



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

UNIDAD ZACATENCO

UMI-LAFMIA

**Análisis y simulación de elemento finito para un UAV
convertible de tipo Quad-plane.**

TESIS

Que presenta

ING. EDGAR OMAR CRISTOBAL GARCIA

Para obtener el grado de

Maestro en Ciencias

EN SISTEMAS AUTÓNOMOS EN NAVEGACIÓN AÉREA Y SUBMARINA

Directores de Tesis:
Dr. Iván González Hernández
Dr. Rogelio Lozano Leal

A mis padres y hermanos

Agradecimientos

Este trabajo de fin grado supone la culminación de estos duros y satisfactorios 2 años de carrera durante los cuales ha sido complicado mantener la constancia y la voluntad para estudiar día tras día. Son muchas las personas que me han apoyado y ayudado tanto en este trabajo como a lo largo del grado.

Quiero agradecer en primer lugar a las instituciones que han hecho posible la realización de este trabajo presentado en esta memoria de tesis por la ayuda económica brindada, por el Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) y por el CINVESTAV, esta institución de enorme calidad que me brindó todo el apoyo durante mi estancia, en especial al laboratorio de la UMI-LAFMIA que es el departamento el cual me acogió en estos años de estudio.

Agradezco a mis asesores de tesis, el Dr. Ivan González Hernandez y al Dr. Rogelio Lozano Leal por la orientación adecuada, el soporte y discusión crítica que me permitió un buen aprovechamiento en el trabajo realizado para que esta tesis llegara a buen término.

Agradezco especialmente a mis padres Esteban Cristóbal de la Cruz y Bertha Rafaela García Vázquez, que me han acompañado a lo largo de mis estudios y me han apoyado incondicionalmente, desde el momento que decidí emprender este nivel académico.

A mis hermanos Yessica Ivón Cristóbal García y Sergio Esteban Cristóbal García, que sin saberlo me han apoyado y me han animado a seguir adelante.

Quiero dar las gracias a mis compañeros de generación de la maestría, ya que con ellos conviví y me relaciones de tal manera que pudimos salir adelante con este reto que es la maestría. Ellos han sido un elemento clave para la realización de este escrito, debido a sus consejos, su comprensión, la ayuda incondicional y su compañía.

Resumen

En el presente trabajo se realizó la simulación de un prototipo de avión híbrido, que pudiera aterrizar y despegar verticalmente, con el fin que el prototipo pueda despegar y aterrizar casi en cualquier lugar sin importar que exista o no una pista de despegue.

En el trabajo se adaptó cuatro rotores en configuración de X que funcionen como un cuadri-rotor sobre las alas de un avión comercial Tundra Duraflly de 1300 mm de envergadura con el fin de obtener el prototipo de avión híbrido. En el trabajo se realizaron las simulaciones del prototipo para poder validar su resistencia y su comportamiento en pleno vuelo.

El presente documento se encuentra dividido en 5 capítulos. En el capítulo 1 se da una breve introducción a lo que es la agricultura de precisión, sus principales aspectos y su importancia en la actualidad, se habla de los métodos de análisis computacional para la simulación de un avión y las principales fuerzas que actúan en él; así como la motivación y los objetivos de la tesis, además se aborda el estado del arte, en el cual se muestran prototipos similares, sus ventajas y desventajas. En el capítulo 2 se planteó el diseño, para dicho proceso se prosiguió con la metodología de Michael French. El modelado de la parte estructural del prototipo propuesto se realizó mediante el software de CAD SolidWorks. En el capítulo 3 se realiza el análisis de elemento finito asistido por computadora, nos enfocamos en dos puntos importantes, el primero de ellos fue en un enfoque estructural mediante un análisis de Von Misses y el segundo de ellos es un análisis de fluidos para poder ver las respuestas del prototipo a las condiciones que sería sometido. En el capítulo 4 se hacen los ajustes pertinentes y se desarrolló una ley de control de acuerdo con el modelo matemático, dicho modelo matemático se encuentra en los anexos A, además se realizó los ajustes de transición entre el control para cuando este en modo cuadri-rotor y modo avión. Por último, en el capítulo 5 se dan las conclusiones y se plantea el trabajo futuro.

Abstract

This work was carried out the simulation of a prototype hybrid aircraft, which could land and take off vertically, so that the prototype can take off and land almost anywhere regardless of whether there is a runway.

The work adapted four rotors in X configuration that function as a cruadri-rotor on the wings of a 1300 mm larger Tundra Duraffly commercial aircraft to obtain the prototype hybrid aircraft. In the work, the prototype simulations were carried out to validate its resistance and its behavior in mid-flight.

This document is divided into 5 chapters. The Chapter 1 gives a brief introduction to what is precision agriculture, its main aspects and its importance today, talks about the methods of computational analysis for the simulation of an aircraft and the main forces acting on it; as well as the motivation and objectives of the thesis, it also addresses the state of the art, which shows similar prototypes, their advantages and disadvantages. In the Chapter 2 set out the design, for this process continued with the methodology of Michael French. Modeling the structural part of the proposed prototype was done using SolidWorks CAD software. The Chapter 3 performs computer-aided finite element analysis, we focused on two important points, the first was a structural approach through an analysis of Von Misses and the second is a fluid analysis to be able to see the prototype's responses to the conditions that would be subjected. The Chapter 4 makes the relevant adjustments and developed a control law according to the mathematical model, this mathematical model is found in Annexes A, in addition the transition adjustments were made between the control for when it was in quad-rotor mode and airplane mode. Finally, in the Chapter 5 gives the conclusions and proposes future work.

Índice general

Agradecimientos	III
Resumen	V
Abstract	VII
Nomenclatura	XI
Índice de figuras	XIV
Índice de tablas	XV
1. Introducción	1
1.1. Motivación	2
1.2. Hipótesis	2
1.3. Planteamiento del problema	3
1.4. Justificación	3
1.5. Objetivos	4
1.6. Alcance del proyecto	4
1.7. Estado del arte	4
1.7.1. Simulaciones como herramienta de desarrollo	5
1.7.2. Uso de UAVs en México	7
1.7.3. Clasificación de los UAVs.	12
1.7.4. UAVs convertibles en México y el mundo	13
1.8. Estructura de la tesis	19
1.8.1. Capítulo 2: Diseño y modelado CAD del vehículo convertible	19
1.8.2. Capítulo 3: Análisis de elemento finito asistido por computadora	19
1.8.3. Capítulo 4: Control y simulación	19
1.8.4. Capítulo 5: Conclusión y trabajo futuro	19
1.8.5. Anexos	19
2. Diseño y modelado CAD del vehículo convertible	21
2.1. Clarificación de las tareas	22
2.2. Diseño conceptual	23
2.2.1. Información y definición	24
2.2.2. Creación	24
2.2.3. Evaluación	27
2.2.4. Decisión	28
2.3. Esquematización	28
2.3.1. Acoplamiento del cuadri-rotor	29
2.3.2. Acoplamiento los tubos de fibra de carbono	29
2.3.3. Acoplamiento de los motores	30
2.4. Diseño de detalle	30
2.4.1. Modelo CAD	30
3. Análisis de elemento finito asistido por computadora	33
3.1. Análisis de esfuerzos	34
3.1.1. Análisis del acople	35
3.1.2. Análisis del sujetador	36
3.1.3. Análisis del tubo de fibra de carbono	36

3.1.4. Propiedades físicas	37
3.2. Simulación de fluidos	39
3.2.1. Avión	39
4. Control y simulación	47
4.1. Control del cuadri-rotor	48
4.1.1. Simulación de la parte del cuadri-rotor	51
4.2. Transición	53
4.3. Control del avión	55
5. Conclusión y trabajo futuro	61
5.1. Conclusiones	61
5.2. Trabajo futuro	63
Anexos	65
A. Modelo matemático	67
A.1. Modelo del sistema	67
A.2. Cuadri-rotor	67
A.2.1. Modelo cinemático	70
A.2.2. Modelo dinámico	74
A.2.3. Definición de las señales de entrada	74
A.2.4. Dinámica traslacional	75
A.2.5. Dinámica rotacional	77
A.3. Ala fija	80
A.3.1. Cinemática	81
A.3.2. Ecuaciones de movimiento	82
A.3.3. Fenómenos gravitacionales	83
A.3.4. Fenómenos propiciados por el empuje	84
A.3.5. Efectos aerodinámicos	84
A.3.6. Control bajo desacople dinámico	85
B. Avión	87
B.1. Sustentación	88
B.2. Peso	90
B.3. Resistencia	91
B.4. Empuje o tracción	92
B.5. Perfil aerodinámico	93
C. Construcción y adaptación del prototipo	95
C.1. Estructura del prototipo de vehículo convertible	95
C.2. ABS vs. PLA	95
C.3. Acabado	96
C.4. Uniones	97
D. Instrumentación electrónica	99
D.1. Motores	99
D.2. Hélices	100
D.3. ESC	101
D.4. Controlador de vuelo	102
D.5. Baterías	102
Bibliografía	105

Nomenclatura

- AP Agricultura de Precisión.
- VTOL Vertical Take-Off and Landin.
- UAV Unmanned aerial vehicle
- N Newton
- Pa Pascal
- FEA Análisis de Elemento Finito
- CDF Dinámica de fluidos computacional
- ABS Acrilonitrilo Butadieno Estireno
- PLA Ácido Poliláctico
- MEF Método de Elementos Finitos
- RPAS Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia
- INEGI Instituto Nacional de Estadística y Geográfica
- FFT Transformada Rápida de Fourier
- GPS Sistema de Posicionamiento Global
- VANT Vehículo Aéreo No Tripulado
- SAGARPA Secretaria de Agricultura, Ganadería, Desarrollo Rural, Pesca y Alimentación
- CAD Diseño Asistido por Computadora
- mA mili Ampere
- RPM Revoluciones Por Minuto

Índice de figuras

1.1.	Diferentes tipos de mallo en SolidWorks	6
1.2.	Pieza antes y después del mallado en SolidWorks	6
1.3.	Representación del geoide y elipsoide terrestre	9
1.4.	Uso de los UAVs en el sector hídrico en México	10
1.5.	Uso de los UAV's en la AP en México	11
1.6.	Clasificación de los aviones no tripulados	13
1.7.	Ejemplo de UAV's híbridos. A) Tilt wing. B) Tilt rotor. C) Tilt body. D) Ducted fan. E) Quadplane	13
1.8.	Ducted Fan de Umi Lafmia	14
1.9.	UAV convertible de Umi Lafmia	15
1.10.	Avión híbrido de Umi Lafmia	15
1.11.	Avión Ehécatl de Hydra Technologies	16
1.12.	Avión de la Secretaria de marina de México	17
1.13.	Songbird de germandrones	17
1.14.	QPCA de Fuvex	18
1.15.	Vampire Mark 2 de CamberraUAV	18
2.1.	Diagrama de bloques del proceso de diseño	22
2.2.	Diagrama de bloques del proceso de diseño conceptual	23
2.3.	Bosquejo de la variante 1. A) Vista superior. B) Vista frontal	25
2.4.	Bosquejo de la variante 2. A) Vista superior. B) Vista frontal	25
2.5.	Bosquejo de la variante 3. A) Vista superior. B) Vista frontal	26
2.6.	Bosquejo de la variante 4. A) Vista superior. B) Vista frontal	26
2.7.	Bosquejo de la variante 5. A) Vista superior. B) Vista frontal	27
2.8.	Bosquejo ganador. A) Vista superior. B) Vista frontal	29
2.9.	Acople del cuadri-rotor	29
2.10.	Acoplamiento de la fibra de carbono	30
2.11.	Acoplamiento de los motores	30
2.12.	Ensamble del modelo CAD	31
3.1.	Acople sometido a 45 N	35
3.2.	Sujetador sometido a 45 N	36
3.3.	Tubo de fibra de carbono sometido a 45 N	37
3.4.	Sistema de coordenadas de salida.	37
3.5.	Ubicación del centro de masa.	38
3.6.	Dominio de simulación	40
3.7.	Región rotativa	40
3.8.	Mallado	41
3.9.	Refinamiento de malla	42
3.10.	Lineas de flujo	43
3.11.	Corte transversal de la velocidad	44
3.12.	Gráficas a lo largo de las 100 iteraciones	45
4.1.	Diagrama de control propuesto.	49
4.2.	Señal de control del cuadri-rotor.	51
4.3.	Señal de las trayectorias del cuadri-rotor.	52
4.4.	Señales de los ángulos del cuadri-rotor.	52
4.5.	Gráfica de la trayectoria final del cuadri-rotor.	53
4.6.	Gráficas del polinomio de tercer grado	54
4.7.	Retraso en la bajada del cuadri-rotor.	54

4.8.	Retraso en la bajada del cuadri-rotor	55
4.9.	Esquema de control para el avión	55
A.1.	Configuración del cuadri-rotor	68
A.2.	Marcos del cuadri-rotor	70
A.3.	Fuerzas y momentos producidos en el cuadri-rotor	75
A.4.	Marcos del avión	81
B.1.	Fuerzas que actúan en el vuelo de un avión	87
B.2.	Viento relativo en un avión	89
B.3.	Angulo de incidencia en un avión	89
B.4.	Angulo de ataque en un avión	90
B.5.	Distribución de peso en un avión	90
B.6.	Centro de gravedad en un avión	91
B.7.	Resistencia en un avión	92
B.8.	Empuje en un avión	92
B.9.	Parámetros geocéntricos de un perfil aerodinámico. Fuente: NACA 2017	93
C.1.	Diferencia entre pieza sin y con tratamiento. a) Pieza sin tratamiento. b) Pieza lijada. c) Pieza con tratamiento	97
C.2.	Pieza con tratamiento. a) Baño de acetona. b) Pieza final	97
C.3.	Prototipo final sin instrumentación	98
D.1.	Motor Turnigy Multistar 3508-640Kv y sus características	100
D.2.	Hélice para el cuadri-rotor	101
D.3.	Hélice para el avión Tundra	101
D.4.	Turnigy Plush-32 60 Aamp. speed controller w/BEC y sus características	101
D.5.	Pixhawk y sus características	102
D.6.	Batería de grafeno Turnigy y sus características	103

Índice de tablas

2.1. Valores de la ponderación	27
2.2. Ponderación	28
3.1. Ejes principales y momento de inercia	38
3.2. Momento de inercia desde centro de masa	38
3.3. Momento de inercia desde coordenadas de salida	38
3.4. Datos de la CDMX	39
3.5. Metas obtenidas en el análisis	44
A.1. Principales efectos aerodinámicos en un cuadri-rotor	69
C.1. Propiedades del ABS y del PLA	96
C.2. Propiedades de la fibra de carbono	98

Capítulo 1

Introducción

Con los avances tecnológicos que la humanidad ha logrado a lo largo de los años, se ha puesto a disposición un gran número de inventos que se van mejorando, desesperancen unos, aparecen nuevos que remplazan a los viejos. El avance tecnología ha permitido minimizar los aparatos a tal grado que podemos encontrar un motor a escalas microscópicas.

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV's) por sus siglas en ingles es uno de los inventos que se ha ido mejorando a lo largo del tiempo, datan de antes de la segunda guerra mundial, en la primera mitad del siglo XX ya se los utilizaba como blanco en las prácticas de tiro de artillería [1]. Paulatinamente se los ha ido desarrollando en otros campos, ya no con fines militares sino enfocados en aplicaciones civiles, vigilancia comercial, agricultura, mapeo y localización de zona de difícil acceso, tareas de búsqueda y rescate, entre muchas otras.

Para el desarrollo de los UAV's se han utilizados diferentes técnicas, cuando se empezaron con aviones no tripulados, los perfiles se hacían en base a experiencia, ensayo y error y no se tenían una base sólida antes de la experimentación, es por ello por lo que cuando surgen los computadores, en el siglo XX, también surge la idea de utilizarlos para hacer grandes cálculos, que antes se hacían a mano.

Pese a que las herramientas de simulación por computador tienen una historia relativamente reciente, se basan en técnicas matemáticas desarrolladas tiempo atrás y que sólo pudieron ser puestas en práctica gracias a la aparición de máquinas con gran capacidad de memoria y elevada velocidad de procesamiento. Dicho en forma sencilla, el computador resuelve una serie de ecuaciones conocidas que se utilizan para calcular las variables que describen los fenómenos físicos involucrados.

El análisis del elemento finito (FEA) es un método numérico ampliamente usado en in-

geniería para resolver problemas descritos por una serie de ecuaciones diferenciales parciales. Este tipo de problemas se encuentran muy comúnmente en distintas disciplinas como diseño mecánico, acústica, electromagnetismo, mecánica de fluidos, entre otros estudios, y específicamente en ingeniería mecánica es utilizado para resolver problemas estructurales, de vibraciones y térmicos. Aunque existen otros métodos numéricos para resolver este tipo de problemas, el que muestra ser más versátil y eficiente es el análisis de elemento finito y ha dominado considerablemente el mercado de los distintos softwares para análisis de ingeniería [2]. El FEA resulta ser una poderosa herramienta que resuelve los problemas por muy simples o complejos que estos sean. Sin importar el para qué es utilizado el FEA o la complejidad del estudio, todos los análisis por este método tienen una estructura similar donde el punto de arranque es un modelo geométrico. En el caso específico de Solidworks, este modelo geométrico puede ser una pieza o un ensamblaje.

1.1. Motivación

El uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV's) para mejorar las actividades del ser humano es cada vez mayor, pero el desarrollo nacional de este tipo de vehículos, en especial de los vehículos convertibles, se encuentra limitado y es casi nulo. Un vehículo convertible tiene mayores prestaciones que un UAV convencional, pero su desarrollo es complicado, es por ello por lo que se plantea un procedimiento para el diseño, un análisis asistido por computadora y simulación con el fin de llegar a una construcción y adaptación de un cuadricóptero a un avión Tundra de 1300mm de envergadura para que cuente con capacidades VTOL en configuración quadplane, con el fin de aportar un método confiable en el desarrollo de este tipo de vehículos.

1.2. Hipótesis

El uso de una metodología de diseño para conceptualizar un prototipo de vehículo convertible y el uso de un análisis de elemento finito con el fin de obtener los parámetros estructurales y aerodinámicos nos permitiría mejorar la construcción de un prototipo de vehículo convertible físico.

1.3. Planteamiento del problema

La implementación de una metodología de diseño junto con un análisis estructural y aerodinámico para el desarrollo de vehículos convertibles en México no es muy amplia, a pesar de los múltiples beneficios que representan, es por ello que se propone una metodología para desarrollar una estructura de vehículo convertible y así poder realizar un análisis de elemento finito con el fin de obtener los parámetros mecánicos y aerodinámicos del vehículo y con esto ayudar a la posterior simulación y construcción, garantizando su funcionamiento y resistencia.

1.4. Justificación

El uso de UAV's supone un gran beneficio en varios sectores, debido a su versatilidad en el transporte, su fácil comando y su relativo bajo costo en comparación a un avión de tamaño real, además, la variedad de aditamentos con los cuales se pueden hacer múltiples tareas con un solo vehículo, pero estas ventajas son poco aprovechadas en varios sectores como en la industria, en el ámbito forestal o en la agricultura; como por ejemplo, en México el uso de la agricultura de precisión no está regulado (la agricultura de precisión es una metodología que hace uso de vehículos convertibles), otro de los usos es en el mapeo de lugares de difícil acceso, inspección de estructuras, entre muchas más.

El uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV's) en México es limitado, y más aún el desarrollo de este tipo de vehículos es muy escaso, solo en instituciones de investigación se encuentran en desarrollo, pero esta rara vez sale al mercado, en adición, los análisis computacionales están surgiendo como respuesta a los altos costos de los análisis físicos (como los desarrollados en un túnel de viento), que son de gran importancia en etapas finales del diseño de estos vehículos, pero que en etapas tempranas serían de utilidad y sin embargo no se realizan. Por tal motivo se propone utilizar el análisis computacional como herramienta de desarrollo para un vehículo convertible con el fin de llegar a la construcción y adaptación de un cuadri-rotor a un avión Tundra de 1300 mm de envergadura para que sea capaz de hacer un despegue y aterrizaje vertical, así como planear cuando este en modo avión.

1.5. Objetivos

Objetivo general .- Desarrollar un procedimiento para diseñar un vehículo convertible a partir de un avión comercial, mediante técnicas de diseño y simulación de elemento finito asistido por computadora.

Objetivo particulares

- Hacer el modelo CAD con el programa SolidWorks para el análisis estructural y la simulación aerodinámica.
- Realizar el análisis estructural para obtener los coeficientes mecánicos que ayuden en el modelado, así como corroborar la resistencia de la aeronave.
- Realizar un análisis aerodinámico para ver el comportamiento a ciertas velocidades y obtener la fuerza de sustentación.
- Diseñar los algoritmos de control con el fin de realizar las diferentes etapas de vuelo: avión (crucero), cuadri-rotor (estacionario), así como las respectivas transiciones: Cuadri-rotor / Transición / Avión (despegue) y Avión/ Transición / Cuadri-rotor (aterrizaje).
- Realizar la plataforma experimental con capacidades VTOL.

1.6. Alcance del proyecto

Desarrollar una estructura de cuadri-rotor para la implementación de un vehículo convertible acoplando unos rotores a un avión Tundra Duraflly de 1300 mm de envergadura para que pueda despegar y aterrizar de forma vertical mediante una metodología de diseño. Se pretende simular el prototipo diseñado median software especializado con el fin de obtener los parámetros mecánicos y aerodinámicos necesarios para la simulación del modelo. Basado en el análisis y estudio aerodinámico se dejará las bases para la construcción de un prototipo a futuro.

1.7. Estado del arte

En la actualidad el uso de los UAV's tiene un auge por sus versatilidad y que día a día surgen nuevas aplicaciones para este tipo de vehículos. Una de las herramientas fundamentales en su desarrollo son los análisis computacionales, ya que proporciona acceso rápido a los resultados

del análisis estructural en las primeras fases del proceso, con datos sobre los niveles de tensión, la forma deformada o la vida útil del producto, entre otros. Con esta información vital, puede tomar decisiones de diseño críticas que nos ayudan entre otras cosas a:

- Innovar en el desarrollo de productos.
- Reducir la elaboración de prototipos.
- Acelerar el tiempo de comercialización.
- Optimizar el uso de materiales.
- Eliminar las imprecisiones del diseño.
- Minimizar los problemas de rendimiento.
- Reducir el número de reclamaciones y devoluciones relacionadas con la garantía.
- Incrementar la rentabilidad.

1.7.1. Simulaciones como herramienta de desarrollo

El Método de Elementos Finitos (MEF) consisten en un método de análisis en ingeniería que permite reproducir virtualmente a un componente o sistema mecánico en situación de trabajo real ofreciendo las ventajas de la reducción de costes, tiempo, equipamiento y accesibilidad necesarios en un análisis real. Actualmente el método ha logrado desarrollarse en casi todos los campos de la ingeniería por lo que un análisis con elementos finitos puede aplicarse a casi todos los problemas de la industria. Habitualmente el manejo del método ha requerido un profundo conocimiento fisicomatemático, pero en la actualidad la disponibilidad de software y hardware han puesto al alcance de los usuarios esta potente herramienta. Los programas disponibles para un análisis usando elementos finitos son fáciles de operar, pero requiere entender su metodología para producir resultados de calidad.

Actualmente en el mercado existen diferentes software especializados que utilizan diversos Métodos basados en los elementos finitos, en particular, el software SolidWorks para análisis estructural utiliza análisis por elementos finitos (FEA) mientras que para los análisis de fluidos utiliza dinámica de fluidos computacional (CFD).

El software SolidWorks para la discretización del componente, mejor conocido como “mallado”, convierte un modelo en múltiples elementos considerablemente más pequeños. Estos pequeños elementos creados pueden ser diferentes en función al tipo de geometría de la pieza, el tipo de estudio a realizar y algunas veces incluso, a nuestra preferencia, como se muestra

en la figura 1.1, donde se muestra los ejemplos de mallado para 2D y 3D.

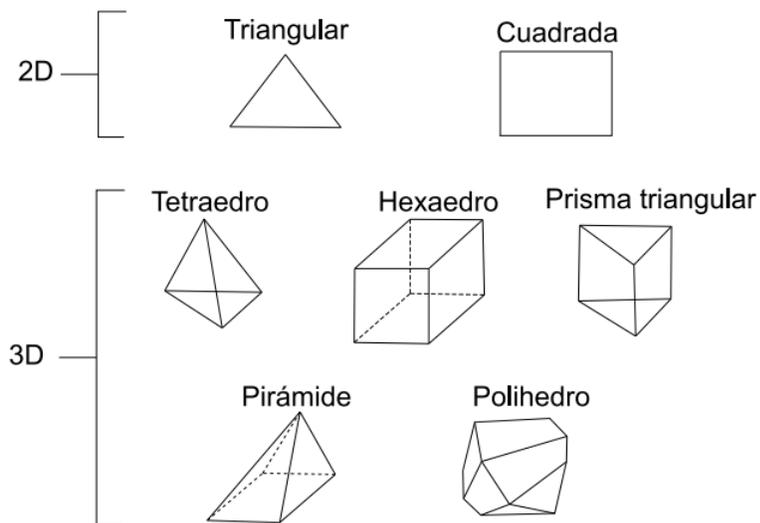


Figura 1.1: Diferentes tipos de mallo en SolidWorks

Existen una gran cantidad de tipos de elementos finitos, sin embargo, Solidworks genera sólidos tetraédricos al momento de realizar el mallado y triangulares cuando se trabaja con superficies. El motivo de usar exclusivamente estos dos tipos de mallado es porque con ellos se obtiene la mejor calidad de mallado utilizando siempre el mismo tipo de elemento [3], a continuación , en la figura 1.2 se muestra una pieza antes y el después de un mallado convencional.

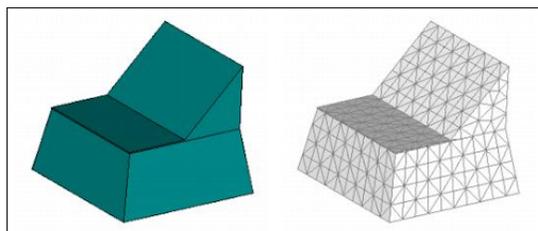


Figura 1.2: Pieza antes y después del mallado en SolidWorks

FEA y CFD

La simulación de análisis por elementos finitos (FEA) y dinámica de fluidos computacional (CFD) permite utilizar el modelado matemático basado en ordenadores para simular de forma aproximada el complejo fenómeno del universo físico, incluidos los comportamientos

dinámicos y estructurales, la transferencia de calor o el flujo de fluidos.

