el sistema *Ducted-Fan*, se obtuvieron diversos parámetros mediante mediciones directas. Algunos de estos parámetros incluyen la fuerza de tracción generada por el sistema y la potencia eléctrica consumida. A partir de la relación entre la fuerza de tracción y la potencia eléctrica, se deriva una métrica de considerable importancia llamada eficiencia energética. Esta métrica cuantifica la cantidad de fuerza de tracción que el sistema es capaz de generar por unidad de potencia eléctrica consumida.

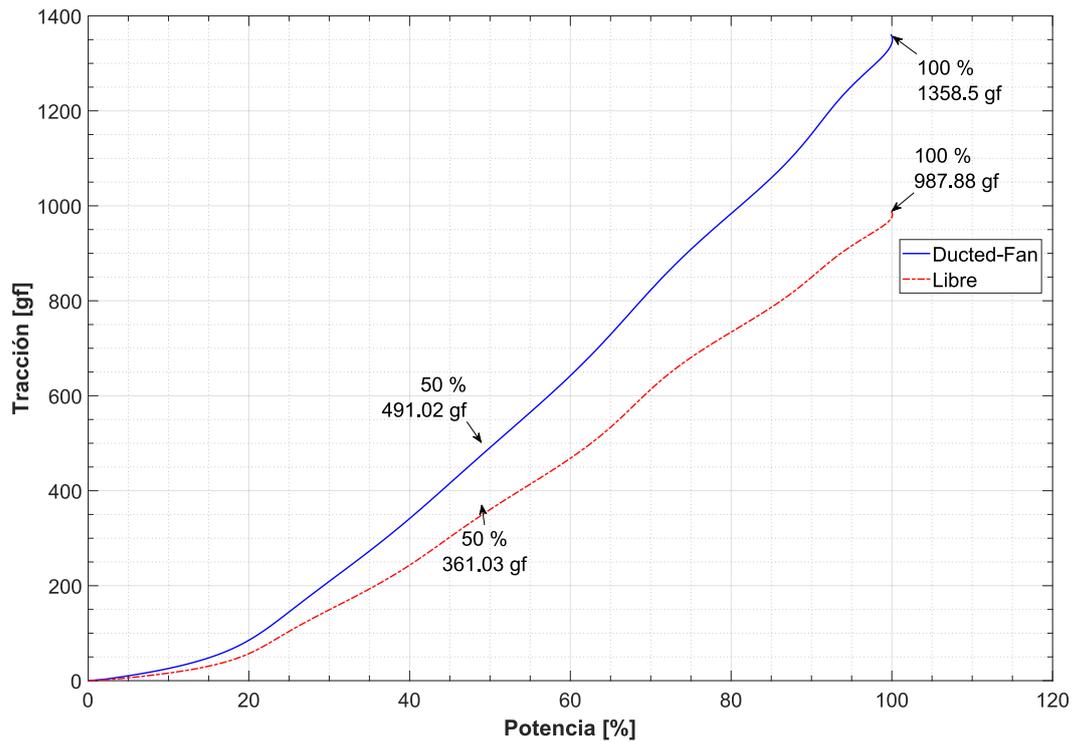


Figura 2.12: Gráfica Empuje-Corriente obtenida de pruebas experimentales en el banco con el motor F40 a 16V (4S), utilizando la hélice 5055 con y sin ducto.

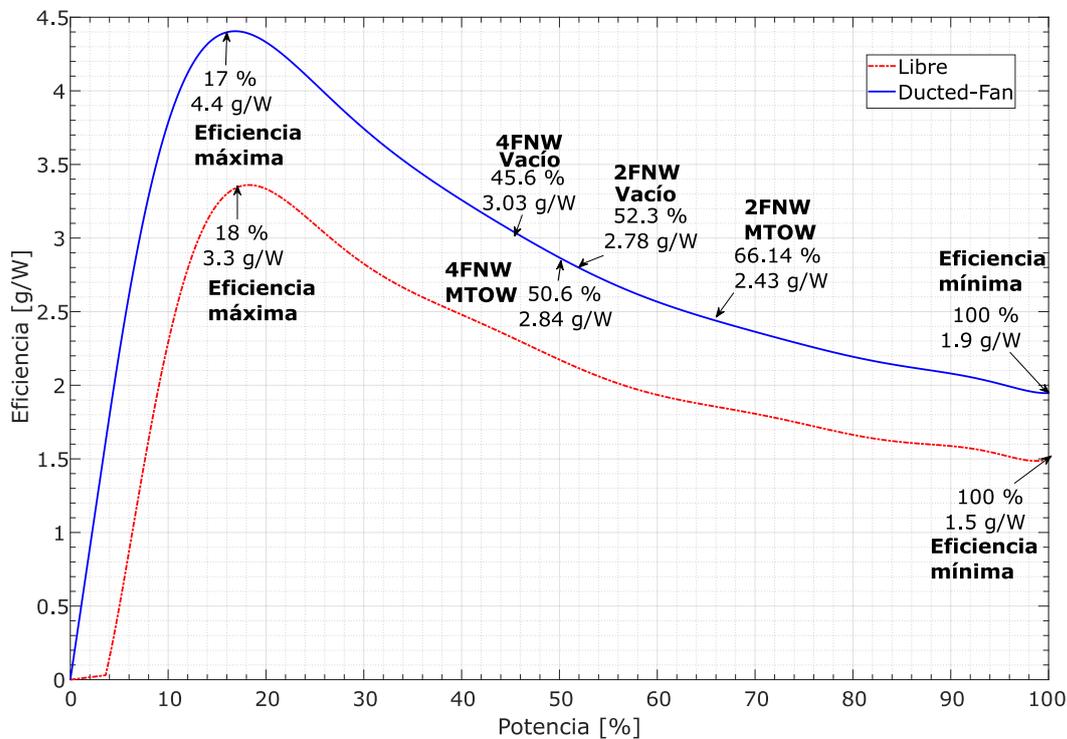


Figura 2.13: La gráfica de eficiencia energética del sistema *Ducted-Fan* en relación con el porcentaje de potencia muestra que la eficiencia aumenta a medida que disminuye la potencia. No obstante, esta eficiencia alcanza su punto máximo de 4.4 g/W cuando se emplea el 17 % de la potencia total.

La Figura 2.13 representa la gráfica que relaciona la eficiencia del sistema *Ducted-Fan* con el porcentaje de potencia (también conocido como *throttle* en inglés). En esta gráfica se puede observar una curva que parte desde el origen y muestra un incremento gradual de la eficiencia a medida que aumenta la potencia. Llega a un valor máximo y a partir de ahí comienza a descender la eficiencia.

Es importante recordar que la tecnología DEP se define como un sistema de propulsión compuesto por una serie de pequeños motores eléctricos distribuidos a lo largo de la estructura de la aeronave. El objetivo principal de este sistema es permitir que cada motor funcione de manera sinérgica con los demás para aumentar la eficiencia del conjunto propulsor.

Al relacionar la tecnología DEP con la gráfica de la Figura 2.13, se evidencia que a medida que desplazamos el porcentaje de potencia de los motores hacia el lado izquierdo, se alcanza un máximo de eficiencia del diecisiete por ciento con un valor de 4.4 g/W. Esto significa que el sistema entrega 4.4 gramos de fuerza de tracción por cada vatio consumido. En contraste, se puede observar que al desplazar la potencia hacia el lado derecho, la eficiencia energética disminuye gradualmente, llegando a un mínimo de 1.9 g/W cuando se opera a máxima potencia.

Estos resultados resaltan la importancia de considerar la eficiencia energética al determinar la potencia de operación óptima para sistemas propulsores DEP, donde un ajuste estratégico del porcentaje de potencia puede lograr un equilibrio entre rendimiento y eficiencia.

Volviendo al contexto de las plataformas XEVTOL, se han elaborado las Tablas 2.3 y 2.4 con base en la información obtenida de la caracterización del sistema *Ducted-Fan* y la estimación del peso de las aeronaves. Estas tablas presentan los detalles de carga por motor necesaria para cada configuración, así como el porcentaje de potencia y la eficiencia resultante, tomando en consideración las variantes de peso en vacío y MTOW.

Al analizar estas tablas, se puede observar que la plataforma 4FNW exhibe una eficiencia energética mayor en comparación con la versión 2FNW. La configuración 4FNW es hasta un diecisiete por ciento más eficiente. Esto se debe a la incorporación de dos motores adicionales en la configuración 4FNW, lo que reduce la carga individual de cada motor y permite que estos operen en una región de mayor eficiencia. Además, se destaca que, en el caso de la configuración 2FNW con MTOW, la potencia supera el sesenta por ciento, lo que implica que no sería posible transportar más de 3 kg. En contraste, la configuración 4FNW solo llega

al cincuenta por ciento de potencia, lo que indica que esta versión tendría la capacidad de incrementar su MTOW hasta un dieciocho por ciento más.

Estos resultados resaltan la influencia de la configuración de motores en la eficiencia y capacidad de carga de las plataformas XEVTOL, y demuestran cómo el uso adecuado de los motores y su potencia puede impactar significativamente en el rendimiento de la aeronave.

Tabla 2.3: Parámetros de carga por motor, % de potencia y eficiencia energética del sistema *Ducted-Fan* para el vehículo 2FNW.

Configuración de peso	Carga por motor [g]	% Potencia	Eficiencia [g/W]
Peso vacío (2.1 kg)	0.525	52.3	2.78
MTOW (3 kg)	0.75	66.14	2.43

Tabla 2.4: Parámetros de carga por motor, % de potencia y eficiencia energética del sistema *Ducted-Fan* para el vehículo 4FNW.

Configuración de peso	Carga por motor [g]	% Potencia	Eficiencia [g/W]
Peso vacío (2.7 kg)	0.45	45.6	3.03
MTOW (3 kg)	0.5	50.6	2.84

2.6. Ubicación de los Ducted-Fans XEVTOL-2FNW

Para la disposición de los Fan-In-Wing en la configuración XEVTOL-2FNW se aplicaron los siguientes criterios:

- Ubicación en el eje y (horizontal del ala): Se eligió situar los Fan-In-Wing en la mitad de la línea de flecha del ala, a un cuarto de la cuerda. Esta posición se seleccionó para garantizar que no estuvieran demasiado cerca del centro de gravedad (c.g.), lo que permitiría crear un brazo de palanca efectivo para el alabeo. No obstante, se evitó superar el cincuenta por ciento de la cuerda para prevenir una flexión excesiva de las semi-alas y salvaguardar la integridad estructural.
- Ubicación en el eje x (longitudinal del fuselaje): Se determinó que la posición más adecuada sería lo más hacia atrás posible, pero sin llegar a las áreas de las superficies de control. Este criterio se basa en la observación de que la influencia en el flujo de aire disminuye al estar más cerca del borde de salida del ala, según lo sugerido por [34].

En cuanto a la disposición del Dual *Ducted-Fan* para la versión 2FNW, se decidió ubicarlo delante del c.g. en el eje vertical para compensar el momento de cabeceo generado por los Fan-In-Wing. Aunque se tendría el mismo número de motores delante y detrás del c.g., el Dual *Ducted-Fan* terminó situado 41 mm más lejos del c.g. Esta diferencia se debió a la necesidad de alinear el c.g. para los modos de avión y multirroto. En el caso de esta aeronave, el fabricante sugería colocar el c.g. máximo al setenta por ciento de la cuerda del fuselaje, aunque en este caso fue fijado al cuarenta por ciento.

En la configuración XEVTOL-4FNW, se aplicaron los mismos criterios para la ubicación de los Fan-In-Wing que se definieron para el caso del XEVTOL-2FNW. En cuanto a la disposición del Dual *Ducted-Fan* en la parte trasera, se buscó colocarlo lo más cerca posible del c.g. Esto se debió a la distribución de cuatro *Ducted-Fan* en la parte posterior y solo dos en la frontal, lo que implica que se generan momentos adicionales en la parte trasera. Para contrarrestar esto, se acercó el sistema Dual *Ducted-Fan* posterior al c.g. y se alejó el sistema frontal del c.g., proporcionando así un mayor brazo de palanca.

La distancia del *Dual Ducted-Fan* frontal al c.g. se determinó mediante un análisis estático considerando que la plataforma se encuentra en vuelo estacionario. A partir de la suma de momentos en torno al c.g., se calculó esta distancia para lograr un equilibrio adecuado de los momentos generados por los *Ducted-Fan* en ambas partes de la plataforma.

Para finalizar este capítulo dedicado al diseño del concepto XEVTOL, se presentan en las Figuras 2.14 y 2.15 los bosquejos de las plataformas, donde se observa la geometría de la configuración de ala volante, así como sus medidas. Además, se puede apreciar la ubicación final de los *Ducted-Fan* con respecto al c.g.

2.7. Discusión

Con base en la información obtenida en esta fase de diseño, se desarrollará en los próximos capítulos el modelo matemático del XEVTOL-2FNW, el modelo 3D elaborado en el software *Plane Maker* para llevar a cabo simulaciones de ensayos en vuelo y la construcción de los prototipos destinados a vuelos experimentales.

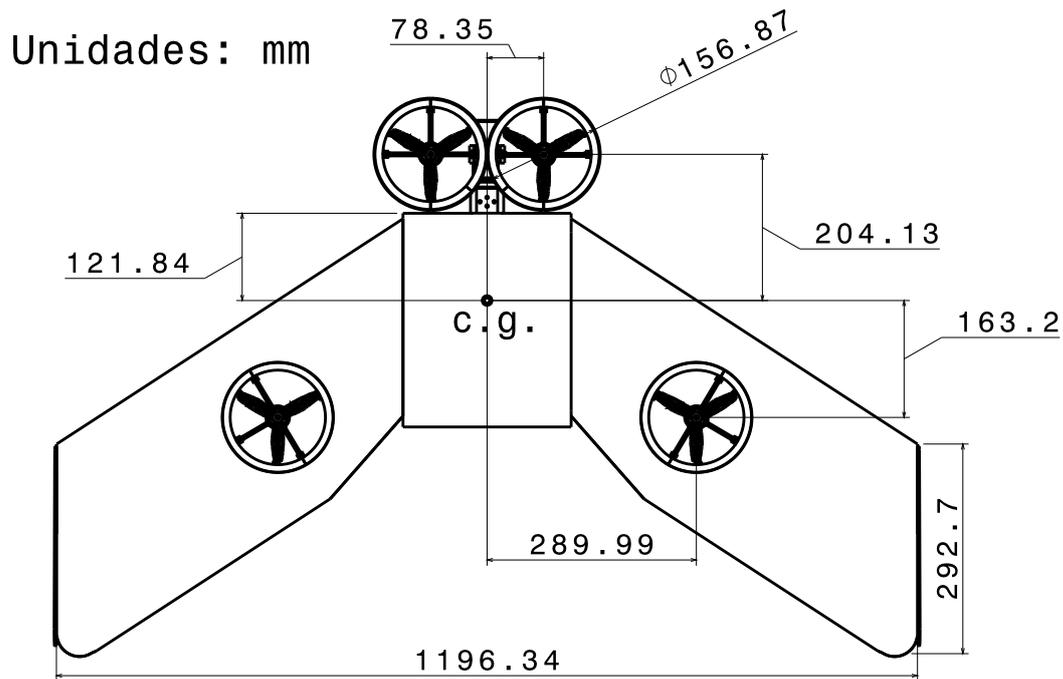


Figura 2.14: Vista en planta del XEVTOL-2FNW. Mostrando las posiciones de los motores con respecto al c.g., sobre el plano $x - y$.

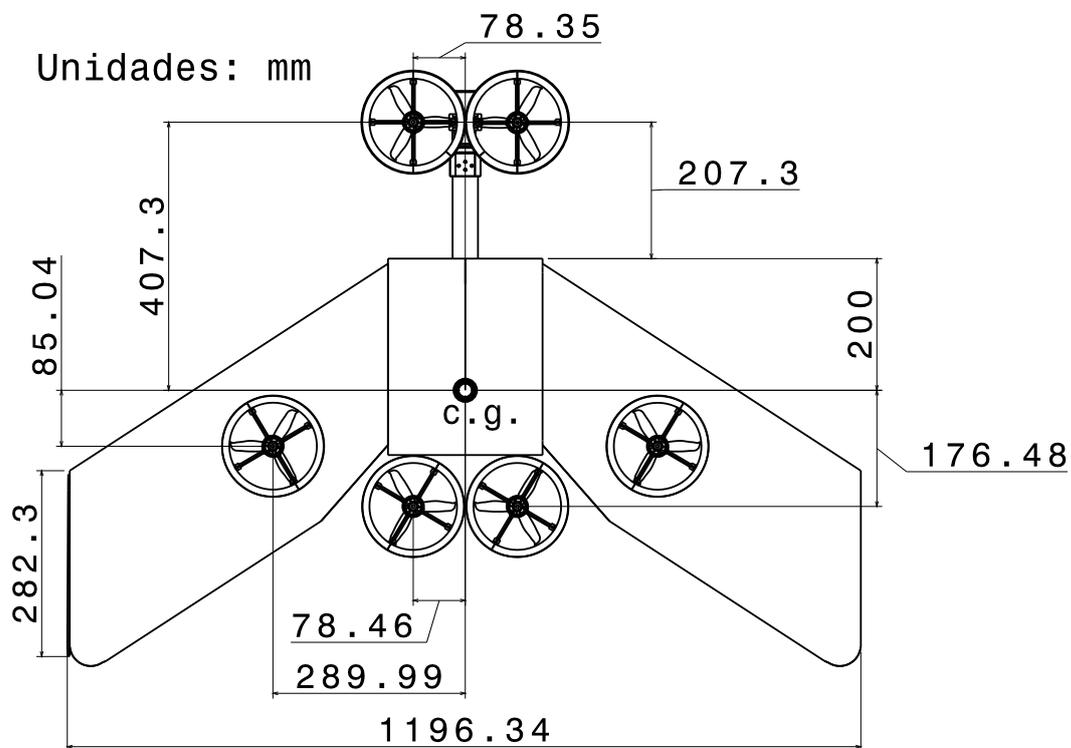


Figura 2.15: Vista en planta del diseño preliminar del concepto XEVTOL-4FNW, mostrando las dimensiones del vehículo, principalmente la ubicación de los *Ducted-Fans* con respecto al c.g.

Modelo matemático

En este capítulo, se realiza el desarrollo del modelo matemático que describe las dinámicas de la plataforma XEVTOL-2FNW. Este modelo se obtiene siguiendo el formalismo de Newton-Euler, y se tiene en cuenta tanto la influencia de los motores como la contribución de las fuerzas y momentos aerodinámicos generados por el ala. Determinando las ecuaciones de movimiento de la plataforma XEVTOL-2FNW.

3.1. Dinámica

Considerando la plataforma aérea XEVTOL-2FNW como un cuerpo rígido con seis grados de libertad, el cual tiene un marco fijo en el c.g. denominado marco del cuerpo $\mathbb{B} = [x_{\mathbb{B}}, y_{\mathbb{B}}, z_{\mathbb{B}}] \in \mathbb{R}^3$ y un marco inercial fijo en la tierra $\mathbb{I} = [x_{\mathbb{I}}, y_{\mathbb{I}}, z_{\mathbb{I}}] \in \mathbb{R}^3$, como se muestra en la Figura 3.1.

El modelo dinámico derivado del formalismo de Newton-Euler [35] está dado por:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathcal{I}_{\mathbb{B}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_{\mathbb{B}} \\ \dot{\Omega}_{\mathbb{B}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Omega_{\mathbb{B}} \times mV_{\mathbb{B}} \\ \Omega_{\mathbb{B}} \times \mathcal{I}_{\mathbb{B}}\Omega_{\mathbb{B}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_t \\ M_t \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Donde m es la masa de la aeronave, $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ y $\mathbf{0} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ son la matriz identidad y la matriz cero, respectivamente. La velocidad lineal en el marco del cuerpo se denota por $V_{\mathbb{B}} = [U, V, W]^T \in \mathbb{R}^3$ donde U, V, W representan las velocidades lineales sobre los ejes $x_{\mathbb{B}}, y_{\mathbb{B}}, z_{\mathbb{B}}$, respectivamente y cuya derivada con respecto al tiempo se denota como $\dot{V}_{\mathbb{B}}$. Las velocidades angulares en el marco del cuerpo vienen dadas como $\Omega_{\mathbb{B}} = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^3$. La derivada con respecto al tiempo de estas velocidades angulares se denota como $\dot{\Omega}_{\mathbb{B}}$. $F_T \in \mathbb{R}^3$ y $M_T \in \mathbb{R}^3$ representan las fuerzas y momentos en el marco del cuerpo que actúan sobre el

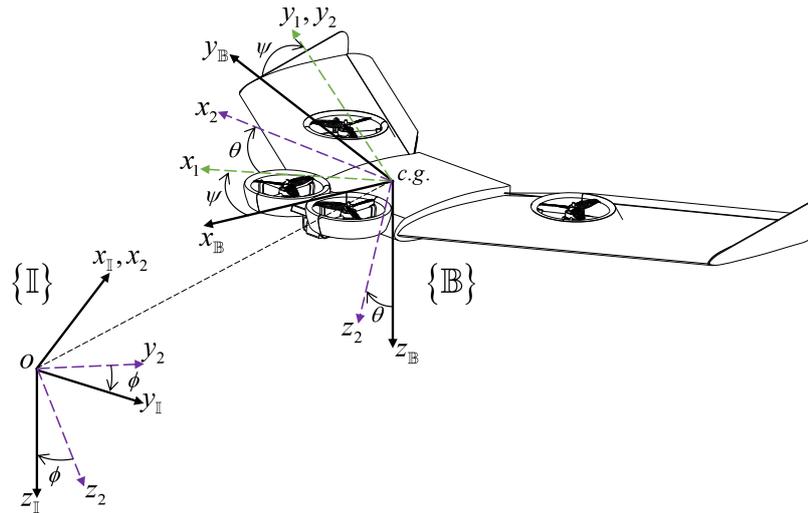


Figura 3.1: Marcos de referencia y sus rotaciones para describir la transformación de coordenadas del XEVTOL-2FNW.

c.g. de la aeronave. La matriz $\mathcal{I}_{\mathbb{B}}$ es el tensor de inercia que contiene los momentos de inercia del vehículo. Como el plano $x_{\mathbb{B}}-z_{\mathbb{B}}$ es simétrico: $I_{xy} = I_{yx} = 0$ y $I_{xz} = I_{zx}$ [36], y el tensor de inercia se define como:

$$\mathcal{I}_{\mathbb{B}} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

La ecuación (3.1) está definida en el marco del cuerpo $\{\mathbb{B}\}$ y tiene que ser transformada al marco inercial $\{\mathbb{I}\}$ para poder aplicar las leyes de Newton y obtener el modelo matemático en términos del marco inercial. Esto se realiza por medio de una rotación de ejes, rotando primero alrededor de $z_{\mathbb{B}}$ un ángulo de guiñada (ψ). Después, alrededor de y_1 rotando un ángulo de cabeceo (θ). Por último una rotación alrededor de x_2 un ángulo de alabeo (ϕ). Obteniendo la matriz $R_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}}$ la cual es una matriz de rotación ortogonal que lleva del marco del cuerpo al marco inercial [37], definida en la ecuación 3.3.

$$R_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}} = \begin{bmatrix} c_{\psi}c_{\theta} & c_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} - s_{\psi}c_{\phi} & c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} + s_{\psi}s_{\phi} \\ s_{\psi}c_{\theta} & s_{\psi}s_{\theta}s_{\phi} + c_{\psi}c_{\phi} & s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi} - c_{\psi}s_{\phi} \\ -s_{\theta} & c_{\theta}s_{\phi} & c_{\theta}c_{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

donde: $c_* = \cos(*)$ y $s_* = \sin(*)$

Mientras que la matriz $W_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}}$ permite obtener las ecuaciones para la cinemática rotacional

en función de las velocidades angulares, la cual está dada por:

$$W_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi s_\theta / c_\theta & c_\phi s_\theta / c_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Por lo que agrupando las ecuaciones (3.3) y (3.4), se obtiene una transformación que permite trasladar las velocidades y aceleraciones lineales, así como las angulares del marco de referencia del cuerpo al marco inercial. En la ecuación (3.5), se muestra la transformación de las aceleraciones lineales y angulares del cuerpo al marco inercial.

$$\begin{bmatrix} \ddot{P}_{\mathbb{I}} \\ \ddot{\Theta}_{\mathbb{I}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}} & 0 \\ 0 & W_{\mathbb{B} \rightarrow \mathbb{I}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_{\mathbb{B}} \\ \dot{\Omega}_{\mathbb{B}} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

donde el vector de aceleración lineal en el marco inercial se define como: $\ddot{P}_{\mathbb{I}} = [\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$.

