



CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DE ESTUDIOS
AVANZADOS DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

UNIDAD ZACATENCO

PROGRAMA DE SISTEMAS AUTÓNOMOS
DE NAVEGACIÓN AÉREA Y SUBMARINA

**"Diseño y construcción de un avión VTOL en
configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor"**

T E S I S

Que presenta

ING. JUAN MANUEL BUSTAMANTE ALARCON

Para obtener el grado de

MAESTRO EN CIENCIAS EN SISTEMAS AUTÓNOMOS
DE NAVEGACIÓN AÉREA Y SUBMARINA.

Directores de la Tesis:

Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada

Dr. Antonio Osorio Cordero

Ciudad de México

Diciembre, 2018

*Dedicado a
mi familia*

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

Leonardo Da Vinci

Agradecimientos

A mi familia, como un testimonio de mi infinito aprecio y agradecimiento por toda una vida de esfuerzos y sacrificios, brindándome siempre cariño y apoyo cuando más lo necesité. Deseo de todo corazón que mi triunfo profesional lo sientan como suyo.

A mi compañera Cindy Angélica, por su genialidad y aportes que fueron parte fundamental de este trabajo.

A mis asesores de tesis el Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada y el Dr. Antonio Osorio Cordero por creer en mi y ser partícipes de este arduo trabajo que deja como recuerdo y prueba viviente en la historia; este trabajo de tesis, que perdurará dentro del conocimiento y desarrollo de las demás generaciones que están por llegar.

A mis amigos y compañeros de laboratorio por darme su apoyo, y sabios consejos durante la realización de la tesis. Y una especial mención a Jose Luis y Hector por su invaluable participación en el desarrollo de este trabajo.

Al CINVESTAV por regalarme esta grata experiencia a lo largo de mi vida académica, por permitirme convertirme en un profesional de lo que tanto me apasiona, gracias a cada profesor que fué parte de este proceso integral de formación.

Agradezco al CONSEJO NACIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA (CONACYT) por recibir el apoyo de una beca para continuar con mis estudios de posgrado.

Agradecimientos al proyecto del Laboratorio Nacional en Vehículos Autónomos y Exoesqueletos 295536.

Este es un momento muy especial que espero, perdure en el tiempo, no solo en la mente de las personas a quienes agradecí, sino también a quienes invirtieron su tiempo para echarle una mirada a mi tesis; a ellos les agradezco inmensamente por permitirme a mis experiencias, investigaciones y conocimientos, incurrir dentro de su repertorio de información y dejar huella.

Juan Manuel Bustamante Alarcon

Resumen

En este trabajo se presenta el desarrollo de un vehículo aéreo no tripulado híbrido que combina las capacidades de despegue y aterrizaje vertical en superficies no preparadas y el vuelo estacionario del helicóptero, con las capacidades de autonomía, capacidad de carga y velocidad que ofrece el avión. A partir de un concepto de aeronave que utiliza la configuración Tilt-Rotor para realizar la transición de un modo de vuelo a otro y la configuración Ducted-Fan para incrementar el desempeño de vuelo durante la fase de vuelo vertical.

Se presenta el diseño aerodinámico de la aeronave utilizando herramientas computacionales para la verificación del modelo mediante CFD para el ala fija. Mientras que para el vuelo vertical se muestran pruebas experimentales para la determinación del sistema de sustentación durante este vuelo. Posteriormente se muestra la manufactura realizada a partir del diseño aerodinámico obtenido.

Se realizó la implementación de la aviónica encargada para la manipulación de las superficies de control durante el modo avión y sistema de sustentación principal durante el vuelo vertical así como la integración de mecanismo y sensores para llevar a cabo la transición. Se hizo uso del Autopiloto Pixhawk desarrollando una nueva configuración de aeronave dentro del firmware de PX4.

Finalmente, se presentan los resultados de las pruebas de vuelo vertical realizadas en exteriores para la evaluación del concepto.

Palabras Clave: Avión híbrido, VTOL, Ducted-Fan, Tilt-Rotor, VANT, Diseño Aerodinámico, Convertiplano

Abstract

This thesis describes the development of an hybrid Unmanned Aerial Vehicle that combines the capabilities of Vertical Takeoff-Landing and the helicopter's hover flight, with autonomy, load capacity and speed offered by an aircraft. From an aircraft concept that uses the Tilt-Rotor configuration to make the transition from one flight mode to another and the use of the Ducted-Fan configuration to increase flight performance during the vertical flight.

The aerodynamic design is presented using computational tools for the verification of the model such as CFD for the fixed wing. While for the vertical flight, experimental tests were conducted in order to determine the lift system during this flight. Afterwards, the manufacturing process derived from the aerodynamic design is presented.

The avionic's implementation in charge of handling the control surfaces during the airplane mode and the main lift system during the vertical flight was carried out, as well as the integration of mechanism and sensors to perform phase the transition. The Pixhawk Autopilot was used to develop a new aircraft configuration using the PX4 firmware.

Finally, the results obtained from the vertical flight tests performed outdoors are presented for the evaluation of the aircraft concept.

Keywords: Fixed-wing VTOL, Ducted-Fan, Tilt-Rotor, UAV, Aerodynamic Design, Convertiplane

Lista de Símbolos

AR_w Relación entre la envergadura y la cuerda media geométrica

b Envergadura

b_h Envergadura del estabilizador horizontal

b_v Envergadura del estabilizador vertical

b_{VT} Envergadura del estabilizador en V-Tail

b_w Envergadura del ala

C_D Coeficiente de arrastre

C_L Coeficiente de Levantamiento

C_{Lmax} Coeficiente de Levantamiento Máximo

c_{rh} Longitud de la cuerda del perfil de raíz del estabilizador horizontal

c_{rv} Longitud de la cuerda del perfil de raíz del estabilizador vertical

c_{rVT} Longitud de la cuerda del perfil de raíz del estabilizador V-Tail

c_{rw} Longitud de la cuerda del perfil de raíz del ala

c_{th} Longitud de la cuerda del perfil de punta del estabilizador horizontal

c_{tv} Longitud de la cuerda del perfil de punta del estabilizador vertical

c_{tVT} Longitud de la cuerda del perfil de punta del estabilizador V-Tail

c_{tw} Longitud de la cuerda del perfil de punta del ala

D Fuerza de arrastre

\bar{e}_{max} Espesor máximo del perfil

L Fuerza de sustentación o levantamiento

q Presión Dinámica

Re Número de Reynolds

S Superficie

S_h Superficie del estabilizador horizontal

S_v Superficie del estabilizador vertical

S_{VT} Superficie del estabilizador en V-Tail

S_w Superficie Alar

V_c Velocidad Crucero

\bar{V}_h Coeficiente de volumen horizontal

V_s Velocidad de desplome

\bar{V}_v Coeficiente de volumen vertical

W_E Peso vacío de la aeronave

X_h Distancia desde el 1/4 de cuerda del ala al 1/4 de cuerda del estabilizador horizontal

X_v Distancia desde el 1/4 de cuerda del ala al 1/4 de cuerda del estabilizador vertical

α Ángulo de incidencia del viento

α_s Ángulo de desplome del perfil

α_{0L} Ángulo de cero levantamiento

λ_w Relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz

Lista de acrónimos

- CAD** Computer Aided Design (Diseño Asistido por Computadora)
- CENTA** Centro Nacional de Tecnologías Aeronáuticas
- CFD** Computational Fluid Dynamics
- CINVESTAV** Centro De Investigación Y De Estudios Avanzados Del IPN
- DGAC** Dirección General de Aeronáutica Civil
- EPS** Expanded polystyrene(Poliestireno Expandido)
- ESC** Electronic Speed Control
- FBW** Fly By Wire
- I²C** Inter-Integrated Circuit
- PWM** Pulse Width Modulation
- RPAS** Remotely Piloted Aircraft System
- RTF** Ready To Fly
- RTOS** Real-Time Operating System
- SEMAR** Secretaría de Marina
- STOL** Short Take-Off and Landing
- UAV** Unmanned Aerial Vehicle
- UMI** Unidad Mixta Internacional
- USAF** United States Air Force
- VANT** Vehículo Aéreo No Tripulado
- VTOL** Vertical Take-Off and Landing

Lista de Figuras

1.1. Diferentes tipos de Convertiplanos	6
1.2. Aeronave Tilt-Rotor Trinity	7
1.3. Aeronave Tilt-Rotor Tron	8
1.4. Aeronave Tilt-Rotor FireFly6	9
1.5. Aeronave Tilt-Wing QTW UAV	10
1.6. Aeronave Tailt-Sitter Parrot	11
1.7. Aeronave Tailt-Sitter WintraOne	12
1.8. Aeronave Tailt-Sitter Mark II	13
1.9. Aeronave Híbrida Falcon V	14
1.10. Aeronave Híbrida DeltaQuad	15
1.11. Aeronave Híbrida Jump 20	16
1.12. Metodología utilizada para el desarrollo del avión VTOL	22
1.13. Diagrama de Gantt de actividades	23
2.1. Diagrama de flujo del proceso de diseño.	28
2.2. Perfil de misión tipo crucero simple.	29
2.3. Configuraciones de avión más utilizadas.	30
2.4. Tipo de ala y estabilizador seleccionadas para el concepto	31
2.5. Ducted Fan, comparativa	32
2.6. Concepto de avión VTOL bajo la configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.	33
2.7. Geometría del ala y el perfil currentilineo	35
2.8. Perfil Goe425	37
2.9. C_L vs α del perfil GOE425 obtenida mediante XFLR5.	38
2.10. Planteamiento del Problema para resolver mediante CFD	39

2.11. Metodología de Mallado utilizada para discretizar el volumen de control .	40
2.12. Análisis de sensibilidad de malla para garantizar que los resultados son independientes de la malla.	41
2.13. Comparativa C_L vs α mediante ANSYS Fluent y XFLR5	42
2.14. Contorno de Velocidad a los largo del perfil GOE425 a un $\alpha = 12$	43
2.15. Lineas de corriente sobre el perfil GOE425	43
2.16. Momento de cabeceo del avión completo vs ángulo de ataque.	46
2.17. Bosquejo del avión con las dimensiones finales.	47
2.18. Motores Fire 2600KV y MR2205 2750KV	48
2.19. Rotores de paso fijo utilizados en las pruebas	49
2.20. Ductos utilizados en las pruebas.	49
2.21. Banco de pruebas utilizado en los ensayos	50
2.22. Comparación Motores, Rotores y Ductos	51
2.23. Comparación Rotor libre vs Rotor con Ducto	52
2.24. Corte del EPS para la fabricación del ala	53
2.25. Impresión del ducto de 4 alabes guías mediante manufactura aditiva en la cual se utilizo material PLA.	54
2.26. Ensamble completo del prototipo de avión VTOL.	54
3.1. Tecnología FBW utilizada en el avión F-8 Crusader de la USAF.	55
3.2. Motor Contrarotativo Himax CR2816-1100 colocado en la parte frontal del vehículo.	57
3.3. Motor MR2205 2750 KV utilizado en los Ducted-Fan	58
3.4. Controlador Afro ESC de 30 A para controlar las revoluciones de los motores.	59
3.5. Servomotor Turnigy, utilizado para mover las superficies de control.	60
3.6. Actuador DYNAMIXEL AX-12A utilizado para hacer bascular el motor coaxial HIMAX.	61
3.7. Posiciones del mecanismo basculante para la transición.	62
3.8. Arquitectura de PX4.	63
3.9. Periféricos con los que cuenta el autopiloto Pixhawk 1.	64

3.10. Interfaz gráfica en QGroundControl, para la selección de la configuración de la aeronave a la que se le va a montar el autopiloto.	66
3.11. Configuraciones del avión VTOL.	66
3.12. Conexión de los dispositivos utilizados en el prototipo a los periféricos de la tarjeta Pixhawk 1.	67
3.13. Esquemático del circuito para el servo AX-12A	69
3.14. Prototipo de avión VTOL terminado incluyendo ya la aviónica.	69
4.1. Prueba de vuelo vertical restringiendo los movimientos traslacionales. .	72
4.2. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de alabeo (Roll)	73
4.3. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de cabeceo (pitch).	74
4.4. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de Guiñada (Yaw).	75
4.5. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje x.	76
4.6. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje y.	76
4.7. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje z.	77
4.8. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de alabeo (Roll)	78
4.9. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de cabeceo (pitch)	79
4.10. Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de Guiñada (Yaw)	80
4.11. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje x.	81
4.12. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje y.	81
4.13. Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje z.	82
4.14. Pruebas de vuelo vertical	83
5.1. Conceptos previos	87
5.2. Impresión de la pieza de sujeción.	90

Lista de Tablas

1.1. Tabla Comparativa	17
2.1. Parámetros obtenidos mediante el programa XFLR5 del Perfil Goe425.	38
2.2. Parámetros de vuelo para el cálculo del ala.	44
2.3. Geometría del ala obtenida por cálculos.	44
2.4. Propiedades geométricas de los estabilizadores	45
2.5. Propiedades geométricas del V-Tail.	46
2.6. Dimensiones finales del V-Tail.	47
3.1. Especificaciones motor Himax	58
3.2. Especificaciones del motor MR2205.	59
3.3. Especificaciones Afro ESC 30A.	60
3.4. Especificaciones del motor AX-12A.	62
3.5. Especificaciones del Pixhawk 1.	65
4.1. Condiciones atmosféricas durante la prueba 1	73
4.2. Condiciones atmosféricas durante la prueba 2	78

Contenido

Resumen	I
Abstract	II
Lista de Símbolos	III
Lista de acrónimos	V
Lista de figuras	VIII
Lista de tablas	IX
1. Introducción	1
1.1. Motivación	2
1.2. Objetivo	3
1.2.1. Objetivos Particulares	3
1.3. Justificación	3
1.4. Estado del Arte	4
1.4.1. Configuración Tilt-Rotor	6
1.4.2. Configuración Tilt-Wing	10
1.4.3. Configuración Tail-Sitter	11
1.4.4. Configuración Híbrido	13
1.5. Alcance	18
1.6. Metodología	19
1.7. Cronograma de Actividades	20
1.8. Productos obtenidos durante el desarrollo del tema de tesis	24
1.8.1. Estancia en el CENTA, Queretaro	24
1.8.2. Presentación Oral en el CIA	24

1.8.3.	Participación en las demostraciones de vuelo en el SIMEVANT	24
1.9.	Organización de la tesis	25
2.	Desarrollo de la Aeronave	27
2.1.	Introducción	27
2.2.	Requerimientos	28
2.2.1.	Perfil de Misión	29
2.3.	Diseño Conceptual	30
2.3.1.	Selección de la configuración	30
2.3.2.	Descripción del Concepto	33
2.4.	Diseño Aerodinámico	34
2.4.1.	Geometría del Ala	34
2.4.2.	Selección del Perfil currentilineo	36
2.4.3.	Validación de la polar del perfil mediante ANSYS Fluent	39
2.4.4.	Dimensiones del ala y estabilizadores	44
2.5.	Pruebas experimentales de rotores	47
2.5.1.	Descripción de componentes y banco de pruebas	47
2.5.2.	Resultados de las pruebas	50
2.6.	Construcción del Prototipo	52
3.	Descripción de los actuadores y aviónica del prototipo	55
3.1.	Introducción	55
3.2.	Descripción de los actuadores utilizados.	56
3.2.1.	Propulsión y sustentación en modo vertical.	57
3.2.2.	Superficies de control.	60
3.2.3.	Mecanismo basculante	61
3.3.	Autopiloto	62
3.3.1.	Creación de una nueva configuración en PX4	65
3.3.2.	Periféricos del Pixhawk utilizados.	67
4.	Pruebas y Resultados Experimentales	71
4.1.	Introducción	71

4.2. Pruebas de Vuelo vertical	71
4.2.1. Prueba 1 de Vuelo	72
4.2.2. Prueba 2 de Vuelo	77
5. Conclusiones y Trabajos Futuros	85
5.1. Conclusiones	85
5.2. Trabajo Futuro	86
Anexo 1. Conceptos y Bosquejos iniciales del vehículo	87
Anexo 3. Diseño de piezas para impresión 3D mediante la tecnología de refuerzo con fibras (Impresora Markforged Two)	89
5.3. Pieza de sujeción del motor HIMAX	89
Bibliografía	91

Capítulo 1

Introducción

Son incontables las historias que demuestran la fascinación del hombre por el vuelo. Ya que, como humano se tiene el deseo de explorar el mundo, y es gracias al vuelo que se pueden alcanzar lugares lejanos y llegar a ellos de manera rápida.

La historia de la aviación es tan antigua, que ya desde tiempos remotos algunas personas empezaron a imitar a las aves cubriendo sus cuerpos con plumas, como lo relata la mitología griega en la leyenda de Dédalo e Ícaro. Posteriormente en el siglo V, el vuelo continuó con las primeras aeronaves desarrolladas por el hombre, los cometas o papalotes, inventados en china. Es entonces en el año 1700, que da inicio la edad moderna de la aviación. Al inicio de esta etapa se desarrollaron aeronaves mas ligeras que el aire, destacando los globos y dirigibles (conocidos como Zeppelin). Pero fue durante las posteriores guerras mundiales que el desarrollo de otro tipo de aeronaves tuvo su auge, los denominados "más pesados que el aire".

La obsesión por el vuelo comenzó con los aviones, permitiendo alcanzar ese tan anhelado sueño de andar por las nubes. Sin embargo, además de las fuerzas aerodinámicas que hacen volar a estos aparatos es más bien el dinero que hace que estos despeguen, ya que el costo de operación de los aviones tripulados es algo que impide que volar no esté al alcance de todos.

Los Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT'S) mejor conocidos como drones, repre-

sentan una manera de mantener la cabeza en las nubes a un menor costo que aquellos tripulados. Pero no es solo ese el beneficio de los VANT'S, pues la ausencia de piloto los convierte en aeronaves muy versátiles que ayudan a no exponer tanto la vida de una persona abordo.

Por esa razón en los últimos años, se han desarrollado una gran cantidad de aplicaciones para estos vehículos. Por ejemplo, para fotografía y cartografía aéreas, patrullaje, transporte de carga, recreación, entre otras.

1.1. Motivación

Como se ha visto recientemente, una serie de fenómenos naturales han azotado diferentes partes del mundo, tal es el caso de inundaciones, ciclones, terremotos, etc. Lo que genera la necesidad de proveer a los servicios de emergencia de nuevas tecnologías que ayuden a afrontar con mayor eficiencia estas situaciones de desastre.

Recientemente, en apoyo a los servicios de emergencia, se están utilizando los VANT'S para realizar diferentes tipos de misiones como: análisis de situación de las víctimas, búsqueda de personas extraviadas, además de proveer de alimento y medicamentos a las personas afectadas.

Con lo cual se llega a la gran pregunta de ¿qué tipo de vehículo utilizar para estas misiones?. Si se considera que el vehículo parte de un aeródromo en donde se cuente con pistas, para el caso de aviones, no habría mucho inconveniente al despegar. Pero normalmente en las zonas de desastre es muy difícil para los vehículos de ala fija encontrar una zona segura para descender, en especial en zonas urbanas.

Mientras que los vehículos de ala rotativa, no presentan este inconveniente; aún así carecen de capacidad de carga, una baja velocidad y una baja autonomía en comparación con los aviones. Características necesarias para el transporte de víveres desde una base militar hacia la zona de desastre.

Por eso, surge la inquietud de desarrollar vehículos que combinen las ventajas tanto del ala fija como del ala rotativa, dando paso a un tipo de UAV muy característico denominado convertiplano.

1.2. Objetivo

Desarrollar un vehículo aéreo no tripulado de ala fija con capacidades de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), en configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.

1.2.1. Objetivos Particulares

- Obtener el diseño aerodinámico y construir un vehículo aéreo en configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.
- Realizar la integración de los diferentes componentes de la aviónica del vehículo para la manipulación de los diferentes actuadores de la aeronave.
- Realizar pruebas experimentales con el avión con la finalidad de verificar el desempeño en vuelo vertical.
- Evaluar el desempeño del concepto Fixed-Wing VTOL en configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.

1.3. Justificación

Hasta el día en que las terminales aéreas ya no necesiten de largas pistas, el avión (en palabra de Thomas Edison) está medio inventando. Desde que los hermanos Wright realizaron sus primeros vuelos, los pioneros e ingenieros de la aviación han reconocido la necesidad del desarrollo de vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical (**V**ertical **T**ake**O**ff and **L**anding) así como de aquellos de corto despegue y aterrizaje (**S**hort **T**ake**O**ff and **L**anding). Los helicópteros son parte de la solución, pero presentan inconveniente en comparación con el avión. Por tal motivo, actualmente se está trabajando en el diseño y pruebas de vehículos convertibles aún más complejos, conocidos como Convertiplanos [1].

Algunos de estos vehículos convertiplanos, como se mencionará con mayor detalle en el estado del arte, en su mayoría utilizan una misma pala o par de palas para hacer la función de hélice y rotor. Sin embargo, el rotor en comparación con la hélice se encuentra sometido a mayor carga pues su principal función es la de soportar el peso del vehículo en el aire, mientras que la hélice se encarga de acelerar al vehículo a través del aire para hacer que el ala genere sustentación, por lo cual, la hélice se somete a menor carga. Entonces, el utilizar el mismo mecanismo como hélice y rotor, lleva a buscar un equilibrio entre ambos modos de vuelo por lo cual no se aprovechan al máximo las capacidades del vuelo vertical y el vuelo en modo avión.

Por tal motivo con esta configuración, se quiere contar con dos rotores de paso fijo que hagan la función de mecanismos de sustentación principal en el vuelo vertical y dos prop-rotors (helice-rotor [2]), de igual manera de paso fijo montadas en configuración coaxial, para también ayudar a generar sustentación pero principalmente para poder controlar el cabeceo y guiñada (pitch y yaw) del vehículo. Mientras que para el modo avión se busca producir empuje exclusivamente con una de las dos prop-rotor's.

Con esta configuración se busca obtener un vehículo versátil, al utilizar los Ducted-Fan para incrementar la eficiencia energética durante el vuelo vertical y además lograr adaptar de una mejor manera la aeronave para las diferentes etapas de vuelo para poder aprovechar las ventajas que ofrecen ambos modos de vuelo.

1.4. Estado del Arte

Diversos han sido los esfuerzos en desarrollar algún tipo de aeronave capaz de llevar cargas pesadas a través de grandes distancias, a una alta velocidad e incluyendo las capacidades VTOL. La problemática radica en lograr un vuelo vertical y un vuelo horizontal sin tener que sacrificar la eficiencia para cada modo de vuelo, manteniendo las capacidades VTOL y de vuelo horizontal.

Este problema se ha atacado de diversas formas, en donde se afronta el tema de la eficiencia principalmente energética. Pero todas convergen en una problemática en común, la dificultad de construir este nuevo vehículo convertiplano, en donde se busca simplicidad de manufactura, reducción de peso y vibraciones, así como de estabilidad. En la literatura podemos encontrar diferentes tipos de configuraciones de convertiplanos, dentro de las cuales se encuentran: Tilt-Rotor (Figura 1.1.a), Tilt-Wing (Figura 1.1.b), Tail-Sitter (Figura 1.1.c), Ducted-Fan (Figura 1.1.d, e) y configuraciones Híbridas (Figura 1.1.f).

Estas tres primeras configuraciones utilizan como mecanismo para producir sustentación durante el vuelo vertical uno o varios rotores de manera similar como lo hace el helicóptero. Posteriormente para el vuelo horizontal o modo avión, este mismo rotor se convierte en hélice para producir empuje o tracción y empezar a generar sustentación con el ala.

En el caso del Ducted-Fan, existen dos tipos de tecnología: una de ellas es mediante motores a reacción en donde se direcciona el flujo hacia abajo mediante toberas vectoriales (Figura 1.1.d) y otra que consiste en rotores confinados dentro de un ducto (Figura 1.1.e). Estos últimos tienen la capacidad de reducir ruido y producir más sustentación en comparación con un rotor libre, ya que direccionan mejor el flujo al reducir pérdidas por vorticidad en las puntas de las palas, produciendo un "downwash" con un área mayor en comparación con el rotor libre. Finalmente dentro de las configuraciones híbridas (Figura 1.1.f), encontramos una infinidad de éstas donde en algunas de ellas combinan dos o más configuraciones antes mencionadas, destacando aquella en la que se sobrepone la configuración de un multi-rotor sobre un avión, por ser la más recurrida.

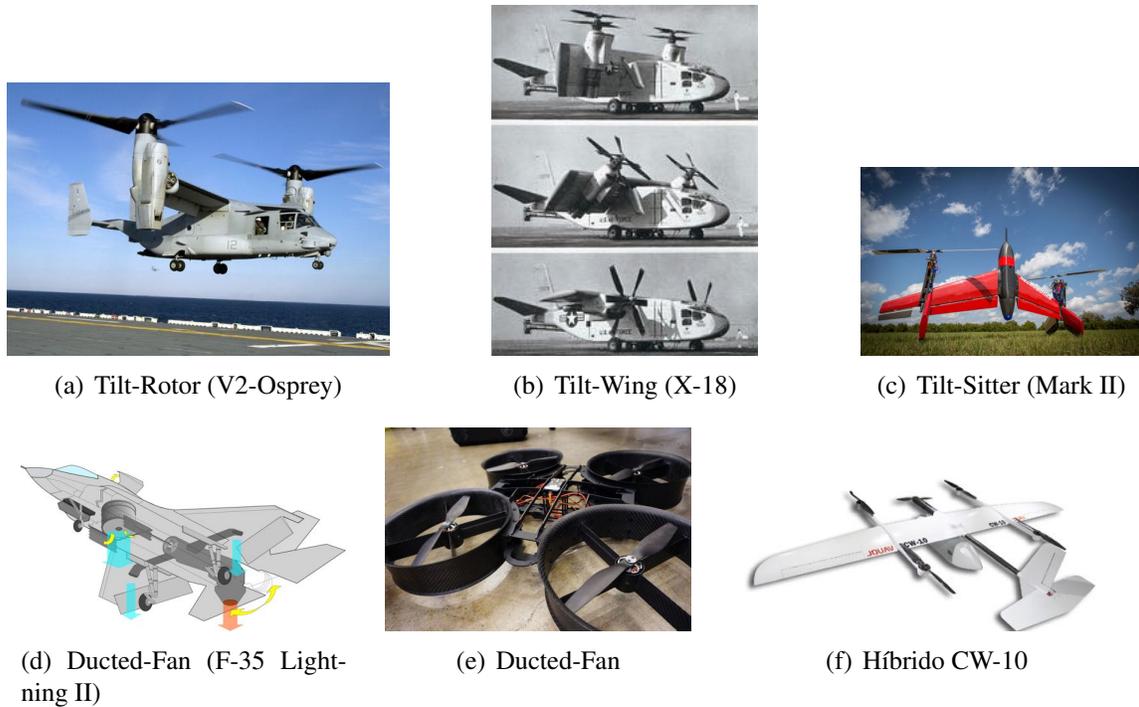


Figura 1.1: Diferentes tipos de Convertiplanos

Comercialmente se pueden encontrar diferentes tipos de VANT'S con capacidades VTOL bajo las configuraciones que se han mencionando anteriormente. Y con el objetivo de desarrollar un concepto de avión VTOL, se realizo una investigación de las diferentes plataformas que se pueden adquirir para aplicaciones civiles comparando la manera en que realizan el vuelo vertical, horizontal y como llevan acabo la transición. Encontrando las siguientes aeronaves no tripuladas, clasificadas según su tipo de configuración VTOL:

1.4.1. Configuración Tilt-Rotor

En este vehículo, el sistema de propulsión puede ser posicionado vertical u horizontalmente dependiendo del régimen de vuelo. El vuelo estacionario lo lleva acabo de manea similar a los helicópteros y conforme el ángulo de rotación del sistema basculante (decrece hacia la horizontal), el vehículo comienza a ganar velocidad hasta llegar a más de 1.2 veces la velocidad de desplome, entonces posiciona los rotores de manera horizontal completando la transición.

