



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

UNIDAD ZACATENCO

**Diseño y Optimización de Sistemas de una Plataforma de
Vehículo Aéreo no Tripulado Híbrido con Capacidades
VTOL**

TESIS

Que presenta

José Leonel Sánchez Marmolejo

Para obtener el grado de

Maestría en Ciencias.

en

Sistemas Autónomos de Navegación Aérea y Submarina

Directores de Tesis:

Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada

Dr. Rogelio Lozano Leal

Dedicatoria

Dedico ésta tesis a mi esposa, a mis padres y hermana.

Agradecimientos

Agradezco a mis directores de tesis el Dr. Eduardo Steed Espinoza Quesada y el Dr. Rogelio Lozano Leal y al Dr. Carlos Amir Escalante Velazquez por el apoyo brindado durante la realización de esta tesis.

Índice general

| | |
|--|--------------|
| Dedicatoria | I |
| Agradecimientos | II |
| Índice de figuras | VII |
| Índice de tablas | XI |
| Resumen | XIV |
| Abstract | XVIII |
| 1. Introducción | 1 |
| 1.1. Planteamiento del problema. | 2 |
| 1.2. Solución propuesta. | 2 |
| 1.3. Hipótesis | 2 |
| 1.4. Justificación | 3 |
| 1.5. Objetivo General | 3 |
| 1.5.1. Objetivos Específicos | 3 |
| 1.6. Organización del documento. | 4 |
| 2. Diseño conceptual del UAS. | 7 |
| 2.1. Requerimientos de diseño. | 10 |
| 2.2. Casa de la calidad. | 14 |
| 2.3. Análisis funcional. | 17 |
| 2.4. Generación de conceptos. | 18 |

| | |
|---|------------|
| 2.5. Selección de conceptos. | 21 |
| 2.6. Concepto global. | 22 |
| 3. Diseño preliminar del UAV. | 26 |
| 3.1. Descripción de la misión para monitoreo del cráter del Popocatepetl. | 26 |
| 3.2. Cálculo de peso máximo de despegue del UAV. | 29 |
| 3.3. Matching plot | 30 |
| 3.4. Sistema de propulsión eléctrica. | 33 |
| 3.5. Punto neutral y centro de gravedad. | 35 |
| 3.6. Análisis de perfiles aerodinámicos. | 37 |
| 3.7. Análisis aerodinámico de la aeronave en XFLR5. | 38 |
| 4. Diseño aerodinámico. | 43 |
| 4.1. Relación de aspecto AR y conicidad del ala limpia | 44 |
| 4.2. Efecto de los ductos en el ala. | 48 |
| 4.3. Diseño del ala. | 55 |
| 4.4. Diseño del estabilizador horizontal tipo <i>canard</i> | 69 |
| 5. Diseño estructural. | 73 |
| 6. Simulaciones mediante Software In the Loop | 85 |
| 6.1. Modelado en <i>Plane Maker</i> | 87 |
| 6.2. Pruebas en modo <i>Vertical Take-Off and Landing</i> | 89 |
| 6.3. Pruebas de transición de modo VTOL a vuelo horizontal. | 94 |
| 6.3.1. Pruebas sobre el modelo del vehículo Obtenido de la etapa de diseño aerodinámico. | 96 |
| 7. Metodología para el diseño y optimización de un UAS en configuración híbrida. | 99 |
| 8. Conclusiones | 106 |
| Apéndices | 109 |
| A. Materiales y Componentes | 110 |
| B. Relacion de aspecto y conicidad. | 112 |

| | |
|--|------------|
| C. Independencia de los resultados respecto de la malla | 114 |
| D. Planos de las principales iteraciones de la semi ala del diseño aerodinámico | 117 |
| E. Planos del UAV. | 119 |
| Bibliografía | 129 |

Índice de figuras

| | |
|---|----|
| 2.1. Diagrama de flujo para el diseño conceptual. | 9 |
| 2.2. Esquema de la casa de la calidad. | 15 |
| 2.3. Plataformas con capacidades <i>VTOL</i> en el mercado | 16 |
| 2.4. Desglose de funciones | 17 |
| 2.5. Esquema de funcionamiento, concepto global | 25 |
| 3.1. Diagrama de flujo para el diseño preliminar. | 27 |
| 3.2. Trayectoria de la misión al cráter del volcán Popocatepetl. | 28 |
| 3.3. <i>Matching plot</i> para el UAV. | 32 |
| 3.4. KDE4014XF-380 Brushless Motor | 33 |
| 3.5. Hélices para los motores. | 34 |
| 3.6. KDE-UAS35HVC 35A+HV Electronic Speed Controller (ESC) | 35 |
| 3.7. Batería LiPo 22,000 mah | 35 |
| 3.8. Diagrama punto neutral. | 36 |
| 3.9. Coeficientes aerodinámicos de los perfiles NACA-6412, RONCZ-1046 y NACA-0009. | 38 |
| 3.10. Gráficas de C_L , C_D y C_M del ala con perfil NACA-6412, por método LLT. . | 39 |
| 3.11. Gráficas de C_L , C_D y C_M del <i>canard</i> con perfil RONCZ-1046, por método LLT. | 40 |
| 3.12. Modelo del vehículo en XFLR5. | 40 |
| 3.13. Coeficientes aerodinámicos del vehículo por método <i>ring vortex VLM2</i> . . . | 41 |
| 3.14. Plano del diseño preliminar del vehículo a tres vistas. | 42 |
| 4.1. Diagrama de flujo para el diseño aerodinámico del ala. | 45 |

| | |
|---|----|
| 4.2. C_L/C_D con respecto a la relación de aspecto AR y conicidad λ | 46 |
| 4.3. Análisis del ala de 1.8 m ² enXFLR5 y ANsys Fluent. | 48 |
| 4.4. Mallado del dominio de simulación. | 49 |
| 4.5. Líneas de corriente ala con ductos. | 51 |
| 4.6. Líneas de corriente en el ducto. | 53 |
| 4.7. Distribución de presiones ala con ductos. | 55 |
| 4.8. Viscodidad de turbulencia de ala con ductos. | 56 |
| 4.9. Geometría del dominio de simulación CFD. | 57 |
| 4.10. Comportamiento aerodinámico de ala con ductos. | 60 |
| 4.11. Ala con un ducto con diferentes superficies. | 61 |
| 4.12. Ala de 1.1m ² con incidencia de 4 grados. | 62 |
| 4.13. Contornos de presión sobre ala con ducto de raíz con diferentes alturas. . . | 64 |
| 4.14. Líneas de corriente en la parte media del ducto de raíz con diferentes alturas. | 64 |
| 4.15. Líneas de corriente en ala con ducto de raíz. | 65 |
| 4.16. Sustentación y arrastre de diseño del carenado de rotor de raíz. | 67 |
| 4.17. Gráficas de fuerzas aerodinámicas del ala a 5638.8m de altitud. | 68 |
| 4.18. Líneas de corriente del ala con ductos de raíz y punta. | 68 |
| 4.19. Diagrama de flujo para el diseño aerodinámico del <i>canard</i> | 70 |
| 4.20. Gráficas de fuerzas aerodinámicas del <i>canard</i> a 5638.8m de altitud | 71 |
| 4.21. Líneas de corriente del <i>canard</i> con ducto de punta. | 71 |
| 4.22. Gráficas de la suma de las fuerzas y momentos de los elementos del UAV. . | 72 |
| | |
| 5.1. Diagrama de flujo para el diseño estructural semi ala. | 74 |
| 5.2. Distribución de presiones en condiciones de carga máxima o límite. | 75 |
| 5.3. Cargas aerodinámicas en el ala dividida por estaciones. | 76 |
| 5.4. Propuesta uno de estructura para semi ala. | 76 |
| 5.5. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración uno, ducto sin soporte de raíz. | 77 |
| 5.6. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración dos, soporte de raíz. . . | 78 |
| 5.7. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración tres, viga. | 79 |
| 5.8. Estructura para semi ala de tres piezas. | 79 |
| 5.9. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración cuatro. | 80 |

| | |
|--|-----|
| 5.10. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración cinco, espesor menor soporte raíz. | 81 |
| 5.11. Estructura para semi ala de tres piezas con alerón. | 81 |
| 5.12. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración seis, alerón. | 82 |
| 5.13. Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración seis, carga rotores. | 83 |
| 5.14. Análisis FEM de estructura del semi <i>canard</i> | 83 |
| 5.15. UAV canard VTOL C2M6R. | 84 |
| | |
| 6.1. Diagrama de flujo para construcción de banco de simulaciones SIL entre X-Plane y Matlab. | 86 |
| 6.2. Configuración de los parámetros del sistema de propulsión en Plane Maker: <i>Engine specs</i> | 88 |
| 6.3. Configuración de los parámetros del sistema de sustentación en Plane Maker: <i>Wings</i> | 90 |
| 6.4. Perfiles utilizados dentro de <i>Airfoil Maker</i> | 91 |
| 6.5. Modelo del vehículo en X-Plane desarrollado utilizando Plane Maker a partir del diseño preliminar. | 91 |
| 6.6. Bloques de control Matlab. | 92 |
| 6.7. Respuesta del modelo en X-Plane en la prueba de seguimiento de altura. | 93 |
| 6.8. Bloque de control motores con filtros en la entrada. | 93 |
| 6.9. Respuesta de seguimiento de altura ante diferentes valores deseados. | 94 |
| 6.10. Vehículo realizando la simulación de despegue vertical usando el banco de pruebas entre Xplane y Matlab. | 94 |
| 6.11. Respuesta de la prueba de transición de modo VTOL a vuelo en modo horizontal. | 95 |
| 6.12. Modelo del vehículo en X-Plane realizado en Plane Maker a partir del diseño aerodinámico. | 96 |
| 6.13. Respuestas de las pruebas de transición de modo VTOL a modo en vuelo horizontal utilizando el diseño aerodinámico. | 97 |
| 6.14. Prueba de despegue vertical, transición a vuelo horizontal y aterrizaje en modo multirotor. | 98 |
| | |
| 7.1. Metodología para el diseño de un sistema autónomo aéreo no tripulado híbrido. | 101 |

| | | |
|------|--|-----|
| 7.2. | Diagramas de flujo de la metodología para el desarrollo de un UAS. | 102 |
| 7.3. | Diagramas de flujo de la metodología para el desarrollo de un UAS (continuación). | 105 |
| A.1. | <i>Brushless Performance Testing</i> KDE4014XF-380 https://www.kdedirect.com En esta tabla aparecen las características del motor en las pruebas realizadas a una altitud de 1137m, con una presión atmosférica de 1026hPa, una temperatura de 22°C y una humedad relativa del 35 %. Se consideran para el diseño de propulsión el rango de aceleración, la potencia de entrada [W], el empuje de salida [N], RPM y eficiencia [g/W]. los datos utilizados para el diseño preliminar y para las simulaciones SIL, corresponden a las hélices 12.5"×4.3 DUAL, 15.5"×4.3 DUAL y 15.5"×4.3 TRIPLE. | 111 |
| C.1. | Independencia de malla. | 115 |
| D.1. | Plano ala similar. | 117 |
| D.2. | Plano semi ala con carenado de ductos | 118 |
| E.1. | Plano raíz semi ala. | 120 |
| E.2. | Plano media semi ala. | 121 |
| E.3. | Plano punta semi ala. | 122 |
| E.4. | Plano raíz semi <i>canard</i> | 123 |
| E.5. | Plano punta semi <i>canard</i> | 124 |
| E.6. | Plano cola fuselaje. | 125 |
| E.7. | Plano nariz fuselaje. | 126 |
| E.8. | Plano de conjunto UAV. | 127 |

Índice de tablas

| | |
|---|-----|
| 2.1. Requerimientos. | 11 |
| 2.2. Matriz de ponderación. | 12 |
| 2.3. Ponderación de los requerimientos deseables. | 12 |
| 2.4. Traducción de requerimientos deseables a términos medibles. | 13 |
| 2.5. Conceptos propulsión. | 18 |
| 2.6. Conceptos de sustentación. | 19 |
| 2.7. Conceptos de control y navegación. | 20 |
| 2.8. Conceptos de la estructura. | 20 |
| 2.9. Conceptos de los sensores a bordo. | 21 |
| 2.10. Relación de conceptos ganadores. | 23 |
| 3.1. Requerimientos de rendimiento para el UAS. | 29 |
| 3.2. Especificaciones del Motor KDE4014XF-380. | 34 |
| 3.3. Especificaciones de las hélices y adaptadores considerados. | 34 |
| 3.4. Centro de gravedad (coordenadas XFLR5) e inercia en el marco del centro de gravedad. | 41 |
| 4.1. Características de calidad de la malla. | 50 |
| 4.2. Fuerzas aerodinámicas obtenidas de simulaciones para ala similar. | 56 |
| 4.3. Fuerzas aerodinámicas de alas para encontrar ala similar a la de 1.01m ² en condiciones de vuelo crucero. | 59 |
| A.1. Propiedades de la aleación de aluminio. | 110 |
| B.1. Valores obtenidos con la función <i>Latin Hypercube Sample</i> | 112 |

| | |
|---|-----|
| B.2. Datos de semiala respecto de AR y la conicidad. | 113 |
| B.3. Resultados del análisis en xflr5 respecto de la relación de aspecto y la conicidad del ala. | 113 |
| C.1. Número de elementos de la malla de acuerdo con los dimensionamientos de la superficie y la zona de influencia. | 114 |

Resumen

En este trabajo de tesis se presentan los resultados del desarrollo de una metodología para el diseño de un vehículo aéreo no tripulado (*Vertical Unmanned Aerial Vehicle, UAV por sus siglas en inglés*) con capacidades de despegue y aterrizaje en vertical (*Vertical Take-Off and Landing, VTOL por sus siglas en inglés*) y vuelo en configuración de avión. Para el desarrollo del diseño conceptual, se utiliza como base la técnica de diseño del despliegue de la función de calidad (*Quality Function Deployment, QFD por sus siglas en inglés*), la cual es una herramienta de desarrollo de productos impulsada por las necesidades del cliente, considerada como un enfoque de gestión para traducir de manera eficiente las necesidades del cliente en requisitos de diseño y piezas de implementación, así como planes y controles de fabricación para lograr la satisfacción del cliente. Para el desarrollo de la metodología de diseño se utilizan diferentes herramientas de cálculos teóricos y cálculos computacionales para cada apartado, la cual está dividida en cinco etapas: i) diseño conceptual, ii) diseño preliminar, iii) simulaciones, iv) pruebas experimentales y v) manufactura del prototipo. Cada etapa contempla los siguientes aspectos fundamentales del vehículo: la aerodinámica, la estructura, el control y la propulsión.

La metodología desarrolla y mejora las características de los sistemas de propulsión, de sustentación, estructural y de control de un sistema aéreo no tripulado (*Unmanned Aircraft System, UAS por sus siglas en inglés*) con capacidades VTOL y vuelo en configuración avión integrando rotores embebidos en el ala (*fan-in-wing*), partiendo de requerimientos del mismo. Durante el desarrollo del diseño del UAS se reduce el peso del vehículo y se aumenta la eficiencia del ala para que la autonomía de vuelo sea mayor. A través de la utilización de la técnica de QFD se obtuvo el diseño conceptual del UAS para monitoreo volcánico, concepto que es plasmado en el esquema de funcionamiento. Como producto de la metodología se obtienen: el diseño del UAS para monitoreo volcánico, el diseño aerodinámico del vehículo

mediante la implementación de simulaciones mediante dinámica de fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics, CFD por sus siglas en inglés*) a partir de un modelo de diseño asistido por computadora (Computer Aided Design, CAD por sus siglas en inglés) del vehículo autónomo, la estructura del ala a través de simulaciones de elemento finito y el desarrollo de un banco de pruebas entre X-Plane y Matlab para simulación usando una técnica que considera el uso del modelo del vehículo dentro del lazo de simulación (*Software In-the-Loop, SIL por sus siglas en inglés*).

Con base en el diseño conceptual del *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), se utilizan técnicas para el cálculo del peso máximo de despegue, la superficie alar y la potencia requerida. Se utiliza el método de paneles para el diseño del ala, el *canard* y el estabilizador vertical. Con el método de paneles se hace, además, un análisis de estabilidad longitudinal del vehículo con la ubicación del centro de gravedad, tomando en cuenta la posición de los rotores para despegue y aterrizaje vertical. Se diseña el sistema de propulsión respecto de los datos proporcionados en la ficha técnica de los rotores. Todo lo anterior da como resultado el diseño preliminar del vehículo representado en un plano a tres vistas.

Se utilizan ocho motores para el sistema de propulsión, de los cuales seis rotores se ocuparon para despegue y aterrizaje vertical, y dos motores *pusher* para la configuración en modo avión. La elección de esta cantidad de motores se basa en la técnica de Propulsión Eléctrica Distribuida (*Distributed Electric Propulsion, DEP por sus siglas en inglés*), la cual permite reducir la cantidad de empuje requerido de cada motor, logrando que estos trabajen en su régimen de mayor eficiencia (g/W).

Para el diseño estructural, la metodología desarrollada permite reducir el peso de la estructura del vehículo respecto de los espesores del material, respetando un factor de seguridad de 1.5. Dicho factor es calculado con base a los esfuerzos que resultan de la aplicación de la carga límite que provoca un factor de carga de 8.017.

Durante el diseño del ala con ductos, la metodología desarrollada permite aumentar la eficiencia aerodinámica utilizando cálculos de dinámica de fluidos computacional (*Computational Fluid Dynamics, CFD por sus siglas en inglés*). Mediante esta metodología se obtienen fuerzas aerodinámicas y resultados visuales de las condiciones del flujo alrededor del ala y de las presiones sobre la superficie de la misma. Se realizó el diseño del estabilizador tipo *canard* con ducto de punta con el uso de una metodología iterativa mediante CFD para optimizar el tamaño del estabilizador. Se presentan gráficas del comportamiento de las

fuerzas aerodinámicas del ala y el *canard* a diferentes ángulos de incidencia, esto permitió estimar el comportamiento de las fuerzas aerodinámicas del vehículo.

A partir del diseño preliminar y en paralelo al diseño aerodinámico se desarrolla un banco de pruebas entre Matlab y Xplane para la realización de simulaciones usando la técnica SIL. Para tal efecto se obtiene el modelo del vehículo aéreo en Plane Maker y se implementa una estrategia de control desde Simulink. Primero, se desarrolla un banco para pruebas para el modo VTOL, donde se verifica el funcionamiento del vehículo en configuración multirotor para despegue y aterrizaje. Después, se realizan pruebas en el banco de simulaciones para la transición a vuelo en configuración avión. Se establece la capacidad del vehículo para hacer la transición en vuelo, de una sustentación generada por los rotores a una sustentación generada por el ala y el *canard*. Por último, se implementa una ley de control que permite que el vehículo regrese de vuelo en configuración avión a configuración multirotor para su aterrizaje.

Ing. José Leonel Sánchez Marmolejo

Abstract

The result of this paper is the development of a methodology for the design of an autonomous unmanned vehicle (UAV) with *Vertical Take-off and Landing* (VTOL) capabilities and flight in airplane configuration. For the development of the conceptual design, it is used as a base the design technique *Quality Function Deployment* (QFD) for the development of the conceptual design, which is a product development tool driven by the client, considered as a management approach to efficiently translate customer needs into design requirements and implementation parts, as well as manufacturing plans and controls to achieve customer satisfaction. For the development of the design methodology, different tools of theoretical calculations and computational calculations for each section which is divided into five stages: i) conceptual design, ii) preliminary design, iii) simulations, iv) experimental tests and v) manufacture of the prototype. Each stage contemplates the following fundamental aspects of the vehicle that are aerodynamics, structure, control and propulsion that communicate to share information.

The methodology develops the design and improves the characteristics of the propulsion, lift, structural and control systems of the *Unmanned Aircraft System* (UAS) with *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL) and flight capabilities in airplane configuration based on its requirements. During the design development of the *Unmanned Aerial Vehicle* the weight of the vehicle is reduced and the efficiency of the wing is increased so that the flight range is greater. Through the use of the *Quality Function Deployment* (QFD) technique, the conceptual design of the *Unmanned Aircraft System* (UAS) for volcanic monitoring was obtained, a concept that is reflected in the operating diagram. As product of this methodology, the following are obtained: the conceptual design of the *Unmanned Aircraft System* (UAS) for volcanic monitoring. The aerodynamic design of the vehicle through the development of computational fluid simulations of the autonomous vehicle model. The structure of the wing

through of finite element simulations and the development of a test bench between Xplane and Madtlab for simulation *Software In-the-Loop* (SIL) of the vehicle, products that help the vehicle design process.

Based on the conceptual design of the *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), techniques are used to calculate the maximum take-off weight, the wing area and the power required. The paneling method is used for the design of the wing, the *canard* and the vertical stabilizer. The panel method also makes an analysis of the longitudinal stability of the vehicle with the location of the center of gravity, taking into account the position of the rotors for vertical take-off and landing. The propulsion system is designed with respect to the data provided in the rotors data sheet. All of the above results in the preliminary design of the vehicle represented in a three-view plan.

Eight engines are used for the propulsion system, six rotors for vertical take-off and landing, and two *pusher* engines for aircraft configuration. The choice of this number of engines is based on the *Distributed Electric Propulsion* (DEP) technique, with the purpose of requiring a lesser amount of thrust from each engine, which allows them to work in a regime with greater efficiency (g/W).

For the structural design, the weight of the vehicle structure is reduced with respect to the thickness of the material, respecting a safety factor of 1.5. Security factor is calculated based on the efforts resulting from the application of the limit load that causes a load factor of 8.017.

During the design of the wing with ducts, the aerodynamic efficiency is increased using calculations *Computational Fluid Dynamics* (CFD) with which a methodology was obtained to perform these calculations, where aerodynamic forces and visual results of the flow conditions are obtained around the wing and the pressures on the wing surface. *Computational Fluid Dynamics* (CFD) calculations were used for the design of the *canard* type stabilizer with tip duct reducing the stabilizer size. Graphs of the behavior of the aerodynamic forces of the wing and the *canard* are presented at different angles of incidence, through which an estimate of the behavior of the aerodynamic forces of the vehicle was obtained.

Starting from the preliminary design and in parallel to the aerodynamic design, a test bench is developed between Matlab and Xplane for simulations *Software In-the-Loop* (SIL) modeling the vehicle in Plane maker and performing the control from Simulink. First, a test

bench is developed in *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL) mode, where the operation of the vehicle in multicopter configuration for take-off and landing is verified. Afterwards, tests are carried out on the simulation bench for the transition to flight in airplane configuration. The ability of the vehicle to transition in flight from a lift generated by the rotors to a lift generated by the wing and the *canard* is established. Finally, a control is developed that allows the vehicle to return from a flight in airplane configuration to landing in multicopter configuration.

Jose Leonel Sanchez Marmolejo, Eng.

Nomenclatura

- **AR** *Aspect ratio.*
- **b** *Wingspan.*
- **c.g.** *Gravity center.*
- C_D *Drag coefficient.*
- C_L *Lift coefficient.*
- C_L/C_D *Lift-to-drag ratio.*
- C_{Lmax} *Maximum lift coefficient.*
- c_m *Mean chord.*
- c_r *Root chord.*
- c_t *Tip chord.*
- **CAD** *Computer Aided Design.*
- **CFD** *Computational Fluids Dynamics.*
- **D** *Drag force.*
- **DEP** *Distributed Electric Propulsion.*
- e *Oswald efficiency.*
- **ED** *Energy density.*
- **ESC** *Electronic speed control.*
- **FEM** *Finite Element Method.*
- **fpm** *Foot per minute.*
- **FPV** *First Person View.*
- **ft** *Foot.*
- **h** *Hour.*
- **KEAS** *Knot Equivalent Air Speed.*
- **kg** *Kilogram.*
- **kgf** *Kilogram-force.*
- **km** *Kilometer.*
- **KTAS** *Knot True Air Speed.*
- **L** *Lift force.*
- **LLT** *Linear Lift Theory.*
- **LiDAR** *Ligth Detection and Ranging.*
- **m** *Meter.*
- **M** *Moment.*
- **mah** *Miliamper hour.*

- **NACA** *National Advisory Committee for Aeronautics.*
 - *ostr* *Offset of the tip chord relative to the root chord.*
 - **P** *Power.*
 - P_{SL} *Power at mean sea level.*
 - **Pa** *Pascal.*
 - **QFD** *Quality Function Development.*
 - **R** *Range.*
 - **RGB** *Red Green Blue.*
 - **ROC** *Rate Of Climb.*
 - **RPM** *Revolutions per minute.*
 - **SF** *Safety factor.*
 - S_c *Canard surface.*
 - S_w *Wing surface.*
 - **SIL** *Software In the Loop.*
 - **UAS** *Unmanned Aircraft System.*
 - **UAV** *Unmanned Aerial Vehicle.*
 - V_A *Rate turn.*
 - V_c *Cruise speed.*
 - V_{max} *Maximum speed.*
 - V_s *Stall speed.*
 - **V** *Volt.*
 - **VTOL** *Vertical TakeOff and Landing.*
 - $(W/P)_d$ *Power load at design point.*
 - $(W/S)_d$ *Wing load at design point.*
 - W_A *Autopilot weight.*
 - W_B *Battery weight.*
 - W_E *Empty weight.*
 - W_{PL} *Payload weight.*
 - W_{TO} *Take-Off weight.*
 - α *Incidence angle .*
 - η_p *Propeller efficiency.*
 - λ *Tapered.*
 - ρ *Air density.*
-

Introducción

En los últimos años el desarrollo de vehículos autónomos no tripulados civiles ha visto un gran crecimiento debido a la amplia gama de aplicaciones posibles, tales como, rastreo y monitoreo para agricultura, búsqueda y rescate en bosques, disminución de la contaminación marina, por mencionar algunos [1]. En particular, los sistemas aéreos no tripulados utilizados para aplicaciones vulcanológicas permiten la generación de una densa serie de datos en el tiempo, facilitando datos mas frecuentes, menos costosos (comparado a aviones convencionales), de mayor resolución (comparado a datos satélite) y extensas mediciones de gas, firmas termales y cambios de superficies en sistemas volcánicos (comparado con observaciones de tierra) [2].

Durante la etapa de diseño de un UAS, uno de los objetivos de optimización que resulta de mayor importancia es la definición de su máximo peso de despegue (*Maximum TakeOff Weight, MTOW por sus siglas en inglés*), dado que éste permite tener una visión general de muchos requerimientos críticos de diseño, como por ejemplo, el costo y la eficiencia de la misión. De igual forma, el objetivo aéreo e.g. eficiencia aerodinámica (L/D), resalta de otros que incluyen requerimientos de rendimiento, tales como, rango, costo, combustible, ambiente, estabilidad, autonomía [3].

A medida que los problemas de diseño se vuelven más complejos, el papel de los especialistas disciplinarios aumenta y se hace más difícil para un grupo central gestionar el proceso. A medida que la tarea de análisis y diseño se vuelve más descentralizada, los requisitos de comunicaciones se vuelven más graves. Estas dificultades en el diseño multidisciplinario son particularmente evidentes en el diseño de vehículos aeroespaciales, un proceso que involucra análisis complejos, muchas disciplinas y un gran espacio de diseño. Los avances en análisis

disciplinarios en las dos últimas décadas solo han agravado estos problemas, aumentando la cantidad de información compartida y superando los desarrollos en las comunicaciones interdisciplinarias y métodos de diseño de sistemas [4].

1.1. Planteamiento del problema.

El diseño de un vehículo aéreo no tripulado es una tarea que involucra múltiples disciplinas, entre las cuales están la aerodinámica, los materiales compuestos, la aviónica, el control, las leyes de aviación, entre otras. Lo anterior conlleva a que en el diseño de una parte de un UAV estén involucradas múltiples variables, las cuales a su vez, están relacionadas entre sí. Por ejemplo, para el diseño del ala se requiere hacer uso de técnicas de aerodinámica y en paralelo, de tecnología de materiales. Con múltiples áreas necesarias para el desarrollo de un UAV surge la necesidad de establecer una metodología de diseño que permita lograr la interacción entre cada una de las etapas de diseño así como entre los diferentes responsables de cada uno de los procesos.

1.2. Solución propuesta.

Debido a lo anterior, se propone el desarrollo de una metodología de diseño de sistemas aéreos no tripulados híbridos en el sentido de despegue y aterrizaje vertical con vuelo horizontal. Se propone utilizar como caso de estudio el diseño de un UAS para monitoreo volcánico, a través de imágenes RGB y térmicas, que incorpore ductos *fan-in-wing* para brindar protección al usuario y a los rotores, además de aumentar el empuje de los mismos, y con una configuración *canard* para aprovechar la ubicación del centro de gravedad en la búsqueda de reducir el peso del vehículo. La metodología establecerá relaciones entre áreas y colaboradores a través de las etapas de desarrollo del proyecto y tendrá como enfoque las necesidades del cliente.

1.3. Hipótesis

Es posible desarrollar una metodología que utilice métodos y técnicas donde el producto sea el diseño de un sistema aéreo no tripulado híbrido que integre rotores *fan-in-wing* con

configuración *canard*, partiendo de las necesidades del cliente y los requerimientos de la misión.

1.4. Justificación

El desarrollo de UAS's ha crecido debido a la amplia gama de aplicaciones posibles, dicho desarrollo se da respecto de la identificación de las necesidades del mercado, con lo que se tienen productos que cumplan con una tarea específica como monitoreo para agricultura, que conlleva requerimientos de rendimiento para el vehículo aéreo. Durante el desarrollo del diseño de un UAV los tiempos que se tienen para el diseño, construcción y pruebas son ajustados dada la competencia que existe. Para obtener un prototipo de UAS, como en todo producto, es necesario realizar el diseño y evaluarlo, y repetir el proceso hasta llegar a un resultado que cumpla con los requerimientos de rendimiento. Es por ello que es de interés el desarrollo de una metodología para desarrollar un UAS, que parta de las necesidades del cliente y de los requerimientos de la misión para la obtención del diseño del UAS que resuelva las necesidades del cliente y cumpla los requerimientos de la misión.

1.5. Objetivo General

Desarrollar una metodología para diseñar y optimizar los componentes de un sistema aéreo no tripulado híbrido, utilizando técnicas para aumentar la eficiencia aerodinámica y reducir el peso del vehículo, respetando los requerimientos de diseño del UAS.

1.5.1. Objetivos Específicos

- Desarrollar el diseño conceptual para obtener el esquema de funcionamiento del UAS, utilizando una técnica de diseño.
 - Desarrollar el diseño preliminar del vehículo aéreo no tripulado, para obtener el plano de tres vistas del vehículo, utilizando técnicas para el cálculo de las prestaciones de la aeronave.
 - Construir un banco de simulaciones *Software In the Loop* entre X-Plane y Matlab, utilizando un método para modelar el vehículo y diseñar el control, para verificar el
-

funcionamiento del vehículo en despegue y aterrizaje vertical, y en las transiciones de vuelo en modo multirrotor a vuelo en modo avión y viceversa.