Mientras que el vector de aceleración angular en el marco inercial es: $\ddot{\Theta}_{\mathbb{I}} = [\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}]^T$.

3.2. Fuerzas

En el diagrama de la Figura 3.2, se presentan las fuerzas y momentos que actúan sobre el cuerpo. Las fuerzas se resaltan en color rojo y los momentos en azul. En el diagrama, el centro de gravedad (c.g.) del cuerpo se denota con la letra “c”, el centro aerodinámico (c.a.) y el origen del marco inercial se representan como “o”. La fuerza total sobre el vehículo, denotada como F_T , resulta de la suma vectorial de tres tipos de fuerzas, como se ilustra en la ecuación (3.6). Estas fuerzas incluyen: las fuerzas de propulsión generadas por los *Ducted-Fans*, representadas por F_p ; las fuerzas aerodinámicas originadas por el ala, representadas por F_a ; y la fuerza gravitacional, representada por F_W .

$$F_T = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = F_p + F_a + F_W \quad (3.6)$$

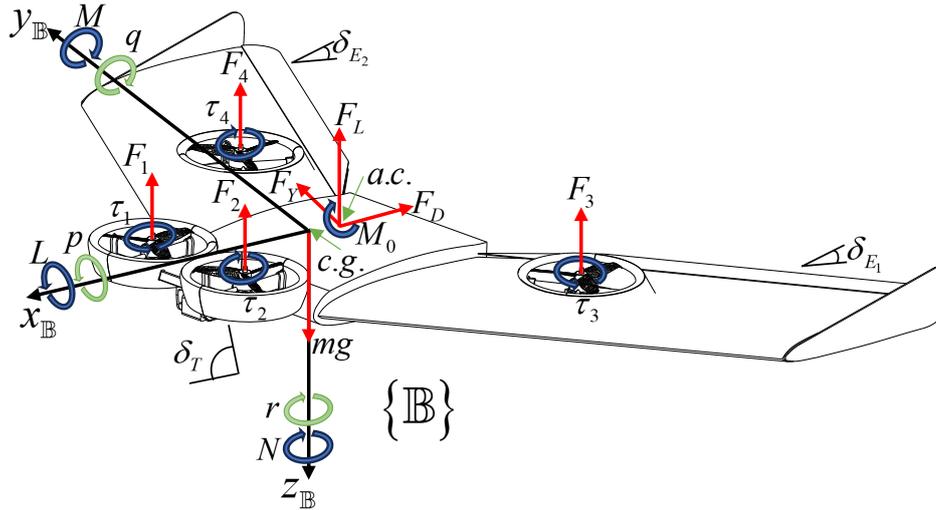


Figura 3.2: Fuerzas y momentos que actúan sobre la plataforma aérea, estableciendo el marco de referencia del cuerpo, fijo al c.g. del vehículo.

3.2.1. Fuerzas de propulsión

Estas son las fuerzas que los *Ducted-Fans* generan al hacer girar las hélices o rotores, se encuentran denotadas por la ecuación (3.7). Donde $F_i = k_i \omega_i^2$, $i = 1, 2, 3, 4$, define dichas fuerzas, teniendo a k como una constante de proporcionalidad y ω como la velocidad angular del motor. Por otra parte, las fuerzas de propulsión debidas al motor 1 y 2, tienen contribución sobre el eje x_B o z_B dependiendo del ángulo de orientación del mecanismo basculante δ_T por lo que se utiliza la matriz de rotación mostrada en la ecuación (3.7), [35]. Se observa que los motores 3 y 4, al estar fijos al cuerpo, solo tienen contribución en el eje vertical z .

$$F_p = \begin{bmatrix} F_{px} \\ F_{py} \\ F_{pz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{\delta T} & s_{\delta T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -c_{\delta T} & -c_{\delta T} & -1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F1 \\ F2 \\ F3 \\ F4 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Donde: $\delta_T = 0^\circ$ para el modo multirroto y $\delta_T = 90^\circ$ para el modo aviación.

3.2.2. Fuerzas aerodinámicas

Las fuerzas aerodinámicas se generan principalmente debido a la interacción del ala con el flujo de aire, dando lugar a tres tipos de fuerzas: la fuerza de sustentación (F_L), la fuerza de arrastre (F_D) y la fuerza lateral (F_Y), definidas en la ecuación (3.8) como:

$$\begin{aligned}
F_D &= \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_{Dw} \\
F_Y &= \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_{Yw} \\
F_L &= \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_{Lw}
\end{aligned} \tag{3.8}$$

Donde ρ_∞ es la densidad del viento, V_∞ es la velocidad del viento relativo, S es la superficie alar, $C_{Dw} = C_{D_{0w}} + C_{D_{Lw}}$ es el coeficiente de arrastre del ala, $C_{D_{0w}}$ es el coeficiente de arrastre del ala a cero levantamiento, $C_{D_{Lw}}$ es el coeficiente de arrastre debido a la sustentación del ala (arrastre inducido), C_{Yw} es el coeficiente de fuerza lateral, $C_{Lw} = a_0 + a_1\alpha + a_2\delta_E + a_3\beta_\eta$ es el coeficiente de sustentación del ala, a_0, a_1, a_2, a_3 son coeficientes aerodinámicos, δ_E es el ángulo de deflexión del elevón y β_η representa el ángulo de ajuste del elevón (en inglés Trim) [38, 39].

La matriz de rotación $R_{\mathcal{W} \rightarrow \mathbb{B}}$ en la ecuación (3.9) permite trasladar estas fuerzas aerodinámicas desde el marco del viento al marco del cuerpo [40]. Esto se logra mediante la rotación del marco de viento $\{\mathcal{W}\}$ alrededor de $z_{\mathcal{W}}$ con un ángulo de deslizamiento β , y la rotación del marco de estabilidad $\{\mathcal{S}\}$ alrededor de $y_{\mathcal{S}}$ con un ángulo de incidencia α , como se ilustra en la Figura 3.3.

$$F_a = \begin{bmatrix} F_{ax} \\ F_{ay} \\ F_{az} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} -c_\alpha c_\beta & -c_\alpha s_\beta & s_\alpha \\ s_\beta & c_\beta & 0 \\ -c_\beta s_\alpha & -s_\alpha s_\beta & -c_\alpha \end{bmatrix}}_{R_{\mathcal{W} \rightarrow \mathbb{B}}} \begin{bmatrix} F_D \\ F_Y \\ F_L \end{bmatrix} \tag{3.9}$$

La cual puede ser escrita como:

$$F_a = \begin{bmatrix} -c_\alpha(c_\beta F_D + s_\beta F_Y) + s_\alpha F_L \\ s_\beta F_D + c_\beta F_Y \\ -s_\alpha(c_\beta F_D + s_\beta F_Y) + c_\alpha F_L \end{bmatrix} \tag{3.10}$$

3.2.3. Fuerza gravitacional

Dado que la fuerza de gravedad está definida en el marco inercial $\{\mathbb{I}\}$, se realiza una rotación basada en los ángulos de Euler θ y ϕ para llevar esta fuerza al marco del cuerpo $\{\mathbb{B}\}$,

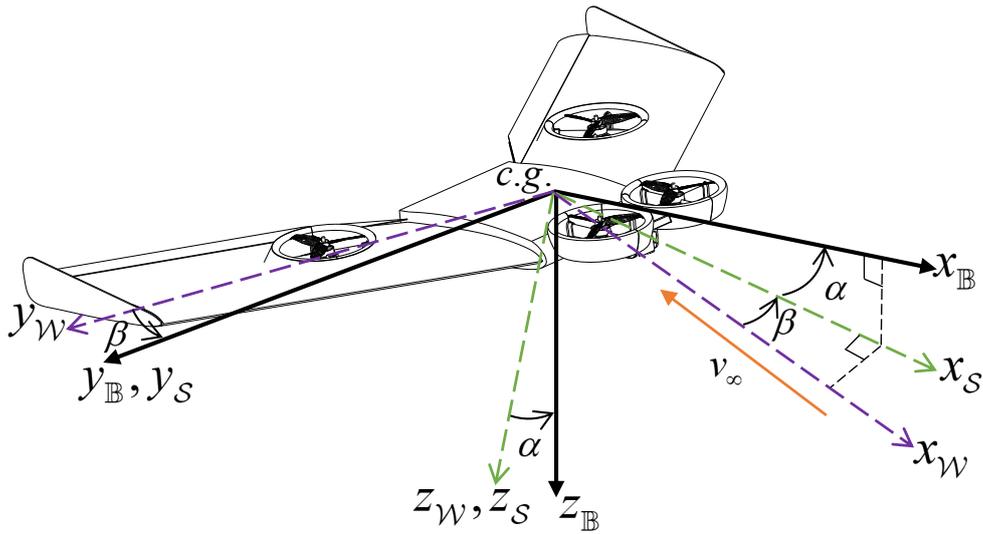


Figura 3.3: Definición de ejes viento $\{W\}$, ejes de estabilidad $\{S\}$ y ángulos aerodinámicos.

mediante la ecuación (3.11), donde $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ representa la aceleración debida a la gravedad.

$$F_W = \begin{bmatrix} F_{Wx} \\ F_{Wy} \\ F_{Wz} \end{bmatrix} = mg \begin{bmatrix} -s_\theta \\ c_\theta s_\phi \\ c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

3.3. Momentos

Los momentos que afectan a la plataforma provienen de los sistemas de propulsión (M_p), los efectos giroscópicos (M_{gyro}) y los efectos aerodinámicos (M_a). La suma total de estos momentos se representa como M_T y se define en la ecuación (3.12).

$$M_T = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = M_p + M_{gyro} + M_a \quad (3.12)$$

3.3.1. Momentos debidos al sistema de propulsión

Los momentos generados por el sistema de propulsión se originan a partir de dos fenómenos. El primero es causado por la fuerza de tracción que los *Ducted-Fans* generan por el brazo de palanca que tienen con respecto al c.g. del cuerpo, y se representan como M_{LP} . El segundo se origina por el par de fuerzas que los motores producen al girar y se denota como M_{TP} . En

consecuencia, el momento debido al sistema de propulsión se expresa en la ecuación (3.13).

$$M_p = \begin{bmatrix} M_{px} \\ M_{py} \\ M_{pz} \end{bmatrix} = M_{L_p} + M_{\tau_p} \quad (3.13)$$

En la Figura 3.4 se bosquejan los diagramas de cuerpo utilizados para el análisis de los momentos alrededor de los tres ejes ($x_{\mathbb{B}}$, $y_{\mathbb{B}}$, $z_{\mathbb{B}}$) del vehículo, los cuales están dados por:

$$M_p = \begin{bmatrix} d_{ty}k(\omega_2^2 - \omega_1^2) + d_{Dy}k(\omega_3^2 - \omega_4^2) \\ c_{\delta_T}d_{tx}k(\omega_1^2 + \omega_2^2) - d_{Dx}k(\omega_3^2 + \omega_4^2) \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} s_{\delta_T}\lambda k(\omega_1^2 - \omega_2^2) \\ 0 \\ \lambda k(\omega_4^2 - \omega_3^2) + c_{\delta_T}\lambda k(\omega_2^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

donde: $\lambda k \omega_i^2 = \tau$, $i = 1, 2, 3, 4$, es el par generado por los motores y λ , es una constante de proporcionalidad para relacionar la fuerza de tracción que generan los motores con el par de fuerzas que éstos producen [35].

3.3.2. Momentos Giroscópicos

Los momentos giroscópicos de las hélices se presentan en la ecuación (3.15). En el primer término de la ecuación, en el producto vectorial entre la velocidad angular del cuerpo y la del motor, se observa una rotación de esta última velocidad angular en función del ángulo de inclinación δ_T . Esto es válido únicamente para los motores 1 y 2, ya que estos modifican su contribución al momento giroscópico en función de su orientación debido a δ_T . Por otro lado, los motores 3 y 4 permanecen fijos al cuerpo. La ecuación (3.16) detalla las operaciones desarrolladas en la ecuación (3.15).

$$M_{gyro} = \begin{bmatrix} M_{gyrox} \\ M_{gyroy} \\ M_{gyroz} \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^2 J_{p_i} (\Omega_{\mathbb{B}} \times \omega_i [s_{\delta_T}, 0, c_{\delta_T}]^T) + \sum_{i=3}^4 J_{p_i} (\Omega_{\mathbb{B}} \times \omega_i) \quad (3.15)$$

$$M_{gyro} = \begin{bmatrix} q\{c_{\delta_T}(w_1 J_{p1} - w_2 J_{p2}) - w_3 J_{p3} + w_4 J_{p4}\} \\ p\{c_{\delta_T}(w_1 J_{p1} - w_2 J_{p2}) + w_3 J_{p3} - w_4 J_{p4}\} + r s_{\delta_T}(w_2 J_{p2} - w_1 J_{p1}) \\ q s_{\delta_T}(w_1 J_{p1} - w_2 J_{p2}) \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

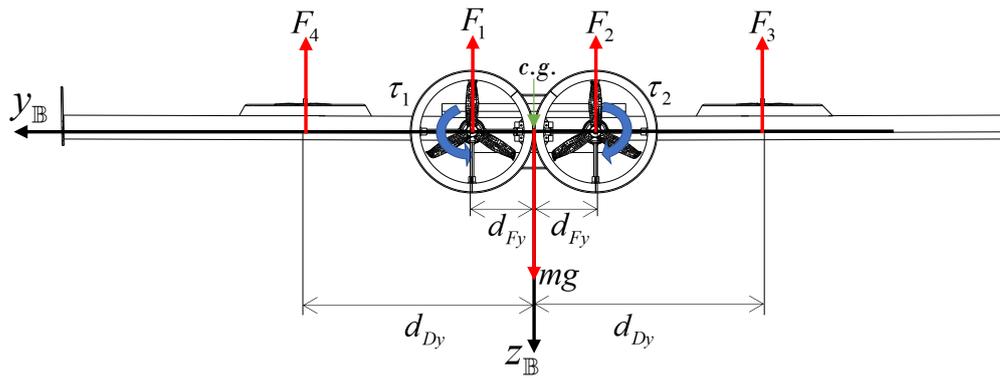
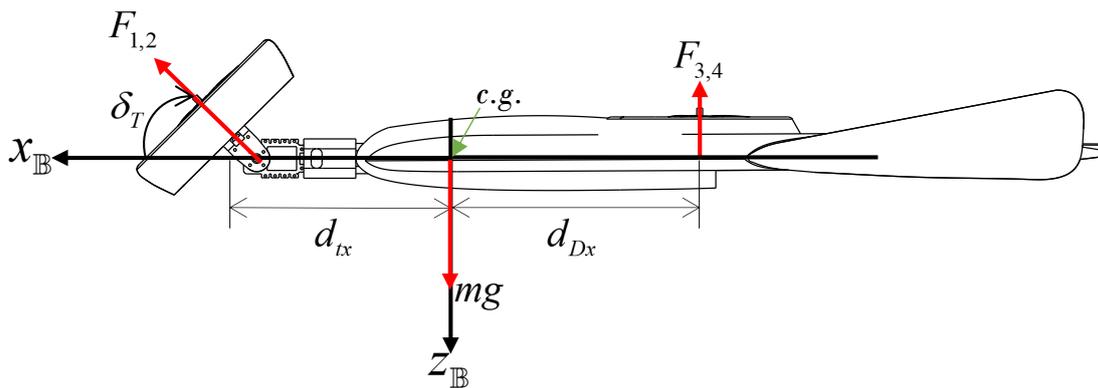
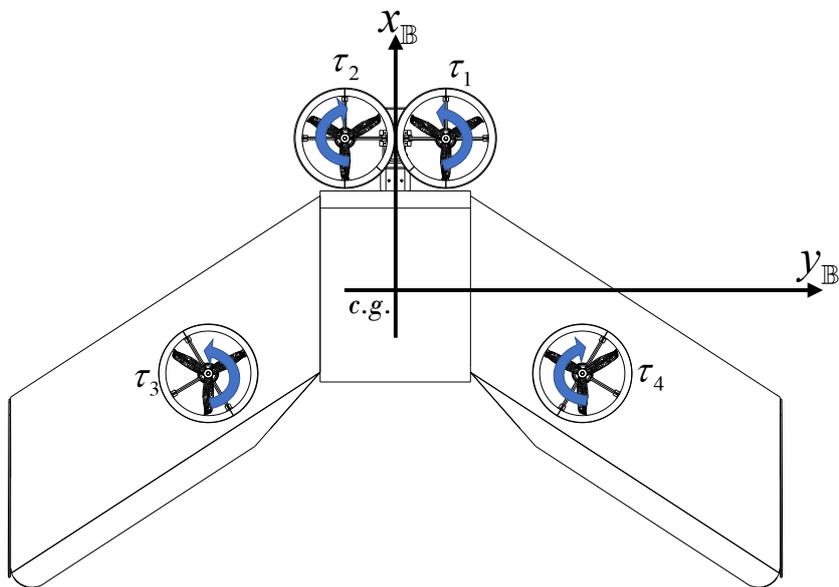
(a) Vista frontal, plano y_B - z_B (momentos alrededor de x_B).(b) Vista lateral, plano x_B - z_B (momentos alrededor de y_B).(c) Vista superior, plano x_B - y_B (momentos alrededor de z_B).

Figura 3.4: Diagramas de cuerpo libre de la plataforma XEVTOL-2FNW.

donde, J_p es el momento de inercia de las hélices alrededor de los ejes de rotación de los motores [41].

3.3.3. Momentos aerodinámicos

Para este tipo de aeronave sin estabilizadores, la contribución de momentos debida a efectos aerodinámicos proviene exclusivamente del ala del vehículo, dado que carece de superficies estabilizadoras presentes en los aviones convencionales. Estos momentos son generados por las fuerzas aerodinámicas F_a , cuyo c.a. se encuentra a una distancia l_{wx} desde el c.g. Además, también hay una contribución debido a los momentos aerodinámicos en función de los coeficientes adimensionales.

Los momentos aerodinámicos de la plataforma se definen en la ecuación (3.17), basándose en el diagrama de la Figura 3.5. En esta figura se ilustran las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre el vehículo, señalando las distancias al c.g. (l_{cg}) y al c.a. (l_{wx}) desde la cuerda media aerodinámica (\bar{c}) del ala.

$$M_a = \begin{bmatrix} M_{ax} \\ M_{ay} \\ M_{az} \end{bmatrix} = [r_a \times F_a] + \begin{bmatrix} l_a \\ m_a \\ n_a \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$M_a = \begin{bmatrix} 0 \\ -l_{wx}[s_\alpha(c_\beta F_D + s_\beta F_y) - c_\alpha F_L] \\ -l_{wx}[s_\beta F_D + c_\beta F_y] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1/2\rho V_\infty^2 S b C_l \\ 1/2\rho V_\infty^2 S c C_m \\ 1/2\rho V_\infty^2 S b C_n \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

donde: $r_a = [-l_{wx} \ 0 \ 0]^T$, es el vector de posición del c.a. con respecto al marco del cuerpo. El vector $[l_a \ m_a \ n_a]^T$, representa los momentos aerodinámicos en función de sus coeficientes aerodinámicos adimensionales C_l , C_m y C_n [42].

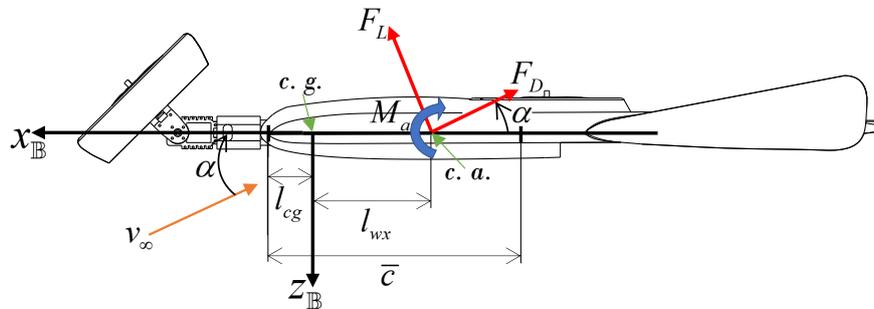


Figura 3.5: Diagrama de cuerpo libre de la plataforma XEVTOL-2FNW en el plano x_B - z_B , mostrando las fuerzas y momentos aerodinámicos.

3.4. Ecuaciones de movimiento

Basándonos en la formulación de Newton-Euler, se puede notar que las ecuaciones de movimiento del XEVTOL-2FNW para los modos multirrotor, transición y ala fija se expresan de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} \quad (3.19a)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi s_\theta / c_\theta & c_\phi s_\theta / c_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (3.19b)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Vr - Wq \\ Wp - Ur \\ Uq - Vp \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (3.19c)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \{ [(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2]qr + I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})pq + I_{xz}N + I_{zz}L \} \\ \frac{1}{I_{yy}} [(I_{zz} - I_{xx})rp - I_{xz}(p^2 - r^2) + M] \\ \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \{ [I_{xz}^2 + I_{xx}(I_{xx} - I_{yy})]pq + [I_{xz}(I_{yy} - I_{zz} - I_{xx})]qr + I_{xx}N + I_{xz}L \} \end{bmatrix} \quad (3.19d)$$

Las ecuaciones (3.19a) y (3.19b) representan las velocidades lineales y angulares de la plataforma con respecto al marco inercial, mientras que las ecuaciones (3.19c) y (3.19d) representan las velocidades lineales y angulares en el marco del cuerpo.

Dado que la configuración XEVTOL-4FNW es similar al vehículo XEVTOL-2FNW, la derivación de su modelo matemático se omite. La principal diferencia entre ambas configuraciones reside en las fuerzas y momentos que actúan sobre el vehículo, resultado de la inclusión de dos *Ducted-Fans* en la configuración XEVTOL-4FNW. Por lo tanto, solo se requerirá la modificación de los términos relacionados con las fuerzas y momentos provenientes del sistema de propulsión.

3.4.1. Modelo matemático en modo multirroto

Durante el vuelo multirroto se considera que los *Dual Ducted-Fans* basculantes están en posición vertical $\delta_T = 0^\circ$ y $\alpha = 0^\circ$ y $\beta = 0^\circ$. Se desprecian las fuerzas aerodinámicas y los momentos aerodinámicos, $F_a = 0$ y $M_a = 0$.

En condiciones de vuelo estacionario, los ángulos de orientación de alabeo, cabeceo y guiñada del vehículo en el marco del cuerpo, se mantienen con pequeñas variaciones, por lo que dichas velocidades angulares $[p, q, r]^T \approx [0, 0, 0]^T$.

Dado que se aproxima $[p, q, r]^T \approx [0, 0, 0]^T$ y que las inercias de las hélices son pequeñas, los efectos giroscópicos de éstas se descartan.