Trinity



Figura 1.2: Aeronave Tilt-Rotor Trinity desarrollada por la empresa Quantum Systems

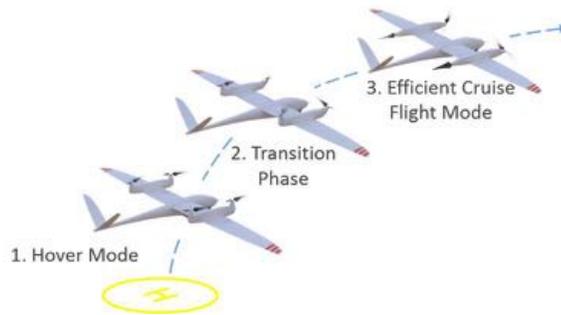
El Trinity (Figura 1.2) es un VANT desarrollado por Quantum-Systems en el 2017 en Alemania, pensando en eliminar la necesidad de una pista e incrementar la eficiencia energética durante el vuelo. Éste, se encuentra perfectamente adaptado para transportar sensores como cámaras RGB o cámaras multiespectrales, además de contar con un compartimiento de carga útil el cual puede ser adaptado para transportar hasta 0.5 kg de carga.

Esta aeronave combina las capacidades VTOL y de ala fija mediante un sistema de fácil uso. La maniobra de transición la realiza mediante un par de mecanismos basculantes los cuales permiten modificar la orientación de cada uno de sus rotores, en posición vertical para el vuelo en modo multirotor y horizontal para el vuelo en avión. Cabe destacar que por la forma de su ala, ésta se encuentra optimizada para tener capacidades de planeo buscando reducir el consumo energético, pero además si se requiere una mayor reducción en dicho consumo es posible apagar los dos motores de la parte frontal y mantenerse planeando con el motor sobre la cola.

Tron



(a) Aeronave Tron



(b) Transición

Figura 1.3: Aeronave Tilt-Rotor Tron desarrollada por la empresa Quantum Systems

El Tron (Figura 1.3) es un vehículo desarrollado por la empresa Quantum System bajo la misma ideología del Tinity de combinar el vuelo del ala fija y las capacidades VTOL del ala rotativa para obtener mejor eficiencia, que según la empresa alcanza una eficiencia de 100 veces más en comparación con el multirotor común reduciendo el tiempo para cumplir las misiones al no requerir de cambios de batería.

Las características principales de este vehículo se pueden dividir en dos: aquellas relacionadas con la configuración multi rotor y las relacionadas con el avión. Para el caso del multirotor, encontramos que está conformado por una configuración quadróptero sujeta al ala por medio de botalones, y para realizar la transición decrece el ángulo de sus 4 rotores con respecto a la horizontal para ganar velocidad y pasar al modo avión bajo la configuración Tilt-Rotor. Mientras que en el diseño del ala se encuentra un alargamiento característico de los planeadores por lo que ayuda a reducir el consumo de energía. Como propulsión solo utiliza los prop-rotors para impulsarse hacia adelante, apagando los moto-

res de atrás y por la velocidad del viento las palas de los prop-rotors se pliegan hacia atrás reduciendo la oposición al arrastre. Además de las características mencionadas, destaca por los materiales con los que está construido los cuales constan de estructuras, refuerzos, así como la piel del ala y el fuselaje de materiales compuestos a base de polímeros reforzados con fibra de carbono.

FireFLY6



(a) Modo Vertical



(b) Modo Avión

Figura 1.4: Aeronave Tilt-Rotor FireFLY6 desarrollada por la empresa BIRDSEYEVIEW AEROBOTICS

El FireFLY6 de BIRDSEYEVIEW AEROBOTICS (Figura 1.4) es un hexa-rotor coaxial en configuración Y que tiene atributos característicos. Esta aeronave inclina sus prop-rotors delanteros 90 grados para impulsar el vehículo con éstos, lo que le permite realizar la transición de un multi-rotor en vuelo estacionario a un avión. La característica más obvia del vehículo es su ala, la cual se clasifica como un ala volante y posee elevones para

mantenerse en modo avión volando recto y nivelado. Además agrega un par de winglets ¹ en las puntas del ala para reducir el arrastre en el modo avión.

1.4.2. Configuración Tilt-Wing

Esta aeronave trabaja de manera similar al sistema Tilt-Rotor, con la variante de que el sistema propulsor se encuentra fijo a un ala por lo que al realizar la transición bascula junto con el ala para poder cambiar de un modo de vuelo a otro.

QTW



Figura 1.5: Aeronave Tilt-Wing QTW UAV desarrollada por JAXA

La Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (JAXA) esta desarrollando un avión VTOL del tipo Tilt-Wing denominado QTW(Quad Tilt Wing) Figura 1.5. En este caso utilizando un ala basculante, a diferencia de un rotor basculante, para volar en modo vertical o modo avión. Proporcionando al vehículo capacidades VTOL y crucero en una sola aeronave. Conformado por 4 Prop-Rotors de paso variable protegidas dentro de una estructura circular para hacer más segura la operación de éste al proteger las palas del suelo y de dañar a alguna persona.

Las investigaciones relacionadas con el QTW, se han enfocado en el análisis de las características de vuelo del vehículo y el desarrollo de un sistema de control. Las pruebas

¹Dispositivos de punta alar utilizados para incrementar la eficiencia del ala. Presentan la forma de una aleta hacia arriba en el extremo del ala pero pueden adoptar distintas geometrías

de vuelo mostraron una transición estable y completa del modo vertical hacia el modo crucero o avión así como la transición de regreso al modo vertical.

1.4.3. Configuración Tail-Sitter

Esta configuración, se caracteriza por no tener ningún mecanismo basculante para realizar la transición, simplemente cuenta con un par de prop-rotors para producir sustentación o empuje. Para el despegue y el aterrizaje, el vehículo se sienta verticalmente sobre su cola. Entonces, después de ganar altura, se inclina completamente la aeronave hacia adelante para cambiar de modo de vuelo vertical a horizontal.

Parrot Swing



Figura 1.6: Aeronave Tail-Sitter Parrot[®] Swing desarrollada por Parrot Drones

El Parrot Swing (Figura 1.6) es un minidrone desarrollado por la empresa Parrot Drones la cual desarrolló una configuración diferente. En lugar de desarrollar un quadcoptero de cuatro brazos estándar que solo puede volar de una sola manera, el Swing puede volar con sus prop-rotos apuntando hacia arriba o hacia adelante sin necesidad de usar superficies de control como lo hacen la mayoría de los vehículos Tail-Sitter. En otras palabras, puede verse como un helicóptero regular, o más como un caza X-Wing de la guerra de las galaxias.

La característica principal del Parrot Swing es su simplicidad de diseño pues no requiere de algún mecanismo extra que le ayude al vehículo a realizar la maniobra de transición,

simplemente modifica las revoluciones de sus motores para poder pasar de una configuración vertical a la horizontal correspondiente al modo avión.

WintraOne



(a) Modo Vertical



(b) Modo Avión

Figura 1.7: Aeronave Tailt-Sitter WintraOne desarrollada por Wintra

El WingtraOne (Figura 1.7), desarrollado por la empresa Wintra en Suiza y comercializado a principios de 2017, es un VANT con capacidades VTOL, el cual se tiene pensado para aplicaciones de cartografía como mapeo de terrenos. Para este tipo de misiones, el WintraOne utiliza el vuelo crucero para aprovechar las ventajas que ofrece el ala fija y realizar de esta manera el mapeo del terreno. Mientras que el vuelo vertical le permite realizar las maniobras de despegue y aterrizaje sin la necesidad de una pista. La transición y el control de cabeceo lo realiza mediante superficies de control ubicadas en el borde de salida del ala que al pasar al modo avión utiliza como elevones ².

²Superficies de control que combinan las funciones del elevador (control en pitch) y el aleron (control en roll)

Mark II

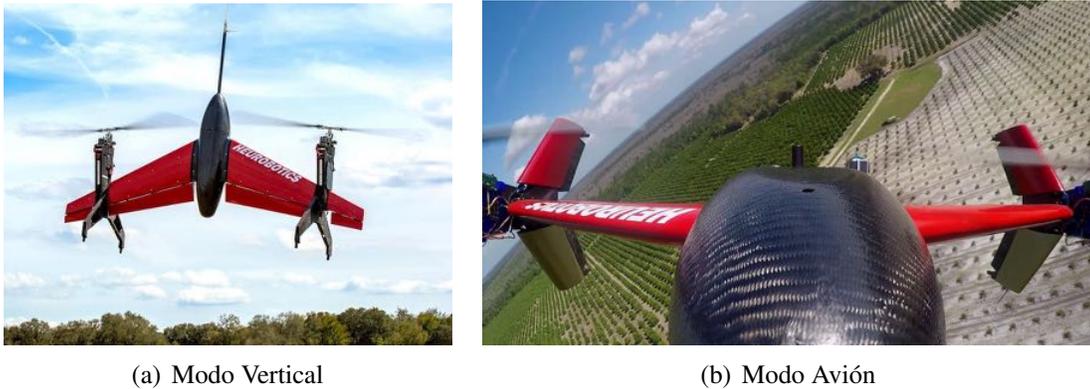


Figura 1.8: Aeronave Tail-Sitter Mark II desarrollada por Heurobotics

Durante el 2016, investigadores del Embry-Riddle's Eagle Flight Research Center (EFRC) en colaboración con la empresa Heurobotics ubicada en Estados Unidos presentaron su plataforma llamada Mark II (Figura 1.8), pensada principalmente para operaciones de agricultura de precisión, búsqueda y rescate, así como para inspección de infraestructura entre otras aplicaciones. El Mark II es un VTOL en configuración Tail-Sitter bimotor que destaca principalmente por su par de prop-rotors de ángulo de paso variable que le permite mantener las revoluciones de sus motores eléctricos constantes controlando la sustentación de éste mediante la variación del ángulo de paso de las palas. Para el modo avión cuenta con superficies de control tipo elevón y además mediante la variación del ángulo de paso de las prop-rotos se ajusta al régimen de vuelo ya sea ascenso, descenso o crucero para mantener un consumo energético bajo.

1.4.4. Configuración Híbrido

En esta categoría existe una configuración común constituida básicamente por la forma de un avión a cuya estructura se le sobrepone el sistema propulsivo de un multirotor que por lo general está conformado por un quadróptero. Esta configuración se caracteriza por no contar con ningún mecanismo extra para realizar la transición y por contar con sistemas de propulsión independientes para cada fase de vuelo, rotores para el vuelo vertical y hélices para el vuelo crucero.

Falcon V



Figura 1.9: Aeronave Híbrida Falcon V desarrollada por Top Engineering Corporation

Desarrollado por la empresa Top Engineering Corporation Co. Ltd en Tailandia en el año 2014, el Falcon-V (Figura 1.9) es un híbrido entre un quadróptero y un avión. Permite la capacidad de VTOL y conservando autonomía y gran capacidad de carga útil. Es una plataforma UAV diseñada para inteligencia, vigilancia y reconocimiento. Realiza operaciones VTOL de manera autónoma en un espacio confinado de 10x10 metros. Cuenta con un alcance controlable de 50 *km* y más aún la aeronave es capaz de realizar vuelo totalmente autónomo.

Está conformada por un ala recta y un estabilizador en H. Está propulsada por una hélice impulsada por un motor eléctrico montado en la parte posterior para reducir las pérdidas por el fuselaje. El sistema de sustentación en modo vertical se conforma por 4 rotores de paso fijo.

DeltaQuad



Figura 1.10: Aeronave Híbrida DeltaQuad desarrollada por la empresa Vertical

El DeltaQuad Pro (Figura 1.10) es un UAV de ala fija desarrollado a nivel industrial para misiones con necesidad de VTOL por la empresa Vertical en el año 2017. Este vehículo completamente eléctrico puede ser controlado fácilmente desde una tableta, computadora portátil. Puede realizar despegue y aterrizaje en cualquier lugar y de forma completamente autónoma, utiliza redes 4G para su operación así como para la transmisión de video y telemetría. Además, la programación del autopiloto estuvo a cargo de miembros del equipo de desarrollo del piloto automático Pixhawk utilizando el firmware PX4.

Utiliza la configuración de ala voladora con winglets en las puntas para incrementar la eficiencia en el modo avión. Para el modo vertical, se tienen 4 rotores de paso fijo encargados de producir sustentación. De manera separada tiene un motor con una hélice de paso fijo para producir empuje en el modo avión, a diferencia con las otras configuraciones que utilizan el mismo sistema propulsor para ambos modos de vuelo.

Jump 20



(a) Jump 20



(b) Jump 20 Marina

Figura 1.11: Aeronave Híbrida Jump 20 desarrollada por ARCTURUS UAV

Desarrollado por ARCTURUS UAV , el JUMP 20 (Figura 1.11) es un vehículo híbrido capaz de realizar despegues y aterrizajes verticales sin necesidad de un espacio grande o una superficie previamente acondicionada, como el caso de los aviones. El fuselaje y algunas otras partes están construidas con materiales compuestos. Es capaz de realizar el aterrizaje y despegue de manera totalmente autónoma bajo condiciones meteorológicas adecuadas.

Está concebido como un avión híbrido en el sentido del modo de vuelo. Cuenta con 4 rotores para el modo vertical, como un quadróptero, y una hélice para la propulsión en el modo avión. Además de ser híbrido por la manera en que vuela, también trabaja con dos tipos de energías para hacer funcionar sus motores, debido a que utiliza la energía eléctrica de las baterías para el modo vertical y la energía térmica del motor a gasolina para propulsar la hélice en el modo avión. Con este sistema se extiende la autonomía en el modo avión, que es el que tiene mayor duración en una misión, alcanzando de 9 a 16 hrs de autonomía dependiendo del peso de la carga.

Cabe destacar que esta aeronave fue adquirida por la SEMAR en 2016 para realizar operaciones de patrullaje marino en las costas de Sonora (Figura 1.11 .b) , [14].

Tabla 1.1: Estudio comparativo de VTOL's comerciales

Donde: V_c : Velocidad crucero, b :Envergadura, W_E : Peso vacío de la aeronave, N/D: No Disponible.

Fabricante	Modelo	Tipo VTOL	N. Motor/config.	V_c (km/h)	Carga (g)	Autonomía(min)	b (mm)	W_E (g)	Costo(USD)	URL
Arkbird	Plane-VTOL 1.0	Tail-sitter	2	45	N/D	25	860	N/D	74.99	https://goo.gl/8gLid
Parrot	Parrot	Tail-sitter	2 / X	30	N/D	8.3	126	73	139.99	https://goo.gl/PxVyyS
Wingtra	WingtraOne	Tail-sitter	2	55	800	55	1250	3600	N/D	https://goo.gl/ekCaAB
Heurobotic	Mark II	Tail-sitter	2	46	34000	25	2743	18000	N/D	https://goo.gl/qPa9Ds
Xcraft	XPlusOne	Tail-sitter	4 / Quad	100	N/D	20	825	1350	895	https://goo.gl/0dgoX1
Quantum Systems	Trinity	Tilt-rotor	3 / Y	60	500	60	2394	5000	17448.79	https://goo.gl/NyRkmc
Quantum Systems	Tron	Tilt-rotor	4 / Quad	90	2000	120	3500	12000	52570.27	https://goo.gl/EjHbJM
Birdseyeview Aerobotics	FireFLY6 PRO	Tilt-rotor	3 / Y	65	700	50	1524	4500	5999	https://goo.gl/CSw5As
Autel Robotics	Kestrel	Tilt-rotor	4 / Quad	70	2500	120	3500	12000	N/D	https://goo.gl/JuCe2V
Smart Drone	V330	Tilt-rotor	4 / Quad	90	3000	120	3300	11000	N/D	https://goo.gl/jvmlVQ
GL	GLT	Tilt-rotor	4 / quad	80	3500	100	1880	2500	N/D	https://goo.gl/h1p1HR
Jouav	CW-10	híbrido	5 / quad-avión	72	2000	90	2600	12000	N/D	https://goo.gl/rf7Cag
Top Engineeign Corporation	Falcon V	híbrido	5 / quad-avión	90	5000	120	3000	6000	N/D	https://goo.gl/99iKDU
Top Engineeign Corporation	Pigeon-V	híbrido	5 / quad-avión	50	500	60	1800	4500	N/D	https://goo.gl/99iKDU
Vertical Technologies	DeltaQuad	híbrido	5 / quad-avión	65	1000	110	2350	4900	9323	https://goo.gl/3veBjf
MHElectronics	Dz-10	híbrido	5 / quad-avión	72	2000	90	2600	10000	50000	https://goo.gl/1G1JE2
Arcturus UAV	JUMP 20	híbrido	5 / quad-avión	133	27215	960	5638	95254	N/D	https://bit.ly/2EZMB8K
QTW	QTW	Tilt-Wing	4/Quad	100	5000	60	1800	25000	N/D	https://bit.ly/2BexVPn

En la Tabla 1.1 podemos ver diferentes configuraciones de VTOL's disponibles en el mercado. Encontrando de dicha tabla las especificaciones de las aeronaves anteriormente mencionadas así como de algunas de las cuales no se hablaron por considerar sus características similares a los ya expuestos. Esta tabla es de suma importancia por que ayudará en el siguiente capítulo a establecer los requerimientos de diseño, además ayudó en la fase de la obtención del concepto para escoger la configuración con mejores características.

1.5. Alcance

En esta investigación se pretende estudiar una configuración diferente de vehículo VTOL utilizando las configuraciones Ducted-Fan y Tilt-Rotor, buscando ser utilizada para extender la autonomía del quadróptero común, así como incrementar la velocidad crucero y la capacidad de carga.

Con el fin de lograr alcanzar la meta, se han abordado las siguientes áreas del conocimiento:

- **Aerodinámica** que permitirá detallar el diseño de la aeronave lo que involucra dimensiones y forma que tendrá ésta, así como el uso de herramientas de simulación aerodinámica para un análisis de desempeño de la aeronave.
- **Manufactura** que nos permitirá determinar el proceso más sencillo y rápido para concebir físicamente la aeronave.
- **Electrónica** que se encargará de la comunicación con los diferentes dispositivos lo que incluye actuadores, sensores y autopilotos.
- **Programación** en la cual se abordará la implementación de los algoritmos de control dentro del autopiloto.

Se pretende desarrollar un prototipo del vehículo con la configuración propuesta para evaluar el concepto y determinar la funcionalidad de esta aeronave y la posible continuación de este proyecto a una mayor escala. Por el grado de complejidad y las diferentes disciplinas que intervienen durante el diseño y puesta en marcha de un UAV, en el presente trabajo se considera abarcar hasta el vuelo vertical bajo los algoritmos de control propuestos por el firmware de PX4 dentro del autopiloto Pixhawk. Destacando la importancia de la evaluación del concepto para futuros trabajos.

1.6. Metodología

Con el objetivo general de obtener una plataforma capaz de realizar vuelo vertical y crucero. Se comenzó con el diseño conceptual a partir de los requerimientos de diseño establecidos, en donde se abordaron diferentes soluciones las cuales se evaluaron hasta llegar a una versión final.

Pasando a la siguiente fase se llevó a cabo el desarrollo del diseño aerodinámico, la cual consistió en determinar la forma y dimensiones del vehículo de tal manera que éste fuera capaz de volar en modo vertical y avión considerando para este último modo de vuelo, producir suficiente sustentación en el ala y reduciendo el coeficiente de arrastre. A la par se realizó el diseño estructural, el cual se encarga de dar soporte al vehículo entero y mantener la integridad del vehículo entero al ser sometido a esfuerzos durante las diferentes fases de vuelo. Se hizo un estudio de motores para determinar la mejor configuración durante el vuelo vertical.

Una vez terminada la fase de dimensionamiento del vehículo, se continuó con la manufactura del prototipo, comenzando con la construcción del ala utilizando EPS Y reforzandola con tubos de carbono. Después se construyó el fuselaje así como el estabilizador en "V". Posteriormente se empezó a trabajar con el mecanismo basculante para realizar la transición de un modo de vuelo a otro. Evaluando diversas soluciones, en donde se escogió la que fuera más confiable y no agregara mucho peso al vehículo.

Finalizada la construcción del vehículo, se continuó con la etapa de implementación de toda la electrónica necesaria para la manipulación de los actuadores de la aeronave para poder controlarla en vuelo mediante un autopiloto. Se utilizó como autopiloto el Pixhawk al cual le fue cargado el firmware de PX4 y partiendo de una configuración ya establecida dentro de PX4 se realizaron modificaciones para adaptarlo a la configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.

Se llevaron a cabo pruebas de vuelo, primero en interiores y restringiendo los grados de libertad del vehículo para observar el comportamiento de los motores al ser controlados por el autopiloto y finalmente se llevaron a cabo pruebas en exteriores con el fin de evaluar el desempeño del vehículo durante su etapa de vuelo vertical.

La metodología aplicada se encuentra resumida en la Figura 1.12 para una mejor visualización y entendimiento.

1.7. Cronograma de Actividades

En la Figura 1.13 se muestra el diagrama de Gantt en la que se observan las actividades realizadas durante el desarrollo del avión VTOL, así como el tiempo empleado para llevarlas a cabo. A continuación se describen estas actividades con mayor detalle:

1. **Diseño Conceptual:** Partiendo de los requerimientos de diseño del vehículo, se abordaron diferentes soluciones y se propuso un concepto a desarrollar.
2. **Diseño en detalle:** En esta fase se desarrollaron las actividades relacionadas con el diseño aerodinámico y estructural con el fin de determinar la forma y dimensiones del vehículo, así como preparar los diseños en CAD y ajustar los detalles para el desarrollo del proceso de manufactura.
3. **Análisis en Software:** En esta etapa mediante el programa XFLR5 se llevaron a cabo evaluaciones de las dimensiones del vehículo, especialmente las relacionadas

con la aerodinámica del vehículo, para tener una previsión del comportamiento de éste.

4. **Análisis de CFD:** Como parte de una validación de los análisis obtenidos con XFLR5, se realizó un análisis de CFD en ANSYS® FLUENT al perfil del ala del vehículo y se comparó con los datos obtenidos en el otro software.
5. **Manufactura:** Consistió en el proceso de construcción del prototipo a partir de los datos obtenidos de las etapas anteriores.
6. **Implementación:** Durante esta etapa se integraron los dispositivos electrónicos necesarios para el vuelo del vehículo (Aviónica).
7. **Pruebas Experimentales:** Terminado el prototipo, se realizaron las pruebas de vuelo para estudiar el concepto de avión VTOL bajo la configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.
8. **Evaluación de Pruebas:** Aquí se estudiaron los datos experimentales para obtener una conclusión sobre el concepto del vehículo, así como propuestas de mejoras y trabajos a futuro.

Desarrollo del avión VTOL

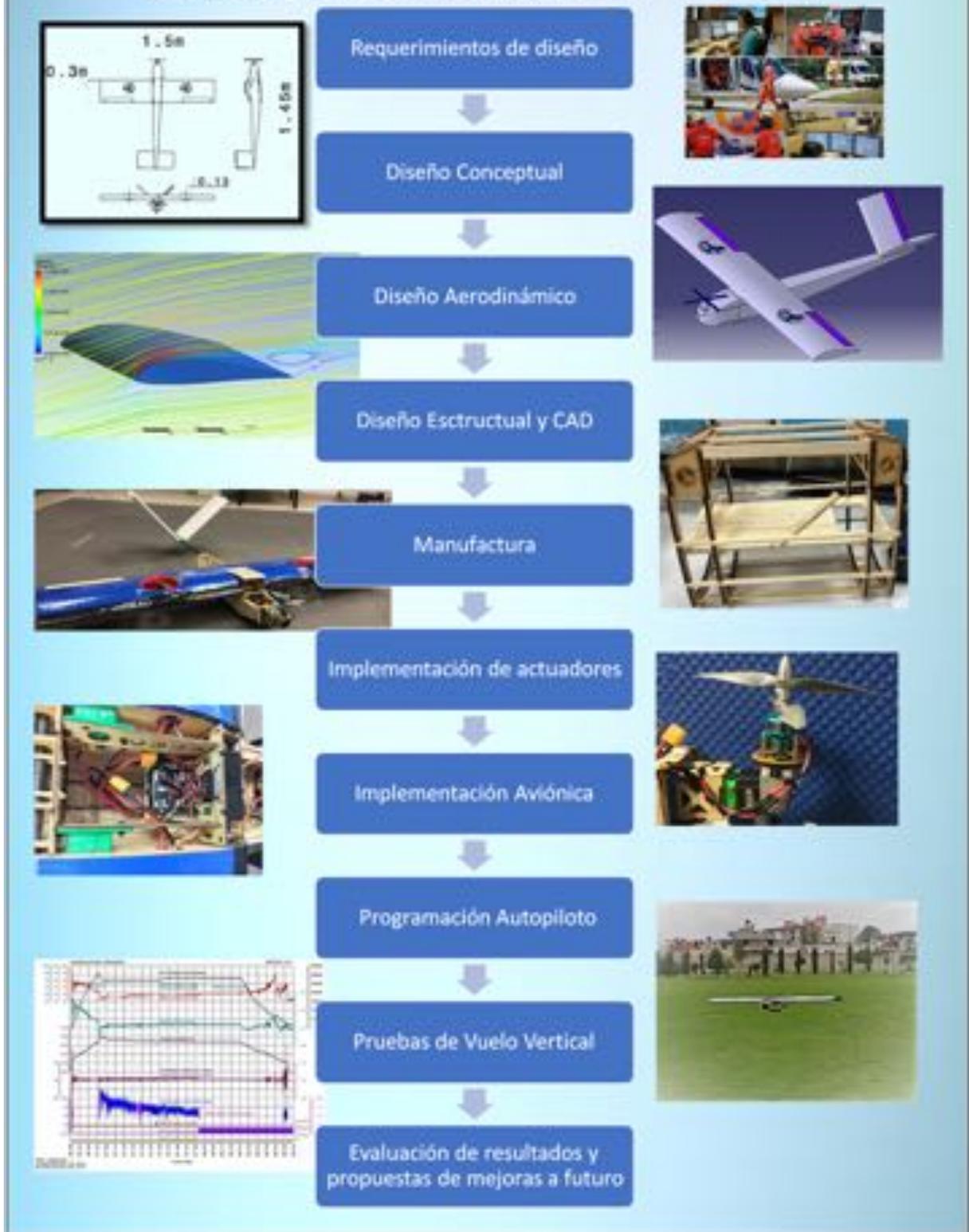


Figura 1.12: Metodología utilizada para el desarrollo del avión VTOL

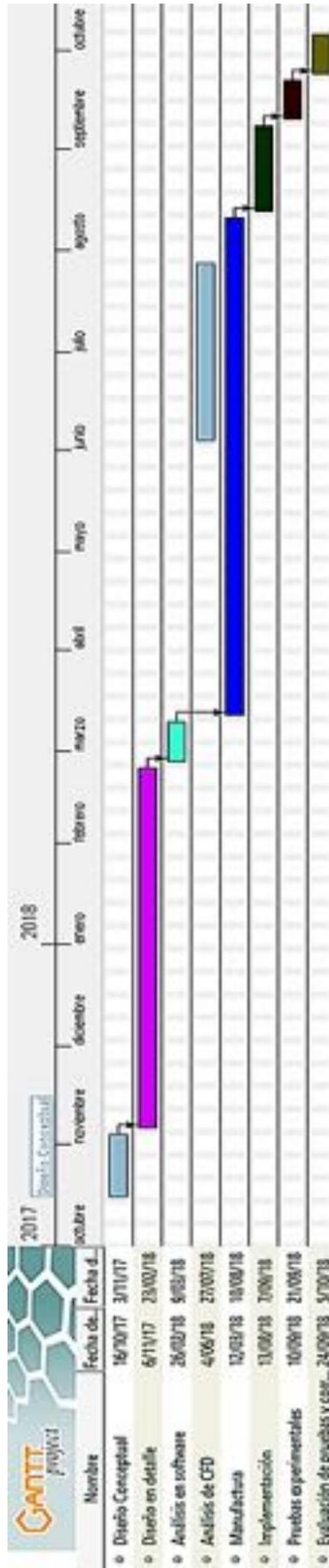


Figura 1.13: Diagrama de Gantt de las actividades realizadas para el desarrollo del vehículo

1.8. Productos obtenidos durante el desarrollo del tema de tesis

1.8.1. Estancia en el CENTA, Queretaro

Se realizó una estancia de investigación en el Centro Nacional de Tecnologías Aero-náuticas con el fin de enriquecer el desarrollo de esta tesis por el lado de la simulación mediante Fluidos Computacionales (CFD).