- Realizar el diseño del ala, estabilizadores y fuselaje del vehículo, mediante el uso de una técnica que haga el cálculo de fuerzas aerodinámicas para aumentar la eficiencia aerodinámica del vehículo.

1.6. Organización del documento.

Este documento está dividido en siete capítulos. En el capítulo 1 se presenta el planteamiento del problema y la propuesta de solución, así como el objetivo general y objetivos particulares, hipótesis y justificación del trabajo de investigación desarrollado.

En el capítulo 2 se desarrolla la metodología QFD para la obtención del esquema de funcionamiento del concepto del UAS que resulta de las necesidades del cliente, utilizando esquemas como la matriz de ponderación y la casa de la calidad para evaluar la importancia de las necesidades del cliente. Se hace un análisis funcional del UAS, que se divide en sistemas y a su vez en componentes, para los que se proponen diferentes conceptos que se evalúan a través de los requerimientos ponderados. El conjunto de los conceptos ganadores dan como resultado el concepto global.

En el capítulo 3 se parte del concepto global que se definió en el diseño conceptual y de la descripción de la misión para la obtención del diseño preliminar del vehículo. Para el diseño del vehículo aéreo no tripulado se utilizan cálculos teóricos como la estimación del peso máximo de despegue, y la técnica de *Matching Plot* para la definición de la carga alar y la potencia requerida para el vuelo horizontal. Una vez definida la parte de vuelo horizontal se diseña el sistema de propulsión, que incluye los rotores para despegue y aterrizaje vertical, además de la batería, basados en el peso máximo de despegue. Para que sea posible tener las capacidades VTOL y el vuelo horizontal se empata el centro de gravedad para las dos condiciones de vuelo con el cálculo teórico del punto neutral y el centro de gravedad para la configuración *canard*. Se evalúan y eligen los perfiles aerodinámicos para el ala y el *canard* de acuerdo con lo fijado en la técnica de *Matching Plot* y el cálculo del punto neutral. Con los perfiles definidos, la geometría del ala y el *canard* y la posición del centro de gravedad se modela el vehículo para un cálculo computacional usando el método de paneles de donde se obtiene el comportamiento del vehículo y se verifica la estabilidad en vuelo horizontal con

la gráfica de momento del mismo. De esta forma, se llega al diseño preliminar del vehículo que se presenta en un plano a tres vistas donde se tiene la geometría del ala y el *canard*, así como la posición de los rotores.

En el capítulo 4, se presenta el trabajo realizado para el diseño aerodinámico del vehículo. Se realiza un análisis de la relación de aspecto y conicidad del ala, parámetros limitados por el requerimiento de transportabilidad del diseño conceptual. En seguida, se hace un análisis del efecto de los ductos en el ala mediante cálculos computacionales utilizando simulaciones CFD, donde se describe el comportamiento del flujo en la interacción con los ductos. A partir del análisis del efecto de los ductos se hace el diseño del ala con ductos de raíz y punta, donde se busca mantener la sustentación necesaria para el vuelo del vehículo en modo crucero, con la meta de mejorar la eficiencia aerodinámica mediante la reducción del arrastre a través del cálculos CFD. Por último, se diseña el estabilizador horizontal tipo *canard* mediante un cálculo de suma de momentos alrededor del centro de gravedad del vehículo con las fuerzas aerodinámicas del vuelo en crucero del ala y el *canard* obtenidas de cálculos CFD.

En el capítulo 5 se desarrolla la propuesta de la estructura del ala utilizando los datos de presión sobre la superficie del ala resultado de los cálculos CFD con las condiciones de carga máxima o límite. Se calcula la carga aerodinámica sobre la estructura dividiéndola por estaciones y se fija un factor de seguridad de 1.5 respecto de la carga límite. Se realizan simulaciones de la estructura usando el método de elemento finito (*Finite Element Method, FEM por sus siglas en inglés*) y utilizando un material isotrópico, el cual, de igual forma, se verifica que cumpla con el factor de seguridad. Se presenta la estructura del ala con las piezas que la conforman de acuerdo con el requerimiento de transportabilidad.

En el capítulo 6 se desarrolla un banco de pruebas entre Matlab y X-Plane para simulaciones usando la técnica de SIL. Se comienza modelando el vehículo desarrollado durante la etapa de diseño preliminar en Plane Maker. Dicho modelo es generado a partir de la definición de las geometrías del ala y el *canard*, la posición de los rotores y el centro de gravedad, la selección de los perfiles aerodinámicos y el diseño del sistema de propulsión. Se definen en Matlab Simulink los bloques el protocolo de datagramas de usuario (*User Datagram Protocol, por sus siglas en inglés UDP*) con X-Plane (el modelo del vehículo) y el control para despegue y aterrizaje vertical. Se realizan pruebas VTOL del vehículo y se verifica que el control implementado lleve a la referencia de altura deseada al vehículo. Una vez que las pruebas en modo VTOL son satisfactorias, se añade un control de altura en vuelo horizontal

y se realizan pruebas de transición de modo VTOL a vuelo en configuración avión. A la par que se obtiene el diseño aerodinámico del ala y el *canard* mediante cálculos CFD, se modifica el modelo del vehículo en Plane Maker y se realiza la prueba de transición nuevamente, verificando el correcto comportamiento del vehículo. Por último, se modifica el bloque de control de Simulink y se observa el cambio en el comportamiento en el vehículo. De igual forma, se presenta la metodología final condensada mediante un diagrama de flujo.

Finalmente, en el capítulo 7 se presentan las conclusiones a las que se llegó mediante la realización del presente trabajo de investigación.

Diseño conceptual del UAS.

La realización del diseño del UAS comienza con la descripción de la misión por parte del cliente y la expresión de sus necesidades, las cuales se expresan a continuación. Se requiere realizar un monitoreo visual de la cúpula del volcán Popocatepetl, mediante el uso cámaras RGB y cámaras térmicas, sobrevolando el cráter en círculos. El volcán se encuentra entre los los estados de Puebla, Morelos y Estado de México, lo que representa un viaje en automóvil del personal transportando el UAS, desde la Ciudad de México hasta la zona cercana al volcán. Debido al riesgo que involucra el volcán, el personal que opera el UAS debe permanecer fuera de la zona de exclusión de 12km, establecida por el Centro Nacional de Prevención de Desastres CENAPRED. Se requiere que el UAV pueda despegar y aterrizar sin necesidad de utilizar una pista para dicho fin, lo que expone la necesidad de que el vehículo tenga capacidades VTOL.

El UAS debe integrar aditamentos de seguridad para evitar exponer al personal a lesiones por el manejo del sistema. En este sentido, la capacitación del personal que utilice el UAS requiere realizarse en un tiempo corto, tomando en cuenta que la navegación del UAV se tiene que realizar desde el punto de control en el límite de la zona de exclusión.

A partir de lo expresado por el cliente, se propone la utilización del concepto de UAV híbrido que integra las capacidades de despegue y aterrizaje vertical y una mayor autonomía de vuelo al cambiar a configuración de ala fija. Además, se acuerda el uso de rotores *fan-in-wing* para envolver los rotores brindando un mecanismo de seguridad para proteger al usuario de las hélices.

Entre las problemáticas de las aeronaves híbridas se encuentra el análisis de cómo afectan los rotores la aerodinámica de la aeronave cuando se pasa al vuelo en configuración de

ala fija. Una forma de abordar dicha problemática es utilizar rotores envueltos (*shrouded-rotor*), dado que se ha encontrado que dicha configuración para el rotor resulta en ganancias significativas en rendimiento aerodinámico (incrementa el empuje, reduce el consumo de potencia) comparado al '*open rotor*', además tiene el potencial de atenuar el ruido del rotor y de que el *shroud* sirve como una característica de seguridad, protegiendo a las palas de daños por otros objetos como también al personal de lesiones por las palas [5]. Conjuntando el concepto de *shrouded-rotor* con un aeronave de ala fija se llega al concepto de ventilador en el ala (*fan-in-wing*) que fue originalmente diseñado para cumplir con los requerimientos VTOL. Este fue exitosamente implementado en la aeronave experimental XV-5, en la cual un ventilador de sustentación fue instalado en el plano de cada semi ala y uno en la nariz del fuselaje para el control de cabeceo [6]. Recientemente, en un estudio experimental en túnel viento junto con una simulación de dinámica de fluidos computacional CFD, se ha observado que incluso con los ductos de los ventiladores abiertos, la sustentación producida por la estructura de la aeronave a la velocidad de crucero proyectada, es suficiente para soportar el máximo peso de despegue de la aeronave con la carga útil de diseño, de igual forma para ser levantadas por los ventiladores en vuelo estacionario (*hover*) [7].

La metodología para desarrollar el diseño del UAS para monitoreo volcánico se divide en cuatro partes que contemplan la aerodinámica, la estructura, el control y la propulsión, a partir de las cuales se va desarrollando el diseño del UAS para monitoreo volcánico a lo largo de los siguientes capítulos, utilizando los diagramas de flujo que aparecen en cada uno de dichos capítulos. Dicha metodología comienza con el diseño conceptual, que es una de las etapas más importantes en el desarrollo de productos y servicios debido a que la mayor parte del rendimiento crítico de la solución final se determina en esta etapa [8]. La metodología QFD está orientada a satisfacer las necesidades del cliente incluyendo la voz del cliente en el diseño [9], [10], [11]. Para mejorar la calidad del diseño del producto, las necesidades del cliente deben transformarse con precisión en requisitos técnicos de ingeniería para el diseño del producto [12]. Para iniciar el desarrollo del diseño conceptual se definieron las actividades que se presentan en la figura 2.1 basados en la técnica QFD.

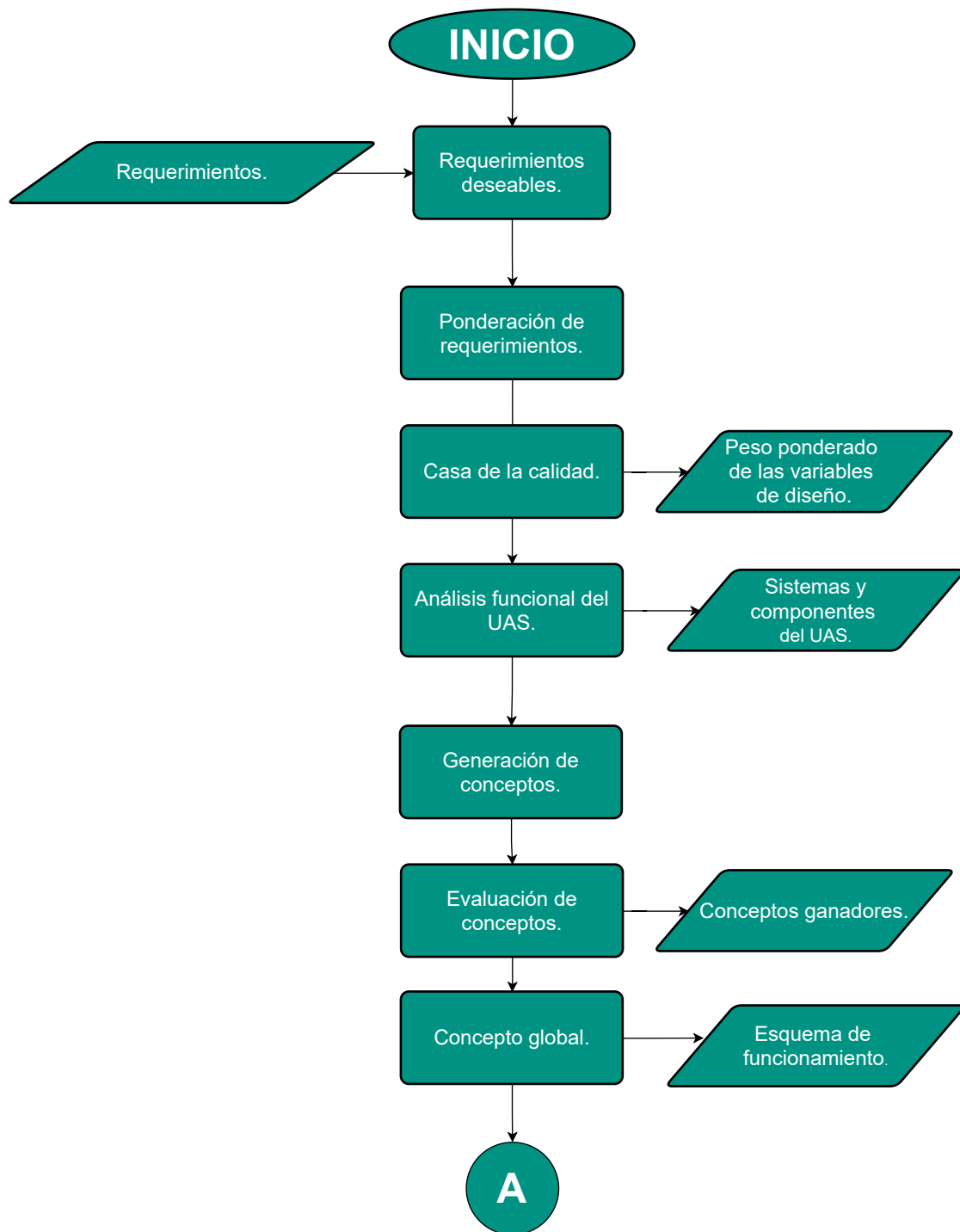


Figura 2.1: El diseño conceptual comienza con los requerimientos del cliente y culmina con el esquema de funcionamiento del UAS. Esta desarrollada a partir de la técnica de diseño de diseño QFD, donde se pondera la satisfacción de las necesidades del cliente dándoles solución a través de un concepto global. Concepto desarrollado a partir de distintos conceptos para cada componente de cada sistema, donde se debe buscar que los miembros del grupo de diseño aporten sus ideas. La selección de los conceptos se da por medio de la evaluación de los mismos, por parte de los integrantes del equipo de diseño, utilizando la ponderación de los requerimientos deseables.

2.1. Requerimientos de diseño.

Se establecen requerimientos obligatorios y requerimientos deseables. Los requerimientos obligatorios son aquellos indispensables para el desarrollo del UAS. Los requerimientos deseables llevan a la mejora del producto y se ponderan para fijar la atención durante el diseño en los más relevantes. Los requerimientos deseables se traducen a variables mensurables para construir el esquema de la casa de la calidad, que es una herramienta que señala el camino para el desarrollo del diseño. Posteriormente, se hace un análisis de los principales componentes, se proponen conceptos para cada uno de estos componentes y se seleccionan los conceptos ganadores a través de la ponderación de los requerimientos deseables, para concluir con el concepto global del UAS, donde se hace una descripción del esquema funcionamiento del mismo.

Los requisitos del cliente se pueden clasificar como del cliente final, requisitos del vendedor, requisitos del fabricante, requisitos del diseñador y requisitos del administrador. Enfocándose en los requisitos del cliente final se expresan sus requisitos del producto. es importante redactar esas necesidades como requerimientos y hacer una distinción entre requerimientos que son fundamentales para el producto, es decir, sin los cuales no podría cumplir su función aquí nombrados como requerimientos obligatorios, y aquellos que son la guía para la mejora del diseño, los requerimientos deseables que mejoran la calidad del producto [13]. Para el caso del UAS se tienen los requerimientos obligatorios que se identifican con letras mayúsculas y aparecen en la tabla 2.1. Por otro lado, se tienen requerimientos deseables para el UAS que se identifican con letras minúsculas en la tabla 2.1.

Importancia relativa de requerimientos deseables.

Una vez definidos los requerimientos deseables, se procede a darles un peso en el desarrollo del diseño, la importancia relativa de los requerimientos se obtiene promediando las calificaciones de requerimientos de los clientes. Dado que las opiniones del cliente son la entrada principal del proceso QFD, la precisión de la importancia obtenida de los requerimientos influirá en gran medida en la precisión de los resultados analizados en el proceso QFD posterior [14].

Se utiliza la matriz de ponderación que aparece en la tabla 2.2 para obtener la importancia relativa de los requerimientos deseables, cada una de las letras que aparecen, representan

Tabla 2.1: Requerimientos.

| Obligatorios | | Deseables | |
|--------------|--|-----------|---|
| A | Que la aeronave tenga un peso total menor a 25 kgf. | a | Operación poco especializada. |
| B | Debe tener las características de rendimiento de misión de propósito general. | b | Se debe hacer una optimización del peso total del vehículo. |
| C | Que tenga implementados sistemas de seguridad para evitar accidentes al operario y daños a terceros. | c | Que pueda hacer tomas desde diferentes ángulos. |
| D | Que utilice rotores <i>fan-in-wing</i> . | d | Que sea transportable. |
| E | Que reúna los requisitos de aeronavegabilidad para una aeronave no tripulada. | e | Que tenga una velocidad crucero de 20 m/s. |
| F | Que pueda despegar de una distancia de 15 km del sitio de interés. | f | Que tenga un costo menor a sistemas similares. |
| G | Debe realizar el despegue y el aterrizaje en forma vertical (<i>VTOL</i>). | g | Que sea resistente a vientos de 16 m/s. |
| H | Que tenga una carga útil de 1 kg, que incluye cámaras <i>RGB</i> , térmica y <i>FPV</i> . | h | Que pueda detectar y evadir objetos. |
| I | Que cuente con un sistema de telemetría para enviar y recibir información de la estación de control en tierra. | | |

Tabla 2.2: Matriz de ponderación.

| | a | b | c | d | e | f | g | h | Conteo | Porcentaje |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|--------|------------|
| a | 0 | - | + | + | - | + | - | - | 3 | 10.7 |
| b | + | 0 | + | + | + | + | + | + | 7 | 25.0 |
| c | - | - | 0 | + | - | + | - | - | 2 | 7.1 |
| d | - | - | - | 0 | - | + | - | - | 1 | 3.6 |
| e | + | - | + | + | 0 | + | + | - | 5 | 17.9 |
| f | - | - | - | - | - | 0 | + | - | 1 | 3.6 |
| g | + | - | + | + | - | - | 0 | - | 3 | 10.7 |
| h | + | - | + | + | + | + | + | 0 | 6 | 21.4 |
| | | | | | | | | | 28 | 100 |

Tabla 2.3: Ponderación de los requerimientos deseables.

| | Requerimiento | Porcentaje |
|---|---|------------|
| a | Operación poco especializada. | 25 |
| b | Optimización del peso total del vehículo. | 21.4 |
| c | Tomas desde diferentes ángulos. | 17.9 |
| g | Resistencia a vientos de 16 m/s. | 14.3 |
| e | Velocidad de operación 20 m/s. | 7.1 |
| f | Costo menor que vehículos similares. | 7.1 |
| d | Transportabilidad. | 3.6 |
| h | Detección y evasión de objetos. | 3.6 |

los requerimientos deseables, de acuerdo con la información de la tabla 2.1. Para hacer la ponderación se realiza el siguiente procedimiento: para cada fila se hace una comparación con los demás requerimientos, se pone 0 cuando es el mismo requerimiento, un signo - cuando el requerimiento de la fila es menos importante que el de la columna y un signo + cuando el requerimiento de la fila es más importante que el de la columna. se hace un conteo y se obtiene un porcentaje para cada requerimiento.

En la tabla 2.3 se pueden observar los requerimientos por orden de importancia según la ponderación realizada. Así surgen los requerimientos a los que se debe prestar mayor atención a lo largo del diseño, que para este caso son que el UAS tenga una operación poco especializada y que se haga una optimización en el peso de la aeronave. Para el proceso de diseño es indispensable tener variables que sean mensurables para hacer evaluaciones de los resultados del diseño, es por ello que en la siguiente sección se presentan dichas variables.

Tabla 2.4: Traducción de requerimientos deseables a términos mensurables.

| | Requerimiento. | Descripción. | Variable. | Unidad. |
|---|----------------------------|--|---|--|
| a | Operación no especializada | Capacitación para uso. Mantenimiento. | Tiempo de capacitación a operario. Tiempo de mantenimiento. | h. h. |
| b | Optimización del peso | Peso de la aeronave. Peso de la estación en tierra. | Peso máximo de despegue. Peso total del equipo. | kgf. kgf. |
| c | Tomas diferentes ángulos. | Maniobrabilidad. | Radio de giro. Velocidad de giro. Posición. | m. m. m. Grados. |
| d | Transportabilidad. | Dimensiones transporte. Dimensiones aeronave. Dim. estación en tierra. | Dimensiones del embalaje. Largo. Altura. Envergadura. Dimensiones en el embalaje. | m ³ . m. m. m. m ³ . |
| e | Velocidad de operación | Desempeño | Velocidad crucero. | km/h. |
| f | Costo menor | Costo del sistema aéreo. | Costo unitario de producción. Costo operativo. Costo mantenimiento. | Dólares. km/Dólar Dólares. |
| g | Resistente a vientos. | Velocidad vientos | Velocidad vientos | km/h. |
| h | Detección y evasión. | Distancia | Distancia | m |

2.2. Casa de la calidad.

La casa de la calidad que aparece en la Figura 2.2 es una estructura con matrices interrelacionadas que puede convertir cada uno de los requisitos del cliente en varios requisitos técnicos en todos los niveles [15]. La matriz enumera los requerimientos del cliente o los “¿qué?” en la primera columna de el ala izquierda de la casa de calidad, requerimientos de diseño o los “¿cómo?” se enumeran horizontalmente en la parte superior de la matriz y normalmente se relacionan con una columna, mientras que el “techo” representa las correlaciones entre varios requerimientos de diseño y la parte inferior de la matriz contiene importancias ponderaciones de los requerimientos de diseño (importancia de un requerimiento en el cumplimiento de los requerimientos del cliente) calculadas por operaciones de matriz de fila y columna [9].

Cuando se identifican y se priorizan los requerimientos, el equipo de diseño debe traducir esos requerimientos en los atributos técnicos del nuevo producto [8]. A partir de los requerimientos deseables ponderados, se tienen que distinguir términos que se puedan medir. Estos términos surgen de la traducción de los requerimientos del cliente a variables mensurables. Como resultado de esa traducción se obtiene la tabla 2.4 donde aparece cada requerimiento y su traducción a una variable con una unidad que se puede medir, por ejemplo, la operación no especializada que se traduce a la variable tiempo de mantenimiento, que se mide en horas.

Para la parte central, se califica la importancia de relación de los requerimientos con las variables mensurables con valores de 1, 3, 6 y 9 de menor a mayor importancia, y se queda en blanco cuando no tienen relación [13]. Se obtiene un peso ponderado para cada variable mensurable, multiplicando cada relación de importancia por la ponderación del requerimiento y sumando esos productos. El peso ponderado da una visión acerca de las variables mensurables que son más importantes para tener un mejor diseño [16]. Por último, en la parte inferior se tiene información de la competencia, para este caso, vehículos similares que tienen la característica de despegue y aterrizaje vertical, con lo que se pueden fijar metas de diseño para cada una de las variables [17]. Hasta este punto se obtuvieron herramientas para obtener un mejor diseño, a través de la obtención de una forma para evaluar las propuestas conceptuales que se hagan para el diseño del UAS, el siguiente objetivo es obtener el concepto global del UAS.

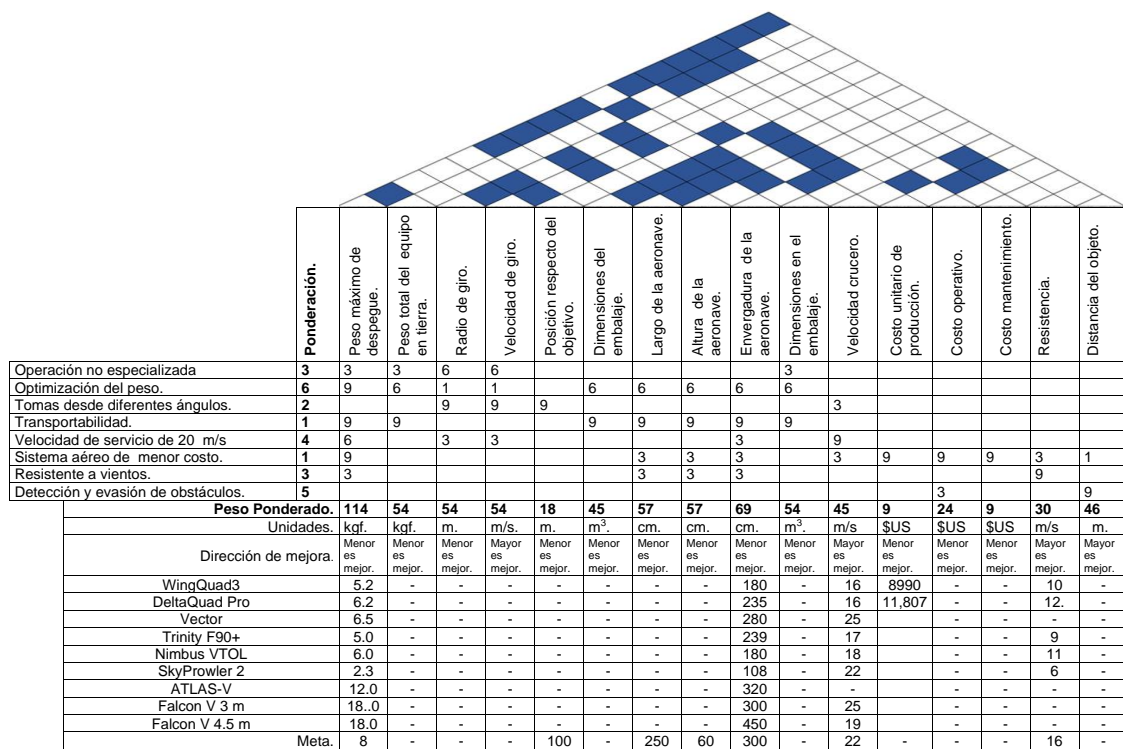


Figura 2.2: Esquema de la casa de la calidad, donde se muestran las necesidades del cliente a la izquierda los “qué?”, las variables que definen el diseño los “cómo?”. Además se tienen relaciones de importancia entre los “qué?” y los “cómo?”. Se pondera la importancia de cada una de las variables de diseño, donde se tiene que el peso máximo de despegue es el que mayor importancia tiene. Al final se hace una comparación de los UAS en el mercado en relación a las variables de diseño y se definen metas para el mismo.



(a) WingQuad3.



(b) DeltaQuad Pro.



(c) Vector.



(d) Trinity F90+.



(e) Nimbus VTOL.



(f) Sky Prowler 2.



(g) Atlas V.



(h) Falcon V.

Figura 2.3: (a) Ala y estabilizador en V con dos motores basculantes enfrente del ala. Recuperado de <https://es.latitudeas.com/product-page/wingquad3> (b) Ala delta con cuatro rotores, dos al frente y dos atrás, con motor *pusher*. Recuperado de <https://www.deltaquad.com/vtol-drones/cargo/> (c) Ala y estabilizador horizontal con tres motores basculantes, dos frente al ala y uno en el estabilizador vertical. Recuperado de <https://www.quantum-systems.com/project/vector/> (d) Ala y estabilizador horizontal con tres motores basculantes, dos frente al ala y uno en el estabilizador vertical. Recuperado de <https://www.quantum-systems.com/project/trinityf90plus-mapping-drone/> (e) Ala y estabilizador en V con dos motores basculantes enfrente del ala. Recuperado de <https://www.foxtechfpv.com/> (f) Ala y estabilizador en V con motor *pusher* y cuatro rotores que se esconden en el fuselaje en vuelo horizontal. Recuperado de <https://www.krossblade.com/> (g) Ala y estabilizador en V invertida con motor *pusher* y cuatro rotores dos frente al ala y dos atrás del ala. Recuperado de <https://shop.airboredrones.co/products/vtol-drone> (h) Ala y estabilizador en H con motor *pusher* y cuatro rotores dos frente al ala y dos atrás del ala. Recuperado de <http://www.top-enggroup.com/product.htm>

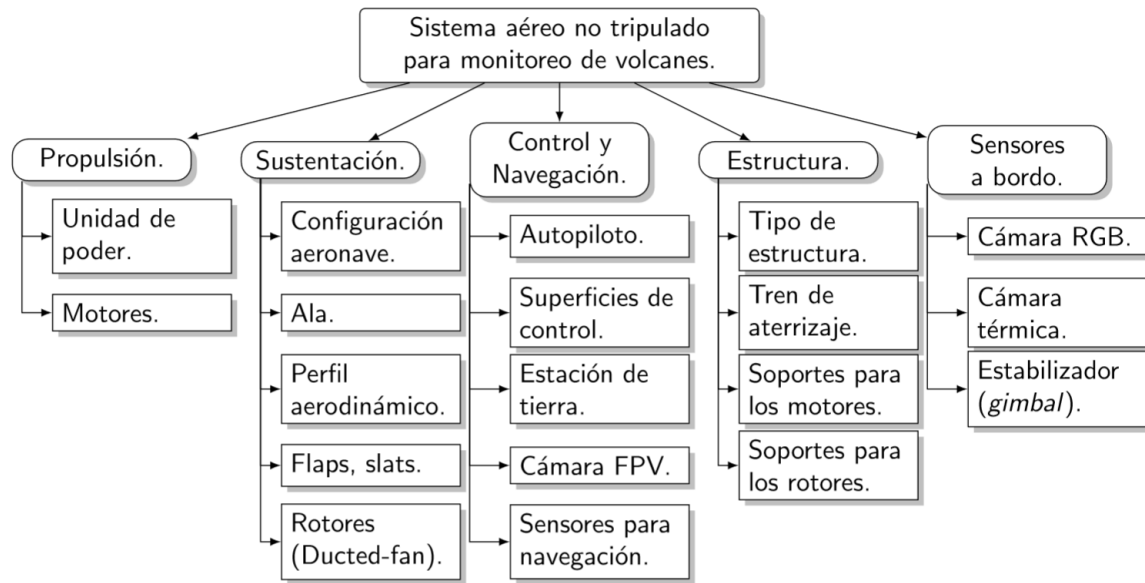


Figura 2.4: Desglose de funciones que se obtiene a partir del análisis de funcionamiento de un UAS donde se distinguen cinco funciones principales: propulsión, sustentación, control y navegación, estructura y sensores a bordo, de los cuales nacen componentes para cada uno de los sistemas, para los cuales se debe obtener un concepto que le de solución a cada uno.

2.3. Análisis funcional.

El sistema aéreo no tripulado está compuesto de subsistemas fundamentales, que en su conjunto llevan a la realización de la misión de monitoreo de volcanes. Los subsistemas, a su vez, están integrados por componentes y estos por partes. En la figura 2.4 se puede observar que, para el caso de UAS se consideran cinco subsistemas que son el sistema de propulsión, el sistema de sustentación, el sistema de control y navegación, el sistema de la estructura y el sistema de sensores a bordo.