Considerando que el marco de referencia del cuerpo coincide con los ejes principales del vehículo, el producto de inercia I_{xz} es cero.

Aplicando estas consideraciones a las ecuaciones (3.19a)-(3.19d), el modelo simplificado para vuelo multirroto queda de esta manera:

$$\ddot{x} = -\frac{1}{m}(u_T)(c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi) \quad (3.20a)$$

$$\ddot{y} = -\frac{1}{m}(u_T)(s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi) \quad (3.20b)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{1}{m}(u_T)c_\theta c_\phi \quad (3.20c)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{M_\phi}{I_{xx}} + \frac{M_\theta}{I_{yy}}s_\phi t_\theta + \frac{M_\psi}{I_{zz}}c_\phi t_\theta \quad (3.20d)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_\theta}{I_{yy}}c_\phi - \frac{M_\psi}{I_{zz}}s_\phi \quad (3.20e)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{M_\theta s_\phi}{I_{yy}c_\theta} + \frac{M_\psi c_\phi}{I_{zz}c_\theta} \quad (3.20f)$$

Donde $u_T = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$ es el control de fuerzas y $M_\phi = d_{Dy}(F_2 + F_3 - F_4 - F_1)$, $M_\theta = d_{tx}(F_1 + F_2) - d_{Dx}(F_3 + F_4)$, y $M_\psi = (\tau_4 - \tau_3) + (\tau_2 - \tau_1)$ son los controles de momentos.

3.5. Discusión

La importancia de desarrollar este modelo matemático se hará evidente en el próximo capítulo dedicado a las simulaciones MIL. En dicho capítulo, se trabajará con el simulador *X-Plane*, que será responsable de calcular las fuerzas y momentos que impactan al vehículo simulado. A partir de un modelo matemático similar al presentado aquí, se derivarán las ecuaciones de movimiento de la aeronave. Por lo tanto, comprender este modelo matemático resulta fundamental para entender el funcionamiento de *X-Plane*.

Además, el modelo dinámico de la plataforma aérea posibilita el desarrollo de estrategias de control basadas en dicho modelo. Cabe destacar que solo se ha presentado el desarrollo del modelo matemático del vehículo XEVTOL-2FNW. Esto se debe a que el modelo de la versión XEVTOL-4FNW es muy similar al que se ha desarrollado en esta sección. Las principales diferencias radican en la definición de las fuerzas y momentos que actúan sobre el vehículo, ya que en la versión XEVTOL-4FNW se incorporan dos *Ducted-Fans* adicionales. En consecuencia, los términos relacionados con las fuerzas y momentos debidos a la propulsión deberán ser ajustados.

Simulaciones Model In The Loop (MIL) mediante X-Plane y Matlab-Simulink

La seguridad durante el vuelo constituye uno de los requisitos primordiales en cada diseño de VANT que se lleva a cabo. Las restricciones en términos de espacio y peso que afectan a estas plataformas en la actualidad hacen que resulte difícil incorporar dispositivos adicionales que permitan establecer redundancia en los sistemas del vehículo, como es el caso en las aeronaves tripuladas, donde se busca minimizar la probabilidad de fallos. No obstante, el ámbito del software no se ve limitado por estas restricciones físicas y, por lo tanto, es el área principal en la que se está trabajando actualmente. En este contexto, se están desarrollando algoritmos que buscan garantizar la seguridad durante el vuelo y brindar una mayor confianza en la operación de la aeronave no tripulada.

En la actualidad, poner a prueba nuevos algoritmos en un vehículo de manera experimental conlleva altos costos y un consumo considerable de tiempo. Además, requiere realizar numerosas pruebas repetitivas durante la fase de desarrollo. Cabe destacar, que este proceso puede ser peligroso, y las regulaciones actuales sobre RPAS (Norma Oficial Mexicana NOM 107 SCT3 2019, [43]) imponen restricciones considerables en lo que respecta al desarrollo experimental.

Adicionalmente, se deben tener en cuenta las posibles fallas en alguno de los sistemas de la aeronave, como los sensores, lo que puede llevar a estimaciones imprecisas realizadas por los sistemas de control del vehículo. Esto limita la capacidad de evaluar adecuadamente la estrategia de control durante las pruebas de vuelo. Por este motivo, [44] propone el desarrollo de pruebas para el sistema de control a través de simulaciones en tres modalidades: Model

In the Loop (MIL), Software In the Loop (SIL) y Hardware In the Loop (HIL). MIL es una técnica de simulación empleada para abstraer el comportamiento de un sistema o subsistema al incorporar un modelo. De esta manera, el modelo puede ser utilizado para probar, simular y verificar la dinámica del sistema que representa [45, 46]. En el contexto de una aeronave, esta técnica permite analizar las dinámicas del avión al implementar una estrategia de control. Esto posibilita evaluar la precisión del modelo empleado, el rendimiento de la ley de control y analizar el diseño de la aeronave, obteniendo una retroalimentación valiosa del sistema.

4.1. X-Plane

En el desarrollo de simulaciones de vuelo utilizando la técnica MIL con las plataformas XEVTOL, se empleó el simulador de vuelo *X-Plane*, creado por Austin Meyer y producido por Laminar Research. *X-Plane* es una herramienta destacada en el ámbito de los simuladores de vuelo. Se caracteriza por su alta precisión, basándose en cálculos detallados de cómo el flujo de aire afecta las superficies de las aeronaves simuladas. Además, *X-Plane* cuenta con la aprobación de la Federal Aviation Administration (FAA, por sus siglas en inglés) y está autorizado para el entrenamiento de pilotos de vuelo instrumental cuando se utiliza en combinación con hardware específico [47].

X-Plane se distingue de otros simuladores por la incorporación de la Teoría del Elemento de Pala-Momentum (BEMT, por sus siglas en inglés). A diferencia de la metodología tradicional, en la cual los simuladores de vuelo emulan el rendimiento de una aeronave mediante la utilización de datos empíricos en una tabla de consulta predefinida (*lookup table*, en inglés) para determinar las fuerzas aerodinámicas, *X-Plane* se basa en el enfoque BEMT. Este enfoque es especialmente valioso en las etapas iniciales de diseño, ya que es capaz de prever el rendimiento de aeronaves nuevas o experimentales que aún no han sido minuciosamente caracterizadas, a diferencia de las aeronaves comerciales [47].

X-Plane incorpora una herramienta denominada *Plane Maker* que brinda a los usuarios la capacidad de diseñar y modificar sus propias aeronaves, tanto partiendo de modelos preexistentes como creando vehículos completamente nuevos. Una vez que se han definido todas las especificaciones físicas de la aeronave, como su peso, envergadura, superficies de control, sistema de propulsión, perfil alar y otros aspectos relevantes, el simulador *X-Plane* es capaz de estimar el comportamiento de vuelo de la aeronave en el mundo real [48].

4.1.1. ¿Cómo funciona X-Plane?

X-Plane trabaja a partir de identificar la forma geométrica de la aeronave para comprender su comportamiento de vuelo. Esto se logra a través de la implementación de la BEMT. Esta teoría implica descomponer la aeronave en pequeños elementos y luego calcular las fuerzas que actúan sobre cada uno de estos elementos en intervalos de tiempo muy cortos. Estas fuerzas se convierten en aceleraciones, que posteriormente se integran para obtener velocidades y posiciones, lo que permite describir la dinámica de movimiento de la aeronave en la simulación [49].

El proceso de cálculo que *X-Plane* lleva a cabo durante la simulación se explica a continuación:

1. **Discretización:** Este proceso se lleva a cabo solo una vez durante la inicialización de la simulación. Consiste en la subdivisión de las diversas partes de la aeronave en un número finito de elementos, cuya cantidad es determinada por el usuario a través de Plane-Maker. Se establece un máximo de diez elementos por semi-ala o semi-estabilizador. Estudios demuestran que con esta cantidad de elementos se obtienen estimaciones de velocidades y aceleraciones de alabeo que son cercanas a las obtenidas con un mayor número de elementos [49].
2. **Determinación de la velocidad:** Este proceso se repite dos veces por ciclo de simulación y se enfoca en determinar las velocidades lineales y angulares a lo largo de los ejes longitudinal, lateral y vertical para cada elemento derivado del proceso de discretización. Durante este cálculo, se tienen en cuenta los efectos del *downwash*¹, *propwash*² y los mecanismos hiper e hipo sustentadores (*flaps*, *slats*, *spoilers*, etc.).

El *propwash* se determina, por medio del área del disco y empuje de cada hélice. Utilizando la densidad de aire local. *X-Plane* determina el *propwash* requerido para conservar el momentum.

El *downwash* se calcula en función del alargamiento, conicidad y flechado del ala, además de la distancia horizontal y vertical del estabilizador horizontal a el ala, de-

¹Cambio de dirección del flujo de aire causado por la interacción de la aerodinámica de un perfil, ala o rotor en movimiento, como parte del proceso de generación de sustentación[50].

²Masa de aire perturbada en la dirección del flujo inducido por los efectos de la hélice de la aeronave.

terminando el downwash por medio de una tabla de datos empíricos para obtener el ángulo del downwash generado por el coeficiente de levantamiento.

3. **Determinación de coeficientes:** A través de Airfoil Maker, se captura la información del perfil del ala en 2D, y posteriormente *X-Plane* se encarga de aplicar este perfil en un contexto tridimensional. Para el ala finita, se aplican técnicas como *lift-slope reduction*, *CLmax reduction*, *induced drag* y *moment reduction* de acuerdo con las características geométricas del ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical o la pala de la hélice correspondiente. Además, se toman en cuenta los efectos de compresibilidad del aire mediante la utilización del modelo Prandtl-Glauert para vuelos a velocidades subsónicas.

4. **Determinación de las fuerzas:** Utilizando los coeficientes obtenidos en el paso 3, así como las superficies identificadas en el paso 1 y la presión dinámica (calculada para cada elemento de la aeronave), se procede a calcular las fuerzas para cada elemento, las cuales son luego sumadas para obtener el resultado total para toda la aeronave. Estas fuerzas se dividen por la masa de la aeronave para determinar las aceleraciones lineales y se dividen entre los momentos de inercia para obtener las aceleraciones angulares correspondientes.

5. **Se repite el proceso:** Todo el proceso se realiza de nuevo desde el punto 2, quince veces por segundo durante la simulación de la aeronave.

Durante la simulación en *X-Plane*, es posible visualizar varios parámetros de vuelo de la aeronave a través de gráficos o tablas, y también es posible guardar estos valores en archivos de texto para su posterior análisis. A continuación, se presentan los principales parámetros aerodinámicos que proporciona la simulación:

- | | |
|--|---|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Fuerzas aerodinámicas totales y del ala. <li style="padding-left: 20px;">a) Lift, lbf. <li style="padding-left: 20px;">b) Drag, lbf. <li style="padding-left: 20px;">c) Side, lbf. | <ol style="list-style-type: none"> 2. Relación L/D, coeficientes totales y del ala. <li style="padding-left: 20px;">a) L/D. <li style="padding-left: 20px;">b) C_l. <li style="padding-left: 20px;">c) C_D. |
|--|---|
-

4.1.2. Precisión de simulación con X-Plane

La mayoría de los simuladores de vuelo emplean derivadas de estabilidad para predecir el vuelo de la aeronave, utilizando simplificaciones y datos empíricos. En contraste, *X-Plane* aborda la naturaleza de las fuerzas que afectan a cada elemento de la aeronave, descomponiéndola en partes pequeñas. De esta manera, modela cómo volaría la aeronave en el mundo real mediante la teoría BEMT. Esto se considera un enfoque más sólido y preciso en una amplia gama de condiciones de vuelo, según lo señalan los desarrolladores de *X-Plane* [49].

No obstante, ¿qué tan realistas son estas simulaciones con *X-Plane*? La literatura ofrece el trabajo de [51], en el cual se evalúa la precisión de *X-Plane* a través de simulaciones con la aeronave F-15E. Este estudio señala que la precisión del simulador depende de la correcta captura de los parámetros de entrada. En este trabajo, se compara la información obtenida mediante la simulación con datos analíticos o extraídos de los manuales de vuelo de la aeronave. Los resultados revelan que las simulaciones logran una alta fidelidad en ciertos aspectos, como las velocidades de entrada en pérdida, demostrando una concordancia muy cercana a los resultados reales.

Adicionalmente, en el trabajo de [52], se realizaron simulaciones con el Pilatus PC-9 implementado en *X-Plane* 10, logrando minimizar las discrepancias entre el modelo y la realidad. Los resultados de estas simulaciones fueron comparados con datos teóricos y experimentales, demostrando que el rendimiento y las características de estabilidad de la aeronave se mantuvieron en un margen de aproximadamente diez por ciento en relación a los valores teóricos o reales, con la excepción de la estabilidad lateral.

La literatura revela que *X-Plane* 10 ha demostrado tener la capacidad de modelar diversas aeronaves con un alto grado de concordancia en términos de desempeño y características de estabilidad. *X-Plane* se posiciona como una herramienta valiosa para la evaluación de nuevos diseños de aeronaves, permitiendo una aproximación robusta y detallada para el análisis de la dinámica aérea.

4.1.3. Metodología de trabajo en Plane Maker

La metodología de diseño empleada para generar el modelo 3D de la aeronave en *Plane Maker* se ilustra en el diagrama de la Figura 4.1. Este enfoque se aplicó al diseño del concepto XEVTOL-2FNW. No obstante, esta misma metodología se extiende al diseño de la versión

XEVTOL-4FNW. La distinción principal reside únicamente en la configuración del sistema de propulsión, dado que para la versión XEVTOL-4FNW se requiere la incorporación de dos motores adicionales.

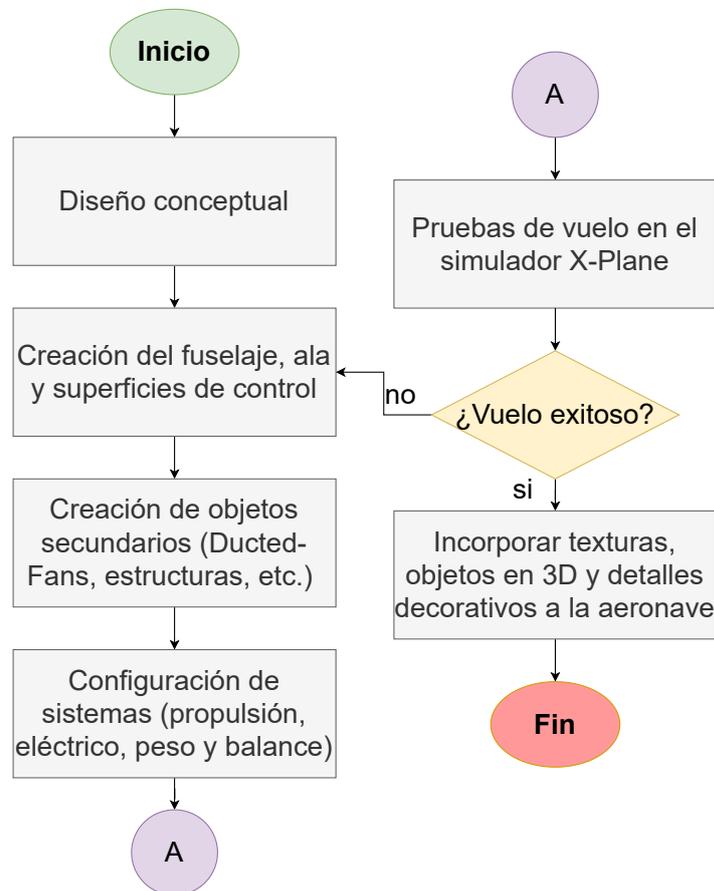


Figura 4.1: Metodología de diseño en *Plane Maker*. El proceso de diseño comienza con el diseño conceptual que ayuda a crear los componentes de la aeronave en el software. Luego, se realizan pruebas de vuelo para evaluar el rendimiento de la aeronave y se realizan ajustes en la geometría si es necesario.

4.2. Modelado 3D del vehículo XEVTOL-2FNW

Como paso inicial en el modelado del vehículo, se estableció la geometría del fuselaje y el ala del vehículo. Se descubrió que en *Plane Maker*, el ala está compuesta por secciones individuales. Dependiendo de la complejidad del ala, puede constar de una sola sección para alas simples o de múltiples secciones en casos de alas más intrincadas, como las de geometría variable. Cada sección de ala puede incluir superficies de control, como alerones, elevadores o flaps. Además, en cada sección es posible definir un perfil independiente de las otras secciones si se requiere un torcimiento aerodinámico específico para el ala.

La geometría del vehículo se definió de la siguiente manera: la parte central del vehículo que actúa como fuselaje se definió como ala dentro de *Plane Maker*, considerando esta sección como un ala rectangular. La semi-ala derecho se consideró en 3 secciones: 2 secciones de ala ubicadas en la punta y en la raíz, y una parte central donde se encuentra el *Ducted-Fan*, como se muestra en la Figura 4.2.

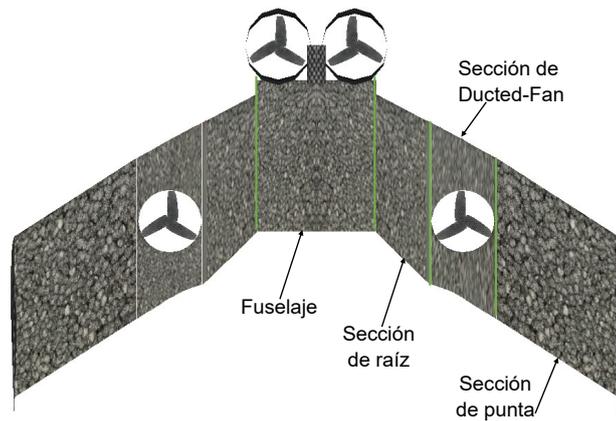


Figura 4.2: Vista superior del modelo 3D de la aeronave XEVTOL-2FNW creado en *Plane Maker*.

De manera similar, se procedió a diseñar el perfil de carbono sobre el cual se coloca el motor coaxial basculante, como se muestra en la Figura 4.3. Este componente se segmentó en secciones, tal como se ilustra en la Figura 4.4. En cada sección, se definieron los puntos que configuran la forma transversal del objeto a modelar, así como su posición a lo largo del eje longitudinal. En el caso del brazo en cuestión, se contemplan 4 secciones: las primeras y últimas representan las tapas del perfil, mientras que las secciones 2 y 3 reflejan la forma poligonal del perfil de carbono.

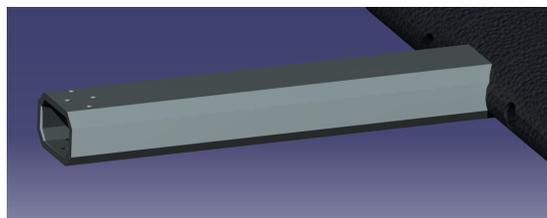


Figura 4.3: Ilustración en formato CAD del brazo de sujeción del motor coaxial basculante que se desea modelar en *Plane Maker*.

Además, se estableció la posición de este componente en relación al punto de referencia de la aeronave. En la Figura 4.5, se presenta el resultado del modelado del brazo que sostiene el motor coaxial basculante. En la vista en alambre se aprecia la forma poligonal del perfil, mientras que en la vista sólida se muestra cómo se presentará esta parte en la simulación.

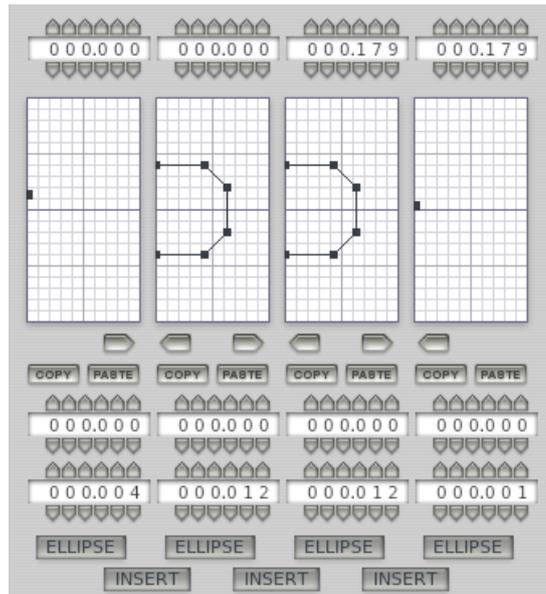
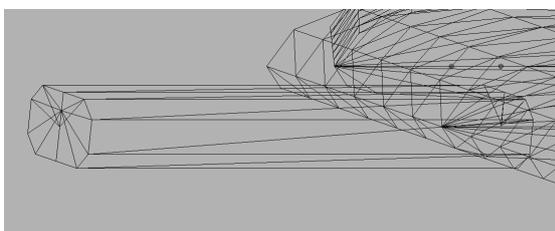
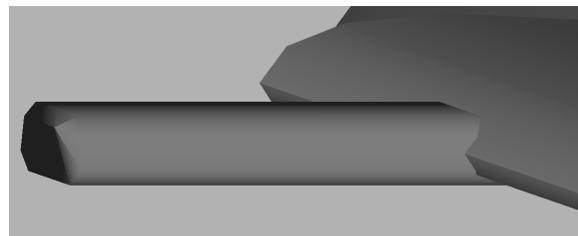


Figura 4.4: Secciones transversales a lo largo del eje longitudinal definidas en el módulo de *Miscellaneous Bodies* para construir el brazo de sujeción del motor.



(a) Vista wireframe.



(b) Vista sólido.

Figura 4.5: Imágenes en 3D del brazo modelado en *Plane Maker* utilizando el módulo *Miscellaneous Bodies*.

Hasta este punto, se ha revisado las secciones relacionadas con el modelado 3D del cuerpo de la aeronave. El siguiente paso a abordar es la definición del sistema de propulsión del vehículo. En términos generales, una aeronave se compone de varios sistemas, incluyendo el sistema eléctrico, hidráulico, de combustible, aviónica, control de vuelo y propulsión. Estos sistemas pueden ser configurados en *Plane Maker* para obtener una representación más realista del comportamiento del vehículo. Incluso es posible simular fallas en estos sistemas. A continuación, se describe el proceso que se llevó a cabo para definir el sistema de propulsión, basado en los resultados experimentales de empuje de los motores.

4.2.1. Comparación de resultados experimentales y simulación del sistema de propulsión en X-Plane

Con el objetivo de mejorar la precisión de las simulaciones de los conceptos XEVTOL en *X-Plane*, se compararon con los resultados experimentales del sistema de propulsión y las simulaciones generadas por *X-Plane*. A partir de esta comparación, se realizaron ajustes en los parámetros de simulación de la hélice en *X-Plane*. Estos ajustes se llevaron a cabo utilizando un banco de pruebas diseñado en el entorno de *X-Plane*, como se muestra en la Figura 4.6. Este banco de pruebas incorpora las características del sistema de propulsión de las plataformas aérea.

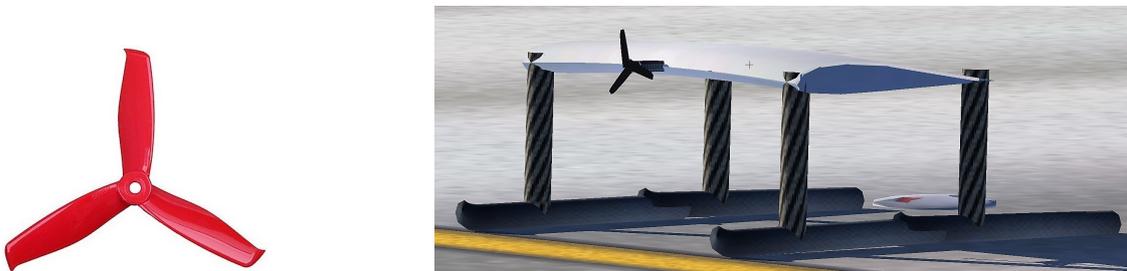


Figura 4.6: Hélice 5055 y banco de pruebas utilizado en la simulación del sistema de propulsión en *X-Plane*.