El Análisis de Elementos Finitos (FEA), aplicado a la resolución de situaciones mecánicas es, a grandes rasgos, un método numérico para la aproximación de soluciones de ecuaciones diferenciales parciales con la intención de obtener unos resultados lo más próximos a la realidad posible sin tener que materializar el modelo y someterlo físicamente a las condiciones reales de trabajo. La idea general del método es la división de un continuo en un conjunto de pequeños elementos interconectados por una serie de puntos llamados nodos. Las ecuaciones que rigen el comportamiento del continuo regirán también el del elemento completo. De esta forma se consigue pasar de un sistema continuo (infinitos grados de libertad), que es regido por una ecuación diferencial o un sistema de ecuaciones diferenciales, a un sistema con un número de grados de libertad finito cuyo comportamiento se modela por un sistema de ecuaciones.

La Dinámica de fluidos computacional (CFD) es una de las ramas de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de fluidos. El método consiste en discretizar una región del espacio creando lo que se conoce por una malla espacial, dividiendo una región del espacio en pequeños volúmenes de control. Después se resuelve en cada uno de ellos las ecuaciones de conservación discretizadas, de forma que en realidad se resuelve una matriz algebraica en cada celda de forma iterativa hasta que el residuo es suficientemente pequeño.

1.7.2. Uso de UAVs en México

En la actualidad el desarrollo, uso e implementación de UAV's ha aumentado considerablemente abarcando nuevas áreas de la vida del ser humano, esto ha ocasionado que cada vez los requerimientos de dichos aparatos sean más estrictos como lo es una mayor autonomía de vuelo, que sean más ligero, que tengan una mayor capacidad de carga neta, que cubran grandes distancias en un menor tiempo y que sean más accesibles; esto ha obligado a que los diseños se vayan mejorando con respecto a los convencionales dando como resultado UAV's híbridos capaces de dar dichas prestaciones. En los últimos años, gracias a que los UVA's son cada vez más accesibles, su uso es cada vez más amplio y cada vez más personas pueden disponer de esta tecnología. Además, las empresas desarrolladoras se han dedicado a hacer

los cada vez más intuitivos y fáciles de usar para todo el público [4].

Los Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia (RPAS), en ámbitos generales los RPAS son lo mismo que los UAV's, son un nuevo concepto en el ámbito aeronáutico, que la Autoridad Aeronáutica y la industria aeroespacial requieren comprender, definir e integrar para su adecuada operación. Es por ello por lo que la Norma Oficial Mexicana NOM-107-SCT3-2019, establece los requerimientos para operar RPAS en el espacio aéreo mexicano. En ella se establecen los requerimientos y limitaciones de los RPAS, autorización para operaciones especiales, los requerimientos para los fabricantes y ensambladores de RPAS, así como los requerimientos para importar y comercializar los RPAS en México [5]. Esta normativa es relativamente reciente, esto en vigencia el 14 noviembre y se empezó a aplicar el 13 de enero del 2020, su implementación aun es deficiente, se espera que en algunos años la regulación en México sea aceptable.

A continuación, se presentan algunas áreas en el que actualmente se usan en México, y que sin embargo aún es muy deficiente.

Uso y manejo de UAVs con aplicaciones al sector hídrico en México

El INEGI propuso el modelo MEX97, el cual es un modelo de elevación geoidal de alta resolución. Fue elaborado usando valores de gravedad terrestre y marina, y el método de cálculo fue Transformación Rápida de Fourier (FFT) para estimar la forma del geoide, y combinado con un moldeo geopotencial subyacente EGM96. El MEX 97 ha sido elaborado con base al elipsoide GRS80 y fue georreferenciado al ITRF94.

El Geoide Gravimétrico Mexicano en su versión 2010 (GGM10) es un archivo de datos tipo raster con resolución de 2.5 minutos de arco (aproximadamente 4.5 kilómetros), que representa alturas geoidales (separación entre el elipsoide geodésico de referencia y la superficie del geoide) medidas en dirección vertical. Cada valor asociado a un pixel representa un valor de altura geoidal promedio que fue calculada para varios puntos dentro de ese pixel. Los valores de altura geoidal del GGM10 oscilan entre -48 y 6 metros en relación con el elipsoide de referencia [7].

La utilidad principal del geoide es establecer la superficie de referencia de la altura ortométrica, conocida también como altura sobre el nivel medio del mar y se aplica en trabajos

de ingeniería topográfica, cartografía, GPS aerotransportado, apoyo terrestre para fotografía aérea y como un insumo para la generación de modelos digitales de elevación.

Combinando información de un modelo de alturas geoidales con alturas geodésicas obtenidas mediante técnicas de posicionamiento satelital es posible obtener alturas ortométricas de cualquier punto sobre el terreno. La manera de transformar el valor de altura geodésica (h) que proporciona un receptor GPS en un valor de altura ortométrica (H), es mediante la resta del valor de altura geoidal (N) dada por un modelo digital de elevación geoidal, en la figura 1.3 se aprecia la representación del geoide y elipsoide terrestre y como se establece dicha diferencia.

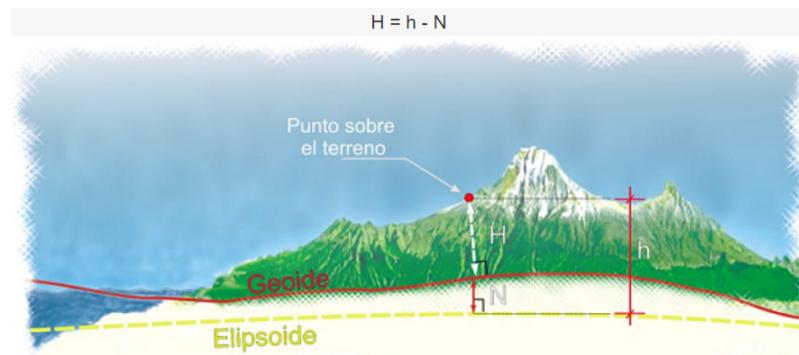


Figura 1.3: Representación del geoide y elipsoide terrestre

Los esfuerzos en México por contar con un sistema cartográfico para la georreferenciación han sido valorados, no obstante, dicho elipsoide mantiene las mismas dimensiones que el ITR92 establecido en 1988, que es el DATUM oficial de uso en México, por lo que cuando se compara el MEX97 con las alturas elipsoidales del GPS, se estiman variaciones del orden de los -25 cm.

En México la proyección utilizada para georreferenciación es la UTM, idónea en la generación de aeromosaicos georreferenciados y el tratamiento de ortofotos. Apoyado en los programas computacionales.

El uso de vehículos aéreos no tripulados ('s) ha evolucionado en una herramienta en la adquisición de datos espaciales, al ser una plataforma que puede transportar el dispositivo que hará las veces del satélite. Por lo tanto, las verdaderas ventajas están relacionadas con la precisión, el tiempo de adquisición y los costos, en la figura 1.4 se aprecia su utilización en este sector.



Figura 1.4: Uso de los UAVs en el sector hídrico en México

Algunos de los productos que se pretenden obtener mediante el uso de UAV's son fotografías que permitan resguardar el aspecto actual de la infraestructura y posibles afectaciones debido a diferentes fenómenos naturales o antropogénicos, producir cartografía de referencia geográfica temática de los recursos naturales en el país, y fotografías aéreas oblicuas que faciliten las tareas de análisis, evaluación y gestión de aspectos relevantes de seguridad hídrica, protección civil, etc. [6]. Los productos que se pretende generar mediante el uso de VANT pueden ser del siguiente tipo:

- Planos topográficos o de reconocimiento.
- Cartas específicas.
- Modelo digital de elevación.

La representación cónica de las coordenadas geográficas presenta algunas ventajas, tales como el hecho que se evita la deformación debido a que ambas son entidades geométricas elipsoidales.

Agricultura de precisión en México

La agricultura de precisión (AP) es una técnica la cual emplea múltiples disciplinas para sondear y delimitar los problemas de un cultivo con el fin de proceder de la mejor manera

ahorrando costo en fertilizante, abono y perdidas de cosecha. El uso de UAV's híbridos son recurrentes por su versatilidad, la figura 1.5 muestra su implementación en esta técnica.



Figura 1.5: Uso de los UAV's en la AP en México

En México el organismo encargado de regular y promover al sector agroalimentario es la Secretaria de Agricultura, Ganadería, Desarrollo Rural, Pesca y Alimentación (SAGARPA). A pesar de que el Reglamento Interior de la SAGARPA no menciona la AP, los artículos 18 y 19 permiten su aplicación en el sistema agropecuario nacional [8]. De igual manera, el Congreso de la Unión ha impulsado el desarrollo sostenible de las actividades agropecuarias en la Ley de Desarrollo Rural Sustentable [9].

Entre los datos más importantes relacionados con la actividad agropecuaria mexicana, destaca [10]:

- Aproximadamente 24% de la población total habita zonas rurales.
- Cerca de 4% del producto interno bruto corresponde a la agricultura.
- Existe baja productividad agrícola.
- La SAGARPA y el sector privado ofrecen asistencia técnica.
- Los centros de investigación y universidades no cuentan con modelos de transferencia tecnológica hacia el campo.
- El sistema de innovación mexicano carece de interacción-colaboración institucional.

- La investigación agrícola se realiza principalmente con recursos públicos (Fundaciones Produce, SAGARPA o CONACYT).

En México el uso de la AP podría reportar beneficios económicos (para agricultores, industria y gobierno), sociales (para asegurar a disponibilidad de alimento suficiente) y ambientales (para reducir el riesgo de contaminación por agroquímicos), como los observados en países que la han adoptado. La estrecha relación que guarda con la tecnología podría comprometer algunos empleos en zonas rurales, por lo que será necesario diseñar estrategias que maximicen los beneficios para todos los sectores involucrados. Algunas acciones que ayudarían a fomentar su adopción son la colaboración entre academia, industria, gobierno y los productores; la actualización de la Ley de Desarrollo Rural Sustentable y del Reglamento de la SAGARPA; la investigación y desarrollo agrícola en México; la formación de recursos especializados (humanos e institucionales); la promoción de programas piloto para cultivos estratégicos (como el aguacate) y su divulgación.

1.7.3. Clasificación de los UAVs.

Los UAV's varían ampliamente en tamaño y configuración. Por ejemplo, pueden tener una envergadura tan ancha como un Boeing 737 o más pequeños que son controlados por radio. Los diferentes requisitos de la misión crearon varios tipos de UAV's. Por esta razón, a menudo es útil clasificar los UAV's en términos de sus capacidades de misión. Como se indica en la Figura 1.6, los UAV's se pueden considerar como HTOL (aterizaje de despegue horizontal), VTOL (aterizaje de despegue vertical), modelo híbrido (tilt-wing, tilt-rotor, tilt-body, and ducted fan), helicóptero, heliwing y tipos no convencionales [11].

Dentro de la categoría de modelos híbridos tenemos 5 subcategorías, a continuación se enlistan y en la Figura 1.7 se muestran cuáles son.

- Tilt wing (ala inclinable) .- Giran las alas.
- Tilt rotor (rotor inclinable).- Giran los motores.
- Tilt-body (cuerpo inclinable).- Gira todo el avión.
- Ducted fan (ventilador canalizado). Los rotores están incrustados en alas.
- No convencionales (Quadplane).- Fusión de fuselajes (avión y multi-rotor).

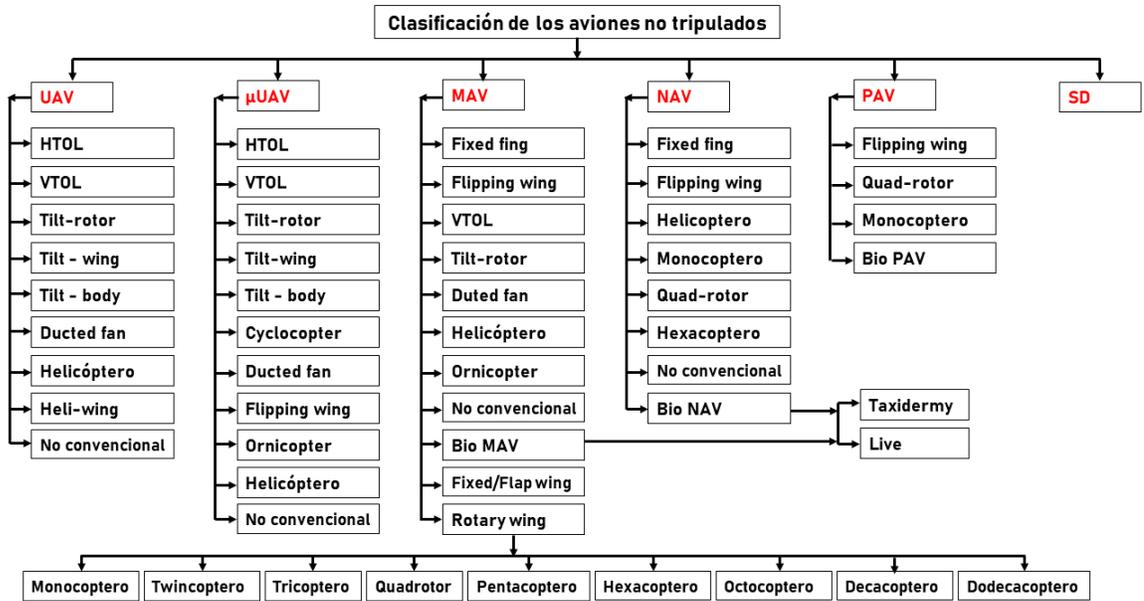


Figura 1.6: Clasificación de los aviones no tripulados

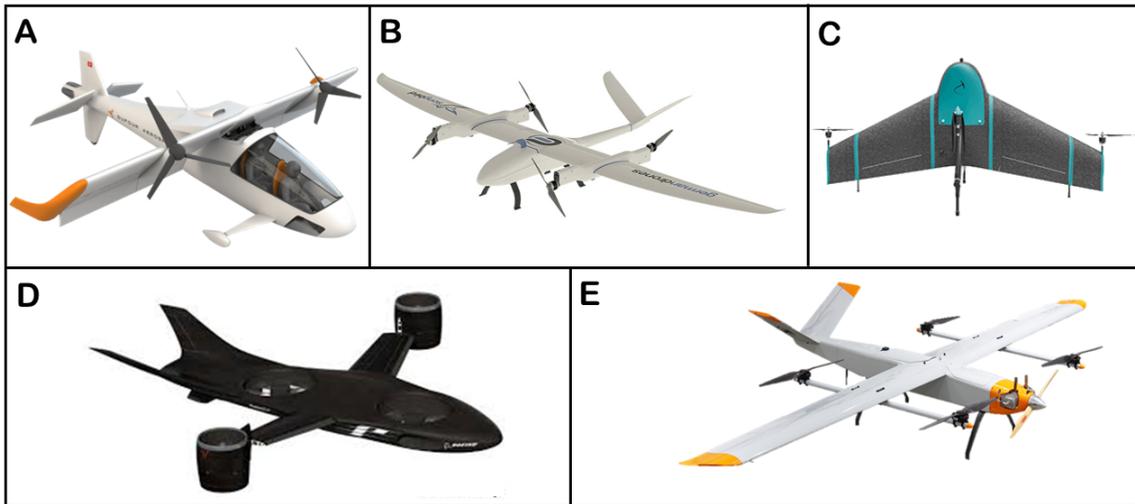


Figura 1.7: Ejemplo de UAV's híbridos. A) Tilt wing. B) Tilt rotor. C) Tilt body. D) Ducted fan. E) Quadplane

1.7.4. UAVs convertibles en México y el mundo

El uso y manejo de vehículos convertibles en México es muy escasa y se limita prácticamente a la compra de modelos desarrollados por empresas de otros países. En los últimos años su uso en México ha aumentado debido a su popularidad, sin embargo, su desarrollo es otra cuestión ya que se encuentra enfocado en las instituciones de investigación como en CINVESTAV. A continuación, se muestran algunos prototipos realizados en el laboratorio de la UMI-LAFMIA

y en México.

Ducted Fan - UMI LAFMIA

En la Umi-Lafmia del Cinvestav [12] se desarrolló un avión híbrido tipo Ducted Fan que combina las capacidades de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), así como el vuelo estacionario de un helicóptero, con la autonomía, capacidad de carga y velocidad que ofrece un avión. Se partió del concepto de aeronave que utiliza la configuración de rotor de inclinación para realizar la fase de transición de un modo de vuelo a otro y, simultáneamente, se utilizó ventiladores con ductos para aumentar el rendimiento del vuelo durante la fase de vuelo vertical. Ver figura 1.8.



Figura 1.8: Ducted Fan de Umi Lafmia

UAV convertible - UMI LAFMIA

En el trabajo de tesis [13] se diseñó y construyó un UAV híbrido, se hizo el diseño de las alas y se fabricó con madera balsa toda la envergadura, posteriormente se le incorporaron los cuatro motores a modo de cuadri-rotor. Por último, se utilizó un control PD para realizar el comando de la aeronave. Ver Figura 1.9.



Figura 1.9: UAV convertible de Umi Lafmia

Avión híbrido - UMI LAFMIA

En el trabajo de tesis [14] se diseñó y construyó un avión híbrido tipo quadplane, el modelo del diseño se basó en el propuesto por el Dr. Víctor José Vázquez Rosas llamado la raie manta, se utilizó cellfoam y tubos de fibra de carbono, la estructura se forro de monocote. Se montó un cuadri-rotor hecho en parte con una impresora 3D y tubos de fibra de carbonó. Se utilizó un control por backstepping para controlar el subsistema longitudinal y lateral, y para el control direccional se utilizó un control por retroalimentación de estados. Ver figura 1.10.



Figura 1.10: Avión híbrido de Umi Lafmia

Ehécatl de Hydra Technologies

S4 Ehécatl, ver figura 1.11 es un vehículo aéreo no tripulado (UAV) fabricado por Hydra Technologies, una empresa con sede en México. El UAV S4 Ehécatl sirve como plataforma de

vigilancia para agencias militares y policiales. Lleva el nombre del dios azteca del viento. El UAV tiene una envergadura de 3,7 m. El peso máximo de despegue es de 55 kg. La capacidad de carga útil es de 9 kg. Tiene una velocidad de crucero de 38 nudos y puede permanecer en el aire hasta ocho horas [15].



Figura 1.11: Avión Ehécatl de Hydra Technologies

SPARTAAM de la Secretaria de Marina Armada de México

Desde 2010 la secretaria de Marina Armada de México ha desarrollado pequeños vehículos aéreos no tripulados por medio del Instituto de Investigación y Desarrollo Tecnológico de la Armada de México (INIDETAM). En 2014 la SEMAR reportaba el inicio de la segunda etapa de este tipo de proyectos, y la meta era la construcción de tres aeronaves y una estación de control, a los que llamo Sistema de Patrullaje Autónomo de Reconocimiento Táctico Aéreo para la Armada de México (SPARTAAM), que se aprecia en la figura 1.12. En 2016 ya se tenia finalizadas las tres unidades matriculadas finalmente como ANX-3601 a ANX-3603, están pintadas de gris naval. Su motor al parecer es de accionamiento eléctrico. Tiene un rango de acción de 50 km y una autonomía de hasta 8 horas de vuelo, puede transmitir en tiempo real a una estación férrea o vía satélite lo que captan sus cámaras con capacidad de filmación diurna y nocturna. [16].



Figura 1.12: Avión de la Secretaria de marina de México

Alrededor del mundo el uso y desarrollo de los UAV's no se limita únicamente a instituciones de investigación, sino que las empresas particulares y gubernamentales están muy involucradas debido a los grandes beneficios que estos representan. En los apartados siguientes se muestran algunos ejemplos de vehículos desarrollados por particulares.

SongBird

Germandrones es una empresa alemana fabricante de UAV's, el cual está desarrollando el *SongBird* [17], el cual desde su concepción se desarrolló como avión híbrido, consta de 4 motores equipados en las alas los cuales pueden rotar permitiendo el despegue y aterrizaje en modo vertical. El aparato, Figura 1.13, tiene una envergadura de 3 metros y una capacidad de carga de 2 kilogramos netos, alcanza velocidades de hasta 45 m/s y tiene un tiempo de vuelo de 60 minutos.



Figura 1.13: Songbird de germandrones

QPCA

El QPCA, Figura 1.14, es un UAV híbrido disponible en el mercado con capacidades de carga neta de 5 y 25 kg, perteneciente a una empresa española Fuvex [18]. La aeronave consta de 8 motores pivotables (tilt-rotor), para el despegue y aterrizaje vertical son con los motores paralelos a la horizontal y en vuelo modo avión los motores permanecen perpendiculares.



Figura 1.14: QPCA de Fuvex

Vampire Mark 2

El *Vampire Mark 2*, Figura 1.15, fue construido por Jack Pittarel del equipo CanberraUAV [19], consiste en un telemaster senior con un motor de gasolina de 15cc, en el cual se le acondicionaron 4 motores a modo de cuadri-rotor controlados por un pixhawk y el resto se controla manualmente como un modelo RC normal. El despegue vertical es como un cuadri-rotor, y luego pasó al vuelo horizontal acelerando el telemaster mientras se desaceleraba el cuadri-rotor, el avión alcanzo los 31 m/s en vuelo hacia adelante a toda velocidad. La transición de aterrizaje fue la contraria al despegue, se desaceleró el telemaster mientras que se aceleró el cuadri-rotor.



Figura 1.15: Vampire Mark 2 de CamberraUAV

1.8. Estructura de la tesis

En la siguiente sección se presenta una breve descripción de los capítulos contenidos en esta tesis, está dividida principalmente en 5 capítulos y 4 anexos.

1.8.1. Capítulo 2: Diseño y modelado CAD del vehículo convertible

En el capítulo 2 se desarrolla el diseño CAD del vehículo convertible siguiendo las leyes de diseño.

1.8.2. Capítulo 3: Análisis de elemento finito asistido por computadora

En este apartado se hace el análisis asistido por computadora del vehículo convertible, el cual consta de análisis de esfuerzos de Von Mises para corroborar la resistencia de los materiales y se hace un análisis de fluidos con los parámetros de la CDMX, con el fin de obtener el empuje y arrastre simulado del vehículo, así como su comportamiento a las ráfagas de aire.

1.8.3. Capítulo 4: Control y simulación

En este apartado se realizan las leyes de control pertinentes para que el prototipo realice los diferentes modos de vuelo.

1.8.4. Capítulo 5: Conclusión y trabajo futuro

En el capítulo 5 se presentan las conclusiones obtenidas del proyecto, las dificultades y retos con los cuales nos encontramos, y así como también del trabajo futuro para este prototipo.

1.8.5. Anexos

En esta sección se encuentran 4 anexos, los cuales no son el apoyo para poder realizar el contenido de la tesis. El anexo A es sobre el modelo matemático del vehículo convertible. El Anexo B sobre las fuerzas en un avión y los perfiles NACA. El Anexo C sobre la construcción y adaptación del prototipo de vehículo convertible y el Anexo D es sobre la instrumentación.

Capítulo 2

Diseño y modelado CAD del vehículo convertible

En este capítulo se realizó el diseño y modelado del vehículo convertible, se idean las adaptaciones pertinentes para acoplar los cuatro motores a un avión tipo Tundra durafly de 1300 mm de envergadura para que funcione como cuadri-rotor, dichas adecuaciones son muy importantes en el proyecto ya que tienen que soportar el peso de todo el prototipo. Para realizar la elección de las adecuaciones que hay que hacer, se tomó en cuenta la ingeniería concurrente, que es la guía en cada una de las fases que se han fijado en el diseño, todo esto con el fin de que se tengan en cuenta los requerimientos, piezas, funciones, fabricación y todo lo que conlleve a un diseño muy cercano a la realidad y en el momento de la construcción poder materializar las ideas.

El diseño es un proceso en el que, mediante la recolección de la información y definición del problema, la creación del concepto y la evaluación permite generar un criterio objetivo para establecer el principio de solución con la finalidad de satisfacer una necesidad o resolver un problema. Para este trabajo se eligió seguir la metodología de diseño de Michael French, en la figura 2.1 se muestra el diagrama de bloques de esta metodología. Este modelo es conocido como modelo de fases, y dice que el diseño se puede expresar en cuatro niveles generales de definición que determina los resultados de las etapas sucesivas [20].

- Etapa 1 (Clarificación de las tareas).- Hace referencia a una idea o a determinados aspectos sobre el producto, pero no tiene el nivel de concreción suficiente para permitir iniciar el trabajo de diseño con una garantía de acierto.
- Etapa 2 (Diseño conceptual).- Parte de la requerimientos del producto y origina diversas alternativas de solución, las cuales después de ser evaluadas, conducen a la selección de

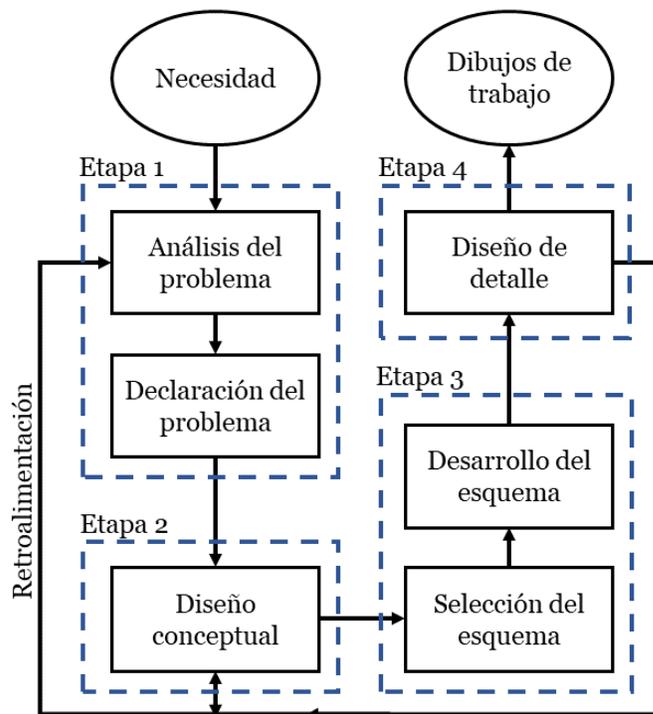


Figura 2.1: Diagrama de bloques del proceso de diseño

la más conveniente.

- Etapa 3 (Esquematación).- Una vez elegida el principio de solución debe materializarse el producto por medio de un conjunto organizado de componentes, enlaces y otros elementos como su forma y dimensiones.
- Etapa 4 (Diseño de detalle).- Última etapa del proceso, tiene como objetivo el despliegue de todos los documentos necesarios para la fabricación del producto, aquí se definen los materiales y acabados.

A continuación se despliegan las etapas del diseño.