Cada uno de los sistemas está dividido en componentes para los cuales se propondrán conceptos para darles solución. Para el caso del sistema de sustentación del UAS, se toma en cuenta que por la característica de despegue y aterrizaje vertical, además del ala, se tienen rotores como otro componente del sistema de sustentación, haciendo énfasis en que se utilizarán rotores tipo *fan-in-wing*, de acuerdo con los requerimientos del cliente en la tabla 2.1. Para el sistema de sensores a bordo se proponen componentes que tienen que ver con la misión de monitoreo, y es importante resaltar que estos serán la carga útil de la aeronave.

Una vez que cada uno de los componentes de los subsistemas han sido definidos, se procede a hacer una relación de conceptos para cada uno de dichos componentes como se muestra en la siguiente sección.

Tabla 2.5: Conceptos propulsión.

| Componente | Concepto |
|-----------------------|--|
| Unidad de poder | Combustible. Baterías. Híbrida Solar. |
| Motores | Alternativo. Aeroreactor. Brushless. |
| Por número de motores | Monomotor. Bimotor. Multi motor. |
| Posición del motor | Adelante del c.g. Atrás del c.g. |

2.4. Generación de conceptos.

Definidos los componentes que integran al UAS, ahora se pueden proponer conceptos para darles solución a cada uno de esos componentes. En las tablas de la 2.5 a 2.9 aparecen listados cada uno de los componentes con sus conceptos generados, para los sistemas de propulsión, sustentación, control y navegación, estructura y sensores a bordo.

Cada uno de los conceptos representa una posible solución al componente para el que se propone, en este punto no hay ninguna limitación para hacer la propuesta de conceptos, se alienta a hacer tantas propuestas como sean posibles y a que todo el equipo de diseño haga propuestas. La generación de varios conceptos para un mismo componente tiene como intención explorar tantas soluciones como sea posible. En ocasiones, como el caso del componente autopiloto, el concepto es la propuesta de un autopiloto existente en el mercado. En otras ocasiones, como el caso del componente unidad de poder, se proponen como concepto las tecnologías existentes como combustible, baterías, híbrido y solar. Cuando se han propuesto varios conceptos, se tiene que hacer la selección de un concepto para cada componente, dicha selección y la forma en que se realiza es presentada en la siguiente sección.

Tabla 2.6: Conceptos de sustentación.

| Componente | Concepto |
|---|---|
| Configuración aeronave. | Convencional. Canard. Doble botalón. Convertiplano. Ala voladora. |
| Ala. | Recta. Elipse. Trapezoidal. Delta. |
| Ala por posición respecto del fuselaje. | Baja. Media. Alta. |
| Ala por relación de aspecto | Menor a 5. Entre 5 y 7. Entre 7 y 12. |
| Ala por numero de secciones | Una sección. Dos secciones. |
| Ala por ángulo respecto de la horizontal. | Sin ángulo diedro. Ángulo diedro. Con ángulo diedro negativo. |
| Ala por ángulo de flecha. | Sin flecha. Con flecha positiva. Con flecha negativa. |
| Perfil aerodinámico. | NACA. Clark y. TsAGI. Selig |
| Perfil por curvatura. | Curvatura positiva. Curvatura negativa. Perfil simétrico. |
| Perfil por espesor. | Fino. Grueso. |
| Superficies de hiper-sustentación. | Flaps. Slats. Sin superficies hiper sustentadoras. |
| Rotores <i>fan-in-wing</i> | Simple. Con estator. Coaxial. |
| Configuración de rotores | Cuatro (dos, dos). Cuatro (uno,dos,uno). Seis (Cuatro, dos). Tres coaxiales (uno, dos). Ocho (cuatro,cuatro). |

Tabla 2.7: Conceptos de control y navegación.

| Componente | Concepto |
|-------------------------------------|---|
| Autopiloto | Blue cube pixhawk. Vector. MP2128. |
| Empenaje. | Convencional. Empenaje en V. Empenaje en H. Empenaje en C. Canard. |
| Superficies de control. | Alerones. Elevones. |
| Estación en tierra | Mission planner. QgroundControl. Veronte pipe. Visionair UAV navigation. |
| Telemetría | Pixhawk kit. |
| Cámara FPV | DJI FPV. Runcam Eagle 2 PRO FPV. Foxeer cámara micro FPV. |
| Sensores de navegación (altímetro). | TF03 108m IP67 LiDAR. US-D1 US-D1 UAV. |
| Computadora a bordo | FPGA. |

Tabla 2.8: Conceptos de la estructura.

| Componente | Concepto |
|---------------------------|---|
| Configuración estructura. | Costillas, vigas, plástico termotráctil. Vigas, foam, material compuesto. Costillas, vigas, material compuesto. |
| Tren de aterrizaje. | Fijo ruedas. Fijo patines. Fijo acuático. Retráctil ruedas. Retráctil patines. |
| Soportes motores. | Fijos. Basculantes. |
| Soportes rotores. | Fijos. Basculantes. |

Tabla 2.9: Conceptos de los sensores a bordo.

| Componente | Concepto |
|-----------------|---|
| Cámara RGB. | Zenmuse X5S. Sony RX1R II. Sony QX1. |
| Cámara térmica. | FLIR Tau2. MicaSense Altum. Zenmuse XT. |

2.5. Selección de conceptos.

Con todos los conceptos generados se tienen diversas propuestas de solución para cada componente, ahora corresponde elegir a los conceptos ganadores. Estos conceptos deben ser seleccionados de acuerdo a la ponderación de los requerimientos deseables obtenida anteriormente.

Para el sistema de propulsión se seleccionaron los conceptos de baterías y en consecuencia motores *brushless*, debido a que en comparación con un motor de combustible se reduce el mantenimiento. Contará con dos motores, en lugar de uno, para utilizarlos en un punto de mayor eficiencia, además, se ubican en la parte trasera, dado que así se aumenta la eficiencia para el empuje generado, y por tanto, se reduce el costo de operación.

Para el sistema de sustentación, se seleccionaron para el vuelo en configuración ala fija los siguientes conceptos. En el aspecto de minimización de peso y en casos multi objetivos que involucran peso minimización, la configuración *canard* bajo los mismos límites de las variables que las configuraciones convencionales, se desempeña mejor y domina para la solución final la aeronave... Una configuración *canard* puede funcionar mejor si se diseña cuidadosamente en cuyo caso el rango de aplicabilidad es estrecho [18]. Se ha elegido, por tanto, la configuración *canard* considerando la posición del centro de gravedad tanto en el despegue y aterrizaje vertical, como en el vuelo en configuración ala fija, además, de que respecto de la importancia el peso máximo de despegue tiene mayor relevancia. Se selecciona un ala trapezoidal debido a la menor resistencia inducida en comparación al ala recta y su construcción más sencilla en comparación con un ala elíptica. Un ala alta para mayor estabilidad. Una relación de aspecto de entre 5 y 7, para un buena respuesta en *roll*, una velocidad de aleteo (*flutter*) relativamente alta, guiñada adversa limitada y penetración de ráfagas razonable [19].

El ala consta de una sección para que su construcción sea más sencilla. Se selecciona un ángulo diedro para estabilidad en *roll*, y una flecha positiva para estabilidad lateral. Se utiliza la familia de perfiles NACA dado la amplia variedad e información de sus características. El perfil de la sección del ala del fan se selecciona con curvatura positiva para contribuir en aumentar el espacio para el *fan-in-wing*. No se utilizan superficies hiper sustentadoras por el aumento en el peso debido a los mecanismos. Se utiliza una configuración de rotor *fan-in-wing*. Se seleccionan ocho rotores *fan-in-wing* ubicados cuatro en el ala y cuatro en el *canard* para distribuir de manera eficiente la potencia.

Para el sistema de control, se selecciona el autopiloto *Pixhawk* por su peso, bajo costo y flexibilidad. Un empenaje *canard* en relación a la configuración de la aeronave. El ala con *elevon* como superficies de control para reducir el peso. Una cámara *Runcam Eagle* por su peso y costo. Un sensor *TF03 180m IP67 LiDAR* por sus prestaciones en relación a la detección de objetos y bajo peso.

Para el sistema de la estructura se seleccionan *foam*, costillas y materiales compuestos por su peso en relación a su resistencia. Un tren de aterrizaje fijo por la reducción de peso en relación a un retráctil. Por la misma razón se eligen los soportes de motores y rotores fijos.

Por último, se seleccionan para el sistema de sensores a bordo las cámaras *Sony RX1R II* y *FLIR Tau2* por su peso y características. Seleccionados cada uno de los conceptos ganadores, se tienen que conjuntar en un esquema que sirva para describir el funcionamiento del UAS, proceso que se realiza en la siguiente sección.

2.6. Concepto global.

En esta sección se presenta el esquema de funcionamiento global para el UAS generado a partir de los conceptos ganadores. En la figura 2.5 se puede observar el concepto global del UAS y a continuación se describe su funcionamiento.

Se lleva el UAS en su caja de transporte (1) al lugar donde estará la estación de control (2). Se saca el cuerpo del UAV (3) y se pone en el suelo a unos metros de la estación de control (2), se montan las semialas (4) a cada lado y el *canard* (5). A continuación, se montan el compartimiento con carga o sensores a bordo (cámara RGB) (6) y el módulo de las baterías (7), por último, se enciende mediante el botón (8). Mediante la estación de control (2) se verifica el funcionamiento de los sistemas principales, entre ellos la telemetría (9), el

Tabla 2.10: Relación de conceptos ganadores.

| Sistema | Componente | Concepto ganador |
|----------------------|---|---|
| Propulsión | Unidad de poder Motores Por número de motores Posición del motor | Baterías. Brushless. Bimotor. Atrás del c.g. |
| Sustentación | Configuración aeronave. Ala. Flecha Ala por posición respecto del fuselaje. Ala Relación de aspecto Ala por numero de secciones Ala por áng. respecto de la horizontal. Perfil aerodinámico. Perfil por espesor Perfil por curvatura Superficies de hipersustentación. Rotores fan-in-wing Numero de rotores Autopiloto Empenaje Superficies de control. | Canard. Trapezoidal. Flecha positiva. Alta entre 5 y 7 Una Ángulo diedro . NACA. Grueso. Curva positiva Sin superficies Simple Ocho Blue cube pixhawk. Canard. Elevones. |
| Control y navegación | Autopiloto Empenaje Superficies de control Estación tierra Telemetría Camara FPV Sensores de navegación. Computadora a bordo | Blue cube Pixhawk Canard Elevones Mission planner Pixhawk kit Runcam Eagle 2 PRO FPV TF03 180m IP67 LiDAR FPGA |
| Estructura | Configuración. Tren de aterrizaje. Soportes motores. Soportes rotores. | Vigas, foam, mat. compuesto Fijo patines. Fijos. Fijos. |
| Sensores a bordo | Cámaras RGB Cámara térmica | Sony RX1R II FLIR T540 |

transponder (10) y la cámara FPV (11) y se realiza la calibración de la central inercial y sensores de navegación (12). El vehículo reposa sobre el tren de aterrizaje fijo (13). Se hace una inspección visual de los componentes de la aeronave y se informa del inicio de la misión a las personas involucradas, piloto y observador. Se fija la misión en la estación de control (2) y se da inicio. El vehículo despegue en forma vertical gracias a la sustentación generada por los rotores fan-in-wing (14) controlados por el autopiloto (12), se verifica el correcto funcionamiento de los controles en modo vertical a la altura de los ojos. Hecha la verificación se lleva la aeronave a la altura de transición, se encienden los motores de propulsión (15), el ala (4) comienzan a generar sustentación y se apagan los rotores (14). En vuelo en configuración ala fija, se guía el vehículo mediante las superficies de control (16) en las semialas (4). Durante el transcurso de la misión se manda la imagen de la cámara FPV (11), datos de ubicación, altitud, de los sensores de navegación en el autopiloto (12) y del transponder (10) por telemetría (9) a la estación de control (2). Terminado el monitoreo, el vehículo regresa a la cercanía de la estación de control (2), desciende hasta llegar a la altura de transición y desacelera por debajo de la velocidad de entrada en pérdida, entonces se encienden los rotores (14) se apagan los motores (15) y el vehículo pasa a vuelo estacionario. El vehículo desciende hasta aterrizar sobre el tren (13) y se apagan los rotores (14). Apagados los rotores (14) se pulsa el botón de encendido/apagado (8). Se desmonta el módulo de las baterías (7) y se coloca en la caja de transporte (1). Se desmonta el compartimiento de carga (6) para tener acceso a la información de los sensores como la cámara RGB y se monta de nuevo al cuerpo del UAV (3). Se desmontan el canard (5) y las alas (4) para colocarlos en la caja de transporte (1) y por último se coloca el cuerpo del UAV (3) en la caja de transporte (1) y se cierra. Los datos de los sensores a bordo como la cámara RGB se analizan con ayuda de la estación en tierra (2).

Con el concepto global, se da un panorama general del funcionamiento del UAS, una vez que se ha aprobado dicho concepto, el paso siguiente en la metodología es la realización del diseño preliminar, donde se dimensiona la aeronave, se calcula el peso máximo de despegue, la superficie alar, la potencia requerida y se define el centro de gravedad.

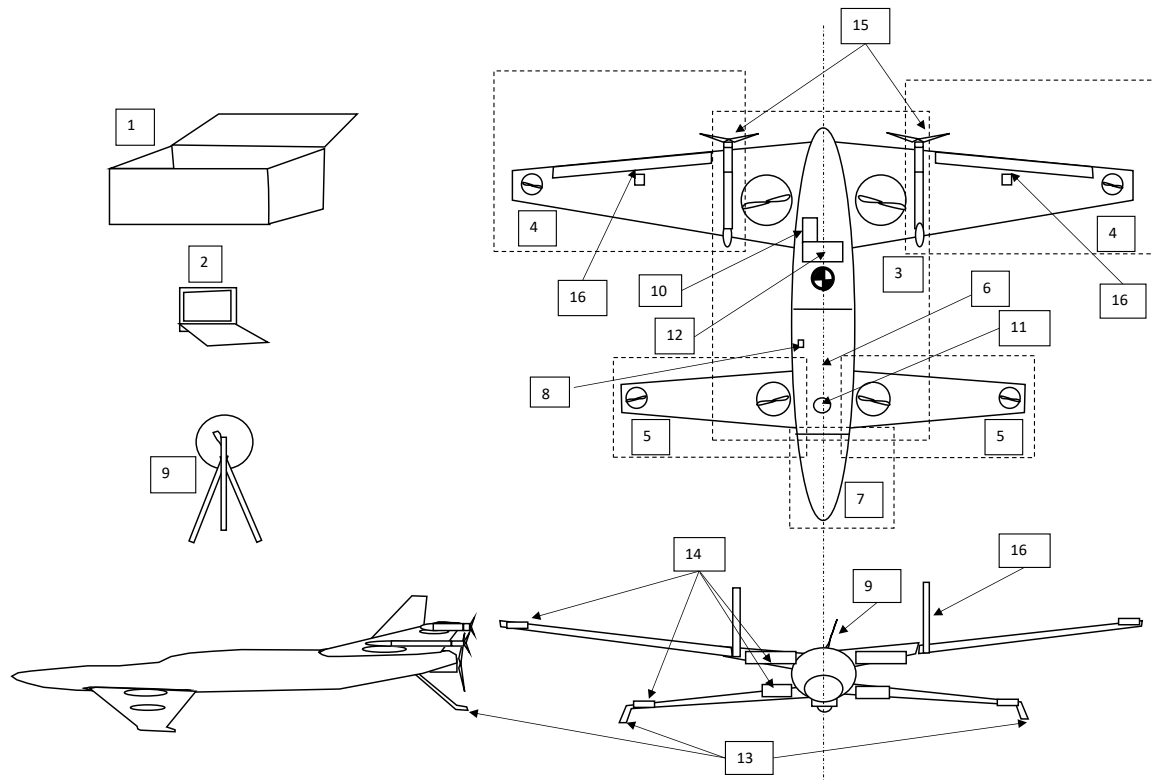


Figura 2.5: Esquema de funcionamiento o concepto global que muestra las partes que conforman al UAS y como se relacionan entre si. Se considera el transporte del UAV al sitio de interés, la estación de control con telemetría y el propio UAV. El UAV es desmontable para facilitar su transportación. Es una aeronave de configuración *canard* con capacidades VTOL, donde el ala contiene ductos que se utilizan para el despegue y aterrizaje vertical y que dan protección a los rotores, además de reducir el ruido y aumentar el empuje generado por los rotores. La configuración *canard* permite empatar el c.g. para el vuelo horizontal y el vertical.

Diseño preliminar del UAV.

Los criterios de diseño son determinados a través de la definición de los requerimientos de operación, que a su vez evolucionan de la misión del UAV [20]. A partir de los criterios de diseño se define el peso máximo de despegue que es fundamental para determinar las características como la potencia requerida para la propulsión del UAV y la superficie alar del mismo. Como se observa en la figura 3.1 el peso puede tener una retroalimentación a lo largo del proceso de diseño. Con la definición del ala se propone el estabilizador horizontal, para este caso un *canard*. Definidos el ala y el estabilizador se obtienen las polares que indican su comportamiento aerodinámico.

Al mismo tiempo se define el peso de los rotores para el despegue y aterrizaje vertical. Tanto el análisis aerodinámico como la ubicación de los rotores convergen en la definición del centro de masas, para el cual la dinámica en vuelo horizontal dada por el ala y el *canard*, y la dinámica en vuelo vertical controlada por los rotores deben ser estables. Como salida del proceso de diseño preliminar se tiene un modelo para el UAV con medidas del ala, *canard* y distancias entre los rotores. Partiendo de las actividades definidas, se comienza por describir la misión para hacer el monitoreo al cráter del volcán Popocatépetl y de esta forma definir los criterios de diseño de la aeronave.

3.1. Descripción de la misión para monitoreo del cráter del Popocatépetl.

Los domos de lava crecen comúnmente formando una morfología muy compleja, dentro de cráteres que a menudo se registran como anidados y contienen empinadas pendientes

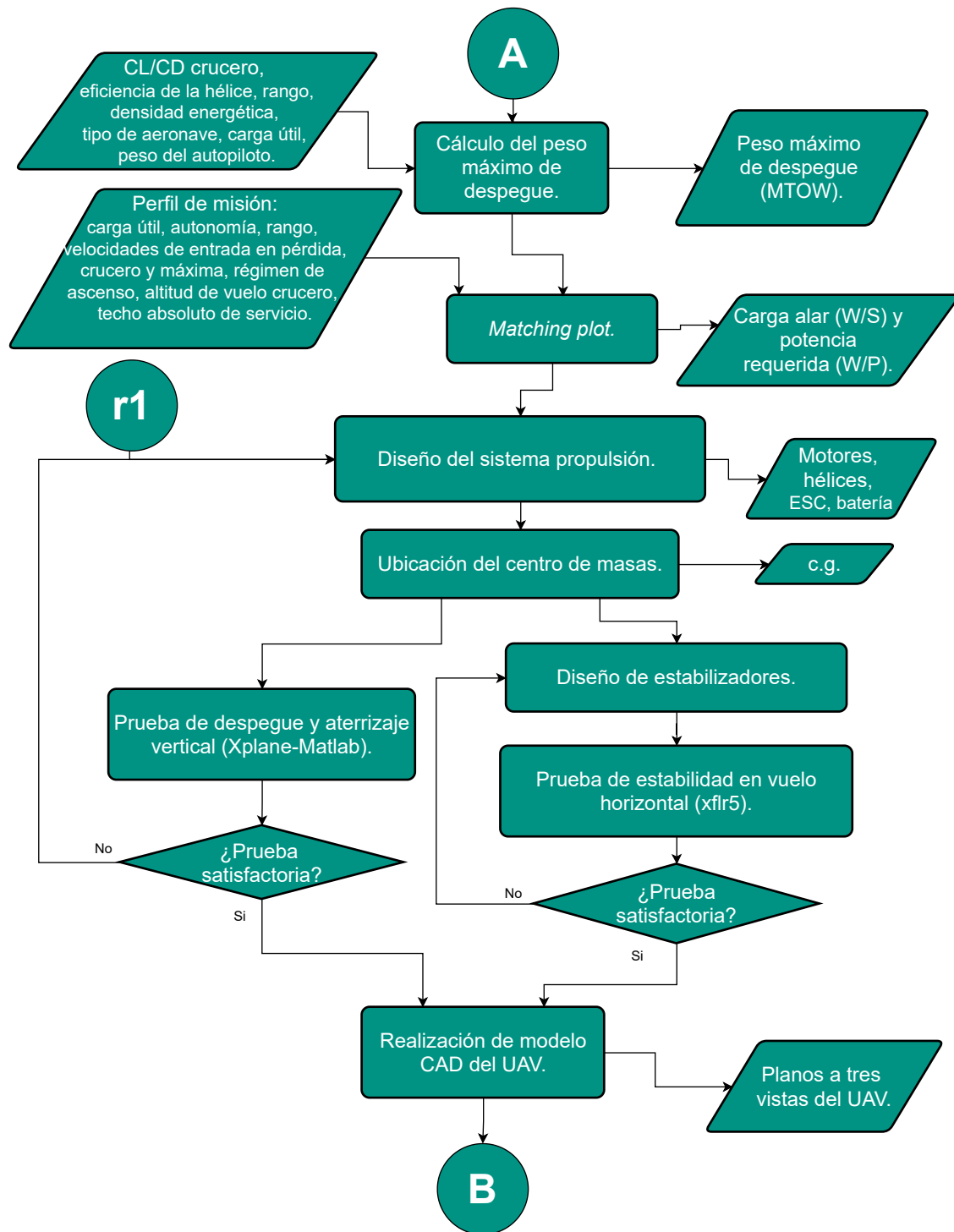


Figura 3.1: El diseño preliminar parte descripción de la misión y del esquema de funcionamiento. Durante el cálculo de las características del vehículo como peso máximo de despegue (MTOW), carga alar (W/S) y potencia requerida (W/P) de la aeronave y peso de la batería (W_B) y el diseño de los componentes como el sistema de propulsión y el sistema de sustentación, se trabaja en la hibridación del UAV mediante la ubicación del centro de gravedad para permitir el correcto funcionamiento del vehículo en los modos multirrotor y avión. Se utilizan simulaciones SIL a la par del diseño preliminar para verificar el funcionamiento del vehículo en VTOL y en configuración avión. Como resultado se plasma el diseño en un plano a tres vistas que define al vehículo.



Figura 3.2: Trayectoria de la misión al cráter del volcán Popocatepetl, donde se despegan verticalmente de la población más cercana, se hace transición a vuelo horizontal. Después se toman fotografías del cráter, se regresa en vuelo crucero, para descender en espiral y hacer transición a vuelo vertical y aterrizar en el punto de despegue.

[21]. El crecimiento de cúpulas de lava es un fenómeno volcánico común, siendo registrado en más de 120 volcanes en todo el mundo, con muchos estilos de crecimiento diferentes. Entendiendo el crecimiento de cúpulas de lava en estrato volcanes es uno de las más tareas importantes en vulcanología, ya que las cúpulas pueden representar una grave amenaza a las vidas humanas y la infraestructura [22].

El cráter del volcán Popocatepetl está activo, se encuentra a una altitud de 5500m, tiene un área de 600m por 800m y esta a una distancia de 12km de la población mas cercana que es Santiago Xalitzintla. La población esta situada a una altitud de 2560m en el estado de Puebla.

Como se muestra en la Figura 3.2 el UAV despegan verticalmente desde el punto de control en Xalitzintla hasta alcanzar una altura de 15 m. Realiza la transición a vuelo en modo ala fija y enseguida asciende a una velocidad de 7.5m/s, hasta alcanzar la altitud de vuelo crucero a 5600m. Se traslada a una velocidad crucero de 22m/s hasta alcanzar el cráter del volcán, donde realiza una trayectoria que mide 19.55km, a una velocidad de 16m/s.

Durante la trayectoria descrita, se realiza la fotogrametría del cráter con una cámara RGB de alta resolución, y además, se obtienen imágenes con una cámara termográfica. Una vez que se hace la fotogrametría del cráter, el UAV regresa hasta la cercanía del punto de control en vuelo crucero a una altitud de 5638.8m, ahí, desciende en espiral hasta alcanzar una altura de 15m para hacer un alto total y hacer la transición a modo multirrotor. Concluye su misión aterrizando verticalmente en el punto de control.

Con la descripción de la misión para monitoreo del cráter del Popocatepetl es posible

definir los requerimientos de rendimiento que debe tener el UAS, las cuales se muestran en la tabla 3.1. La estimación de la carga útil se hace en relación al peso de las dos cámaras y de los dispositivos para estabilizarlas. El tiempo de vuelo se calculó tomando en cuenta la distancia recorrida y la velocidad en cada etapa de la misión. El radio de acción se propone de acuerdo a la distancia promedio entre las principales montañas de México y la población mas cercana. Para el lanzamiento y la recuperación se establece que el aeronave deber despegar y aterrizar verticalmente (VTOL) dado que las poblaciones no cuentan con una pista para tales propósitos. El rango de velocidades y el techo de servicio son propuestos para el cumplimiento de la misión anteriormente descrita.

| Característica | | Valor |
|-----------------------------|-----------|----------|
| Carga útil | W_{PL} | 1 kg |
| Autonomía | E | 60 min |
| Rango | R | 40 km |
| Lanzamiento y recuperación | - | VTOL |
| Velocidad de desplome | V_s | 14 m/s |
| Velocidad crucero | V_c | 22 m/s |
| Velocidad máxima | V_{max} | 30 m/s |
| Régimen de ascenso | RC | 5.08 m/s |
| Velocidad de giro | V_A | 16 m/s |
| Radio de giro | r_A | 40 m |
| Altitud de vuelo en crucero | h_{CC} | 5638.8 m |
| Techo absoluto de servicio | h_{AC} | 5943.6 m |

Tabla 3.1: Requerimientos de rendimiento para el UAS.

3.2. Cálculo de peso máximo de despegue del UAV.

Para realizar la estimación del peso del UAV, para obtener la superficie alar y potencia requerida, considerando que ya se ha elegido el autopiloto, se comienza con el cálculo de la relación entre el peso de la batería y el peso máximo de despegue [23]. Se selecciona una relación entre los coeficientes de sustentación y arrastre en vuelo crucero $C_L/C_D = 10$, una eficiencia de la hélice de $\eta_p = 0.7$, con un rango de $R = 40$ km, con una batería de ion de litio con una densidad energética $ED = 250$ Wh/kg

$$\frac{W_B}{W_{TO}} = 1.05 \left(\frac{g}{ED\eta_p} \frac{R}{C_L/C_D} \right) = 0.0654 \quad (3.1)$$

La fracción de peso vacío (W_E) para un UAV pequeño a control remoto

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = -0.00296W_{TO} + 0.87 \quad (3.2)$$

Con una carga útil $W_{PL} = 1$ kg, un peso del autopiloto Pixhawk 2.1 Blue Cube $W_A = 0.250$ kg se tiene

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_A}{1 - \frac{W_B}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} \quad (3.3)$$

$$0.00296W_{TO}^2 + (1 - 0.87 - \frac{W_B}{W_{TO}})W_{TO} - (W_{PL} + W_A) = 0$$

Solucionando la ecuación (3.3) y tomando la raíz positiva se encuentra que el peso máximo de despegue es $W_{TO} = 9.749$ kgf (95.605 N). Con el peso máximo del UAV estimado ahora se prosigue al calculo de la superficie alar y la potencia requerida con el uso del *Matching plot* como se se muestra en la siguiente sección.

3.3. Matching plot

Para realizar el análisis con el que se obtiene la superficie alar y la potencia del motor se requiere considerar el peso máximo estimado el UAV y las siguientes características de la misión:

- Velocidad máxima: 58.3153 KTAS (30 m/s) a 18500 ft (5638.8 m) de altitud.
- Velocidad de entrada en pérdida : 27.2138 KEAS (14 m/s).
- Régimen de ascenso : 1000 fpm (5.08 m/s).
- Techo de servicio: 18500 ft (5638.8 m).
- Autonomía: 60 minutos.

El UAV esta equipado con motores *brushless* y el C_{D_0} es determinado igual a 0.035. El coeficiente de máximo levantamiento $C_{Lmax} = 1.5$, el factor de eficiencia del ala de Oswald $e = 0.85$, la relación de aspecto $AR = 5$, el factor de arrastre inducido en el ala $K = 0.06$, la eficiencia de la hélice $\eta_p = 0.6$. Ademas se toma una densidad del aire a nivel del mar $\rho_0 = 0.002377$ slugs/ft³, y de $\rho_{18500} = 0.001288$ slugs/ft³ a 18500 ft a la altitud de crucero. con

estos datos se obtienen los cálculos que se presentan a continuación. **Velocidad de entrada en pérdida** V_s .

Se requiere que la velocidad de entrada en pérdida sea menor a 27.2138 KEAS. El dimensionamiento del ala base en los requerimientos de velocidad de entrada en pérdida es representada por la ecuación (3.4). Se selecciona un coeficiente de sustentación máximo $C_{Lmax} = 1.5$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2}\rho V_s^2 C_{Lmax} \quad (3.4)$$

Velocidad máxima V_{max} Se requiere que la velocidad máxima sea más grande que 58.3153 KTAS a 18500 ft de altitud. El dimensionamiento del ala y el motor basado en los requerimientos de velocidad máxima para aeronaves con motor de hélice están representados por la ecuación (3.5)

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{V_{max}} = \frac{\eta_p}{\frac{1}{2}\rho_0 V_{max}^3 C_{D0}} \frac{550 \frac{lb/hp}{lb/(ft\cdot lb/s)}}{W/S} + \frac{2K}{\rho\sigma V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right) \quad (3.5)$$

con $K = 0.06$. la densidad relativa del aire a $(\sigma_{18500ft} = \rho/\rho_0)$ at 18500 ft is 0.971.

$$V_{max} = 50KTAS(1.688 \frac{ft/s}{KEAS}) = 84.4 \frac{ft}{s} \quad (3.6)$$

Régimen de ascenso (ROC) Se requiere que el régimen de ascenso sea más grande que 1000 fpm al nivel del mar. La relación máxima entre la sustentación y el arrastre es

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e AR}{C_{D0}}} = \frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{K C_{D0}}} = 10.9109 \quad (3.7)$$

El dimensionamiento del ala y los motores basada en los requerimientos de ascenso esta representada por la ecuación (3.8)

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{550 \frac{lb/hp}{lb/(ft\cdot lb/s)}}{\frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_p}\right)} \quad (3.8)$$

Techo de servicio (hc) Se requiere que el techo de servicio sea 18500 ft. El dimensionamiento del ala y los motores basada en los requerimientos de techo de servicio esta representada por la ecuación (3.9). En el techo de servicio se requiere que el régimen de ascenso sea 100 fpm. A 18500 ft de altitud la densidad del aire es 0.001332 slug/ft³, así la densidad relativa

es 0.5605.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{550 \frac{lb/hp}{lb/(ft \cdot lb/s)}}{\frac{ROC}{\eta_p} + \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_p}\right)} \quad (3.9)$$

Cálculo de superficie alar y potencia requerida.