Durante esta estancia se aprendió la importancia y utilización del software ANSYS Fluent, se analizó el perfil del ala de vehículo y se comparó con los datos ya obtenidos con otro software, se analizó el ala completa y se desarrolló la propuesta de un molde maestro para la fabricación de los ductos del ala mediante materiales compuestos poliméricos reforzados con fibras.

Por último se presentó un seminario en las mismas instalaciones del CENTA, en donde se dio a conocer el avance de la aeronave desarrollada en la UMI así como el avance logrado durante la estancia.

1.8.2. Presentación Oral en el CIA

Se presentó el concepto de VTOL descrito en este trabajo de tesis con el título de *Desarrollo de un VANT de despegue y aterrizaje vertical usando Ducted-Fan* en la segunda edición de la Conferencia Internacional de Aeronáutica la cual se llevó acabo el 23 y 24 de octubre de 2018 en el Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA) de la Universidad Autónoma de Nuevo León, Monterrey.

1.8.3. Participación en las demostraciones de vuelo en el SIMEVANT

Se participó como piloto del avión BIX3 que fue lanzado desde un octa-rotor, como parte de las demostraciones que presentó el laboratorio en el sexto Simposio Mexicano de Vehículos Aéreos No Tripulados en el mes de octubre de 2018.

1.9. Organización de la tesis

Este trabajo está organizado en 5 capítulos. El contenido es el siguiente:

- **Capítulo 1.** En este capítulo se presenta la introducción, objetivos y estado del arte relacionado con el vehículo que se desarrolló.
- **Capítulo 2.** Este capítulo está dedicado al proceso de diseño del vehículo VTOL partiendo de los requerimientos de operación hasta llegar a la construcción de un prototipo experimental.
- **Capítulo 3.** A lo largo de este capítulo se tratará sobre los actuadores, el mecanismo para la transición, los motores utilizados, sensores, así como de toda la aviónica o electrónica para la operación de la aeronave a partir del Autopiloto.
- **Capítulo 4.** En este capítulo se presenta la elaboración de las pruebas y resultados experimentales obtenidos considerando únicamente el desempeño durante el vuelo vertical.
- **Capítulo 5.** En este capítulo se presentan las conclusiones a las que se llegó con este trabajo y se habla sobre trabajos futuros que podrían desprenderse de esta tesis, así como mejoras que se le podrían hacer al vehículo.

Capítulo 2

Desarrollo de la Aeronave

2.1. Introducción

El diseño aeronáutico es un proceso complejo y multidisciplinario que comienza con una idea o concepto proveniente de la imaginación que es concebido por primera vez a través de trazos sobre papel o servilleta, tal vez de una cafetería como ha ocurrido con algunos aviones comerciales, que darán forma a un nuevo tipo de aeronave. Este concepto surge de la necesidad de una serie de requerimientos a cumplir para poder hacer justificable el inicio del desarrollo de un nuevo tipo de aeronave. Y es aquí donde algunos conceptos no se desarrollan por no ser funcionales para las necesidades a cubrir.

Resumiendo el proceso de diseño en el diagrama de flujo de la Figura 2.1, se puede observar que es un proceso iterativo de constante cambio buscando que el diseño conceptual cumpla con los requerimientos o necesidades de una misión, evaluando dicho concepto y modificando las dimensiones de la aeronave para volver a la pregunta inicial ¿Cumple con los requerimientos?.

Es por eso que este capítulo está dedicado al proceso de diseño del vehículo VTOL partiendo de los requerimientos para los cuales se quiere crear esta aeronave pasando por un diseño conceptual y llegando hasta la construcción de un prototipo experimental para la evaluación del concepto VTOL.



Figura 2.1: Diagrama de flujo del proceso de diseño.

2.2. Requerimientos

Recordando la motivación que llevó a la puesta en marcha de este proyecto, para el caso de ayuda a los servicios de emergencia en el caso de desastre naturales, salta a la luz un requerimiento primordial, el cual consiste en tener un vehículo capaz de llevar acabo despegues y aterrizajes en regiones confinadas, por lo que la capacidad VTOL es uno de los requerimientos principales.

De igual forma, el transporte de víveres será una de las misiones del vehículo por lo que el desarrollar un vehículo que pueda ser capaz de llevar una carga útil es fundamental. A su vez la búsqueda de personas o vigilancia también se requiere por lo que buscamos una aeronave que pueda tener el tiempo necesario para poder mantenerse en vuelo buscando víctimas de un desastre natural, es por eso que también se requiere de mayor autonomía.

Un parámetro importante y que aportará mucha información para la fase de dimensionamiento del vehículo, es el peso. A partir del peso se comienza la fase de dimensionamiento del ala y con está los demás componentes que integran a la aeronave. Para la selección de

este peso, se partió del estudio comparativo de las aeronaves realizado en el capítulo anterior y además se consultó la legislación actual referente a aeronaves pilotadas de manera remota (RPAS) desarrollada por la DGAC. Encontrando que las aeronaves con un peso máximo de despegue por debajo de los 2kgf entran dentro de la categoría de RPAS Micro y están exentas de obtener un registro. Por este motivo se planteó que la aeronave tuviera un peso inferior a 2 kgf.

2.2.1. Perfil de Misión

El perfil de misión o misión, es el trayecto que el avión realizará desde el despegue hasta el aterrizaje, contempla de manera general 6 etapas durante una misión regular, sin embargo éstas pueden ser modificadas [3].

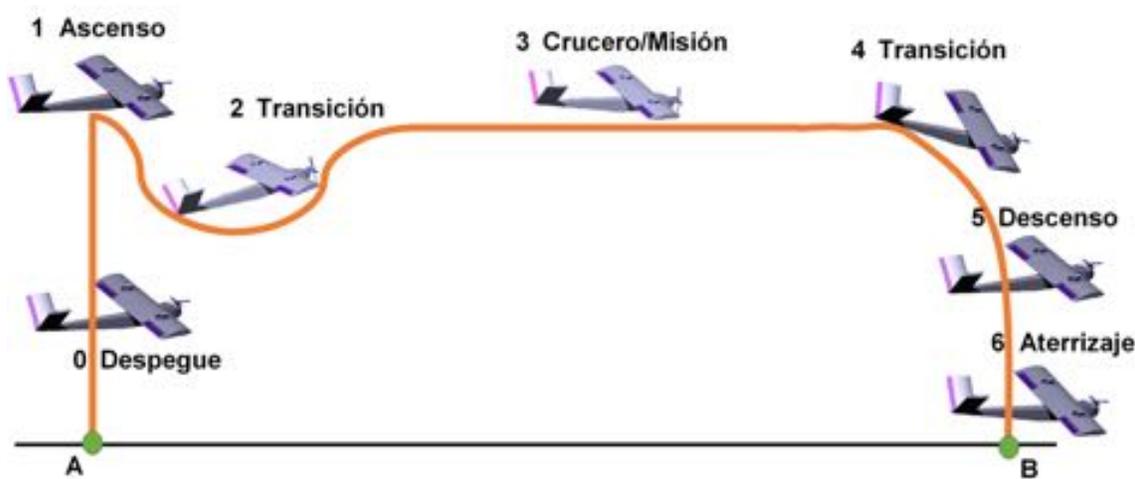


Figura 2.2: Perfil de misión tipo crucero simple.

El perfil de misión que desarrollará este VANT será del tipo crucero simple, con el propósito de transporte de carga de un punto a otro. La carga útil está constituida por víveres destinados a las personas afectadas y se considerará una velocidad de despegue (V_s) de 10 m/s .

En la Figura 2.2, se describe la misión que llevará a cabo este VANT comenzando con un despegue vertical, ascendiendo hasta una altura de 30 m a partir de la cual comenzará la transición hacia el modo avión pasando a la etapa crucero o misión que será la de

mayor duración. Posteriormente el vehículo reducirá su velocidad para prepararse para la transición de vuelta al modo vertical para poder realizar un descenso seguro y completar con esto el aterrizaje vertical.

2.3. Diseño Conceptual

Para comenzar a trabajar con un bosquejo inicial partiendo de los requerimientos, es necesario de un análisis de diferentes modelos con características similares a las del vehículo que se va a desarrollar, esto permitirá dar una idea de lo que podemos esperar en cuestión del rendimiento de la aeronave, además de que aporta los primeros datos como medidas y formas a partir de los cuales comenzará a desarrollarse el concepto, recordando que éste es un proceso iterativo.

2.3.1. Selección de la configuración

Del estudio comparativo se observa que en cuanto al diseño del avión se encuentran diferentes configuraciones, pero las más recurridas son: el ala volante (Figura 2.3.a) y la configuración convencional de avión (Figura 2.3.b). Debido a que se considera que el vehículo no alcanzará velocidades mayores a 20 m/s , se usará la configuración de avión convencional, ya que el ala volante es una configuración más adecuada para vuelos donde importa más las velocidad mayores.



(a) Ala Volante (Opterra Eflight)



(b) Avión Convencional (Sky-King F959)

Figura 2.3: Configuraciones de avión más utilizadas.

Definida la forma general de la aeronave, el siguiente paso consiste en la selección, ya más específica, del ala y estabilizadores así como posición del sistema propulsivo.

Comenzando con el ala, la cual es el componente principal de la aeronave que asegura la sustentación y compensa el peso, haciendo que el vehículo pueda mantenerse en un vuelo estable [4]. El ala cuenta con una variedad de formas destinadas cada una de ellas para diferentes tipos de misiones. Para el desarrollo de esta aeronave, se utilizó el ala recta (Figura 2.4.a) pensando principalmente por su facilidad de construcción en comparación con las otras, mejor desempeño a bajas velocidades [5] y al no modificar la longitud de la cuerda¹ a lo largo de la envergadura permite un mejor acomodo de los motores que estarán dentro del ala.

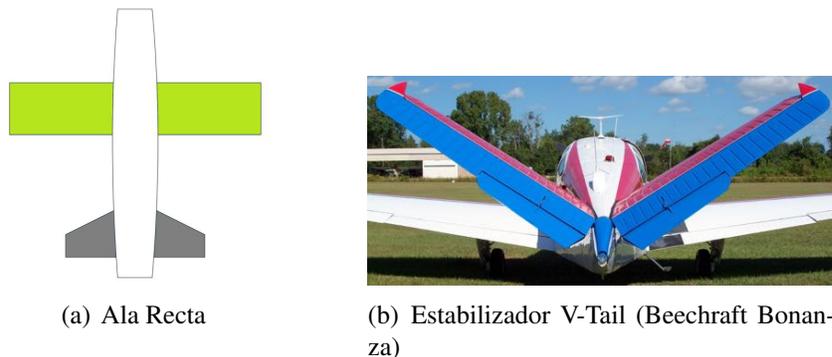


Figura 2.4: Tipo de ala y estabilizador seleccionadas para el concepto

Los estabilizadores o empenajes, son un conjunto de superficie estabilizadora las cuales de manera general se dividen en dos: estabilizador horizontal y estabilizador vertical. El estabilizador horizontal proporciona estabilidad longitudinal a la aeronave, es necesario para equilibrar al avión en cabeceo y contribuye a la fuerza de sustentación total. Mientras que el estabilizador vertical proporciona estabilidad en guiñada o bien estabilidad lateral. Hay diferentes tipos de estabilizadores, para este caso se seleccionó el V-Tail (2.4.b) debido a que teóricamente ofrece mejores ventajas debido a que al estar conformada por 2 superficies en lugar de 3, como en el convencional, presenta un menor arrastre. Sin embar-

¹La cuerda, es la longitud de un perfil aerodinámico, medido en línea recta desde el borde de ataque al borde de salida.

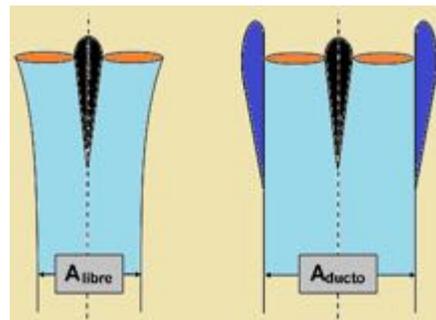
go presenta desventajas al complicar el control, ya que con este estabilizador se combinan las dinámicas de cabeceo y guiñada.

Con estas descripciones ya se tiene una aproximación para los primeros bosquejos de la aeronave para el modo avión. Pasando al modo vertical, de igual manera, partimos del estudio comparativo de la Tabla 1.1 en donde se encuentran dentro de las configuraciones más utilizadas el Tail-Sitter, Tilt-Rotor y configuraciones Híbridas. En el caso de las 2 últimas se utiliza un mismo par de palas para realizar las funciones de rotor y hélice, lo cual provoca que las palas no sean eficientes ni para un modo de vuelo ni otro.

En el caso de las configuraciones híbridas descritas en el Capítulo 1, éstas separan por completo el sistema de sustentación vertical y el sistema de propulsión del avión, esta acción ya no afecta la eficiencia pues cada sistema se optimiza para su régimen de vuelo.



(a) Pala confinada en un ducto (Ducted-Fan)



(b) Comparativa pala libre vs pala dentro de un ducto

Figura 2.5: Ducted Fan, comparativa

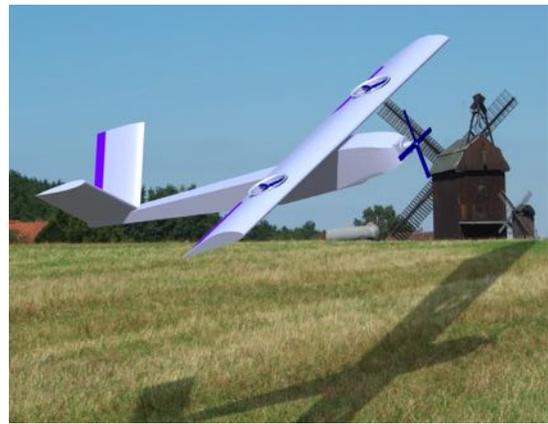
El Ducted-Fan es un sistema que se caracteriza por rodear las palas de los rotores dentro de un ducto (Figura 2.5.a). Con esta configuración se obtiene un incremento en la sustentación al incrementar el área del flujo aguas abajo (Figura 2.5.b), una reducción en el consumo energético en comparación con los rotores libres, además atenúa potencialmente la generación de ruido del rotor y protege a las palas de daños contra algún objeto del terreno mientras también se protege a las personas alrededor del vehículo de posibles daños durante la operación del vehículo [6].

2.3.2. Descripción del Concepto

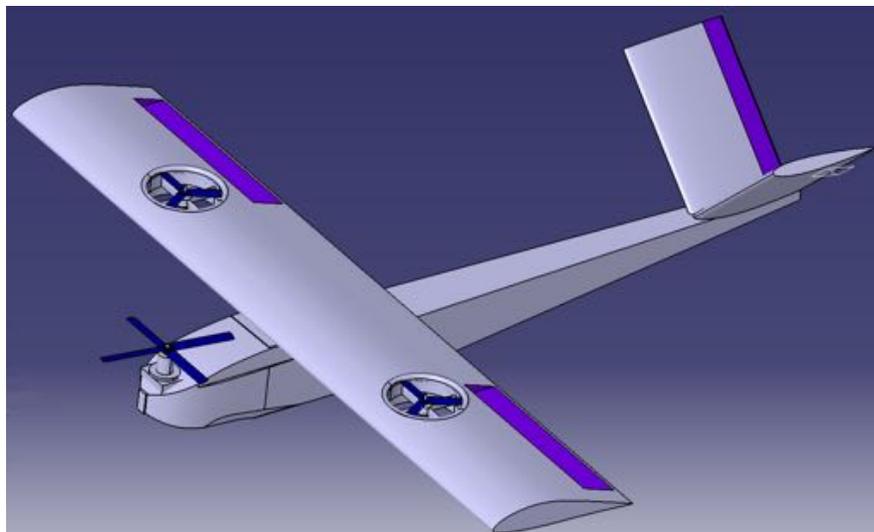
Bajo las consideraciones obtenidas del estudio comparativo, se obtuvo el siguiente concepto (Figura 2.6), bosquejado mediante el software de CAD CATIA V5, cuya versión aquí mostrada deriva de 2 conceptos anteriores los cuales se encuentran en el Anexo 1, como resultado de una serie de iteraciones que comenzaron desde el diseño conceptual, pasando por el diseño en detalle y la manufactura del prototipo.



(a) Aeronave en vuelo vertical



(b) Aeronave volando en modo avión



(c) Bosquejo creado mediante CATIA V5

Figura 2.6: Concepto de avión VTOL bajo la configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.

Este concepto está conformado por una configuración de avión convencional de ala recta alta y estabilizador en V-Tail. Mientras que para el modo vertical cuenta con dos Ducted-Fan ubicados dentro del ala a manera de no afectar la aerodinámica en el modo avión. En

la parte frontal se tiene un motor coaxial, es decir, un motor con dos palas contrarrotativas montadas sobre el mismo eje. A esta configuración de multi-rotor se le denomina como Y-4 y entra dentro de la categoría de los quadcopteros por poseer 4 rotores.

Lo que se busca con esta configuración de VTOL es soportar la mayor cantidad del peso de la aeronave por medio de los Ducted-Fan los cuales están completamente destinados para trabajar en el régimen de vuelo vertical. De igual manera el motor coaxial tendrá que ser capaz de ayudar con el peso restante en el modo vertical y además será el encargado de realizar la transición al modo avión como lo hacen las configuraciones Tilt-Rotor, girando el motor de una posición vertical hacia una horizontal en donde la aeronave irá ganando velocidad alcanzando la velocidad de despegue y completando la transición al modo avión a partir del cual se impulsará únicamente por el motor frontal utilizando una sola de las hélices.

2.4. Diseño Aerodinámico

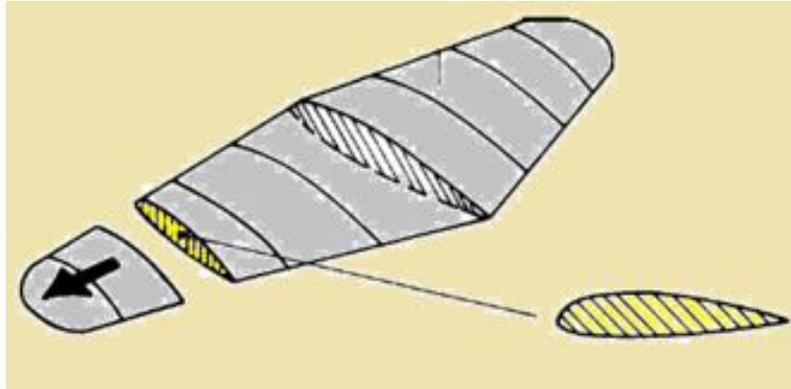
El diseño aerodinámico es el estudio, planeación y diseño de la forma de objetos cuya función está relacionada directamente con el aire o con las fuerzas que éste presenta. El diseño aerodinámico tiene como finalidad reducir al mínimo la resistencia que opone el aire de la atmósfera a un cuerpo en movimiento incrementando en el caso de los aviones, la fuerza de sustentación.

2.4.1. Geometría del Ala

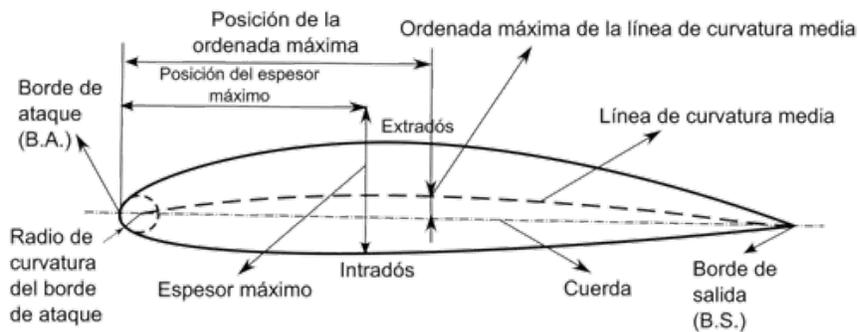
Antes de iniciar con el diseño del ala, se requiere de explicar algunos conceptos necesarios para la comprensión del proceso de diseño.

Ala: El ala es una sucesión de perfiles currentilíneo (aerodinámico) a lo largo de una longitud, llamada envergadura (b), perpendicular a este perfil.

Perfil Currentilíneo: Es aquel perfil sobre el cual las líneas de corriente permanecen unidas a él durante la mayor parte de su recorrido [7].



(a) Corte Transversal del ala para la visualización del perfil



(b) Geometría del perfil currentilíneo

Figura 2.7: Geometría del ala y el perfil currentilíneo

Extradós: Curvatura superior que conforma el perfil.

Intradós: Curvatura inferior que conforma el perfil.

Espesor Máximo (e_{max}): Distancia máxima entre el extradós e intradós.

Cuerda (c): Longitud del perfil de inicio a fin .

Envergadura del ala (b_w): Distancia media de punta a punta en el ala.

Alargamiento del Ala (AR_w): Para el caso de alas rectangulares, es la relación entre la envergadura y la cuerda media geométrica. Definida matemáticamente por la ecuación 2.1.

$$AR_w = \frac{b_w}{c} \quad (2.1)$$

Conicidad del Ala (λ_w): Es la relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz (ecuación 2.2). Este parámetro afecta a la distribución de levantamiento y al peso estructural.

Para el caso del ala rectangular se tiene una relación de 1.

$$\lambda_w = \frac{c_{tw}}{c_{rw}} \quad (2.2)$$

donde: c_{tw} es la cuerda de punta del ala y c_{rw} es la cuerda de raíz del ala

2.4.2. Selección del Perfil currentilíneo

La prime fase para el diseño del ala, consiste en la selección del perfil en función del tipo de misión que llevará acabo el vehículo, ya que de esto dependerá que tipo de perfil buscamos, por ejemplo un perfil para altas velocidades el cual se caracterizara por una baja capacidad de carga, sin embargo en el caso de una aeronave de carga la velocidad no importara mucho pero si la capacidad de carga.

Para caracterizar un perfil por su capacidad de carga o de velocidad (bajo arrastre), existen dos parámetros fundamentales los cuales ayudan a la selección del perfil. El primero de ellos es el Coeficiente de Levantamiento (C_L) definido como la fuerza de levantamiento normalizada por la superficie alar y la presión dinámica. El C_L incrementa con el ángulo de ataque (α) para un perfil determinado [8]. El segundo parámetro es el Coeficiente de arrastre (C_D) definido como la fuerza de arrastre normalizada por la superficie alar y la presión dinámica, está de igual manera depende del ángulo de ataque. Cabe destacar que estos coeficientes son adimensionales y están definidos matemáticamente de la siguiente manera, ecuación 2.3 y 2.4.

$$C_L = \frac{L}{q S_w} \quad (2.3)$$

$$C_D = \frac{D}{q S_w} \quad (2.4)$$

Donde: q es la presión dinámica del viento, S_w Superficie Alar, L Fuerza de levantamiento, D Fuerza de arrastre.

A su vez la presión dinámica (q) esta definida por la ecuación 2.5.

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (2.5)$$

Donde:

ρ es la densidad del viento y V_∞^2 es la velocidad relativa.

Otro parámetro que es necesario para la selección del perfil son las dimensiones geométricas de éste pues están afectan estructuralmente al ala y afectan el peso de éste. Para la aeronave que se desarrolló, uno de los parámetros más importantes es el espesor relativo máximo (\bar{e}_{max}) debido a que el ala debería de tener espacio suficiente para contener a los 2 Ductos.

Bajo este criterio se realizó una búsqueda utilizando la base de datos de Airfoil Tools [15], buscando perfiles con un \bar{e}_{max} de alrededor de 13 % al 16 % del cual se obtuvieron una serie de candidatos los cuales para una mayor precisión de los datos fueron ensayados en el software de XFLR5. Este software a partir del método de paneles resuelve las ecuaciones de continuidad para obtener la curva polar del perfil.

Los cálculos desarrollados en el software mencionado, se realizaron utilizando las condiciones atmosféricas de la Ciudad de México, una altitud de 2,250.0 m. Tomando en cuenta la velocidad de desplome $V_s = 10 \text{ m/s}$ y una cuerda del perfil $c = 30\text{cm}$, se obtiene un número de reynolds $R_e = 171,399.0$. Con esta información se evaluarón los perfiles candidatos, escogiendo aquel que tuviera mejor relación (C_L/C_D).