2.1. Clarificación de las tareas

Se requiere de un cuadri-rotor el cual pueda aterrizar y despegar de forma vertical, que pueda trasladarse como avión y que la transición sea estable. Se cuenta con el avión Tundra, la idea es adaptar al avión con motores perpendiculares al suelo para que pueda hacer los diferentes modos de vuelo.

2.2. Diseño conceptual

Para esta parte se utilizó Brainstorming, que es una técnica en la cual se dan varias ideas y se ponen en perspectiva para generar ideas de diseño que cumplan con los requerimientos, posteriormente se implementó el método de Gehard Pahl y Beitz [21], debido a que el procedimiento se enfoca mayormente a los métodos utilizados para la estructuración, selección y evaluación de diseño de prototipos. En el diagrama de la figura 2.2 se muestran los pasos del método utilizado para realizar el diseño conceptual.

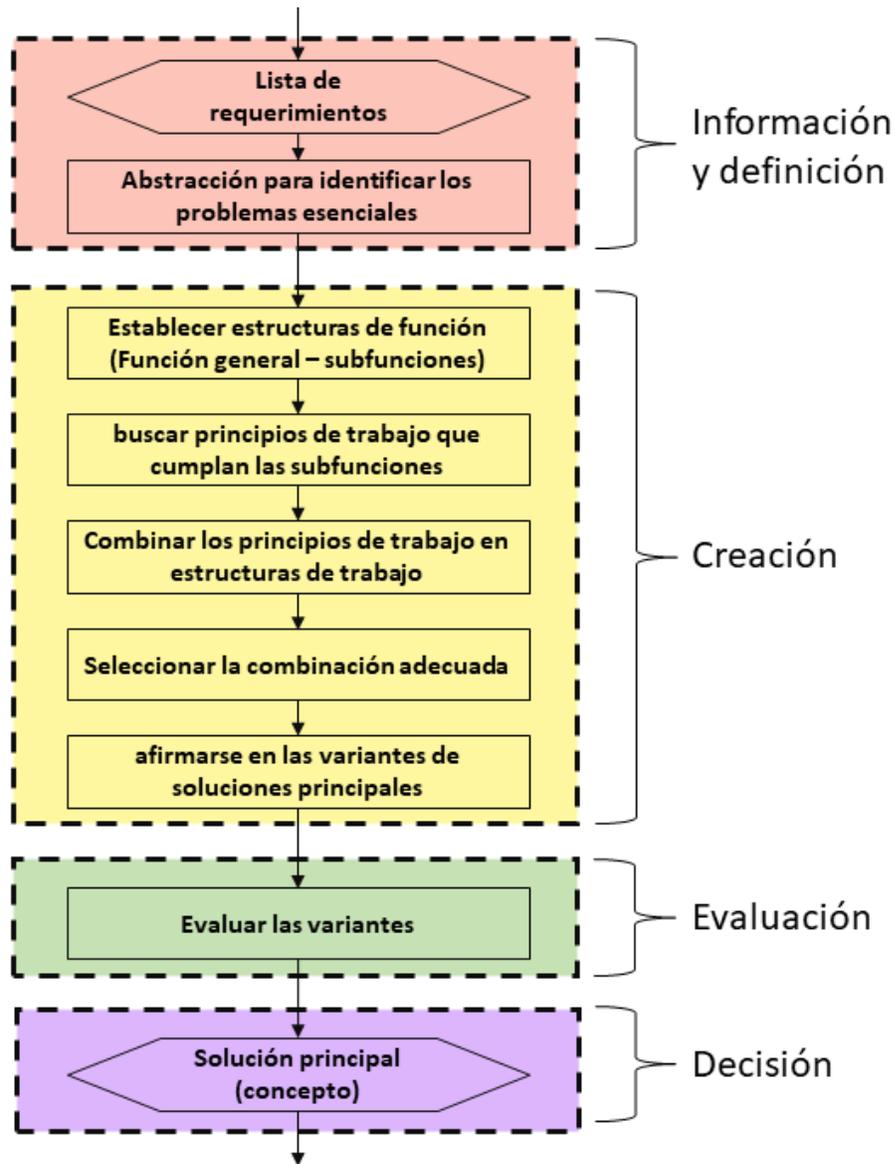


Figura 2.2: Diagrama de bloques del proceso de diseño conceptual

2.2.1. Información y definición

Los requerimientos de diseño es el conjunto de objetivos individuales los cuales encaminan al cumplimiento del objetivo principal y a la correcta ejecución de la función primaria del dispositivo. La función de cada uno de los objetivos no debe de influir entre sí. Para nuestro trabajo, los requerimientos son los siguientes:

- A) Despegue y aterrizaje vertical.
- B) Volar perpendicular al suelo.
- C) Realizar la transición de un modo de vuelo a otro.
- D) Que sea modular para agilizar el ensamblaje, traslado y/o reparación.
- E) Bajo costo de los materiales.
- F) Ligero.
- G) Materiales ligeros y resistentes.
- H) Disponibilidad de los materiales de repuesto.
- I) Facilidad de operación.

2.2.2. Creación

Para la parte de creación, se utilizó el Brainstorming, considerando que ya se cuenta con el avión Tundra Duraflly de 1300 mm de envergadura, el centro de masa del aeroplano se encuentra en la parte central de la envergadura del avión. Para cumplir con los requerimientos del diseño, se presentan 5 posibles soluciones mostradas en las figuras 2.3 - 2.7. Los modelos mostrados satisfacen la función primordial.

Variante 1.- El cuadri-rotor se acopla a las alas donde se cuenta con un tubo de fibra de carbono el cual soportar el peso de las alas y este soportaría el peso de todo el prototipo cuando este en modo cuadri-rotor. Se tendría finalmente una configuración tipo H, donde el centro de masas estaría en el centro de dicha H. Ver figura 2.3.

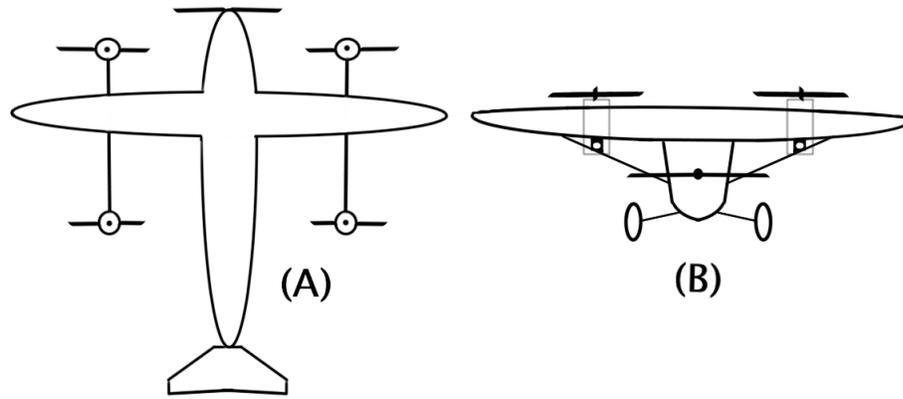


Figura 2.3: Bosquejo de la variante 1. A) Vista superior. B) Vista frontal

Variante 2.- Se acopla el cuadri-rotor sobre una estructura abatible, que se situará en la parte central del aeroplano en configuración X, el centro de masa del prototipo no se vería afectado y estaría en la parte central. Ver figura 2.4.

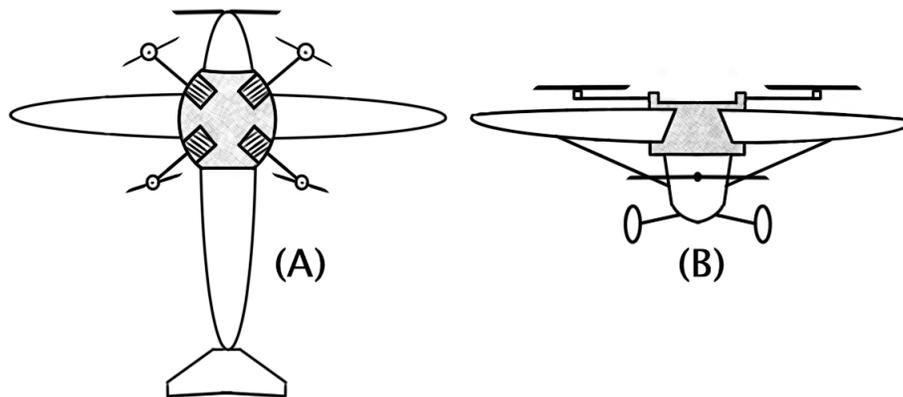


Figura 2.4: Bosquejo de la variante 2. A) Vista superior. B) Vista frontal

Variante 3.- Sobre la parte superior de las alas, sobre el centro de masa del avión, se colocaría un acople que sostendría un tubo de fibra de carbono en el cual se montarían los motores delanteros, mientras que, en la parte trasera, sobre la cola se montarían los otros dos motores. Ver figura 2.5.

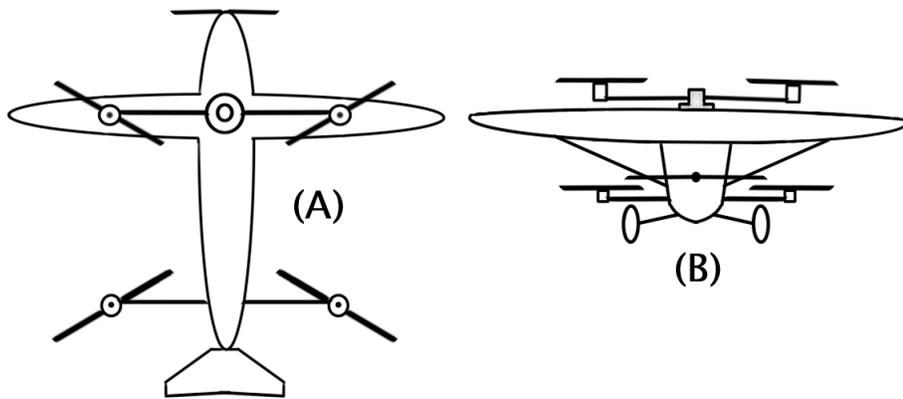


Figura 2.5: Bosquejo de la variante 3. A) Vista superior. B) Vista frontal

Variante 4.- Se incrustarían los motores delanteros sobre las alas, y los motores traseros se acoplarían en la parte inferior de la cola del avión. Ver figura 2.6.

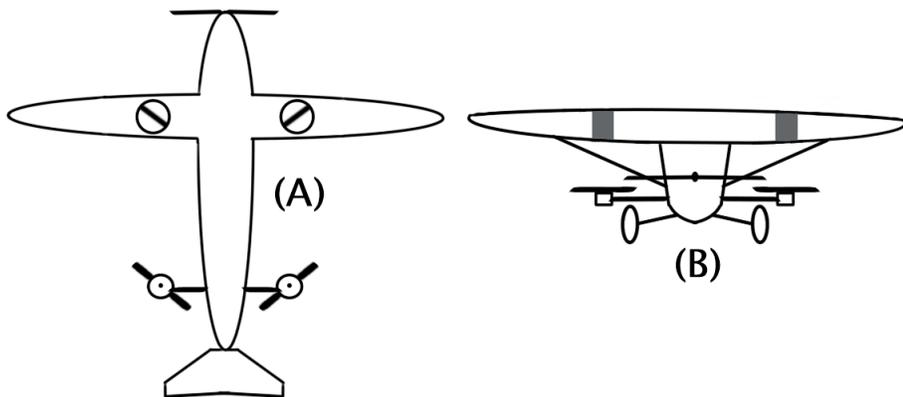


Figura 2.6: Bosquejo de la variante 4. A) Vista superior. B) Vista frontal

Variante 5.- Los motores delanteros de acoplarían en la parte superior de las alas mediante un acople pegado a ellas y los motores traseros de ajustarían en la parte inferior de la cola del avión, teniendo una configuración tipo I. Ver figura 2.7.

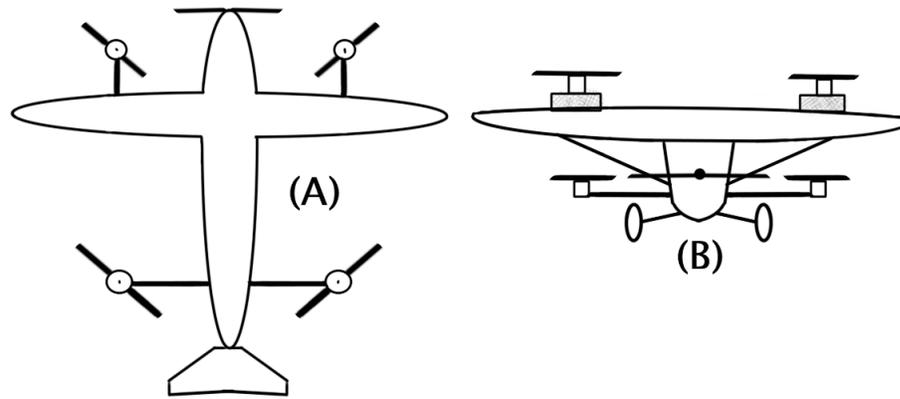


Figura 2.7: Bosquejo de la variante 5. A) Vista superior. B) Vista frontal

2.2.3. Evaluación

Se evaluaron las diferentes combinaciones mediante pesos ponderados, dependiendo de los requerimientos que se pedían, de acuerdo a la tabla 2.1 de pesos.

Tabla 2.1: Valores de la ponderación

Ponderación	Significado
1	No cumple
2	Escasamente cumple
3	Medio cumple
4	Regularmente cumple
5	Cumple

En la tabla 2.2, en la primer columna se colocaron los requerimientos, mientras que en la primer fila se colocaron las variantes, y de acuerdo a los criterios de ponderación se les fue asignando valores a las diferentes configuraciones.

Tabla 2.2: Ponderación

Requerimientos	Variante 1	Variante 2	Variante 3	Variante 4	Variante 5
A	5	5	5	5	5
B	5	5	5	5	5
C	5	5	5	5	5
D	1	5	1	1	3
E	3	3	3	3	3
F	4	3	4	5	4
G	4	4	4	4	4
H	3	3	3	3	3
I	3	4	3	3	3
Totales	33	37	33	34	35

2.2.4. Decisión

De acuerdo a los pesos ponderados, la variante ganadora fue la 2, con 37 puntos de 45, esto quiere decir que tiene un 82.22% de aceptación.

2.3. Esquematización

Con el proceso anterior, resultó ganador la variante 2. En la cual la estructura del cuadrirotor sera completamente abatible. Este primer bosquejo nos da la pauta para empezar a idear los acoples correspondientes. Para el modelo de nuestro avión en particular, el bosquejo del diseño conceptual se visualiza como en la figura 2.8, en ésta se aprecian 6 partes fundamentales: 1) El avión tundra (amarillo). 2) Acople del quadri-rotor (color celeste). 3) Acoplamiento para los tubos de fibra de carbono (color verde). 4) Tubos de fibra de carbono (color rojo). 5) acoplamiento entre los motores y los tubos de fibra de carbono (color anaranjado). 6) Motores (color azul). Las partes (1,4,6) son comerciales, mientras que las partes (2,3,5) se diseñaran.

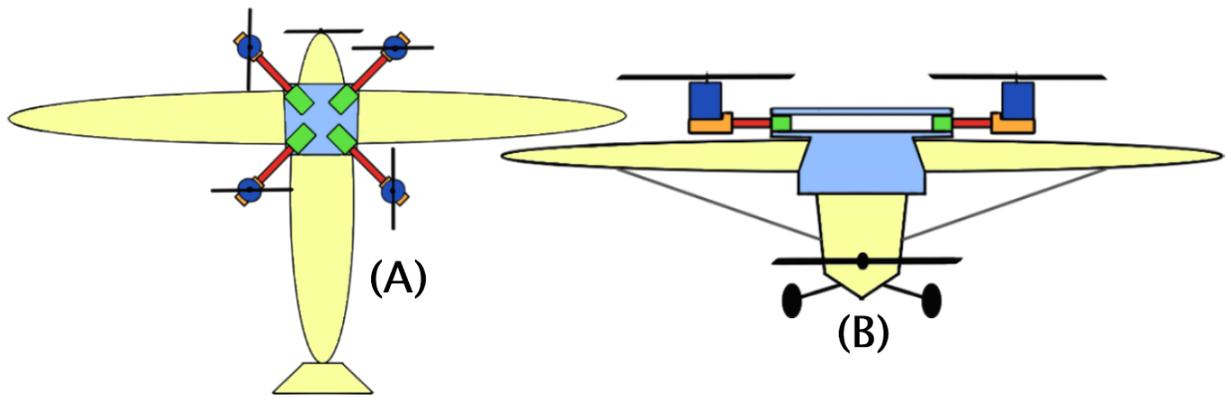


Figura 2.8: Bosquejo ganador. A) Vista superior. B) Vista frontal

De acuerdo a los datos obtenidos del bosquejo, se hace el diseño CAD en el programa de Solidworks 2016 de las partes (2, 3 y 5).

2.3.1. Acoplamiento del cuadri-rotor

El acoplamiento del motor se realiza de tal manera que sea abatible, como se aprecia en la figura (2.9), por la geometría de la pieza, se pretende imprimir con una impresora 3D, y se requerirá hacer por partes; para tener un refuerzo en cuanto a la tracción se recubriría con algún tipo de fibra (vidrio o carbono.)



Figura 2.9: Acople del cuadri-rotor

2.3.2. Acoplamiento los tubos de fibra de carbono

Los tubos de fibra de carbono sería de un diámetro de 6mm y con un espesor de 1mm, para ello el acople, figura 2.10, tiene que ser de esa medida, además tiene que ser en 2 partes para poder apretar la fibra de carbono, se pretende hacer en una impresora 3D.

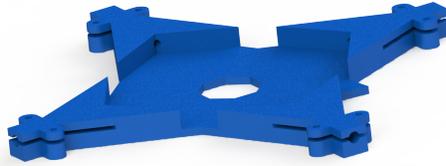


Figura 2.10: Acoplamiento de la fibra de carbono

2.3.3. Acoplamiento de los motores

El acoplamiento entre los motores y los tubos de fibra de carbono, el agarre donde van los tubos de fibra de carbono se hacen triangular para que tenga un mayor resistencia a la tensión, quedando como en la figura 2.11.



Figura 2.11: Acoplamiento de los motores

2.4. Diseño de detalle

Por último, en la fase de diseño de detalle se definen los materiales, las dimensiones finales además se hacen las respectivas simulaciones de esfuerzos y aerodinámicos para poder identificar si las adecuaciones hechas son correctas y bajo qué circunstancias. Para los análisis de esfuerzos y aerodinámicos se realizó un ensamble de todo el prototipo.

2.4.1. Modelo CAD

El ensamble del prototipo generado por el programa SolidWorks, queda como en la figura 2.12, el cual se le aplican los diferentes análisis para corroborar las adecuaciones hechas.



Figura 2.12: Ensamble del modelo CAD

Capítulo 3

Análisis de elemento finito asistido por computadora

El análisis de elementos finitos (FEA) es un método computarizado para predecir cómo reaccionará un producto ante las fuerzas, la vibración, el calor, el flujo de fluidos y otros efectos físicos del mundo real. El análisis de elementos finitos muestra si un producto se romperá, desgastará o funcionará como se espera. Se denomina análisis, pero en el proceso de desarrollo de productos, se utiliza para predecir qué ocurrirá cuando se utilice un producto.

FEA descompone un objeto real en un gran número (entre miles y cientos de miles) de elementos finitos, como pequeños cubos. Las ecuaciones matemáticas permiten predecir el comportamiento de cada elemento. Luego, una computadora suma todos los comportamientos individuales para predecir el comportamiento real del objeto.

El análisis de elementos finitos predice el comportamiento de los productos afectados por una variedad de efectos físicos, entre los que se incluyen:

- Esfuerzo mecánico
- Vibración mecánica
- Fatiga
- Movimiento
- Transferencia de calor
- Flujo de fluidos
- Electrostática
- Moldeado por inyección de plástico.

Para realizar los análisis y que sean lo más cercanos posible a la realidad es necesario definir los materiales de las diferentes piezas que conforman los ensambles, para ello SolidWorks

tiene un amplio catálogo de materiales y sus respectivas propiedades que son los que se utilizaron. Solo se tuvo que modificar el material ABS, ya que en la impresión 3D se realizó con un 15 % de material, es por ello por lo que en las propiedades de dicho material se multiplico por 0.15 y así reducir su densidad.

En presente capítulo se aborda el análisis de esfuerzos mecánicos en las piezas que estarán sometidas a mayor carga y la simulación de flujo de fluidos para poder realizar una aproximación de las condiciones de vuelo del vehículo convertible, así como sacar algunos parámetros necesarios para la simulación del modelo matemático, como por ejemplo la matriz de inercia del prototipo, el coeficiente de fricción, el coeficiente de sustentación, entre otros mas; todo ellos median el uso del software SolidWorks 2018 y sus extensiones: SolidWorks Simulation y Flow Simulation.

3.1. Análisis de esfuerzos

Se parte del diseño realizado en SolidWorks, figura 2.12, dicha figura se hizo de un ensamble de piezas lo mas posible a las reales, para tener una mayor certeza de los resultados. Mediante el complemento SolidWorks Simulation se realizaron los análisis, se partido de un análisis estático lineal el cual calcula los desplazamientos, las deformaciones unitarias, las tensiones y las fuerzas de reacción bajo el efecto de cargas aplicadas, el software hace la siguiente consideración: Todas las cargas se aplican lenta y gradualmente hasta que alcanzan sus magnitudes completas y luego las cargas permanecen constantes (sin variación en el tiempo).

Se realiza este análisis a las piezas de acoplamiento que se hicieron mediante impresión 3D, para poder determinar si al estar sometidas a cargas, dichas piezas no se deformaran o fracturaran. Para ello se procedió a hacer el análisis de Von Misses.

La tensión de Von Mises como su nombre lo indica es una tensión, tiene la propiedad de ser un número (un escalar) que se obtiene combinando todas las tensiones en el espacio (tensiones en las direcciones x, y , z). Puede expresarse como en la ecuación 3.1.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 - (\sigma_{xx}\sigma_{yy} + \sigma_{yy}\sigma_{zz} + \sigma_{zz}\sigma_{xx}) + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)} \quad (3.1)$$

El análisis de Von Misses nos dice que: La falla ocurrirá cuando la energía de distorsión por volumen unitario exceda una prueba de tensión simple en la falla, la teoría expone que un material dúctil comienza a ceder en una ubicación cuando la tensión de Von Mises es igual al límite de tensión. En la mayoría de los casos, el límite elástico se utiliza como el límite de tensión. En el software Solidworks permite utilizar el límite de tensión de tracción/ruptura o establecer el propio límite de tensión, esto es de gran ayuda, ya que esos valores son conocidos para el material utilizado. Se pueden apreciar las características del ABS y de la fibra de carbono en el anexo A.

3.1.1. Análisis del acople

El vehículo convertible pesa alrededor de 2.3 Kg ya con todos sus componentes, así que la fuerza que genera y afecta directamente a los componentes es de 22.563 N, para obtener un margen de error considerable se le aplico el doble de esa fuerza 45 N.

En la figura 3.1 se muestra la simulación realizada, se pueden apreciar las coloración en el material de la pieza y a la derecha una escala de colores, la máxima deformación ocurrió a los 9.876e06 Pascales, con lo cual nos aseguramos que el material no va a ceder con esa fuerza ya que el modulo de Yung es de 2.1 – 7,6 Gpa.

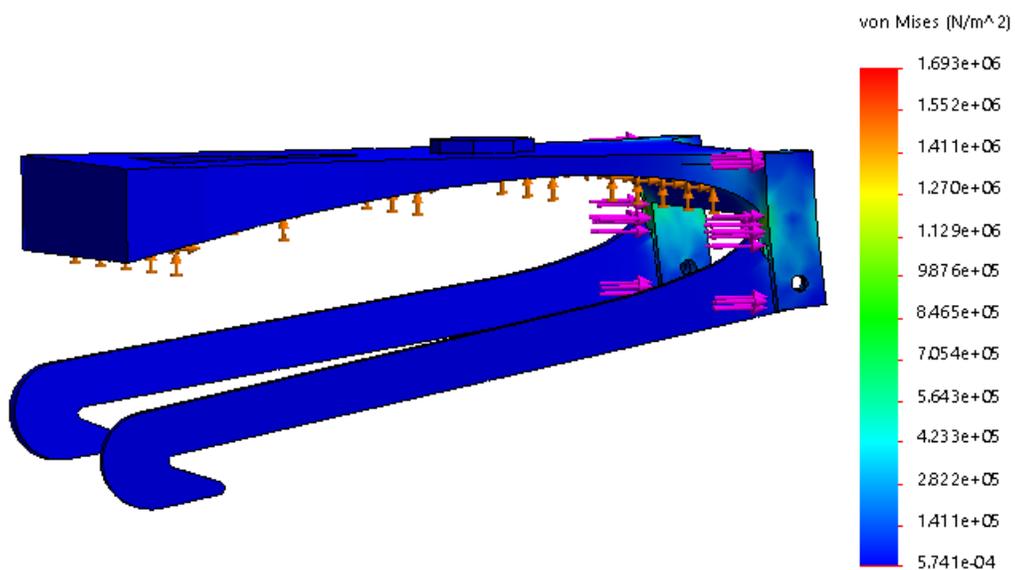


Figura 3.1: Acople sometido a 45 N.

3.1.2. Análisis del sujetador

La otra pieza que estará sometida a tensiones es el sujetador, esta pieza se ajustara por tensión al vehículo convertible. En la figura 3.2 se muestra el resultado del análisis de esfuerzos, se le aplicaron 45 N de fuerza y mostró esa deformación.

En este caso la figura si presente coloración anaranjada casi roja, y esto es debido a que en las uniones y vuelta de las piezas existen concentrador de esfuerzos, sin embargo aunque es de ese color su valor es de $1.039e7$ Pascales, aun no alcanza a deformar la pieza.