En la Figura 4.7, se presentan los resultados de la simulación del motor utilizando una rampa de subida con una duración de 28 segundos. Los resultados experimentales de este motor se muestran en color azul, mientras que los resultados obtenidos mediante la simulación en *X-Plane* se representan en color rojo con una línea interrumpida. Se puede observar que, a máxima potencia, la simulación presenta una diferencia de 0.25 kgf en comparación con el valor experimental, lo que corresponde a un error del veinte por ciento. En el punto de 19.5 segundos, se registra un error máximo del treinta por ciento.

En la Figura 4.8, se presenta la comparación entre el régimen de giro de la hélice en la simulación y en el experimento real. Se puede observar un error máximo del diez por ciento, y en este caso, el valor experimental se alcanza a máxima potencia en la simulación.

En la Figura 4.9, se presenta la potencia eléctrica del motor. Se puede observar que el error máximo se mantiene por debajo del veinte por ciento. Es relevante destacar que en los parámetros de régimen de giro y potencia eléctrica, la simulación presenta una menor discrepancia. Esta comparativa confirma que el sistema de propulsión en la simulación se

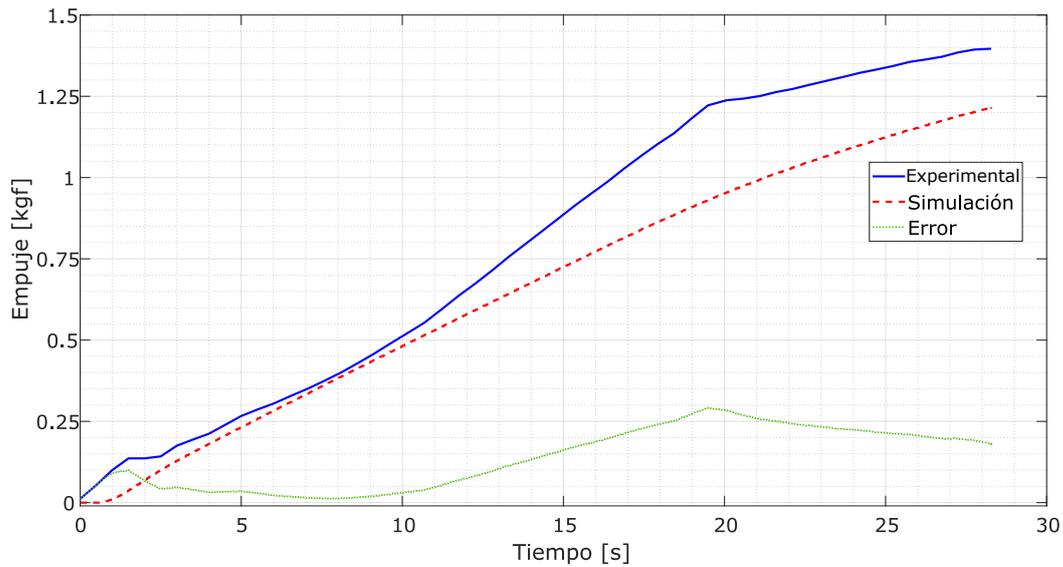


Figura 4.7: Comparativa de empuje de las hélices en simulación contra resultados experimentales. Mayor error alcanzado del treinta por ciento.

comportará de manera más realista.

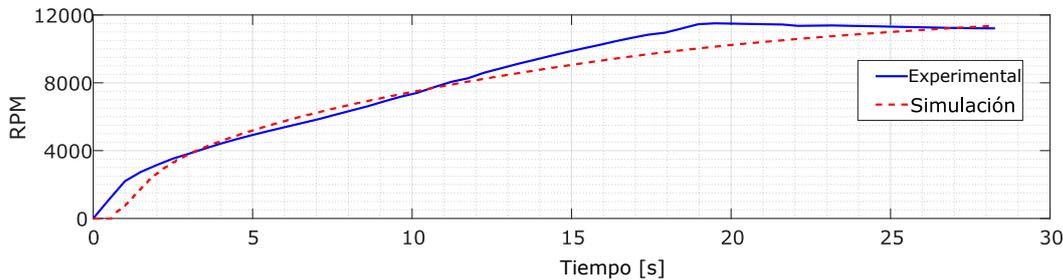


Figura 4.8: Comparativa de RPMs de las hélices en simulación contra resultados experimentales. Máximo error del diez por ciento.

4.2.2. Configuración del sistema eléctrico

Continuando con la configuración del sistema eléctrico, este proceso se realiza en el módulo *Systems* dentro de la pestaña *Standard en Plane Maker*. En la sección *Electrical 1* se establecen los parámetros eléctricos que se emplearán durante la simulación. Esto incluye la fuente de energía eléctrica, el número de canales a través de los cuales se distribuye la energía y la presencia de inversores. Para la aeronave, se define una batería de 59 Wh, un solo canal y no se utilizan inversores.

En la sección *Electrical 2*, se establece la curva característica que describe la relación entre la potencia eléctrica y el porcentaje de carga de la batería, tal como se muestra en la

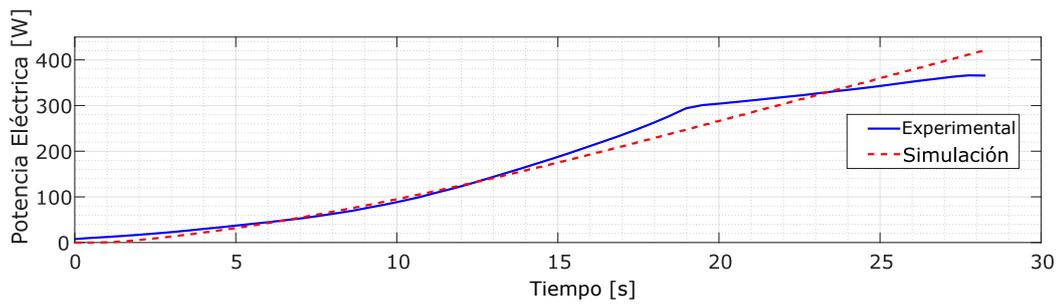


Figura 4.9: Potencia eléctrica de la hélice en simulación contra referencia experimental. El error no excede más allá del veinte por ciento.

Figura 4.10. Por otro lado, en las secciones *Bus 1* y *Bus 2* se especifican los sistemas e instrumentos conectados a los canales previamente definidos, junto con su consumo de energía correspondiente.

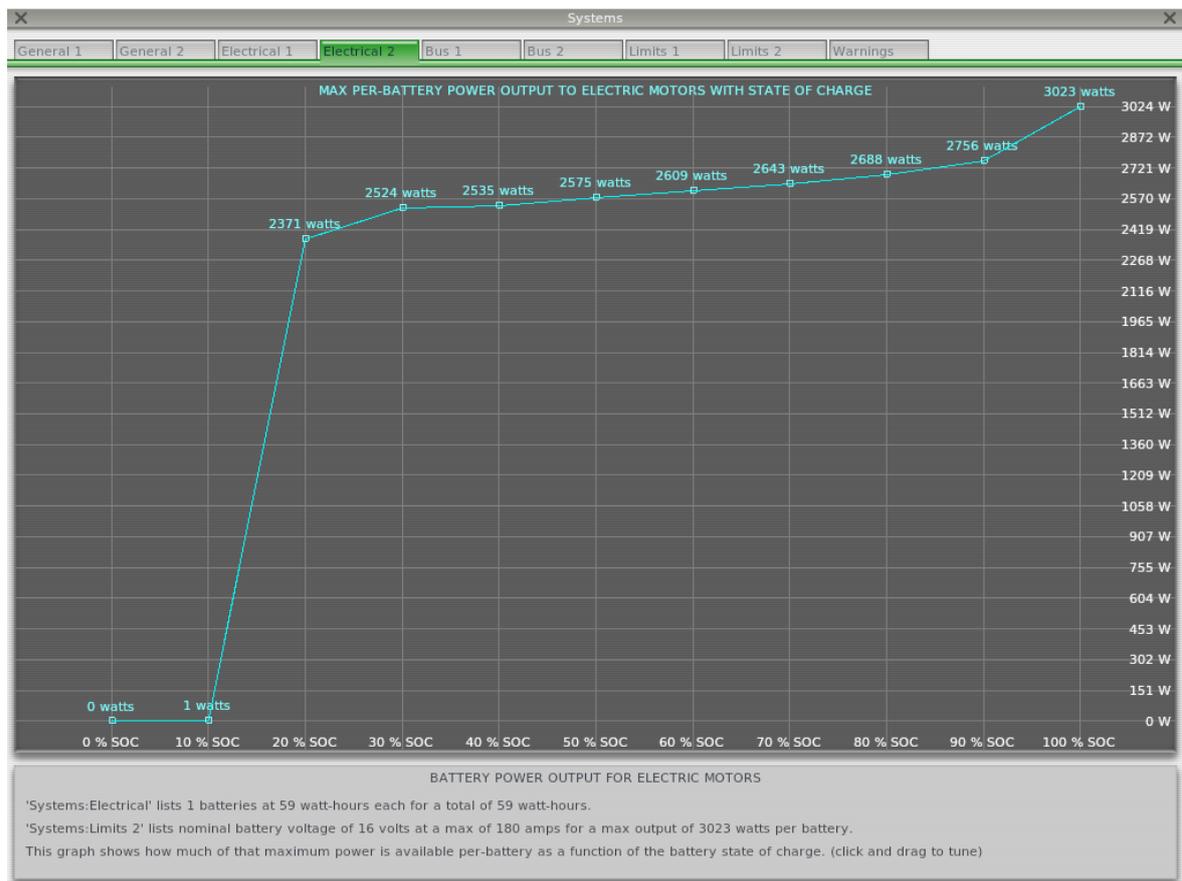


Figura 4.10: Perfil de descarga de la batería configurado en *Plane Maker*.

4.2.3. Configuración de las velocidades y límites de las fuerzas G

En esta sección, se establecen las velocidades máximas, mínimas y de operación normal de la aeronave, las cuales serán reflejadas por los instrumentos durante la prueba. Estas veloci-

dades incluyen la velocidad máxima de crucero, velocidad de pérdida, velocidad óptima de ascenso, velocidad máxima de operación normal, velocidad de nunca exceder y el número máximo de Mach ³ aceptable. Es importante destacar que estas velocidades deben expresarse en nudos o millas por hora.

Además, se define la máxima fuerza G positiva y negativa que la estructura del vehículo puede soportar antes de sufrir fallas estructurales durante la simulación. Cuando los valores G superan el cincuenta por ciento de los definidos, se generan fallas estructurales en la aeronave en la simulación.

4.2.4. Configuración de peso y balance

Para definir el peso y balance de la aeronave, se emplea el módulo *Weight & Balance* en la pestaña *Standard*. Aquí se especifica la posición del centro de gravedad a lo largo del eje longitudinal, indicando valores máximos y mínimos, así como el centro de gravedad en el eje vertical.

Asimismo, en este apartado se establece el peso vacío, el combustible, el peso máximo de despegue, entre otros parámetros. Para las plataformas XEVTOL, se define un centro de gravedad del cuarenta por ciento y sesenta y siete por ciento de la cuerda del fuselaje, y se asigna un peso vacío de 2.1 kg y 2.7 kg para las configuraciones 2FNW y 4FNW respectivamente.

Por último, en la Figura 4.11 se presentan los modelos 3D de los conceptos XEVTOL desarrollados en *Plane Maker*, los cuales serán utilizados para las simulaciones en *X-Plane*.

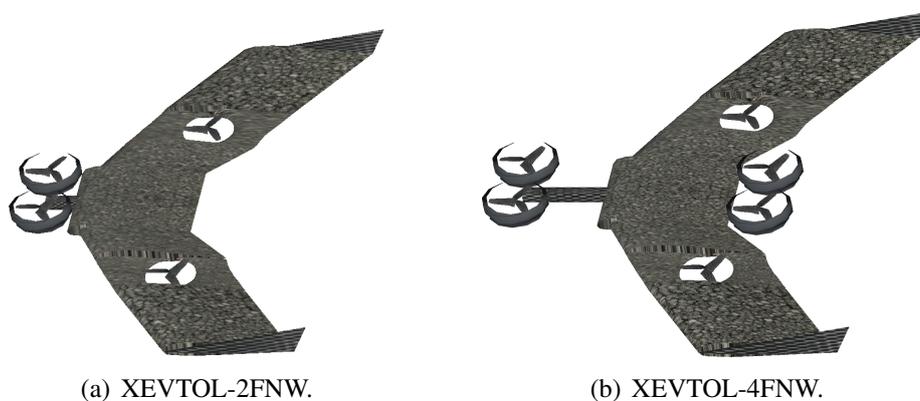


Figura 4.11: Imágenes de los modelos 3D de los conceptos XEVTOL desarrollados en el programa *Plane Maker*.

³El número de Mach, es una unidad adimensional que se utiliza para describir la velocidad de un objeto en relación con la velocidad del sonido en un medio específico.

4.3. Simulaciones MIL. Modo multirrotor y transición de vuelo a ala fija

Utilizando *X-Plane* en co-simulación con Simulink, se llevaron a cabo simulaciones de vuelo multirrotor y transición hacia el modo ala fija de las plataformas XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW mediante la técnica MIL. En este enfoque, el programa *X-Plane* se encarga de generar el modelo dinámico del vehículo utilizando el modelo desarrollado en *Plane Maker*. La información de la posición y orientación del vehículo se transmite desde *X-Plane* a Simulink a través del protocolo UDP. En Simulink, se procesa esta información y se generan las señales de control que se envían a los motores del vehículo en *X-Plane* para su estabilización. El proceso de simulación se esquematiza en la Figura 4.12.

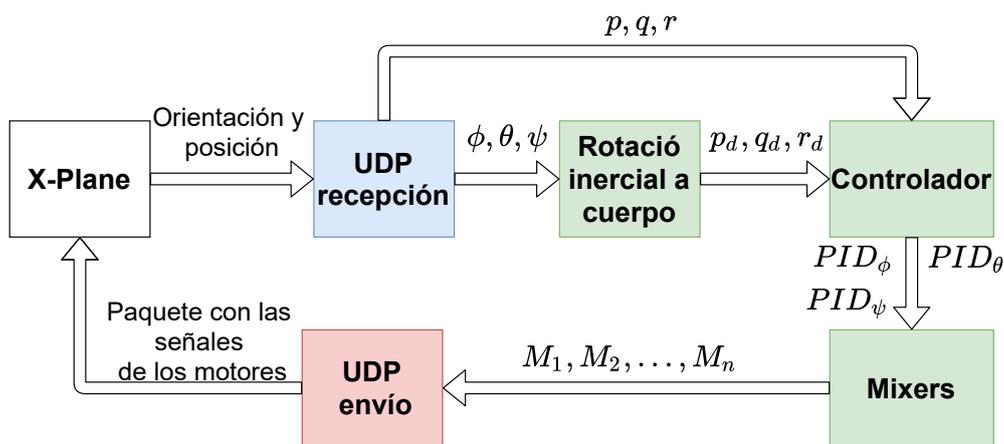


Figura 4.12: Diagrama a bloques del programa desarrollado en Simulink. En color azul, se muestra el bloque de recepción de la información, en color verde la de control, en rojo envío de señales de control para los motores y en blanco el simulador *X-Plane*.

4.3.1. Esquema de Control para modo multirrotor

Comenzando con el modelo matemático para el vuelo multirrotor, expresado en las ecuaciones (3.20), se procede a descomponer dicho modelo en cuatro dinámicas: altitud, dirección, lateral y longitudinal. A continuación, se describen los controladores PID que se utilizaron en cada una de estas dinámicas.

Controlador de altitud

La dinámica de altitud está conformada por la ecuación (4.1). Se define el error de altitud $e_z = z - z_d$, donde z_d es la altitud deseada.

$$\ddot{z} = g - \frac{1}{m}(u_T)c_\theta c_\phi \quad (4.1) \quad \ddot{e}_z = \ddot{z} - \ddot{z}_d \quad (4.2)$$

Sustituyendo la ecuación (4.1) en la ecuación (4.2), se tiene: $\ddot{e}_z = g - \frac{1}{m}(u_T)c_\theta c_\phi - \ddot{z}_d$.

El objetivo de control es garantizar que $\ddot{e}_z = 0$, se propone un control PD, obteniendo:

$$\ddot{e}_z = g - \frac{1}{m}(u_T)c_\theta c_\phi - \ddot{z}_d = -K_{pz}e_z - K_{dz}\dot{e}_z, \text{ al despejar } u_T, \text{ se obtiene la ecuación (4.3).}$$

Sustituyendo la ecuación (4.3) en la ecuación (4.1) y considerando z_d constante, se tiene la ecuación (4.4).

$$u_T = -(-\ddot{z}_d - K_{pz}e_z - K_{dz}\dot{e}_z - g) \left(\frac{m}{c_\theta c_\phi} \right) \quad (4.3)$$

Finalmente, al substituir la ecuación (4.3) en la ecuación (4.1) y considerando z_d como una constante, se obtiene la ecuación (4.4).

$$\ddot{z} = u_z \quad (4.4)$$

donde $u_z = -K_{pz}e_z - K_{dz}\dot{e}_z$.

Controlador direccional

La dinámica dada por la ecuación (3.20f) corresponde a la dinámica direccional representada por el ángulo de guiñada (ψ). Bajo la consideración de $\psi \approx 0$, se obtiene la ecuación (4.5).

Se define el error $e_\psi = \psi - \psi_d$, donde ψ_d es el ángulo de guiñada deseado, se obtiene la ecuación (4.6).

$$\ddot{\psi} = \frac{M_\theta \phi}{I_{yy}c_\theta} + \frac{M_\psi}{I_{zz}c_\theta} \quad (4.5) \quad \ddot{e}_\psi = \ddot{\psi} - \ddot{\psi}_d \quad (4.6)$$

Sustituyendo la ecuación (4.5) en la ecuación (4.6), se obtiene: $\ddot{e}_\psi = \frac{M_\theta \phi}{I_{yy}c_\theta} + \frac{M_\psi}{I_{zz}c_\theta} - \ddot{\psi}_d$.

El objetivo de control es garantizar que $\ddot{e}_\psi = 0$, se define un control PD, obteniendo:

$$\frac{M_\theta \phi}{I_{yy}c_\theta} + \frac{M_\psi}{I_{zz}c_\theta} - \ddot{\psi}_d = -k_{p\psi}e_\psi - K_{d\psi}\dot{e}_\psi, \text{ despejando } M_\psi, \text{ se obtiene la ecuación (4.7).}$$

$$M_\psi = I_{zz}c_\theta \left(-\frac{M_\theta \phi}{I_{yy}c_\theta} - k_{p\psi}e_\psi - K_{d\psi}\dot{e}_\psi \right) \quad (4.7)$$

Sustituyendo la ecuación (4.7) en la ecuación (4.5), se llega a la ecuación (4.8).

$$\ddot{\psi} = u_{\psi} \quad (4.8)$$

donde $u_{\psi} = -k_{p\psi}e_{\psi} - K_{d\psi}\dot{e}_{\psi}$.

Controlador lateral

El subsistema lateral está conformado por las ecuaciones (3.20b) y (3.20d). Bajo las consideraciones $\phi \approx 0$, $\psi \approx 0$, $s_{\phi} \approx \phi$ y sustituyendo u_T de la ecuación (4.3), el subsistema lateral se reescribe en las ecuaciones (4.9) y (4.10). Se define el error $e_y = y - y_d$, donde y_d es la posición lateral deseada.

$$\ddot{y} = -\frac{\phi g}{c_{\theta}c_{\phi}} \quad (4.9)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{M_{\phi}}{I_{xx}} \quad (4.10)$$

$$\ddot{e}_y = \ddot{y} - \ddot{y}_d \quad (4.11)$$

Sustituyendo la ecuación (4.9) en la ecuación (4.11), se obtiene: $\ddot{e}_y = -\frac{\phi g}{c_{\theta}c_{\phi}} - \ddot{y}_d$. El objetivo de control es garantizar que $\ddot{y} = 0$, se define un controlador PD, obteniendo: $-\frac{\phi g}{c_{\theta}c_{\phi}} - \ddot{y}_d = -k_{py}e_y - K_{dy}\dot{e}_y$. Despejando ϕ , se obtiene el ángulo deseado para estabilizar la dinámica lateral y esta definido por la ecuación (4.12).

$$\phi_d = (-k_{py}e_y - K_{dy}\dot{e}_y) \frac{c_{\theta}c_{\psi}}{g} \quad (4.12)$$

Sustituyendo la ecuación (4.12) en la ecuación(4.9), se llega a la ecuación (4.13).

$$\ddot{y} = \phi \quad (4.13)$$

Definiendo el error $e_{\phi} = \phi - \phi_d$. Al sustituir la ecuación (4.10) en la ecuación (4.14), se obtiene: $\ddot{e}_{\phi} = \frac{M_{\phi}}{I_{xx}} - \ddot{\phi}_d$. Para garantizar la convergencia en el ángulo de alabeo, se propone un controlador PD, y despejando M_{ϕ} , se obtiene la ecuación (4.15).

$$\ddot{e}_{\phi} = \ddot{\phi} - \ddot{\phi}_d \quad (4.14) \quad M_{\phi} = I_{xx}(-k_{p\phi}e_{\phi} - K_{d\phi}\dot{e}_{\phi} + \ddot{\phi}_d) \quad (4.15)$$

Sustituyendo la ecuación (4.15) en la ecuación (4.10), se llega a:

$$\ddot{\phi} = u_{\phi} \quad (4.16)$$

donde $u_{\phi} = -k_{p\phi}e_{\phi} - K_{d\phi}\dot{e}_{\phi}$.

Controlador Longitudinal

El subsistema longitudinal está conformado por las ecuaciones (3.20a) y (3.20e). Bajo las consideraciones $\phi \approx 0$, $\psi \approx 0$, y sustituyendo u_T de la ecuación (4.3), el subsistema longitudinal se reescribe en las ecuaciones (4.17) y (4.18) como:

$$\ddot{x} = -g \tan(\theta) \quad (4.17)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{M_\theta}{I_{yy}} \quad (4.18)$$

Se define el error longitudinal $e_x = x - x_d$, donde x_d es la posición longitudinal deseada, obteniendo:

$$\ddot{e}_x = \ddot{x} - \ddot{x}_d \quad (4.19)$$

Siguiendo el mismo desarrollo del control lateral, se obtiene el ángulo de cabeceo deseado en la ecuación (4.20).

$$\theta_d = \tan^{-1} \left(-\frac{-k_{px}e_x - K_{dx}\dot{e}_x + \ddot{x}_d}{g} \right) \quad (4.20)$$

Definiendo M_θ como:

$$M_\theta = I_{yy}(\ddot{\theta}_d - k_{p\theta}e_\theta - K_{d\theta}\dot{e}_\theta) \quad (4.21)$$

Sustituyendo la ecuación (4.20) en la ecuación (4.17) y la ecuación (4.21) en la dinámica de $\ddot{\theta}$ representada por la ecuación (4.18), se tiene:

$$\ddot{x} = \theta \quad (4.22) \quad \ddot{\theta} = u_\theta \quad (4.23)$$

donde $u_\theta = -k_{p\theta}e_\theta - K_{d\theta}\dot{e}_\theta$.