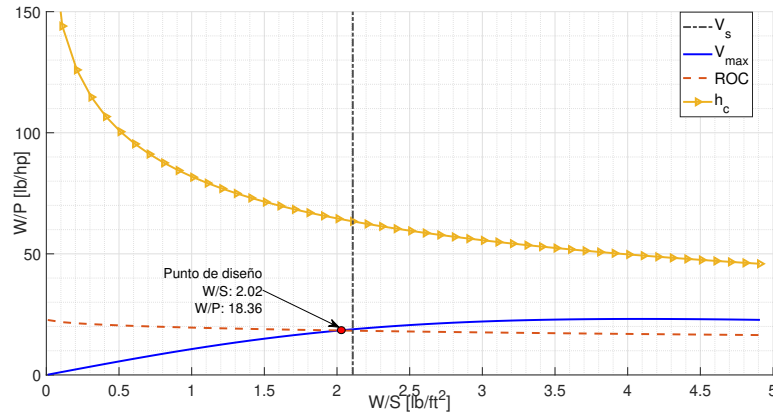


Figura 3.3: Gráfica obtenida con la técnica de *Matching plot* de donde se obtiene la carga alar y la potencia requerida a partir de la selección del punto de diseño que aparece señalado como *. En este caso de propulsión con hélices, se busca el punto máximo por debajo de las líneas de V_{max} , SC y ROC que este a la izquierda de V_s . Cabe decir que la línea de carrera de despegue no aparece dado que se tiene la configuración VTOL. En este caso, el punto de diseño se da en el cruce entre la línea del régimen de ascenso (ROC) y la velocidad máxima (V_{max}).

De la gráfica de Matching plot en la figura 3.3 se encuentra la carga alar y la carga de poder como:

$$\begin{aligned} \left(\frac{W}{P}\right)_d &= 18.36 lb/hp \\ \left(\frac{W}{S}\right)_d &= 2.02 lb/ft^2 \end{aligned} \quad (3.10)$$

Entonces, la superficie alar y la potencia del motor se calcula como sigue

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_d} = \frac{21.4928 lb}{2.02 \frac{lb}{ft^2}} = 10.6564 ft^2 = 0.99 m^2 \quad (3.11)$$

$$P = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{P}\right)_d} = \frac{21.4928 lb}{18.36 \frac{lb}{hp}} = 1.1709 hp = 873.1526 W \quad (3.12)$$

De tal forma se define la superficie alar $S = 1 m^2$ y la potencia $P = 875 W$.

3.4. Sistema de propulsión eléctrica.

Un sistema de propulsión eléctrica convierte la energía eléctrica en empuje mecánico y consta de cuatro componentes principales: una fuente de energía eléctrica, controlador electrónico de velocidad (ESC), motor eléctrico y una hélice. Cada uno de estos componentes tiene sus propias características de rendimiento y regiones de máxima eficiencia. La selección de cada componente es fundamental para lograr un sistema de propulsión general que sea a la vez eficiente y adecuado a los requisitos de la plataforma de aplicación [24].



Figura 3.4: KDE4014XF-380 Brushless Motor for Heavy-Lift Electric Multi-Rotor (sUAS) Series tomada de <https://www.kdedirect.com/>

Una vez calculadas la superficie alar y la potencia requerida se procede a realizar la selección de los motores y definir la geometría del ala. Con la potencia requerida se seleccionan dos motores KDE4014XF-380 que se pueden observar en la figura 3.4 y cuyas características mas relevantes aparecen en la tabla 3.2 , con hélices 15.5"x5.3 TRIPLE-EDN (KDE) (figura 3.5a), cada uno con una potencia de entrada de 438 W, la mitad de la potencia requerida, a la cual generan un empuje de 27.26 N a una aceleración de 62.5 por ciento a 6800 rpm, a 12.6 A, con una eficiencia de 6.35 g/W.

Para elegir los rotores se tiene que generar un empuje igual o mayor al peso de 95.605 N, se seleccionaron seis motores KDE4014XF-380, con dos rotores de 15.5"x5.3 TRIPLE-EDN (KDE) (figura 3.5a) que generan 23 N a 55 por ciento de aceleración con una eficiencia de 7.15 g/W, dos rotores de 15.5"x5.3 DUAL-EDN (KDE) (figura 3.5b) con un empuje de 17.06 N a 50 por ciento de aceleración y una eficiencia de 8.21 g/W. Además, dos rotores de 12.5"x4.3 DUAL-EDN (KDE) (figura 3.5c) que generan 8.43 N a 50 por ciento de aceleración y una eficiencia de 7.86 g/W, con lo que se tiene un empuje total de 96.98 N



(a) KDE-CF155-TP Propeller Blades, 15.5''x 5.3, Triple-Edition Series (CW/CCW Set) tomada de <https://www.kdedirect.com/>



(b) KDE-CF155-DP Propeller Blades, 15.5''x 5.3, Dual-Edition Series (CW/CCW Pair) tomada de <https://www.kdedirect.com/>



(c) KDE-CF125-DP Propeller Blades, 12.5''x 4.3, Dual-Edition Series (CW/CCW Pair) tomada de <https://www.kdedirect.com/>

Figura 3.5: Hélices para los motores.

| Característica del motor | Valor |
|----------------------------------|-------------------------------------|
| Kv (Motor a velocidad constante) | 380 RPM/V |
| Corriente continua máxima | 36 A (180 s) |
| Potencia máxima continua | 1065 W (180 s) |
| Rango de voltaje | 14.8 V (4S LiPo) - 34.8 V (8S LiHV) |
| Diámetro del Motor | 46.5 mm |
| Largo del motor | 32 mm |
| Peso del motor | 215g con <i>wires/bullets</i> |

Tabla 3.2: Especificaciones del Motor KDE4014XF-380.

que es mayor al peso máximo de despegue del UAV con una diferencia de 1.375 N. datos que se obtuvieron del rendimiento del motor que aparece en la figura A.1. Los pesos de los componentes de los rotores se encuentran en la tabla 3.3.

| Número de piezas | Pieza | Peso |
|------------------|-------------------------------|------------|
| 4 | 15.5'' × 5.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 14.7g/pala |
| 2 | 15.5'' × 5.3 DUAL-EDN (KDE) | 14.7g/pala |
| 2 | Pala 12.5'' × 4.3 | 10.1g/pala |
| 4 | KDE-DPA-ML adaptador dual | 14 g |
| 4 | KDE-TPA-ML adaptador triple | 17 g |

Tabla 3.3: Especificaciones de las hélices y adaptadores considerados.

Para los ocho motores KDE4014XF-380, se seleccionan ocho controladores de velocidad ESC KDE-UAS35HVC con una corriente máxima continua de 35A (180 s), un rango de voltaje de 11.1 V (3S LiPo) a 52.2 V (12S LiHV), con una potencia máxima de 1555 W (180 s) y un peso de 84 g como se observa en la figura 3.6. La batería esta definida por los requerimientos de los motores que para las configuraciones establecidas necesitan una batería



Figura 3.6: KDE-UAS35HVC 35A+HV Electronic Speed Controller (ESC) for Electric Multi-Rotor (UAS) Series tomada de <https://www.kdedirect.com>

que tenga un voltaje 30.8V (8s), de tal forma, se tiene *Battery Pack LiPo* de MaxAmps con una capacidad 22,000 mah, un voltaje de 29.6V (8s) con cables 12awg *Deans Ultra wire*, con dimensiones 158mm x 59mm x 161mm y un peso de 3.370 kg que se puede observar en la figura 3.7.



Figura 3.7: Batería LiPo 22,000 mah tomada de <https://www.maxamps.com/lipo-22000-8s-29-6v-battery-pack>.

Ahora se tiene el peso de los motores con controladores de velocidad y hélices igual a 2.6244 kg, un peso para el autopiloto $W_A = 0.250$ kg, un peso de la carga útil de $W_{PL} = 1.000$ kg y un peso de la batería de $W_B = 3.370$ kg con lo que se tiene un peso para la estructura $W_E = 2.5046$ kg que incluye la electrónica y servomotores para el control de las superficies.

3.5. Punto neutral y centro de gravedad.

Para la configuración multirrotor, se toman en cuenta de la Figura 3.8 las fuerzas R_c , W_{TO} y R_w , involucradas en el despegue y aterrizaje vertical, entonces se tiene la suma de fuerzas:

$$\Sigma F = R_c + R_w - W_{TO} = 0 \quad (3.13)$$

y la suma de momentos alrededor del c.g.

$$\Sigma M = R_c d_c - R_w(l - (d_c + c_c/4) + c_w/4) = 0 \quad (3.14)$$

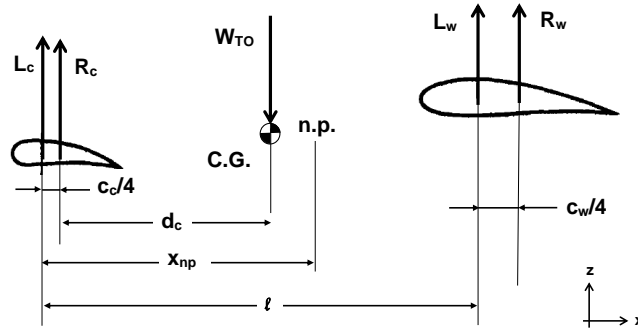


Figura 3.8: Diagrama para encontrar el punto neutro y centro de gravedad, tomando en cuenta el peso y las fuerzas de sustentación generadas por el ala y el *canard*, así como, el empuje vertical de los rotores durante el despegue y aterrizaje.

Se propone una distancia entre bordes de ataque de 1.5 m con lo que la distancia entre centros aerodinámicos resulta $l = 1.582$ m, un cuarto de la cuerda del *canard* $c_c/4 = 0.0650$ m, un cuarto de la cuerda media del ala $c_w = 0.1112$ m, el empuje de los rotores del *canard* $R_c = 34$ N, el empuje de los rotores del ala $R_w = 63$ N, se tiene la distancia $d_c = 1.090$ m.

Un *canard* desplaza el centro aerodinámico de la aeronave hacia adelante [25] que se aprovecha para empatar el centro de gravedad en configuración multirotor y configuración avión. Para obtener la distancia al punto neutro x_{np} de la configuración *canard* se considera solamente la sustentación del ala y la sustentación del *canard* para la suma de momentos alrededor del punto neutro [26]

$$\begin{aligned} L_c x_{np} - L_w(l - x_{np}) &= 0 \\ C_{L\alpha c} q S_c x_{np} - C_{L\alpha w} q S_w(l - x_{np}) & \end{aligned} \quad (3.15)$$

Resolviendo para $\frac{x_{np}}{l}$ se tiene

$$\frac{x_{np}}{l} = \frac{C_{L\alpha w} q S_w}{C_{L\alpha c} q S_c + C_{L\alpha w} q S_w} \quad (3.16)$$

Para simplificar el cálculo y obtener una primera estimación, se consideran que se tiene el

mismo perfil para el ala y el *canard*, entonces, se llega a

$$x_{np} = \frac{S_w}{S_c + S_w} l \quad (3.17)$$

con lo que $x_{np} = 1.2$ m. Se obtiene la geometría del ala con una relación de aspecto $AR = 5$.

3.6. Análisis de perfiles aerodinámicos.

Para la selección de los perfiles [27] se tomaron en cuenta aspectos, tales como, las condiciones básicas de operación (* señala el punto de diseño):

- Rango de coeficiente de sustentación ($0 \leq C_{Lminarrastra} \leq C_L^* \leq C_{Lmax}$)
- Numero de Reynold ($R_{nmin} < R_n^* < R_{nmax}$)
- Rango del número Mach ($0 \leq M^* < M_{crit}$)

Las características del perfil deseadas:

- Bajo arrastre.
- Alta sustentación.
- Bajo y momento negativo de cabeceo.

Restricciones practicas:

- Radio de espesor-cuerda requerido y espesor local estructural requerido.
- Calidad de superficie anticipada.

Así se eligieron, tomando en cuenta el espesor y la curvatura del perfil para generar espacio para el ducto, para el ala, se eligió el perfil NACA-6412, para el *canard* el perfil RONCCZ-1046. Por ultimo, se escogió el perfil NACA-0009 para el estabilizador vertical que es un perfil simétrico.

Se analizaron los perfiles a diferentes números de Reynolds, desde 100,000 hasta 900,000, de -10 a 25 grados, de tipo 1 con densidad $\rho=1.225\text{kg/m}^3$, viscosidad $\nu=1.5\text{e-}05\text{m}^2/\text{s}$ y $NCrit=9.0$, mediante el uso del programa XFLR5. Las gráficas polares de C_L , C_D y C_M de dichos perfiles se pueden observar en la figura 3.9 donde a cada perfil se le asigna

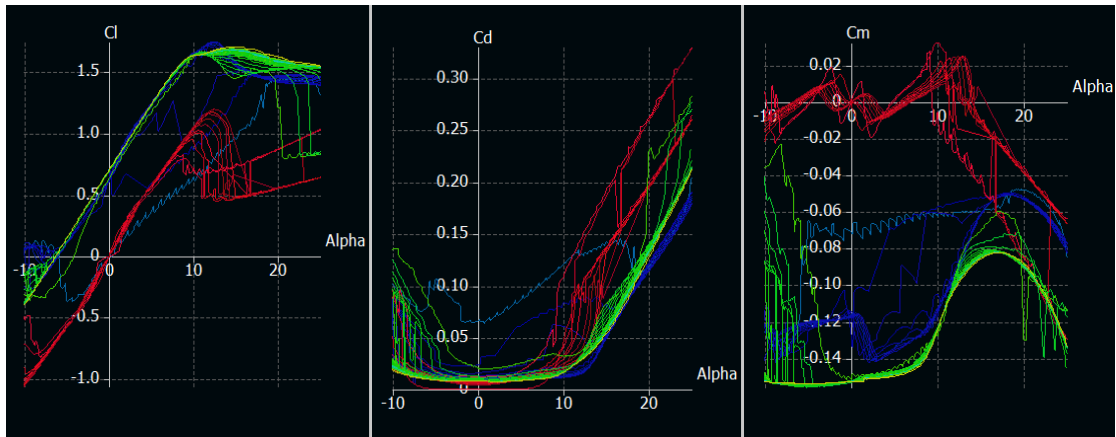


Figura 3.9: Coeficientes aerodinámicos contra ángulo de incidencia de perfiles NACA-6412 para el ala (verde) donde se tiene que el $C_{Lmax} = 1.6$, RONCZ-1046 para el *canard* (azul) con un comportamiento similar al perfil NACA-6412, y NACA-0009 para el estabilizador vertical (rojo) que es un perfil simétrico. Los análisis se hicieron con números de Reynolds de 100,000 hasta 900,000 según las condiciones necesarias para el vuelo en crucero.

un color. Se puede observar que el perfil NACA-6412 (en verde) alcanza un $C_{Lmas} = 1.6$ superior a 1.5 que se estableció en el análisis de *Matching plot*. Además, los perfiles RONCZ-1046 y NACA-6412 tienen comportamientos similares tomando en cuenta el cálculo realizado para punto neutro.

3.7. Análisis aerodinámico de la aeronave en XFLR5.

La ocurrencia de un giro en un *canard* sería extremadamente peligrosa; por lo tanto, un *canard* debe, y afortunadamente, puede ser seguro contra la entrada en pérdida. La efectividad del *canard* debe mantenerse dentro de dos límites generalmente cercanos: un límite máximo, que se impone por la condición de estabilidad longitudinal estática, y un límite mínimo, que es impuesto por la condición de controlabilidad longitudinal [28]. Para comenzar el análisis de la aerodinámica de la aeronave se comienza con el ala sin rotores y *canard* sin rotores, para posteriormente realizar el análisis con los ductos.

Como primer paso, se define el ala con el perfil NACA-6412, $c_r = 0.59$ m, $c_t = 0.3$ m, una envergadura $b = 1.14$ m, una superficie alar $S_{1.01} = 1.01$ m², un ángulo de diedro igual a 2, y un corrimiento del perfil de punta respecto del borde de ataque del perfil de raíz de 0.145 m. Hecho el análisis *Linear Lifting Theory* (LLT) al ala se puede observar su comportamiento en la figura 3.10 donde se tiene un $C_{Lmax} = 1.5$ y un C_L/C_D superior a 18 en un ángulo α cercano a 0. De acuerdo con las gráficas de C_L y C_L/C_D se cumple con lo que se pidió en el

análisis de *matching plot*. El ala presenta un coeficiente de momento menor a cero en todos los ángulos para α , el *canard* tendrá el propósito de contrarrestar el momento generado en el ala.

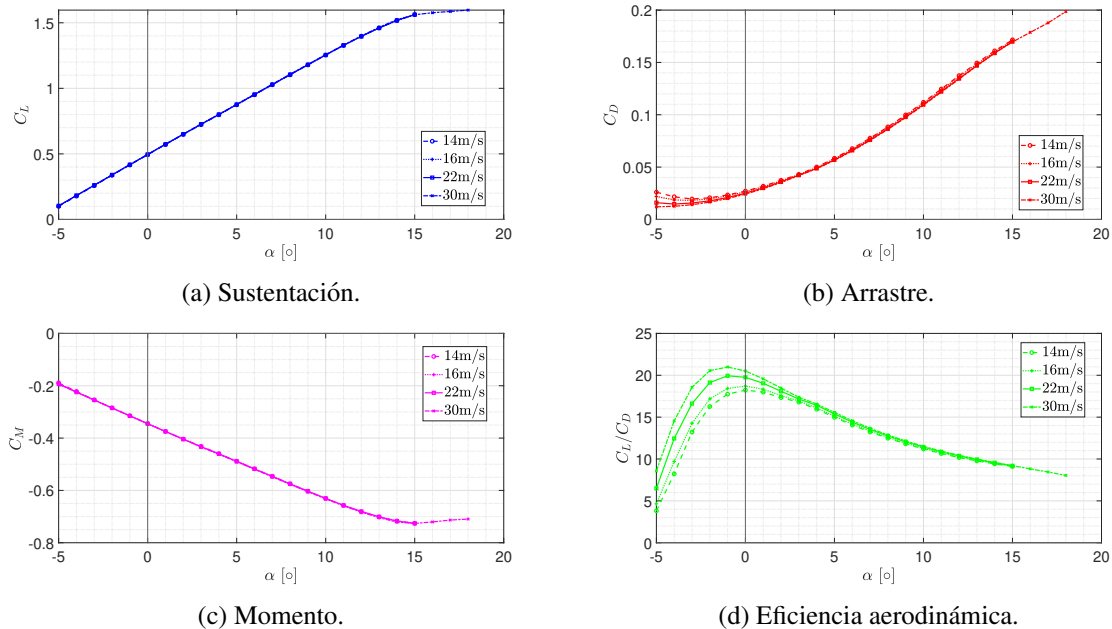


Figura 3.10: Gráficas de C_L , C_D y C_M del ala con perfil NACA-6412, por método LLT, (a) C_L con un $C_{Lmax} = 1.5$, (c) C_M con una pendiente negativa y cuyos valores sirven para calcular el *canard* y (d) C_L/C_D donde la relación de eficiencia aerodinámica máxima se encuentra en ángulos de incidencia negativos.

El *canard* con el perfil RONCZ-1046 tiene $c_r = 0.26m$, $c_t = 0.26$, una envergadura $b = 0.62$ m, un ángulo de diedro igual a -4 , y un corrimiento del perfil de punta respecto del borde de ataque del perfil de raíz de 0 m. En la figura 3.11 se muestran las gráficas de C_L , C_D y C_m respecto de diferentes velocidades, debe cumplirse que el *canard* debe entrar en pérdida antes que el ala.

Para el análisis se define el modelo que consiste del ala, el *canard* y el estabilizador horizontal, se tiene posición del *canard* en el eje longitudinal respecto del borde de ataque de la raíz del ala de -1.5 m, y una altura de -0.15 m. El *canard* tiene un giro de 4.5 grados en la raíz y punta. El estabilizador tiene una sección de 0.4 m, con $c_r = 0.35m$ y $c_t = 0.25m$ y un corrimiento de $0.1m$, colocado a $0.4m$ del borde de ataque de la raíz del ala a la misma altura de esta última como se puede observar en la figura 3.12. Se definen las posiciones de las diferentes masas, que incluyen, motores, auto piloto, batería, ala, *canard*, fuselaje, etc. Los datos para el centro de gravedad y momentos de inercia aparecen en la tabla 3.4

Un aeronave puede continuar en un vuelo no acelerado estable solo cuando la fuerza

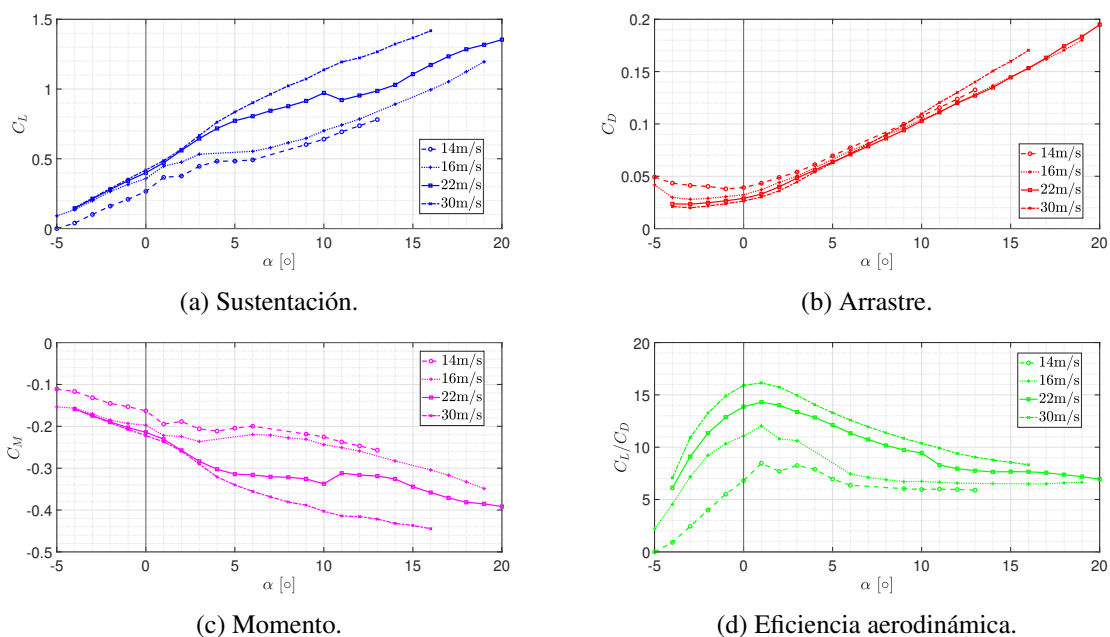


Figura 3.11: Gráficas del *canard* con perfil RONCZ-1046, por método LLT.(a) C_L (derecha superior) con un comportamiento mejor a mayor velocidad, (c) C_M (izquierda inferior) con una pendiente negativa y donde a menores velocidades es menor el valor absoluto del coeficiente generado. Por ultimo, (d) C_L/C_D (derecha inferior) donde la relación de eficiencia aerodinámica máxima se encuentra delante de un ángulo de incidencia igual a cero.

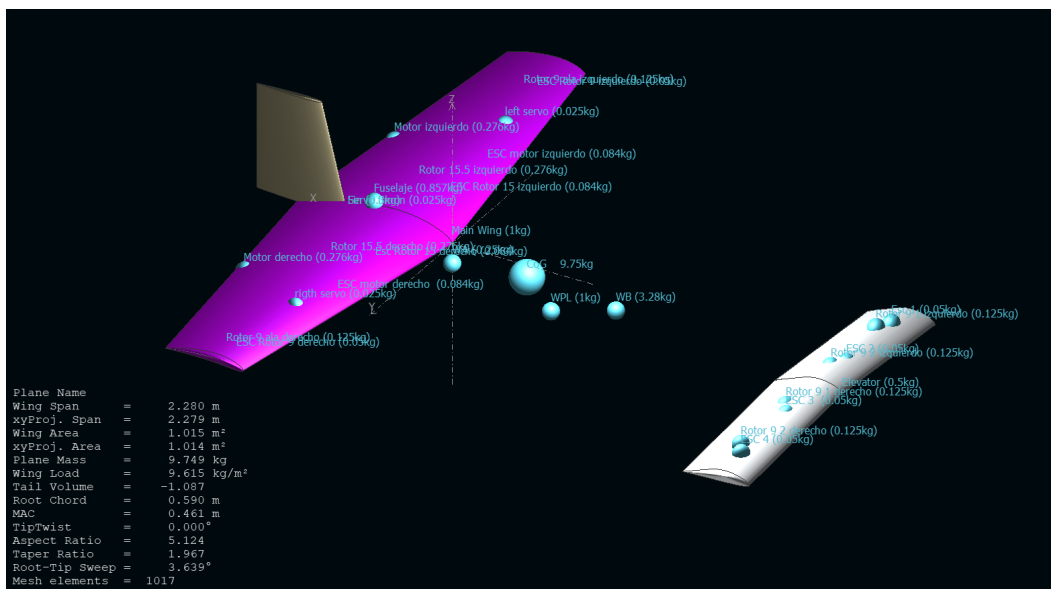


Figura 3.12: Modelo del vehículo en XFLR5 donde se incluyen el ala, el *canard* y el estabilizador vertical con sus respectivas dimensiones, posiciones y perfiles aerodinámicos. En el modelo, que sirve para realizar el análisis aerodinámico del vehículo, se definen además, la ubicación de las masas de los diferentes componentes, tales como, motores, batería, carga útil, masa de la estructura, etc.

Tabla 3.4: Centro de gravedad (coordenadas XFLR5) e inercia en el marco del centro de gravedad.

| | | | |
|--------------|----------|------------|---------------------------|
| Masa total = | 9.749 kg | $I_{xx} =$ | 1.10567 kgm ² |
| $x_{CG} =$ | -0.288 m | $I_{yy} =$ | 3.23547 kgm ² |
| $y_{CG} =$ | 0.000 m | $I_{zz} =$ | 4.24211 kgm ² |
| $z_{CG} =$ | -0.041 m | $I_{xz} =$ | -0.34070 kgm ² |

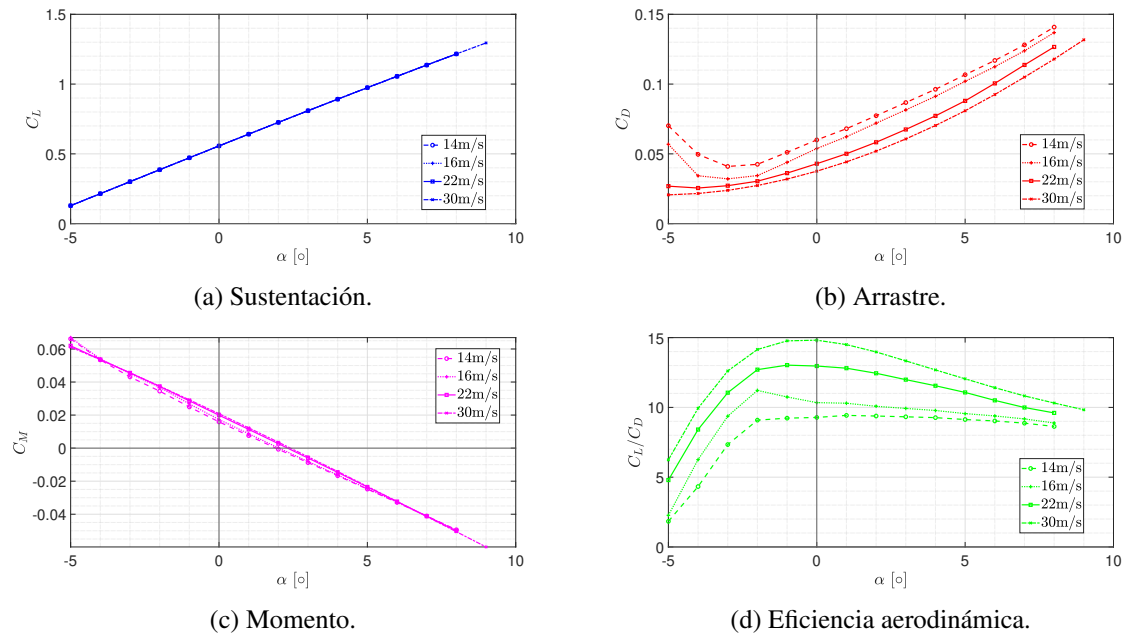


Figura 3.13: Coeficientes aerodinámicos contra ángulo de incidencia del vehículo por método *ring vortex* VLM2. (a) C_L coeficiente de sustentación con un comportamiento lineal de -4 a 8 grados. (b) C_D coeficiente de arrastre (c) C_M coeficiente de momento, donde se observa que en un ángulo de incidencia $\alpha = 2.387147$ grados, se tiene $C_M = 0$ ángulo en el cual se plantea realizar el vuelo en crucero. Por último, (d) C_L/C_D eficiencia aerodinámica, donde se tienen valores más grandes cerca de un ángulo de incidencia igual a cero.

externa resultante y el momento alrededor del centro de masa son cero. En particular, esto requiere que el momento de cabeceo sea cero. Esta es la condición de *balance*. La estabilidad estática es determinada por el signo y la magnitud de la pendiente $\partial C_m / \partial \alpha$. En el ángulo de incidencia de equilibrio α , C_m deber ser cero, y $\partial C_m / \partial \alpha$ debe ser negativo [29]. Se tiene que el vuelo a un ángulo $\alpha = 2.387147^\circ$ produce un $C_M = 0$ por lo que se pretende que el vehículo tenga ese ángulo en vuelo recto y nivelado como se puede observar en la figura 3.13. Se puede observar un círculo verde en las gráficas que indica el punto de mejor comportamiento para el vuelo de la aeronave. Se muestra el comportamiento lineal del coeficiente de C_L . Para el arrastre los valores menores C_D se encuentran en ángulos negativos. Por ultimo, la relación $C_L/C_D = 12.325$ en el ángulo propuesto para el vuelo y a la velocidad crucero. Para hacer el estudio del efecto de los ductos es necesario incluirlos dentro del ala, sin embargo, se debe ampliar la superficie del ala para acomodar los rotores dentro.