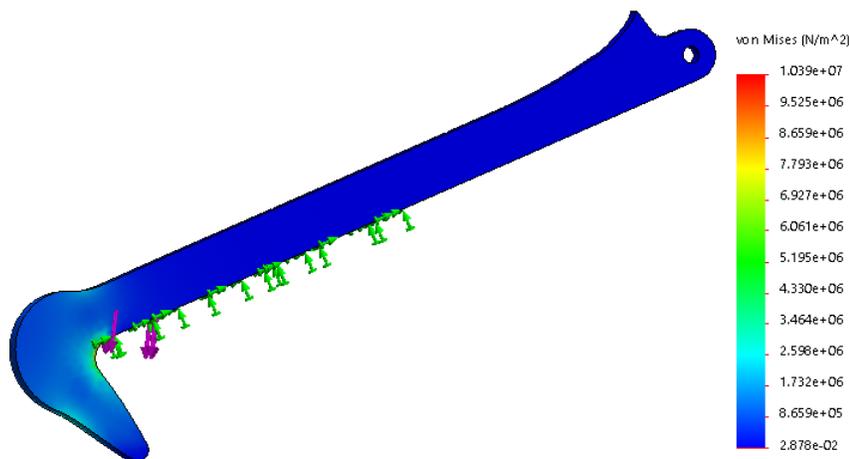


Figura 3.2: Sujetador sometido a 45 N

3.1.3. Análisis del tubo de fibra de carbono

Por ultimo se realizo el análisis del tubo de fibra de carbono, se le aplico la misma fuerza de 45 N, y como se esperaba, se obtuvo la mayor coloración en el concentrador de esfuerzos ubicado en la parte mas cercana al centro de la pieza. En la figura 3.3 se aprecia el color rojizo que representa un valor de $4.746e8$ Pascales, siendo 100 Gpa el modulo de Young mas bajo de la fibra de carbono, por lo cual no se espera una deformación debido al peso del vehículo convertible.

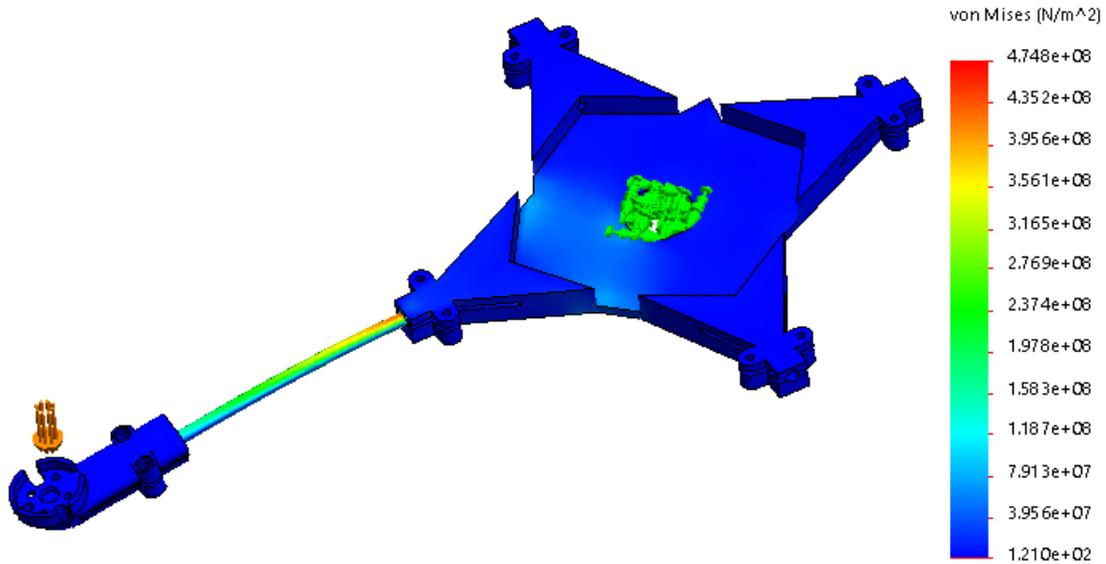


Figura 3.3: Tubo de fibra de carbono sometido a 45 N

3.1.4. Propiedades físicas

Para poder realizar el análisis de las propiedades físicas se necesita saber el sistemas de coordenadas de salida, que es el origen de donde se centro el vehículo convertible cuando se realizo el ensamble. En la figura 3.4 se aprecia su localización, en este caso esta arriba de la ventana, las alas centradas en el eje x.

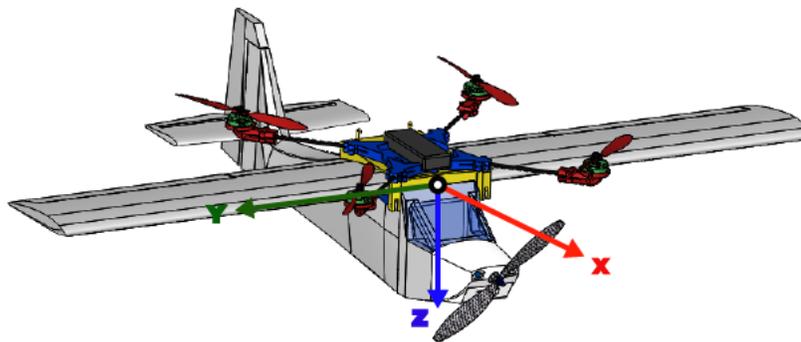


Figura 3.4: Sistema de coordenadas de salida.

De acuerdo con la figura 3.4, el centro de masa se encuentra ubicado (en milímetros) en la siguientes coordenadas: $X=-84.76$, $Y=-0.01$ y $Z=20.48$. Con referencia a esa tercia de coordenadas se representa en la figura 3.5, como se aprecia, el centro de masa se encuentra centrado en el eje X, sin salirse de la región alar y en comparación con el centro de masa del avión Tundra DuraFly no cambio mucho.

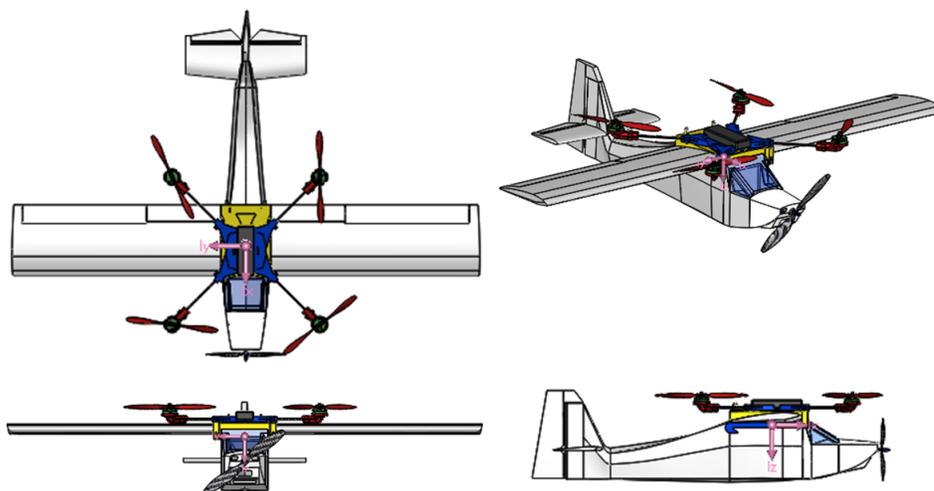


Figura 3.5: Ubicación del centro de masa.

Los ejes principales de inercia y momentos principales de inercia ($g \cdot mm^2$) medidos desde el centro de masa, se muestra en la tabla 3.1.

Tabla 3.1: Ejes principales y momento de inercia

$I_x = 1.00, 0.00, 0.00$	$P_x = 95089297.24$
$I_y = 0.00, 1.00, 0.00$	$P_y = 109461434.20$
$I_z = 0.00, 0.00, 1.00$	$P_z = 179556009.72$

Momentos de inercia ($g \cdot mm^2$) obtenidos en el centro de masa y alineados con el sistema de coordenadas de resultados, se muestra en la tabla 3.2.

Tabla 3.2: Momento de inercia desde centro de masa

$L_{xx} = 95091353.09$	$L_{xy} = 13186.66$	$L_{xz} = 415479.88$
$L_{yx} = 13186.66$	$L_{yy} = 109461422.14$	$L_{yz} = 2113.00$
$L_{zx} = 415479.88$	$L_{zy} = 2113.00$	$L_{zz} = 179553965.93$

Momentos de inercia ($g \cdot mm^2$) medido desde el sistema de coordenadas de salida, se muestra en la tabla 3.3.

Tabla 3.3: Momento de inercia desde coordenadas de salida

$I_{xx}=96340522.14$	$I_{xy}=14496.97$	$I_{xz}=-4754110.09$
$I_{yx}=14496.97$	$I_{yy}=132104542.83$	$I_{yz}=1796.38$
$I_{zx}=-4754110.09$	$I_{zy}=1796.38$	$I_{zz}=200947917.73$

Con los parámetros y materiales seleccionados se obtuvieron los siguientes datos estimados: masa = 2977.62 gramos, volumen = 11692775.11 milímetros cúbicos y el área de superficie = 1690349.59 milímetros cuadrados.

3.2. Simulación de fluidos

Las condiciones iniciales que nos pide el wizard de Flow Simulation se utilizaron pensando en probarlo en la Ciudad de México, en la tabla 3.4 se muestran los valores usados en las simulaciones posteriores.

Tabla 3.4: Datos de la CDMX

Parámetro	Valor
Medio	aire
Presión	1030 <i>hPa</i>
Temperatura	15.9 °C
Turbulencia	0.5 %

3.2.1. Avión

Se hace un isométrico para definir el dominio de interés, esto quiere decir que es la parte donde el aire estará circulando a través de la pieza diseñada, como se muestra en la figura 3.6, se realizó el dominio de forma circular para simular un túnel de viento y demasiado alargado para poder ver las respuestas transitorias del aire al ser atravesadas por las alas y hélices del avión.

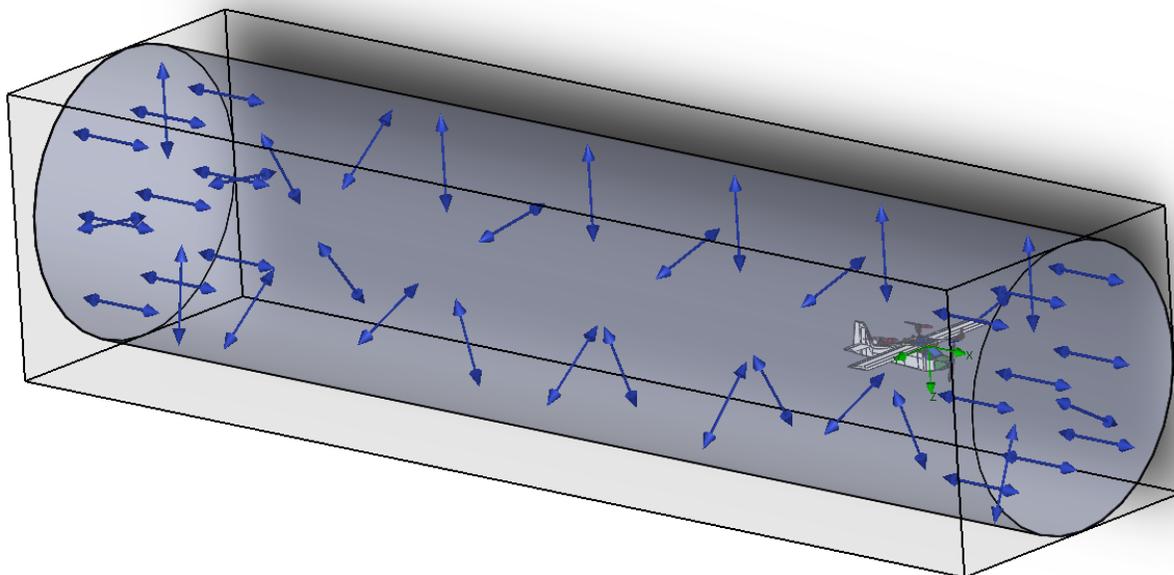


Figura 3.6: Dominio de simulación

Mientras que para definir la región rotativa se incrusto en el ensamblaje una pieza de forma circular que abarcara el total de las hélices así como su ancho, con el fin de definir las regiones que rotan en contraste de las regiones estáticas, en la figura 3.7 se muestra cómo se definió esta zona rotativa.

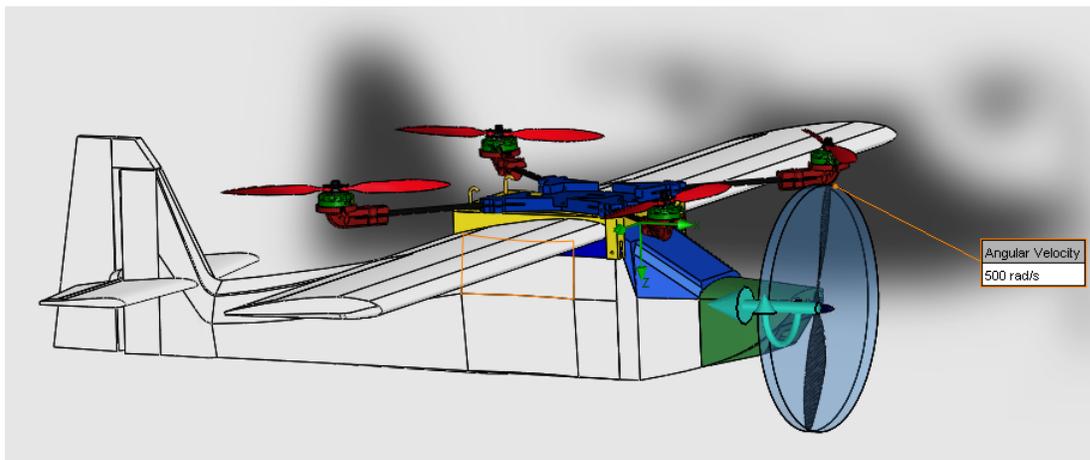


Figura 3.7: Región rotativa

Para proseguir con la simulación, se debe de realizar el mallado, el mallado es un paso crucial en el análisis de diseño. El mallador automático en el software genera una malla basándose en un tamaño de elemento global, una tolerancia y especificaciones locales de control de malla. El control de malla permite especificar diferentes tamaños de elementos de

componentes, caras, aristas y vértices.

El software estima un tamaño de elemento global para el modelo tomando en cuenta su volumen, área de superficie y otros detalles geométricos. El tamaño de la malla generada (número de nodos y elementos) depende de la geometría y las cotas del modelo, el tamaño del elemento, la tolerancia de la malla, el control de malla y las especificaciones de contacto. En las primeras etapas del análisis de diseño donde los resultados aproximados pueden resultar suficientes, puede especificar un tamaño de elemento mayor para una solución más rápida. En la figura 3.8 se aprecia el mallado automático que realizó el mallador de solidworks, es una malla un poco amplia y en las orillas de las hélices se está perdiendo información importante para la simulación.

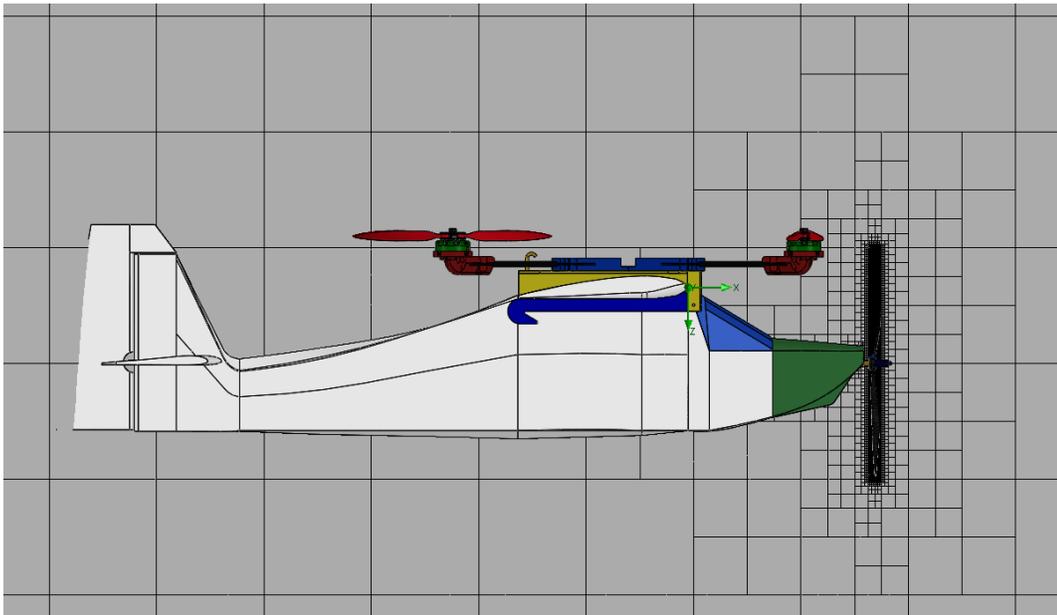


Figura 3.8: Mallado

Para obtener una solución más precisa, es posible que sea necesario utilizar un tamaño de elemento más pequeño, es por ello por lo que se hace un refinamiento de malla local en ciertas partes del modelo donde se establezcan parámetros adicionales que controlen la forma en como el análisis soluciona la interfaz de sólidos/fluidos, las superficies curvadas, los canales estrechos, las operaciones sólidas pequeñas, etc. Puede aplicar esta configuración a nivel global o, en los ensamblajes, a un subensamblaje o una pieza individual. Como se muestre en la figura 3.9, donde se aprecia el refinamiento de la malla en las orillas de las hélices con el fin de poder obtener un resultado satisfactoria en el comportamiento del avión en la simulación.

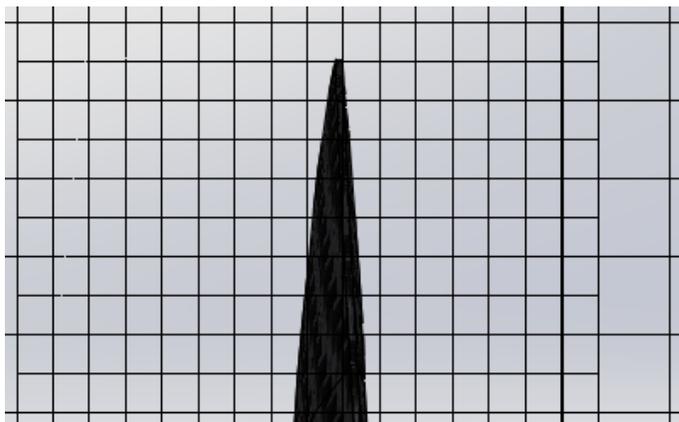


Figura 3.9: Refinamiento de malla

Antes de comenzar el análisis se configuraron las metas de la simulación y algunas condiciones iniciales, para la condición inicial se propuso que el vehículo convertible estuviera volando a 47 m/s , este valor es alcanzado por el avión Tundra Durafly según los datos obtenidos en la hoja del fabricante. Las metas que se definieron son las siguientes: Velocidad, Fuerza, Fuerza de fricción y torques en (x, y, z) , además, se propuso un valor límite para las iteraciones del análisis, esto es con el fin de que el tiempo de simulación no sea exagerado, el valor propuesto fue de 100, este valor fue sacado a partir de simulaciones hechas con anterioridad en las cuales el promedio en la que las señales convergían a un valor oscilaba alrededor de 100 iteraciones.

Como resultado de la simulación, se aprecian las líneas de flujo en un corte transversal del isométrico, en este corte se aprecia como el aire envuelve la cabeza del avión y posteriormente pasa a través de él, en la figura 3.10 se aprecian dichas líneas y con la coloración se aprecia la velocidad del aire en esas zonas, en este caso están de color amarillo-naranja y esto nos da una velocidad alrededor de $42\text{-}45\text{ m/s}$.

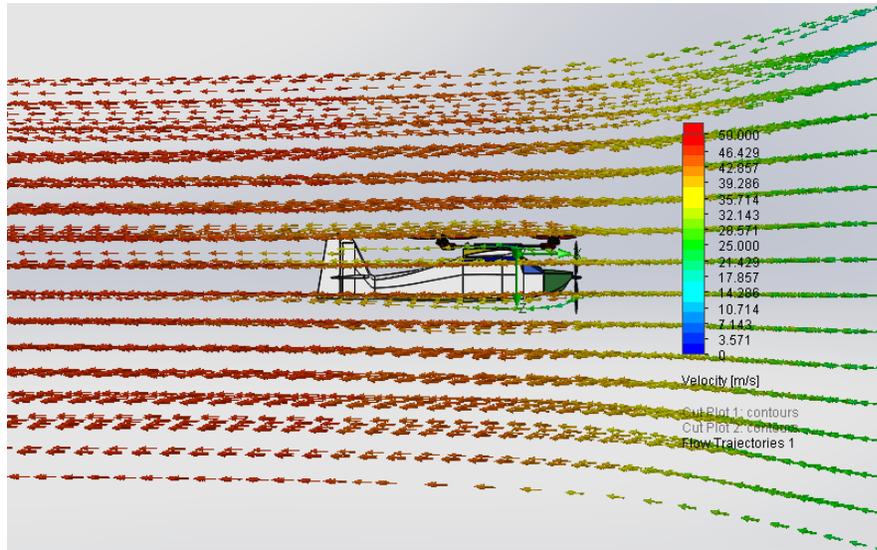


Figura 3.10: Líneas de flujo

En la figura 3.11 se muestra otra representación transversal de las velocidades. En este corte transversal se puede apreciar la zona que se encuentra cerca de la región rotativa, sin duda es donde entra en incidencia el mayor flujo de aire. Se aprecia que el aire antes de entrar está en un color verde y se va tornando amarillo y que después de pasar por las hélices se torna anaranjado y rojo, esto, según la escala de colores nos muestra las velocidades del viento en esas zonas, esto nos indica que el avión va avanzando.

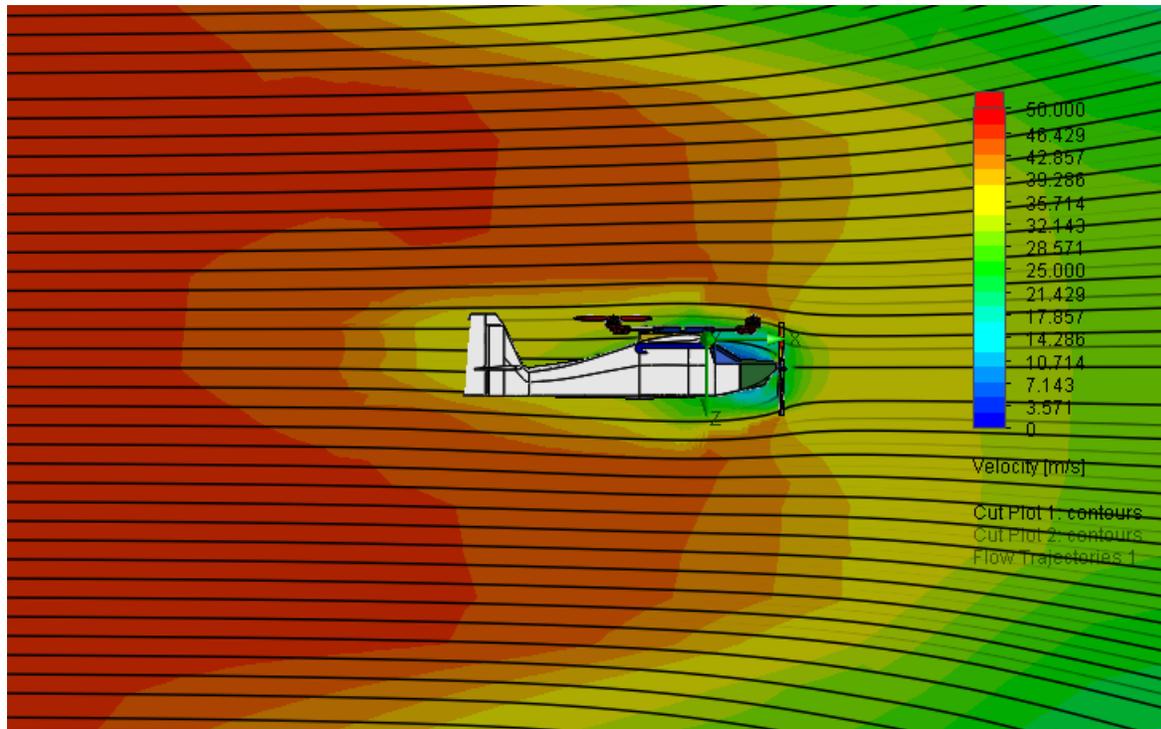


Figura 3.11: Corte transversal de la velocidad

Tabla 3.5: Metas obtenidas en el análisis

Meta	Valor	Unidades
Velocidad en x	-45.144	m/s
Velocidad en y	8.192e-04	m/s
Velocidad en z	0.022	m/s
Fuerza en x	-57.074	N
Fuerza en y	3.179	N
Fuerza en z	-35.458	N
Fuerza de fricción en x	-3.394	N
Fuerza de fricción en y	-0.021	N
Fuerza de fricción en z	0.121	N
Torque en x	-0.039	Nm
Torque en y	-6.459	Nm
Torque en z	-0.920	Nm

En la tabla 3.5 se aprecian las metas propuestas. Los signos negativos se obtuvieron debido a la orientación del sistema de referencia en SolidWorks, se obtuvo que para una velocidad

de 45 m/s hay una fuerza de empuje de 35 N , aproximadamente soportaría 3.5 Kg de peso. Con los torques obtenidos vemos que hay un leve ladeo en Y y en Z , mientras que para X este es casi nulo, esto se debe al momento de inercia que presenta el vehículo convertible.

Por último se presentan las gráficas, en la figura 3.12 de las principales fuerzas que actúan en el vehículo convertible a lo largo de las 100 iteraciones propuestas como meta, se observa que todas las gráficas convergen a los valores de la tabla, es por ello que se asegura su valides.

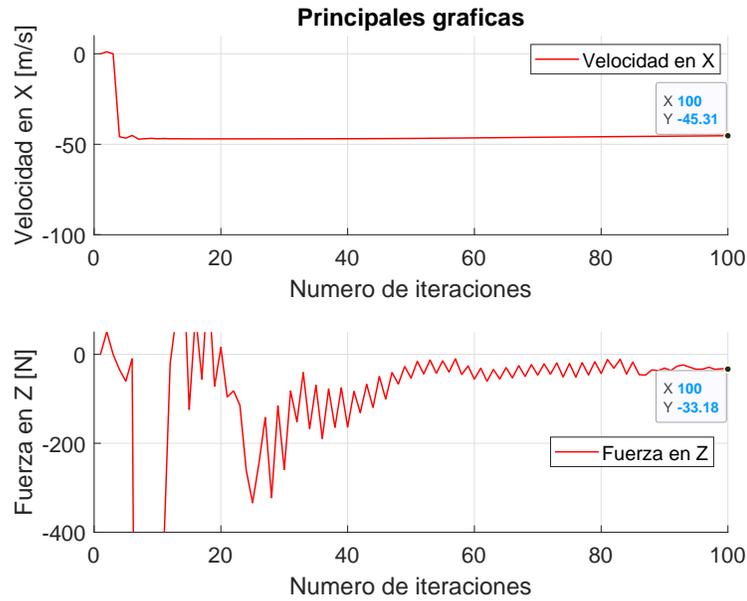


Figura 3.12: Gráficas a lo largo de las 100 iteraciones

Capítulo 4

Control y simulación

En este capítulo se hace la simulación numérica del vehículo convertible, tomando como base el modelo matemático obtenido en el capítulo 3, para poder llevar acabo las simulaciones, se hacen ciertas consideraciones, como, por ejemplo, el desacople del vehículo convertible en cuadri-rotor y avión de ala fija, además de linealizar las ecuaciones alrededor de un punto de operación.