En resumen, los controladores de vuelo para la dinámica de traslación del multirrotores son los siguientes:

$$\ddot{y} = -k_{py}e_y - k_{dy}\dot{e}_y \quad (4.24)$$

$$\ddot{x} = -k_{px}e_x - k_{dx}\dot{e}_x \quad (4.25)$$

$$\ddot{z} = -k_{pz}e_z - k_{dz}\dot{e}_z \quad (4.26)$$

mientras que las dinámicas de rotación, están definidas como:

$$\ddot{\phi} = -k_{p\phi}e_\phi - k_{d\phi}\dot{e}_\phi \quad (4.27)$$

$$\ddot{\theta} = -k_{p\theta}e_\theta - k_{d\theta}\dot{e}_\theta \quad (4.28)$$

$$\ddot{\psi} = -k_{p\psi}e_\psi - k_{d\psi}\dot{e}_\psi \quad (4.29)$$

Partiendo de la ley de control para la dinámica rotacional de alabeo, mostrada en la ecuación (4.27), se observa que $\ddot{\phi} \rightarrow 0$ cuando $e_\phi \rightarrow 0$, despejando $\dot{\phi}$ del lado izquierdo de la ecuación (4.27), la expresión $\dot{\phi} = -\frac{k_{p\phi}}{k_{d\phi}}e_\phi + \dot{\phi}_d$ es obtenida, dado que $\ddot{\phi} \rightarrow 0$, al despejar $\dot{\phi}_d$ se llega a la ecuación (4.30)).

$$\dot{\phi}_d = \underbrace{\frac{k_{p\phi}}{k_{d\phi}}}_{k_\phi} e_\phi \quad (4.30)$$

De la misma forma, se obtienen las ecuaciones (4.31) y (4.32) para los ángulos de cabeceo y guiñada.

$$\dot{\theta}_d = \underbrace{\frac{k_{p\theta}}{k_{d\theta}}}_{k_\theta} e_\theta \quad (4.31)$$

$$\dot{\psi}_d = \underbrace{\frac{k_{p\psi}}{k_{d\psi}}}_{k_\psi} e_\psi \quad (4.32)$$

En donde k_ϕ , k_θ y k_ψ , son constantes positivas que relacionan el error de orientación con la velocidad angular deseada. Para relacionar las velocidades angulares deseadas del marco inercial con las velocidades angulares deseadas en el marco del cuerpo, se utiliza la matriz de transformación $W_{\mathbb{I} \rightarrow \mathbb{B}}$. La transformación de la velocidad angular utilizando esta matriz se expresa en la ecuación (4.33) como:

$$\Omega_d = \begin{bmatrix} p_d \\ q_d \\ r_d \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & s_\phi c_\theta \\ 0 & -s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}}_{W_{\mathbb{I} \rightarrow \mathbb{B}}} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_d \\ \dot{\theta}_d \\ \dot{\psi}_d \end{bmatrix} \quad (4.33)$$

Leyes de control para las velocidades angulares en el cuerpo

Para asegurar que se alcancen los ángulos deseados proporcionados en las ecuaciones (4.30)-(4.32), se implementaron los siguientes controladores PID en el marco del cuerpo:

$$\ddot{u}_p = k_{p_p}e_p + k_{d_p}\dot{e}_p + k_{I_p} \int e_p dt \quad (4.34)$$

$$\ddot{u}_q = k_{p_q}e_q + k_{d_q}\dot{e}_q + k_{I_q} \int e_q dt \quad (4.35)$$

$$\ddot{u}_r = k_{p_r}e_r + k_{d_r}\dot{e}_r + k_{I_r} \int e_r dt \quad (4.36)$$

donde k_{p_i} , k_{d_i} y k_{I_i} , $i = p, q, r$, son constantes positivas definidas de manera heurística para ajustar la correspondiente ley de control. Las leyes de control descritas anteriormente, se ejemplifican en el diagrama de la Figura 4.13.

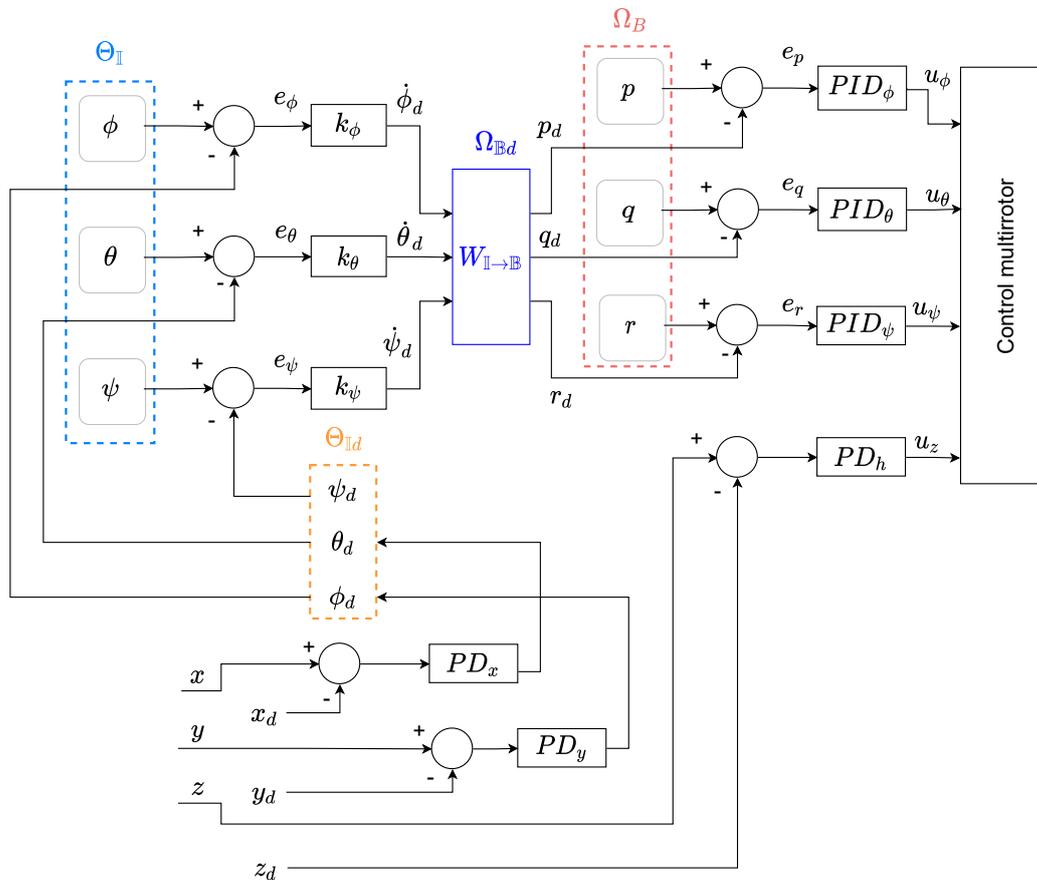


Figura 4.13: Diagrama de bloques de las leyes de control utilizadas para estabilizar el vehículo en orientación y altitud mediante el uso de controladores K-PID durante el modo de vuelo multirroto.

4.3.2. Esquema de control para ala fija y transición

El esquema de control durante la fase de vuelo en modo ala fija se muestra en la Figura 4.14. Los controles durante esta fase de vuelo están basados en la estrategia de control PID utilizada por el firmware PX4 del autopiloto Pixhawk, como se describe en la referencia [53]. Con esta estrategia de control, se busca estabilizar las dinámicas de alabeo, cabeceo y altura. En el diagrama, se observa que el ángulo de alabeo deseado se ha definido como cero, mientras que para el cabeceo deseado, este depende del error de altitud.

Los controladores de modo multirrotor y modo ala fija se activan dependiendo de la fase de vuelo en la que se encuentre la aeronave, funcionando ya sea de forma separada o conjunta durante la transición. En el diagrama de la Figura 4.15, se presenta un esquema simplificado de control durante la transición. Se puede observar cómo se selecciona el modo de vuelo para activar los mezcladores correspondientes y posteriormente enviar las señales de control a los motores y superficies de control de la aeronave.

Durante la transición de vuelo, la plataforma comienza a inclinar el mecanismo basculante para ganar velocidad horizontal, a la vez que activa gradualmente el control en modo avión. Al mismo tiempo, se reduce progresivamente la autoridad del control multirrotor hasta que se desactiva por completo, quedando el vehículo bajo el control en modo avión. Además de activar las superficies de control, el control en modo avión también acciona gradualmente los *Ducted-Fans* uno y dos de la parte frontal a un treinta por ciento de su potencia.

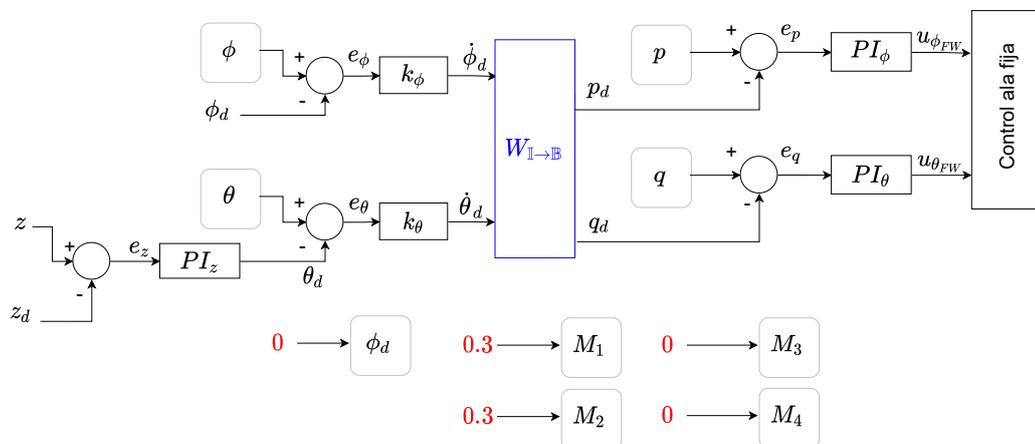


Figura 4.14: Diagrama de bloques de las leyes de control utilizadas para estabilizar el vehículo en orientación y altitud durante el modo ala fija.

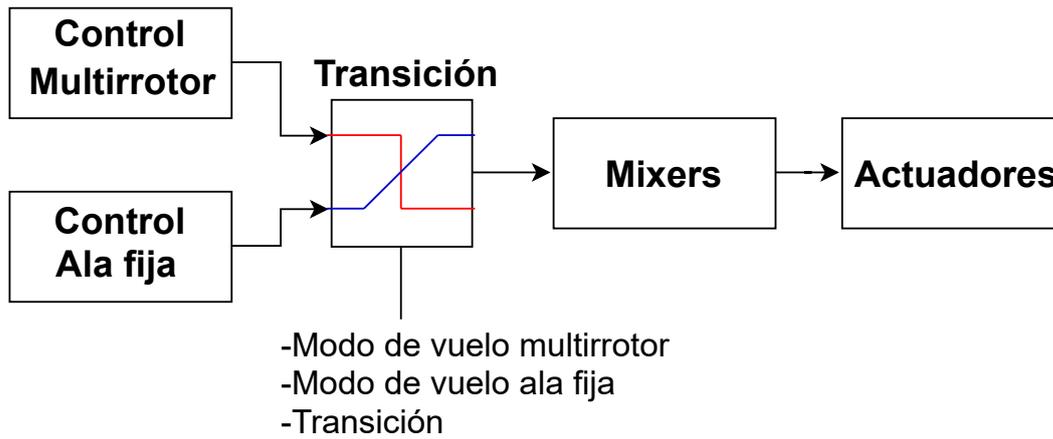


Figura 4.15: Diagrama de transición que ilustra la selección del modo de vuelo para enviar la ley de control a los mezcladores y, finalmente, las señales de control a los actuadores.

4.3.3. Mixers

Las señales de control destinadas a cada uno de los motores y actuadores se derivan a partir de la combinación de los controladores, los cuales toman en cuenta la posición de los *Ducted-Fans* en relación al centro de gravedad para evaluar los efectos que estos tendrán sobre las dinámicas del vehículo. A esta combinación de señales se le denomina mezcla de control, o *mixers*.

La señal específica para cada configuración de motores de estos vehículos se determina basándose en la geometría de la aeronave, como se ilustra en la Figura 3.4. A partir de esta geometría, los mezcladores para cada motor M_i de ambas configuraciones se presentan en la Tabla 4.1:

Tabla 4.1: Configuración de Mixers para las dos plataformas XEVTOL.

XVTOL-2FNW	XVTOL-4FNW
$M_1 = u_z - d_{Fy} u_\phi + d_{tx} u_\theta - u_\psi$	$M_1 = u_z - l_3 u_\phi + l_1 u_\theta + u_\psi$
$M_2 = u_z + d_{Fy} u_\phi + d_{tx} u_\theta + u_\psi$	$M_2 = u_z + l_3 u_\phi + l_1 u_\theta - u_\psi$
$M_3 = u_z - d_{Dy} u_\phi - d_{Dx} u_\theta - u_\psi$	$M_3 = u_z - l_4 u_\phi - l_2 u_\theta - u_\psi$
$M_4 = u_z + d_{Dy} u_\phi - d_{Dx} u_\theta + u_\psi$	$M_4 = u_z + l_4 u_\phi - l_2 u_\theta + u_\psi$
	$M_5 = u_z - l_5 u_\phi - l_6 u_\theta + u_\psi$
	$M_6 = u_z + l_5 u_\phi - l_6 u_\theta - u_\psi$

Donde: $d_{tx} = 0.2194$ m, $d_{Dx} = 0.1584$ m, $d_{Fy} = 0.0762$ m, $d_{Dy} = 0.29$ m, $l_1 = 0.4053$ m, $l_2 = 0.0822$ m, $l_3 = 0.07$ m, $l_4 = 0.29$ m, $l_5 = 0.79$ m and $l_6 = 0.17$ m son las ubicaciones de los *Ducted-Fans* con respecto al c.g. en el plano x_B - y_B . M_i : representa el sistema *Ducted-Fan* de las plataformas.

4.3.4. Condiciones de Simulación

Las simulaciones de vuelo se llevaron a cabo bajo las condiciones atmosféricas de la Ciudad de México (consultar Tabla 4.2). La prueba consistió en realizar un despegue vertical con ambas plataformas hasta alcanzar la altura de transición previamente definida en 30 metros. A continuación, se procedió con la fase de transición al modo avión y, una vez completada esta fase, se mantuvo un vuelo recto y nivelado a una altitud constante de 30 metros. Estas simulaciones se llevaron a cabo utilizando ambas versiones de las plataformas mencionadas anteriormente: XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW, permitiendo así una posterior comparación de su desempeño energético y aerodinámico. Es importante destacar que las simulaciones se realizaron considerando el peso vacío de cada vehículo, es decir, 2.1 kg y 2.7 kg para XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW, respectivamente.

Tabla 4.2: Condiciones atmosféricas durante la simulación.

Magnitud	Valor	Unidad
Elevación CDMX	2250	m
Densidad del Aire	0.9814	kg/m ³
Viscosidad Dinámica	1.77×10^{-5}	kg/m s
Temperatura	18	°
Hora	12	h
Viento	0	m/s

Las pruebas de vuelo MIL se desarrollaron utilizando dos computadoras en paralelo, una ejecutando *X-Plane* 11.5 y la otra Matlab-Simulink 2022a comunicándose por medio de una red local. De esta forma, se realizaron las pruebas de vuelo con el mínimo de características gráficas, manteniendo un número de cuadros por segundo durante la simulación en un margen de 30 fps (cuadros por segundo), en donde un intervalo entre 25-35 fps es considerado ideal para la simulación [54]. Los equipos utilizados para el desarrollo de estas simulaciones son: Laptop ASUS ROG GL752VW con procesador Intel Core I7-6700HQ 2.60 GHz, 16GB de RAM, tarjeta gráfica NVIDIA Geforce GTX 960M, con Windows 10 Home y Xtreme PC Gamer AMD Radeon Vega Renoir Ryzen 7 5700G 3.8 GHZ, RAM 16GB, con Windows 10 Pro.

4.3.5. Resultados de Simulación

Los resultados obtenidos mediante la técnica MIL utilizando *X-Plane* y Matlab-Simulink se derivaron de las simulaciones de vuelo de las configuraciones XEVTOL-2FNNW y XEVTOL-4FNNW. Para ambas configuraciones, se realizó una comparación en términos de eficiencia energética y rendimiento aerodinámico.

Las Figuras 4.16, 4.17, 4.18 y 4.19 presentan los resultados de altura, orientación (cabeceo y alabeo), las señales de transición, los parámetros de eficiencia energética, velocidades y el rendimiento aerodinámico utilizando *X-Plane* y Simulink después de simular cada uno de los vehículos bajo las mismas condiciones.

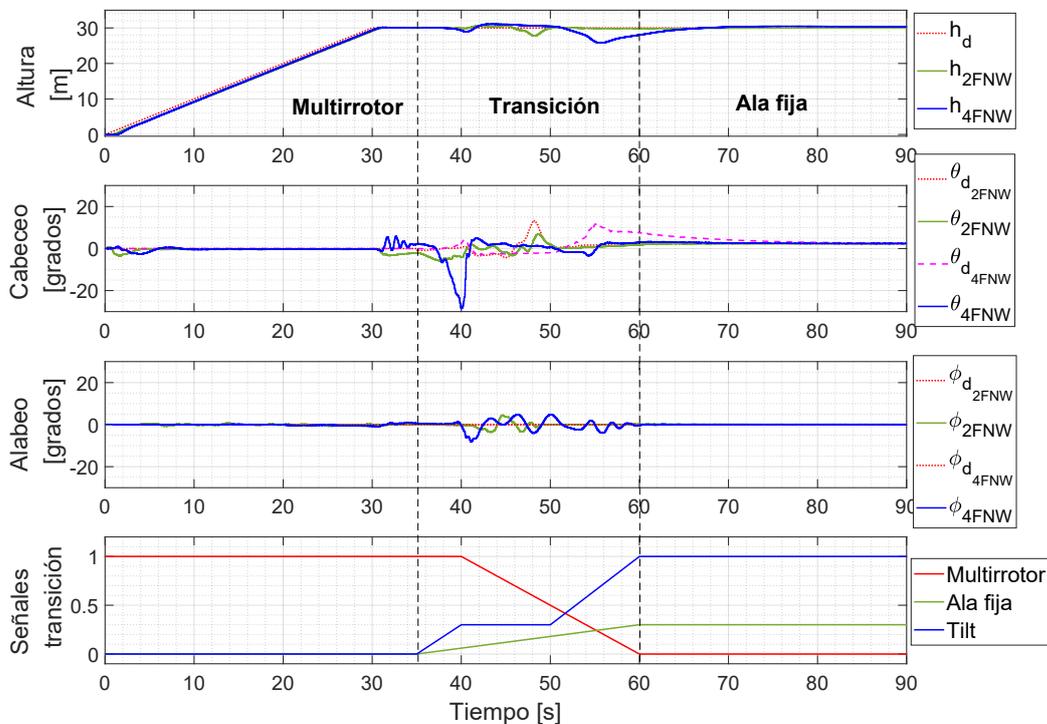


Figura 4.16: Resultados de simulación para las dos plataformas. Se muestra de arriba hacia abajo: altura, orientación (cabeceo y alabeo) y las señales utilizadas para la transición.

Se puede observar en el gráfico de altura de la Figura 4.16 que el vehículo se eleva hasta una altura de treinta metros en modo multirrotor a una velocidad de ascenso de 1 m/s, manteniéndose a esta altura durante cinco segundos. Luego, inicia la transición al modo de ala fija treinta y cinco segundos después del despegue. Esta transición, comienza inclinando gradualmente el mecanismo basculante hacia adelante, al mismo tiempo que aumenta progresivamente el empuje de los dual *Ducted-Fans* frontales hasta alcanzar el treinta por ciento de la potencia para ganar velocidad horizontal. Al segundo cuarenta, el controlador del modo

multirrotores comienza a disminuir su acción, lo que implica reducir la potencia de los *Ducted-Fans* embebidos en el ala, ya que apagarlos disminuye la resistencia adicional causada por las palas giratorias, reduciendo así el consumo total de energía y aumentando la autonomía de la aeronave.

Durante la transición, los *Ducted-Fans* son controlados por dos sistemas: el controlador del modo multirrotores y el controlador del modo ala fija. Debido a la acción de inclinación, los motores frontales experimentan una disminución en su rendimiento relacionado con la dinámica de cabeceo, lo que resulta en un notorio cabeceo hacia abajo del vehículo, como se muestra en la Figura 4.16. Este cabeceo hacia abajo durante la transición, siempre que sea pequeño, no afecta significativamente la dinámica de balanceo. Sin embargo, si su magnitud aumenta, puede comenzar a influir en el alabeo del vehículo. La fase de transición finaliza a los sesenta segundos, cuando la potencia de propulsión alcanza su valor establecido en treinta por ciento, los ángulos de balanceo y cabeceo convergen a cero grados y el vehículo vuela nivelado a una altura de treinta metros.

Los resultados mostrados en la Figura 4.17 muestran tres parámetros energéticos obtenidos durante la simulación de ambos vehículos. El gráfico de potencia muestra el consumo de potencia eléctrica del sistema de propulsión durante la fase de multirrotores, desde el segundo 0 hasta el segundo 35. A partir del segundo 35 hasta el segundo 40, el consumo de energía se incrementa debido a la transición del modo multirrotores al modo ala fija, que requiere más energía para compensar la pérdida de altitud. Después de alcanzar el segundo 40, se observa una reducción en el consumo de energía. Esta reducción se debe a la transición gradual del modo multirrotores al modo ala fija. Durante esta fase, la aeronave entra en un descenso debido a la disminución del empuje generado por los dual *Ducted-Fans* frontales y la falta de sustentación suficiente para mantener el vuelo en modo ala fija. La altitud es controlada por las superficies de control, mientras que se incrementa gradualmente el empuje de los *Ducted-Fans* frontales hasta que el vehículo alcanza la velocidad horizontal suficiente para utilizar exclusivamente el controlador de ala fija.