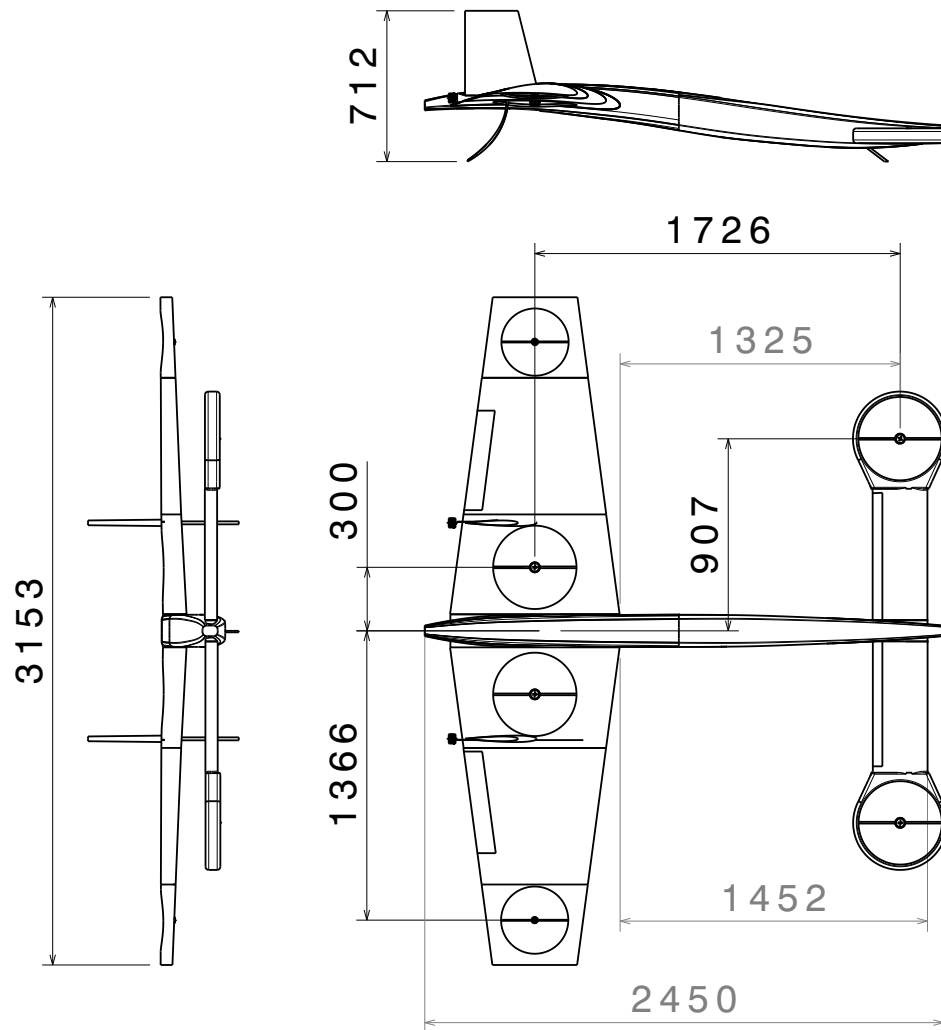


Figura 3.14: Plano del diseño preliminar del vehículo a tres vistas (cotas en mm), donde se establecen las posiciones del ala, el *canard*, el estabilizador vertical y cada uno de los rotores respecto del ala. También, se muestran las dimensiones de la envergadura del vehículo, el largo y el alto, así como la forma del fuselaje. El vehículo está conformado por diferentes secciones, donde destacan, el tren de aterrizaje, tres secciones para cada sem-iala, dos para el fuselaje, cuatro para el *canard* y dos estabilizadores verticales.

Diseño aerodinámico.

El estudio del desempeño de la aerodinámica del UAV es fundamental para estimar el rendimiento de la aeronave en función de la misión en donde se planea utilizar. La eficiencia del ala, descrita por la relación C_L/C_D , es un parámetro que da una perspectiva global del comportamiento aerodinámico del vehículo, por lo que se busca que este valor se maximice durante la etapa de desarrollo del diseño aerodinámico. Para el caso particular del diseño de la aeronave que incluye ductos dentro del ala para el despegue y aterrizaje vertical, es necesario analizar y evaluar el rendimiento del ala una vez que se incluyen los ductos, lo cual resulta en el diseño preliminar. En este capítulo se obtiene el diseño de un ala limpia (sin ductos) de 1 m^2 de superficie que genera la sustentación necesaria para mantener la aeronave en vuelo recto. De igual forma, se define la superficie y la posición del estabilizador horizontal tipo *canard* que cumple con estabilizar la aeronave longitudinalmente.

De esta forma, el objetivo se centra en diseñar un ala con ductos que sea similar a la del diseño preliminar, lo que significa que tiene que generar la misma sustentación para condiciones iguales de vuelo, de tal forma que, el rediseño del *canard* se minimiza o en un caso ideal, se utiliza el mismo que el del diseño preliminar. Durante el proceso de la obtención del ala similar, se debe además, optimizar el rendimiento del ala con ductos mediante estrategias para mejorar su eficiencia.

En primera instancia, añadir ductos al ala cuya superficie es de 1 m^2 , reduciría la generación de sustentación debido a que se reduciría su superficie. Por este motivo, esta opción fue descartada y se propuso utilizar un ala de 1.8 m^2 de superficie. El análisis desarrollado permitió garantizar que aún con la reducción de un área de 0.401818 m^2 debida a la inclusión de los cuatro ductos, se tiene una superficie efectiva del ala de 1.39881 m^2 , la cual es

mayor a la del ala del diseño preliminar. Con el ala de 1.8 m^2 definida en la figura 3.14 se comienza el análisis del efecto de los ductos dentro del ala. Las actividades contempladas para ser realizadas dentro del proceso de diseño aerodinámico basadas en la utilización de cálculos CFD son las que aparecen en la figura 4.1

A continuación se presenta un análisis del ala de 1.8 m^2 y su comportamiento respecto de los parámetros de conicidad y relación de aspecto para ayudar a definir la geometría del ala e incluir después los ductos.

4.1. Relación de aspecto AR y conicidad del ala limpia

La relación de aspecto del ala AR es una propiedad fundamental que afecta simultáneamente la magnitud del arrastre inducido por la sustentación C_{Di} y la pendiente de la curva de sustentación ($C_{L\alpha}$). La conicidad λ es la segunda de las propiedades más importantes del ala. Ésta tiene un impacto significativo en como la sustentación es distribuida a lo largo de la envergadura del ala [19]. De esta forma, se hace una evaluación de como afecta la relación de aspecto AR y la conicidad al desempeño del ala sin ductos.

Para realizar la evaluación se comienza con un análisis en XFLR5 acerca de cómo se ve afectada la relación C_L/C_D respecto de la conicidad y relación de aspecto AR del ala sin ductos, conservando la superficie de 1.8 m^2 para todos los casos, utilizando el perfil NACA-6412, con un ángulo diedro igual a 2. Para ello, se utilizó la función LHS ("*latin hypercube sample, por sus siglas en inglés*"). Dicha función ha sido utilizada en diversas aplicaciones, dentro de las cuales se incluyen aplicaciones de modelado informático como modelado de proyección de pérdidas en Huracanes en Florida, evaluación de riesgos para el aislamiento geológico de residuos radiactivos en Yucca Mountain en Nevada, modelado por computadora en el análisis para la fabricación de equipos, en particular en esquemas de optimización para equipos reparables [30], entre otras. Con la función LHS se obtuvieron los valores que aparecen en la tabla B.1.

A partir de las variables x_1 y x_2 se obtuvieron valores para la conicidad y la relación de aspecto mediante los siguientes cálculos. Para la relación de aspecto $AR = x_1 \times 2 + 3$ tomando valores máximo y mínimo de 5 y 3, respectivamente. Para la conicidad se tiene $\lambda = 1/(0.6 \times x_2 + 0.4)$ tomando valores máximo y mínimo de 1 y 0.4, respectivamente. Los datos aparecen en la tabla B.2 así como los valores de la cuerda media cm , cuerda de raíz

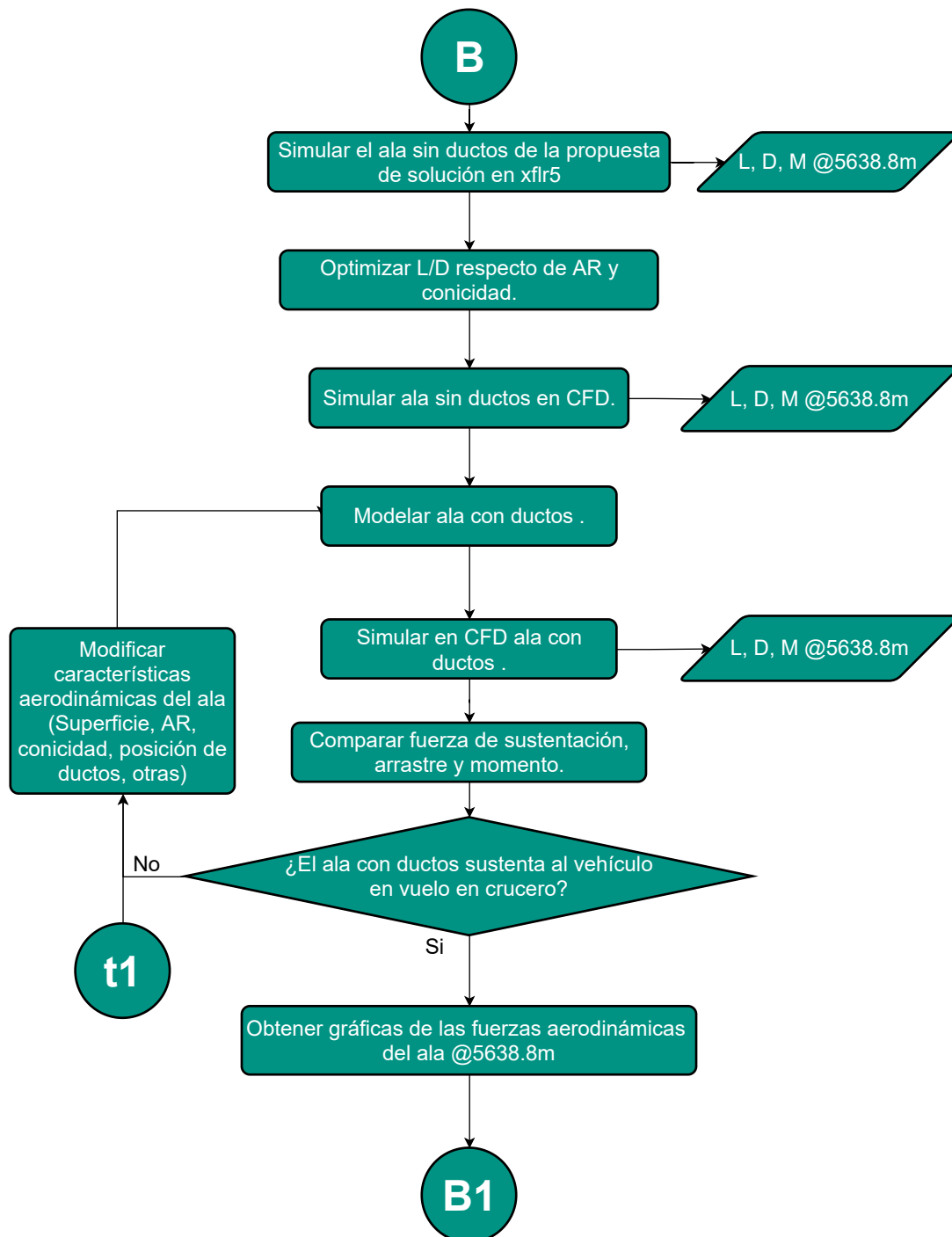


Figura 4.1: Con el plano del diseño preliminar se inicia el diseño aerodinámico del ala, donde se busca obtener que el ala con ductos genere la sustentación suficiente para sostener al vehículo en vuelo crucero, buscando reducir el arrastre para aumentar la eficiencia aerodinámica.

cr , cuerda de punta ct , envergadura b y desplazamiento de la cuerda de punta respecto de la cuerda de raíz $ostr$. Los parámetros anteriores son utilizados para modelar el ala en XFLR5, realizar la polar del ala y obtener los coeficientes aerodinámicos en un ángulo de incidencia igual a 0. La superficie del ala se mantiene constante en 1.8 m^2 , con lo que para el análisis los parámetros que varían son la relación de aspecto AR y la conicidad λ .

Los resultados de las simulaciones para los distintos valores de AR y λ con un ángulo de incidencia igual a 0, se muestran en la tabla B.3 Para tener una visión más amplia, se utiliza una interpolación ordinaria de Kriging [31], la cual permite observar como cambia la relación entre la sustentación y el arrastre en un ángulo de incidencia igual a 0 con respecto de AR y λ . El resultado del modelo de Kriging se puede observar en la figura 4.2 donde las 21 pruebas realizadas en XFLR5 aparecen indicadas como círculos, mientras que el modelo de Kriging para C_L/C_D se observa en la malla que va de azul en los valores mas bajos de C_L/C_D y amarillo para los valores mas altos. Respecto del modelo se tiene que a valores mas altos tanto de AR como de λ se tiene valores mas altos de C_L/C_D , sin que exista alguna interferencia entre ambas.

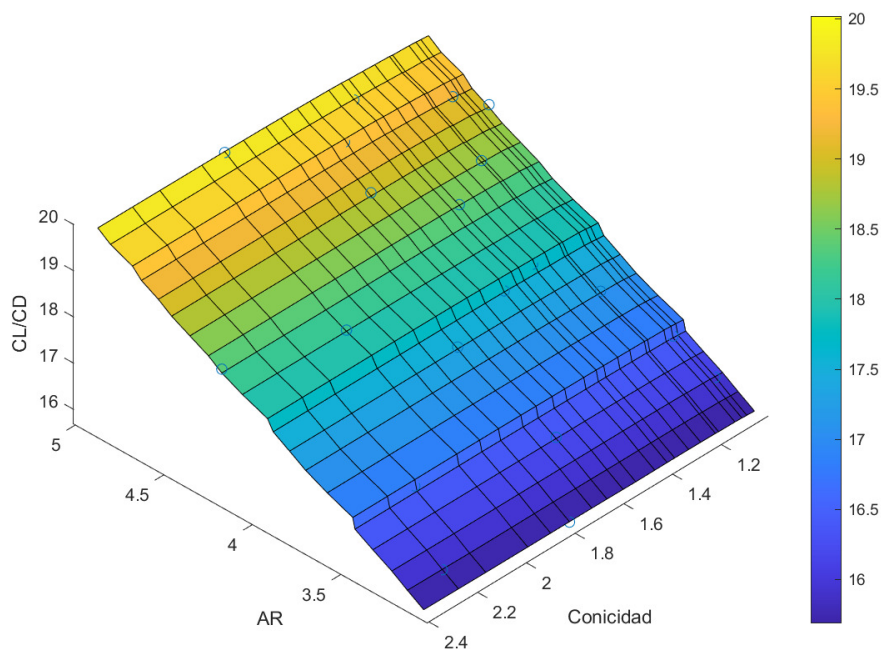


Figura 4.2: C_L/C_D con respecto a la relación de aspecto AR y conicidad λ . Se obtiene un modelo a partir de 21 puntos (que se pueden observar como círculos) del comportamiento de la eficiencia aerodinámica del ala, utilizando el modelo de Kriging . Se observa que se mejora la eficiencia aerodinámica del ala cuando los valores tanto de AR y λ son más altos.

De acuerdo a los resultados obtenidos, el ala sin ductos con una mayor relación de aspecto y una conicidad mas grande, genera mejores resultados para la eficiencia aerodinámica del ala, es decir, tiene valores más grandes de C_L/C_D . Con estos datos se define un ala con las dimensiones de $c_r = 0.8$ m, $c_t = 0.4$ m, $b/2 = 1.5$ m, donde se tiene una relación de aspecto $AR = 5$, una conicidad $\lambda = 2$ y un $ostr = 0.4$ m.

Para completar el análisis se obtienen las gráficas de C_L vs α , C_D vs α , C_M vs α y C_L/C_D vs α para el ala antes definida que aparecen en las figuras 4.3a, 4.3b, 4.3c y 4.3d, respectivamente, mediante cálculos por la teoría de sustentación lineal (LLT, por sus siglas en inglés) en XFLR5 y cálculos CFD en Ansys Fluent. Se puede observar que el ala de 1.8 m² de superficie se comporta de manera similar al ala de 1 m² respecto de los coeficientes de sustentación, arrastre y momento, calculados con el análisis LLT en XFLR5. A diferencia del ala de 1 m², de la cual sólo se obtuvieron valores de el ángulo de incidencia de -5 hasta 15 grados; para el ala de 1.8 m² se obtuvieron resultados desde -9 hasta 18 grados, esto en relación a la modelo lineal que utiliza XFLR5. Además, se puede observar que la relación entre los coeficientes de sustentación y arrastre es mejor hasta un ángulo de incidencia $\alpha=2^\circ$ es mayor para el ala de 1.8 m² que para el ala de 1 m². De acuerdo a la gráfica 4.3a y teniendo en cuenta que la fuerza de sustentación esta definida como aparece en la ecuación (4.1) se tiene que ambas alas con C_L idénticos, sometidas a las mismas condiciones de vuelo generaran una fuerza proporcional respecto de su superficie, así el ala de 1.8 m² de superficie generaría 1.8 veces la fuerza de sustentación del ala de 1 m².

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \\ D &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \\ M &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_M c \end{aligned} \quad (4.1)$$

Se espera que la inclusión de los ductos dentro del ala disminuyan la fuerza de sustentación del ala de 1.8 m², sin embargo, se necesita que esa fuerza de sustentación no sea menor que la generada por el ala de 1 m² en las mismas condiciones de vuelo para garantizar la eficacia del UAV. El programa XFLR5 es utilizado en este trabajo para obtener resultados para el diseño aerodinámico del vehículo, esta limitado en este caso, dado que no se puede simular el efecto de los ductos sobre los coeficientes aerodinámicos del ala. Por ello, es necesario realizar el análisis de los ductos en un programa con mayor flexibilidad, tal como lo es Ansys Fluent. El análisis se hace sobre un modelo CAD de la geometría de la semi-ala

con las mismas condiciones de vuelo establecidas para el análisis en XFLR5. Resultado de los cálculos CFD se puede observar en las figuras 4.3a, 4.3b, 4.3c y 4.3d, que tanto XFLR5 y Ansys Fluent ofrecen resultados similares, tomando en cuenta que el primero utiliza un modelo lineal, mientras que para el segundo, CFD esta basado en las ecuaciones de Navier-Stokes. Los detalles del análisis mediante CFD se describen en la siguiente sección, donde se muestra el proceso realizado para llevar a cabo el análisis de la semi-ala, empezando con el efecto de los ductos en la misma.

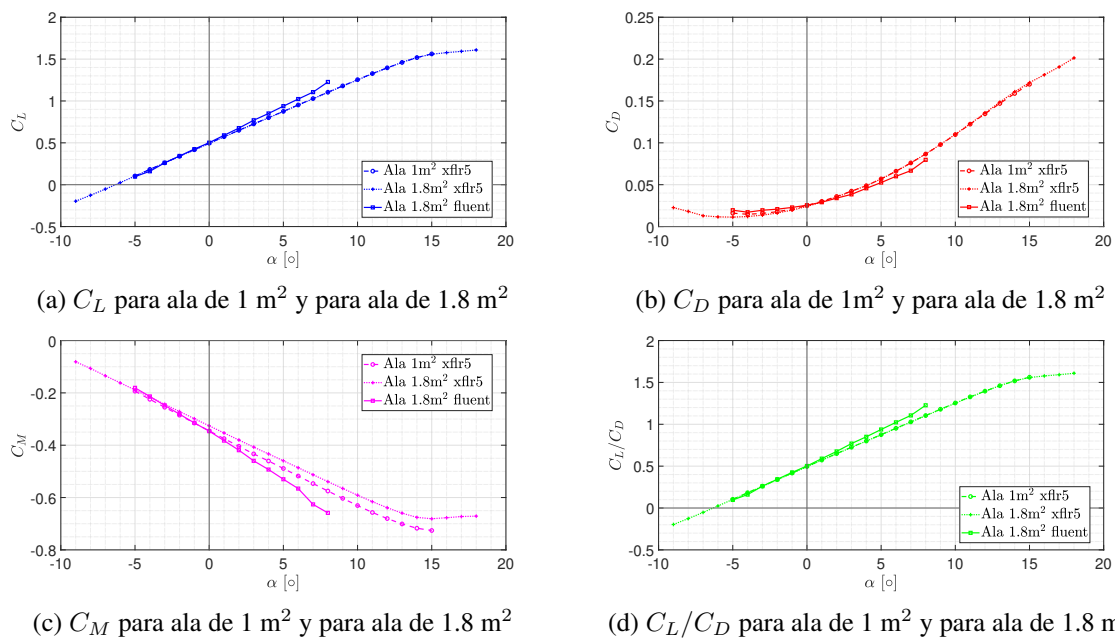


Figura 4.3: Efecto de los ductos en el ala. Se observa en las cuatro figuras el análisis del ala de 1.8 m^2 en XFLR5 y Fluent ANSYS. (a) Las alas de 1 m^2 y 1.8 m^2 con el mismo perfil se comportan de manera similar, sin embargo, al añadir los ductos cae el C_L . (b) El coeficiente de arrastre aumenta cuando se introducen los ductos en el ala. (c) El valor absoluto del coeficiente de momento es menor en el ala con ductos, lo que significa que necesita una fuerza menor para estabilizar el ala. (Se utilizan menos puntos para el comportamiento del ala con ductos por conveniencia respecto del tiempo de simulación, en secciones posteriores se realizarán las simulaciones para cada grado.) (d) La eficiencia aerodinámica del ala con ductos es menor respecto del ala limpia.

4.2. Efecto de los ductos en el ala.

Para estudiar el efecto de los ductos dentro del ala, primero se analiza el ala con el área de 1.8 m^2 sin ductos. Para ello, se utiliza el programa *Ansys Fluent* de ANSYS para implementar simulaciones numéricas con el objetivo de conocer el desempeño aerodinámico del ala. Se define el dominio del flujo como se muestra en la figura 4.4a donde se puede observar la geometría del ala contenida en dos prismas, el más grande que es la zona prueba. El volumen

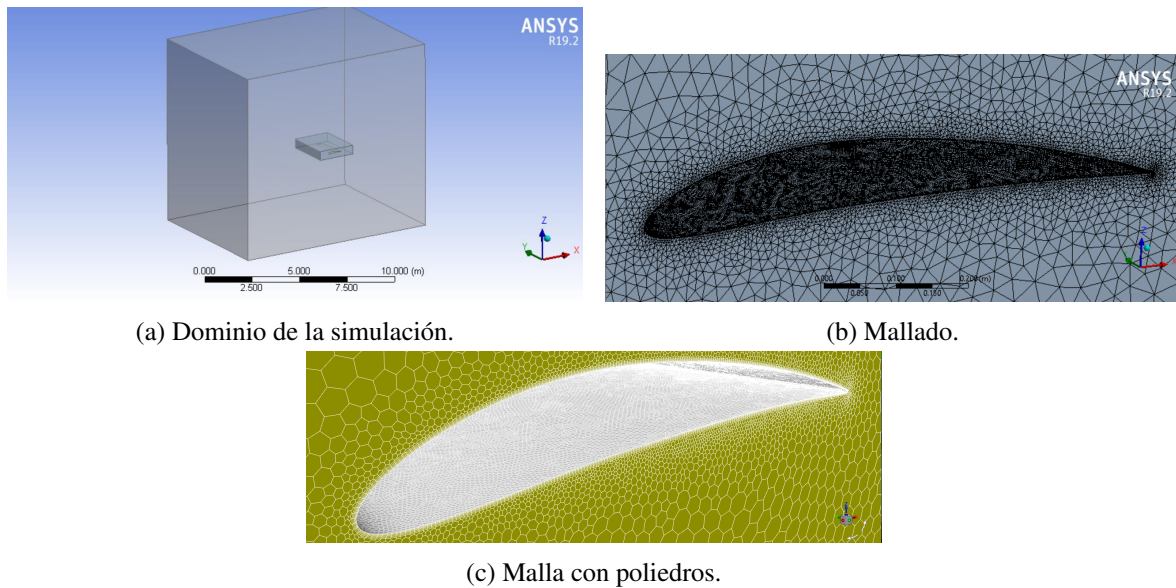


Figura 4.4: La obtención de la malla del dominio para la simulación, se tiene a partir de la definición de las geometrías que aparecen en (a) donde se tienen la geometría del ala, el dominio de la prueba y un cuerpo mas pequeño utilizado para refinar la malla alrededor del ala. Las condiciones de frontera para el dominio se toman para la entrada con velocidad del flujo de 22m/s y para la salida con presión igual a cero. En (b) se puede observar que los elementos cercanos al ala y en su superficie son mas pequeños debido al refinamiento. En la configuración del Ansys Fluent se define la malla a través de poliedros como se observa en (C) lo que disminuye el numero de elementos y hace mas rápida la simulación.

de definió de tal forma que las paredes del dominio del flujo tengan una distancia no menor a diez veces la cuerda de raíz para los ejes x y z y cinco veces la envergadura de la semi-ala. Además, se tiene un volumen mas pequeño de 0.6m de alto, 1m de ancho y 1.5m de largo, que sirve para refinar los elementos de la malla en la zona mas cercana a la geometría del ala que envuelve al ala, que además tiene el propósito de capturar y visualizar el desprendimiento de la capa limite.

Para el mallado del dominio del flujo que se observa en la figura 4.4b se utiliza un tamaño de elemento de 0.2m, se define una tamaño de elemento mediante la división del perfil de raíz con 400 divisiones, el perfil de punta con 200 divisiones y el borde de salida con 1500 divisiones, este último, para mejorar la calidad de los elementos cercanos al borde de salida. Se utiliza un dimensionamiento de cara de 0.004m para los elementos de la superficie, dado que es de interés para conocer que pasa con el flujo en esa zona. Así mismo, se utiliza una inflación suave de los elementos cercanos a la superficie del ala, con radio de transición de 0.05, 12 como máximo de capas y 1.2 de tasa de crecimiento, esto para conseguir que la capa de elementos más cercanos después de la superficie alcancen un valor $y^+ = 4$. Para obtener una buena simulación en la pared del ala el valor de y^+ debe ser menor a 5 en el

Tabla 4.1: Características de calidad de la malla.

| Métrica de la malla | Ortogonalidad | Oblicuidad |
|---------------------|---------------|-------------|
| Min | 0.11193 | 1.1556e-004 |
| Max | 0.99935 | 0.88807 |
| Promedio | 0.78052 | 0.21835 |
| Desviación estándar | 0.12331 | 0.12461 |

modelo de turbulencia SST $k-\omega$. En la figura 4.4b se puede observar el detalle del dominio del flujo cercana a la geometría del ala. El numero de elementos de esta malla es de 8107888 con 1851847 nodos, además las características de calidad de ortogonalidad y oblicuidad aparecen en la tabla 4.1, dado que la calidad de ortogonalidad mínima que aparece en la malla es 0.11193 es mayor a 0.1 se puede continuar con la simulación. En caso contrario, se debe mejorar la malla hasta conseguir un valor mayor a 0.1 para la ortogonalidad para que la calidad de la malla sea aceptable.

Una vez que se tiene la malla de la zona de prueba, la malla se define con poliedros para disminuir el numero de elementos y agilizar los cálculos, dicha zona definida con poliedros se puede observar en la figura 4.4c , para se definen las condiciones en las que se lleva a cabo el análisis, tales como, la densidad del aire, viscosidad dinámica, velocidad del flujo en la entrada y la presión a la salida. Para realizar las simulaciones se utiliza el modelo de turbulencia (*turbulent shear stress*) SST $k\omega$ usado por [6], [7], donde se incorpora que el esfuerzo cortante turbulento principal es proporcional a la energía cinética turbulenta, esta diseñado para actuar solo dentro de la capa límite ($k - \omega$) [32], para retener el modelo $k - \epsilon$ para las capas libres de esfuerzo cortante [33]. Los resultados que se obtiene de la simulación son las fuerzas de sustentación y arrastre, y el momento generado. Esas fuerzas y momento se transforman en los coeficientes C_L , C_D y C_M de acuerdo con las expresiones de la ecuación 4.1 utilizando como superficie de referencia el área proyectada por la semi-ala igual a 0.9m^2 y la cuerda media igual a 0.6m. Se realiza un estudio de independencia de malla para asegurar que el resultado de las simulaciones no sea afectado por el número de elementos, los resultados se muestran en el apéndice C.

Para investigar el efecto de los ductos en el ala, se realizan simulaciones para el ala limpia y para el ala con ductos. Las simulaciones se realizan siguiendo el procedimiento de mallado descrito antes, con el modelo SST $k-\omega$, con velocidad del flujo de 22m/s a la entrada, 1.225kg/m^3 para la densidad del aire y presión igual a cero a la salida, a partir de lo cual se obtienen las fuerzas aerodinámicas generadas por la semi ala en un ángulo de incidencia igual

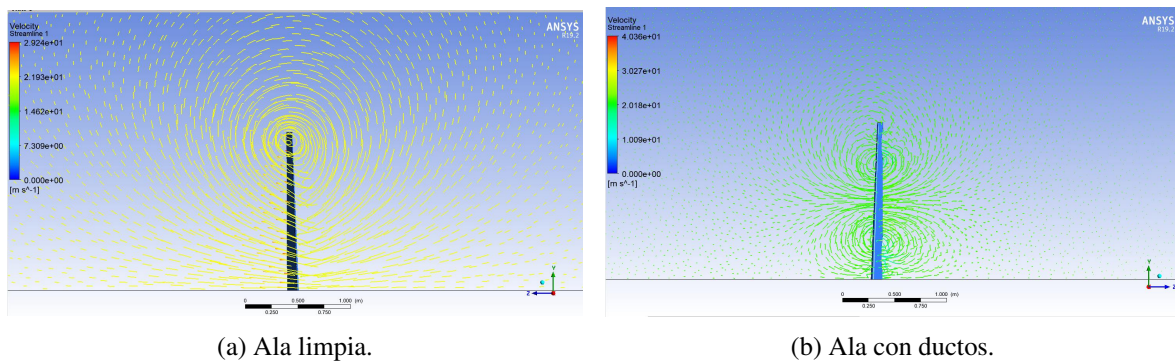


Figura 4.5: Se observa el comportamiento de las líneas de corriente cuando el ala interactúa con el flujo. (a) El ala limpia genera un vórtice en la punta que se extiende en toda el ala. (b) Se generan tres vórtices, dos cercanos a la punta y uno mas grande en el ducto de raíz.

a cero. Además, se obtienen figuras acerca del comportamiento de las líneas de corriente, el esfuerzo cortante, la distribución de presiones y la viscosidad de vórtice que genera el ala dentro del fluido. De los coeficientes aerodinámicos se obtienen datos numéricos acerca del comportamiento de las fuerzas aerodinámicas cuando se añaden los ductos en el ala. Las figuras del comportamiento de velocidades, presiones y viscosidad de vórtice tienen como propósito ayudar a entender el comportamiento del flujo cuando entra en interacción con los ductos.