Con base en los cálculos obtenidos del software XFLR5, se escogió el perfil GOE425 (Figura 2.8), cuyas características se muestran en la Tabla 2.1:

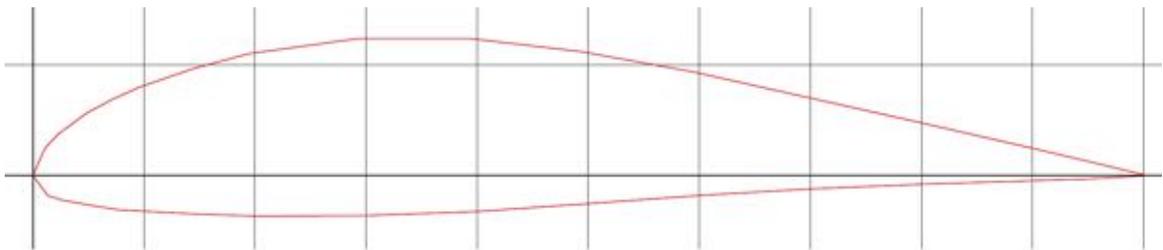


Figura 2.8: Perfil Goe425

Tabla 2.1: Parámetros obtenidos mediante el programa XFLR5 del Perfil Goe425.

C_{Lmax}	1.6
α_{0L}	-4°
\bar{e}_{max}	0.16 c
C_L/C_D	40

La gráfica que se muestra en la Figura 2.9, pertenece al coeficiente de levantamiento (C_L) contra el ángulo de incidencia del viento sobre el perfil (α). Esta gráfica representa el incremento de C_L conforme aumenta el ángulo de ataque del perfil hasta llegar a un punto máximo denominado C_{Lmax} a partir del cual el perfil se desplomarse, es decir, el C_L empieza a decrecer mientras el C_D va incrementando.

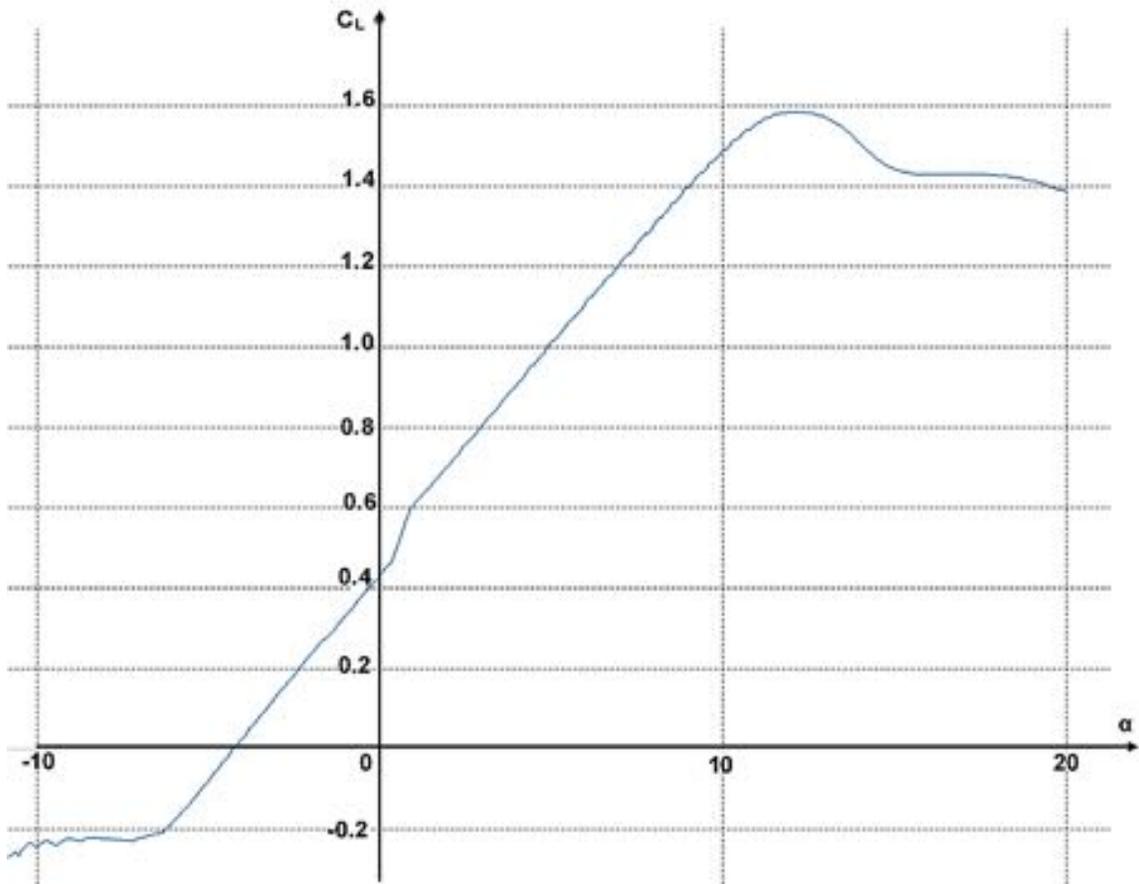


Figura 2.9: C_L vs α del perfil GOE425 obtenida mediante XFLR5.

2.4.3. Validación de la polar del perfil mediante ANSYS Fluent

El valor del C_{Lmax} es el parámetro que se utilizó para comenzar con los cálculos correspondientes a las dimensiones del ala. Como motivo de la validación de los datos obtenidos con XFLR5, se utilizó un software de CFD más robusto llamado ANSYS FLUENT® para tener mas certeza sobre los cálculos realizados.

Comenzando con el planteamiento del problema, se tiene un perfil 2D GOE425 (Figura 2.10) el cuál será sometido a un flujo subsónico incompresible a condiciones de la Ciudad de México. Este flujo de aire tendrá un ángulo de incidencia α con una magnitud de 10 m/s . Utilizando un $Re = 171,399.0$ y que además no existe transferencia de calor.

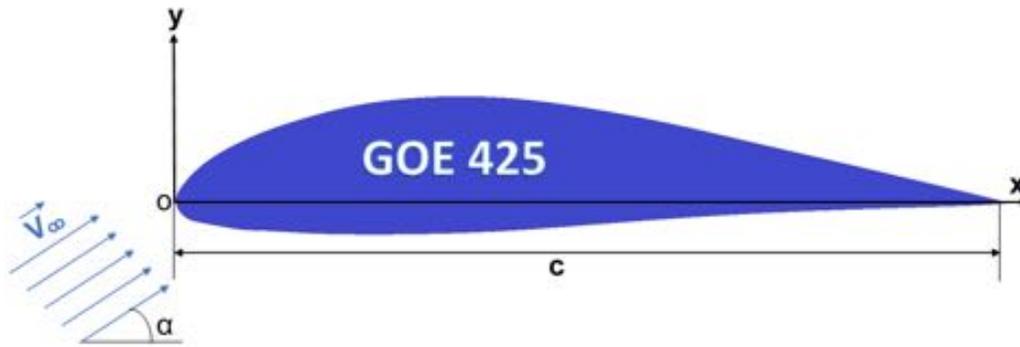


Figura 2.10: Planteamiento del Problema para resolver mediante CFD

Lo que se busca con este análisis, es obtener la curva C_L vs α y además poder visualizar el desprendimiento de la capa límite² a los diferentes ángulos de incidencia.

Para obtener resultados precisos es necesario proponer una metodología de mallado para discretizar el problema según convenga en las regiones de interés cuidando no consumir mucho costo computacional. Por medio de una malla estructurada como se muestra en la Figura 2.11, utilizando la técnica de mallado llamada como cuerpo de influencia la cual sirve para refinar la malla en una zona definida por un geometría, además se generó una zona de mayor refinamiento en la región cercana al perfil para capturar la capa límite. Se realizó un análisis para determinar que espesor debería de tener esta zona de mayor refina-

²Región del fluido en donde la velocidad de desplazamiento de éste varía desde la velocidad del cuerpo hasta la velocidad del flujo debido a la viscosidad.

miento. Para esto, se calculó el espesor de la capa límite a lo largo del perfil considerando un régimen turbulento. Se utilizó el modelo $SST(k - \omega)$ para resolver el problema, el cual según la literatura [9] es un modelo robusto adecuado para modelar flujo turbulento, el inconveniente es que consume muchos recursos computacionales.

También es necesario definir las condiciones de frontera, en donde se tomó como entrada del flujo la forma en C del volúmen de control y como salida a presión atmosférica la parte trasera del volumen y se consideró que el perfil es un cuerpo sólido impenetrable.

Se desarrolló un análisis de sensibilidad de malla (Figura 2.12), el cual permite garantizar que los resultados son independientes de la malla. Para este análisis se consideró el caso del ángulo de entrada en pérdida del ala ($\alpha = 12$), obtenido en el software XFLR5, se evaluaron los resultados obtenidos para el coeficiente de arrastre (CD) y para el coeficiente de levantamiento (CL) considerando diferentes números de elementos de malla.

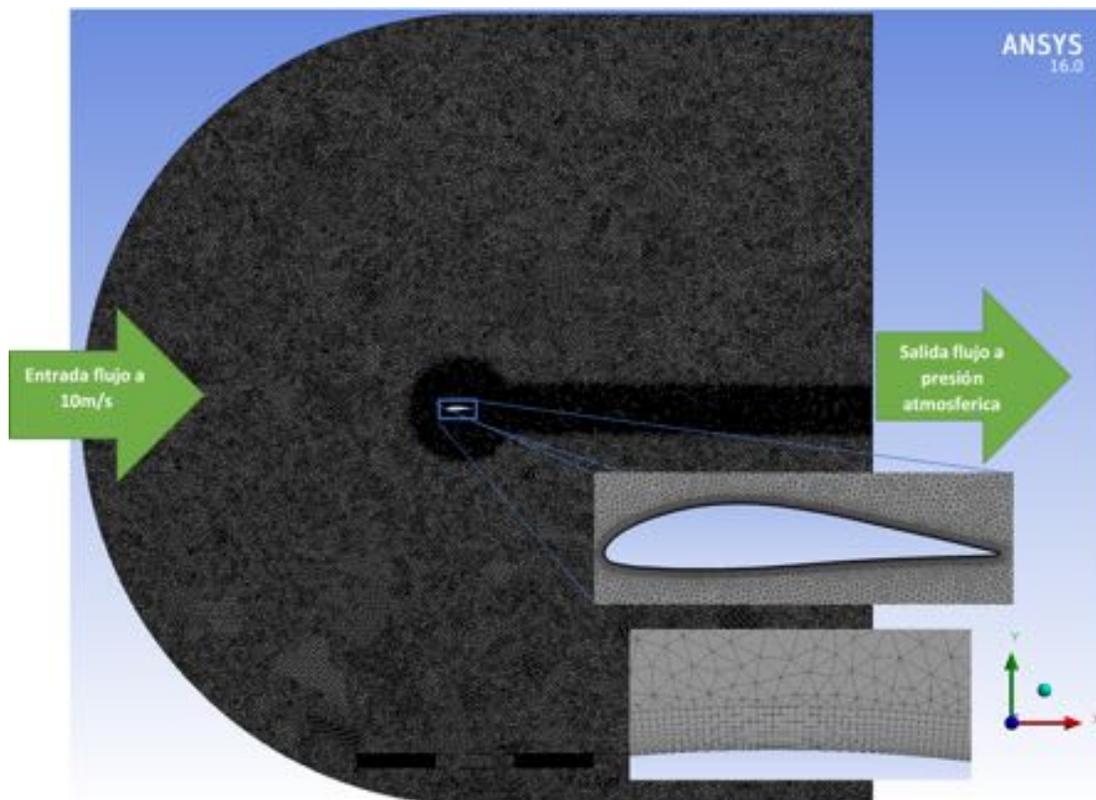
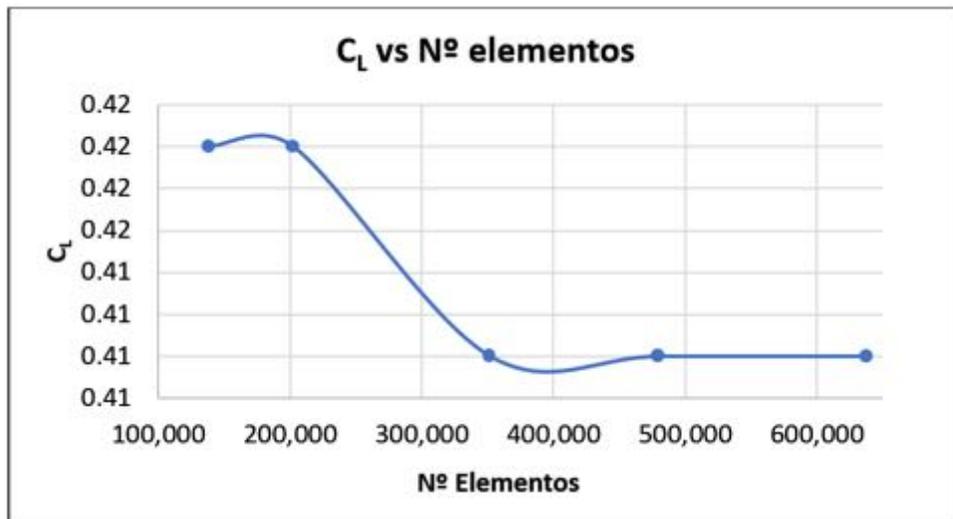
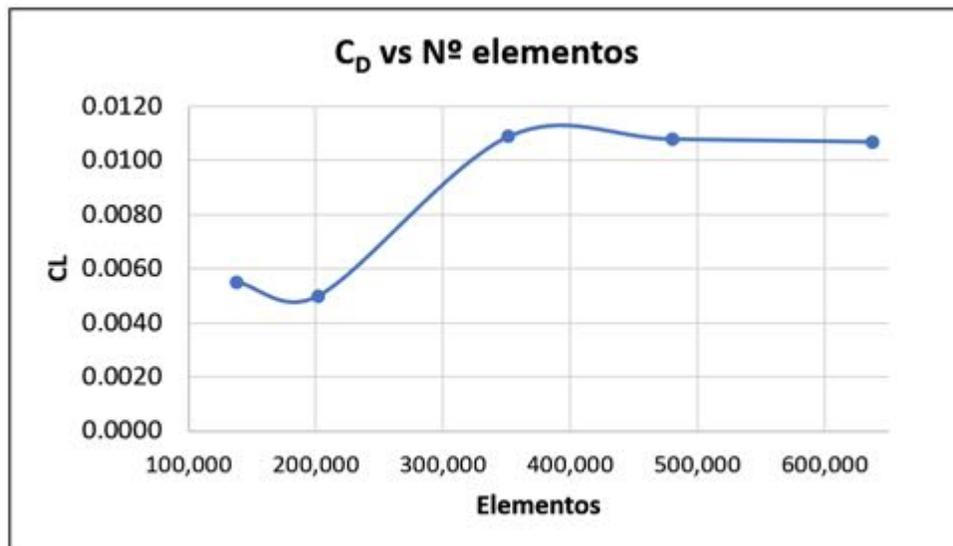


Figura 2.11: Metodología de Mallado utilizada para discretizar el volumen de control

Encontrando que a partir de 350 mil elementos, la malla ya no afecta los resultados del análisis CFD, ver Figura 2.12. Ya que al utilizar valores por encima de ese refinamiento, los resultados que arroja la simulación ya no varían mucho y además tardan más tiempo las simulaciones, por que se incrementa el coste computacional.



(a) Coeficiente de levantamiento C_L



(b) Coeficiente de arrastre C_D

Figura 2.12: Análisis de sensibilidad de malla para garantizar que los resultados son independientes de la malla.

Del computo realizado al perfil goe425, utilizando la malla de 350 mil elementos, desde un ángulo de ataque de menos 5 grados hasta el ángulo de desplome 12 grados, se obtuvo la curva de C_L vs α mostrada en la Figura 2.13.

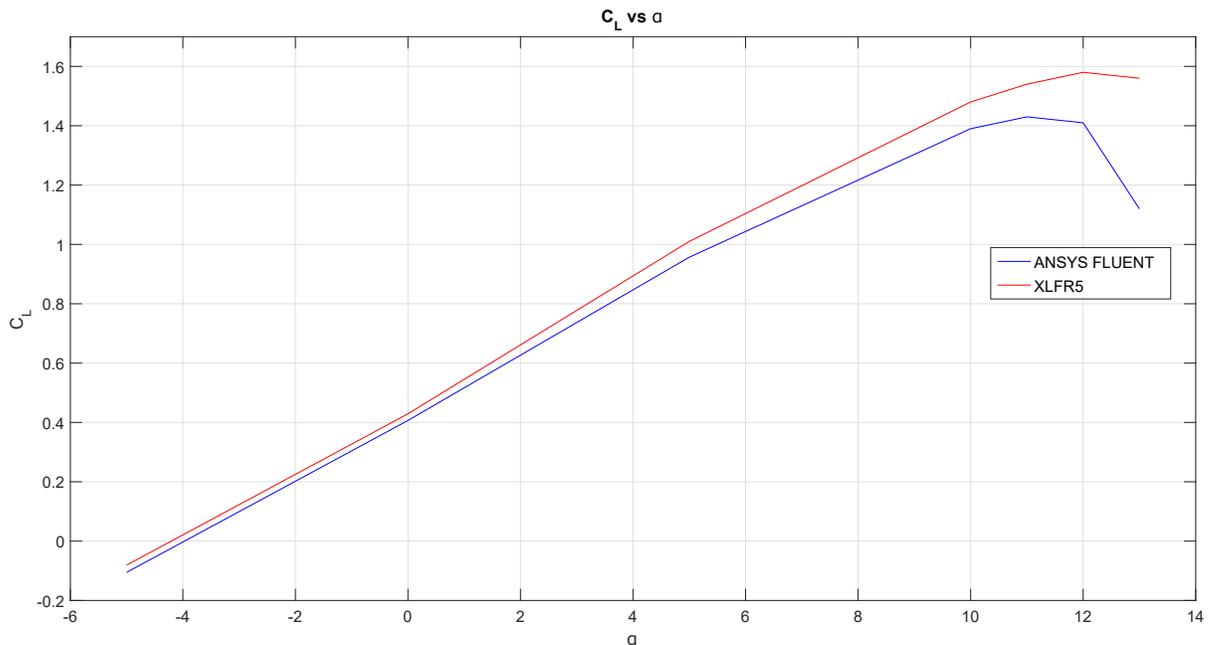


Figura 2.13: Comparativa C_L vs α mediante ANSYS Fluent y XFLR5

La Figura 2.13, muestra la curva correspondiente a el coeficiente de sustentación (C_L) vs el ángulo de incidencia obtenidos con el software XFLR5 y su validación con ANSYS FLUENT. De la comparación directa correspondiente a cada ángulo de ataque puede observarse su cercanía, obteniendo un error máximo del 12 %.

Por otra parte, gracias a las herramientas de visualización de ANSYS es posible observar el comportamiento del flujo. En la figura 2.14, se observa un incremento en la velocidad en la parte del extradós por la caída de presión en esa región. Se puede observar el punto de estancamiento. Pero lo que se destaca en esta imagen es el desprendimiento de la capa límite y la generación de vorticidad. Esto puede visualizarse mejor en la Figura 2.15, donde se puede ver como el desprendimiento de la capa se muestra más pronunciado a un ángulo de desplome ($\alpha = 12$), que a un menor ángulo como es el caso de $\alpha = 0$.

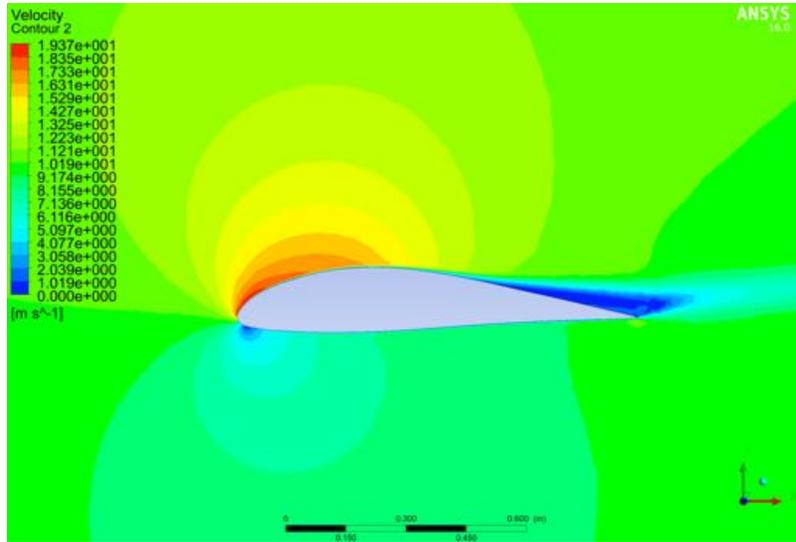
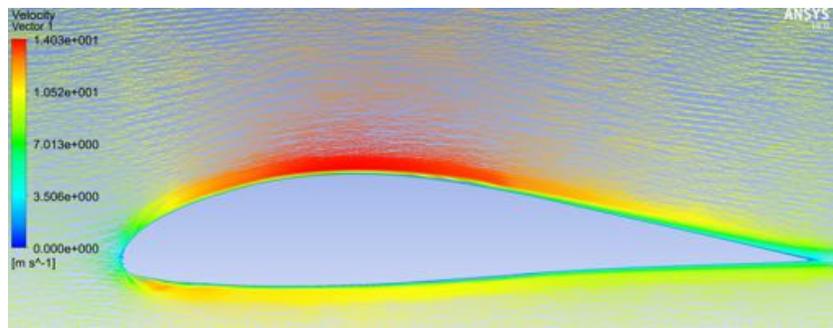
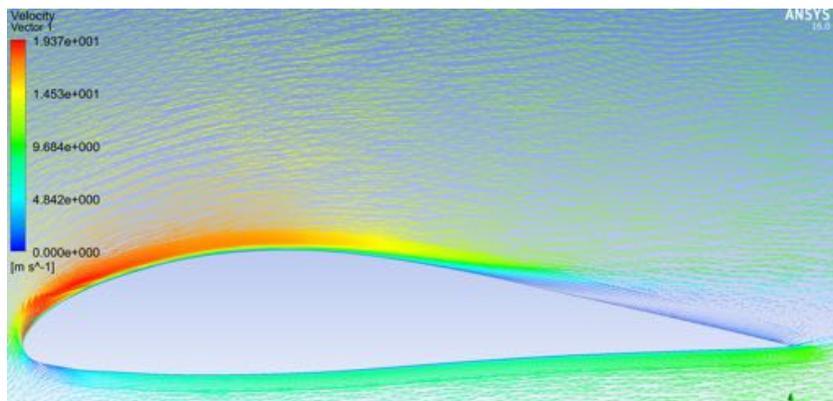


Figura 2.14: Contorno de Velocidad a los largo del perfil GOE425 a un $\alpha = 12$.



(a) Líneas de corriente $\alpha = 0$



(b) Líneas de corriente $\alpha = 12$

Figura 2.15: Líneas de corriente sobre el perfil GOE425, donde se puede visualizar el desprendimiento de la capa límite a un ángulo de cero y al ángulo de desplome del perfil.

2.4.4. Dimensiones del ala y estabilizadores

Ala

Las dimensiones del ala parten de la expresión matemática referente a la sustentación definida en la ecuación (2.6) de la cual se tiene como incógnita la superficie alar (S_w). Los parámetros utilizados para el cálculo de la superficie alar están dados en la Tabla 2.2.

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_s^2 S_w C_{Lmax} \quad (2.6)$$

Tabla 2.2: Parámetros de vuelo para el cálculo del ala.

Parámetro	Valor
Peso Total (W)	2 kgf
Vel. Desplome (V_s)	10 m/s
Densidad (ρ_{∞})	0.98151 kg/m ³
C_{Lmax}	1.58

Con base a los datos anteriores ya se puede determinar la envergadura del ala ya que el ala al ser rectangular la envergadura se obtiene dividiendo S_w entre la cuerda c , esto nos da una envergadura $bw = 0.8434m$. Por cuestiones de seguridad y a manera de incrementar el AR_w a 5. Las dimensiones del ala quedan de la siguiente manera:

Tabla 2.3: Geometría del ala obtenida por cálculos.

Parámetro	Valor
Superficie alar (S_w)	0.45 m ²
Alargamiento (AR_w)	5
Conicidad (λ)	1
Cuerda (c)	0.3 m

Estabilizador

El diseño del estabilizador es similar al diseño de un ala, ya que contiene los mismos parámetros de diseño AR , b , λ y S . El dimensionamiento del estabilizador parte de los datos ya obtenidos del ala, utilizando el método de coeficientes de volumen [10] y [11]. Este método consiste en la determinación de la superficie de cada uno de las estabilizadores a

través de las ecuaciones (2.7) y (2.8).

$$S_h = \frac{\bar{V}_h S c}{X_h} \quad (2.7)$$

$$S_v = \frac{\bar{V}_v S b}{X_v} \quad (2.8)$$

Utilizando las ecuaciones anteriores se obtienen las dimensiones del estabilizador horizontal y vertical como se resumen en la Tabla 2.4. A partir de estos datos se obtiene las dimensiones para el estabilizador V-Tail que corresponde a esta aeronave.

Tabla 2.4: Propiedades geométricas de los estabilizadores

Vertical		Horizontal	
S_v	0.0538 m^2	S_h	0.0672 m^2
b_v	0.2841 m	b_h	0.5501 m
c_{rv}	0.2525 m	c_{rh}	0.163 m
c_{tv}	0.1262 m	c_{th}	0.0815 m

Primero se determina el ángulo de inclinación del V-tail con respecto a la horizontal mediante la Ecuación 2.9, cuyo valor debe de estar cerca de los 45 grados [10]. Bajo este criterio se modificaron los parámetros de los estabilizadores vertical y horizontal hasta cumplir con esto. Posteriormente mediante la ecuación (2.10) se determina la superficie del estabilizador V-Tail obteniendo la Tabla 2.5.

$$grados_{VT} = \arctan \frac{S_v^{\frac{1}{2}}}{S_h} \quad (2.9)$$

$$S_{VT} = S_v + S_h \quad (2.10)$$

Dimensiones Finales

Por último se realizó un análisis del avión completo por medio de XFLR5, en donde se buscaba que el avión en conjunto con el estabilizador en V tuviera una estabilidad longitudinal estática positiva, es decir, que el avión recupere su punto de equilibrio, sin intervención de algún mando, en el caso de que llegará una ráfaga de viento. De la Figura

Tabla 2.5: Propiedades geométricas del V-Tail.

V Tail	
S_{VT}	0.121 m^2
b_{VT}	0.602 m
c_{rVT}	0.2 m
c_{TVT}	0.2 m
$grados_{VT}$	42°

2.16 podemos ver la gráfica del momento de cabeceo vs el ángulo de ataque del avión, de la cual podemos concluir que al tener ésta una pendiente negativa el avión tendrá una estabilidad longitudinal estática positiva [12] .