En la Figura 4.17, relacionada con los resultados de potencia obtenidos, se marcan el inicio y el final de la fase de transición con líneas discontinuas en el tiempo $t = 35$ s y $t = 60$ s, respectivamente. Una vez que la transición ha finalizado, en $t = 60$ s, los dual *Duced-Fans* basculantes solo generan empuje hacia adelante. Podemos observar que en el segundo sesenta, hay una disminución significativa del cien por ciento en el consumo de energía

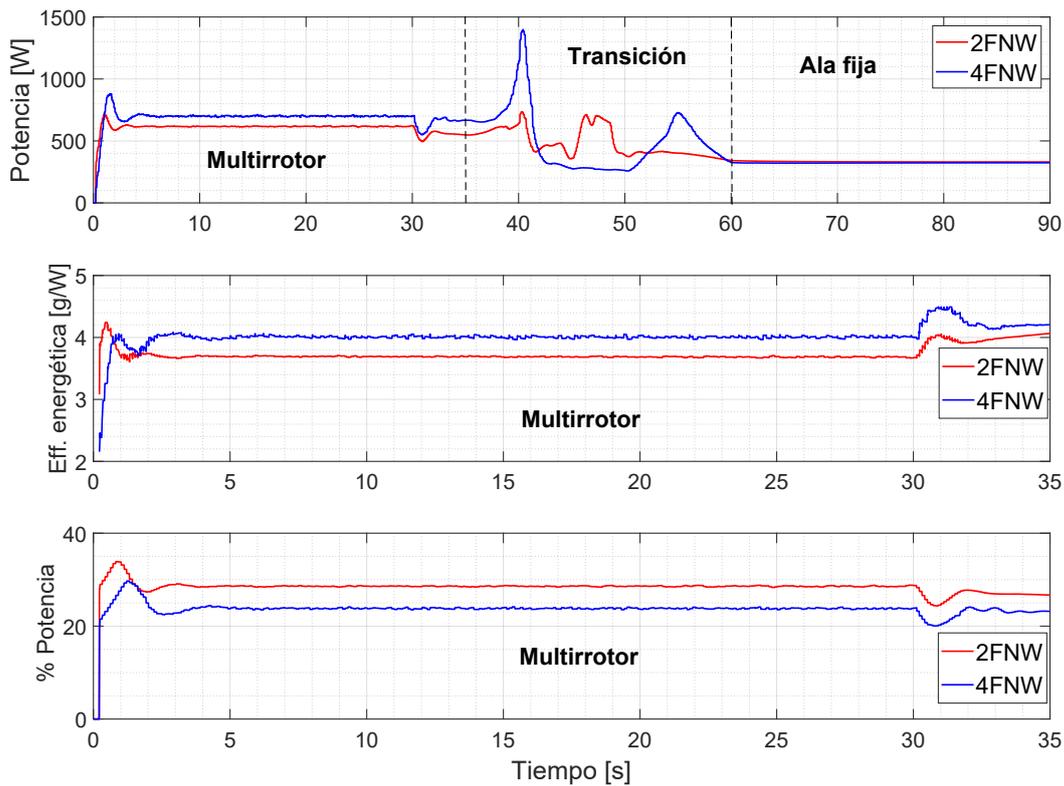


Figura 4.17: Parámetros energéticos. De arriba a abajo: Potencia eléctrica consumida por el sistema de propulsión de cada aeronave, Eficiencia energética (propulsión/potencia eléctrica) y porcentaje de potencia utilizado.

durante la fase de ala fija. Esta reducción se atribuye a la sustentación aerodinámica generada por el ala, lo que permite un vuelo más eficiente. Esto contrasta con el modo multirrotor, en el que la sustentación proviene principalmente del empuje de los rotores, lo que requiere un suministro continuo de energía para mantener el vehículo en vuelo.

Al analizar la fase multirrotor, se observa que la plataforma 4FNW consume energía adicional debido a la inclusión de dos *Ducted-Fans* extra en comparación con el 2FNW, que opera con una demanda de energía más baja. Sin embargo, al examinar detenidamente el gráfico de eficiencia energética, se revela que el 4FNW logra una eficiencia energética de 4 g/W, mientras que el 2FNW alcanza 3.6 g/W. Esto demuestra que el 4FNW es el vehículo más eficiente en términos energéticos. Esta ventaja se debe a la distribución del peso del vehículo entre un mayor número de *Ducted-Fans*, permitiendo operar a porcentajes de potencia más bajos, resultando en un rendimiento más eficiente.

En la gráfica de la Figura 4.18, se presentan la velocidad horizontal y la velocidad de ascenso de ambas plataformas. Es evidente que durante el vuelo en modo multirrotor, ambas aeronaves ascienden a una velocidad constante de 1 m/s. Por otro lado, se observa un aumento

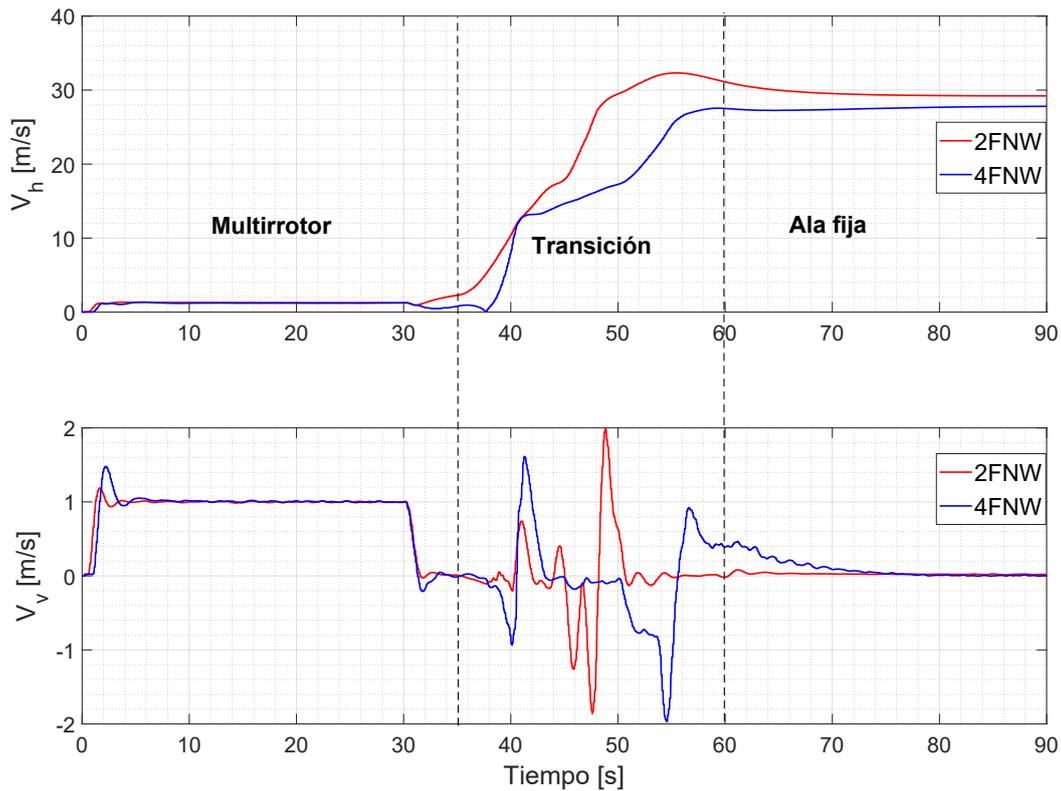


Figura 4.18: Velocidades horizontal (V_h) y ascenso (V_v).

en la velocidad horizontal a medida que ambas aeronaves alcanzan sus velocidades máximas en el modo ala fija, utilizando solo el treinta por ciento de potencia de los motores. En concreto, las aeronaves 2FNW y 4FNW alcanzan velocidades horizontales de 29 m/s y 27 m/s, respectivamente. La diferencia en las velocidades aerodinámicas se debe al peso más ligero del vehículo 2FNW en comparación con el 4FNW.

La Figura 4.19 ilustra los resultados relacionados con el rendimiento aerodinámico obtenido durante las simulaciones MIL. En el gráfico se presentan tres curvas correspondientes al coeficiente de sustentación (C_L), al coeficiente de arrastre (C_D) y a la fuerza de arrastre (D).

Los resultados de los coeficientes se presentan para el modo de vuelo ala fija. Al comienzo de esta fase, se observa un aumento en el coeficiente de sustentación (C_L), ya que los vehículos necesitan ascender para alcanzar su altitud objetivo. Además, los vehículos vuelan a una velocidad aerodinámica relativamente baja, por lo que se ajusta el ángulo de ataque para aumentar C_L . A medida que la velocidad aerodinámica aumenta, el coeficiente de sustentación tiende a estabilizarse en un valor constante, indicando la entrada en una fase de crucero. Durante esta fase de crucero, el vehículo 4FNW muestra un mayor C_L en comparación con el 2FNW, debido a su mayor peso que requiere una mayor sustentación.

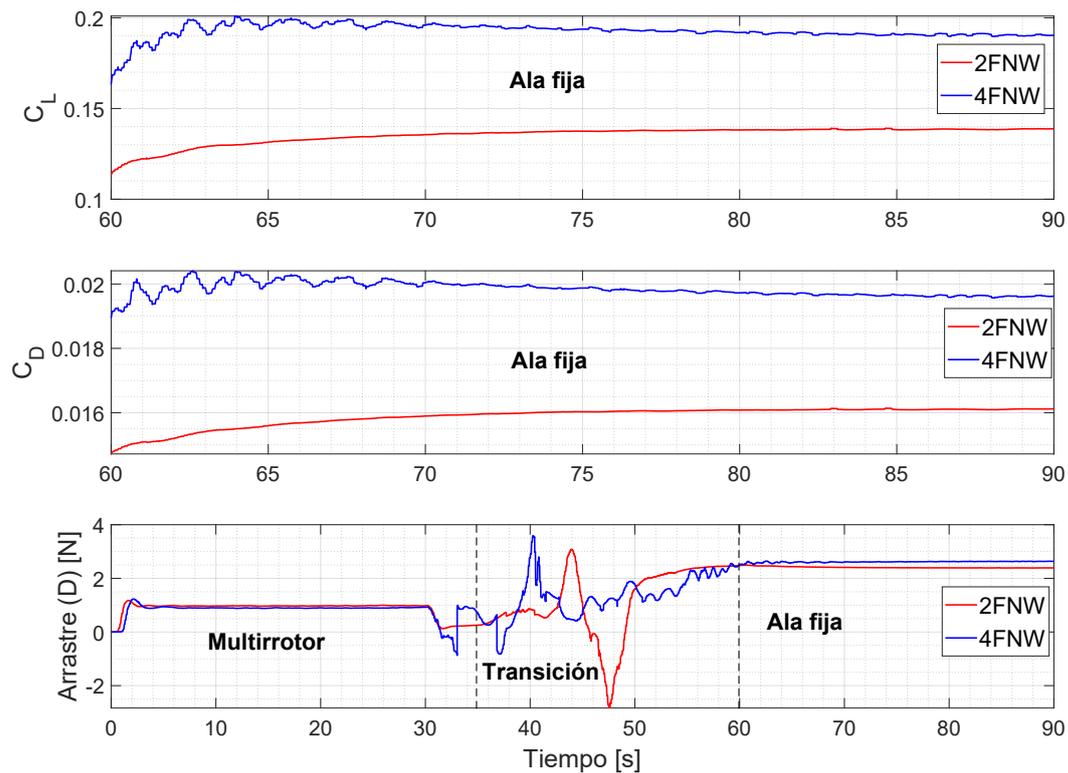


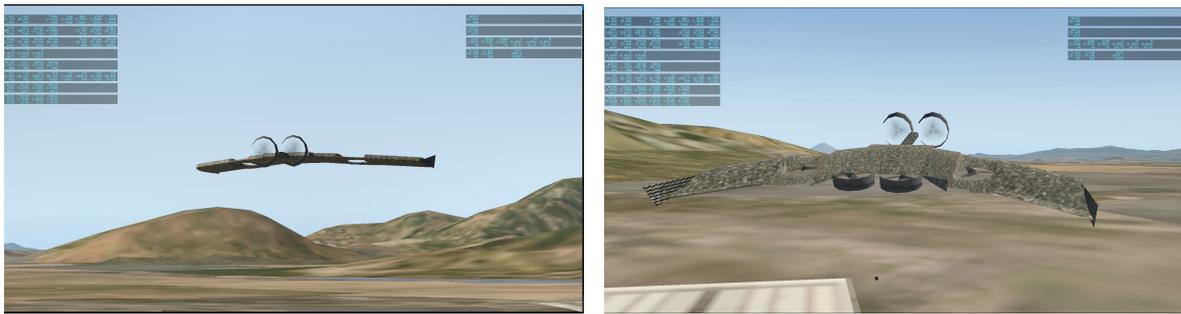
Figura 4.19: Resultados aerodinámicos. Coeficiente de sustentación (C_L), coeficiente de arrastre (C_D) y fuerza de arrastre (D).

Por otro lado, el coeficiente de arrastre (C_D) sigue un comportamiento similar al C_L , aumentando al inicio debido a al arrastre inducida durante la fase de ascenso, pero disminuyendo a medida que se alcanza la velocidad de crucero. Sin embargo, el 4FNW muestra un mayor valor de C_D durante la fase de crucero en comparación con el 2FNW, debido a los *Ducted-Fans* adicionales de esta configuración.

En cuanto a la fuerza de arrastre (D), durante el vuelo en modo multirrotor, ambas aeronaves exhiben un arrastre cercano a 0.9 N, que se debe a una fuerza contraria al movimiento vertical del vehículo. Este arrastre está influenciado por factores como la superficie alar y la velocidad de ascenso.

Por último, los resultados de arrastre durante el vuelo en modo multirrotor muestran un valor cercano a 0.9 N para ambas aeronaves. Este arrastre se debe a la generación de una fuerza opuesta al movimiento vertical del vehículo. Factores como la superficie alar y la velocidad de ascenso influyen en este arrastre.

En la Figura 4.20 se muestran algunas imágenes de las simulaciones de vuelo por medio de MIL en el entorno de *X-Plane*.



(a) XEVTOL-2FNW en vuelo avión.

(b) XEVTOL-4FNW realizando la transición.

Figura 4.20: Capturas de pantalla de las plataformas XEVTOL volando en el entorno de simulación *X-Plane*.

4.4. Discusión

Por medio de las simulaciones MIL desarrolladas mediante *X-Plane*, se logró analizar el desempeño de los conceptos XEVTOL estudiando sus parámetros de energía y aerodinámicos, mostrando al concepto XEVTOL-4FNW como el de mayor eficiencia en la fase de vuelo multirrotores, sin embargo el par de ductos extra que tiene esta configuración incrementaron el arrastre aerodinámico en comparación con el 2FNW. En el siguiente capítulo se presenta la construcción de los prototipos 2FNW y 4FNW para el desarrollo de pruebas de vuelo experimentales.

Resultados experimentales de los prototipos

En este capítulo, se presenta el proceso de construcción de los prototipos XEVTOL-2FNV y XEVTOL-4FNV para realizar pruebas de vuelo, basados en la información obtenida durante la fase de diseño. El proceso de construcción abarca varios pasos, que incluyen la adaptación de la plataforma TuffWing al diseño de los conceptos XEVTOL, la fabricación de la estructura que integra los Ducted-Fans mediante impresión 3D, el diseño y fabricación de elementos estructurales para ensamblar la plataforma, la incorporación de la aviónica en la aeronave, la programación del autopiloto de acuerdo a la configuración de las plataformas y, finalmente, la realización de pruebas de vuelo en modo multirroto.

5.1. Manufactura de los prototipos

El desarrollo de estos prototipos se inició tomando como punto de partida una aeronave comercial tipo ala volante llamada TuffWing, que estaba construida principalmente con espuma de polipropileno expandido (EPP) y placas de plástico de PVC corrugado. Se llevó a cabo una adaptación de esta aeronave para acoplarse con las dos configuraciones XEVTOL. A continuación, se describen los procesos de manufactura realizados para la obtención de los prototipos.

5.1.1. Ducted-Fan y Dual Ducted-Fan

Para adaptar el vehículo TuffWing al diseño XEVTOL, que incluye los *Ducted-Fans* embebidos en el ala, se empleó la técnica de corte con hilo caliente. Se realizaron dos aberturas en cada semiala, siguiendo las ubicaciones de los *Ducted-Fans* previamente determinadas en las fases de diseño anteriores. Estas aberturas permitieron fijar la estructura que alberga los sistemas *Ducted-Fan* en la aeronave.

La construcción de los *Ducted-Fan* se llevó a cabo utilizando tecnología FDM (Fused Deposition Modeling) con impresoras 3D. Para la parte del ducto, se utilizó material PLA y la impresora 3D Flashforge. Para la parte central que actúa como soporte para los motores, se empleó la impresora Markforge Mark Two junto con el material Onyx, una mezcla de nylon y fibra de vidrio con refuerzos de fibra de carbono. Esta elección permitió obtener una mayor resistencia mecánica y térmica en comparación con el PLA.

El resultado fue el *Ducted-Fan* que se muestra en la Figura 5.1. Este *Ducted-Fan* se integró en el agujero de la semiala previamente creado, como se puede apreciar en la fotografía del ensamble en la Figura 5.2.



Figura 5.1: Fotografía del *Ducted-Fan* fabricado mediante FDM utilizando una combinación de materiales. La parte del ducto fue impresa en PLA, mientras que la parte central en Onyx.



Figura 5.2: Fotografía del ensamble del *Ducted-Fan* dentro de la abertura de la semiala izquierda, cortada mediante la técnica de hilo caliente.

La manufactura del *Dual Ducted-Fan*, tanto el frontal como el posterior para la versión 4FNW, requirió la segmentación de la pieza en varias partes debido a que sus dimensiones excedían el área de trabajo de las impresoras 3D. Los cortes se planearon meticulosamente para afectar el menor número posible de elementos y no comprometer la integridad estructural del componente.

El CAD de las piezas en las que quedó seccionado el dual *Dual Ducted-Fan* se muestra en la Figura 5.3. Posteriormente se construyó el ducto mediante FDM utilizando material PLA para la parte de los ductos y la parte central mediante Onix reforzado con fibra de carbono. En la Figura 5.4 se muestran los ductos construidos, así como los motores y los rotores montados.

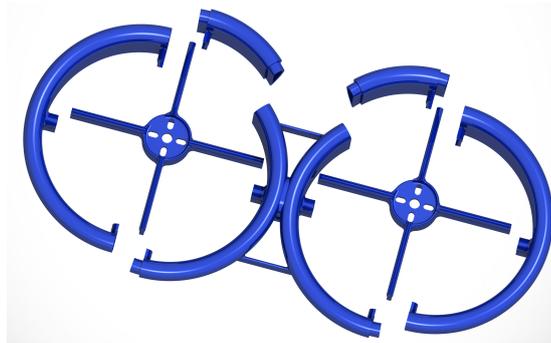


Figura 5.3: Bosquejo CAD de las piezas en las cuales se dividió el *Dual Ducted-Fan* del sistema de propulsión de las plataformas XEVTOL.



Figura 5.4: Fotografía del ensamblaje final del *Dual Ducted-Fan* con sus motores y rotores.

A continuación, se describe el diseño y construcción de elementos estructurales que integran la aeronave como son: el marco de empotre del perfil de carbono y la sujeción del mecanismo basculante. Algunas de ellas desarrolladas mediante impresión 3D y otras utilizando corte láser para construir piezas que formen una estructura en conjunto que soportará al mecanismo basculante junto con el *Dual Ducted-Fan*.

5.1.2. Marco de empotre del perfil de carbono

El marco de montaje del perfil de fibra de carbono cumple el propósito de asegurar el brazo de fibra de carbono en el que se encuentra montado el *Dual Ducted-Fan*. Este marco tiene la función de mantener el brazo de fibra de carbono, que sostiene el *Dual Ducted-Fan*, de manera fija a la estructura principal del ala volante, que en su mayoría está construida de EPP. El objetivo de esta estructura es limitar los movimientos longitudinales del brazo, así

como los momentos generados por el propio peso de los motores durante el vuelo. En la Figura 5.5 se ilustra el diseño creado como solución para anclar el brazo de fibra de carbono al fuselaje de la aeronave.

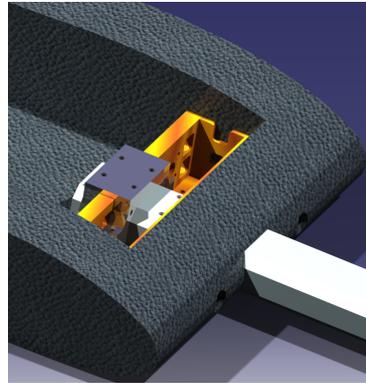
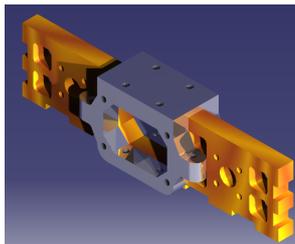
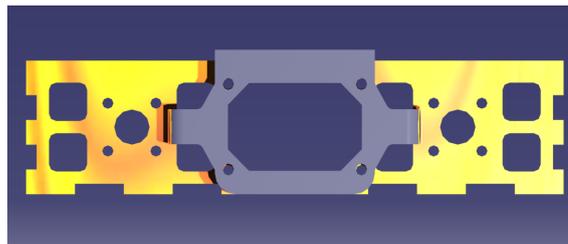


Figura 5.5: Diseño en CAD del marco de sujeción de la barra.

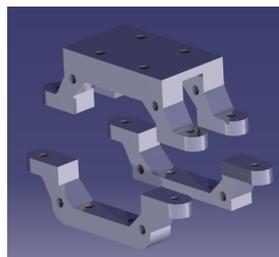
En la Figura 5.5, se distingue una pieza de tono gris oscuro colocada sobre el marco de sujeción. Esta pieza tiene una doble función: reforzar la sección crítica del marco y servir como punto de fijación para el perfil de fibra de carbono, representado en color blanco. Su propósito primordial es restringir los desplazamientos longitudinales del perfil de carbono. La pieza de refuerzo, detallada minuciosamente en la Figura 5.6, está compuesta por tres partes, como se ilustra en la subfigura (c).



(a) Vista 3D de la pieza sobre la zona a reforzar.



(b) Vista posterior de la pieza sobre la zona a reforzar.



(c) Partes que conforman a la pieza de refuerzo-mordaza.

Figura 5.6: Pieza de refuerzo-mordaza del marco de sujeción de la barra.

Utilizando placas de MDF cortadas mediante un cortador láser se construyeron las partes que conforman al marco de sujeción anteriormente descrito y el resultado se muestra en la Figura 5.7.

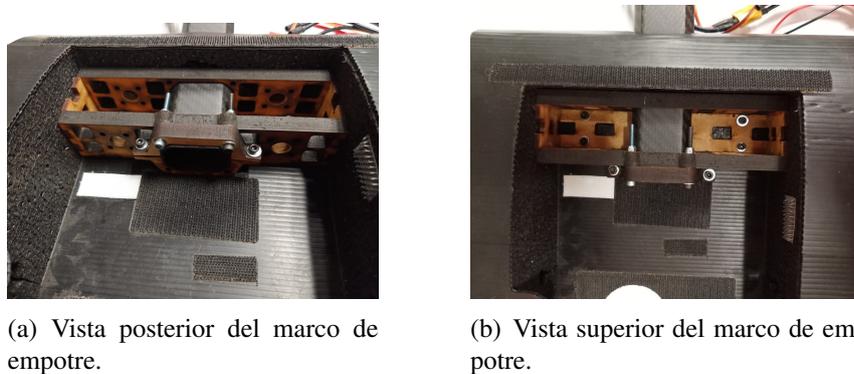


Figura 5.7: Foto del marco de empotre ensamblado en el fuselaje del avión y sujetando la barra.

Basándose en el diseño en CAD de la pieza ilustrada en la Figura 5.6, se optó por fabricarla mediante FDM utilizando la impresora Mark Two. La Figura 5.8 exhibe el resultado de la manufactura de las partes constituyentes del refuerzo del marco, además de mostrar su montaje en dicho marco.



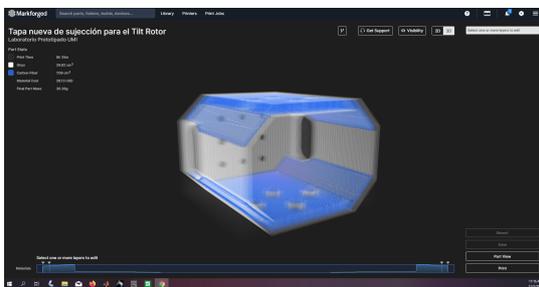
Figura 5.8: Refuerzo fabricado en Onix mediante la técnica de FDM.

5.1.3. Sujeción del mecanismo basculante

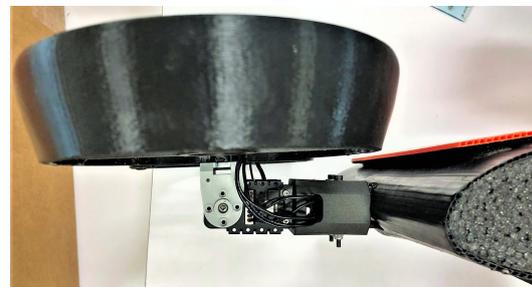
La pieza de sujeción del mecanismo basculante tiene la función de mantener unidos el perfil de fibra de carbono y el servomotor Dynamixel AX-12, en el cual está montado el *Dual*

Ducted-Fan frontal. Se realizó una modificación en esta pieza para permitir el paso de los cables a través del interior del perfil de carbono.