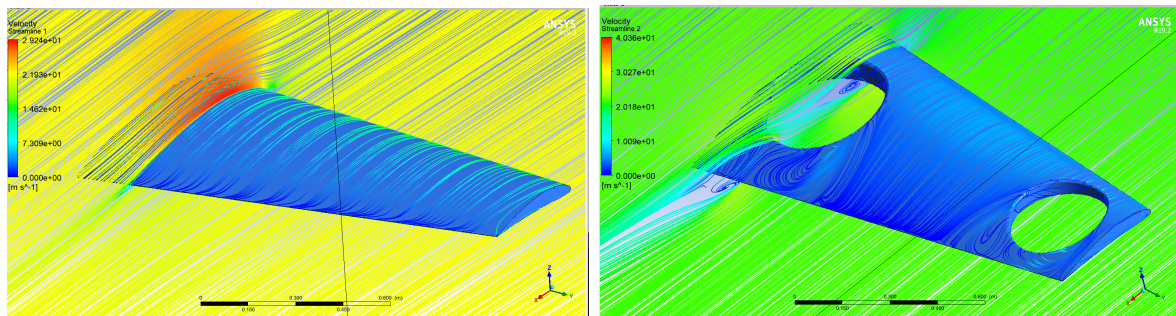
Una forma de aumentar la eficiencia de un ala es aumentar la relación de aspecto, cuando se quiere diseñar un avión que pueda viajar grandes distancias, por largo tiempo, se busca que la relación de C_L/C_D sea lo más grande posible, esto para reducir la resistencia inducida generada. Un ala de envergadura infinita sería la forma ideal de reducir esa resistencia inducida. Dado que las alas tiene envergadura finita esa resistencia inducida aparece, para el caso de un ala de envergadura infinita las líneas de corriente viajarían en un plano paralelo a la sección transversal del ala, en cambio, en un ala finita estas líneas de corriente se desvían hacia la punta del ala, como se puede observar en la figura 4.5, las líneas de corriente forman un vórtice alrededor de la punta del ala, la generación de ese vórtice provoca que se pierda eficiencia en el ala.

En el caso de las líneas de corriente del ala con ductos, se generan tres vórtices, el primero y más pequeño en la punta del ala, uno entre la sección media del ala y el ducto de punta, y el más grande entre la sección media del ala y el ducto de raíz. Las líneas de corriente se están moviendo hacia los ductos, lo que genera que haya resistencia inducida en el sentido de la raíz y en el sentido de la punta. Esto puede indicar que se esta perdiendo eficiencia

aerodinámica en el ala debido a los tres vórtices que se tienen como se observa en la figura 4.5b.

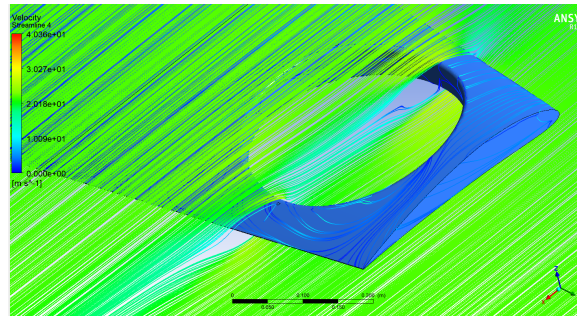
Observando como se comportan las líneas de corriente en el ala con ductos respecto del ala limpia, se observa que la zona de influencia del vórtice del ala limpia es más grande y está más ordenado, a diferencia de las líneas de corriente del ala con ductos donde los tres vórtices se interfieren, su zona de influencia es mas pequeña y tienen menos orden. Cuando se observa la distribución de velocidades en un perfil aerodinámico, se tiene que las velocidades en el extrados son mayores que en el intrados, dado que el flujo que entra debe ser el mismo flujo que hay a la salida del perfil, esto debido a que el camino que debe recorrer el flujo del extrados es mayor que el flujo del intrados. Haciendo un corte al ala limpia y mostrando las líneas de corriente, como se observa en la figura 4.6a se tiene que las velocidades por encima del extrados son mayores que la velocidad de flujo sin perturbar, además, en los bordes de ataque y de salida se reduce la velocidad del flujo. Una característica del perfil aerodinámico se puede observar en el borde de salida, donde se tiene que las líneas de corriente convergen, eso significa que el cuerpo es currentilíneo. Cuando el flujo sigue la forma del perfil se dice que no hay desprendimiento de la capa limite, esto pasa para flujos laminares. También se puede observar en la figura 4.6a el esfuerzo cortante sobre la superficie del ala provocado por la velocidad del flujo, esto puede ayudar a entender como se comporta el flujo sobre la superficie del ala, para este caso se tiene que el esfuerzo se desvía en la zona del borde de ataque.

Cuando las líneas de corriente no siguen la forma del perfil hay un desprendimiento de la capa limite, lo que es generado cuando el flujo no tiene la suficiente energía para seguir pegado a la superficie del ala, esto es provocado por el aumento de la velocidad del flujo o por el aumento del ángulo de incidencia. Un cuerpo que no es currentilíneo genera una zona de turbulencia detrás de el. Una forma de mejorar las características aerodinámicas del cuerpo sería disminuir la turbulencia presente. Para el caso del ducto en el ala, que se observa en la figura 4.6b, se aprecia que el flujo aguas arriba del ducto de raíz en el extrados, sigue una trayectoria que dentro del ducto se encuentra con el flujo del intrados, la sección del borde de ataque delante aguas arriba del ducto genera una zona turbulenta dentro del ducto. Para la sección del ducto hay una mezcla de flujos del intrados al extrados, además, se genera una zona de estancamiento donde la velocidad es cercana o igual a cero. En el recorrido de las líneas de corriente se tienen velocidades similares a la velocidad del flujo. Los mismos



(a) Ala limpia.

(b) Ducto de raíz.



(c) Ducto de punta.

Figura 4.6: Se estudia como se comportan las líneas de corriente con ayuda de un corte transversal. (a) Superficie 1.8m^2 . Se tiene un comportamiento currentilíneo dado que las líneas sobre el intrados y el extrados coinciden en el borde de salida del ala. (b) Superficie 1.39m^2 . En el ducto de raíz se observan estancamiento de flujo y mezcla de flujos del intrados y extrados al interior del ducto. Además el flujo se desprende aguas abajo del ducto. (c) Se observa el mismo comportamiento que en el ducto de raíz en un grado menor.

fenómenos los podemos observar en el ducto de punta que aparece en la figura 4.6c, sin embargo, la zona de turbulencia generada por el borde de salida es menor que para el ducto de raíz.

En el caso del ala con ductos las líneas de corriente sobre la superficie del ala, genera los esfuerzos cortantes que se observan en las figuras 4.6b y 4.6c. Hay una concentración de líneas de corriente después de la mitad del ducto donde se juntan con las líneas de corriente de la sección media del ala. También, las líneas de corriente en la zona posterior del ducto se distribuyen en un área mayor de forma cónica. La velocidad del flujo en la zona sobre la superficie del ala esta relacionada con la presión dinámica del fluido, en consecuencia, la presión estática cambia respecto de la presión total y la presión dinámica.

Para el ala limpia en el extrados se tiene una transición de presión mayor en la zona del borde de ataque que va disminuyendo en la zona de mayor espesor del perfil, mientras que en la zona del borde de salida otra vez aumenta la presión, se tiene una zona de baja presión en el extrados como se observa en la figura 4.7a mientras que para el intrados se genera una zona de alta presión que va aumentan aguas abajo del perfil como se observa en la figura 4.7b. La diferencia de presiones entre el extrados y el intrados en dirección del eje z tiene como resultado la generación de la fuerza de sustentación.

El caso del ala con ductos, la distribución de presión sobre el extrados es influenciada por los ductos, como se observa en la figura 4.7c la magnitud de la presión sobre el extrados es menor que la encontrada en el ala limpia, la presión en el borde de ataque se comporta de manera similar que el ala limpia. En la sección entre los ductos la zona de menor presión (en verde) se aleja de los ductos aguas abajo, y este efecto sigue hasta el borde de salida. Aguas abajo de los ductos aparece una zona de baja presión análoga a la que se tiene después del borde de ataque. En el corte en una sección del ducto que aparece en la figura 4.7d se observan zonas con la misma presión que rodean el ala, haciendo que las diferencia de presiones en la sección del ducto sea menor que en el ala limpia. De la misma forma, en la sección del ala entre los ductos, la diferencia de presiones entre el extrados y el intrados disminuye, aunado con la disminución de superficie efectiva, esta reducción de la diferencia de presiones, disminuye la fuerza generada en el eje z. Entonces, la sustentación generada por la sección entre los ductos se reduce en relación al efecto de estos en las zonas a su alrededor.

La viscosidad de vórtice (eddy viscosity) brinda una perspectiva acerca del flujo, la trans-

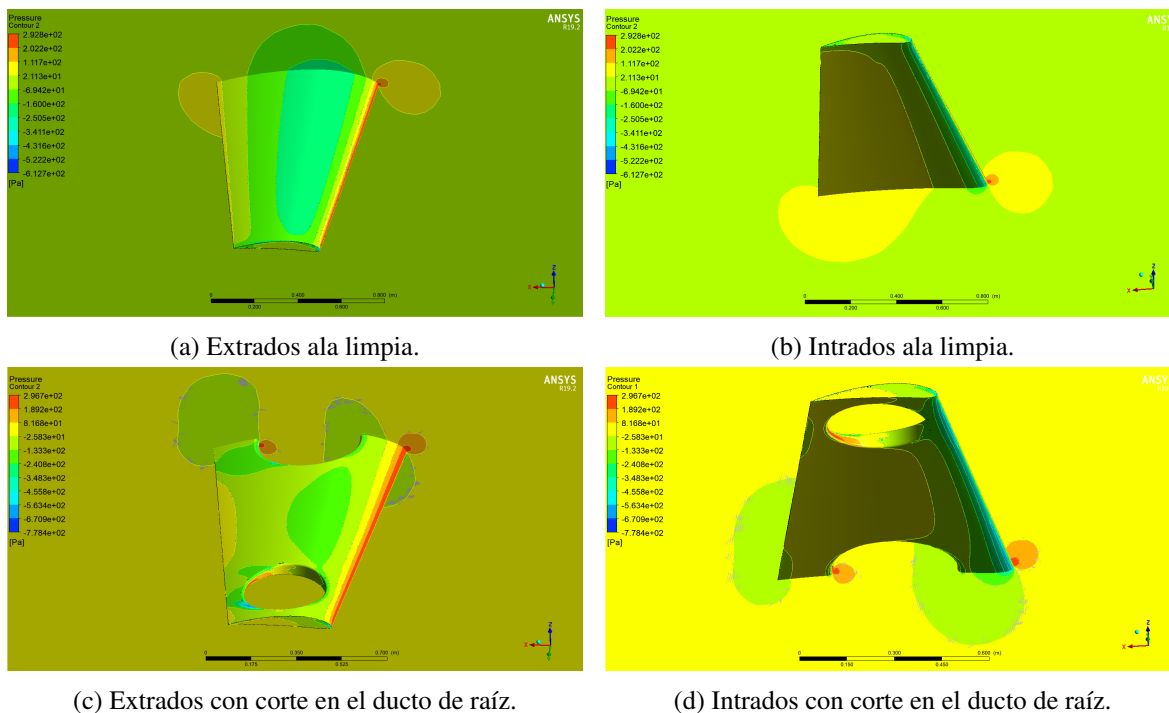


Figura 4.7: (a) En el extrados del ala limpia se tienen presiones bajas en tonos verde. (b) En el intrados del ala limpia se tienen presiones altas. (c) Los ductos modifican las distribución de presión sobre el extrados. (d) La distribución de presiones en el intrados cambia alrededor de los ductos.

ferencia de impulso en un flujo turbulento está dominada por la mezcla causada por grandes remolinos turbulentos energéticos. El esfuerzo cortante turbulento depende linealmente de la velocidad media de deformación, como en un flujo laminar. El factor de proporcionalidad es la viscosidad de vórtice.

4.3. Diseño del ala.

De acuerdo con el análisis realizado en el diseño preliminar se obtuvo que para las condiciones de vuelo en crucero $v = 22\text{m/s}$, a 5638.8m de altitud, una densidad $\rho=0.686559\text{ kg/m}^2$, el ala de superficie $S_{1,01}=1.01\text{m}^2$, con un ángulo de incidencia de $\alpha = 2.3871^\circ$ donde el coeficiente de sustentación $C_L = 0.6794$, genera una fuerza de sustentación igual a 114.0194 N de acuerdo con la ecuación 4.1. Este resultado del análisis preliminar tiene un margen de 18.4144 N respecto del peso del vehículo. Para obtener un ala similar a la obtenida en el diseño preliminar de 1.01m^2 de superficie, se toma por conveniencia, un ángulo de incidencia igual a 0 grados, en donde la fuerza de sustentación generada por el ala de superficie $S_{1,01}$ es igual a 83.1734 N .

En la evaluación del desempeño de las geometrías con ductos, se utilizan simulaciones

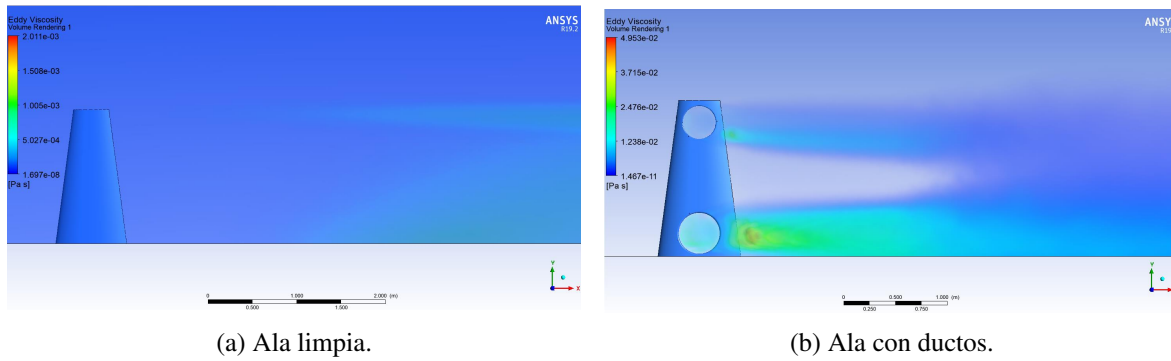


Figura 4.8: (a) El ala limpia dentro del flujo provoca un aumento de la viscosidad de vórtice que se observa aguas abajo de la punta del ala. (b) En el ala con ductos se genera un mayor aumento de la viscosidad de vórtice en comparación con el ala limpia, de las dos estelas que aparecen la del ducto de raíz es la mas grande.

Tabla 4.2: Fuerzas aerodinámicas obtenidas de simulaciones para ala similar.

| S/2 m ² | AR | λ | c_m m | L N | D N | M N | C_L | C_D | C_M | C_L/C_D |
|-----------------------|------|-----------|------------|---------|--------|---------|---------|---------|----------|-----------|
| 0.90 | 5.00 | 2.00 | 0.600 | 112.776 | 6.697 | -48.215 | 0.42269 | 0.02510 | -0.30119 | 16.83994 |
| 0.70 | 5.00 | 2.00 | 0.600 | 49.482 | 32.338 | -49.527 | 0.23876 | 0.15604 | -0.39830 | 1.53013 |
| 0.78 | 4.22 | 2.37 | 0.653 | 47.042 | 8.923 | - | 0.20390 | 0.03868 | - | 5.27193 |
| 0.78 | 5.00 | 2.50 | 0.600 | 55.565 | 9.722 | -40.610 | 0.24084 | 0.04214 | -0.29336 | 5.71528 |
| 1.08 | 5.00 | 2.50 | 0.692 | 90.289 | 11.671 | -63.565 | 0.28246 | 0.03651 | -0.28736 | 7.73600 |

CFD en Ansys Fluent. Para estos análisis, se define un dominio tipo C con un radio de 10m y un largo de 20m, como se observa en la figura 4.9a, que permite hacer mas grande el dominio del flujo con un número de elementos de alrededor de 8 millones, dependiendo de la la geometría a simular . También se agrega un cuerpo de influencia de que rodea a la geometría del ala con una base mayor de 1.2m y una base menor de 0.6m de 2m de largo y 0.35m de alto, que sirve para refinar la malla, el cual aparece en la figura 4.9b. Durante el mallado se siguió la metodología antes descrita, donde se busca que la calidad de ortogonalidad este dentro de los parámetros, la cual tiene sus valores más bajos en el borde de salida. Las simulaciones de esta sección se realizaron con el modelo SST k- ω donde la media cuadrática de los residuales (continuidad, velocidades, k, ω) convergen a menos de 10^{-6} excepto por la continuidad que solo converge a 5×10^{-3} . Con esta consideración en los residuales, cada simulación tomo alrededor de 1 hora CPU, con 8 procesadores y 16GB de RAM. Los resultados de las simulaciones se tienen en la tabla 4.2 además, se obtienen los coeficientes aerodinámicos respecto de las superficies sin ductos. El proceso para realizar los cálculos CFD esta contenido en el diagrama de flujo que aparece en la figura 7.3d

Del diseño preliminar se tiene que el ala de superficie igual a 1.3981m^2 que resulta de

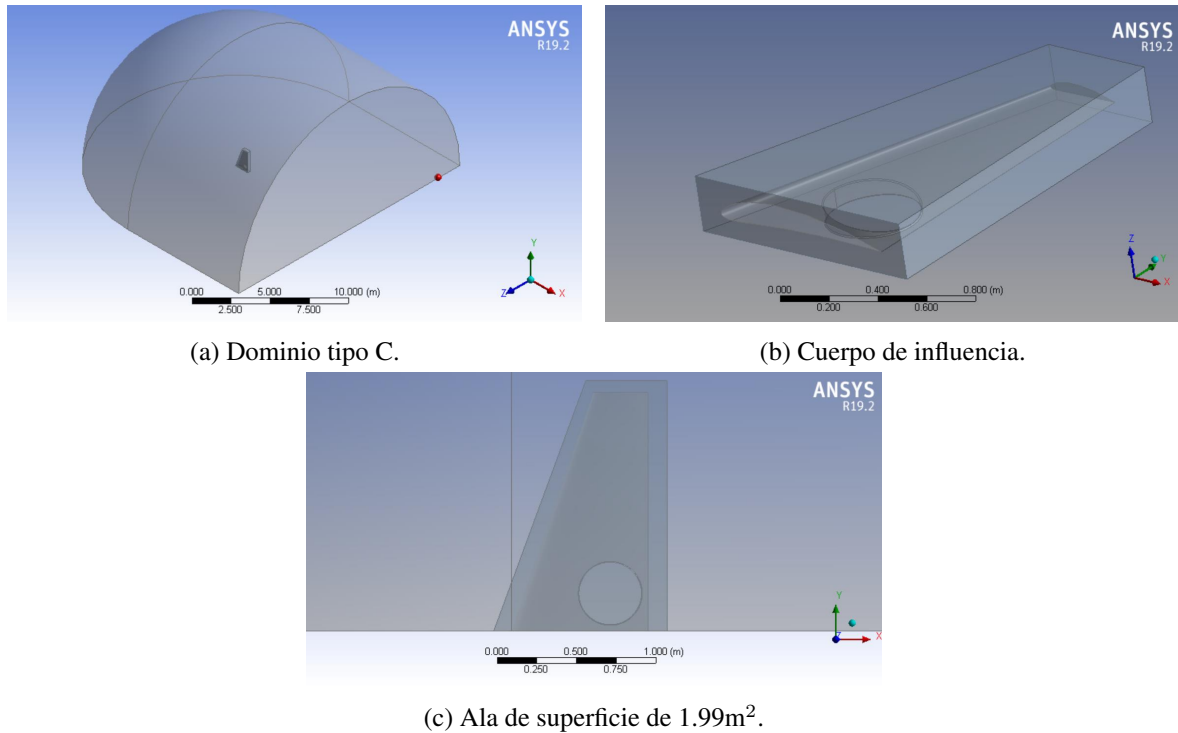


Figura 4.9: (a) Durante el proceso del diseño aerodinámico se estudió la conveniencia de utilizar un dominio tipo C para las simulaciones del ala que tiene como ventaja un uso de menos elementos para la malla con un dominio más grande en comparación al dominio anterior. Se puede observar el ala en gris oscuro dentro del dominio en gris claro. Se define como entrada del cuarto de esfera y la mitad del cilindro circular con una velocidad de flujo de 22m/s y como la salida la semicircunferencia con una presión de cero. (b) El cuerpo de influencia se optimizó para rodear el ala y poder hacer mas fina la malla ocupando menos elementos. Se modificó el ángulo de flechado del ala para poder recorrer el ducto de raíz hacia atrás lo más posible y mejorar de esta forma el comportamiento del ala.

restar los ductos a la superficie de 1.8m^2 , con $AR = 5$, $\lambda = 2.5$, $b/2 = 1.5\text{m}$, y los ductos ubicados como se muestra en la figura 3.14 la fuerza de sustentación generada es igual a 27.7323 N , que es un 33.3% de la fuerza generada por el ala con $S_{1.01}$, debido a la pérdida de sustentación ocasionada por la inclusión de los ductos. Con la fuerza de sustentación obtenida se replantea la estrategia para el diseño del ala para estudiar un solo ducto y disminuir la complejidad de la simulación. Primero, se quita el ducto de la punta del análisis del ala, que se añadirá como un ducto como el que se plantea para el *canard* como se observa en la figura 3.14. Después, se cambia el flechado del ala la relación de aspecto se mantiene con un valor de 5 y la conicidad aumenta hasta 2.5, lo que según la optimización de AR y λ no disminuye la eficiencia aerodinámica. Esto resulta en que el borde de salida tenga un ángulo de 90 grados respecto del eje longitudinal del vehículo. El ángulo de borde de salida del ala tiene la intención de trasladar el ducto hacia atrás tanto como sea posible, para evitar, en medida de lo posible, la zona de desprendimiento de flujo generada detrás del ducto.

Entonces, se tiene un ala con borde de salida perpendicular al eje longitudinal del avión, con el ducto de raíz posicionado hacia atrás, con $AR = 4.21$, $\lambda = 2.37$, $b/2 = 1.377\text{m}$ con superficie 1.5565m^2 . Con estos cambios se tiene una fuerza de sustentación igual a 52.7299N obtenida mediante CFD, que es igual a 64% de la sustentación del ala de superficie de 1.01m^2 . La siguiente iteración tiene $AR = 5$, $\lambda = 2.5$, $b/2 = 1.5\text{m}$ y superficie igual a 1.5565m^2 , que en el análisis de relación de aspecto y conicidad arroja el mejor comportamiento de C_L/C_D , con la diferencia en el ángulo de flechado. Para esta iteración se tiene una fuerza de sustentación igual a 62.2830 N , que es 74.9% de la sustentación del ala de superficie de 1.01m^2 .

De acuerdo con estos resultados, quitar el ducto de punta del ala y usar la relación de aspecto AR y conicidad λ de mejor desempeño dentro de los parámetros establecidos, no es suficiente para que un ala con una superficie efectiva de 1.5565m^2 con dos ductos de diámetro de 0.3937m y un área igual a 0.2434m^2 , no puede generar la misma fuerza de sustentación que el ala de 1.01m^2 , ambos con un ángulo de incidencia igual a cero grados.

Para aumentar la fuerza de sustentación, se aumenta la superficie como se observa en la figura 4.9c donde se observa la geometría de la semi-ala, para tener un ala de 2.1565m^2 con dos ductos, esto multiplicando por la relación de la fuerza de sustentación generada por el ala de la iteración anterior entre la fuerza de sustentación generada por el ala de 1.01m^2 , $AR = 5$, $\lambda = 2.5$ y $b/2 = 1.732\text{m}$. El ala con estas características genera una fuerza de

Tabla 4.3: Fuerzas aerodinámicas de alas para encontrar ala similar a la de 1.01m² en condiciones de vuelo crucero.

| S | AR | λ | Duct. | L | % L | D | %D | M | %M | L/D | %L/D |
|----------------|-----|-----------|-------|-------|---------|------|---------|-------|---------|-------|---------|
| m ² | - | - | No. | N | - | N | - | Nm | - | - | - |
| 1.01 | 5.0 | 2.0 | 0 | 83.1 | 100.0 % | 4.1 | 100.0 % | -34.4 | 100.0 % | 19.9 | 100.0 % |
| 1.80 | 5.0 | 2.0 | 0 | 126.4 | 152.0 % | 7.5 | 180.1 % | -54.0 | 157.1 % | 16.83 | 84.4 % |
| 1.39 | 5.0 | 2.0 | 2 | 27.7 | 33.3 % | 18.1 | 434.8 % | -27.7 | 80.7 % | 1.5 | 7.7 % |
| 1.55 | 4.2 | 2.3 | 1 | 52.7 | 63.4 % | 10.0 | 240.0 % | - | - | 5.2 | 26.4 % |
| 1.55 | 5.0 | 2.5 | 1 | 62.2 | 74.9 % | 10.8 | 261.4 % | -45.5 | 132.3 % | 5.7 | 28.6 % |
| 2.15 | 5.0 | 2.5 | 1 | 101.2 | 121.7 % | 13.0 | 313.9 % | -46.3 | 134.7 % | 7.7 | 38.8 % |

sustentación con un ángulo de incidencia de cero grados igual a 101.2056N, que es 1.217 veces la fuerza generada por el ala de 1.01m², lo que apunta a que se puede introducir el ducto de punta al ala.

Los resultados anteriores se pueden observar resumidos en la tabla 4.3, de donde se puede observar que para dos alas, la de 1.01m² y la de 1.8m², con AR y λ iguales, la eficiencia de la segunda con respecto de la primera cae un 15.6% por el aumento de área. Cuando se agregan los cuatro ductos en la posición media de la cuerda, la fuerza de sustentación es igual al 21.9% de la fuerza generada por el ala sin ductos. La superficie necesaria para obtener el ala similar en el ángulo de incidencia, se encuentra entre 1.55m² y 2.15m² de la superficie efectiva con un ducto.

La superficie que genera la sustentación equivalente al ala de referencia en condiciones de vuelo crucero se obtiene a partir de cálculos de CFD donde se encuentra que un ala de 1.9m² con ducto de raíz genera la misma sustentación que el ala de referencia en un ángulo de incidencia igual a cero. Esto se obtuvo a partir del análisis de los cálculos de CFD cuyos resultados se muestran en la figura 4.10 donde se observa el comportamiento de la sustentación cuando se incluye un ducto en la raíz del ala. lo que provoca de disminuya la fuerza de sustentación. Se tiene que una disminución de AR en el ala con un ducto disminuye la sustentación.

La posición del ducto en la cuerda del perfil mejora la sustentación cuando el ducto se encuentra mas cercano a borde de salida como se puede observar en la figura 4.10a, donde para un superficie de 2.15m² al pasar el ducto del borde de salida a la parte media de la cuerda la sustentación decrece. El ala con un ducto en la raíz aumenta el arrastre en relación al ala limpia, y ubicar el ducto a la mitad de la cuerda aumenta el arrastre en comparación con la posición mas cercana al borde de salida como se observa en la figura 4.10b. Para el ala

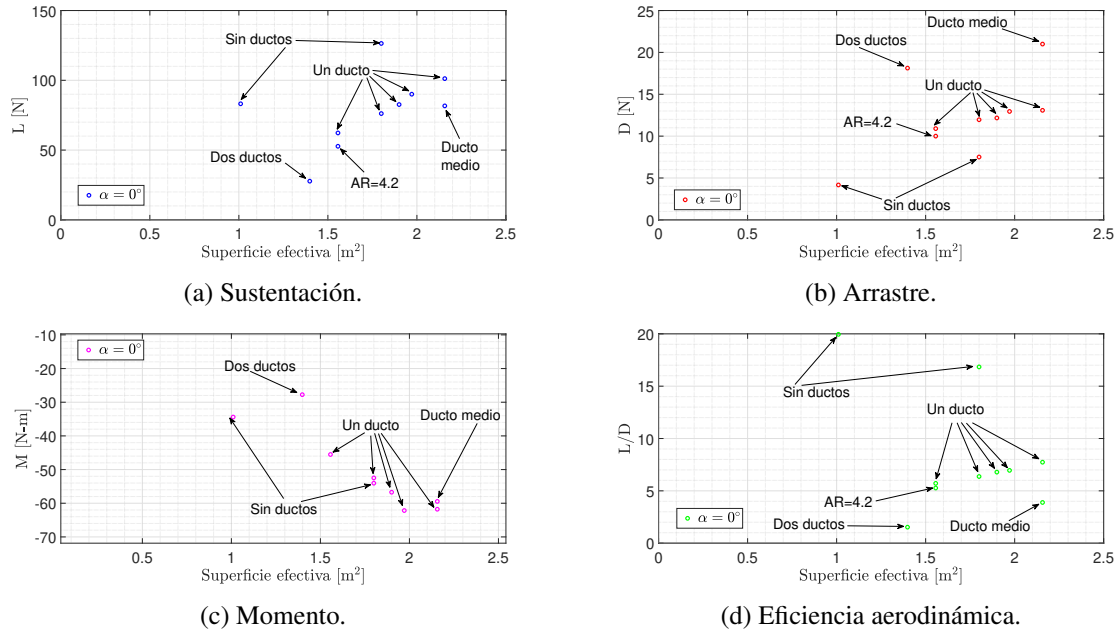


Figura 4.10: (a) La fuerza de sustentación del ala limpia es más grande para la misma superficie en comparación al ala con un ducto, además, un ala de AR mayor produce más sustentación cuando tiene la misma superficie de 1.55m^2 . Y la posición del ducto mas cercana al borde de salida favorece la sustentación. (b) El ala limpia genera menor arrastre que el ala con un ducto. El ala con un ducto genera menor arrastre con un AR más grande y la posición del ducto hacia el borde de salida disminuye el arrastre generado por el mismo. (c) El momento generado por el ala limpia y el ala con un ducto tienen valores semejantes y el valor absoluto del momento disminuye cuando el ala tiene dos ductos. (d) El ala limpia disminuye la relación L/D cuando aumenta la superficie, mientras que el ala con un ducto mejora la relación L/D cuando aumenta la superficie para los valores de superficie simulados.

con un ducto en la raíz la relación L/D aumenta cuando aumenta la superficie a diferencia del ala limpia que disminuye la relación L/D cuando aumenta la superficie como se puede observar en la figura 4.10d. El aumento de la eficiencia aerodinámica de ala con ducto puede deberse a que el ducto no influye de igual manera cuando crece la superficie.

A partir del conocimiento de que el ala de 1.9m^2 genera una sustentación equivalente a la de referencia en cero grados, se extendió el análisis a un intervalo mayor de ángulos de incidencia para conocer el comportamiento de la misma. Se hicieron cálculos en CFD para sustentación, arrastre, momento y eficiencia aerodinámica para los ángulos $-3, 0, 3, 6, 9, 12, 15$ y 18 , que se pueden observar en la figura 4.11. Se observa en la figura 4.11a que la sustentación del ala de 1.9m^2 a partir de un ángulo igual a cero crece mas rápidamente que la sustentación del ala de referencia, con los valores de arrastre y momento mas grandes y con una eficiencia aerodinámica menor.