En forma general, la simulación puede entenderse como la utilización del computador para la reproducción aproximada y el estudio de un fenómeno (físico, químico, biológico, económico, psicológico, sociológico, etc.) [23]. Su principal objetivo es obtener más información y entendimiento acerca de la respuesta y evolución de un sistema físico bajo ciertas condiciones impuestas: cargas, condiciones de contorno y condiciones iniciales. Esta información será útil en el proceso de toma de decisiones para optimizar prototipos, puesto que permite conocer y estudiar las variables que participan en un fenómeno y establecer su influencia en un determinado diseño sin necesidad de construir el objeto bajo estudio.

Con la simulación numérica es posible identificar parámetros y puntos de operación para el vehículo convertible sin necesidad de arriesgar la estructura en pruebas iniciales. Se puede estudiar los efectos de la mecánica estructural (como los diagramas de Von Mises), dinámica de fluidos y se puede investigar la creación de leyes de control que satisfagan las necesidades del prototipo. El éxito de las simulaciones de ingeniería es desarrollar modelos validados experimentalmente que reemplacen el uso de experimentos y prototipos solos, y que den una comprensión más profunda del diseño o proceso estudiado. En comparación con ejecutar métodos experimentales o probar prototipos, la simulación permite una optimización rápida, a menudo más eficiente y precisa de dispositivos.

En cuanto al control aplicado, se dará una breve explicación de un controlador y se proseguirá a aplicar al modelo matemático la ley de control y se analizarán los resultados.

4.1. Control del cuadri-rotor

Una vez obtenida la dinámica de orientación y la dinámica de traslación, podemos obtener las variables de estado, las cuales son una representación o un cambio de variable de nuestras ecuaciones obtenidas, así que asignamos los valores para formar nuestros estados.

$$\begin{aligned}
 x_1 &= x & x_7 &= \dot{x} \\
 x_2 &= y & x_8 &= \dot{y} \\
 x_3 &= z & x_9 &= \dot{z} \\
 x_4 &= \phi & x_{10} &= \dot{\phi} \\
 x_5 &= \theta & x_{11} &= \dot{\theta} \\
 x_6 &= \psi & x_{12} &= \dot{\psi}
 \end{aligned} \tag{4.1}$$

Ahora derivando las variables obtenidas

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= \dot{x} & \dot{x}_7 &= \ddot{x} \\
 \dot{x}_2 &= \dot{y} & \dot{x}_8 &= \ddot{y} \\
 \dot{x}_3 &= \dot{z} & \dot{x}_9 &= \ddot{z} \\
 \dot{x}_4 &= \dot{\phi} & \dot{x}_{10} &= \ddot{\phi} \\
 \dot{x}_5 &= \dot{\theta} & \dot{x}_{11} &= \ddot{\theta} \\
 \dot{x}_6 &= \dot{\psi} & \dot{x}_{12} &= \ddot{\psi}
 \end{aligned} \tag{4.2}$$

Se obtendrá el error el cual está compuesto por cada una de las dinámicas de orientación y para la altura z .

$$\begin{aligned}
 \xi_\phi &= \phi_{des} - \phi & \dot{\xi}_\phi &= \dot{\phi}_{des} - \dot{\phi} \\
 \xi_\theta &= \theta_{des} - \theta & \dot{\xi}_\theta &= \dot{\theta}_{des} - \dot{\theta} \\
 \xi_\psi &= \psi_{des} - \psi & \dot{\xi}_\psi &= \dot{\psi}_{des} - \dot{\psi}
 \end{aligned} \tag{4.3}$$

Las dinámicas sub-actuadas del vehículo son la posición x, y para los cuales no se tiene una señal de entrada que permita controlar dichas dinámicas de forma directa, por lo cual una forma de cómo controlar la dinámica sub-actuada del vehículo es mediante controles

virtuales, se considera el subsistema compuesto por el ángulo de roll (ϕ) y la dinámica de eje y y se considera el subsistema compuesto por las dinámicas pitch (θ) y la dinámica de eje x , como se aprecia en la ecuación 4.4.

$$\begin{aligned} \sum_1 \phi - y \\ \sum_2 \theta - x \end{aligned} \quad (4.4)$$

Para poder controlar las dinámicas de x y y se utilizan los ángulos de pitch y roll respectivamente. En la figura 4.1 se muestra un diagrama de bloques que presenta la estructura de control propuesta.

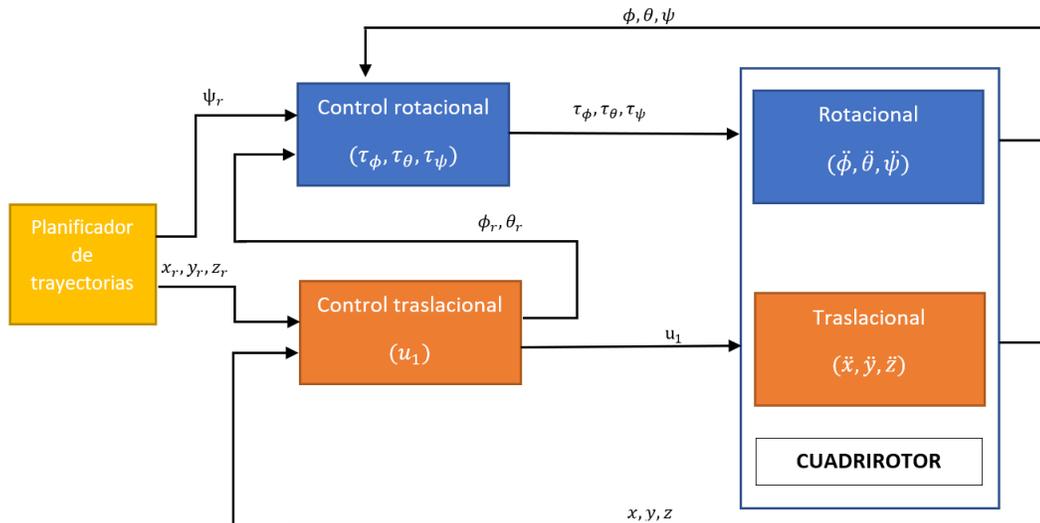


Figura 4.1: Diagrama de control propuesto.

Los ángulos de referencia para las dinámicas de Roll ϕ_r y Pitch θ_r se obtendrán a partir de las dinámicas de x, y utilizando el concepto de control virtual de la siguiente forma. Considere las dinámicas de x y y dadas la ecuación 4.5

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \ddot{y} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (4.5)$$

Se definen las señales de control virtuales μ_x y μ_y de la siguiente forma, ecuación 4.6

$$\begin{aligned}\mu_x &= \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \mu_y &= \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi\end{aligned}\tag{4.6}$$

Sustituyendo las señales de control virtual se obtiene.

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \frac{u}{m} \mu_x \\ \ddot{y} &= \frac{u}{m} \mu_y\end{aligned}\tag{4.7}$$

Las señales de control virtuales de μ_x y μ_y son diseñadas de tal manera que

$$x \rightarrow x_r \quad y \rightarrow y_r\tag{4.8}$$

Utilizando una estrategia de control para la dinámica, se diseña un control tipo PD, se obtiene las siguientes ecuaciones 4.9.

$$\begin{aligned}\mu_x &= \frac{u}{m} \left(k_{1x} \dot{\xi}_x + k_{2x} \xi_x + \ddot{x}_{des} \right) \\ \mu_y &= \frac{u}{m} \left(k_{1y} \dot{\xi}_y + k_{2y} \xi_y + \ddot{y}_{des} \right)\end{aligned}\tag{4.9}$$

donde

$$\xi_x = x_r - x \quad y \quad \xi_y = y_r - y\tag{4.10}$$

Las señales de control virtuales son validas para $u \neq 0$, por lo tanto la señal de control queda como en ecuación 4.11.

$$u = \frac{m}{\cos \phi \cos \theta} \left(g + k_1 \xi_z + k_2 \dot{\xi}_z + \ddot{z}_{des} \right)\tag{4.11}$$

Para un vehículo, la señal de control u representa la fuerza de sustentación por lo cual si el vehículo se encuentra en vuelo se tendrá que $u > 0$ para ángulos $-90 < \phi$ y $\theta < 90$.

Ya que μ_x y μ_y son señales de control virtuales y no se pueden aplicar de manera directa al vehículo, estas son utilizadas para encontrar los ángulos de referencia ϕ_r y θ_r .

$$\begin{bmatrix} \mu_x \\ \mu_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi \\ \sin \psi & -\cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \phi \sin \theta \\ \sin \phi \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

$$\begin{bmatrix} \cos \phi \sin \theta \\ \sin \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi \\ \sin \psi & -\cos \psi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mu_x \\ \mu_y \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Ahora despejando a ϕ_{des} y θ_{des} se obtiene:

$$\begin{aligned} \phi_{des} &= \arcsin(\mu_x \sin \psi - \mu_y \cos \psi) \\ \theta_{des} &= \frac{\arcsin(\mu_x \cos \psi + \mu_y \sin \psi)}{\cos \phi_{des}} \end{aligned} \quad (4.14)$$

4.1.1. Simulación de la parte del cuadri-rotor

En este apartado se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones hechas en MatLab a partir del control PD propuesto.

En la figura 4.2 se aprecia la gráfica de U , para el vehículo la señal de control U representa la fuerza de sustentación por lo cual, si el vehículo se encuentra en vuelo se tendrá que $U > 0$ y la U es válida para un rango de $(-90 < (\phi, \theta) < 90)$.

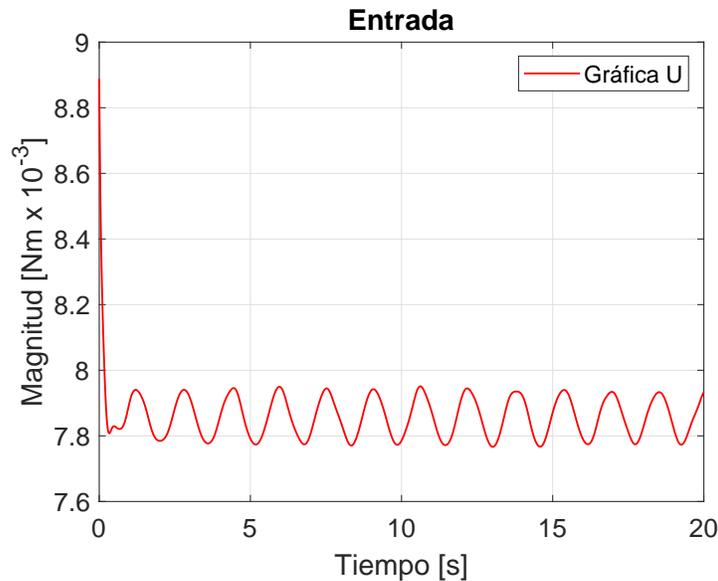


Figura 4.2: Señal de control del cuadri-rotor.

En la figura 4.3 se observan las gráficas de las trayectorias propuesta y la trayectoria que

sigue el cuadri-rotor al despegar, estas gráficas corresponde a las posiciones X, Y, Z en rojo y $X_{ref}, Y_{ref}, Z_{ref}$ en azul.

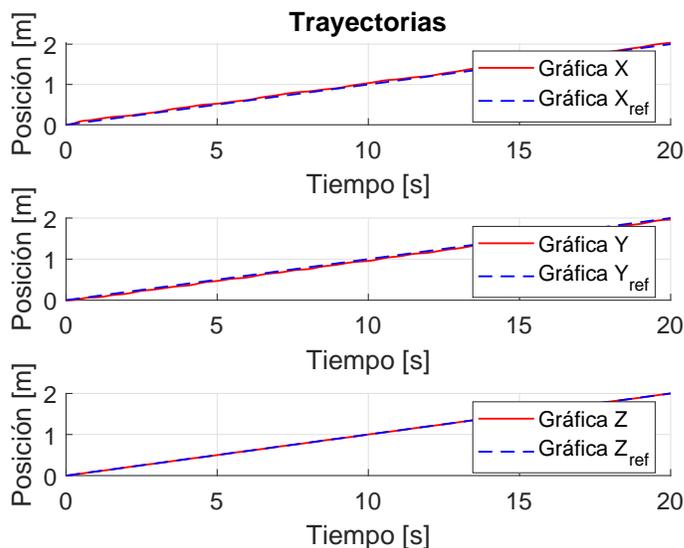


Figura 4.3: Señal de las trayectorias del cuadri-rotor.

Por otro lado, en la figura 4.4 se observan las gráficas correspondientes a los ángulos de roll, pitch y yaw (ϕ, θ, ψ), se observa que se mantiene oscilando alrededor del cero, esto quiere decir que el cuadri-rotor, en cuanto a la orientación se encuentra estable.

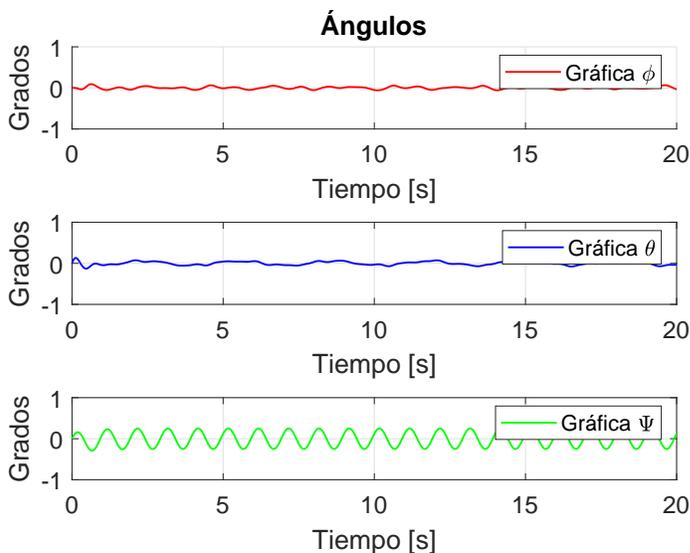


Figura 4.4: Señales de los ángulos del cuadri-rotor.

Por ultimo en la figura 4.5 se muestra la gráfica de la trayectoria seguida (en rojo) y la

deseada (en azul). Se optó por despegar de manera inclinada para disminuir el coeficiente de arrastre que representan las alas del avión que sería mayor si despegáramos verticalmente.

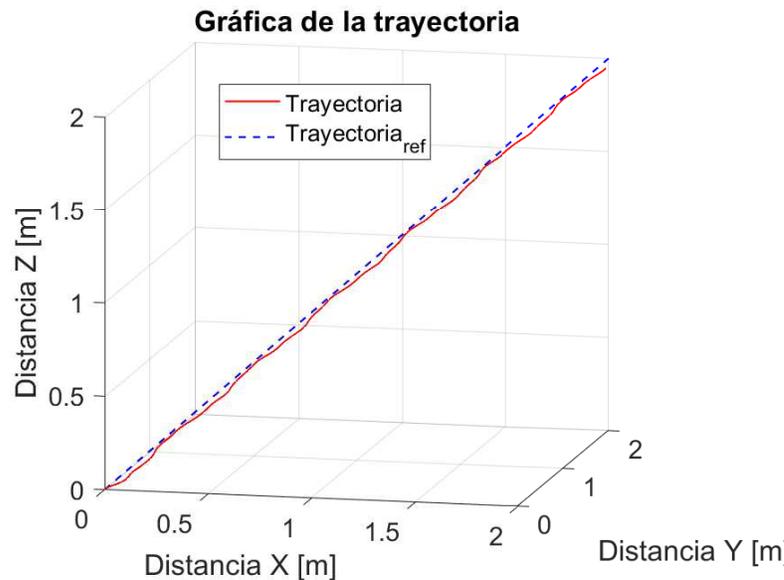


Figura 4.5: Gráfica de la trayectoria final del cuadri-rotor.

4.2. Transición

Para la parte de transición se trabaja de manera independiente del modo de vuelo del cuadri-rotor y avión, dicha transición está regida por una sigmoide para presentar la pérdida o ganancia de potencia gradual, esto nos ayuda a que en la transición no haya pérdida de sustentación.

Para nuestro caso se decidió utilizar la tangente hiperbólica, de tal manera como se muestra en la ecuación 4.15

$$y = a + a * \tanh(b * t) \quad (4.15)$$

donde $a = 0.5$ y $b = 0.7$, mientras que t representa el tiempo que dura la transición.

En la gráfica de la figura 4.6 se aprecian dos curvas, la de color azul representa la pérdida de potencia del cuadri-rotor de forma gradual hasta llegar a apagar los motores desactivando este modo, mientras que la gráfica de color rojo representa la ganancia o activación del modo avión de igual manera de forma gradual hasta que este activado de forma completa. En

esta configuración hay un corte en $t = 5s$, con lo cual las gráficas son simétricas. Este tipo de sistema sirve tanto para el despegue como para el aterrizaje, sin embargo, se tiene que modificar los parámetros a y b . Existen diferentes configuraciones de parámetros y los cortes de las gráficas para poder compensar la pérdida de sustentación durante la transición.

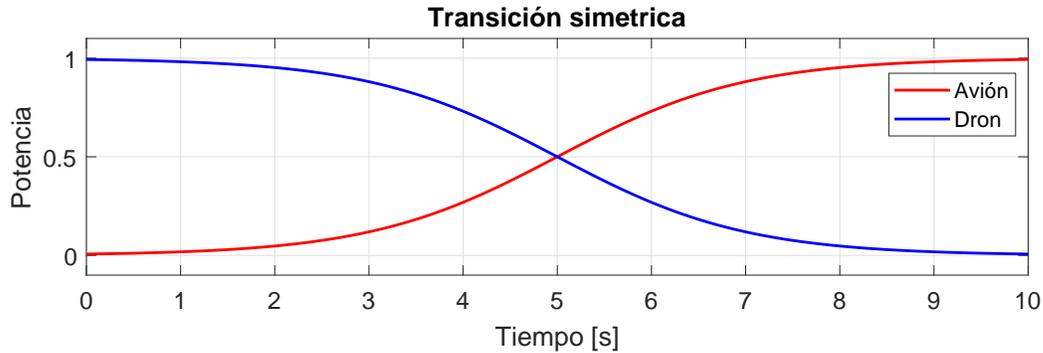


Figura 4.6: Gráficas del polinomio de tercer grado

Una de las configuraciones de este sistema, para el despegue, es que el cuadri-rotor postergue el apagado de sus motores con el fin de ayudar a la sustentación del avión en lo que éste adquiere velocidad y cambia de estado. Como se aprecia en la figura 4.7.

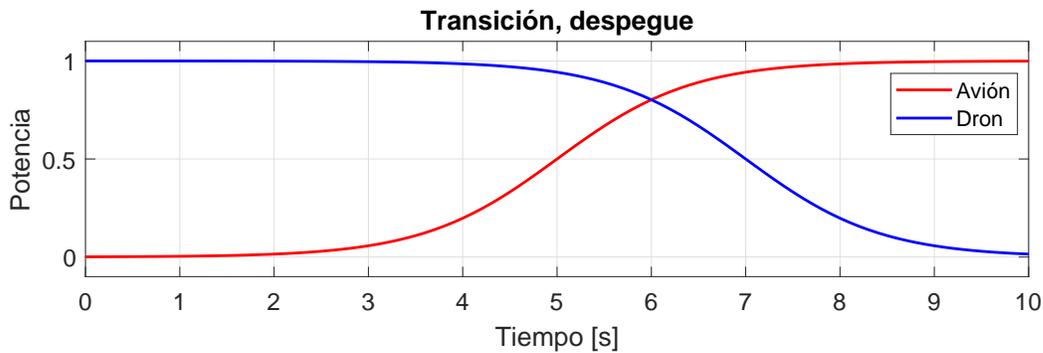


Figura 4.7: Retraso en la bajada del cuadri-rotor.

En la configuración de la figura 4.7, se produciría un fenómeno de sustentación en la parte del avión, ya que los motores del cuadri-rotor siguen prendidos y el avión empieza a tomar velocidad, se produciría un momento de mayor sustentación antes del cruce de las gráficas. Para esta configuración, se utilizó $a = 0.5$ y $b = 0.7$ para la línea roja y para la azul $a = 0.5$ y $b = 0.7$

Para el aterrizaje se sigue la misma lógica utilizada para la transición del despegue, en este caso, los motores del cuadri-rotor se prenden súbitamente mientras que los del avión se

apagan, como se muestra en la figura 4.8

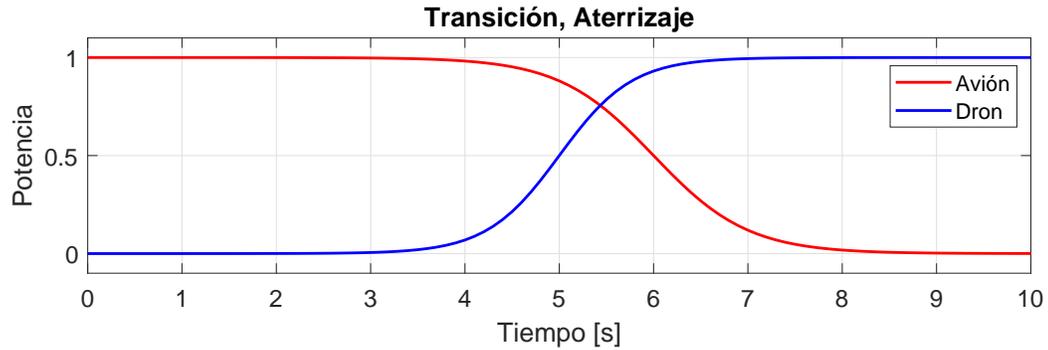


Figura 4.8: Retraso en la bajada del cuadri-rotor

para las gráficas de la figura 4.8, se utilizó $a = .5$ y $b = .13$ para la línea azul y para la línea roja se utilizó $a = .5$ y $b = 1$. Con el fin de conseguir la configuración deseada.

4.3. Control del avión

Considerando que el vehículo convertible no va a despegar ni aterrizar en modo avión, conviene analizar y realizar la estrategia de control en el ámbito de los ejes X-Y. Tomado como referencia [22], se prosiguió como se muestra en la figura 4.9.

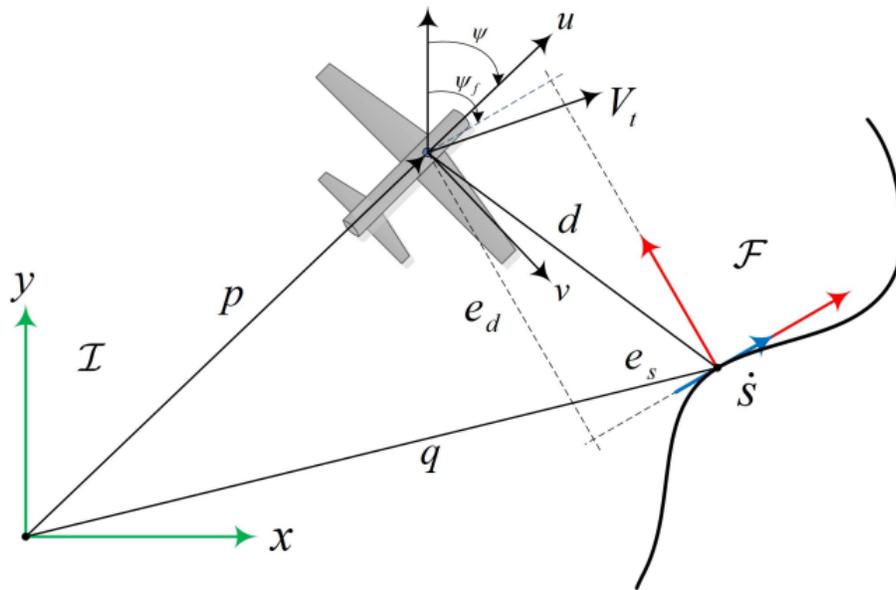


Figura 4.9: Esquema de control para el avión

Por lo cual el sistema se redujo, como se muestra en las ecuaciones 4.16

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= V_t \cos \psi \\
 \dot{y} &= V_t \sin \psi \\
 \dot{\psi} &= \omega
 \end{aligned} \tag{4.16}$$

donde x y y denota la posición inercial del avión, ψ es el ángulo de cabeceo, ω es la velocidad de cabeceo, ϕ es el ángulo de roll, V_t es la velocidad del avión, velocidad relativa del avión respecto al aire.

Finalmente se obtuvo el error del modelo cinemático en cual se le aplica el control, se muestre en el conjunto de ecuaciones de 4.17.

$$\begin{aligned}
 \dot{e}_s &= V_t \cos \tilde{\psi} - (1 - C_c(s) e_d) \dot{s} \\
 \dot{e}_d &= V_t \sin \tilde{\psi} - C_c(s) e_s \dot{s} \\
 \dot{\tilde{\psi}} &= \omega - C_c(s) \dot{s}
 \end{aligned} \tag{4.17}$$

Diseño de un control cinemático

Siguiendo como en [22], se introduce un ángulo parametrizado por $k_\delta > 0$ como en ecuación 4.18.

$$\delta(e_d) = -\psi_a \frac{e^{2k_\delta e_d} - 1}{e^{2k_\delta e_d} + 1} \tag{4.18}$$

donde $0 < \psi_a < \pi/2$. La función sigmoideal de 4.18 es acotada y diferenciable con respecto al error e_d , mas aun satisface la condición $e_d \delta(e_d) \leq 0 \forall e_d$.