Se desarrolló la construcción de esta pieza utilizando la técnica de Fabricación FDM mediante el uso de Onix como material base, reforzado con fibra de carbono. La Figura 5.9 (a) ilustra el proceso de impresión de la pieza, en el que se pueden apreciar las capas de fibra de carbono en color azul, que refuerzan la estructura de la pieza, y el material ONYX en color blanco. En la otra parte de la Figura 5.9 (b), se muestra la pieza construida y montada sobre el perfil de fibra de carbono, cumpliendo su función de sujetar el servomotor Dynamixel AX-12, en el cual se encuentra montado el *Dual Ducted-Fan*.



(a) Software Eiger para la configuración de la impresión de la pieza en el equipo MarkForge Two.



(b) Pieza montada sobre el perfil de carbono para sujetar al motor basculante.

Figura 5.9: Pieza de sujeción con el perfil de carbono impresa en material Onix reforzada con fibra de carbono. Configuración en el software Eiger y pieza montada.

Siguiendo la misma metodología, se fabricó la versión 4FNW. Esta variante comparte características similares con la versión 2FNW, presentando la principal diferencia en el *Dual Ducted-Fan* de la parte trasera del vehículo 4FNW. La construcción de este *Dual Ducted-Fan* se llevó a cabo de manera similar a la descripción previamente detallada. Se muestra en la Figura 5.10 el ensamble de estos *Dual Ducted-Fan* sobre el fuselaje de la plataforma 4FNW.

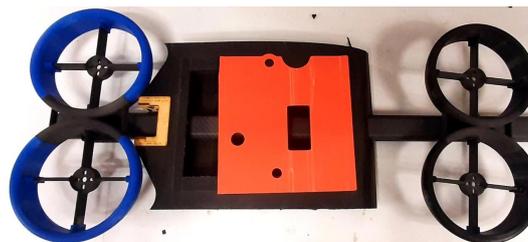


Figura 5.10: Fotografía de los dos *Dual Ducted-Fans* ensamblados en el fuselaje, formando la parte central del vehículo XEVTOL-4FNW.

5.2. Aviónica del vehículo

El autopiloto Pixhawk ofrece una amplia variedad de opciones para la conexión de periféricos gracias a su soporte de varios protocolos de comunicación. Esto permite la conexión de diversos sensores que contribuyen a la navegación de la aeronave o para la recolección de información durante una misión. También es posible conectar dispositivos de comunicación, actuadores y más. En este proyecto en particular, se utilizaron los siguientes dispositivos periféricos: GPS, receptor de radio, telemetría, servomotores y motores sin escobillas. Estos componentes se integraron con el autopiloto Pixhawk para habilitar un control y operación efectivos de la aeronave.

La comunicación entre el piloto y la aeronave se establece a través de un enlace con el radiocontrol. En este proceso, el piloto envía comandos desde el radiocontrol hacia el receptor a bordo de la aeronave. El receptor recibe estos comandos y los transmite al autopiloto, que a su vez los interpreta como acciones sobre los actuadores, en función del modo de vuelo en el que se encuentre la aeronave. En este proyecto específico, se utilizó un radio control DX8 de la marca Spektrum con 8 canales para establecer esta comunicación y controlar las acciones del vehículo desde tierra.

Finalmente, es importante mencionar la comunicación con el servomotor AX-12A, que requiere una interfaz electrónica para recibir y comprender la información proporcionada por el Pixhawk. Para lograr esto, se empleó una tarjeta Arduino Nano. Esta tarjeta tiene la función de leer la señal PWM que indica la orientación del servo en relación a la fase de vuelo transmitida por el Pixhawk. Luego, convierte esta información en una trama de datos que el AX-12A puede entender, permitiendo así controlar y orientar el servomotor de manera adecuada según las instrucciones recibidas del autopiloto.

La Figura 5.11 muestra el diagrama de la aviónica que está integrada en la plataforma XEVTOL-2FNW. Es importante destacar que este mismo diagrama se aplica también a la plataforma XEVTOL-4FNW, con la única diferencia en el número de motores: cuatro en la primera y seis en la segunda versión.

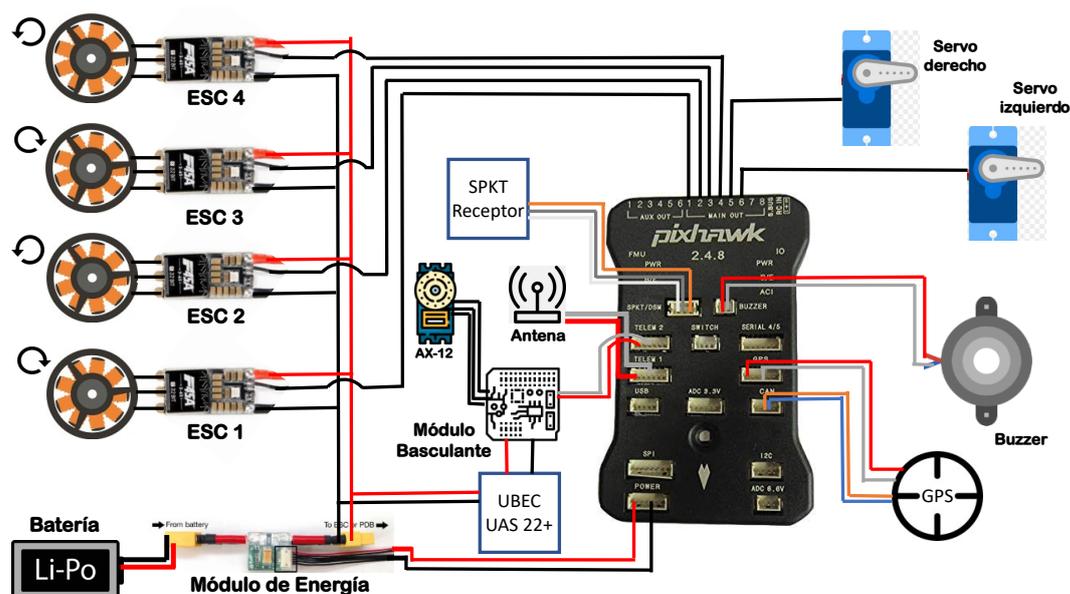


Figura 5.11: Conexión de los dispositivos utilizados en los prototipos a los periféricos de la tarjeta Pixhawk 1.

5.3. Programación del Autopiloto Pixhawk 1 usando PX4

El controlador de vuelo Pixhawk 1 es un reconocido sistema de piloto automático de propósito general que se fundamenta en el diseño de hardware abierto del proyecto Pixhawk, específicamente en su versión FMUv2.

PX4 es un proyecto de desarrollo de piloto automático de código abierto que forma parte de DroneCode. Ha sido desarrollado con una arquitectura que permite una migración sencilla de una plataforma a otra.

La estructura general de la arquitectura de PX4 se compone de un conjunto de tareas que se ejecutan en un sistema operativo en tiempo real (RTOS, por sus siglas en inglés) llamado NuttX. Este RTOS está diseñado para ser compatible con una amplia gama de plataformas de 8 a 32 bits, y ofrece soporte para varios protocolos de comunicación.

Los controladores de sensores y actuadores, además de otras tareas que interactúan con dispositivos externos a la computadora, se ejecutan como tareas independientes sobre NuttX. Para la interacción con el conjunto de tareas encargadas del control de vuelo, la estimación de estados y otras funciones, se emplea un sistema de publicación y suscripción de mensajes conocido como uORB.

PX4 es una plataforma que ofrece la flexibilidad de adaptar su estructura según las necesida-

des del usuario, las cuales se dividen en cuatro secciones:

1. Ya se tiene un vehículo y solo se quiere volar.
2. Se está modificando un vehículo ya desarrollado.
3. Se quiere construir un vehículo desde cero.
4. Se quiere ejecutar el firmware de PX4 en un nuevo hardware y extender la plataforma.

Cada una de estas secciones se ajusta a diferentes escenarios y niveles de desarrollo, permitiendo a los usuarios elegir la ruta que mejor se adapte a sus requerimientos y objetivos específicos.

En este contexto, el nivel de dificultad varía desde lo más sencillo, que incluye vehículos listos para volar, hasta tareas más complejas como modificar algoritmos, añadir nuevos modelos, integrar hardware adicional y establecer comunicación entre el autopiloto y otros dispositivos externos.

Dado que las configuraciones XEVTOL se destacan por ser aeronaves H-VTOL no convencionales, estas no se encuentran predefinidas en el catálogo de aeronaves ya desarrolladas por PX4. Por lo tanto, es necesario configurar el firmware PX4 para el correcto funcionamiento de las aeronaves. Para lograr esto, se toma como base la configuración de las aeronaves H-VTOL que ya están incluidas en el autopiloto.

Este proceso implica definir la geometría de los vehículos mediante la ubicación de los *Ducted-Fans* en relación con el c.g. y asignar las dinámicas que controlarán cada uno de los actuadores de las aeronaves. De esta manera, se crea una configuración personalizada que se adapte a las necesidades y características únicas de las aeronaves XEVTOL. A continuación se describe dicho proceso.

5.3.1. Definición de la Geometría del vehículo

Los prototipos con los que se trabaja se definen por su configuración multirrotores como cuadrirrotores y hexarrotores (2FNV y 4FNV, respectivamente). Además, en el modo ala fija, se emplea una configuración de ala volante. Es importante señalar que esta configuración específica de H-VTOL no se encuentra disponible directamente en el catálogo de vehículos de PX4, aunque existen algunas configuraciones H-VTOL disponibles.

Por lo tanto, se necesita llevar a cabo una adaptación personalizada del firmware para garantizar el funcionamiento de estos prototipos. Esta adaptación implica la modificación de parámetros específicos que impactan en la geometría, el control de los *Ducted-Fans* y otros actuadores.

Para definir una nueva configuración de vehículo en PX4, se requiere la creación de un nuevo conjunto de archivos "mixer" que definen cómo se combinan las señales de control para los actuadores disponibles. Asimismo, es necesario generar un archivo de configuración específico para el vehículo, donde se establezcan parámetros tales como ganancias y límites de rendimiento de la aeronave. En el caso de vehículos multirrotores o VTOL con disposiciones no convencionales, también es esencial crear un archivo que detalle la distribución y el giro de los rotores.

En el caso de una aeronave H-VTOL con una configuración no convencional, el proceso de creación de una nueva configuración comienza con la elaboración del archivo de descripción de geometría. En este archivo se detalla la disposición geométrica de la aeronave, incluyendo la ubicación de cada motor en relación con el c.g. Además, se especifica el sentido de giro de cada motor, así como la proporción de fuerza y momento que cada uno de ellos genera.

Los archivos de geometría se encuentran en la ruta `src/lib/mixer/geometries` con la extensión `.toml`. A continuación se presenta el código desarrollado para el vehículo XEVTOL-2FNW. Para el vehículo XEVTOL-4FNW, la estructura es similar, con la adición de dos *Ducted-Fans*.

```
# Quad
[info]
key = "2FNW"
description = "XEVTOL-2FNW"

[rotor_default]
axis      = [0.0, 0.0, -1.0]
Ct        = 1.0
Cm        = 0.05
direction = "CW"

[[rotors]]
name      = "front_right"
position  = [0.20, 0.78, 0.0]
direction = "CCW"
Ct=1.2

[[rotors]]
name      = "front_left"
position  = [0.20, -0.78, 0.0]

[[rotors]]
```

```

name      = "rear_right"
position  = [-0.20, 0.29, 0.0]
direction = "CCW"

```

```

[[rotors]]
name      = "rear_left"
position  = [-0.20, -0.29, 0.0]

```

Dentro de la sección [info], se encuentra un parámetro llamado “key”, el cual especifica cómo se utilizará la geometría en el mezclador. Además, en esta misma sección, se proporciona una descripción de la configuración en el parámetro “description”.

Cada rotor del vehículo se define en la sección [rotors]. En la variable “direction” se especifica el sentido de rotación de cada motor (“CW” para horario y “CCW” para antihorario). La variable “axis” indica la ubicación del motor con respecto al c.g. Las variables “Ct” y “Cm” representan los coeficientes de tracción y momento generados por la hélice, respectivamente. La variable “name” permite asignar un identificador a cada motor.

5.3.2. Mixers

El proceso continúa con los archivos del “mixers”. En estos archivos se asignan los controles a los diferentes actuadores de la aeronave. Se utilizan los archivos .main.mix y .aux.mix, los cuales se encuentran en la ruta *ROMFS/px4fmucommon/mixers*. El archivo .main.mix se refiere a los puertos identificados como “main out”, mientras que el archivo .aux.mix corresponde a los puertos de salida auxiliares. El siguiente código corresponde al archivo *vto/AAVVT/quadt.main.mix* creado para los vehículos.

Motores

R: 2FNW 10000 10000 10000 0

Elevons mixer

Channel 5 connects to the right (starboard) elevon.

Channel 6 connects to the left (port) elevon.

M: 2

O: 7500 7500 0 -10000 10000

```

S: 1 0 -10000 -10000 0 -10000 10000
S: 1 1 10000 10000 0 -10000 10000

M: 2
O: 7500 7500 0 -10000 10000
S: 1 0 -10000 -10000 0 -10000 10000
S: 1 1 -10000 -10000 0 -10000 10000

```

Los códigos `.mix` considerarán únicamente las líneas de código que comiencen con una letra seguida de dos puntos. La letra inicial determina el tipo de definición que se realizará: la letra Z indica que no se desea crear un mixer pero se ocupa el puerto, la letra M indica que se trata de un mixer sencillo que combina cero o más entradas de control, y la letra R indica que es un mixer para multirrotores.

El fragmento de código presentado anteriormente comienza con un mixer diseñado para multirrotores. En este caso, el identificador “2FNW” se refiere a la configuración definida en el archivo `.toml`. Dado que esta configuración define cuatro rotores, se asignarán los primeros cuatro puertos de “main out”. Los tres valores siguientes representan el nivel de control que se aplicará a los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada, normalizados en un rango de 0.0 a 1.0, con un factor de escala de 10000. Por último, el último valor indica la velocidad de rotación deseada para los motores cuando las entradas de control son nulas.

5.4. Resultados de las pruebas de vuelo multirrotor

A partir del proceso de diseño y construcción que se llevó a cabo, se logró la creación de las plataformas XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW, diseñadas para llevar a cabo pruebas de vuelo en el modo multirrotor. En consecuencia, esta sección se enfoca en presentar los resultados de las pruebas de vuelo realizadas, cuyo propósito fue validar la funcionalidad de estas configuraciones y evaluar su rendimiento en el modo de vuelo multirrotor, con el objetivo de establecer una comparación entre ellas. Para ilustrar visualmente estas plataformas, la Figura 5.12 exhibe el montaje final de ambos vehículos, encapsulando todo el proceso realizado.



Figura 5.12: Fotografías de los prototipos XEVTOL desarrollados para llevar a cabo pruebas de vuelo.

5.4.1. Capacidades VTOL

Durante las pruebas experimentales, uno de los parámetros más importantes a evaluar es la capacidad de despegue vertical de la aeronave. El objetivo es lograr que la aeronave pueda despegar utilizando aproximadamente entre un cincuenta y sesenta por ciento de la potencia total disponible. Esta estrategia tiene varios propósitos: en primer lugar, ayuda a conservar la energía de las baterías y prolongar la duración del vuelo; en segundo lugar, proporciona un margen de potencia adicional que puede utilizarse para contrarrestar perturbaciones como ráfagas de viento; por último, este exceso de potencia también se reserva para situaciones de emergencia.

Para evaluar las capacidades VTOL, se llevaron a cabo pruebas de vuelo con ambos prototipos. Estas pruebas consistieron en realizar vuelos en modo multirrotores utilizando la configuración de vuelo “Estabilizado” del autopiloto PX4, donde las leyes de control se encargan únicamente de mantener la orientación del vehículo.

Durante las pruebas, se llevó a cabo el despegue vertical de ambas plataformas hasta una altura de cinco metros, manteniéndose en vuelo estacionario por diez segundos y posteriormente aterrizando de forma vertical. Las condiciones atmosféricas que se presentaron durante estas pruebas se detallan en la Tabla 5.1.

Las Figuras 5.13 y 5.14 ilustran los resultados de las pruebas de vuelo realizadas con las plataformas 2FNW y 4FNW, respectivamente. En estas figuras se muestran los datos obtenidos para la altura alcanzada, así como la orientación en términos de cabeceo y alabeo.

Ambos vehículos despegaron de manera vertical y alcanzaron la altura deseada de cinco metros. Además, se logró el aterrizaje vertical exitosamente. En cuanto a la orientación, se

Tabla 5.1: Condiciones atmosféricas durante las pruebas de vuelo.

Magnitud	Valor	Unidad
Elevación CDMX	2250	m
Densidad del Aire	0.9814	kg/m ³
Viscosidad Dinámica	1.77×10^{-5}	kg/m s
Temperatura	20	°
Viento	ventolina	-

observa que ambos vehículos lograron estabilizarse. Cuando el valor de orientación se mantiene en cero, significa que la aeronave está manteniendo la referencia del horizonte, mientras que un valor diferente indica que el piloto ha enviado comandos para realizar ajustes en la orientación o que el autopiloto está realizando alguna compensación debido a perturbaciones, como ráfagas de viento. Estos resultados confirman la funcionalidad VTOL de ambas configuraciones multirrotor.

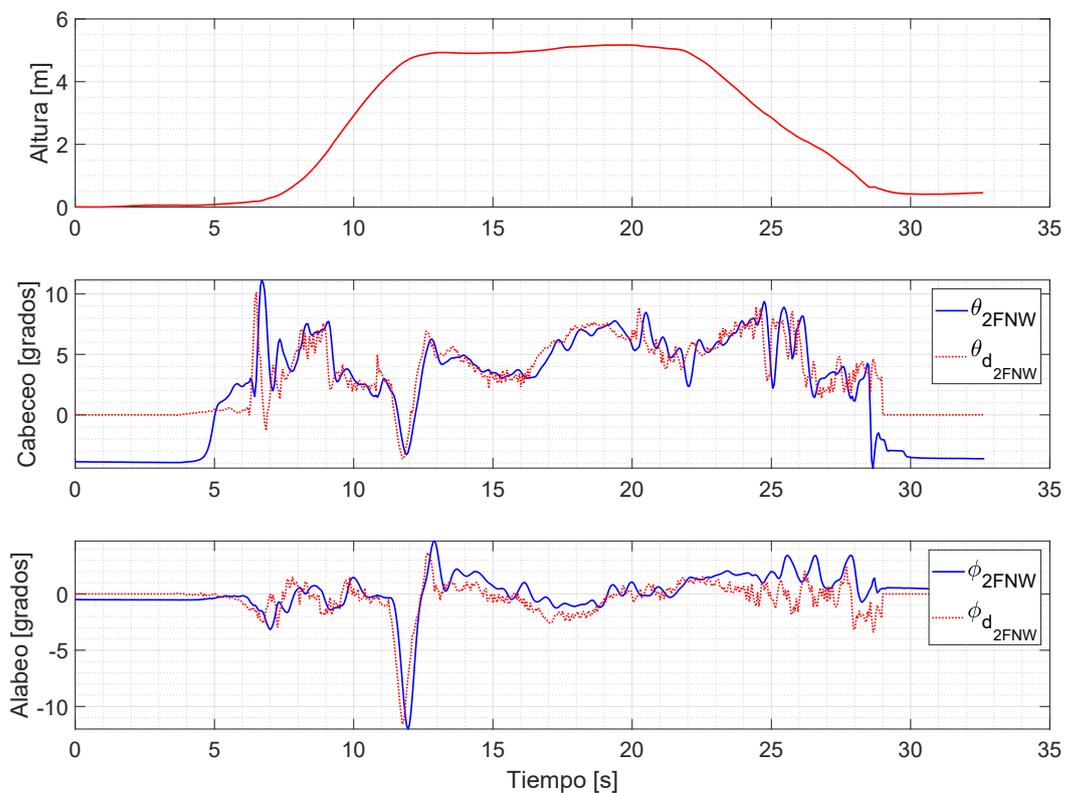


Figura 5.13: Resultados experimentales obtenidos para la plataforma XEVTOL-2FNW. Se muestra de arriba hacia abajo: la altura, la orientación en cabeceo y en alabeo.

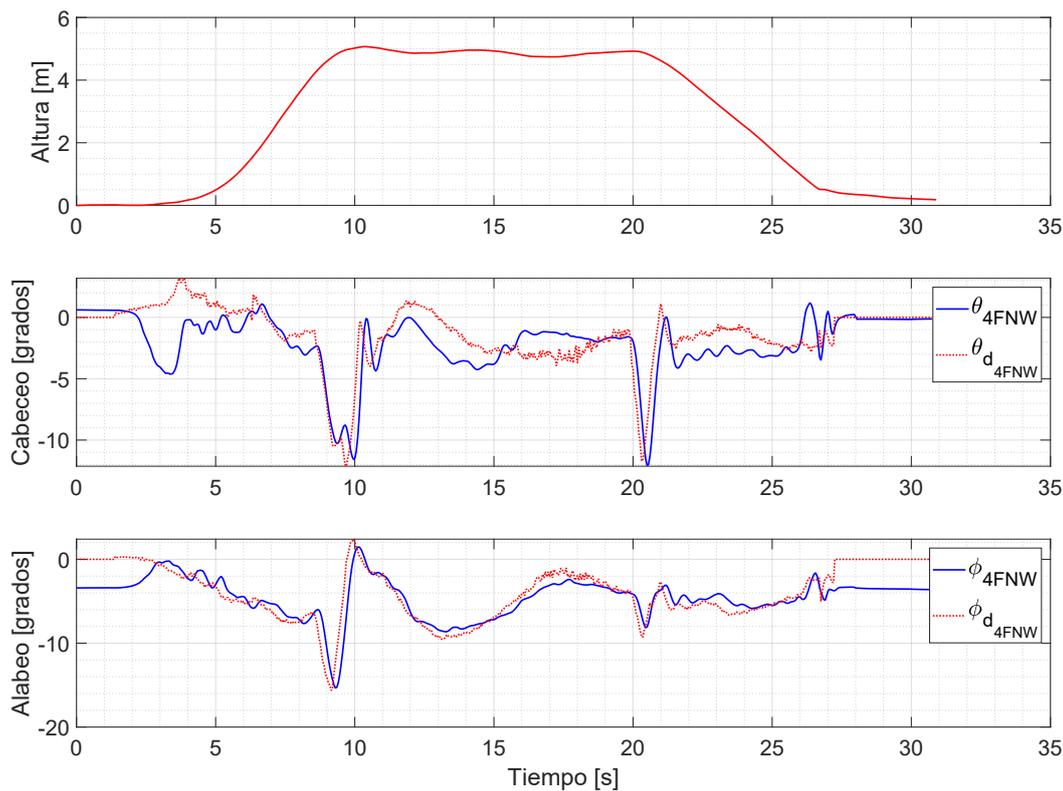


Figura 5.14: Resultados experimentales obtenidos para la plataforma XEVTOL-4FNW. Se muestra de arriba hacia abajo: la altura, la orientación en cabeceo y en alabeo.

5.4.2. Evaluación del desempeño energético

De igual forma, durante las pruebas de vuelo se monitorearon parámetros energéticos como la Potencia eléctrica consumida, la eficiencia energética y el porcentaje de potencia disponible utilizada. Mostrando en la la Figura 5.15 los resultados correspondientes a estos parámetros energéticos para la comparación de desempeño de las aeronaves.