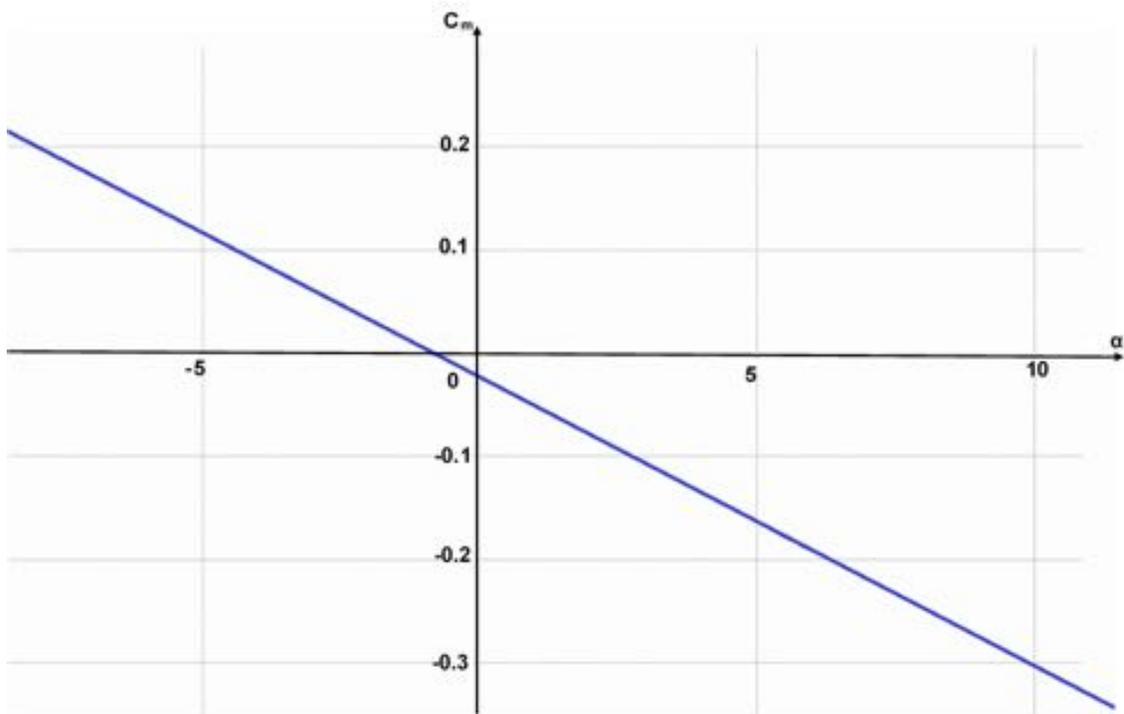


Figura 2.16: Momento de cabeceo del avión completo vs ángulo de ataque.

Las dimensiones finales de la aeronave se muestran en la Figura 2.17 mientras que en la Tabla 2.6 se tienen las dimensiones del estabilizador V-Tail, estas medidas son las que se utilizaron durante la fase de manufactura para la construcción de un primer prototipo de pruebas.

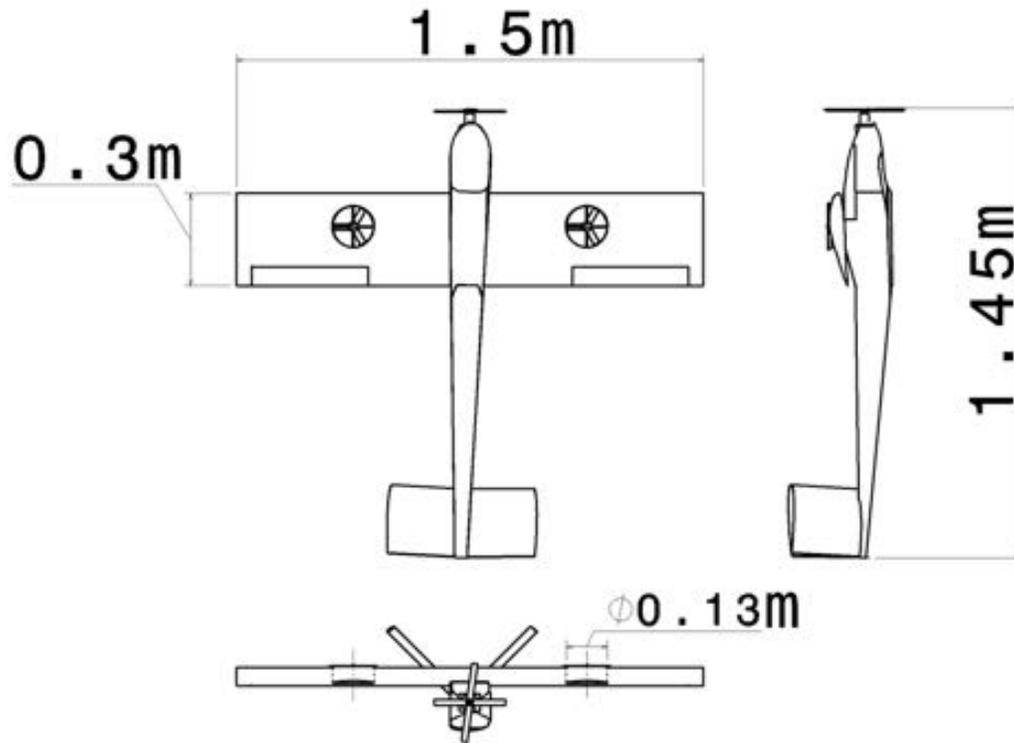


Figura 2.17: Bosquejo del avión con las dimensiones finales.

Tabla 2.6: Dimensiones finales del V-Tail.

V Tail	
S_{VT}	0.16 m^2
b_{VT}	0.74 m
c_{rVT}	0.2 m
c_{TVT}	0.2 m
AR_{VT}	3
$grados_{VT}$	42

2.5. Pruebas experimentales de rotores

2.5.1. Descripción de componentes y banco de pruebas

Durante la fase de vuelo vertical la fuerza de sustentación será proporcionada por los rotores. Por este motivo, se desarrollaron pruebas experimentales a los Ducted-Fan.

Comenzando con los motores utilizados para el Ducted-Fan. Estos se encuentran restringidos en cuanto a las dimensiones debido a que estos deben de estar contenidos dentro del ala. Bajo estas consideraciones se utilizaron dos motores los cuales son utilizados principalmente dentro de la gama de Drones Racer Figura 2.18, debido a su pequeño tamaño, bajo peso y a las altas revoluciones a los que operan lo que nos permite reducir el tamaño de las palas.

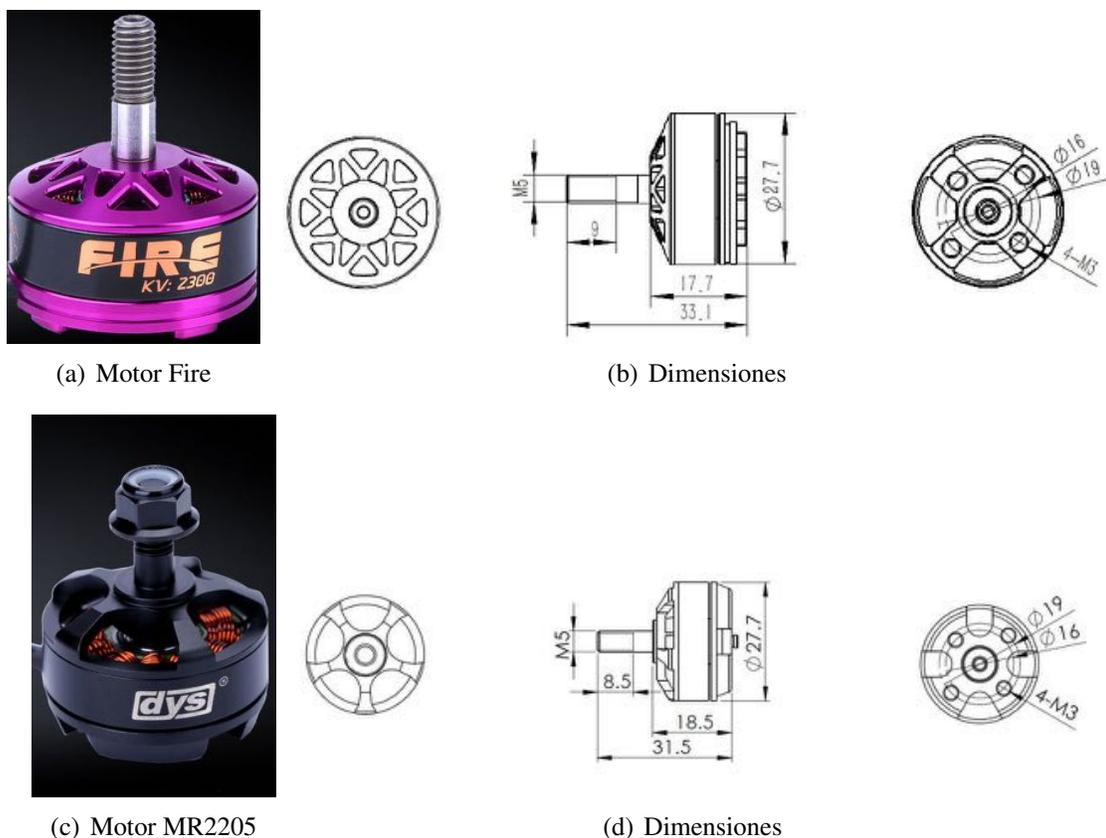


Figura 2.18: Motores Fire 2600KV y MR2205 2750KV

En cuanto a los rotores se buscaron aquellos que tuvieran un ángulo de paso alto para producir sustentación suficiente para levantar todo el vehículo, compensando el reducido diámetro de las palas debido al confinamiento dentro de los Ducted-Fan. Se escogieron rotores de dos y tres palas (Figura 2.19) con el fin de buscar incrementar la sustentación producida por éstas, cuidando el consumo energético.



Figura 2.19: Rotores de paso fijo utilizados en las pruebas

Para los ducted-fan se utilizaron 3 diseños diferentes (Figura 2.20) con el fin de determinar qué diseño resultaría más eficiente. Estos diseños se basan en facilitar la entrada del aire al ducto suavizando la superficie de la boca del ducto. De igual manera se trabajó con los álabes guía modificando su forma y cantidad. Estas modificaciones así como otros parámetros afectan la eficiencia del ducto [13].



Figura 2.20: Ductos utilizados en las pruebas.

Las pruebas de los motores y rotores se llevaron a cabo en un banco de pruebas especialmente construido para este fin (Figura 2.21). Este se encarga de medir la tracción producida por la combinación de motor y rotor. Mientras que la corriente se obtenía mediante un dispositivo externo que además de medir la corriente, mide voltaje y potencia eléctrica. Estos parámetros resultan ser importantes para determinar que combinación resulta ser más eficiente energéticamente.

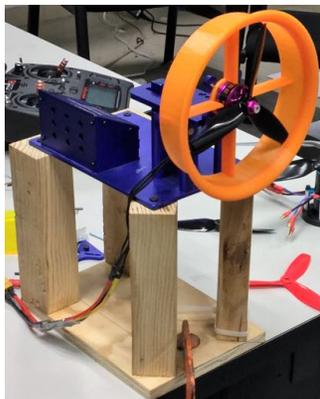


Figura 2.21: Banco de pruebas utilizado en los ensayos.

Las primeras pruebas fueron realizadas utilizando una batería de tres celdas (3S), que entrega un voltaje al inicio de 12.6V, pero conforme se avanzaba con las pruebas, esta magnitud tendía a descender, por lo cual no sería correcta la comparación entre rotores. Así que se decidió energizar los motores con una fuente de corriente continua, con lo cual se mantendría una magnitud de voltaje constante, utilizándose entonces 12.78V durante la realización de las pruebas.

Las pruebas experimentales consistieron en analizar las diferentes combinaciones posibles para evaluar el desempeño de éstos y compararlos cuando tenían ducto contra el rotor libre (sin ducto), para encontrar la configuración de motor, rotor y ducto que produjera la más alta tracción manteniendo un consumo energético bajo.

2.5.2. Resultados de las pruebas

Con los datos obtenidos experimentalmente, se construyó la gráfica que relaciona la tracción con la potencia eléctrica, para cada una de las combinaciones de motor, rotor y ducto. Después de un proceso de selección a partir de su relación tracción-potencia, se tomó para cada motor al mejor rotor ensayado en los dos ductos obteniendo la siguiente gráfica mostrada en la figura 2.22.

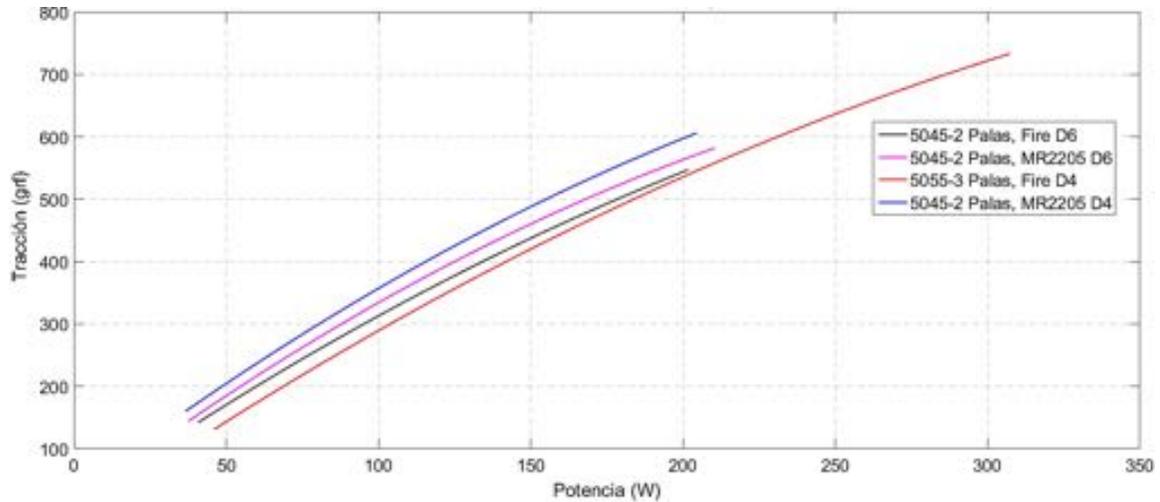


Figura 2.22: Comparación Motores, Rotores y Ductos

De la Figura 2.22 se destaca el motor MR2205 con el rotor 5045 de dos palas utilizando un ducto con 4 alabes guías por tener la mejor relación tracción-potencia. Sin embargo, podemos ver también que el motor Fire con el rotor 5055 de tres palas con un ducto de 4 álabes, tiene un mayor consumo energético pero produce mayor tracción en comparación a los demás.

Con el objetivo de confirmar la hipótesis del incremento de tracción cuando las palas se encuentran confinadas dentro de un ducto [6], se evaluaron por separado los datos obtenidos con el motor MR2205 utilizando el rotor 5045 de dos palas dentro de los ductos de 4 y 6 álabes guía, así como el rotor libre. Se puede ver de la Figura 2.23 que sí hay un incremento de sustentación así como un menor consumo energético cuando se utilizan los ductos, principalmente el ducto con 4 álabes guías es el que tiene un mejor rendimiento, incrementando hasta en un 20 % la fuerza de tracción en comparación con no usar ducto.

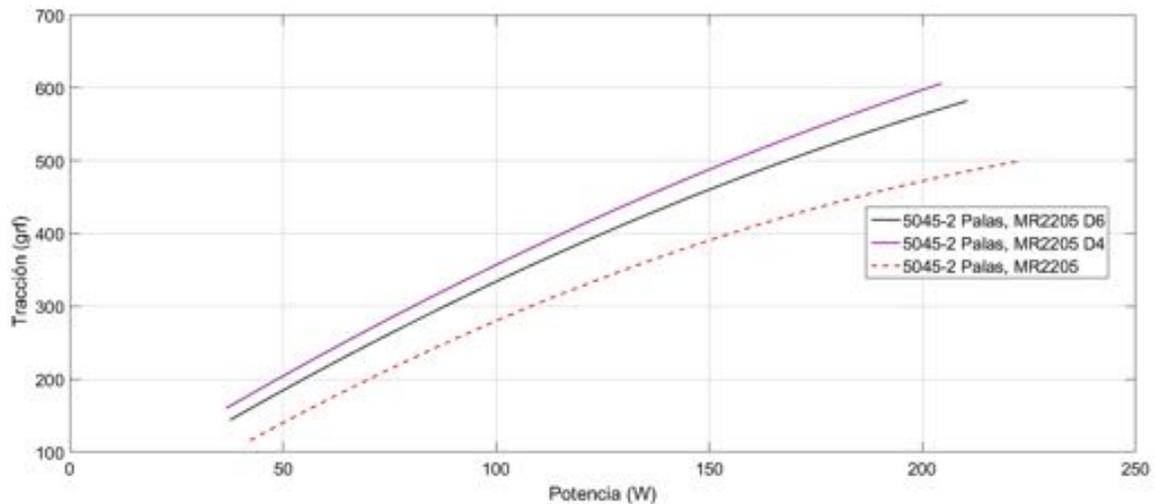


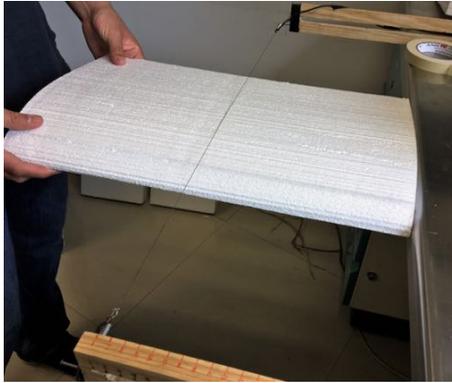
Figura 2.23: Comparación Rotor libre vs Rotor con Ducto utilizando el motor MR2205.

2.6. Construcción del Prototipo

Partiendo del diseño en detalle, la siguiente fase es la construcción del prototipo en cuya etapa se destaca la manufactura del ala. Para ésta se utilizó Poliestireno Expandido (EPS). Este material es comúnmente usado en el aerodelismo por sus propiedades de resistencia a los impactos, bajo peso y facilidad de manufactura.

Para darle forma de ala al EPS, se utilizó la técnica de hilo caliente (Figura 2.24.a), la cual reduce el tiempo de fabricación del ala y además es sencilla una vez que se domina. Esta técnica consiste en hacer pasar una corriente a través de un alambre de Nicromo, produciendo que éste se caliente por efecto Joule y al entrar en contacto con el EPS lo derrite realizando cortes en el EPS. Mediante esta técnica se fabricó el ala y el estabilizador en V-Tail.

Para darle una mayor rigidez al ala, se agregaron tubos de carbono (Figura 2.24.b) al diez por ciento y al setenta y cinco por ciento de la cuerda del perfil evitando que éstos no estuvieran muy cerca del ducto y considerando la concentración de esfuerzos aerodinámicos localizados al cuarto de cuerda.



(a) Técnica de Hilo Caliente



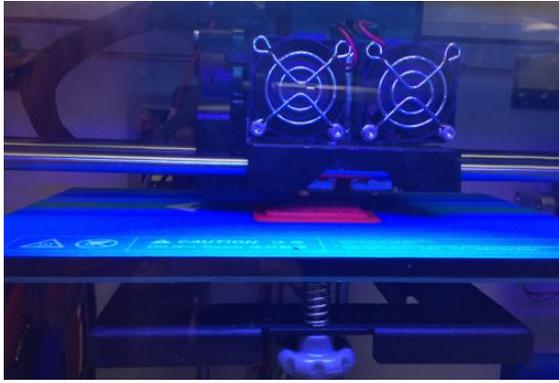
(b) Refuerzo del ala con tubos de carbono

Figura 2.24: Corte del EPS para la fabricación del ala

Para la construcción del fuselaje, se realizó una estructura tipo semi-monocasco utilizando cuadernas de Triplay y largueros de madera balsa. En la zona donde se ensambla el ala con el fuselaje se diseñó una caja de torsión a partir de MDF considerando que esta tiene mayor resistencia que la madera balsa y es en ésta sección en donde se concentrarán los esfuerzos de torsión y flexión provocados por la interacción del ala con el viento, así como por el propio peso del ala. Esta estructura se cubrió con delgadas placas de balsa.

La construcción de los ductos se llevó a cabo por medio de tecnología de manufactura aditiva utilizando material PLA (Figura 2.25). Con este tipo de tecnología es posible fabricar piezas con formas complicadas como es el caso del ducto. Con base al estudio sobre los ductos realizado anteriormente se construyó el ducto de 4 álabes guías con bisel a la entrada de la boca del ducto.

El avión VTOL se muestra ensamblado en la Figura 2.26. Hasta aquí podemos ver la estructura del avión terminada. El siguiente paso consistirá en la implementación de la aviónica a la estructura para pasar a la fase de pruebas de vuelo.



(a) Impresora 3d Dreamer



(b) Ducto impreso

Figura 2.25: Impresión del ducto de 4 alabes guías mediante manufactura aditiva en la cual se utilizo material PLA.

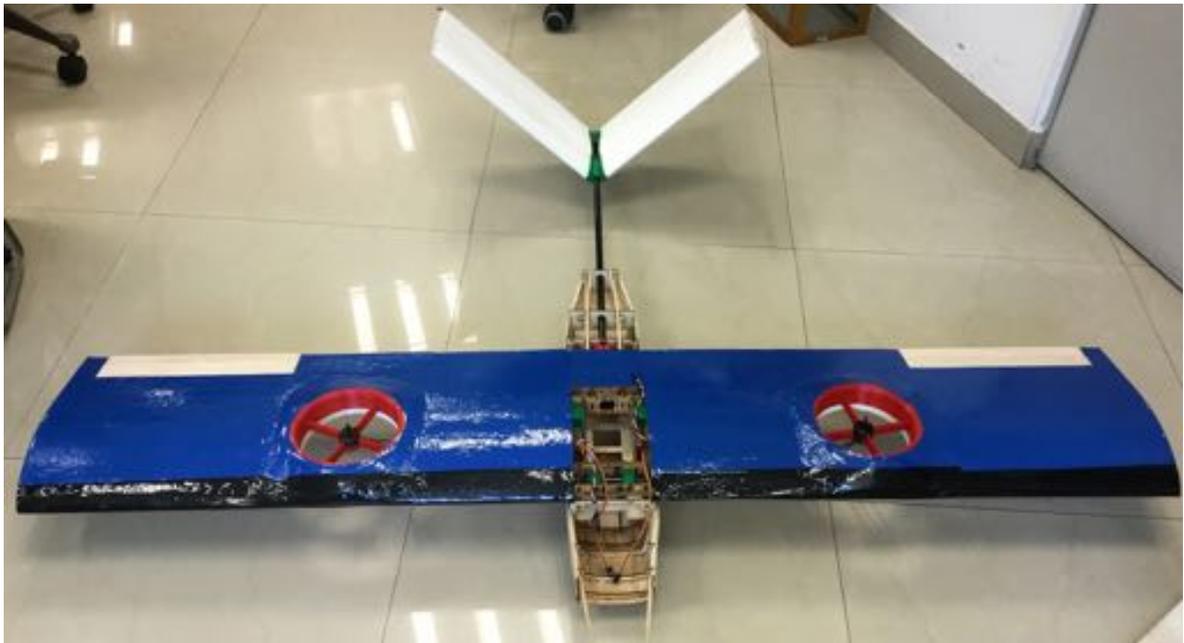


Figura 2.26: Ensamble completo del prototipo de avión VTOL.

Capítulo 3

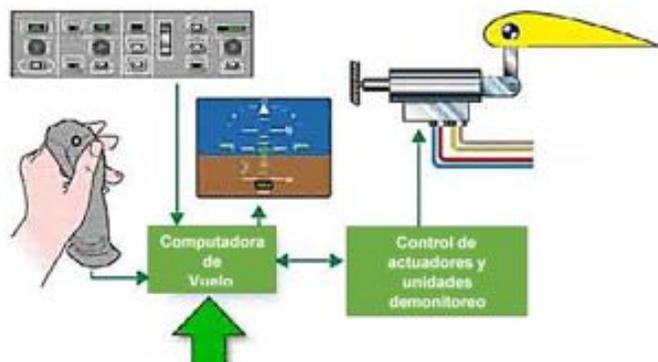
Descripción de los actuadores y aviónica del prototipo

3.1. Introducción

En los inicios de la aviación, el control de la aeronave durante el vuelo se lograba por medio de los mandos del piloto los cuales estaban conectados directamente a las superficies de control mediante cables de acero. Así, cuando el piloto movía la palanca o los pedales, los cables tiraban de las propias superficies de control. Este sistema se caracteriza por ser muy pesado y por una alta exigencia física del piloto. Estos problemas motivaron al desarrollo de una nueva tecnología llamada Fly By Wire (FBW). Dicha tecnología fue implementada por primera vez en el año 1972 en el avión F-8 Crusader, como se muestra en la Figura 3.1.a. Comenzando con esto una nueva etapa para aviación, la era de la aviación digital.



(a) F-8 Crusader



(b) Diagrama del FBW

Figura 3.1: Tecnología FBW utilizada en el avión F-8 Crusader de la USAF.

La tecnología FBW tiene como objetivo la eliminación de mecanismos complejos para mover las diferentes superficies de control del avión, utilizando un sistema automático que se encarga de compensar las pérdidas de estabilidad del avión, con lo cual se pueden desarrollar aeronaves más ligeras con un mejor desempeño comparadas con los diseños convencionales. El FBW provee al piloto de un mejor control y maniobrabilidad del avión, necesitando menos de la intervención de este a lo largo del vuelo (Figura 3.1.b).

Esta tecnología nace en los grandes aviones, pero es ahora en los VANT's donde se ve altamente aplicada, permitiendo desarrollar aeronaves a pequeña escala capaces de apoyar al piloto en tierra a realizar una operación aérea de manera más sencilla y segura, y además le permite al vehículo realizar operaciones de manera autónoma.

La aviónica son todos los dispositivos electrónicos y sistemas encargados de desarrollar funciones individuales durante el vuelo de una aeronave. Los sistemas de aviónica incluyen comunicaciones, navegación, visualización y gestión de múltiples sistemas.

A lo largo de este capítulo se tratarán los dispositivos electro-mecánicos denominados actuadores, encargados de la manipulación de las superficies del control, el mecanismo para la transición de un modo de vuelo a otro, los motores utilizados, los sensores, así como toda la aviónica o electrónica para la operación cada uno de estos dispositivos a partir del Autopiloto.

3.2. Descripción de los actuadores utilizados.

Los actuadores son dispositivos encargados de producir una acción o movimiento a partir de una entrada por medio de una señal eléctrica, en el caso de los VANT'S, produciendo a la salida de éstos un movimiento lineal o rotacional. En algunos casos la señal de control suministrada es de baja potencia lo que implica agregar un circuito adicional para poder controlar el actuador. De igual manera existen dispositivos que no requieren ningún circuito extra y pueden ser utilizados directamente.