En la búsqueda para disminuir la superficie del ala que se traduce en disminuir el peso, se simula un ala de superficie igual a 1.55m^2 que genera menor sustentación que el ala de

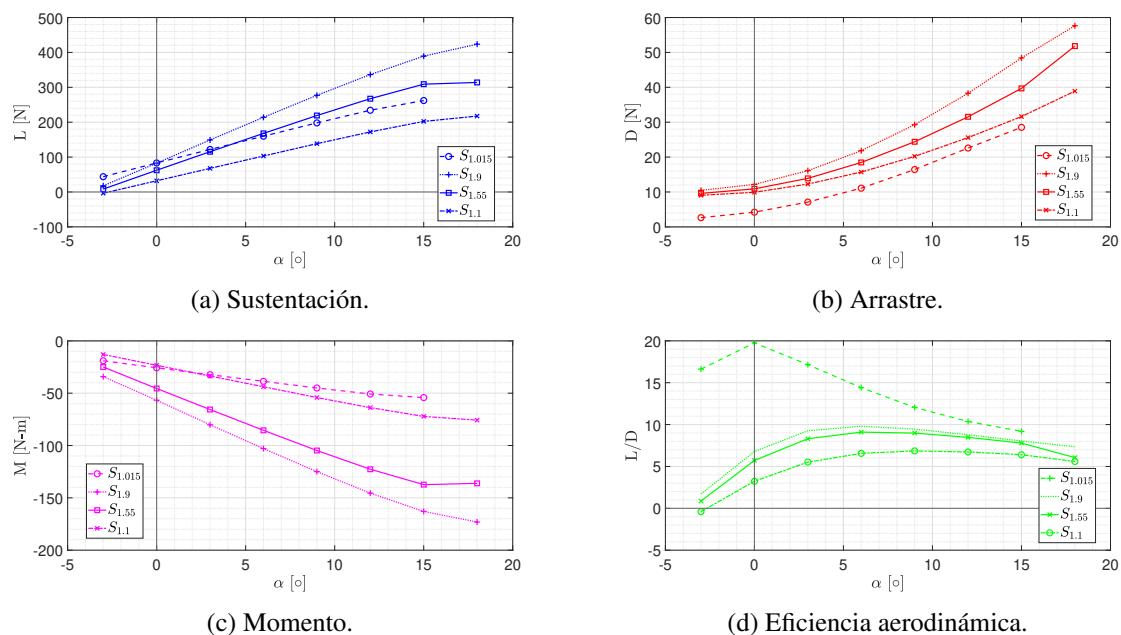


Figura 4.11: Ala con un ducto con diferentes superficies. (a) Con respecto del ala de referencia de 1.015m^2 se encontró que el ala de 1.9m^2 genera la misma sustentación a un ángulo de incidencia igual a cero. El ala de 1.55m^2 genera la misma sustentación en un ángulo de incidencia de 4.5 grados. el ala de 1.1m^2 tiene una pendiente similar al ala de referencia y genera en 6 grados 100N de sustentación. (b) El ala de superficie mayor genera más sustentación y éste crece más rápido. (c) A mayor superficie aumenta el valor absoluto del momento. Al disminuir la superficie del ala con ducto a 1.1m^2 se acerca al de referencia. (d) Para la referencia la mayor eficiencia aerodinámica se tiene alrededor de un ángulo de incidencia de cero. Para las alas de 1.55m^2 y 1.9m^2 la mayor eficiencia aerodinámica esta alrededor de un ángulo igual a seis grados y para el ala de 1.1m^2 esta alrededor de un ángulo de 9 grados.

1.9m^2 y que se cruza, en la sustentación, en un ángulo de 4 grados con el ala de referencia, y a partir de ese ángulo genera mas sustentación. Bajando la superficie hasta un valor de 1.1m^2 el ala con ducto en la raíz tiene una pendiente similar al ala de referencia como se observa en la figura 4.11a. El arrastre que genera el ala es menor que las de mayor superficie y crece mas lento como se observa en la figura 4.11b. Además, los momentos que genera son menores que los de las alas de superficie mayor como se tiene en la figura 4.11c. Para la eficiencia aerodinámica se puede observar que mientras más grande sea la superficie del ala con ducto mayor es la eficiencia aerodinámica que se alcanza como se observa en la figura 4.11d.

Con los resultados contenidos en la figura 4.11 y ponderando la superficie y el momento generado, se tiene que el ala de 1.1m^2 cumple de mejor forma con los requerimientos expresados en la fase de diseño conceptual en el esquema de la casa de la calidad. Al tener una menor superficie se tiene un menor peso del ala y también se tiene una envergadura menor. Para conseguir la misma sustentación que el ala de referencia se coloca el ala en el avión con

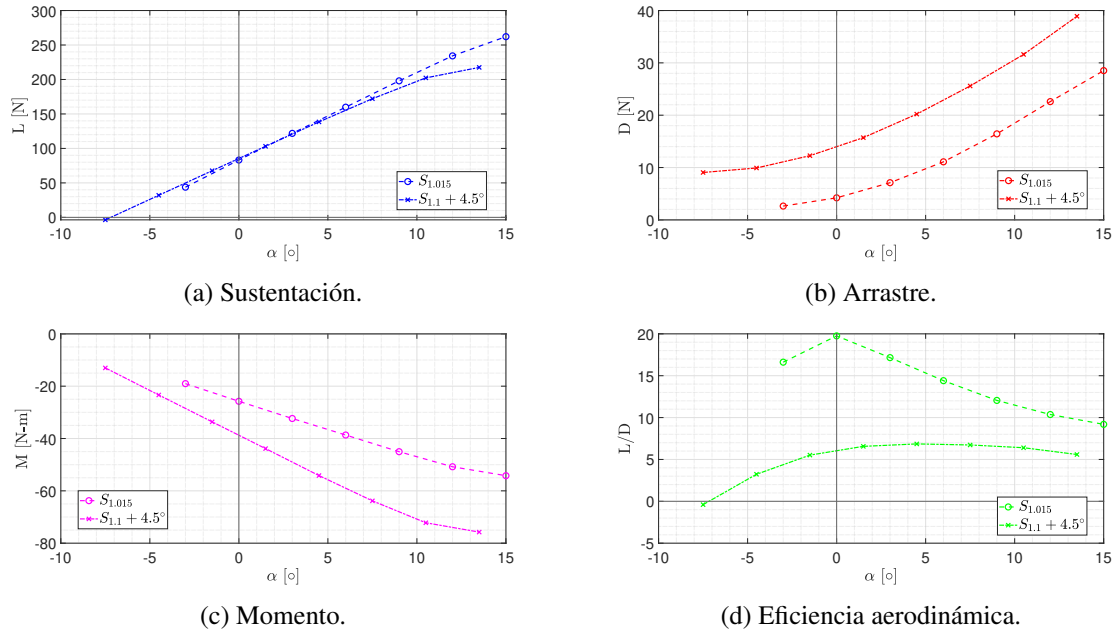


Figura 4.12: (a) La sustentación ala de 1.1m^2 se comporta de manera similar cuando se tiene un ángulo de incidencia inicial de 4.5 grados. (b) El arrastre del ala de 1.1m^2 aumenta alrededor de un valor de tres veces el arrastre del ala referencia en los diferentes ángulos de incidencia. (c) el valor absoluto del momento aumento en el ala de 1.1m^2 , cabe recalcar que aumenta menos que alas de mayor superficie, aun así se tiene que redefinir el *canard*. (d) La mejor eficiencia aerodinámica del ala de 1.1m^2 se encuentra alrededor de un ángulo de 7.5 grados, sin embargo, el momento generado en ese ángulo es demasiado grande por lo que no se considera que el vuelo crucero se haga en ese ángulo.

un ángulo respecto de la horizontal de 4.5 grados. En comparación el ala de referencia se coloca con un ángulo igual a cero.

De esta forma, se consigue que la sustentación del ala de 1.1m^2 con el ducto en la raíz se aproxime a la sustentación del ala de referencia de 1.015m^2 . Esto se obtiene a costa de aumentar el arrastre y el momento generados en las condiciones de vuelo crucero con un ángulo de incidencia de 2.5 grados. Resultado del diseño aerodinámico con ayuda de los cálculos de CFD se tiene el ala que se presenta en la figura D.1 donde se define la geometría del ala y la posición de los ductos, cuyo comportamiento se puede observar en la figura 4.12. Con un ángulo de incidencia inicial igual a 4.5 grados el comportamiento de la sustentación del ala de 1.1m^2 se asemeja al deseado del ala de 1.01m^2 como se observa en la figura 4.12a. Además se observa que el arrastre se incrementa en relación al ala de superficie igual a 1.015m^2 como se observa en la figura 4.12b, así como, aumenta el momento generado y disminuye la eficiencia aerodinámica como se puede observar en las figuras 4.12c y 4.12d, respectivamente.

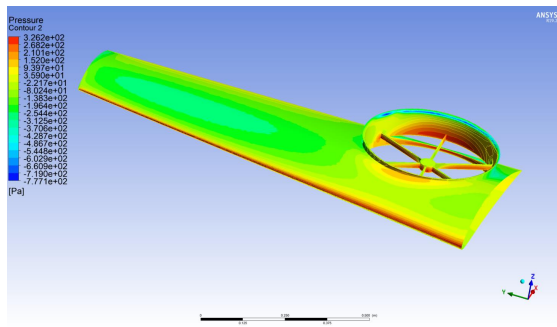
Diseño de carenados para los ductos de raíz y de punta.

A partir del diseño mostrado en la figura D.1 se procede a modelar el ducto de raíz para contener al rotor con propósito de aislar la zona donde actúan las palas de objetos y de un contacto con el operador. Otro beneficio de modificar el ducto es el aumento en el empuje de los rotores en el despegue y aterrizaje vertical. Se comienza modificando el ángulo de montaje del ala sobre el vehículo de cero a seis grados, de acuerdo al análisis previo. La inclusión de los soportes dentro del ducto que se pueden observar en la figura 4.13 requirió modificar el tamaño de los elementos de la malla sobre la superficie de los soportes haciéndolos más pequeños para mejorar la calidad de la malla en esa zona.

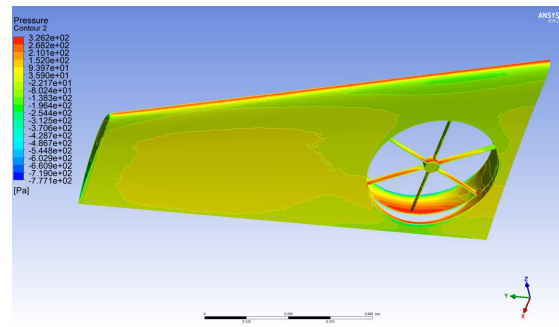
Así, con un ángulo de vuelo del vehículo igual a cero se genera la sustentación suficiente para soportar el peso del mismo. Se tiene una distribución de presión sobre la superficie del ala y en el ducto como se observa en la figura 4.13a donde se aprecia que la parte interior del ducto genera arrastre vista como presión positiva que alcanza un valor de 326 Pa y que se extiende desde la parte inferior hacia arriba. Por otro lado, la distribución de presión en el extradados en la figura 4.13a mejora por la presencia del ducto modelado respecto de los resultados contenidos en la figura 4.7. El ala genera una fuerza de sustentación en condiciones de vuelo crucero igual a 87.66 N y una fuerza de arrastre de 29.93 N, con lo que no se alcanza la fuerza necesaria para soportar el peso del vehículo, por lo que se tiene que modificar el ducto.

Como segunda iteración se hace el ducto más alto de tal forma que sobresalga del intrados cerca del borde de salida como se aprecia en la figura 4.13d. Como resultado se obtiene que la presión positiva sobre el ducto no rebasa un valor de 296.1 Pa, lo que disminuye dicha presión en 30.1 Pa un 9.22 %, que además cubre un área menor como se aprecia en las figuras 4.13c y 4.13d. Se tiene que con esta ala se genera una fuerza de sustentación igual a 100.88 N lo que es suficiente para soportar el peso del vehículo, y la fuerza de arrastre aumenta a 32.78 N.

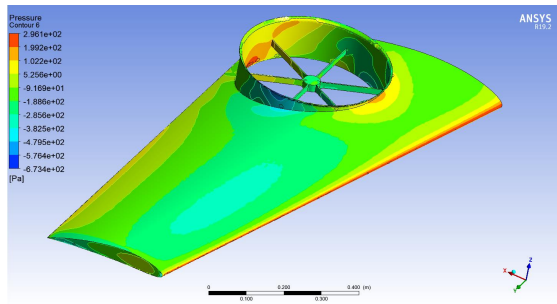
Las líneas de corriente en la sección media del ducto cortado se pueden observar en la figura 4.14a donde aprecia que las líneas que viajan por el intrados pasan por debajo del ducto suben por el mismo hasta mezclarse con las líneas de corriente que pasan por el extradados, lo que causa una zona de estancamiento que sobresale del ducto y que causa que las líneas de corriente del extradados se alejen del ducto. Para el ducto sin cortar, que aparece en la figura



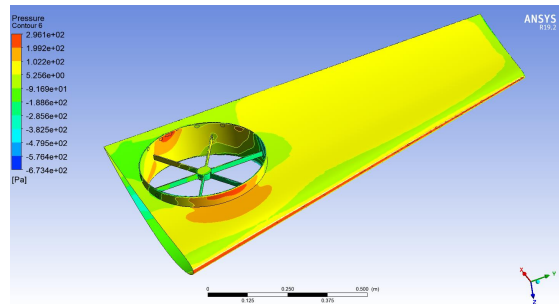
(a) Ducto cortado extrados.



(b) 1 Ducto cortado intrados.

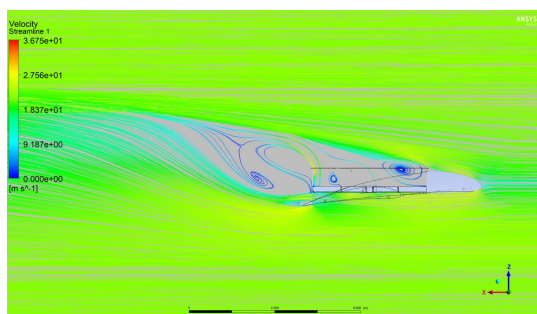


(c) 2 Ducto sin cortar extrados.

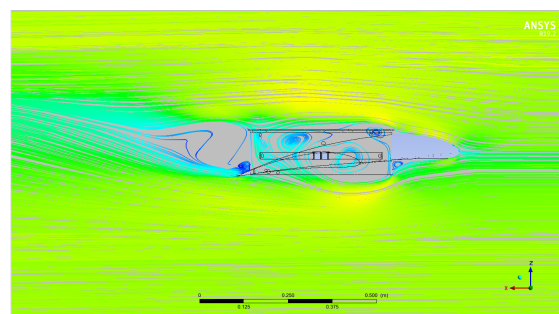


(d) 2 Ducto sin cortar extrados.

Figura 4.13: Contornos de presión sobre ala con ducto de raíz con diferentes alturas. Se comenzó con un ducto cortado para reducir el área frontal (a) y (b) se observa que la cara interna del ducto provoca presiones altas en la parte inferior similar al de un paracaídas lo que genera arrastre. (c) y (d) Al hacer el ducto más alto la presión más alta que aparece en la cara interna del ducto se distribuye en una menor zona puesto que la cara externa del ducto es la que entra en contacto aguas arriba con el flujo.



(a) Líneas de corriente ducto cortado.



(b) Líneas de corriente ducto sin cortar.

Figura 4.14: Líneas de corriente en la parte media del ducto. (a) Se tiene el ducto cortado que genera que las líneas de corriente se separen de la superficie del ala. (b) El ducto sin cortar las líneas se juntan antes aguas abajo en comparación al ducto cortado debido a que retrasa que el flujo del intrados se introduzca al ducto.

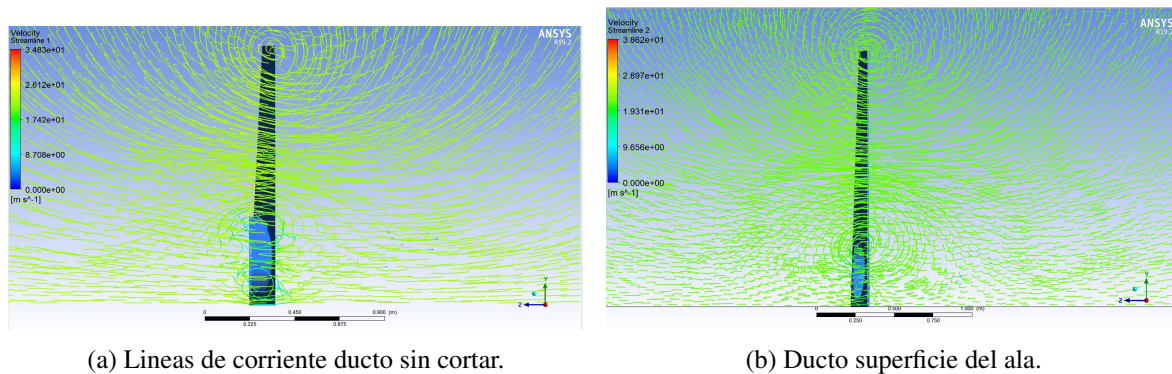


Figura 4.15: Líneas de corriente en ala con ducto de raíz. (a) En el ducto que sobresale de la superficie hay una distribución de las líneas de corriente que asemeja a un ala limpia con un solo vórtice que se encuentra en la punta. (b) En el ala con un ducto que forma la superficie del ala se generan dos vórtices un en la punta y otro en el propio ducto.

4.14b las líneas de corriente que viajan por el intrados se encuentran con la cara cilíndrica del ducto, lo que las hace alejarse del ducto para aguas abajo regresar al interior del mismo, se genera de igual manera, una zona de estancamiento en la parte superior del ducto, que se encuentra con las líneas de corriente del extrados. Es una zona menor y no provoca que las líneas de corriente del extrados se alejen del ducto. Las líneas de corriente en el ducto sin cortar se encuentran aguas arriba a una distancia menor a la distancia a la que se encuentran las líneas de corriente del ducto cortado, lo que resulta en una zona de estancamiento menor.

Cuando se agrega el ducto que cierra las superficies del estrados y el intrados del ala, se mejora la distribución de las líneas de corriente en la zona del ducto de raíz, como se puede observar en la figura 4.14b, donde las líneas alrededor del ducto modifican su trayectoria, y las líneas de corriente que van sobre la superficie se ven menos afectadas, a diferencia de cuando no el ducto no sobresale como en la figura 4.15. Durante el diseño del ala con los carenados de los ductos se tiene el objetivo de reducir el arrastre para mejorar la eficiencia aerodinámica. Al reducir la fuerza de arrastre se ve afectada la fuerza de sustentación, dicha fuerza debe ser suficiente para sostener el peso del vehículo, lo que se consigue en iteraciones siguientes.

En el proceso de diseño del carenado, se pasa de la iteración 2 con un ángulo de 6 grados a la iteración 3 a un ángulo de 4 grados, donde se reduce el arrastre un 14.7%; esto también reduce la sustentación un 17.4%, que en consecuencia baja un 3.2% la eficiencia aerodinámica. Se decide dejar el ducto de raíz con el carenado de la iteración 3 y en la iteración 4 se agrega el ducto de punta, donde se contempla un aumento de arrastre, el cual se incrementa un 39.4%; la sustentación también se incrementa un 25.3%, lo que da como

resultado una baja en la eficiencia aerodinámica de 10.4 %. Para la iteración 5 se quitaron los soportes del rotor, dado que en el mallado de esos elementos se incrementaba el número de elementos lo que en consecuencia aumentaba el tiempo de simulación. de tal forma, cuando se quitaron los soportes se redujo un 1.8 % la sustentación, se aumento un 6.4 % el arrastre y en consecuencia se redujo la eficiencia aerodinámica un 7.8 %. Esto significa que los soportes de los rotores contribuyen a que el flujo recorra de mejor forma la geometría del ala.

Para las iteraciones 6 y 7 no se tomaron en cuenta en la simulación los soportes de los rotores, por lo que, de los resultados que se presentan de dichas iteraciones, se espera una alza en la eficiencia aerodinámica una vez se incluyan los soportes y las hélices de los rotores. Para la iteración 6 se modifica la geometría del carenado de tal forma que la transición entre la superficie del ala y el carenado sea más suave lo que provoca una reducción de superficie. Como resultado se tiene una pérdida de sustentación de 13.8 %, una disminución del arrastre del 27.9 % y un aumento de la eficiencia aerodinámica del 19.9 %.

En la iteración 7 para contrarrestar la pérdida de sustentación se reduce la transición del ducto al ala con lo que se recupera superficie para tener 1.06m². De ta forma, hay un aumento de sustentación de 8.3 %, una disminución del arrastre de 18.1 % y en consecuencia un aumento de la eficiencia aerodinámica de 3.35 para el ala. Del último resultado, tomando en cuenta la inclusión de los soportes de los rotores se espera una eficiencia mayor a 3.35 resultado de la inclusión de los soportes y los rotores, lo que se deja como trabajo futuro.

Las fuerzas aerodinámicas que resultan del proceso del diseño de los carenados se observa en la figura 4.16 donde se obtiene un ala con un ángulo de cuatro grados con respecto del vehículo, y una superficie de 1.06m² con lo que se logra una eficiencia aerodinámica igual a 3.35 a una incidencia del viento de 4 grados, como se puede observar en la figura 4.16.

Definido el diseño de la semi ala de la figura 4.16 y cuya geometría aparece en la figura D.2, se realizan simulaciones en CFD para estudiar el comportamiento de la misma a diferentes ángulos de incidencia. Resultado de las simulaciones se puede observar observar el comportamiento de las fuerzas aerodinámicas presentado en las gráficas de la figura 4.17. La sustentación generada a 5638.m de altitud por el ala montada en el vehículo se observa en la figura 4.17a donde se tiene que soporta el peso del vehículo en un ángulo de incidencia de cero grados. La sustentación máxima se alcanza en un ángulo de doce grados, y tiene un

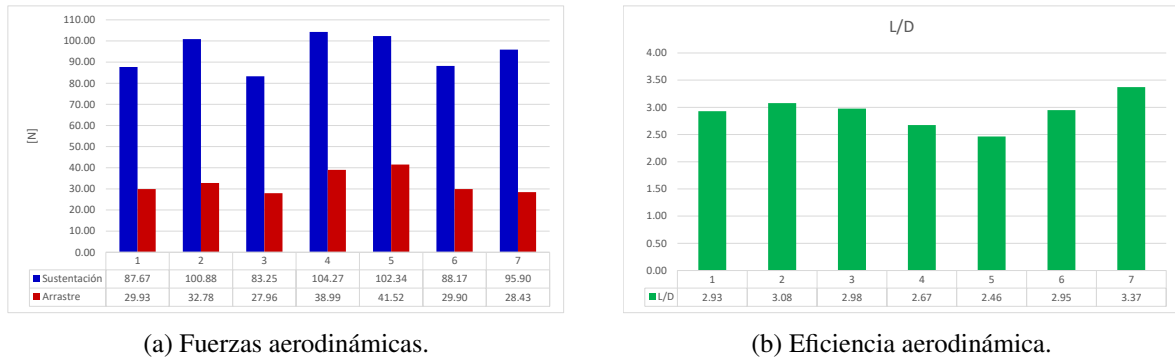


Figura 4.16: Sustentación y arrastre de diseño del carenado de rotor de raíz. (1) 6 grados con ducto de raíz no cerrado (2) 6 grados y se tiene un ducto cerrado. (3) Se disminuye a 4 grados con ducto cerrado para disminuir el arrastre. (4) El ala con 4 grados, ducto cerrado y se incluye el ducto de punta con soportes. (5) Se tiene el ala con 4 grados ducto cerrado y ducto de punta y se quitan los soportes para evaluar la interferencia de los mismos. (6) A una ala de 4 grados con ducto se le agrega un carenado cerrado. (7) Ala con 4 grados ducto con carenado cerrado y ducto de punta sin soportes con superficie de $1.06m^2$.

comportamiento lineal desde un ángulo de menos nueve grados hasta nueve grados. El arrastre generado por el ala se observa en la figura 4.17b que tiene un comportamiento parabólico como se esperaba donde el minio se alcanza en un ángulo cercano a menos cinco grados. El momento tiene un comportamiento similar al de la sustentación, aparece en la figura 4.17c con una pendiente positiva a diferencia del ala del diseño preliminar lo que una pequeña contribución en la reducción del área del *canard* respecto de la suma de momentos de las fuerzas aerodinámicas del vehículo.

Por ultimo, en la figura 4.17d se presenta la gráfica de la eficiencia aerodinámica del ala, donde se alcanza una mayor eficiencia en un ángulo de nueve grados que se propone para realizar el sobrevuelo del cráter puesto que se necesita viajar a una menor velocidad. En el diseño de los carenados de los ductos se mantuvo la idea de dar protección a las hélices de los rotores, así mismo considerando las futuras pruebas para el empuje de los rotores contenidos en los ductos, se tiene el ala con los ductos que se muestra en la figura 4.18, donde se observa además el comportamiento del flujo alrededor del ala. Se logró con el diseño de los carenados de los ductos que a pesar de la presencia de zonas de estancamiento del flujo aguas abajo de los ductos, mantener la sustentación suficiente para mantener al vehículo en vuelo en las condiciones de crucero. Además, una vez se añadan los soportes y rotores se prevé un alza en sustentación y que el arrastre vaya a la baja.

Una vez definido el comportamiento del ala, se procede a realizar el diseño del estabilizador horizontal tipo *canard* a partir de un análisis estático de las fuerzas aerodinámicas del

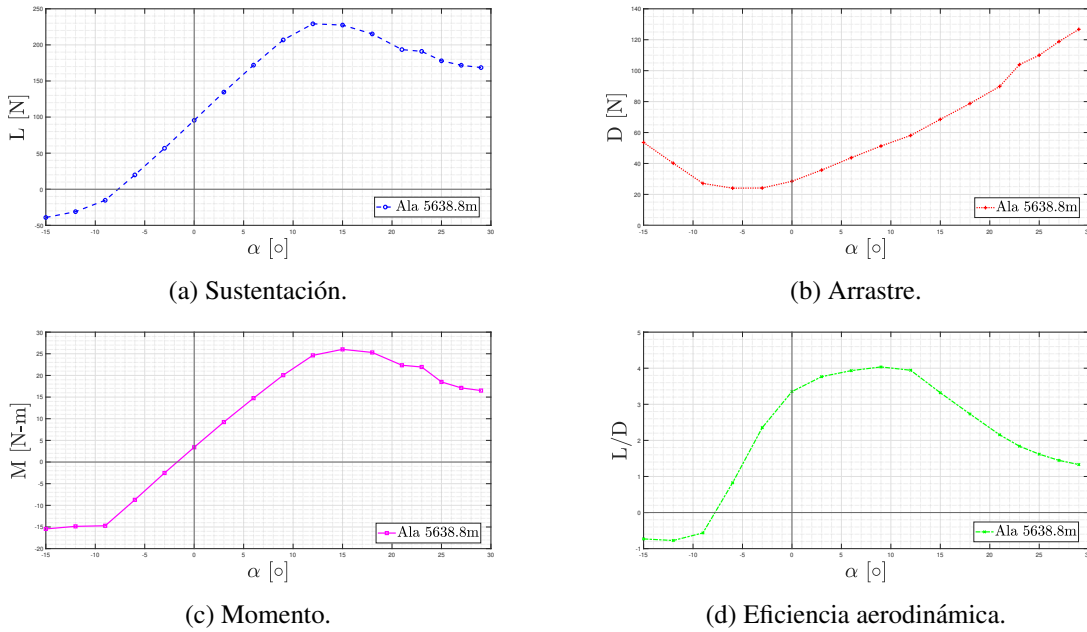


Figura 4.17: Gráficas de fuerzas aerodinámicas del ala a 5638.8m de altitud. (a) La fuerza sustentación generada por el ala con un ángulo de incidencia del vehículo de cero en condiciones de crucero es igual a 95.900N siendo el peso del vehículo de 95.605N. La sustentación máxima genera por el ala ocurre en ángulo de incidencia del vehículo igual a cero grados. El arrastre generado en un ángulo de incidencia de cero del vehículo es de 28.43N cercano al mínimo. (c) Para el ala se observa una pendiente positiva para el momento, a diferencia de la del diseño preliminar. (d) La eficiencia máxima del ala se da en nueve grados que se plantea usar en el ascenso.

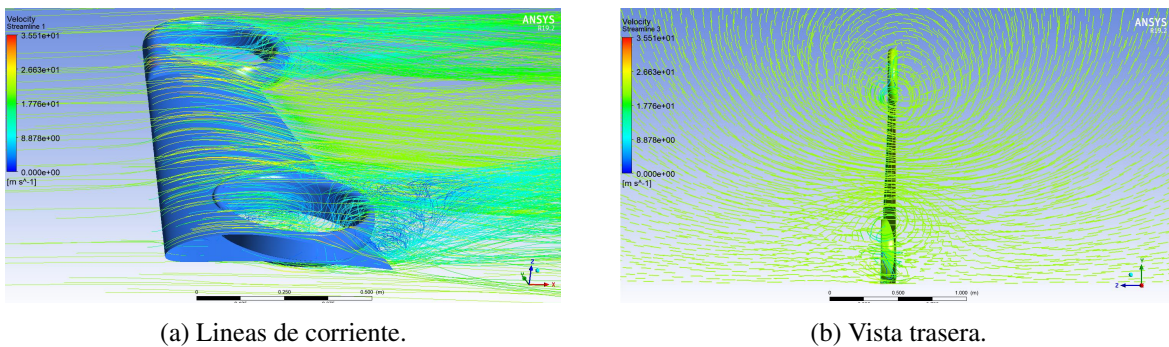


Figura 4.18: (a) Líneas de corriente alrededor del ala donde se observa la interacción del flujo del intrados con el del extrados cuando se mezclan dentro de los ductos de raíz y de punta. El ducto de raíz produce una zona de estancamiento inevitable, pero que se logra disminuir en el proceso de diseño. El ducto de punta genera menor perturbación en el flujo, comparado con el ducto de raíz. (b) Con la modificación al carenado del ducto reaparece el vórtice en el el ducto de raíz.

vehículo alrededor del centro de masas. El análisis se realiza con las fuerzas de sustentación, arrastre y momentos generados por el ala y el *canard*. Se busca que el *canard* genere una fuerza de sustentación tal que el vehículo en un ángulo de vuelo de cero grados tenga un momento alrededor del centro de masas igual a cero.