Se puede observar que durante el vuelo estacionario, la plataforma 2FNW consume en promedio 771 W de potencia, mientras que la plataforma 4FNW consume 896 W. Este incremento de hasta un dieciséis por ciento en el consumo de energía en el 4FNW se debe a la inclusión de dos *Ducted-Fans* adicionales en comparación con el 2FNW, que opera con una demanda de energía más baja. Sin embargo, al analizar el gráfico de eficiencia energética, se revela que el 4FNW logra una eficiencia energética de hasta 3.79 g/W, en contraste con el 2FNW que alcanza 2.6 g/W como máximo. Estos resultados demuestran que el 4FNW es el vehículo más eficiente en términos energéticos, a pesar del mayor consumo de energía.

La información recopilada indica que el vehículo XEVTOL-2FNW logró despegar verticalmente y mantenerse en vuelo estacionario utilizando el cincuenta y cuatro por ciento de su

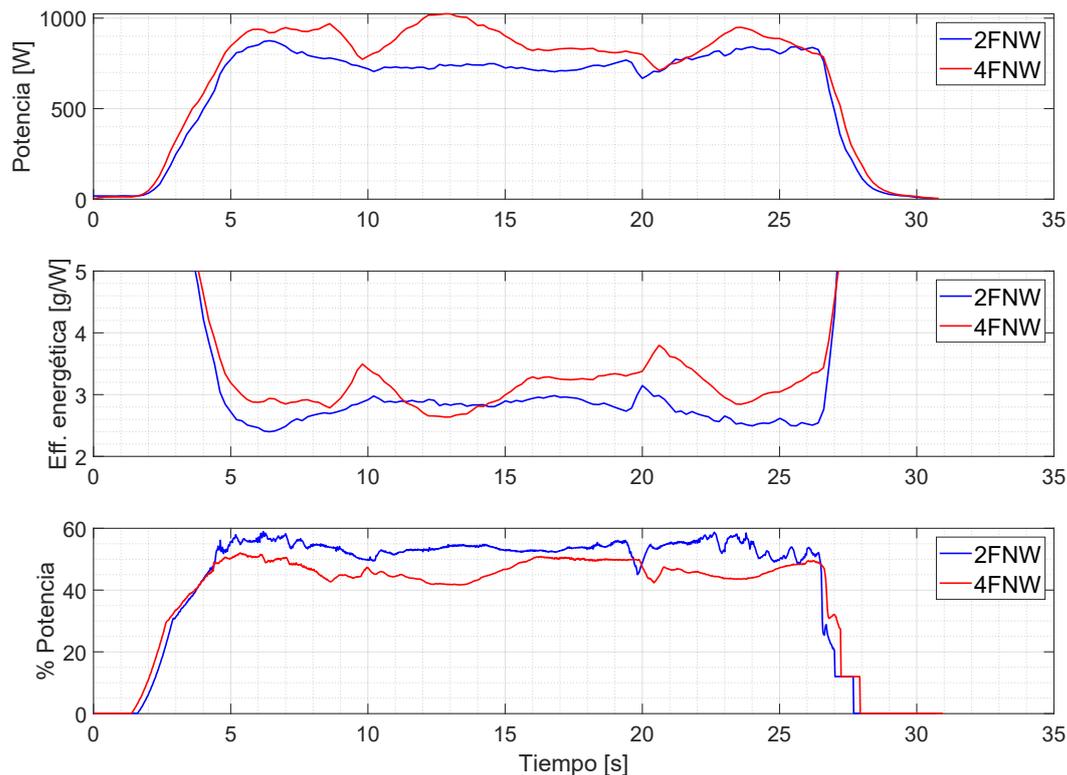


Figura 5.15: Parámetros energéticos de las pruebas de vuelo. De arriba a abajo: Potencia eléctrica consumida por el sistemas de propulsión de cada aeronave, Eficiencia energética (propulsión/potencia eléctrica) y porcentaje de potencia utilizado.

potencia total, alcanzando una altura de 5 m. Por su parte, el vehículo XEVTOL-4FNW lo logró utilizando el cuarenta y uno por ciento de su potencia total y alcanzó una altura de 5 m. Estos resultados validan la capacidad de despegue vertical del concepto XEVTOL, confirman los cálculos de potencia requerida para levantar el peso de las plataformas 2.1 kg y 2.7 kg, y respaldan los resultados de simulación obtenidos durante la fase de vuelo en modo multirroto.

Finalmente, en la Figura 5.16 se presentan fotografías tomadas de las aeronaves durante las pruebas de vuelo. Además, se proporciona un enlace para acceder al video de las pruebas de vuelo realizadas. <https://youtu.be/QVprPsGmCtk>.

5.5. Discusión

En este capítulo, se ha detallado el proceso de fabricación de los prototipos XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW, incluyendo la integración de la aviónica necesaria para llevar a cabo pruebas de vuelo experimentales y validar el rendimiento de estas plataformas en modo multirroto. Se determinó que la aeronave XEVTOL-4FNW exhibe una mayor eficiencia



(a) XEVTOL-2FNW



(b) XEVTOL-4FNW

Figura 5.16: Fotografías de las aeronaves XEVTOL durante las pruebas de vuelo multirrotores realizadas en las instalaciones del CINVESTAV.

energética al generar una mayor sustentación con un consumo de energía menor en comparación con el vehículo XEVTOL-2FNW. Estas pruebas experimentales han respaldado los resultados obtenidos en el proceso de diseño y simulación, lo que fortalece la validez y eficacia del enfoque XEVTOL en términos de despegue vertical y eficiencia energética.

Conclusiones y trabajo a futuro

6.1. Conclusiones

Del trabajo de investigación desarrollado, se derivan las siguientes conclusiones:

6.1.1. Desempeño del sistema de propulsión

Los resultados de la caracterización experimental del sistema *Ducted-Fan* y la hélice libre han proporcionado información sobre su eficiencia. Se ha demostrado que el sistema *Ducted-Fan* supera en eficiencia energética al sistema de hélice libre, logrando un aumento de hasta un treinta y cinco por ciento en la tracción generada a máxima potencia. Este incremento se traduce en un aumento de hasta 350 grf por motor, lo que equivale a un incremento de 1.4 kgf para la plataforma XEVTOL-2FNW y 2.1 kgf para la XEVTOL-4FNW, en condiciones de máxima potencia. Los resultados anteriores, destacan claramente los beneficios de la implementación del sistema *Ducted-Fan* en aeronaves de esta naturaleza.

Un hallazgo importante es que la eficiencia energética del sistema *Ducted-Fan* presenta una región de máxima eficiencia en torno al 17 % de potencia, con un valor de 4.4 g/W. Se observa que a medida que la potencia se incrementa, la eficiencia disminuye rápidamente, llegando a un mínimo de 1.9 g/W a máxima potencia. Esto resalta la importancia de operar los motores en la región cercana al 17 % de potencia para obtener una mayor fuerza de tracción con un menor consumo de energía eléctrica.

Aplicando estos resultados a las configuraciones XEVTOL, se encontró que la plataforma XEVTOL-4FNW, con un número mayor de *Ducted-Fan*, logra un aumento del 17 % en la eficiencia vertical en comparación con la XEVTOL-2FNW, bajo condiciones de máximo

peso de despegue. Por otro lado, la versión XEVTOL-2FNW, al tener un margen mayor con respecto al peso máximo de despegue, muestra una mayor capacidad de carga. Sin embargo, operaría en una región de menor eficiencia (por encima del 66 % de potencia). En contraste, la plataforma XEVTOL-4FNW opera a alrededor del 50 % de potencia, lo que sugiere que aún tiene la posibilidad de cargar un 30 % más de peso.

6.1.2. Modelo matemático

La construcción del modelo matemático para describir las dinámicas del vehículo XEVTOL-2FNW a través del formalismo Newton-Euler ha sido un paso fundamental en este estudio. Este modelo matemático general abarca diversos modos de vuelo, incluyendo multirrotor, avión y transiciones entre ellos. Esta representación matemática ha habilitado la formulación de estrategias de control basadas en el modelo, así como la realización de simulaciones de la plataforma para verificar los resultados mediante el uso de *X-Plane*.

Al desarrollar este modelo matemático, se ha conseguido una herramienta versátil que puede representar la dinámica de la plataforma XEVTOL-2FNW durante sus diferentes modos de operación. Esto, a su vez, ha permitido el diseño y desarrollo de estrategias de control, que son esenciales para lograr un vuelo estable y controlable en todas las fases de operación, incluyendo el despegue vertical, el vuelo en modo multirrotor y la transición hacia el vuelo como ala fija.

6.1.3. Comparación del desempeño de vuelo de los vehículos 2FNW y 4FNW por medio de simulaciones MIL

Las simulaciones de vuelo MIL proporcionaron una valiosa herramienta para la evaluación y análisis del rendimiento del sistema de propulsión propuesto. A través de estas simulaciones, se han obtenido los siguientes resultados:

Se observó un incremento de hasta el 10 % en el consumo de energía del vehículo XEVTOL-4FNW durante la fase de vuelo en modo multirrotor. Este aumento se atribuye a los dos *Ducted-Fans* adicionales, los cuales consumen más energía en comparación con el XEVTOL-2FNW. Sin embargo, a pesar de este aumento en el consumo, se demostró que el XEVTOL-4FNW es 11 % más eficiente energéticamente en comparación con el XEVTOL-2FNW. Esto significa que el sistema de propulsión del XEVTOL-4FNW genera más empuje

con el mismo consumo de energía.

Durante la transición de vuelo de modo multirrotores al vuelo en modo ala fija, se observó una disminución del consumo de energía eléctrica en ambas plataformas, reduciéndose la potencia consumida en un 100 %. La potencia consumida por el XEVTOL-4FNW durante la fase de vuelo en modo ala fija aumentó 1 % en comparación con el XEVTOL-2FNW.

En cuanto a la velocidad horizontal, durante la fase de vuelo en modo ala fija, el XEVTOL-2FNW logró alcanzar una velocidad hasta un 7.4 % más en comparación con el XEVTOL-4FNW durante la misma fase de vuelo en modo ala fija. Esto se atribuye a que el XEVTOL-2FNW es más ligero.

Los resultados aerodinámicos de las simulaciones MIL mostraron que ambas plataformas presentaron una fuerza de arrastre durante el ascenso vertical debido a la superficie del ala. Esto contrasta con los multirrotores convencionales, donde esta fuerza es despreciada. Además, se determinó que durante el vuelo en modo ala fija en condición de crucero, el XEVTOL-4FNW produjo un incremento de hasta un 46 % en el coeficiente de sustentación, debido a que se requirió más sustentación dado su mayor peso. En lo que respecta a la resistencia aerodinámica del vehículo, el XEVTOL-4FNW generó un aumento de hasta un 19 % en el coeficiente de arrastre durante el vuelo de crucero, debido a la presencia de los *Ducted-Fans* extra.

6.1.4. Pruebas de vuelo multirrotores con el prototipo XEVTOL-2FNW y XEVTOL-4FNW

Las pruebas de vuelo en modo multirrotores han demostrado de manera concluyente la capacidad operativa de los conceptos XEVTOL para llevar a cabo despegues, aterrizajes y vuelo estacionario de forma vertical. Estas pruebas no solo validan la precisión de los resultados obtenidos a través de las simulaciones, sino que también proporcionan una evaluación práctica y tangible de la efectividad de estos conceptos en condiciones reales.

En particular, se realizó una comparación entre los resultados de las simulaciones y los datos recopilados durante las pruebas de vuelo multirrotores. En lo que respecta al porcentaje de potencia utilizado para mantener el vuelo estacionario, se observó un error relativo del 44 % para la plataforma XEVTOL-2FNW y un 39 % para la XEVTOL-4FNW. Similarmente, en términos de potencia eléctrica consumida, se detectó un error relativo del 9 % para la

plataforma XEVTOL-2FNW y un 21 % para la XEVTOL-4FNW. En cuanto a la eficiencia energética, los errores relativos fueron del 38 % para la plataforma XEVTOL-2FNW y del 5 % para la XEVTOL-4FNW.

Estos resultados indican que, si bien existen diferencias entre las simulaciones y las pruebas reales, las simulaciones mediante la técnica MIL son aceptables y valiosas para las etapas iniciales de diseño. Estas simulaciones permiten agilizar significativamente el proceso de desarrollo de las aeronaves. A pesar de las discrepancias, estas simulaciones brindan una base sólida para la toma de decisiones y la evaluación de conceptos en una fase temprana de desarrollo, lo que a su vez puede acelerar la iteración y optimización del diseño.

6.2. Trabajo futuro por desarrollar

Como trabajo futuro por desarrollar, se contempla:

- Desarrollar simulaciones CFD de la plataforma XEVTOL-2FNW para determinar el impacto a la aerodinámica de los Fan-In-Wing durante la fase de vuelo en modo avión.
 - Validar la caracterización aerodinámica en CFD por medio de pruebas experimentales en túnel de viento utilizando un prototipo a escala.
 - Realizar simulaciones de vuelo utilizando el modelo matemático desarrollado y aplicar la misma estrategia de control PID en lazo cerrado. El objetivo es comparar los resultados de estas simulaciones con las obtenidas a través del método MIL.
 - Realizar un análisis de la fuerza de arrastre originada por la superficie del ala durante el despegue vertical, junto con la búsqueda de la velocidad de ascenso óptima durante el modo multirrotores, se torna fundamental para mitigar el consumo energético generado por el arrastre adicional.
 - Desarrollar un controlador de altitud que haga uso del ángulo de cabeceo y el empuje, con el objetivo de mejorar la respuesta de altitud del vehículo durante los modos de vuelo de transición y de ala fija.
 - Estudiar los conceptos XEVTOL a través de simulaciones software-in-the-loop y hardware-in-the-loop podría ofrecer una mayor comprensión sobre el rendimiento de estos vehículos, lo que permitiría retroalimentar el proceso de diseño.
-

- Incorporar la asistencia de los *Ducted-Fans* embebidos en el ala para generar sustentación y compensar la falta de flujo de aire sobre las alas hasta que la aeronave alcance la velocidad aerodinámica requerida durante la fase de transición en lugar de apagarlos.
 - Realizar de forma experimental la transición de vuelo multirrotores a modo avión con ambas plataformas.
-

Bibliografía

- [1] M. Sabour, P. Jafary, and S. Nematian, “Applications and classifications of unmanned aerial vehicles: A literature review with focus on multi-rotors,” *The Aeronautical Journal*, vol. 127, no. 1309, p. 466–490, 2023.
- [2] S. Hayat, E. Yanmaz, and R. Muzaffar, “Survey on unmanned aerial vehicle networks for civil applications: A communications viewpoint,” *IEEE Communications Surveys and Tutorials*, vol. 18, no. 4, pp. 2624–2661, 2016.
- [3] H. Shakhathreh, A. H. Sawalmeh, A. Al-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, N. S. Othman, A. Khreishah, and M. Guizani, “Unmanned aerial vehicles (uavs): A survey on civil applications and key research challenges,” *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48572–48634, 2019.
- [4] E. Bergaust, *The VTOL Success Story Convertiplanes in Action*. E.U.: G. P. Putnam’s Sons, 1 ed., 1969.
- [5] W. Johnson, *Helicopter Theory*. New Jersey, E.U.: The Princeton University Press, 1980.
- [6] F. Colucci, *Lift Where You Need It*. USA: Vertiflite, November/December 2016.
- [7] S. Yilmaz, D. Erdem, and M. Kavsaoglu, “Performance of a ducted propeller designed for uav applications at zero angle of attack flight: An experimental study,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 45, pp. 376–386, 2015.
- [8] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design*. USA: Butterworth-Heinemann, 2 ed., 2022.

-
- [9] L. Stipa, “Experiments with intubed propellers.” NACA Technical Memorandum 655, 1932.
- [10] L. Zuccoli, “Legends in our own lunch times: The stipa caproni.” Recuperado el día 21-07-2023 de <http://www.seqair.com/Hangar/Zuccoli/Legends/Legends.html>.
- [11] D. S. Collection, “1000aircraftphotos,” 1958. Recuperado el día 21-07-2023 de <https://1000aircraftphotos.com/Contributions/Shumaker/5927.htm>.
- [12] U. S. Army, “The bell x-22a in flight tests,” 1958. Recuperado el día 21-07-2023 de https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_X-22.
- [13] R. W. Moorman, “Xti aircraft refines its trifan 600 vtol bizjet.” Vertiflite, 2018.
- [14] X. Zhao, Z. Zhou, and X. Zhu, “Design of a lift-propulsion vtol uav system,” in *2018 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA)*, pp. 1908–1913, 2018.
- [15] B. Hoeveler, C. C. Wolf, M. Raffel, and F. Janser, “Aerodynamic study on efficiency improvement of a wing embedded lifting fan remaining open in cruise flight,” in *Applied Aerodynamics Conference*, 2018.
- [16] H. Kim, J. Berton, and S. Jones, “Low noise cruise efficient short take-off and landing transport vehicle study,” in *6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO)*, 2006.
- [17] N. K. Borer, M. D. Patterson, J. K. Viken, M. D. Moore, J. Bevirt, A. M. Stoll, and A. R. Gibson, “Design and performance of the nasa sceptor distributed electric propulsion flight demonstrator,” in *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2016.
- [18] Lilium, “Introducing the first electric vertical take-off and landing jet,” 2015. Recuperado el día 21-07-2023 de <https://lilium.com/jet>.
- [19] A. A. Company, “Hamr hybrid advanced multi-rotor,” 2017. Recuperado el día 21-07-2023 de <https://bit.ly/2TEXYGe>.
-

-
- [20] A. A. Company, “Greased lightning,” 2015. Recuperado el día 21-07-2023 de <https://bit.ly/2SMB9TF>.
- [21] NASA, “Nasa armstrong fact sheet: Nasa x-57 maxwell,” 2018. Recuperado el día 22-07-2023 de <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-109.html>.
- [22] DARPA, “Vtol x-plane program takes off,” 2014. Recuperado el día 22-07-2023 de <https://www.darpa.mil/news-events/2014-03-18>.
- [23] A. M. G. Walan, “Darpa completes testing of subscale hybrid electric vtol x-plane,” 2017. Recuperado el día 22-07-2023 de <https://www.darpa.mil/news-events/2017-04-04>.
- [24] A. M. Stoll, E. V. Stilson, J. Bevirt, and P. P. Pei, “Conceptual design of the joby s2 electric vtol pav,” in *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 16-20 June 2014.
- [25] R. Lyasoff, “Welcome to vahana,” 2016. Recuperado el día 22-07-2023 de <https://vahana.aero/welcome-to-vahana-edfa689f2b75>.
- [26] Y. Zhou, H. Zhao, and Y. Liu, “An evaluative review of the vtol technologies for unmanned and manned aerial vehicles,” *Computer Communications*, vol. 149, pp. 356–369, 2020.
- [27] S. Sahoo, X. Zhao, and K. Kyprianidis, “Review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft,” *Aerospace*, vol. 7, no. 4, 2020.
- [28] W. Zhao, Y. Zhang, T. P., and J. Wu, “The impact of distributed propulsion on the aerodynamic characteristics of a blended-wing-body aircraft,” *Aerospace*, vol. 9, no. 11, 2022.
- [29] T. Zhang and G. Barakos, “Review on ducted fans for compound rotorcraft,” *The Aeronautical Journal*, vol. 124, no. 1277, p. 941–974, 2020.
- [30] Tuffwing, “Uav mapper user guide v1.8,” 2019. Recuperado el día 05-02-2023 de http://www.tuffwing.com/support/UAV_Mapper_Quick_Start_Manual_1.8.html.
-

-
- [31] M. H. Sadraey., *AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach*. New Hampshire, E.U.: John Wiley and Sons, 1 ed., 2013.
- [32] Wikipedia, “Xflr5,” 2021. Recuperado el día 22-07-2023 de <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
- [33] Quadjunkie, “T-motor f40 pro iii motor,” 2019. Recuperado el día 07-09-2023 de <https://www.quadjunkie.co.nz/product/t-motor-f40-pro-iii-motor/>.
- [34] N. Thouault, C. Breitsamter, N. A. Adams, C. Gologan, and J. Seifert, “Experimental investigation of the aerodynamic characteristics of generic fan-in-wing configurations,” *The Aeronautical Journal*, vol. 113, no. 1139, p. 9–20, 2009.
- [35] K.-J. Nam, J. Joung, and D. Har, “Tri-copter uav with individually tilted main wings for flight maneuvers,” *IEEE Access*, vol. 8, pp. 46753–46772, 2020.
- [36] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and Control of Mini-Flying Machines*. Springer London, 1 ed., 2005.
- [37] K. Rumit, N. Alireza, K. Manish, S. Rajnikant, C. Kelly, and C. Franck, “Tilting-rotor quadcopter for aggressive flight maneuvers using differential flatness based flight controller,” in *ASME 2017 Dynamic Systems and Control Conference*, (Tysons, Virginia, USA.), 11-13 October 2017.
- [38] J. Roskam and C. E. Lan, *Airplane Aerodynamics and Performance*. USA: DARcorporation, 1 ed., 1997.
- [39] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles*. USA: Butterworth-Heinemann, 3 ed., 2013.
- [40] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of Flight Stability and Controls*. USA: John Wiley and Sons, 2 ed., 1996.
- [41] E. S. Espinoza, *Helicóptero Coaxial de Largo Alcance*. PhD dissertation, Center for Research and Advanced Studies of the National Polytechnic Institute, Automatic Control, Mexico City, 2013.
-

- [42] R. Czyba, M. Lemanowicz, Z. Gorol, and T. Kudala, “Construction prototyping, flight dynamics modeling, and aerodynamic analysis of hybrid vtol unmanned aircraft,” *Journal of Advanced Transportation*, 2018.
- [43] AFAC, “Norma oficial mexicana nom 107 sct3 2019,” 2019. Recuperado el día 22-08-2023 de <https://www.gob.mx/afac/acciones-y-programas/rpas-drones>.
- [44] X. Dai, C. Ke, Q. Quan, and K.-Y. Cai, “Unified simulation and test platform for control systems of unmanned vehicles,” 2019.
- [45] A. R. Plummer, “Model-in-the-loop testing,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 220, no. 3, pp. 183–199, 2006.
- [46] Add2, “Model-in-the-loop testing applications,” 2020. Recuperado el día 22-06-2023 de <https://www.add2.co.uk/applications/model-in-the-loop-testing-applications/>.
- [47] Wikipedia, “X-plane (simulator),” 2020. Recuperado el día 22-06-2023 de [https://en.wikipedia.org/wiki/X-Plane_\(simulator\)](https://en.wikipedia.org/wiki/X-Plane_(simulator))/.
- [48] X-Plane, “Plane maker manual,” 2022. Recuperado el día 22-06-2023 de <https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker/>.
- [49] X-Plane, “How x-plane works,” 2020. Recuperado el día 22-06-2023 de <https://developer.x-plane.com/manuals/planemaker/>.
- [50] D. Crane, *Dictionary of Aeronautical Terms*. USA: Aviation Supplies and Academics, 3 ed., 1997.
- [51] C. Thong, “Modeling aircraft performance and stability on x-plane,” *Journal of Undergraduate Engineering Research*, vol. 3, no. 2, 2010.
- [52] O. Fayyaz, “Flight dynamics simulation of pilatus pc-9 using x-plane 10,” *Journal of Undergraduate Engineering Research*, vol. 8, no. 1, 2015.
- [53] PX4, “Controller diagrams,” 2023. Recuperado el día 22-06-2023 de https://docs.px4.io/main/en/flight_stack/controller_diagrams.html.
-

- [54] X-Plane, “Setting the rendering options for best performance,” 2023. Recuperado el día 28-06-2023 de <https://www.x-plane.com/kb/setting-the-rendering-options-for-best-performance/>.
-