Con el propósito de desarrollar la ley de control para el sistema 4.16, se propone la siguiente función candidata de Lyapunov, dada por la ecuación 4.19.

$$V(e_d, e_s, \tilde{\psi}) = \frac{1}{2} e_d^2 + \frac{1}{2} (\tilde{\psi} - \delta(e_d))^2 + \frac{1}{2} e_s^2 \tag{4.19}$$

La derivada con respecto al tiempo de 4.19 a lo largo de las trayectorias de 4.16.

$$\dot{V}(e_d, e_s, \tilde{\psi}) = (\tilde{\psi} - \delta(e_d))(\omega + \beta) + (e_d)(V_t \sin(\delta(e_d))) + (e_s)(V_t \cos \tilde{\psi} - \dot{s}) \quad (4.20)$$

donde

$$\beta = -C_c(s)\dot{s} - \dot{\delta}(e_d)(V_t \sin \tilde{\psi} - C_c(s)e_s \dot{s}) + (V_t e_d) \left(\frac{\sin \tilde{\psi} - \sin(\delta(e_d))}{\tilde{\psi} - \delta(e_d)} \right) \quad (4.21)$$

en la cual la derivada con respecto a e_d de 4.18 queda como en la ecuación 4.22.

$$\dot{\delta}(e_d) = -\frac{4\psi_a k_\delta e^{2k_\delta e_d}}{(e^{2k_\delta e_d} + 1)^2} \quad (4.22)$$

Sustituyendo la siguiente ley de control cinemático.

$$\begin{aligned} \dot{s} &= V_t \cos \tilde{\psi} + k_s e_s \\ \omega &= -\beta - k_{\omega_1} (\tilde{\psi} - \delta(e_d)) \end{aligned} \quad (4.23)$$

donde k_s, k_{ω_1} son números reales positivos, en 4.20, se produce.

$$\dot{V}(e_d, e_s, \tilde{\psi}) = -k_s e_s^2 - k_{\omega_1} (\tilde{\psi} - \delta(e_d))^2 + (V_t e_d) (\sin(\delta(e_d))) \leq 0 \quad (4.24)$$

Para concluir la convergencia de los estados $(e_s, e_d, \tilde{\psi})$ a cero, nos apoyamos en el principio de invarianza de LaSalle.

Considerando el sistema y la función candidata de Lyapunov, se define un conjunto compacto Γ , tal que $\Gamma = \{V(e_d, e_s, \tilde{\psi}) \leq a\}$ donde $a \in \mathfrak{R}^+$. Se define el conjunto Ω como

$$\Omega = \left\{ \begin{bmatrix} e_d & e_s & \tilde{\psi} \end{bmatrix}^T \in \Gamma : \dot{V}(e_d, e_s, \tilde{\psi}) = 0 \right\} \quad (4.25)$$

La expresión $\dot{V}(e_d, e_s, \tilde{\psi}) = 0$ significa que $e_s = e_d = 0$ y $\tilde{\psi} = \delta$. δ es una función del error e_d , se verifica que cualquier punto que empieza en Ω es un conjunto invariante. Por el teorema de LaSalle, cada trayectoria que comienza en Γ y converge a 0 cuanto $t \rightarrow \infty$, por lo cual, $\lim_{x \rightarrow \infty} e_s = 0$, $\lim_{x \rightarrow \infty} e_d = 0$ y $\lim_{x \rightarrow \infty} \tilde{\psi} = \delta(e_d) = 0$.

Diseño de un control para el ángulo de Roll

Se introduce un control auxiliar de entrada u para el angulo de roll en el modelo 4.17 con $\ddot{\phi} = u$, eso nos da el sistema mostrado en 4.26.

$$\begin{aligned}
 \dot{e}_s &= V_t \cos \tilde{\psi} - (1 - C_c(s) e_d) \dot{s} \\
 \dot{e}_d &= V_t \sin \tilde{\psi} - C_c(s) e_s \dot{\tilde{\psi}} = \frac{g}{V} \tan \phi - C_c(s) \dot{s} \\
 \dot{\tilde{\psi}} &= \frac{g}{V} \tan \phi - C_c(s) \dot{s} \\
 \dot{\phi} &= p \\
 \dot{p} &= u
 \end{aligned} \tag{4.26}$$

Se define el error para la velocidad de roll, como se muestra en la ecuación 4.27.

$$\tilde{\phi} = \phi - \phi_d = \arctan\left(\frac{V_t \omega}{g}\right) - \phi_d \tag{4.27}$$

derivando con respecto al tiempo, se tiene.

$$\dot{\tilde{\phi}} = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d = \frac{\gamma \dot{\omega}}{1 + \gamma \omega} - \dot{\phi}_d \tag{4.28}$$

donde $\gamma = \frac{V_t}{g}$ y $\dot{\phi}_d = \frac{\gamma \dot{\omega}_d}{1 + \gamma \omega_d}$ con ω_d esta dada por la segunda ecuación de 4.23. Para obtener un control u , se propone una función candidata de Lyapunov total dada por la ecuación 4.29.

$$W\left(\tilde{\phi}, \dot{\tilde{\phi}}, e_d, e_s, \tilde{\psi}\right) = \frac{\lambda}{2} \left(\tilde{\phi}\right)^2 + \frac{q}{2\lambda} \dot{\tilde{\phi}}^2 + \frac{1}{2} e_s^2 + \frac{1}{2} e_d^2 + \frac{1}{2} \left(\tilde{\psi} - \delta(e_d)\right)^2 \tag{4.29}$$

donde $\lambda > 0$ y $q > 1$ son parámetros libres a escoger. Utilizando los controles de 4.23, la derivada con respecto al tiempo de 4.29 a lo largo de las trayectorias de 4.26 esta dada por 4.30.

$$\dot{W}\left(\tilde{\phi}, \dot{\tilde{\phi}}, e_d, e_s, \tilde{\psi}\right) = u \left(\frac{q}{\lambda} \dot{\tilde{\phi}} + \tilde{\phi}\right) + \lambda \tilde{\phi} \dot{\tilde{\phi}} + \dot{\tilde{\phi}}^2 - k_{w_1} \left(\tilde{\psi} - \delta(e_d)\right)^2 - k_s e_s^2 + (V_t e_d) (\sin(\delta(e_d))) \tag{4.30}$$

Considerando la entrada de control como 4.31.

$$u = -k_p \tilde{\phi} - k_d \dot{\tilde{\phi}} \quad (4.31)$$

donde k_p y k_d son números reales positivos. Sustituyendo 4.31 en 4.30, obtenemos 4.32.

$$\dot{W}(\tilde{\phi}, \dot{\tilde{\phi}}, e_d, e_s, \tilde{\psi}) = -k_p \tilde{\phi}^2 - \left(\frac{k_d q}{\lambda} - 1\right) \dot{\tilde{\phi}}^2 - k_{w_1} (\tilde{\psi} - \delta(e_d))^2 - k_s e_s^2 + (V_t e_d) (\sin(\delta(e_d))) \quad (4.32)$$

Usando la misma analogía que la sección anterior, $\dot{W}(\tilde{\phi}, \dot{\tilde{\phi}}, e_d, e_s, \tilde{\psi}) < 0$ siempre que $\frac{k_p}{\lambda} + k_p - \lambda = 0$, $k_d > \frac{\lambda}{q}$. Entonces, la ley de control 4.31 hace que los estados converjan a $e_d \rightarrow 0$, $e_s \rightarrow 0$, $\tilde{\psi} \rightarrow 0$ y $\omega \rightarrow \omega_d$.

Capítulo 5

Conclusión y trabajo futuro

A continuación, se describirán las conclusiones del presente trabajo y algunos de los posibles trabajos futuros que pueden continuar desarrollándose como resultado de la investigación.

5.1. Conclusiones

En el presente trabajo se siguió con una metodología de diseño para la realización de un vehículo convertible, este tipo de vehículos son de gran utilidad en gran parte del sector civil y militar, es por ello que la respuesta fue desarrollar un vehículo convertible y utilizar técnicas de diseño con el fin de obtener un modelo CAD al cual aplicar análisis de elemento finito para ayudar en la construcción, se diseñó un adaptador para un avión Tundra Durafly de 1300 mm de envergadura, el adaptador sirve para llevar un cuadri-rotor y así conformar el vehículo convertible. Para ello se llevó a cabo la metodología de diseño de Michael Frenh que es conocido como modelo de fases y mediante pesos ponderados, con 82.22% de aceptación se eligió a un prototipo ganador, posteriormente se realizó el diseño en el software de CAD SolidWorks. Posteriormente se elaboró el modelo matemático para probar un control PD.

También se desarrolló el diseño y análisis mediante métodos de elementos finitos y la simulación de un vehículo convertible con capacidades VTOL, se apegó a lo propuesto en los objetivos planteados, tanto el objetivo general como en los específicos.

Se desarrolló el modelo CAD del prototipo, en cuanto al Tundra Durafly lo digitalizamos lo más apegado posible al real, en este proceso se obtuvieron algunas dificultades ya que el fabricante no proporciona los datos pertinentes para modelarlo, por lo cual se optó por la medición directa e indirectamente de la aeronave. Mientras que para el cuadri-rotor, se apegó al diseño ganador y solo se procuró, desde la conceptualización de las piezas, lograr

que fueran aptas para imprimirlas en 3D.

Con el modelo CAD se logró realizar los análisis de métodos elementos finitos, uno fue de esfuerzos y otro de fluidos. El análisis de esfuerzos se realizó mediante el análisis de elemento finito (FEA) tuvo como fin validar la resistencia mecánica el prototipo, en sus concentradores de esfuerzos y donde hay materiales frágiles, como se vio en el capítulo 2, el análisis de Von Misses ratifico el uso de ABS y fibra de carbono. Por su parte el análisis de fluidos se realizó mediante la técnica de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) la cual sirvió para poder identificar el arrastre que la envergadura del prototipo genera en pleno vuelo, la fuerza de sustentación, así como poder sacar los coeficientes que posteriormente se utilizaron para la simulación del controlador; en esta parte hay que recalcar que faltó profundizar un poco en las simulaciones y esto fue debido a los bajos recursos computacionales que posee la maquina donde se realizaron, la computadora utilizada para este analisis no soporto la configuración múltiple de regiones rotativas por lo cual nos fue imposible contemplar más de una en las simulaciones y por lo tanto no nos fue posible ver el fenómeno presente cuando los 5 motores están encendidos.

Se desarrollo una ley de control basado en el concepto de PD, donde hay un error entre la referencia y la señal actual, y este consiste en minimizar ese error. Las simulaciones realizadas mostraron que la ley de control podía efectivamente seguir una altura, rumbo y velocidad deseados, tanto para el cuadri-rotor como par el avión.

Se logró construir el prototipo de vehículo convertible como se planteó en el diseño, el sistema de anclaje al avión Tundra Durafly es ingenioso ya que el cuadri-rotor es completamente abatible y esto hace que el avión en el cual va montado sea intercambiable. Este concepto tiene dos ventajas, una de ellas es que para su transportación se reduce el tamaño y peso y eso lo hace de fácil manejo, otra de las ventajas es que si llegara a suceder algún percance con el avión (estrellarse y que las alas se rompieran o que la estructura del avión sufriera daños) este fuera remplazado fácilmente.

El tratamiento que se le hizo a las piezas impresas en ABS permitió dotarlo de resistencia y solides, esto es debido a que por la naturaleza de la impresión 3D, existe cierta separación entre capa y capa de material extruido, dicha separación es eliminada con el tratamiento que

consiste en lijar la pieza y someterla a un baño de acetona, uniendo las capas y dotándolo de una apariencia estética mejor porque las piezas adquieren brillo.

Como conclusión para el proceso que se siguió a lo largo de la elaboración del prototipo de vehículo híbrido fue el siguiente:

- Clarificación de las tareas.
- Definición de los requerimientos.
- Creación de diferentes bosquejos que cumplan con los requerimientos (Mediante lluvia de ideas se conceptualizan diferentes versiones que cumplan con los requerimientos).
- Evaluación ponderada de acuerdo con el nivel de necesidad de los requerimientos para cada uno de los bosquejos.
- Toma de decisión en base a la evaluación ponderada.
- Esquematización.
- Diseño de Detalle (Se definen materiales, acabados y uniones).
- Creación de un modelo 3D (Para someterlo a los análisis estructural y aerodinámico, así como dar una idea de la apariencia física del prototipo).
- Análisis estructural.
- Análisis aerodinámico.
- Simulación (Probar algunas leyes de control).
- Realización y montaje de la estructura.
- Instrumentación.
- Pruebas de vuelo.

5.2. Trabajo futuro

Como continuación de este trabajo de tesis y como en cualquier otro proyecto de investigación, existen diversas líneas que quedan abiertas y en las que es posible continuar trabajando. Durante el desarrollo de esta tesis han surgido algunas líneas futuras que se han dejado abiertas y que se esperan atacar en un futuro; algunas de ellas, están más directamente relacionadas con este trabajo de tesis y son el resultado de cuestiones que han ido surgiendo durante la realización de esta. Otras, son líneas más generales que, sin embargo, no son objeto de esta tesis; estas líneas pueden servir para retomarlas posteriormente o como opción a trabajos futuros para otros investigadores.

A continuación, se presentan algunos trabajos futuros que pueden desarrollarse como resultado de esta investigación o que, por exceder el alcance de esta tesis, no han podido ser tratados con la suficiente profundidad. Por motivos de la pandemia de COVID-19 no se pudieron realizar ciertas pruebas y quedan como trabajo futuro. Además, se sugieren algunos desarrollos específicos para apoyar y mejorar el modelo y metodología propuestos. Entre los posibles trabajos futuros se destacan los siguientes:

- Realizar las pruebas de vuelo correspondientes,
- Proponer algún control robusto a las dinámicas de vuelo del modelo del cuadri-rotor y del avión.
- Implementar un análisis de la transición de vuelo vertical-horizontal y horizontal-vertical.
- Montar la estructura elaborada (el cuadri-rotor) en otro avión de no sea el Tundra DuraFly de 1300 mm de envergadura, con el fin de probar la transferencia de hardware, ya que con este fin se diseñó un prototipo abatible y por lo tanto reconfigurable lo más rápido posible con algún otro avión. Sería interesante ver el comportamiento del este nuevo vehículo con las mismas variables ya sintonizadas de nuestro prototipo.
- En cuando a los análisis de elemento finito asistido por computadora, en el área de análisis de fluidos, sería interesante hacer el análisis de los 5 motores funcionando y ver el fenómeno presente en la transiciones de vuelo, en la transición vertical-horizontal ver si en verdad el vehículo convertible gana altura a pesar de que los cuatro motores del cuadri-rotor empiezan a disminuir su potencia con el fin de hacer la transición, esta ganancia es debido a que el quinto motor (el del avión) empieza su funcionamiento y gana potencia proporcionando una mayor sustentación a pesar de la perdida de los otro 4 motores. Por otro lado, poder ver lo que ocurre, al contrario, cuando es la transición de vuelo horizontal-vertical.

Anexos

Apéndice A

Modelo matemático

A.1. Modelo del sistema

En el apéndice A se enfatiza el análisis matemático y modelado del sistema, tratando la formulación de Newton-Euler como principal herramienta de estudio. Para llevar a cabo el modelo del vehículo híbrido, se asume que este compuesto de dos subsistemas independientes: un avión y un cuadri-rotor.

El análisis plantea la dinámica del cuadri-rotor en dos subsistemas uno de traslación y otro de rotación, lo que en los apartados posteriores permitirá el diseño de los controladores de orientación y elevación por separado.

Mientras que, para el modelo del avión, se plantea de igual forma dividirlo en dos subsecciones, para poder hacer el control lateral y longitudinal por separado, esto es posible haciendo la consideración que el avión es muy delgado, para así poder desacoplar los subsistemas.

El modelo propuesto puede obtenerse sumando las contribuciones aerodinámicas de los dos subsistemas, por lo cual se tiene que definir una función para acoplarlos ya que en ciertas posiciones las ecuaciones que rigen al sistema no funcionarían, como por ejemplo en vuelo horizontal no tendría sentido las ecuaciones del cuadri-rotor porque el vehículo estaría volando perpendicularmente a la forma tradicional de vuelo y no cuenta con parámetros que se ajusten a tal situación.

A.2. Cuadri-rotor

La parte del cuadri-rotor posee la configuración de 4 rotores coplanares, como se muestra en la figura A.1, la variación controlada de las velocidades en los rotores permite el movimiento

del vehículo.

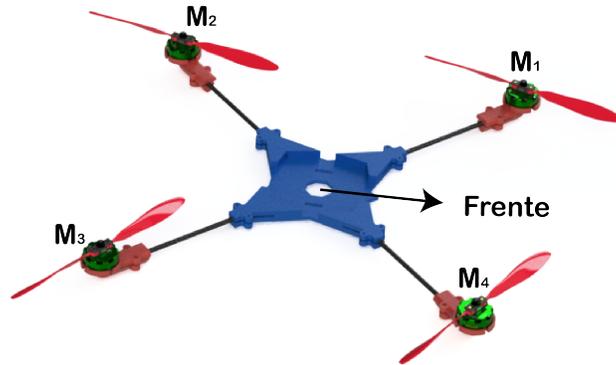


Figura A.1: Configuración del cuadri-rotor

Consideraciones:

- La estructura se supone rígida.
- La estructura se supone simétrica.
- El centro de masas y el origen de coordenadas se asume coincidente.
- Las hélices son rígidas.
- El empuje y la resistencia al avance son proporcionales al cuadrado de la velocidad de las hélices.

Por medio de estas consideraciones, se establece la dinámica del sistema como un cuerpo rígido en el espacio, añadiendo las fuerzas aerodinámicas causadas por el movimiento de los rotores. En el modelo del cuadri-rotor se deben considerar los efectos giroscopios. Una corta lista de los principales efectos que actúan sobre un helicóptero son mostrados en la tabla A.1, donde C representan términos constantes, ω es la velocidad del rotor, J_R es el momento de inercia rotacional del rotor alrededor de su eje, l es la distancia del centro de masa a los rotores, J es el momento de inercia del cuerpo rígido y ϕ , θ y ψ son los ángulos de Tait-Bryan.

Tabla A.1: Principales efectos aerodinámicos en un cuadri-rotor

Efectos	Fuentes	Formulación
Efectos aerodinámicos	Rotación de los motores. Giro de helices	$C\omega^2$
Pares inerciales opuestos	Cambio en la velocidad. Rotación de los motores	$J_R\dot{\omega}$
Efectos de la gravedad	Posición del centro de masas	l
Efectos giroscópicos	Cambio en la rotación del cuerpo rígido. Cambio en la rotación del plano de los rotores	$J\theta\psi \quad J_R\omega\theta, \phi$
Fracción	Todos los movimientos del helicóptero	$C\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

El movimiento general de un sólido rígido posee 6 grados de libertad, por el teorema de Chasles, el movimiento general de un sólido puede descomponerse en una traslación de un punto seguida de una rotación del sólido alrededor de este punto (es decir, tomándolo como fijo en la rotación). Por ello, en la parametrización del movimiento de un sólido, estos 6 grados pueden descomponerse en 3 de traslación y tres de rotación.

Como grados de libertad de traslación basta dar el desplazamiento de un punto concreto del sólido (centro de reducción).

Para la rotación, en cambio, existen diferentes formas de parametrizarla, cada una con sus ventajas e inconvenientes, para este caso utilizamos los ángulos de Tait-Bryan para describir el movimiento de un cuadri-rotor es útil definir 2 marcos de referencia, como se ve en la Figura A.2:

- Marco de referencia inercial (Marco E)
- Marco de referencia en el cuerpo (Marco B)

El marco E (O_E, x_E, y_E, z_E) es utilizado para definir la posición lineal ($\vec{\Gamma}^E$ (m)) y el marco B (O_B, x_B, y_B, z_B) está atado al cuerpo y sirve para definir la posición angular ($\vec{\Theta}^E$ (rad)) del cuadri-rotor. x_B apunta hacia el frente del cuadri-rotor, y_B apunta hacia la izquierda. z_B

hacia arriba y O_B es el origen del marco B . O_B se elige de tal manera que coincida con el centro de masas de la estructura del cuadri-rotor. La velocidad lineal (\vec{V} (m/s)), la velocidad angular ($\vec{\omega}$ (rad/s)), las fuerzas (\vec{F} (N)) y los torques ($\vec{\tau}$ (Nm)) son definidos en el marco B . En la figura ?? se aprecian estos marcos y sus orientaciones con respecto al cuadri-rotor.

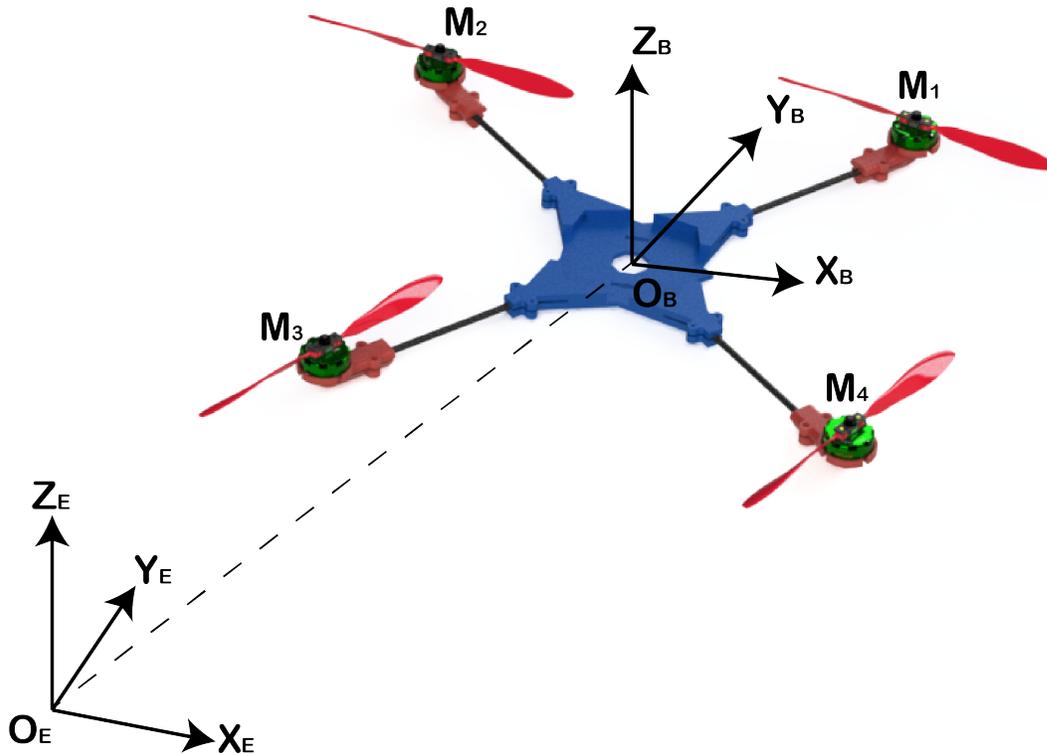


Figura A.2: Marcos del cuadri-rotor

A.2.1. Modelo cinemático

La rotación de un cuerpo rígido puede ser parametrizado usando muchos métodos como los ángulos de Euler, Cuaterniones y ángulos de Tait-Bryan. Los ángulos de Tait-Bryan son extensamente usados en Ingeniería espacial, para describir la orientación en el espacio respecto al marco de referencia fijo, estos ángulos son alabeo, cabeceo y guiñada, aunque son más conocidos por sus nombres en inglés (roll, pitch y yaw respectivamente). La matriz de rotación se obtiene por tres rotaciones sucesivas alrededor de los ejes del cuerpo rígido. La rotación estándar en aeronaves es descrita por el conjunto de ángulos 3-2-1 (yaw, pitch y roll), la primera rotación alrededor de z por el ángulo ($-\pi < \psi < \pi$), siguiendo la rotación en y dada por el ángulo pitch ($-\pi < \theta < \pi$) y por último la la rotación en x por el ángulo roll ($-\pi < \phi < \pi$), .

La posición angular $\vec{\Theta}^E$ del vehículo está definida por la orientación del marco **B** respecto al marco **E**, lo cual está dado por 3 rotaciones consecutivas alrededor de los ejes principales y se representa por el vector A.1:

$$\vec{\Theta}^E = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi \end{bmatrix}^T \quad (\text{A.1})$$

Considerando un sistema de coordenadas con orientación de mano derecha, las tres rotaciones individuales son descritas por separado como:

- Alabeo (Roll), $\mathbf{R}(x, \phi)$.- Rotación alrededor del eje x

$$\mathbf{R}_{(x,\phi)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.2})$$

- Cabeceo (pitch), $\mathbf{R}(y, \theta)$.- Rotación alrededor del eje y

$$\mathbf{R}_{(y,\theta)} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (\text{A.3})$$

- Guiñada (Yaw), $\mathbf{R}(z, \psi)$.- Rotación alrededor del eje z

$$\mathbf{R}_{(z,\psi)} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.4})$$

La matriz de rotación de cosenos directores 3-2-1, que expresa los componentes del marco inercial **E** al cuerpo **B**, viene dada por ecuación A.5.

$$\mathbf{R}_{E \rightarrow B} = \mathbf{R}(x, \phi) \cdot \mathbf{R}(y, \theta) \cdot \mathbf{R}(z, \psi) \quad (\text{A.5})$$

desarrollando A.5.

$$\begin{aligned}
 \mathbf{R}_{E \rightarrow B} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
 \mathbf{R}_{E \rightarrow B} &= \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.6})
 \end{aligned}$$

Para obtener la matriz de rotación del eje de coordenadas del cuerpo \mathbf{B} al eje de coordenadas del inercial \mathbf{E} , es la transpuesta de $\mathbf{R}_{E \rightarrow B}$, quedando como en la ecuación A.7

$$\mathbf{R}_{B \rightarrow E} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.7})$$

donde $R_{B \rightarrow E} = R_{\Theta}$

Las ecuaciones cinemáticas de rotación del vehículo que establecen las relaciones entre las velocidades angulares, se obtiene mediante el siguiente análisis

$$\dot{\mathbf{R}}_{E \rightarrow B} = \mathbf{R}_{E \rightarrow B} \cdot \mathbf{S}(\omega) \quad (\text{A.8})$$

donde $\mathbf{S}(\omega)$ es el operador matricial anti-simétrico dado como:

$$\mathbf{S}(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.9})$$

La matriz que relaciona las derivadas de los ángulos de Euler ($\dot{\Theta}^E$) con las velocidades angulares del cuerpo ($\vec{\omega}_B$) están dadas a partir de la ecuación A.10

$$\vec{\omega}^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}}_{W^{-1}} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{A.10})$$

donde p,q y r son las velocidades angulares alrededor de cada uno de los ejes del marco \mathbf{B} , por lo tanto, con respecto al inercial tenemos la ecuación A.11

$$\dot{\Theta}^E = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{A.11})$$

A continuación, presentaremos la ecuación cinemática que relación la derivada de la posición generalizada en el marco B en $\dot{\xi}$ con el vector de velocidad generalizada en el marco del cuerpo \vec{v}_g esta dado ecuación A.12 :

$$\dot{\xi} = J_{\Theta} \vec{v}_g \quad (\text{A.12})$$

donde

$$\dot{\xi}^E = \begin{bmatrix} \dot{\Gamma}^E & \dot{\Theta}^E \end{bmatrix} \quad (\text{A.13})$$

$$\vec{v}_g^B = \begin{bmatrix} \vec{v}^B & \vec{\omega}^B \end{bmatrix} \quad (\text{A.14})$$

$$J_{\Theta} = \begin{bmatrix} R_{\Theta} & I_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & T_{\Theta} \end{bmatrix} \quad (\text{A.15})$$

$$\dot{\Gamma}^E = R_{\Theta} \vec{v}^B \quad (\text{A.16})$$

$$\dot{\Theta}^E = T_{\Theta} \vec{\omega}^B \quad (\text{A.17})$$

A.2.2. Modelo dinámico

La ecuación dinámica del vehículo nos permite estudiar los efectos de las fuerzas y torques sobre el comportamiento del mismo, cuestiones de movimiento son formuladas en el marco del cuerpo ya que tiene las siguientes ventajas:

- La matriz de inercia es invariante en el tiempo.
- La simetría del cuerpo simplifica las ecuaciones.
- Las fuerzas y momentos de entrada están dadas en el cuerpo.
- Los ejes del marco **B** coinciden con los ejes de inercia del cuerpo con lo cual la matriz de inercia (**I**) es diagonal.