Los actuadores utilizados en este prototipo se clasifican en 3 grupos. El primero de ellos corresponde a el sistema de propulsión y de generación de sustentación en el modo vertical. El segundo es el relacionado con la manipulación de las superficies de control del avión. Y finalmente en el último se encuentra el actuador que nos permitirá realizar la transición entre los modos de vuelo de la aeronave. A continuación se describirá más a detalle cada uno de los componentes utilizados.

3.2.1. Propulsión y sustentación en modo vertical.

Motor Coaxial Himax CR2816-1100



Figura 3.2: Motor Contrarotativo Himax CR2816-1100 colocado en la parte frontal del vehículo.

El motor brushless contra rotativo de Himax desarrollado por Maxx Products International, está especialmente diseñado para tener un peso ligero, alta eficiencia, alto torque y durabilidad. El motor de la serie CR2816 está pensado para modelos de tamaño pequeño a mediano que pesan de 907 a 2267 gr. En la Tabla 3.1 se detallan las especificaciones de este motor [16].

Este motor se posicionó en la parte frontal del vehículo y se encarga de producir sustentación durante el vuelo vertical y tracción en el modo avión. Utiliza 2 hélices, una de 10x5 y la otra de 9x7. Esta configuración coaxial de hélices produce alrededor del doble de trac-

Tabla 3.1: Especificaciones motor Himax

Himax CR2816-1100	
Peso	164 <i>gr</i>
Potencia máxima	350 <i>W</i>
RPM máximas	20,000
Diámetro	27.8 <i>mm</i>
Largo	65 <i>mm</i>
Temp. Operación	65 °C
Kv	1100
Corriente de operación	6-16 <i>A</i>
Baterías	Lipo 3S

ción producida en comparación con cada hélice ensayada por separado como se verificó de manera experimental.

Motor DYS MR2205



Figura 3.3: Motor MR2205 2750 KV utilizado en los Ducted-Fan

El DYS MR2205 (Figura 3.3) es un motor de precisión diseñado para vehículos multirotor y optimizado para hélices de 5 pulgadas. Es capaz de producir más de 500 *W* de potencia y más de 1 *kgf* de empuje en una configuración 4S, este motor destaca por su buena relación empuje peso y es ampliamente utilizado en drones de carrera. Su ficha técnica la encontramos en la Tabla 3.2. Este motor se escogió para estar contenido dentro de los ductos que van en el ala debido a su tamaño y desempeño que fue evaluado en el capítulo anterior. Este motor será el encargado de la sustentación durante la fase de vuelo vertical.

Tabla 3.2: Especificaciones del motor MR2205.

DYS MR 2205	
Peso	27.5 g
Potencia máxima	529.8 W
RPM máximas	39,960
Diámetro	27.7 mm
Largo	18.5 mm
Kv	2750
Corriente de operación	34 A
Baterías	Lipo 3-4S

Controlador de Velocidad (ESC)

El controlador de velocidad electrónico (ESC) es un circuito electrónico que varía la velocidad, dirección de rotación de un motor y también puede actuar frenando. Se pueden utilizar para controlar motores Brushless por medio de PWM aunque también se utiliza la comunicación I^2C Estos dispositivos son ampliamente utilizados en el aeromodelismo para controlar las revoluciones de los motores y con esto controlar la velocidad horizontal del avión o la sustentación en el caso del multi-rotor.



Figura 3.4: Controlador Afro ESC de 30 A para controlar las revoluciones de los motores.

Se utilizaron los Afro Esc de 30 A (Figura 3.4) por la demanda de corriente de cada motor además de que trabajan con PWM lo cual los hace compatibles con el autopiloto que se utilizó.

Tabla 3.3: Especificaciones Afro ESC 30A.

Consumo de corriente:	30 A
Rango de voltaje	2-4s Lipo
BEC Lineal	0.5 A
Frecuencia de entrada	1 KHz
Peso	26.5 g
Dimensiones:	50 x 25 x 11 mm

3.2.2. Superficies de control.

Las superficies de control de la aeronave dan al piloto el control de giro del avión alrededor de tres ejes perpendiculares. Estos giros son guiñada, alabeo y cabeceo. Estas superficies de control son el timón de profundidad para el control longitudinal, los alerones para el control lateral y el timón de dirección.

Estas superficies son actuadas mediante servomotores. Estos mecanismo conformados por una caja de engranes para reducir la velocidad del motor, un circuito de control y un potenciómetro para determinar la posición angular de la flecha del motor. Este mecanismo se posiciona en el ángulo deseado a partir de una señal de PWM. Son ampliamente utilizados en el aeromodelismo para manipular las superficies de control del avión.



Figura 3.5: Servomotor Turnigy, utilizado para mover las superficies de control.

3.2.3. Mecanismo basculante

El mecanismo basculante es el encargado de realizar la transición entre el modo de vuelo vertical y el crucero. A partir de cambiar la posición del motor coaxial HIMAX (Figura 3.7). Para esta acción se hizo uso del mecanismos DYNAMIXEL AX-12A desarrollado por la empresa ROBOTIS. Cada servo tiene la capacidad de monitorear su velocidad, temperatura, posición, tensión y carga soportada.

El actuador DYNAMIXEL AX-12A (Figura 3.6), fue seleccionado principalmente por su mecanismo giratorio, el cual se diseñó de tal manera que se evite cargar directamente la flecha del actuador, reduciendo los esfuerzos debidos a la carga a la que será sometido con el motor contrarrotativo durante su transición entre los modos de vuelo. Además de ser un actuador muy ligero (54.6 gr) en comparación con el propio desarrollo de este tipo de mecanismo, lo que tomaría tiempo y sería pesado. Además de tener un torque suficiente para la aplicación de 1.52 Nm a 12 V (1A).



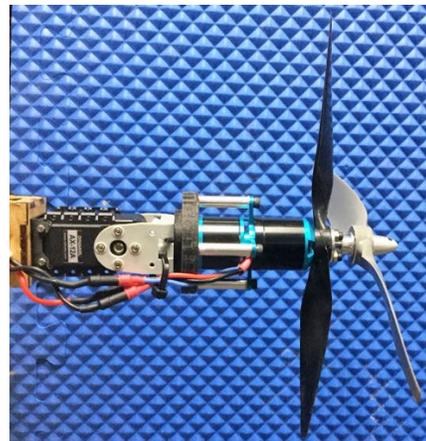
Figura 3.6: Actuador DYNAMIXEL AX-12A utilizado para hacer bascular el motor coaxial HIMAX.

Tabla 3.4: Especificaciones del motor AX-12A.

Baud Rate	7843 <i>bps</i> – 1 <i>Mbps</i>
Resolución	0.29°
Carrera del motor	0° - 300°
Peso	54.6 <i>g</i>
Dimensiones	32mm X 50mm X 40mm
Relación de engranes	10.58402778
Torque máximo	1.5 <i>Nm</i> @ 12V 1.5A
Velocidad sin carga	59 <i>rpm</i> @ 12V
Temperatura de trabajo	-5°C - +70°C
Voltaje de entrada	9.0v - 12.0v
Tipo de protocolo	UART Half Duplex (8 bits, 1 stop, sin paridad)
Conexión física	Bus Multidrop TTL
ID	0 - 253
Material	Plástico ingenieril



(a) Posición para vuelo vertical



(b) Posición para vuelo crucero

Figura 3.7: Posiciones del mecanismo basculante para la transición.

3.3. Autopiloto

Un piloto automático es un sistema que se utiliza para controlar la trayectoria de una aeronave sin que se requiera de la intervención constante de un operador humano. Los pilotos automáticos no reemplazan a los operadores humanos, sino que les ayudan a controlar la aeronave. Esto les permite centrarse en aspectos más amplios de las operaciones, como el monitoreo de la trayectoria, el clima y los sistemas.

El piloto automático Pixhawk 1 es un popular controlador de vuelo de propósito general basado en el diseño de hardware abierto Pixhawk-project FMUv2.

PX4 es un proyecto de desarrollo de piloto automático de código abierto que forma parte de Drone Code. Éste ha sido desarrollado con una arquitectura que puede ser fácilmente migrada de una plataforma a otra.

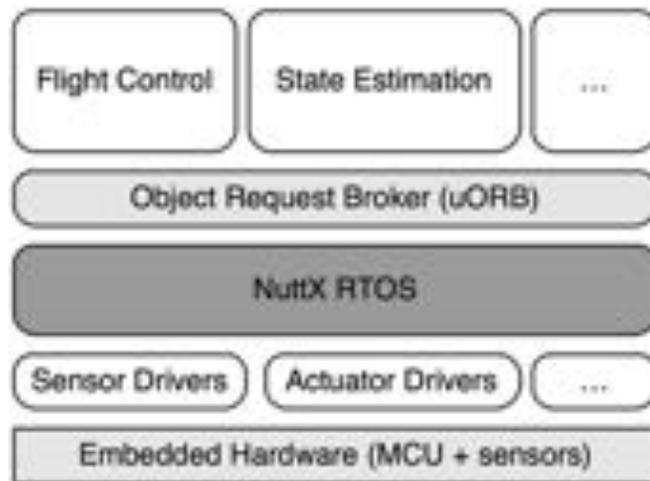


Figura 3.8: Arquitectura de PX4.

La estructura general de la arquitectura de PX4 es mostrada en la Figura 3.8. PX4 se forma por un conjunto de tareas que son ejecutadas sobre un sistema operativo en tiempo real (RTOS), llamado NuttX, diseñado para soportar diversas plataformas de 8 a 32 bits con soporte para diversos protocolos de comunicación.

Como se observa en la Figura 3.8, los drivers de sensores y actuadores, así como otras tareas que interactúan con dispositivos externos a la computadora corren como tareas independientes sobre NuttX. Para interactuar con el grupo de tareas encargadas del control de vuelo, estimación de estados entre otras se utiliza un sistema de publicación y suscripción de mensajes llamado uORB.

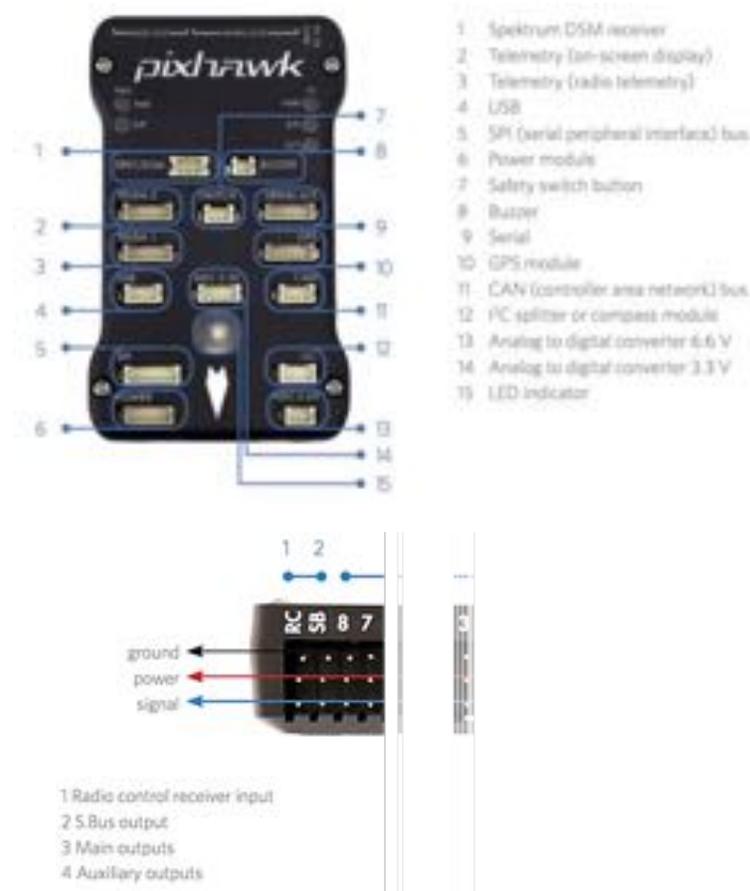


Figura 3.9: Periféricos con los que cuenta el autopiloto Pixhawk 1.

Pixhawk es un plataforma amigable que dependiendo de la necesidad del usuario se divide en 3 secciones:

- Ya tengo un vehículo y solo quiero volar
- Estoy modificando un vehículo ya desarrollado
- Quiero construir un vehículo desde cero
- Quiero correr PX4 en un nuevo hardware y extender la plataforma

En donde el nivel de dificultad va de lo sencillo para vehículos (RTF) hasta algo más complicado como modificar algoritmos, agregar nuevos modelos, integrar nuevo hardware, comunicar el autopiloto con otros dispositivos externos.

Tabla 3.5: Especificaciones del Pixhawk 1.

Parámetro	Valor
Microncontrolador	STM32F427
CPU	180 MHz ARM® Cortex®
RAM	256 KB
Interruptor de seguridad	Externo
Giroscopio	ST L3GD20H 3-ejes 16 bit
Acelerómetro/Magnetómetro	ST LSM303D 6-EJES 14 bit
Acelerómetro/Giroscopio	MPU 6000 3-ejes
Barómetro	MEAS MS5611
Alimentación	4.8V-5.4V
Puertos Serial	5x
Puertos CAN	2x
Compatibilidad Radios	Spektrum, Futaba
Puertos	PPM, RSSI, 12C, SPI, 3.3-6.6V ADC
Puertos microUSB	1-interno, 1-externo
Dimensiones	50 x 80 x 13 mm
Peso	80 gr

3.3.1. Creación de una nueva configuración en PX4

Para el caso que ya se tiene un vehículo RTF o uno común/estándar, la puesta en marcha de la plataforma para empezar a volar es sencilla. Para esto se utiliza un programa de control en tierra, en este caso QGround, que sirve como interfaz gráfica del Pixhawk con el usuario en donde se pueden configurar diversos parámetros de vuelo, calibración de sensores, configuración de modos de vuelo, entre otros. Algo que resalta en la sección de airframes (Figura 3.10), es que se puede elegir que tipo de configuración de aeronave se tiene, ya sea que esté dentro del catálogo de PX4 o se pueda utilizar una configuración estándar.

El prototipo con el que se está trabajando, en el modo vertical esta conformado por un multi-rotor en configuración Y4 (Figura 3.11.a) y el modo avión es una configuración convencional con la diferencia de que se trabaja con un estabilizador en V (Figura 3.11.b). Esta configuración de VTOL no existe como tal en el catálogo de PX4, a pesar de que cuenta con algunos VTOL.

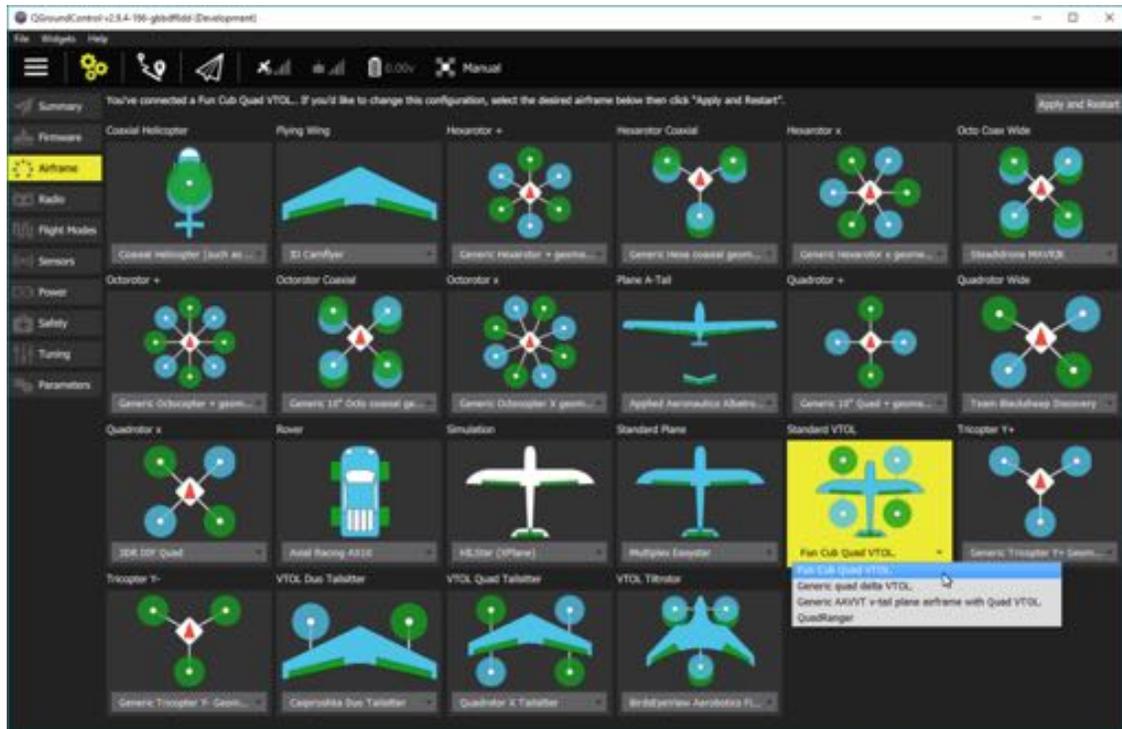


Figura 3.10: Interfaz gráfica en QGroundControl, para la selección de la configuración de la aeronave a la que se le va a montar el autopiloto.

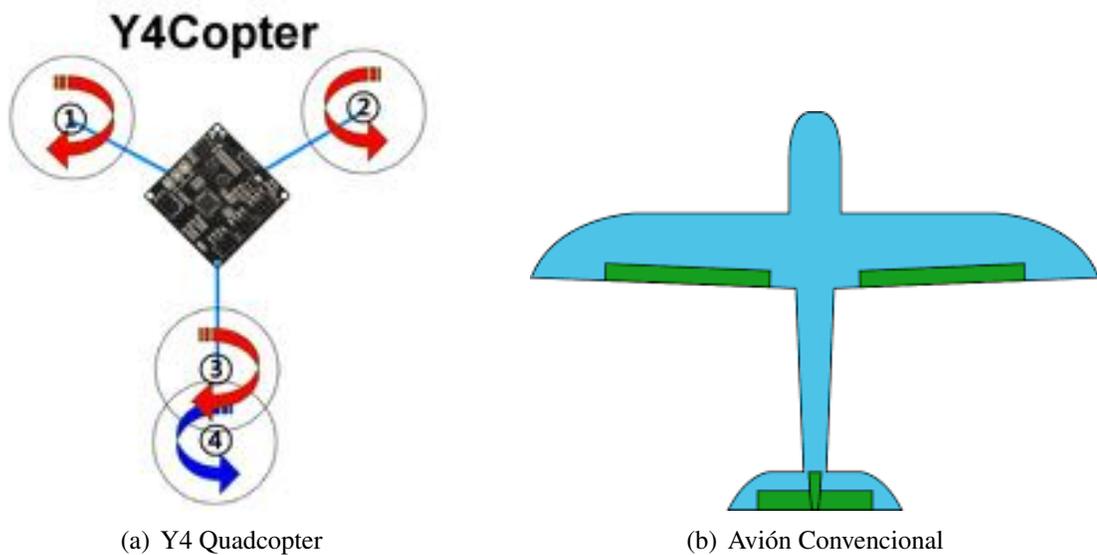


Figura 3.11: Configuraciones del avión VTOL.

Dada la situación de que no exista como tal la configuración de la aeronave que se esta trabajando, PX4 dota de la flexibilidad de poder realizar nuevas configuraciones de vehículos sin necesidad de realizar grandes modificaciones a la estructura del código.

Son diversos los periféricos que pueden ser conectados al Pixhawk, pues como se mencionó en la ficha técnica cuenta con varios protocolos de comunicación lo que permite conectar gran cantidad de sensores, equipos de comunicación, actuadores, etc. Para continuar con la implementación del prototipo se conectaron los siguientes periféricos:

- GPS
- Tubo Pitot (Medición de velocidad relativa)
- Receptor Radio
- Telemetría (Comunicaciones con tierra)
- Servomotores y motores Brushless

Dentro de esta lista destaca el Tubo Pitot ya que éste se encargará de medir la velocidad relativa del aire con respecto al vehículo. Dado que durante el vuelo vertical se busca realizar la transición al modo avión, este sensor envía información al sistema que controla el mecanismo basculante y cuando se haya alcanzado 1.5 veces la velocidad del desplome es cuando se pasará completamente al modo avión

Las comunicaciones entre el piloto y el avión se logran mediante un enlace con el radiocontrol. A partir del cual el piloto envía los comandos hacia el receptor, el cual los recibe y envía hacia el autopiloto y éste los interpreta como acciones sobre los actuadores. En este caso se usó un radio control DX8 Spektrum de 8 canales.

Por último, destaca la comunicación con el servomotor AX-12A el cual requiere de una interfaz electrónica (Figura 3.13) con el puerto de telemetría 2 del Pixhawk, ya que los niveles lógicos del motor AX-12A son TTL (5v) y los puertos UART del Pixhawk operan a 3.3v. Por lo que se implementó un adaptador de nivel lógico para lograr una correcta comunicación.

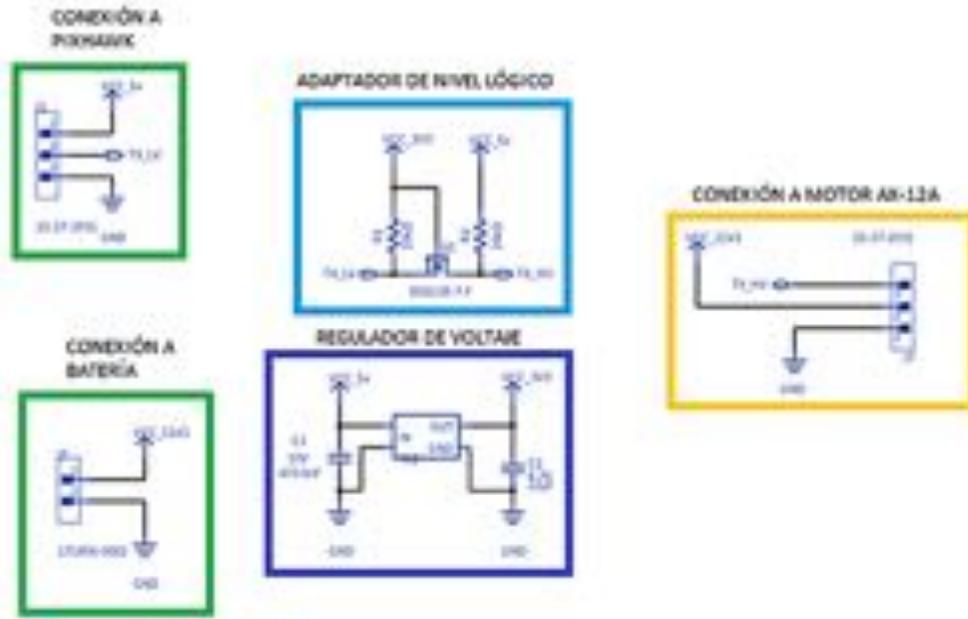


Figura 3.13: Esquemático del circuito de adaptación y alimentación para el servomotor AX-12A.

Una vez integrados todos los componentes, podemos ver en la Figura 3.14 el prototipo de la aeronave terminado y listo para pasar a la fase de pruebas experimentales.

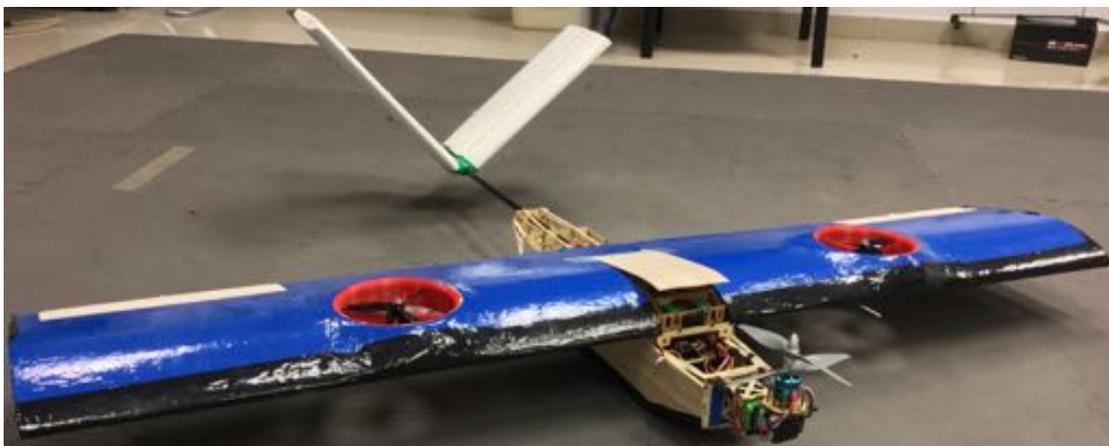


Figura 3.14: Prototipo de avión VTOL terminado incluyendo ya la aviónica.

Capítulo 4

Pruebas y Resultados Experimentales

4.1. Introducción

Concluido el desarrollo teórico y construcción del prototipo propuesto en los capítulos anteriores se realizaron una serie de actividades experimentales orientadas a determinar la funcionalidad del concepto de avión VTOL bajo la configuración Ducted-Fan y Tilt-Rotor.

En este capítulo se presenta de forma resumida la elaboración de las pruebas y resultados experimentales obtenidos considerando únicamente el desempeño durante el vuelo vertical evaluando las capacidades VTOL así como su estabilidad en vuelo estacionario.

4.2. Pruebas de Vuelo vertical

Comenzando definiendo el lugar donde se desarrollaron las pruebas de vuelo vertical, estas se llevaron a cabo dentro de las instalaciones del CINVESTAV Unidad Zacatenco ubicado al norte de la Ciudad de México con coordenadas geográficas $19^{\circ} 30' 3'' N$ $99^{\circ} 07' 46'' O$, con una elevación de $2,250 m$ sobre el nivel del mar.

Las primeras pruebas consistieron en comprobar el correcto funcionamiento de cada uno de los sistemas de la aeronave en especial del mecanismo basculante para la transición. Lo siguiente fue realizar pruebas de vuelo dentro del laboratorio de la UMI-LAFMIA a muy baja altura, como máximo a $1 m$ y restringiendo los movimientos traslacionales debido al reducido espacio del lugar (Figura 4.1). Estas pruebas consistieron en evaluar de ma-

nera cualitativa las capacidades de despegue del vehículo, la estabilización en orientación de éste y principalmente ver su comportamiento para darle el visto bueno para pasar a las pruebas de vuelo en exteriores.