Las ecuaciones de Newton-Euler representan el movimiento rotacional y traslacional del marco de referencia inercial (Marco E) y el marco de referencia fijo en el cuerpo (Marco B)

- Inercial (E)

$$\vec{F}^E = m \cdot \ddot{\Gamma}^E \quad (\text{A.18})$$

$$\vec{\tau}^E = I_E \cdot \ddot{\Theta}^E \quad (\text{A.19})$$

- Cuerpo (B)

$$\vec{F}^B = m \cdot \left(\dot{\vec{V}}^B + \vec{\omega}^B \times \vec{V}^B \right) \quad (\text{A.20})$$

$$\vec{\tau}^B = I \cdot \dot{\vec{\omega}}^B + \vec{\omega}^B x (I \cdot \vec{\omega}^B) \quad (\text{A.21})$$

A.2.3. Definición de las señales de entrada

Cuando una hélice gira, como por ejemplo en el sentido de las manecillas del reloj, la conservación del momento angular significa que el cuerpo del cuadri-rotor tendrá una tendencia a girar en el sentido contrario a las agujas del reloj. Esto se debe a la tercera ley de Newton

(para cada acción hay una reacción igual y opuesta). El cuerpo del cuadri-rotor tendera a girar en la dirección opuesta a la dirección de rotación de las hélices.

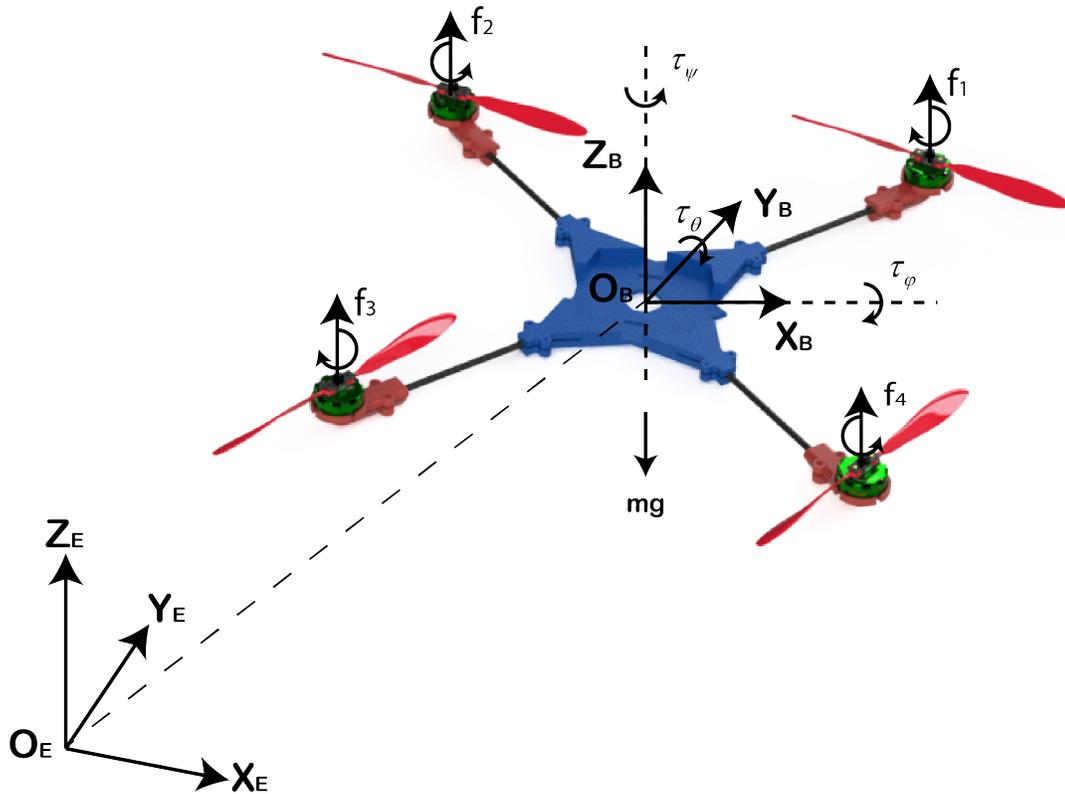


Figura A.3: Fuerzas y momentos producidos en el cuadri-rotor

En la figura A.3 se aprecian las principales fuerzas y momentos que actúan en el cuadri-rotor, a continuación se enuncian:

- Fuerza de empuje

$$U = f_1 + f_2 + f_3 + f_4$$

- Momento de Roll (ϕ)

$$\tau_\phi = (\tau_1 + \tau_2) - (\tau_3 + \tau_4)$$

- Momento de Pitch (θ)

$$\tau_\theta = (\tau_2 + \tau_3) - (\tau_1 + \tau_4)$$

- Momento de Yaw (ψ)

$$\tau_\psi = (\tau_2 + \tau_4) - (\tau_1 + \tau_3)$$

A.2.4. Dinámica traslacional

Ahora se obtendrán las ecuaciones que definen el comportamiento del vehículo en los ejes (x_E, y_E, z_E). Partimos de la ecuación A.18, el vector de fuerza B se define como.

$$\vec{F}_c^E = C^{E/B} \vec{F}_c^B \quad (\text{A.22})$$

$$\vec{F}_c^E = R_\Theta \vec{F}_c^B \quad (\text{A.23})$$

donde

$$\vec{F}_c^E = \vec{F}^E - \vec{F}_g^E \quad (\text{A.24})$$

$$\vec{F}_g^E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{A.25})$$

$$\vec{F}_c^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{bmatrix} \quad (\text{A.26})$$

desarrollando la ecuación A.23, obtenemos las relaciones que nos interesan, dadas en las ecuaciones A.28.

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} * & * & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ * & * & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ * & * & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{A.27})$$

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \ddot{y} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \ddot{z} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \end{aligned} \quad (\text{A.28})$$

La ecuación anterior se puede escribir como en

$$\ddot{\Gamma}^E = \frac{1}{m} R_{\Theta} \vec{F}_c^B + \vec{F}_g^E \quad (\text{A.29})$$

A.2.5. Dinámica rotacional

Para poder dar paso a las ecuaciones que describen la dinamica rotacioal, tenemos que recordar ciertos puntos.

- Ecuación de Newton-Euler en el cuerpo

$$\vec{\tau}^B = \dot{I}\vec{\omega} + \vec{\omega} \times (I\vec{\omega}^B) \quad (\text{A.30})$$

- Orientación en el inercial

$$\Theta^E = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi \end{bmatrix} \quad (\text{A.31})$$

- Velocidad angular en el cuerpo

$$\vec{\omega}^B = \begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix} \quad (\text{A.32})$$

- Matriz de Inercia (Vista desde el cuerpo)

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{A.33})$$

- Vector de torques $\vec{\tau}^B$

$$\vec{\tau}^B = \begin{bmatrix} \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\tau_1 + \tau_2) - (\tau_3 + \tau_4) \\ (\tau_2 + \tau_3) - (\tau_1 + \tau_4) \\ (\tau_2 + \tau_4) - (\tau_1 + \tau_3) \end{bmatrix} \quad (\text{A.34})$$

Partiendo de la ecuación A.21, despejamos $\dot{\omega}^B$, debido a que es el vector que nos interesa, por lo cual queda como en la ecuación A.35.

$$\dot{\vec{\omega}}^B = I^{-1}\vec{\tau}^B - I^{-1}(\vec{\omega}^B \times I\vec{\omega}^B) \quad (\text{A.35})$$

desarrollando A.35

$$\dot{\vec{\omega}}^B = I^{-1}\vec{\tau}^B - \vec{\omega}^B \times I^{-1}I\vec{\omega}^B \quad (\text{A.36})$$

$$I\vec{\omega}^B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} \quad (\text{A.37})$$

Realizando producto cruz obtenemos que

$$\begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ p & q & r \\ I_{xx}p & I_{yy}q & I_{zz}r \end{vmatrix} = (I_{zz} - I_{yy})qr\hat{i} - (I_{zz} - I_{xx})pr\hat{j} + (I_{yy} - I_{xx})pq\hat{k} \quad (\text{A.38})$$

por lo cual la ecuación queda como en A.39.

$$\dot{\vec{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy})qr \\ (I_{zz} - I_{xx})pr \\ (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \right) \quad (\text{A.39})$$

Simplificando A.39, no quedan los ecuaciones A.40 - A.42.

$$\dot{p} = \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}qr + \frac{\tau_\phi}{I_{xx}} \quad (\text{A.40})$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}pr + \frac{\tau_\theta}{I_{yy}} \quad (\text{A.41})$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{\tau_{\psi}}{I_{zz}} \quad (\text{A.42})$$

Las ecuaciones anteriores representa la dinámica rotacional del vehículo expresado en el marco del cuerpo. Si la dinámica rotacional se desean expresar en el marco inercial, se puede realizar bajo la suposición de que los ángulos del vehículo son muy pequeños, esto es $\sin \alpha \rightarrow 0$ y $\cos \alpha \rightarrow 1$, para α casi cero. Por lo tanto la matriz que relaciona los ángulos de Euler con las velocidades angulares queda como en A.43

$$T_{\Theta} \approx \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.43})$$

Con lo que podemos obtener la siguientes relaciones mostradas en A.44.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{A.44})$$

Despejando la ecuación obtenida y haciendo uso del modelo dinámico del vehículo en el marco inercial, encontramos la dinámica de orientación.

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{\tau_{\phi}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{\tau_{\theta}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{\tau_{\psi}}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (\text{A.45})$$

Por lo cual de las ecuaciones A.28 obtenemos las ecuaciones de la dinámica traslacional, mientras que de las ecuaciones A.45 se obtienen las ecuaciones para la dinámica rotacional.

$$\begin{aligned}
 \text{Traslacion} & \left\{ \begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \ddot{y} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \ddot{z} &= \frac{u}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \end{aligned} \right. \\
 \text{Rotacion} & \left\{ \begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{\tau_{\phi}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{\tau_{\theta}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{\tau_{\psi}}{I_{zz}} \end{aligned} \right. \quad (\text{A.46})
 \end{aligned}$$

A.3. Ala fija

Una aeronave de ala fija es un cuerpo elástico, tiene partes móviles sujetas a fuerzas aerodinámicas, propulsoras y gravitacionales, sin embargo, se asume lo siguiente para poder modelar el sistema (Stevens, 2003):

- El sistema es considerado un cuerpo rígido y simétrico en el plano XZ del sistema R_b .
- El sistema se considera de masa constante.
- El aire está en reposo respecto a la tierra.
- La tierra está fija en el espacio inercial.
- El vuelo en la atmósfera está cerca a la superficie de la tierra (a escala astronómica), de manera que la superficie terrestre es aproximadamente plana.
- La fuerza de gravedad es uniforme.

Con estas suposiciones, el movimiento general de la aeronave de ala fija puede ser descrito por la segunda ley de Newton en forma traslacional y rotacional

En la figura A.4 se aprecia los marcos de referencia propuestos para analizar el problema, así como los ángulos correspondientes.

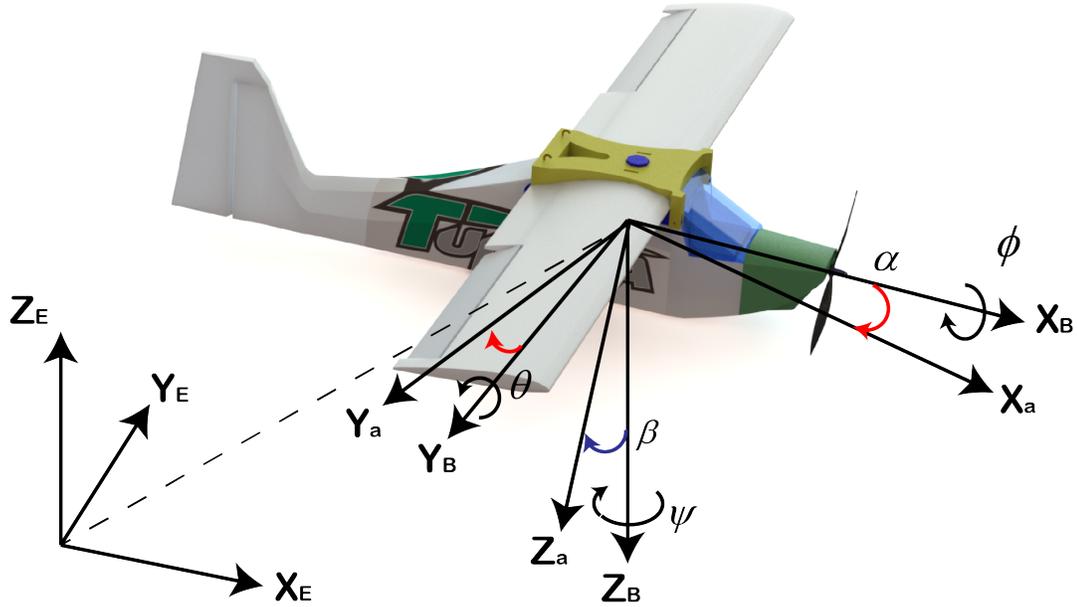


Figura A.4: Marcos del avión

A.3.1. Cinemática

Para describir la dinámica de un UAV en 3D, es necesario considerar los sistemas referenciales tierra R_o , cuerpo R_b y aerodinámico R_a . La matriz de cosenos directores que da el paso entre el sistema R_o y R_b es la presentada en ecuación A.47.

$$M_O^B = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + s\phi c\psi s\theta & s\phi s\psi + s\theta c\psi c\phi \\ c\theta s\psi & c\psi c\theta + s\theta s\psi s\phi & -c\psi s\theta + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (\text{A.47})$$

Donde $s = \sin$ y $c = \cos$. Esta resulta de realizar rotaciones sobre los ejes, normalmente conocidos como los ángulos de Euler. La matriz para ir de R_b a R_a está dada por la ecuación A.48.

$$M_B^a = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (\text{A.48})$$

Los sistemas coordenados referenciales antes mencionados, son ilustrados en la figura A.4.

A.3.2. Ecuaciones de movimiento

Mediante la teoría de momento lineal, momento rotacional y energía cinética, es posible obtener la ecuación de movimiento traslacional y rotacional del sistema, tal como se presenta en ecuación A.49.

$$\begin{aligned}\frac{dP_{b|R_b}}{dt} + \Omega \times P_{b|R_b} &= \sum F_{ext} \\ \frac{dI_{CG}}{dt} + \Omega \times I_{CG} &= \sum M_{ext}\end{aligned}\tag{A.49}$$

Para un vector descrito en R_b , rotando a una velocidad Ω , se tiene que el cambio en la cantidad de movimiento es $\frac{dP_b}{dt} = m \frac{dV}{dt}$, siendo $V = u_i + v_j + w_k$, m la matriz de masas, $\Omega = p_i + q_j + r_k$ e $I_{CG} = I_{xi} + I_{yj} + I_{zk}$ (términos acoplados en el plano I_{xy}). La ecuación A.49 puede ser reescrita como

$$\begin{aligned}m\dot{V}_{CG|R_b} + \vec{\Omega} \times m\vec{V}_{CG} &= \sum \vec{F}_{ext} \\ I_{CG}\dot{\vec{\Omega}}_{CG|R_b} + \vec{\Omega} \times I_{CG}\vec{\Omega}_{CG|R_b} &= \sum \vec{M}_{ext}\end{aligned}\tag{A.50}$$

Donde los productos cruz del lado izquierdo de ecuación A.50 se asocian a fuerzas centrífugas y de coriolis. Finalmente, la ecuación dinámica del aeromodelo puede ser formulada por ecuación A.51

$$\begin{aligned}M_b\dot{v}_b &= -T_b(v_b) + T_{ext} \\ T_{ext} &= T_\alpha(v_A) + g_{at} + T_p\end{aligned}\tag{A.51}$$

Donde T_{ext} está formado por los aportes de los fenómenos aerodinámicos $T_a(v_a)$, fenómenos asociados a la fuerza de gravedad g_{at} , y la fuerza que porta el sistema propulsor T_p . La matriz M_b se presenta en la ecuación A.52 y el término T_b en ecuación A.53.

$$\begin{aligned}
 M_b &= \begin{pmatrix} mI_3 & 0 \\ 0 & I_{CG} \end{pmatrix} \\
 M_b &= \begin{pmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{A.52}$$

$$\begin{aligned}
 T_b(v_b) &= \begin{pmatrix} mwq - mvr \\ mur - mwp \\ mvp - muq \\ -I_{xz}pq + I_{xy}pr + (I_z - I_y)qr + I_{yz}(r^2 - q^2) \\ -I_{xy}qr + I_{yz}pq + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ -I_{yz}pr + I_{xz}qr + (I_y - I_x)pq + I_{xy}(q^2 - p^2) \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{A.53}$$

A.3.3. Fenómenos gravitacionales

La fuerza del peso, es conveniente considerarla siempre sobre el eje z del sistema coordinado R_o , y realizar la translación al sistema R_b , donde se hace la sumatoria de fuerzas. Al aplicar la matriz de rotación M_O^B , se tiene la expresión de la ecuación A.54.

$$g_{at} = \begin{pmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \sin \phi \\ z_g \cos \theta \sin \phi \\ -z_g \sin \theta - x_g \cos \theta \cos \phi \\ x_g \cos \theta \sin \phi \end{pmatrix} \tag{A.54}$$

donde $F_G = mg$

A.3.4. Fenómenos propiciados por el empuje

Dependiendo de la ubicación del propulsor en la estructura, se pueden tener ángulos asociados al vector de fuerza del elemento propulsor. Para el caso de la estructura de la figura A.4, el motor está alojado paralelo al eje x del sistema R_b . Si existe un ángulo de desvío entre el eje X y el vector de fuerza (tomado como μ), este debe ser considerado, así como la ubicación de este motor cuando este no está en el centro de gravedad. El vector de fuerzas queda expresado como en ecuación A.55.

$$T_p = \begin{pmatrix} F_{cT} \\ F_{yT} \\ F_{zT} \\ L_T \\ M_T \\ N_T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T \cos \mu \\ 0 \\ -T \sin \mu \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A.55})$$

A.3.5. Efectos aerodinámicos

Para la descripción de los efectos aerodinámicos que actúan sobre el avión, se debe considerar la teoría de un cuerpo cualquiera en movimiento dentro de un fluido. Para disminuir la complejidad de las ecuaciones, se hace el supuesto que el aeromodelo se desplazará a velocidades bajas (por debajo de los $\frac{100k}{h}$), lo que conduce a un número de mach pequeño, haciendo posible considerar la masa volumétrica constante ($P_\infty = P$). El avión no supera los 200m de altitud. Lo anterior conduce a la ecuación de aporte aerodinámico descrita en A.56.

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \left(\frac{1}{2} \rho S_{ref} v_a^2 \right) k (R_{eL}, \lambda, e, \alpha, \beta, v_a, \Omega, T_p, \delta_i) \\ \vec{M} &= \left(\frac{1}{2} \rho L S_{ref} v_a^2 \right) h (R_{eL}, \lambda, e, \alpha, \beta, v_a, \Omega, T_p, \delta_i) \end{aligned} \quad (\text{A.56})$$

Donde se observa que el fenómeno aerodinámico es dependiente del número de Reynolds, superficies de contacto de la plataforma, ángulo de ataque α , ángulo de deslizamiento β , empuje y deflexión de alerones, entre otros. Este aporte es de los más difíciles de describir matemáticamente, obligando a ir a pruebas iterativas en CFD, o túneles de viento. El objetivo del artículo es hacer una descripción de esta fuerza y no profundizar en ella. Lo anterior conduce a plantear matemáticamente el aporte aerodinámico, como está en la A.57.

$$T_a(v_a) = \begin{pmatrix} F_{xa} \\ F_{ya} \\ F_{za} \\ L_a \\ M_a \\ N_a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \bar{q}S_{ref}C_x \\ \bar{q}S_{ref}C_y \\ \bar{q}S_{ref}C_z \\ b\bar{q}S_{ref}C_l \\ c_{or}\bar{q}S_{ref}C_m \\ b\bar{q}S_{ref}C_n \end{pmatrix} \quad (\text{A.57})$$

A.3.6. Control bajo desacople dinámico

Bajo el supuesto de volar a bajas velocidades y tener dinámicas desacopladas, tal como se da cuando se garantizan puntos de operación donde dejan de ser relevantes otras dinámicas, se tiene desacople en vuelo longitudinal y lateral. En la teoría de control, se consideran este tipo de sistemas como modelos afines. Esto es plantear modelos en los puntos de equilibrio, o puntos de operación cercanos a estos. Lo anterior, permite conceptualizar un modelo para la dinámica longitudinal, presentado en la A.58, y otro para la dinámica lateral, presentada por A.59.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -mg \sin \theta + \frac{F_m}{m} \\ \dot{z} &= -u \sin \theta \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= c_1 u q - c_2 m g \sin \theta - M \end{aligned} \quad (\text{A.58})$$

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi - v \sin \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi - v \cos \psi \\ \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= c_3 u r - c_4 N + c_5 L \\ \dot{p} &= c_6 u r - c_7 u p + c_8 L + c_9 N \end{aligned} \quad (\text{A.59})$$

Apéndice B

Avión

Sobre un aeroplano en vuelo actúan una serie de fuerzas, favorables unas y desfavorables otras, siendo una tarea primordial del piloto ejercer control sobre ellas para mantener un vuelo seguro y eficiente.

De todas las fuerzas que actúan sobre un aeroplano en vuelo, las básicas y principales porque afectan a todas las maniobras son cuatro: sustentación, peso, empuje y resistencia. Estas cuatro fuerzas actúan en pares; la sustentación es opuesta al peso y el empuje o tracción a la resistencia. Como se muestra en la figura B.1.



Figura B.1: Fuerzas que actúan en el vuelo de un avión

En vuelo recto y nivelado a velocidad constante, la suma de cada fuerza con su opuesta es cero, una fuerza anula el efecto de la otra.

Un aeroplano, como cualquier otro objeto, se mantiene estático en el suelo debido a la

acción de dos fuerzas: su peso, debido a la gravedad, que lo mantiene en el suelo y la inercia o resistencia al avance que lo mantiene parado. Para que este aeroplano vuele será necesario contrarrestar el efecto de estas dos fuerzas negativas, peso y resistencia.

B.1. Sustentación

Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte). Debido a que es una fuerza, es una cantidad vectorial que tiene una magnitud y una dirección asociadas a ella. Se suele representar con la letra L , inicial del término inglés Lift = Sustentación.

A continuación de vera con detalle cuales son los factores que afectan a la misma, dando entrada de paso a algunos conceptos nuevos.

Actitud del avión. Este término se refiere a la orientación o referencia angular de los ejes longitudinal y transversal del avión con respecto al horizonte, y se especifica en términos de: posición de morro (pitch) y posición de las alas (bank); por ejemplo: el avión está volando con 5° de morro arriba y 15° de alabeo a la izquierda.

Viento relativo. Es el flujo de aire que produce el avión al desplazarse. El viento relativo es siempre paralelo a la trayectoria de vuelo y de dirección opuesta. Su velocidad es la relativa del avión con respecto a la velocidad de la masa de aire en que este se mueve.

Es importante destacar que no debe asociarse la trayectoria de vuelo, ni por tanto el viento relativo, con la actitud de morro del avión; por ejemplo: una trayectoria de vuelo recto y nivelado puede llevar aparejada una actitud de morro ligeramente elevada.

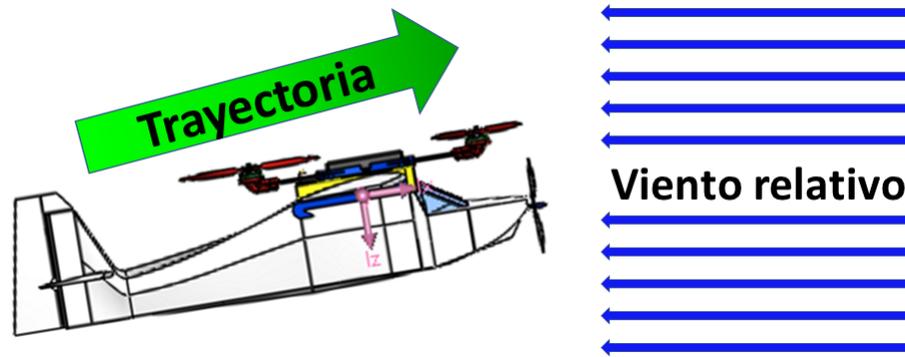


Figura B.2: Viento relativo en un avión

Ángulo de incidencia. El ángulo de incidencia es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala respecto al eje longitudinal del avión. Este ángulo es fijo, pues responde a consideraciones de diseño y no es modificable por el piloto.

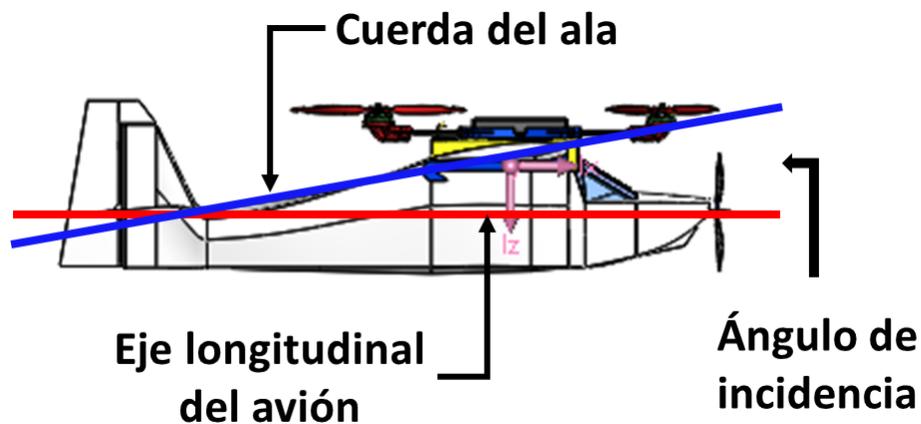


Figura B.3: Ángulo de incidencia en un avión

Ángulo de ataque. El ángulo de ataque es el ángulo agudo formado por la cuerda del ala y la dirección del viento relativo. Este ángulo es variable, pues depende de la dirección del viento relativo y de la posición de las alas con respecto a este, ambos extremos controlados por el piloto. Como es conveniente tener muy claro el concepto de ángulo de ataque, pues el vuelo está directa y estrechamente relacionado con el mismo.