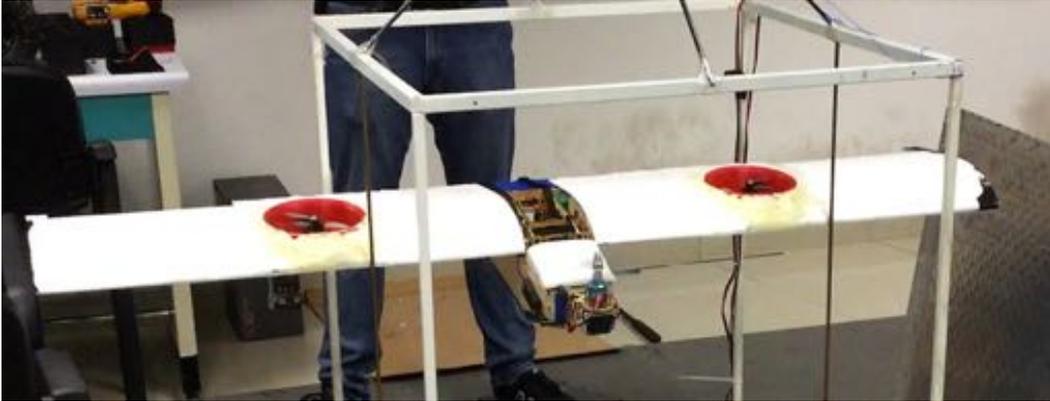


Figura 4.1: Prueba de vuelo vertical restringiendo los movimientos traslacionales.

Evaluando el vehículo en interiores, lo siguiente fueron las pruebas de vuelo en exteriores, éstas se realizaron en el campo de fútbol. A continuación se describirán dos de ellas. La primera de ellas se realizó con el motor HIMAX CR2805 con un peso de despegue de 1300 *gr*. La segunda prueba se realizó con el motor HIMAX cr2816, el cual es una versión más grande al de la primera prueba. A continuación se detallan estas pruebas.

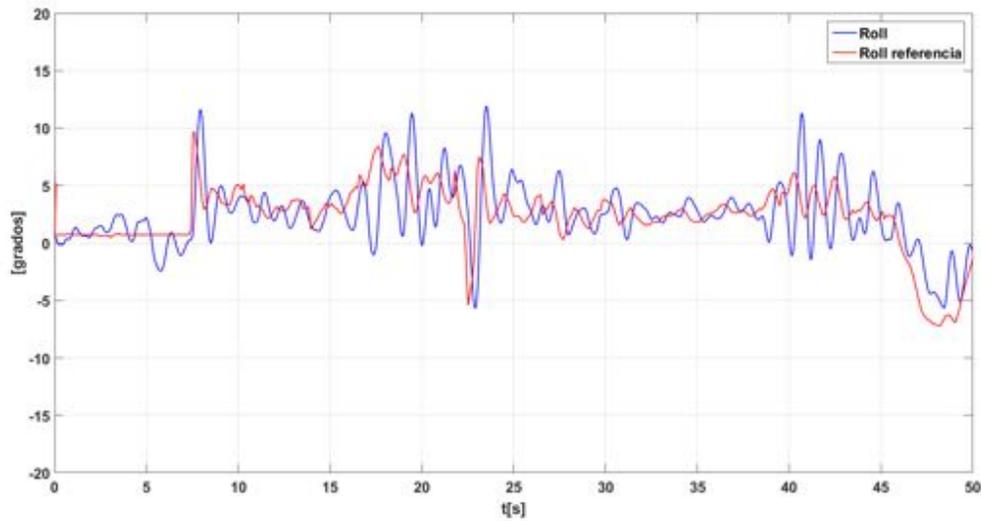
4.2.1. Prueba 1 de Vuelo

La consideración de los parámetros atmosféricos durante la realización de las pruebas es de suma importancia, debido a que el desempeño de la aeronave depende de diversos factores pero principalmente de la temperatura, humedad y presión atmosférica las cuales en conjunto o por separado afectan la densidad del aire provocando que la aeronave tenga mejores capacidades VTOL un día en comparación con otro. De igual forma se tomó en cuenta la velocidad del viento la cual también es una variable que afecta el desempeño del VTOL y principalmente afecta el control al requerir más la intervención de éste. Las condiciones atmosféricas durante el desarrollo de la prueba, se encuentran en la Tabla 4.1, estas fueron tomadas de la estación meteorológica del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México [17].

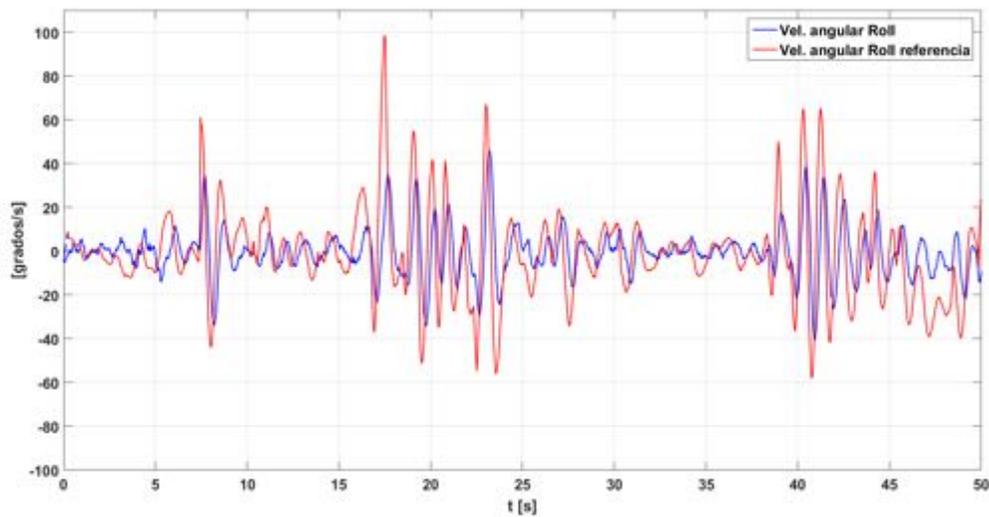
Tabla 4.1: Condiciones atmosféricas durante la prueba 1

Hora CDMX	16:30 <i>hrs</i>
Temperatura	19 °C
Humedad relativa	59.70 %
Presión atmosférica	1,028 <i>HPa</i>
Vel. y dirección del Viento	2.8 <i>Km/h N</i>

Control de Orientación

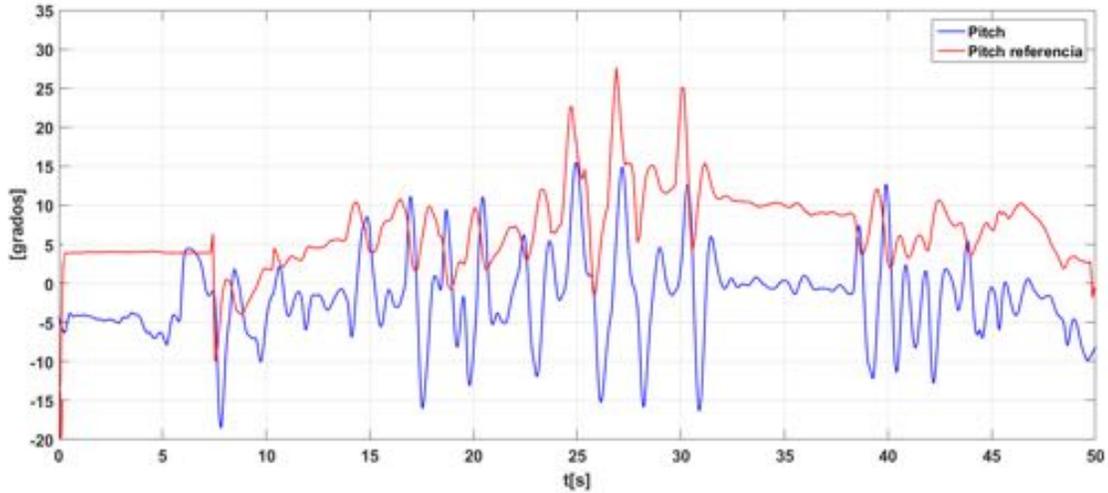


(a) Ángulo de alabeo (Roll)

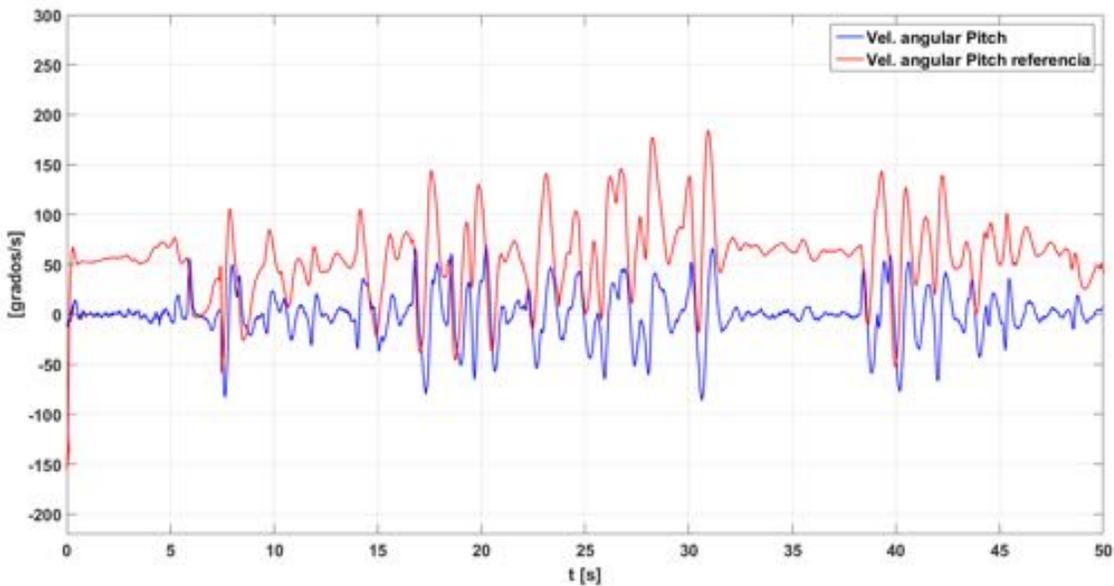


(b) Velocidad Angular de alabeo (Roll)

Figura 4.2: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de alabeo (Roll)



(a) Ángulo de cabeceo (Pitch)

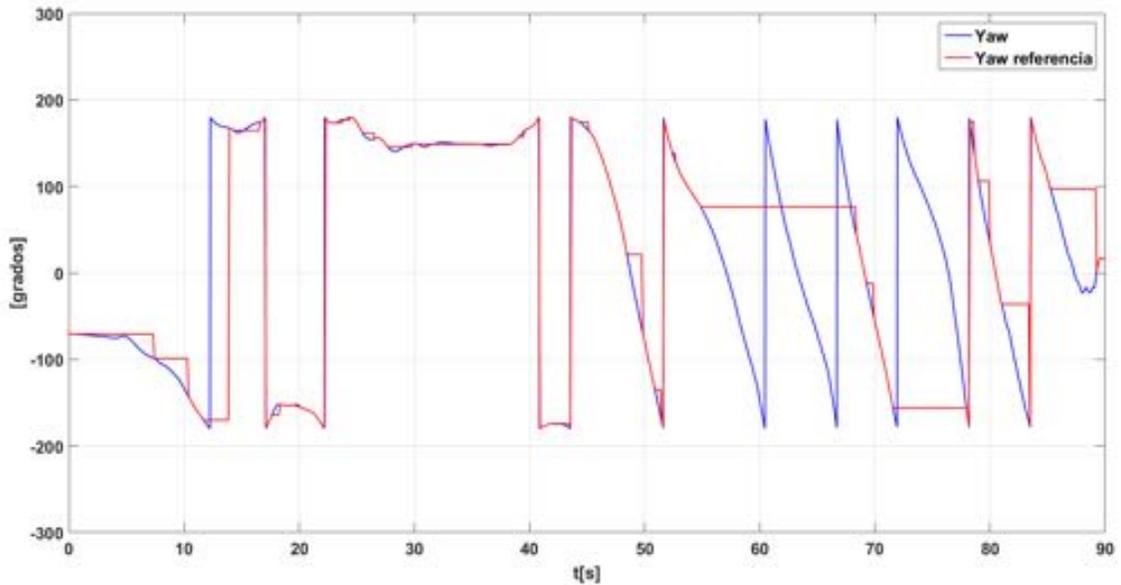


(b) Velocidad Angular de cabeceo (Pitch)

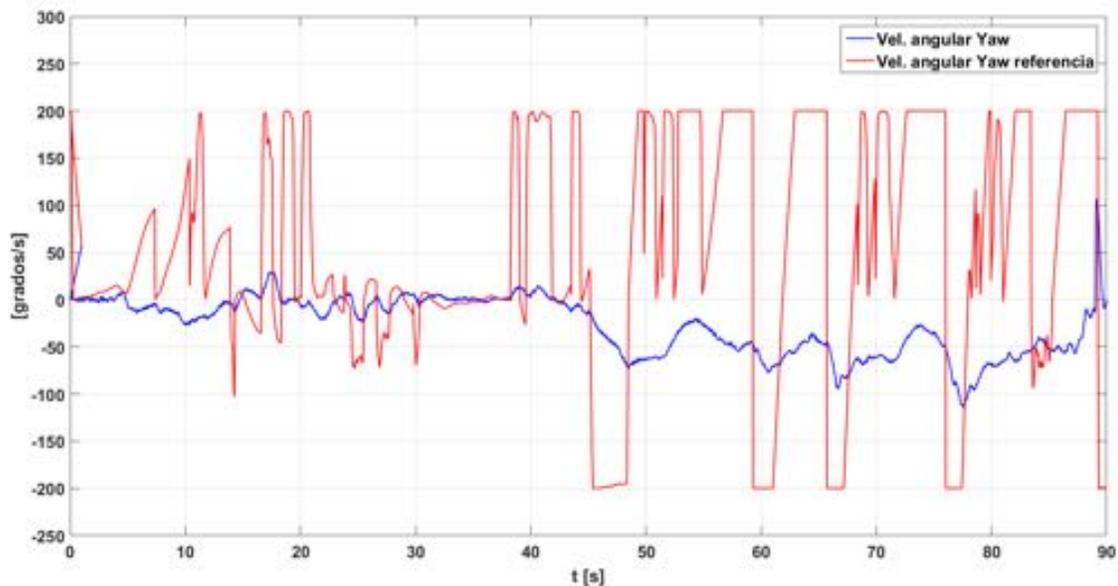
Figura 4.3: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de cabeceo (pitch).

Durante esta prueba, la aeronave recorrió 49.6 m a una altura máxima de 5 m consumiendo una corriente promedio de 27.7 A con picos de 40.4 A .

El objetivo del control de posición es de mantener el vehículo dentro de su punto de equilibrio y además de seguir las entradas de control o setpoint en cada uno de los respectivos ángulos de orientación. Estas señales provienen del radiocontrol y es como el piloto le indica al vehículo como moverse.



(a) Ángulo de Guiñada (Yaw)



(b) Velocidad Angular de Guiñada (Yaw)

Figura 4.4: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 1, de la estabilización del ángulo y velocidad de Guiñada (Yaw).

Como se mencionó, esta prueba se realizó con un motor HIMAX CR2805 con el cual al realizar el despegue se requería de al menos el 70 % de potencia para lograr ascender. Evaluando los datos de este vuelo se encuentra que en la dinámica de Roll (Figura 4.2), el vehículo sigue su referencia de una manera aceptable. Mientras que para Pitch y Yaw (Figura 4.3 y 4.4) se presentan dificultades para seguir sus respectivas referencias. Esto

se debe a que el motor coaxial HIMAX es el encargado de esas dos dinámicas y como se menciona que estaba trabajando casi a su máxima potencia ya no tiene mucha potencia para estar controlando estas dos dinámicas.

Control de Posición

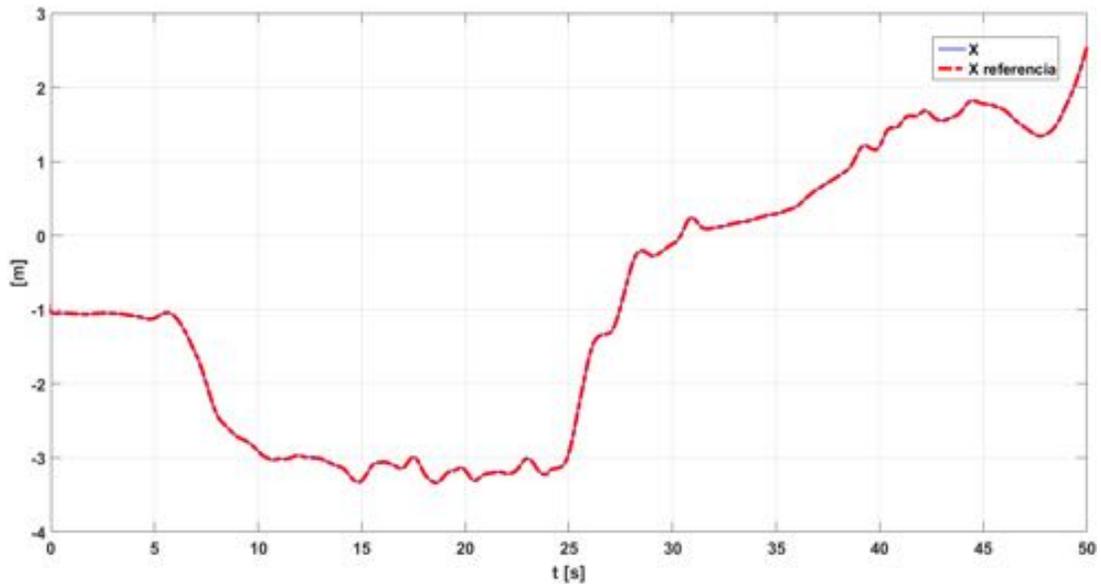


Figura 4.5: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje x.

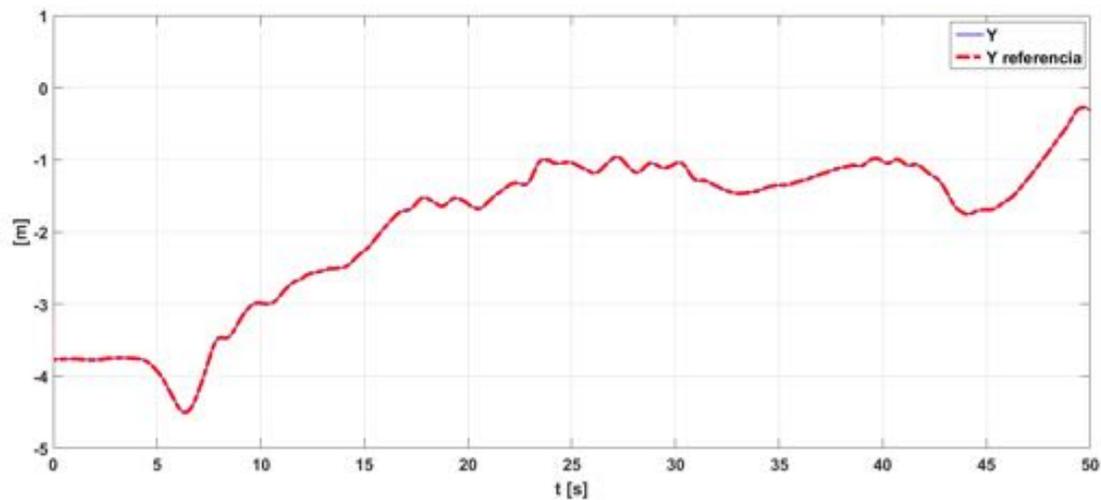


Figura 4.6: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje y.

El objetivo del control de Posición es mantener al vehículo quieto en un punto en el espacio en lo que se conoce como vuelo estacionario, de la misma manera este control asiste al piloto al mover el vehículo de manera suave sin tener la preocupación de controlar la

altura como en el caso de volar únicamente con el control de orientación. De la misma manera que en el control de orientación las referencias que tiene que seguir el vehículo son enviadas por medio del radio control. La posición del vehículo se obtiene por medio del GPS.

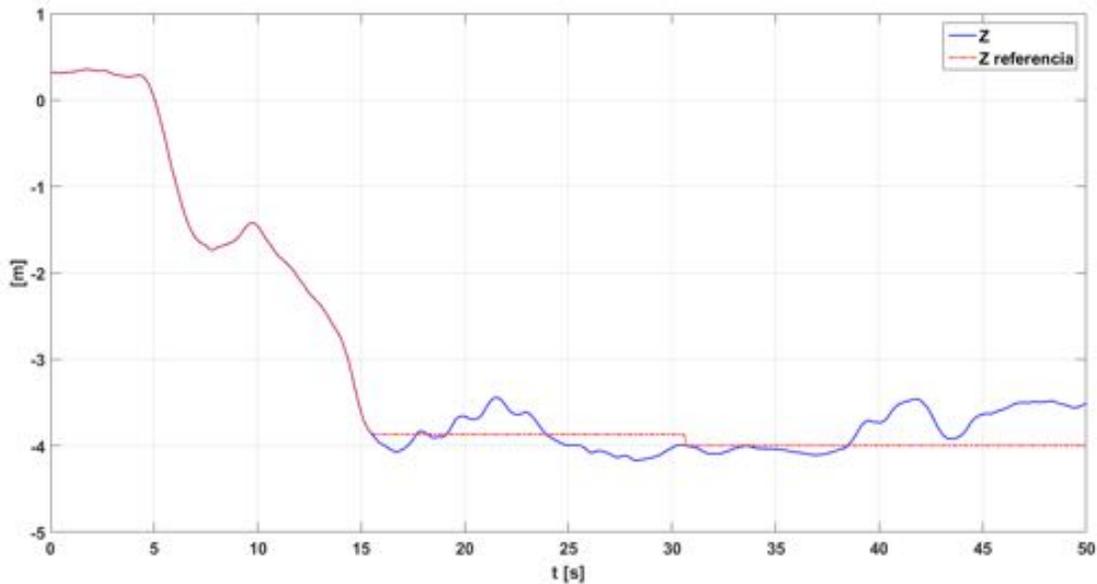


Figura 4.7: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje z.

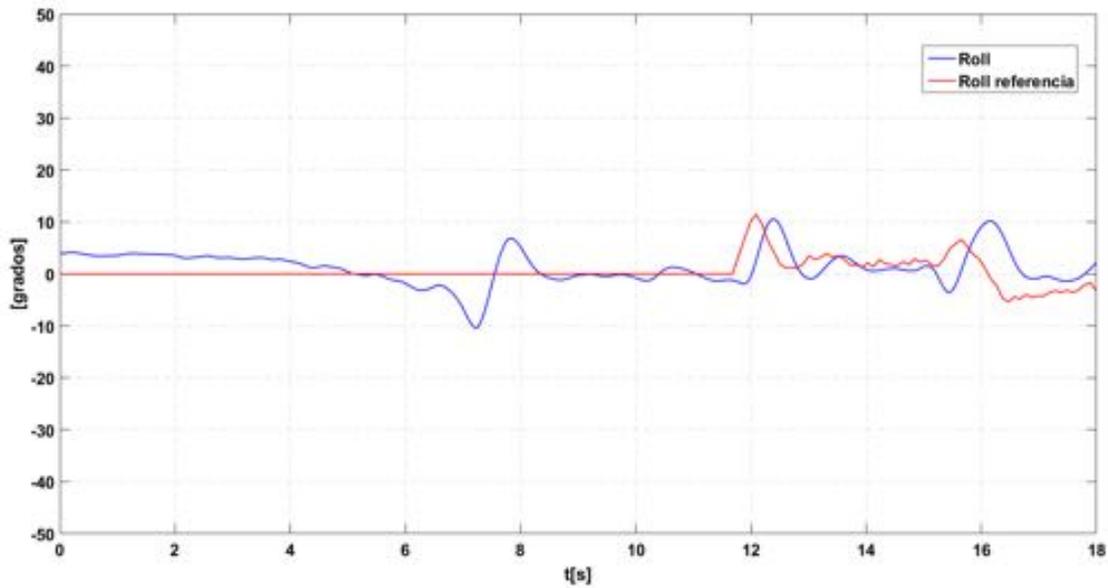
El control de posición del vehículo durante la prueba 1 se observa en la Figura 4.5 y 4.6 en la cual se observa en un recuadro azul la operación del vehículo utilizando este control. El vehículo al seguir la referencia no tiene ningún problema para el caso de X y Y. Mientras que para la posición en Z la cual se gráfica en la Figura 4.7, sigue sin problemas la referencia durante el ascenso. Al llegar a su altura máxima y mantenerse en vuelo estacionario presenta algunas ligeras oscilaciones.

4.2.2. Prueba 2 de Vuelo

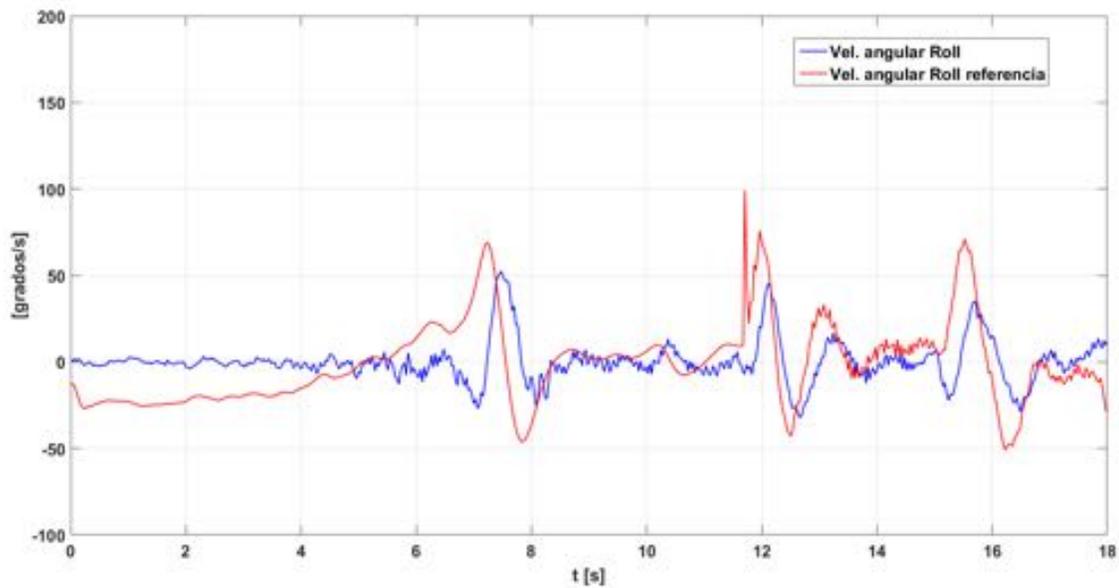
Debido a los problemas presentados en cuanto a la estabilización en yaw de la aeronave durante la prueba 1, se instaló un motor más grande con la hipótesis de que hacía falta más potencia para poder estabilizar al vehículo durante el vuelo estacionario. Se tomaron las condiciones atmosféricas durante el desarrollo de la prueba mostradas en el Tabla 4.2. Durante esta prueba la aeronave recorrió 31.5 m a una altura máxima de 12 m consumiendo una corriente promedio de 24.2 A con picos de 43.7 A.

Tabla 4.2: Condiciones atmosféricas durante la prueba 2

Hora CDMX	12:00 <i>hrs</i>
Temperatura	15 °C
Humedad relativa	77.1 %
Presión atmosférica	1,026 <i>HPa</i>
Vel. y dirección del Viento	11.1 <i>Km/h</i> NE

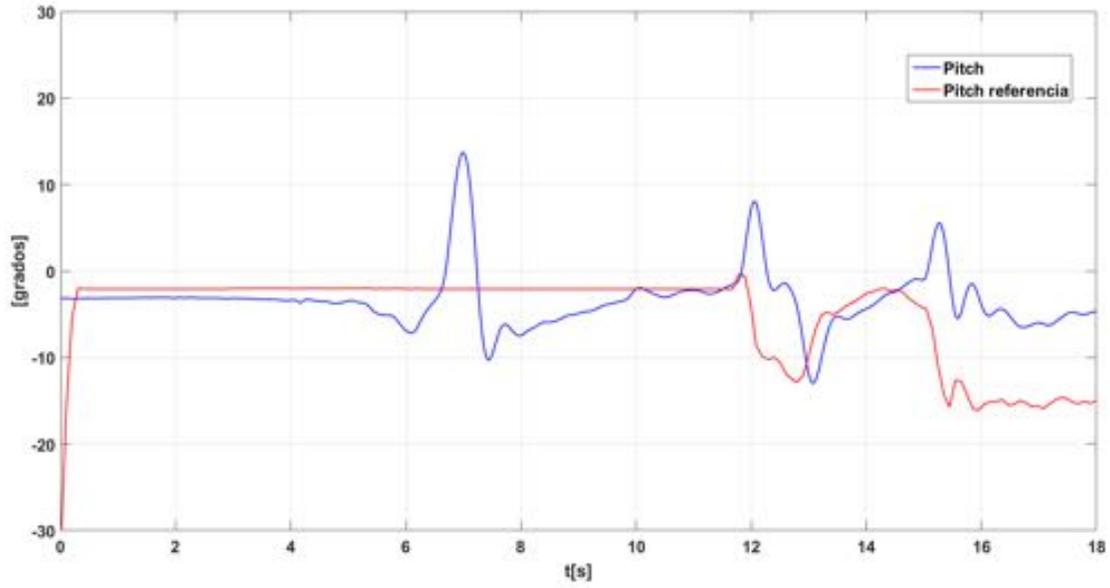


(a) Ángulo de alabeo (Roll)

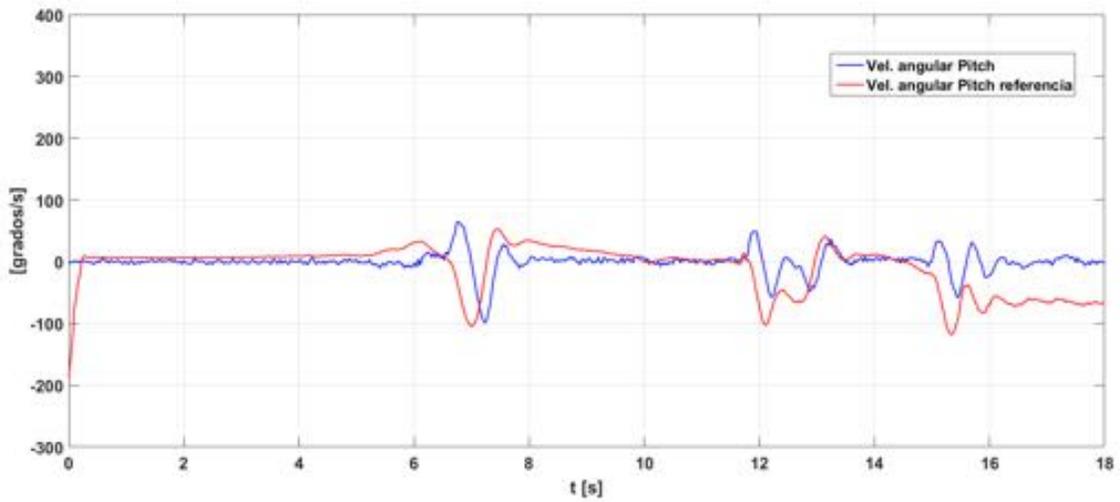


(b) Velocidad Angular de alabeo (Roll)

Figura 4.8: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de alabeo (Roll)

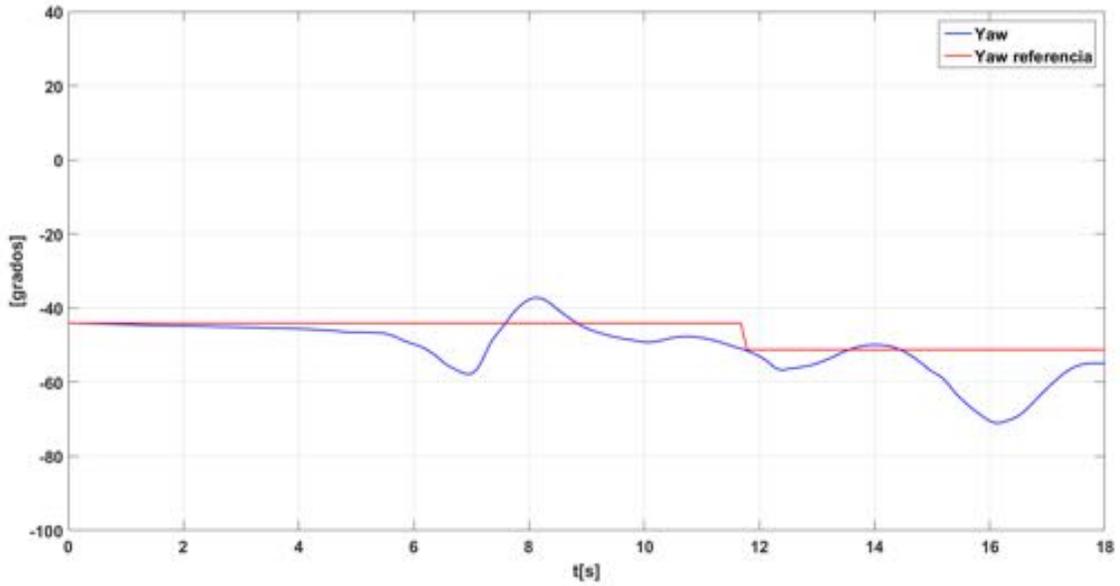


(a) Ángulo de cabeceo (Pitch)

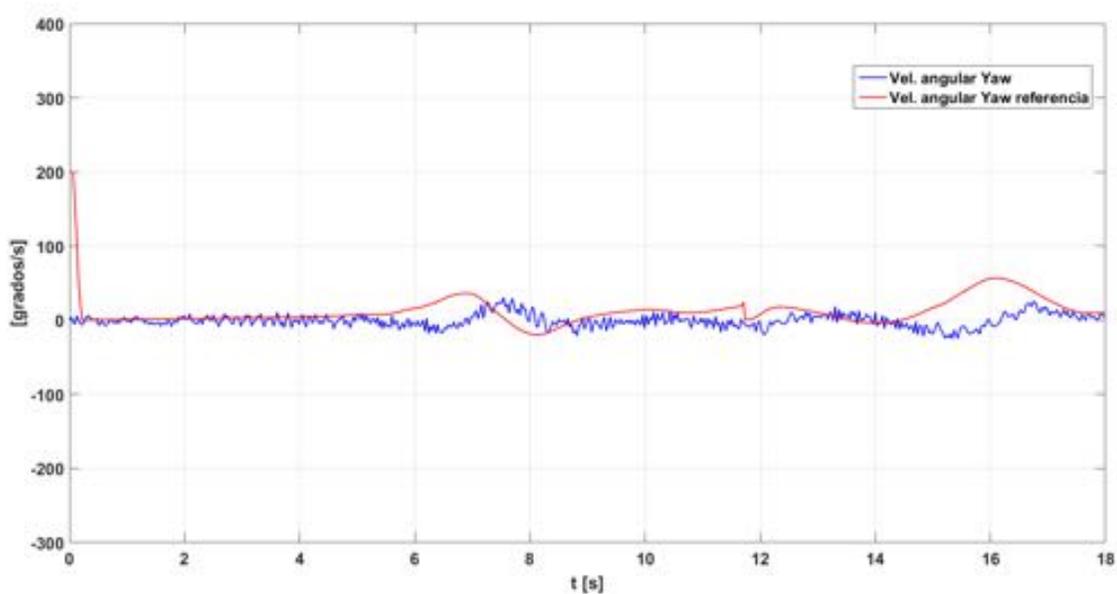


(b) Velocidad Angular de cabeceo (Pitch)

Figura 4.9: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de cabeceo (pitch)



(a) Ángulo de Guiñada (Yaw)



(b) Velocidad Angular de Guiñada (Yaw)

Figura 4.10: Resultados experimentales correspondientes a la prueba 2, de la estabilización del ángulo y velocidad de Guiñada (Yaw)

En esta prueba el vehículo logró realizar el despegue con el 50 % de potencia de los motores. De igual forma en esta prueba se el vehículo se mantiene siguiendo la referencia en Roll (Figura 4.8) de una manera aceptable y en comparación con la prueba 1 el pitch ya tiene menos oscilaciones cuando empieza a seguir su referencia (ver Figura 4.9) mientras

que para Yaw ya no tiene tantas oscilaciones ver Figura 4.10.

Control de Posición

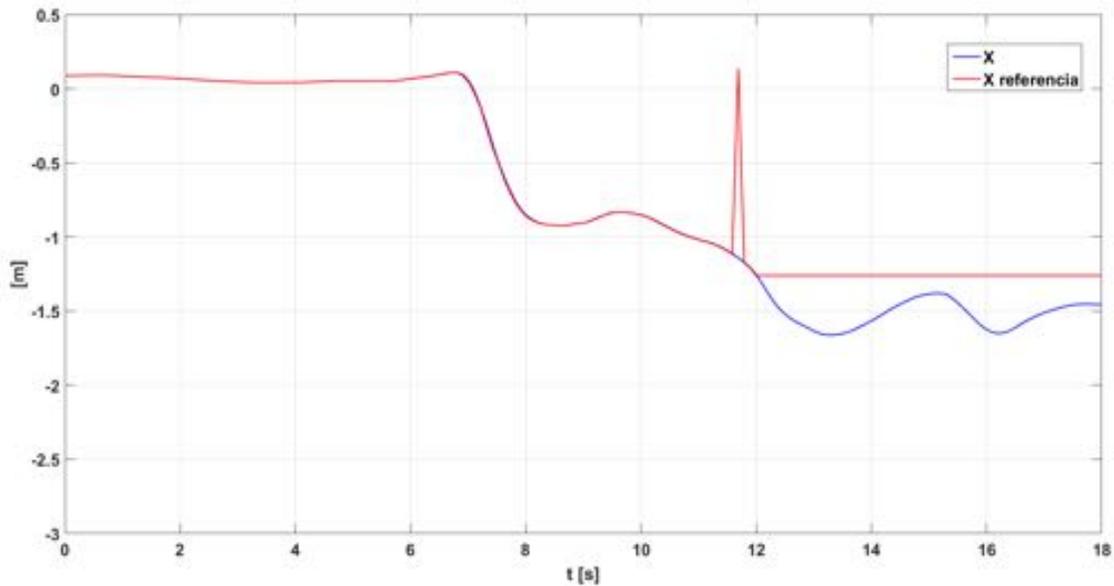


Figura 4.11: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje x.

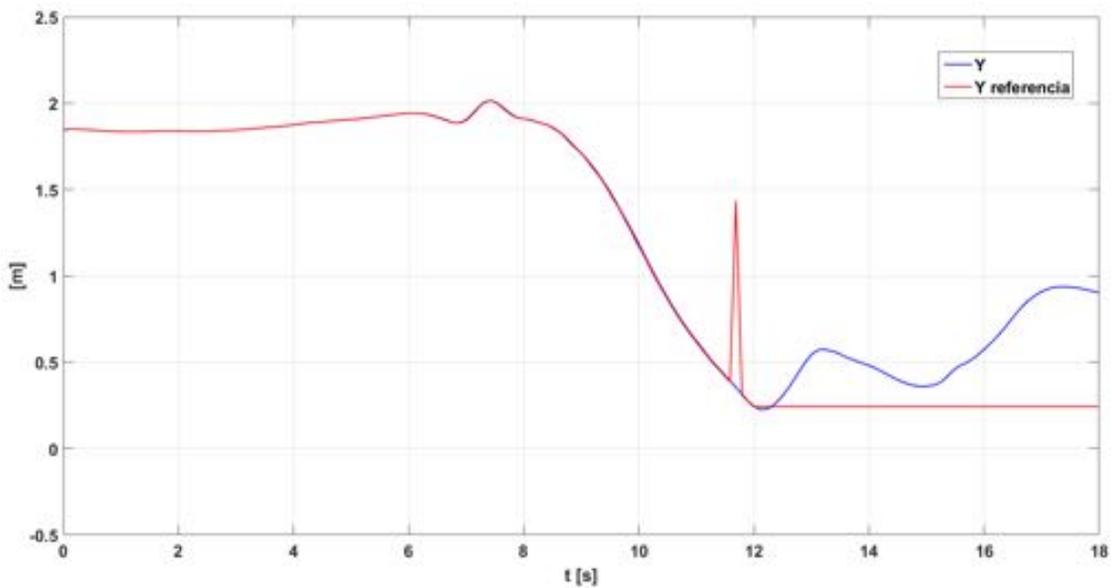


Figura 4.12: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje y.

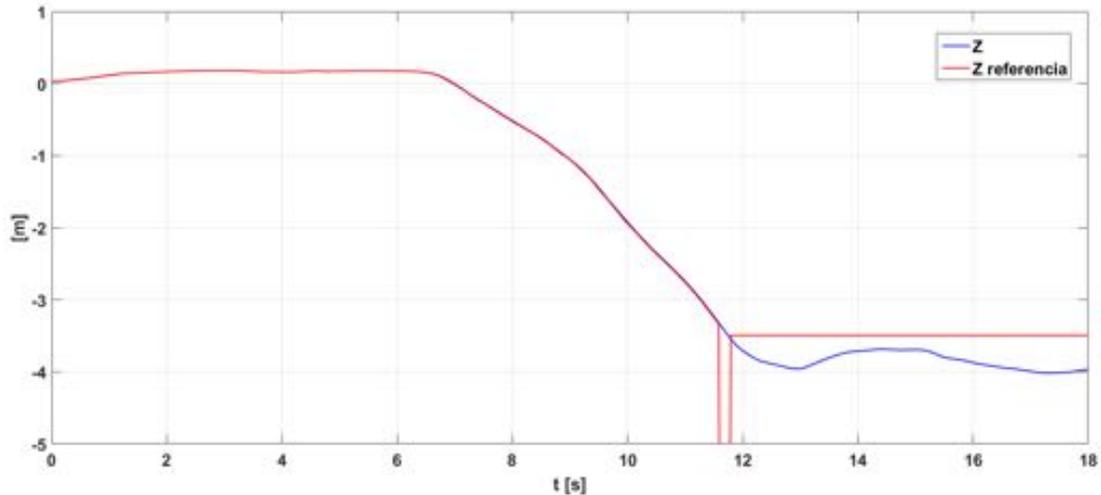


Figura 4.13: Comparación de la Posición del vehículo contra su referencia sobre el eje z.

El control de posición del vehículo durante la prueba 2 se muestra en la Figura 4.11, 4.12 y 4.13 en la cual se observa en un recuadro azul la operación del vehículo utilizando este control. El vehículo al momento de seguir la referencia no lo sigue de la misma manera que lo hacía en la prueba 1, sin embargo no presenta tantas oscilaciones para el caso de la posición en X y Z. Mientras que para Y si hay problemas para seguir la referencia, pero si lo intenta. Comparadas estas gráficas con las presentadas en la prueba 1, el vehículo se mantiene mejor en cuanto a posición en la prueba 1 a pesar de que el control de orientación se logra mejor en la prueba 2. Este problema del vehículo de mantener la posición en la prueba 2 se debe principalmente al viento, ya que verificando las condiciones atmosféricas en ambas pruebas se observa un incremento de la velocidad del viento durante la prueba 2 con una velocidad de 11 km/h .

En cuanto al consumo energético, los motores del vehículo requerían de mucha corriente pues en ambos casos se llegaron a picos de 40 A lo que provocaba que al utilizar baterías 3S con 3.6 mA , estas no durarán más de 5 minutos. Debido a que se usaron motores muy revolucionados con palas pequeñas provocando las altas tasas de descarga.

En la Figura 4.14 se muestran unas fotos del vehículo durante las pruebas de vuelo vertical realizadas en el campo de fútbol.



Figura 4.14: Pruebas de vuelo vertical realizadas en el campo de fútbol del CINVESTAV

Debajo se deja el link del vídeo donde se muestra el vuelo de la prueba 2

Link del video: <https://youtu.be/egCvkzUrZX4>

Capítulo 5

Conclusiones y Trabajos Futuros

5.1. Conclusiones

- Se construyó una aeronave con capacidades VTOL combinando las configuraciones Ducted-Fan y Tilt-Rotor. A partir del desarrollo desde cero de un diseño aerodinámico del avión basados en la metodología propuesta por Raymer [11] y Roskam [10], utilizando las herramientas computacionales de XFLR5 y ANSYS Fluent. A su vez, se comprobó de manera experimental el desempeño de los rotores confinados en comparación con los libres obteniendo un incremento en la sustentación generada.
- De la misma manera se logró la integración de los diferentes componentes de la aviónica del vehículo para la manipulación de los actuadores de la aeronave, encontrando un verdadero reto en la implementación del mecanismo basculante debido a la complejidad mecánica que conlleva el mover, de manera angular, un motor con un par de palas en movimiento considerando que la solución propuesta en este trabajo resultó adecuada para la aplicación por su sencillez y ligereza.
- La plataforma experimental permitió realizar pruebas de vuelo vertical en exteriores en las cuales se consiguió realizar despegue y aterrizaje vertical, se mantuvo el vehículo en equilibrio por medio de la estabilización de sus ángulos de orientación.
- Por último, se considera que esta aeronave es funcional debido a que se logró el principal objetivo de los VTOL que es el despegue y aterrizaje vertical utilizando la configuración propuesta. Sin embargo la autonomía es uno de los motivos que

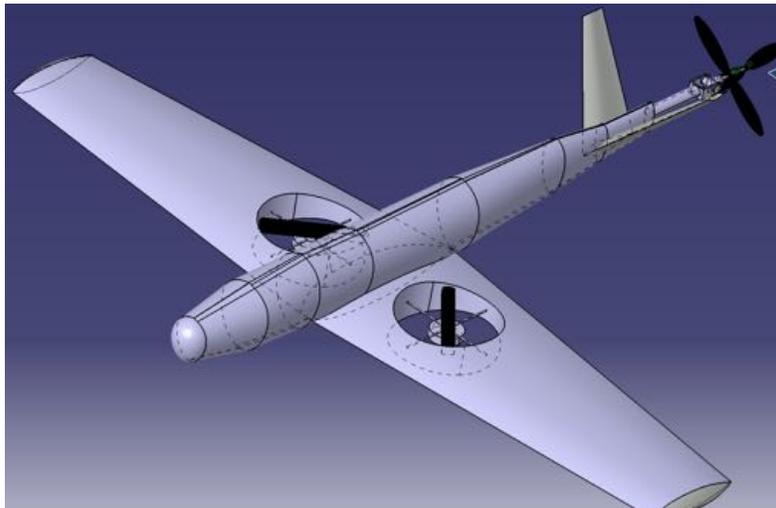
impulsó el desarrollo de esta tesis y como se explica en las pruebas, ésta no llegó más allá de 5 minutos pero el encontrar un mejor desempeño durante el vuelo vertical utilizando Ductos motiva a considerar realizar un estudio más profundo a este tipo de aeronaves.

5.2. Trabajo Futuro

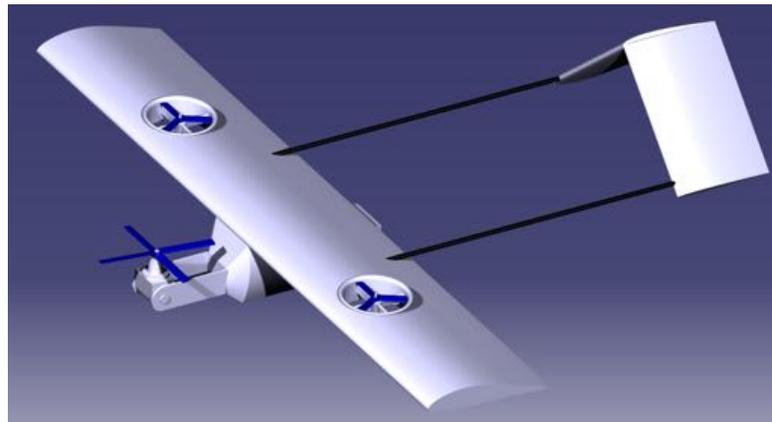
- Considerar de nuevo el diseño de la aeronave utilizando normativas de diseño para en un futuro considerar una certificación de ésta. Además comenzar esta fase de diseño a partir del vuelo vertical, esto debido a que este vuelo es el más castigado en comparación del vuelo crucero.
- Realizar un diseño más profundo del ducto para incrementar su desempeño durante el vuelo vertical y además considerar los efectos que se producen sobre el ala durante la fase en modo avión.
- Verificación de la aerodinámica de la aeronave por medio de CFD para caracterizar el vehículo y además realizar optimizaciones del diseño desarrollado.
- Desarrollo de la aeronave a partir de materiales compuestos para obtener una aeronave con mejores características estructurales. Trabajando bajo estándares de calidad asegurando la integridad del vehículo y de la misma forma para una futura certificación.
- Evaluar las capacidades de vuelo de la aeronave en modo crucero y realizar la transición entre ambos modos de vuelo.

Anexo 1. Conceptos iniciales del vehículo

En la Figura 5.1 se muestran los conceptos iniciales que dieron forma a la versión final del prototipo.



(a) Concepto 1. Motor basculante atrás (Pusher)



(b) Concepto 2. Motor basculante adelante (Tractor) y doble botalón

Figura 5.1: Conceptos previos a la versión final del vehículo.

Anexo 2. Diseño de piezas para impresión 3D mediante la tecnología de refuerzo con fibras (Impresora Markforged Two)

5.3. Pieza de sujeción del motor HIMAX

Se desarrolló una pieza de sujeción entre el motor HIMAX y el servo AX-12A para permitirle al motor cambiar su orientación dependiendo del régimen de vuelo. Esta sujeción se desarrolló mediante la tecnología de impresión de refuerzo con fibra desarrollada por Markforged, esta tecnología es similar al de las impresiones 3D tradicional, va aplicando capas de un material llamado Onyx el cual a su vez es reforzado con alguna fibra como puede ser fibra de vidrio, carbono o kevlar. Esta pieza se desarrolló con esta tecnología de impresión por que tiene una resistencia superior al de la impresora común, característica necesaria para esta pieza ya que ésta estará sometida a compresión debido al peso del motor durante el modo vertical y a tracción y a cizalladura durante el vuelo crucero.

Para la fabricación de una pieza, se necesita de la pieza diseñada en algún programa de CAD el cual se guarda bajo la extensión de .STL y se carga a un software en línea llamado Eiger [18]. El cual es un software amigable con el que a partir de una serie de parámetros se puede configurar la pieza para ser impresa. Dentro de los parámetros que se pueden modificar ésta la posición en que se imprimirá la pieza, número de capas, densidad del relleno, de igual forma el tipo de fibra que se va a utilizar, su orientación y densidad de este. Como recomendación si se busca reforzar una pieza con fibra las paredes de la pieza deben de tener al menos 4 *mm* para que la impresora pueda introducir un refuerzo de fibra.

En la Figura 5.2 se muestra la pieza desarrollada mediante esta tecnología de impresión 3D.



(a) Impresión de la pieza en la impresora Markforged Two



(b) Pieza terminada.

Figura 5.2: Impresión de la pieza de sujeción del motor utilizando Onyx reforzado con fibra de vidrio de alta resistencia.

Bibliografía

- [1] Erik Bergaust *The VTOL Success Story Convertiplanes in Action*. USA, 1969.
- [2] Ohad Gur, Gali Lazar, and Aharon Yaniv *Electric VTOL UAV Prop-Rotor MDO*. IAI - Israel Aerospace Industries, 2016.
- [3] Vargas Hernández Pedro Gerardo *Diseño Preliminar de una Aeronave Biplaza Monomotor para uso Personal en Megaciudades del 2030*. I.P.N. Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica U.P. Ticomán, 2014.
- [4] Von Mises, R *Theory of Flight*. Courier Corporation, 1959.
- [5] Sergio Esteban Roncero, Francisco Gavilán Jiménez *Aeronaves y Vehículos Espaciales Tema 4 – Aerodinámica del Avión*. Departamento de Ingeniería Aero espacial y Mecánica de Fluidos Escuela Superior de Ingenieros Universidad de Sevilla, 2010.
- [6] Jason L. Pereira, *Hover and Wind-Tunnel Testing Of Shrouded Rotors For Improved Micro Air Vehicle Design*. University of Maryland, 2008.
- [7] Hernandez Tamayo Jorge Alberto, *Apuntes de Aerodinámica*. IPN ESIME U.P. Ticomán, Ciudad de México 2015.
- [8] Ira H. Abbot, *Theory Of Wing Sections* . DOVER PUBLICATIONS, INC. N.Y, Estados Unidos, 1959.
- [9] Douvi C. Eleni, Tsavalos I. Athanasios and Margaris P. Dionissios, *Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil*. Journal of Mechanical Engineering Research Vol. 4(3), pp. 100-111, March 2012
- [10] Jan Roskam "Airplane Design", University of Kansas, 1985 .
- [11] Daniel P. Raymer "Aircraft Design: A Conceptual Approach", Sylmar California, 1992 .
- [12] Damián Rivas Rivas y Sergio Esteban Roncero "Mecánica del Vuelo. Tema 7: Estabilidad Estática y Control: Movimiento Longitudinal", Departamento de Ingeniería Aeroespacial Escuela Técnica Superior de Ingeniería, Universidad de Sevilla, 2014 .

- [13] Will E. Graf ”*Effects of Duct Lip Shaping and Various Control Devices on the Hover and Forward Flight Performance of Ducted Fan UAVs*” Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005 .

Páginas Web

- [14] UAS Vision, *Mexican Navy Begins Operations with New UAV Arcturus T-20 JUMP*, 2016, <https://bit.ly/2OTiboG>
- [15] Base de datos de perfiles *Airfoil Tools*, <https://bit.ly/2OTiboG>
- [16] Maxx Products International *Himax CR2816-1100 Contra Rotating Brushless Outrunner Motor*, <https://bit.ly/2OTiboG>
- [17] *Histórico del clima en Ciudad de México*, <https://www.meteored.mx/ciudad-de-mexico/historico>
- [18] *Software de diseño de piezas para impresoras Markforged en línea eiger*, <https://www.eiger.io/signin>