Figura B.4: Ángulo de ataque en un avión

B.2. Peso

El peso es la fuerza de tracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su dirección perpendicular a la superficie de la tierra, su sentido hacia abajo, y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener al avión en el aire.

Dependiendo de sus características, cada avión tiene un peso máximo que no debe ser sobrepasado, estudiándose en el capítulo dedicado a la carga y centrado como debe efectuarse la carga de un avión para no exceder sus limitaciones y poner en peligro al pasaje y la aeronave.



Figura B.5: Distribución de peso en un avión

Centro de gravedad. Es el punto donde se considera ejercida toda la fuerza de gravedad, es decir el peso. El C.G es el punto de balance de manera que si se pudiera colgar el avión por ese punto específico este quedaría en perfecto equilibrio. El avión realiza todos sus movimientos pivotando sobre el C.G. y su ubicación viene determinada por el diseño de cada aeronave en particular.

El CG no es necesariamente un punto fijo, sino que su posición más desplazada a un lado u otro, o hacia adelante o atrás, está en función de la distribución del peso (tripulación, pasaje, combustible cargado, carga transportada, etc.).

La situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones tiene una importancia enorme en la estabilidad y controlabilidad del avión. El piloto debe ser consciente que si el C.G. está desplazado hacia adelante respecto al eje longitudinal el avión resultará pesado de morro; por el contrario, si el desplazamiento es hacia atrás el avión resultará pesado de cola. Es posible no solo que el aeroplano sea difícil de pilotar si el desplazamiento es muy acusado sino que se vuelva incontrolable si el C.G. está fuera de los límites fijados.

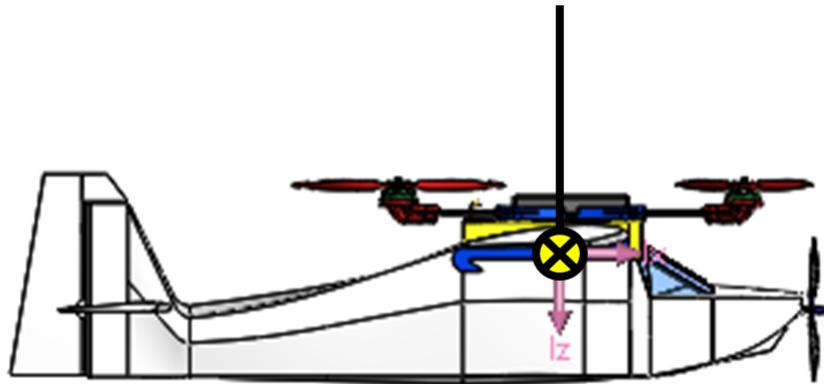


Figura B.6: Centro de gravedad en un avión

B.3. Resistencia

Es un hecho físico establecido que ningún sistema es 100 eficiente; cualquiera que sea su naturaleza, el trabajo requerido se obtiene a expensas de cierto trabajo adicional que se disipa o se pierde. Cuanto más eficiente sea el sistema, menor será esta pérdida. En nuestro caso esa pérdida de eficiencia se debe a la resistencia.

Esta fuerza es la que impide o retarda el movimiento de un aeroplano y actúa de forma paralela y en la misma dirección que el viento relativo, aunque también podríamos afirmar que la resistencia es paralela y de dirección opuesta a la trayectoria.

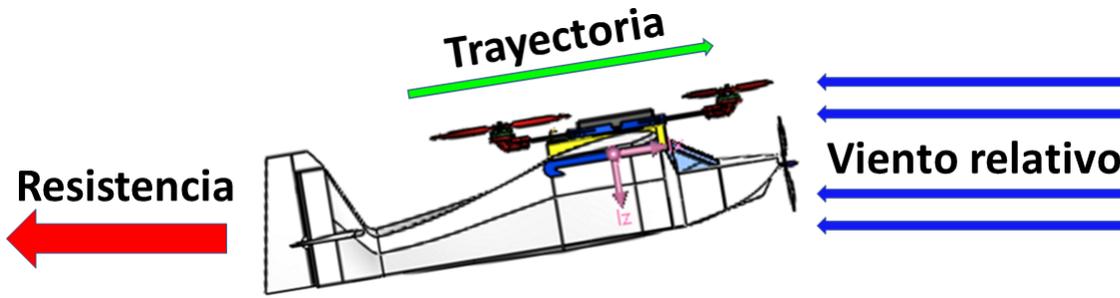


Figura B.7: Resistencia en un avión

B.4. Empuje o tracción

Para vencer la inercia del avión parado, acelerarlo en la carrera de despegue o en vuelo, mantener una tasa de ascenso adecuada, vencer la resistencia al avance, etc. se necesita una fuerza: el empuje o tracción. Se suele emplear habitualmente la palabra empuje por derivación del inglés thrust

Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3 ley del movimiento de Newton), mueve el avión hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina. Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión aunque no siempre es así.

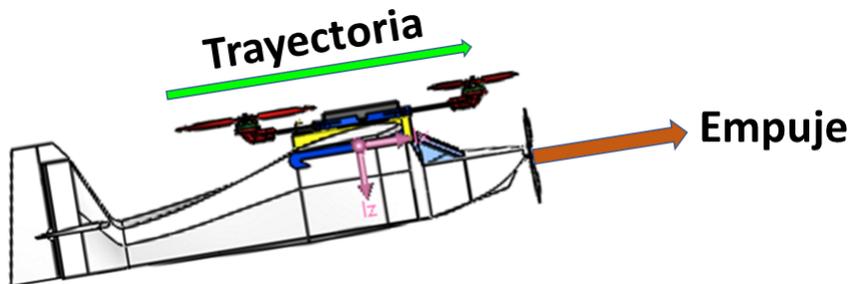


Figura B.8: Empuje en un avión

B.5. Perfil aerodinámico

Se denomina perfil aerodinámico a la forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación. En la figura B.9 se muestra los parámetros geocéntricos de un perfil aerodinámico los cuales tienen un gran impacto en las características aerodinámicas de un aeronave.

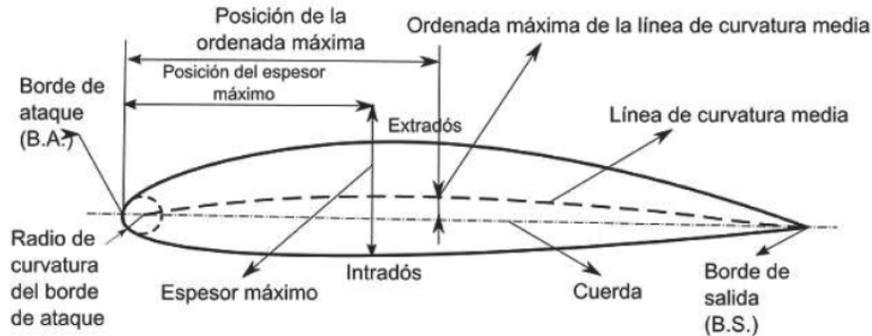


Figura B.9: Parámetros geocéntricos de un perfil aerodinámico. Fuente: NACA 2017

Apéndice C

Construcción y adaptación del prototipo

En esta sección se muestra el desarrollo de la estructura del vehículo, que involucra la construcción del cuadri-rotor que ira sujeto al avión y el desarrollo de las adecuaciones para acoplar el cuadri-rotor al avión.

C.1. Estructura del prototipo de vehículo convertible

Del diseño elegido en el capítulo 2, se obtuvieron los planos necesarios para su elaboración, se opto por usar la impresora 3D FLASHFORGE GUIDER IIS, debido a la capacidades de esta impresora que se encuentra en el laboratorio, en cuanto a impresión 3D de escritorio se refiere, los dos tipos de filamentos mas comunes son el ABS vs PLA. Ambos son termoplásticos, lo que significa que se vuelven maleables al aplicar calor. De este modo, se usan mientras estén calientes para crear la forma deseada, y luego se dejan enfriar para que conserven esa forma.

C.2. ABS vs. PLA

El ácido poliláctico (PLA) es un termoplástico biodegradable, hecho a base de recursos renovables como el almidón de maíz o la caña de azúcar. Aparte de usarse en la impresión 3D, lo podemos ver principalmente en implantes médicos, envases de alimentos y vajillas desechables. El principal beneficio que presenta el filamento PLA es que es fácil de extruir. El acrilonitrilo butadieno estireno (ABS) es un termoplástico derivado del petróleo, que se encuentra comúnmente en sistemas de tuberías (DWV), en revestimientos de automóviles, en cascos y en juguetes como Lego. En la tabla C.1 se aprecian algunas de las propiedades

de ambos materiales.

Tabla C.1: Propiedades del ABS y del PLA

Propiedad	ABS	PLA
Resistencia a la tracción	27 MPa	37 MPa
Alargamiento	3.5	6
Módulo de Young	2.1 a 7.6 GPa	4 GPa
Densidad	1.0 a 1.4 g/cm ³	1.3 g/cm ³
Punto de fusión N/A (amorfo)		173°C
Biodegradable	No	Sí
Temperatura de transición del vidrio	105°C	60°C
Productos comunes	LEGO	carcasas electrónicas Copas, bolsas de plástico, cubiertos

Los objetos impresos con filamento ABS cuentan con una resistencia, flexibilidad y durabilidad ligeramente más elevadas que la de los objetos fabricados con filamento PLA, pero el proceso de impresión resulta un poco más complicado. El ABS se puede mecanizar, pulir, lijar, limar, agujerear, pintar, pegar etc. con extrema facilidad, y el acabado sigue siendo bueno. Además, es extremadamente resistente y posee un poco de flexibilidad. Todo esto hace que sea el material perfecto para aplicaciones industriales.

Debido a su dureza y flexibilidad superior al PLA, se decidió fabricar las piezas con este material, además que es un material de fácil acceso, así nos permitiría reparar el prototipo de dron híbrido con menor demora de tiempo.

C.3. Acabado

Las piezas impresas en ABS tienen unas leves separaciones debido a las capas de impresión (por la naturaleza misma de imprimir en 3D), es por ello que se decidió lijar todas la piezas, reparar las piezas dañadas con una resina compuesta de acetona y ABS, para que funcione como sellador de las ranuras, en la figura C.1 se pueden apreciar las diferencias de una pieza sin tratamiento, una lijada y una después del tratamiento.



Figura C.1: Diferencia entre pieza sin y con tratamiento. a) Pieza sin tratamiento. b) Pieza lijada. c) Pieza con tratamiento

Por último se le dio un baño de acetona, que consiste en poner un poco de acetona junto con la pieza dentro de un frasco cerrado herméticamente, para que los gases que desprende la acetona actúen sobre la pieza, dejando un acabado liso y brillante, como se ve en la figura C.2, cada pieza lleva un tiempo diferente de tratamiento debido al tamaño y forma de cada una, pero el procedimiento es el mismo.



Figura C.2: Pieza con tratamiento. a) Baño de acetona. b) Pieza final

C.4. Uniones

En las uniones que van desde el cuerpo del cuadri-rotor a los motores, se decidió trabajar con tubos de fibra de carbono, por su propiedades físicas. En cuanto a su definición, la fibra de carbono o fibra de carbón es una fibra sintética que se obtiene a partir de un polímero llamado

poliacrilonitrilo. Un material compuesto principalmente por carbono que se constituye en filamentos de $5 - 10 \mu m$ de diámetro. La composición de cada fibra o hilo por miles de estos micro-filamentos dotan a la fibra de carbono de propiedades similares a las del acero. Incluso logra una mayor resistencia a los impactos que este metal, debido a su gran dureza. A pesar de esto, nos encontramos ante un material ligero, equiparable a la madera o el plástico.

Tabla C.2: Propiedades de la fibra de carbono

Propiedad	Fibra de carbono
Módulo de Young	Tipo SHT (> 450 Gpa). Tipo HM (entre 350–450 Gpa). Tipo IM (entre 200–350 Gpa). Tipo HT (< 100 Gpa)
Módulo de tracción	Nivel bajo (33 MSI). Nivel intermedio (42 MSI). Nivel alto (55 MSI).
Densidad	$1.6g/cm^3$ a los $1,75g/m^3$.

Para finalizar esta sub sección, se muestra lo que es el prototipo de vehículo convertible ya con los acoplamientos hechos y montados sobre el aeroplano Tundra Durafly, en la figura C.3 se aprecia que aun cuenta con la liga, ya que aun falta lo que es la intervención de la aeronave así como las pruebas iniciales.

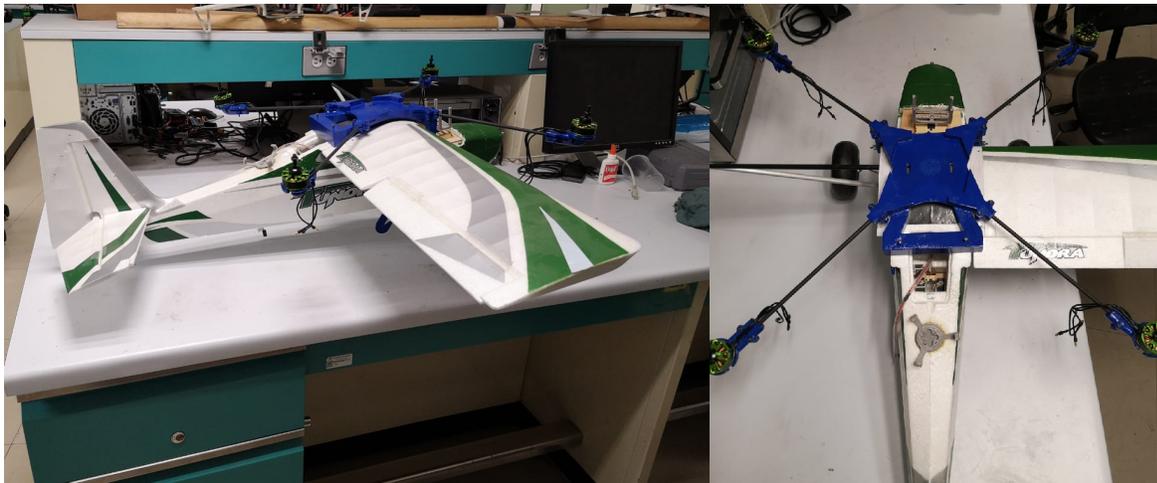


Figura C.3: Prototipo final sin instrumentación

Apéndice D

Instrumentación electrónica

Para que un dron pueda volar necesita de múltiples actuadores, que de manera sinérgica permitirían al vehículo poder ser operado. Es por ello que se emplea esta sección para mostrar como de manera colaborativa los periféricos interactúan mejorando las características del conjunto, se muestra la instrumentación del prototipo, que incluye la elección de los motores, los ESC's, la controladora de vuelo, la colocación del GPS, entre otras adecuaciones.

D.1. Motores

Se trabajara con un motor de marca Turnigy Multistar, con numero de matricula 3508-640Kv. En la figura D.1 se aprecia imagen donde se aprecian las características del motor así como una imagen del motor, este motor Turnigy es de los modelos de corriente continua con tecnología de fabricación BLDC, es decir, es sin escobillas ó mejor conocidos como motores brushless, cuentan con una tecnología cuya principal ventaja es una mayor duración, sobre todo porque no existe rozamiento en las escobillas. Esto, a su vez, se traduce en una emisión mucho menor de interferencias electromagnéticas. Otra de las ventajas significativas de la tecnología brushless es el mayor control sobre la velocidad del motor y su posición. Por otro lado, esta tecnología de fabricación permite introducir un mayor número de elementos sensores en el motor, por lo que se pueden realizar controles, no sólo de velocidad y sentido, sino también de errores entre otros parámetros.

Mas adelante se harán algunos cálculos como el tiempo de vuelo y empuje total (estimado y real) que podrá soportar el vehículo híbrido, de acuerdo al tipo de hélices, peso total del vehículo y capacidad de las baterías.

<p>RPM / V: 640 KV Max potencia: 550 W. Max. corriente: 30 A. por 10 s. Células Lipo: 2 ~ 5. Resistencia interna: 0.120 Ω. Sin corriente de carga: 0.6 A. Número de polos: 14. Tamaño del eje: 4 mm. Dimensiones (DxL): 42 x 26 mm. Rosca del tornillo: M3. Conector: 3,5 mm. de bala. Peso: 97 g.</p>	
---	--

Figura D.1: Motor Turnigy Multistar 3508-640Kv y sus características

D.2. Hélices

Las hélices de un cuadri-rotor son las que permiten producir empuje y sustentación a partir de su movimiento rotacional. Hay tres propiedades importantes a considerar en las hélices: el paso, el diámetro y el material. El paso es el ángulo que forma la hélice con respecto al vector de movimiento que sigue el aire al atravesarla. Una hélice de un determinado paso debe girar al doble de velocidad para recorrer la misma distancia que una del doble de paso. A mayor paso se obtiene mayor velocidad, pero al costo de eficiencia, estabilidad y consumo eléctrico. Las hélices con mayor diámetro producen más empuje a expensas de un mayor requerimiento de torque al rotor y pérdida de maniobrabilidad al responder el rotor más lentamente a los cambios de velocidad por el mayor momento de inercia, pero provee un cuadri-rotor más estable. El diámetro de la hélice debe estar de acuerdo con las revoluciones del rotor, donde a mayor diámetro menos revoluciones por minuto. Los materiales más comunes utilizados en las hélices son la fibra de carbono y el plástico.

En la figura D.2 se puede apreciar las hélices seleccionada para el cuadri-rotor, son unas hélices de fibra de carbono de 8x4, y son abatibles, con el fin de disminuir la resistencia contra el aire cuando este en modo avión, además, con estas hélices según los datos del fabricante del motor seleccionado dan el mayor empuje.



Figura D.2: Hélice para el cuadri-rotor

Mientras que para el avión Tundra Duraflly, se opto por la hélice que el kit traía, es una propela de 17x8 y se puede apreciar en la figura D.3.



Figura D.3: Hélice para el avión Tundra

D.3. ESC

El ESC se eligió de acuerdo al motor y lo que recomienda el fabricante, en este caso fue uno marca Turnigy Plush-32 60 Amp. speed controller w/BEC. En la figura D.4 se aprecia el sBEC utilizado y algunas de sus principales características.

<p>Corriente: 60 A. Cells: 2~6S. Voltage: 8.4~25.2 V. BEC: 5.5V / 5.0 A. BEC type: SBEC Timing: Auto Cutoff Voltage: 3.2 V. Frequency: 48 MHz. Weight: 56.5g. Size: 50.5x31.5x20mm. Sensored/Sensorless: Sensorless</p>	
---	--

Figura D.4: Turnigy Plush-32 60 Amp. speed controller w/BEC y sus características

D.4. Controlador de vuelo

Se decidió utilizar el Pixhawk en su versión 2.4.6, ver figura D.5, como controladora de vuelo debido a que anteriormente se ha trabajado con ella, además de que cumple con los requerimientos para fines de este proyecto. Pixhawk es un proyecto independiente de hardware libre realizado con el objetivo de proveer un autopiloto para las comunidades académicas, de entretenimiento e industriales a bajo costo, gran performance y alta disponibilidad. Este controlador provee la parte de hardware para el proyecto de la Linux Foundation: DroneCode. El autopiloto tiene algoritmos para altitud y posición y provee algoritmos de guía, navegación y control para distintos tipos de drones multi-rotor, de ala fija e incluso rovers. El hardware de Pixhawk tiene su software llamado Dronecode que lo controla y conecta con distintos sensores, extensiones de telemetría y otros accesorios periféricos.

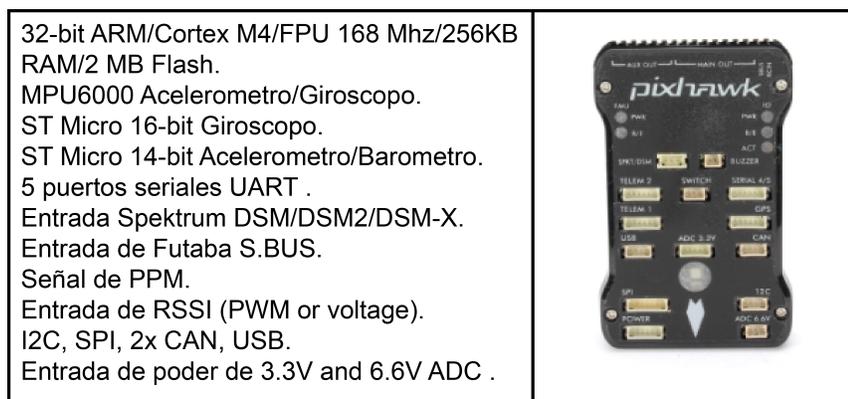


Figura D.5: Pixhawk y sus características

D.5. Baterías

De acuerdo a las especificaciones de los motores, la batería a utilizar tiene que ser de 3-4 celdas. Se opto por usar la batería Turnigy de 3 celdas, que nos da un voltaje de 11.1 V. a 4000 mAh, dicha batería se muestra en la figura D.6. Esta batería es pequeña y cumple con las características que requiere el motor, además que esta hecha de grafeno, el grafeno es una lámina de átomos de carbono unidos en un patrón de celosía de panal de abeja, es ampliamente reconocido como un meta material debido a la gran cantidad de atributos sorprendentes que posee. Es un potente conductor de energía eléctrica y térmica, extremadamente liviano químicamente inerte y flexible con una gran área de superficie. También se considera ecológico y sostenible, con posibilidades ilimitadas para numerosas aplicaciones.//

<p>Tipo: Graphene Lipo. Capacidad: 4000 mA/h. Voltage: 3S1P/3 Cell/11.1 VDischarge: 45 C constante/90 C. Burstweight: 381 g. Dimensiones: 144 x 51 x 27mm. Balance: JST-XH. Discharge Plug. Conector: xt-90. Densidad de energía: 0.15 - 0,17 KW/Kg (5 A/H - 16 A/H). Densidad de energía: 0,13 - 0,15 KW/Kg (1 A/H - 4.9 A/H).</p>	
---	--

Figura D.6: Batería de grafeno Turnigy y sus características

pero aun así se tienen que realizar algunos cálculos para asegurar que la batería realmente nos es útil, para ello se puede utilizar eCalc, que es una aplicación especializada en todo tipo de vehículos a distancia y nos ofrece la posibilidad de saber el tiempo estimado de vuelo, dependiendo de las características de nuestra aeronave.

Bibliografía

- [1] HAMILTON, J *UAVs Unmanned Aerial Vehicles* S. Hamilton, Minnesota, United States of America: ABDO Publishing Company, 2012.
- [2] J. M. JIMENEZ *Introducción a Solidworks Simulation y análisis de elemento finito* <https://ditlag.wordpress.com/author/juanmj13/>.
- [3] *Documentación de SolidWorks* <https://solidworks.com/doc/>.
- [4] *Los drones y sus aplicaciones.* https://dgsei.edomex.gob.mx/tecnotips/los_drones_y_sus_aplicaciones.
- [5] *Secretaría de Comunicaciones y Transportes.* <http://www.sct.gob.mx/fileadmin/DireccionesGrales/archivo/modulo2/nom-107-sct3-2019-201119.pdf>.
- [6] W. O. BUSTAMANTE, J. F. VELÁZQUEZ, R. E. ONTIVEROS *Instituto Mexicano de Tecnología del Agua Coordinación de Riego y Drenaje.* https://www.imta.gob.mx/biblioteca/libros_html/riego-drenaje/uso-y-manejo-de-drones.pdf.
- [7] *Geoide Gravimétrico Mexicano.* <https://www.inegi.org.mx/temas/geoide/default.html#Publicacion>
- [8] *Reglamento Interior de la SAGARPA. Diario Oficial de la Federación.* México, 2012, <http://www.diputados.gob.mx/LeyesBiblio/regla/n10.pdf>
- [9] *Ley de Desarrollo Rural Sustentable. Diario Oficial de la Federación.* México, 2019, http://www.diputados.gob.mx/LeyesBiblio/pdf/235_120419.pdf
- [10] MCMAHON MA, VALDÉS A, CAHILL C, JANKOWSKA A. *Análisis del extensionismo agrícola en México.* OCDE. París; 2011.
- [11] M. HASSANALIAN, A. ABDELKEFI *Classifications, applications, and design challenges of drones: a review.* Prog Aerosp Sci, 91 (2017), pp. 99-131, 10.1016/j.paerosci.2017.04.003
- [12] J. BUSTAMANTE, C. HERRERA, E. ESPINOZA, C. ESCALANTE, S. SALAZAR, R. LOZANO *Design and Construction of a UAV VTOL in Ducted-Fan and Tilt-Rotor Configuration.* 16th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE) Mexico City 2019, 11-13, https://cce.cinvestav.mx/images/archivos/papers-19/CCE_2019_paper_81.pdf
- [13] LAURA GUADALUPE MARTÍNEZ SANTOS *Diseño, modelado, construcción y control de un UAV convertible* TJ211-495-M37-2017.

- [14] ALAN SOLÍS QUIROZ *Diseño y onstrucción de un avion hibrido* TJ211-495-S65-2015.
- [15] <https://www.homelandsecurity-technology.com/projects/s4-ehecatl-unmanned-aerial-vehicle/>.
- [16] <http://www.semar.gob.mx/INIDETAM/proyectos.html>
- [17] <https://germandrones.com/songbird/>
- [18] <http://www.fuvex.com/>
- [19] <https://diydrone.com/profiles/blogs/an-awesome-day-at-cmac>
- [20] M. FRENCH *Conceptual Design for Engineers* Lodon: SpringerVerlag Berlin Heidelberg, 1985.
- [21] G. PAHL Y W. BEITZ *Engineering Desing: A Systematic Approach* Springer, 1996.
- [22] G. R. FLORES C. *Design, modeling and control of a convertible mini airplane having four tiliting rotors* Université de Technologie de Compiègne, 2014. English. ffNNT : 2014COMP2095ff. fftel-01297721ff.
- [23] WACHUTKA, G *Problem Orientated Modeling of Microtransducers: State of the Art and Future Challenges* Sensors and Actuators A, 41-42, 279-283.