4.4. Diseño del estabilizador horizontal tipo *canard*.

Para realizar el diseño del estabilizador horizontal se utiliza la información previa del diseño preliminar. A partir de una relación de entre la gráfica de sustentación del *canard* del diseño preliminar y la sustentación requerida para que la ecuación (4.2) a condiciones de vuelo en crucero con un ángulo de incidencia igual a cero, genere un momento alrededor del centro de masas igual a cero. Además se considera darle un ángulo de montaje sobre el vehículo para generar mayor sustentación con una superficie menor, además de que de esta forma se busca hacer que el *canard* entre en pérdida antes que el ala.

$$M_{c.g.} = -L_w(0.52m) + D_w(0.075m) + M_w + L_c(0.52m) - D_c(0.075m) + M_c \quad (4.2)$$

El *canard* que se tiene como resultado tiene una cuerda 0.16m a lo largo de la semi envergadura de 0.6m, lo que genera una superficie en planta del *canard* de 0.192m². Se incluye el ducto sin soportes a los cálculos de CFD. En la la figura 4.20a se muestra el comportamiento de la sustentación del *canard*, donde en nueve grados alcanza su máximo y que el arrastre en la condición de vuelo crucero es cercano al menor arrastre generado por el *canard*. La gráfica del momento generado (figura 4.20c) muestra que el *canard* genera momentos menores en comparación al ala. Por ultimo, en la figura 4.20d se observa que el *canard* para vuelo en crucero se acerca a su eficiencia máxima.

A continuación se presentan las gráficas para el comportamiento del UAV que resultan de un análisis estático de las fuerzas aerodinámicas del ala y el *canard* a diferentes grados de incidencia del viento. En la gráfica del momento que se tiene en la figura 4.22c se observa que la suma de momentos para un ángulo de cero grados es igual a cero donde se tiene la condición de equilibrio, como se diseñó. Además, se observa una pendiente negativa desde menos nueve grados hasta doce grados que provoca que el vehículo tienda a regresar a la condición de equilibrio.

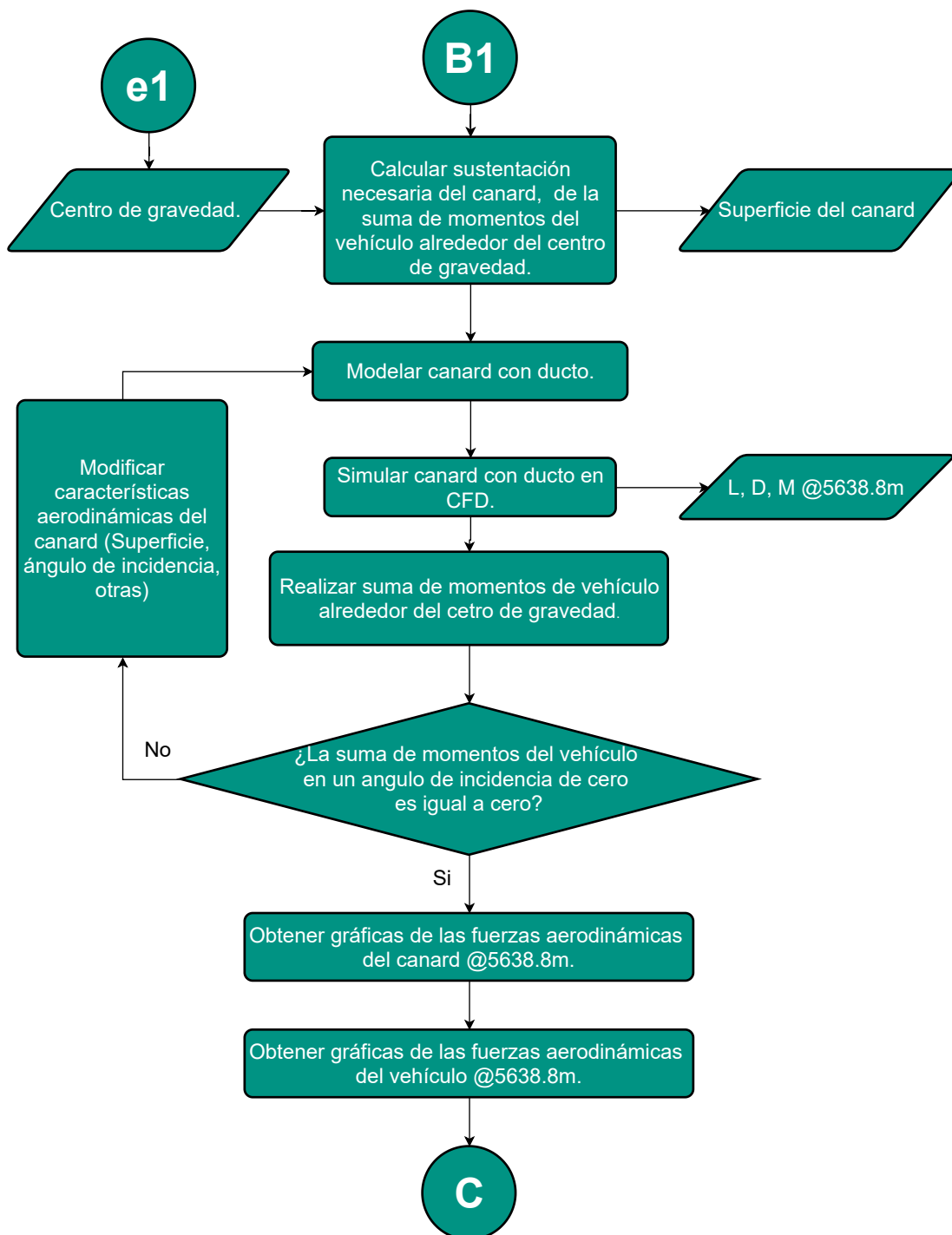


Figura 4.19: Completado el diseño del ala se comienza el diseño del estabilizador horizontal tipo *canard*. Se toma como referencia el *canard* desarrollado en el diseño preliminar y la suma de momentos alrededor del c.g. del vehículo de las fuerzas del ala y el *canard*. Se verifica que el momento resultante sea cero para un ángulo de incidencia del vehículo igual a cero grados. Durante el diseño del *canard* se busca disminuir la dimensión de la cuerda para mejorar su comportamiento. Una forma en la que se aborda la disminución de la superficie del *canard* es usarlo en un ángulo de incidencia mayor, lo que además provoca que el *canard* entre en pérdida antes que el ala.

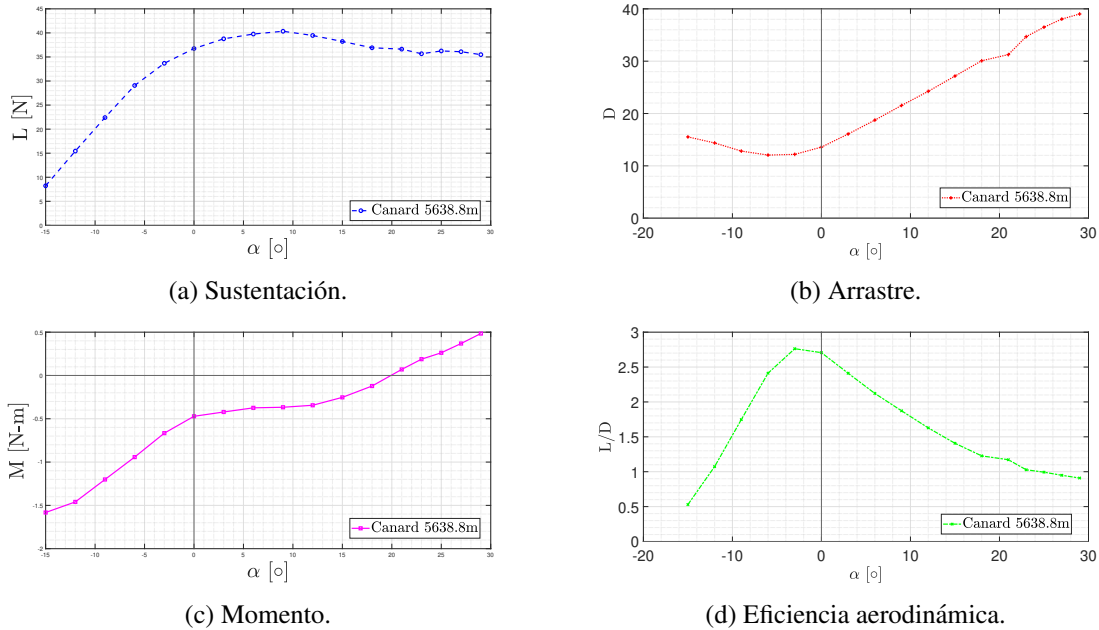


Figura 4.20: Gráficas de fuerzas aerodinámicas del *canard* a 5638.8m de altitud. (a) EL *canard* genera una sustentación de 36.74N, necesaria para tener un momento del UAV alrededor del centro de gravedad con un ángulo de incidencia de cero grados. Alcanza su máximo en nueve grados, a diferencia del ala que tiene su máximo en doce grados. (b) El arrastre generado en condición crucero es de 13.57N, cercano al mínimo. (c) Los momentos generados son pequeños en comparación con los generados por el ala. (d) Para el vuelo del UAV en crucero con un ángulo de incidencia de cero grados se alcanza un valor cercano a la máxima eficiencia del *canard*.)

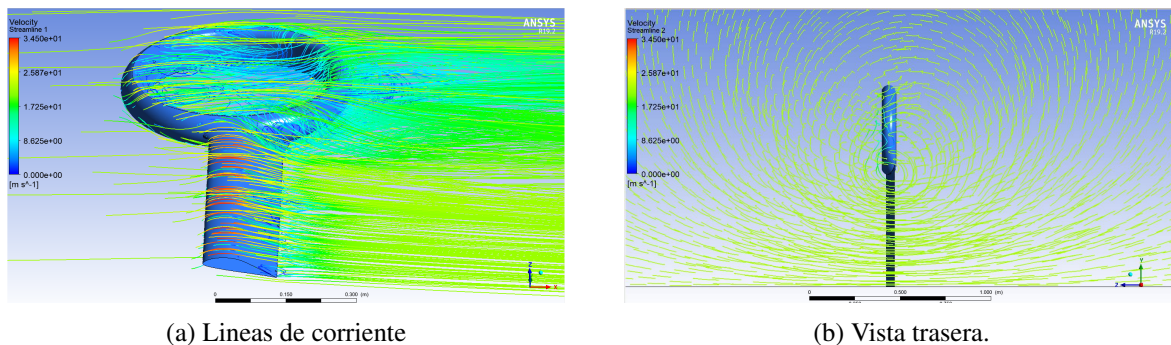


Figura 4.21: (a) Líneas de corriente alrededor del *canard*, se observa un desprendimiento de flujo a la mitad del perfil del ala ocasionado por el ángulo de montaje sobre el vehículo. Dentro del ducto hay una zona de recirculación, mezcla de flujos del intrados hacia el extrados y una zona de estancamiento aguas abajo del ducto.

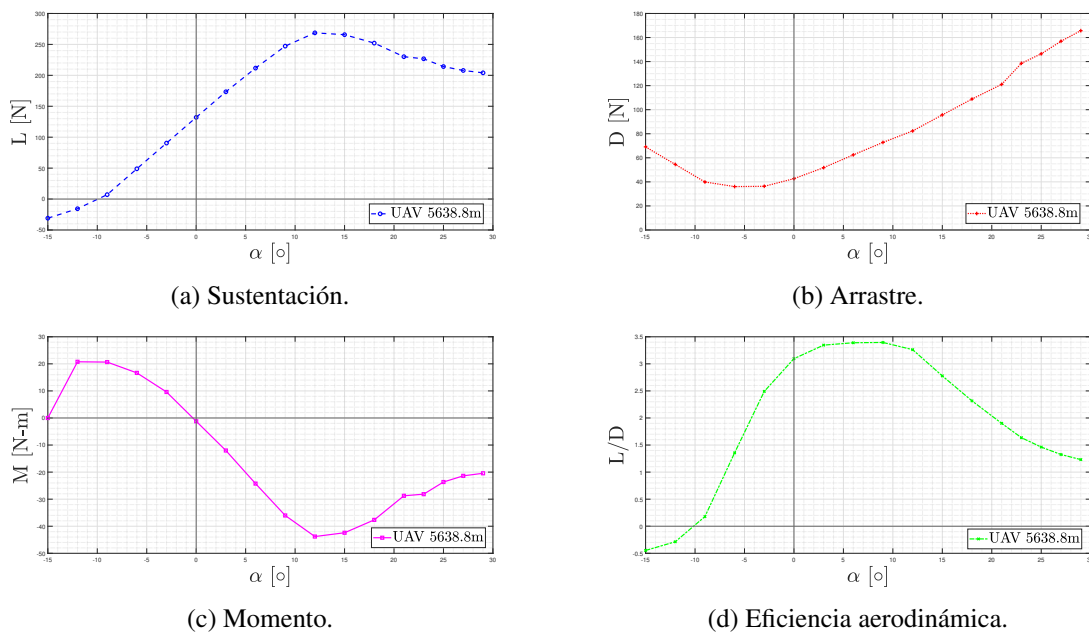


Figura 4.22: Gráficas de la suma de las fuerzas y momentos de los elementos del UAV. (a) La suma de las fuerzas de sustentación del ala y el *canard* excede la fuerza necesaria para levantar el peso del vehículo, sin embargo, el *canard* solo se toma para el análisis como un elemento para la estabilización longitudinal y control del vehículo. (b) La suma de las fuerzas arrastre tiene un mínimo cercano a un ángulo de incidencia de del vehículo de cero grados. (c) La suma de momentos al rededor del centro de gravedad del vehículo da como resultado un momento con valor cero en un ángulo de incidencia igual a cero donde se tiene el punto de equilibrio. La pendiente de la suma de momentos es negativa lo que provoca una fuerza de restitución a la condición de equilibrio. (d) La eficiencia del vehículo, que relaciona las gráficas de arrastre y sustentación anteriores, tiene un máximo en nueve grados de incidencia respecto del vehículo.

Diseño estructural.

La estructura del vehículo autónomo no tripulado permite resistir las cargas aerodinámicas de tal forma que se pueda cumplir con la misión. La función principal de la estructura del ala es recoger las cargas de aire y transferirlas al fuselaje. El ala en su conjunto realiza la función combinada de una viga y una caja de torsión [34]. El diseño del ala del UAV, teniendo en cuenta más criterios, es una tarea de optimización difícil. Las soluciones intuitivas se pueden encontrar sólo para casos simples y, por lo general, está lejos de ser la solución óptima. Para mejorar diseños existentes y encontrar la mejor solución con respecto a los supuestos de diseño, un método eficiente de optimización multi objetivo es necesario [35].

En el desarrollo del diseño de la estructura es fundamental conocer los métodos de construcción que son viables y que estén al alcance de las capacidades del equipo de diseño. Dentro del estudio estructural se remarca la importancia del material de construcción, donde los materiales compuestos son tema de investigación para los constructores de los vehículos autónomos no tripulados. Entre las ventajas que ofrecen los materiales compuestos esta la relación de bajo peso y alta resistencia, sin embargo, se necesitan métodos constructivos especializados que permitan alcanzar los requerimientos que se definan en el diseño. a continuación se presentan actividades con las que se da paso al desarrollo del diseño estructural del vehículo:

Una vez definida la forma del ala y el *canard* en el diseño aerodinámico, se procede al diseño de la estructura que conforma la semi ala. Como primer punto es necesario definir la condición de vuelo a la que la estructura soportara la carga máxima. De acuerdo con el rendimiento definido de la aeronave la velocidad máxima es de 30m/s, además en la gráfica de sustentación del ala contra ángulo de incidencia, la sustentación más alta se alcanza en un

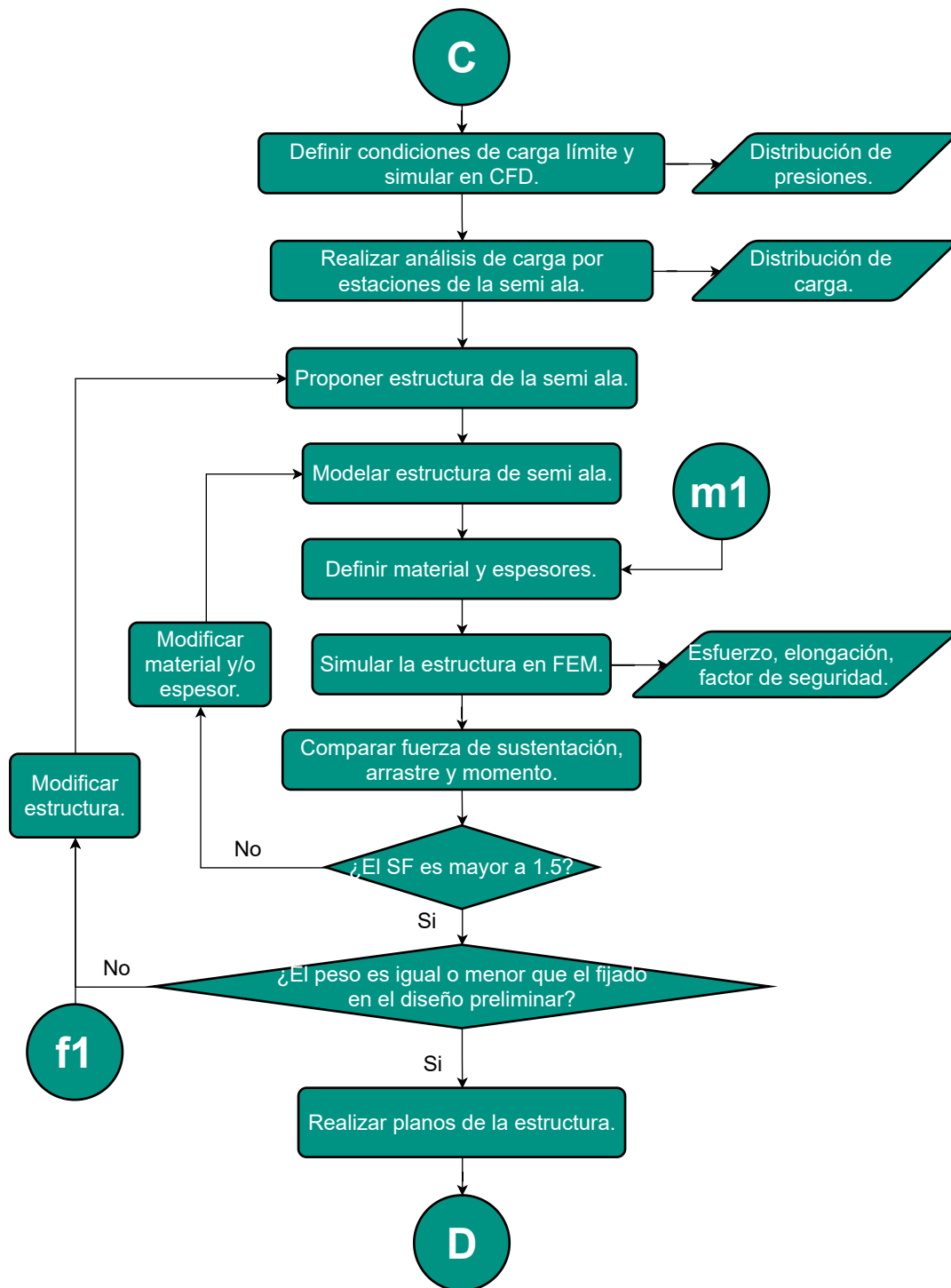


Figura 5.1: Diagrama de flujo para el diseño estructural semi ala. A partir de la forma definida en el diseño aerodinámico del ala y de la definición de las condiciones de la carga límite, se procede a realizar el diseño de la estructura del ala, en cada iteración se contempla cada uno de los elementos como los soportes de los rotores o la estructura del alerón. En cada paso se verifica que el factor de seguridad no rebase el valor mínimo de 1.5 respecto del esfuerzo equivalente. Se busca la reducción del peso de la estructura para no exceder el peso máximo de despegue (MTOW).

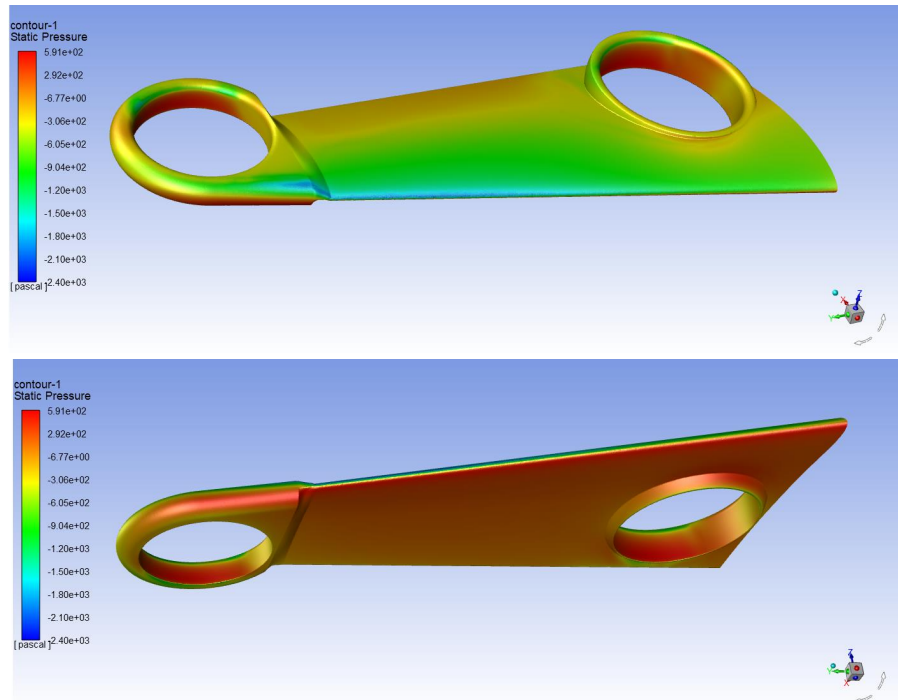


Figura 5.2: Distribución de presiones en condiciones de carga límite o máxima. A una altitud de nivel medio del mar, con una velocidad de 30m/s y un ángulo de incidencia del vehículo de doce grados.

ángulo de doce grados. Aunque durante la misión del vehículo no se viaja a nivel del mar, se toma esta altitud para definir la densidad, dado que es un parámetro estandarizado y es mayor que la de las condiciones de vuelo, por lo que eleva la carga máxima. Se realiza un cálculo de CFD donde se obtiene la distribución de presiones sobre la semi ala generada por las condiciones de carga máxima como se observa en la figura 5.2, donde la sustentación genera por la semi ala es igual a 383.244N, lo que da una sustentación para el ala de 76.488N, que dividido entre el peso del vehículo da una valor de factor de carga de 8.017.

Ahora, se busca como se distribuye la carga sobre la superficie del ala, que al considerar los ductos de raíz y punta se espera que sea diferente a la distribución de un ala común. Se definen diez estaciones que empiezan desde la raíz del ala que esta a 85mm del plano de simetría del vehículo y cuyo distancia se obtiene dividiendo la envergadura de la semi ala entre diez, lo que tiene un valor de 172mm para cada estación. La distribución de las cargas se tiene en la figura 5.3, donde se observa que en la mitad del ducto, en la estación 257, hay una sustentación menor que la de las estaciones vecinas, mientras que para las estaciones posteriores a la estación 429, las cargas se asemejan a las de un ala común, y en las últimas dos estaciones, que es donde se encuentra el ducto de punta, baja la sustentación a valores los valores más bajos. A menos que se especifique lo contrario, un factor de seguridad de 1,5

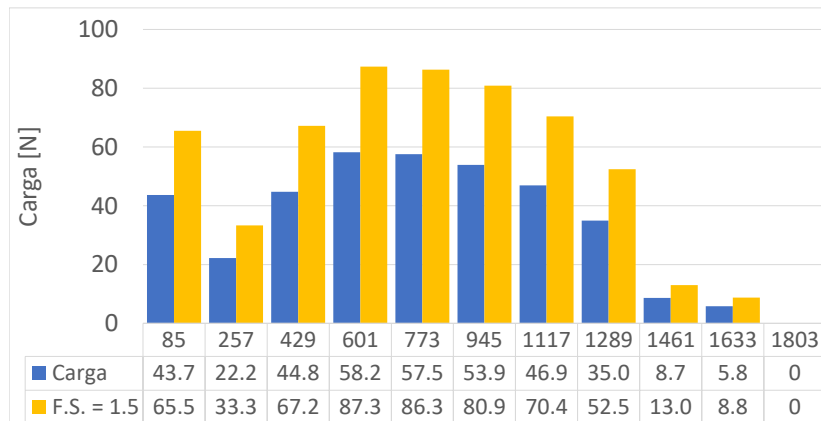


Figura 5.3: Cargas aerodinámicas por estaciones obtenidas a partir de las condiciones de carga límite y cargas con factor de seguridad de 1.5.

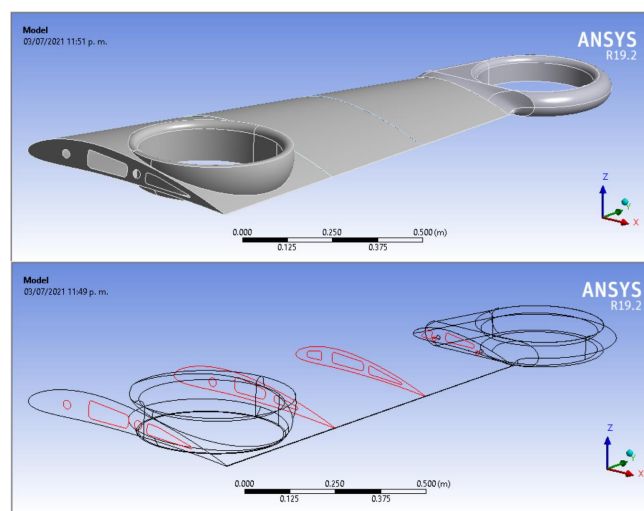


Figura 5.4: Propuesta uno de estructura para semi ala con piel de aluminio y costillas.

debe aplicarse a la carga límite que se consideran cargas externas en la estructura, de acuerdo con lo que se expresa en *Federal Aviation Regulations* (FAR por sus siglas en ingles) parte 25.303. Aplicado el factor de seguridad se tienen las cargas que se muestran en la figura 5.3.

Como primera propuesta de estructura para la semi ala se tiene un cascaron con la forma que se presenta en la figura 5.4, que esta compuesto por tres costillas. Se empieza definiendo una aleación de aluminio (ver tabla A.1) para facilitar la evaluación del comportamiento de la estructura.

Para realizar la simulación FEM de la estructura de la semi ala, se empieza por definir el material, que para este caso es la aleación de aluminio, además se definen los espesores que se utilizan para las costillas y para el cascaron de 0.5mm con lo que resulta un peso de la estructura de la semi ala de 2.473kg. Se definen contactos entre costillas y el cascaron así como los apoyos fijos con respecto del fuselaje para la estructura. La carga de la estructura

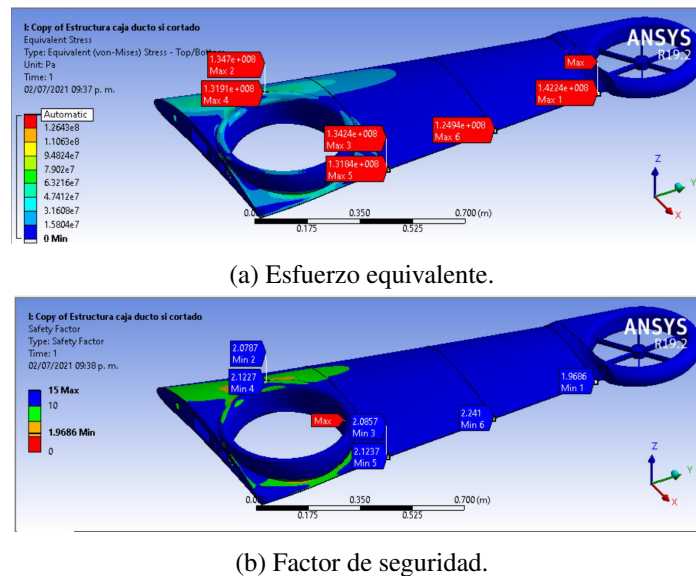
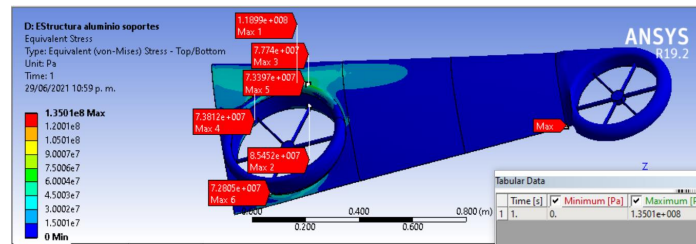


Figura 5.5: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración uno. (a) Se observa que el esfuerzo máximo se presenta en la transición de la superficie del ala al ducto de punta. (b) El factor de seguridad mínimo es de 1.9686 que supera al requerido de 1.5

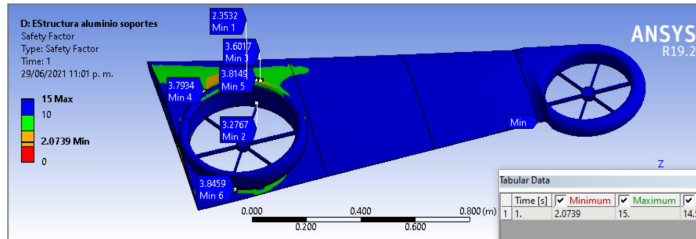
de define mediante la distribución de presiones del cálculo CFD.

Resultado del cálculo de elemento finito de la estructura se tienen los esfuerzos que se presentan en la figura 5.5a, donde el esfuerzo máximo se encuentra en la unión del ducto de punta con la superficie del ala en el borde de salida, este esfuerzo al dividir el ducto de la superficie del ala se plantea que desaparezca. En el mismo punto de la estructura se presenta la elongación máxima y el factor de seguridad mínimo de la propuesta de la estructura resulta ser de 1.9686. El siguiente valor mínimo local se encuentra en la geometría del ducto de raíz cercano al borde de ataque, es por ello que se propone ubicar un elemento tipo viga que contribuya al aumento del factor de seguridad en esa zona, en otras palabras, a que se reduzca el esfuerzo en esa zona.

Después de realizar la prueba anterior, a la estructura se le agrega el soporte de los rotores del ducto de raíz, que están diseñados para soportar el empuje del rotor y transmitir la carga a la estructura del UAV para realizar el despegue y aterrizaje vertical. Al realizar la simulación de la carga aerodinámica a la estructura con el soporte de raíz, se observa que los esfuerzos máximos se presentan en la unión del soporte con la superficie del ducto, además reduce el esfuerzo en la zona del extradados frente al ducto a un valor de $1.1899e+08\text{Pa}$ cuando en la versión sin el soporte se tenía un esfuerzo de $1.347e+08\text{Pa}$. El esfuerzo máximo se presenta aun en la transición entre la superficie del ala y el ducto de punta, 5.6a . Sin embargo, con el soporte de raíz agregado el factor de seguridad mínimo ahora es 2.07 como se observa en la



(a) Esfuerzo equivalente.



(b) Factor de seguridad.

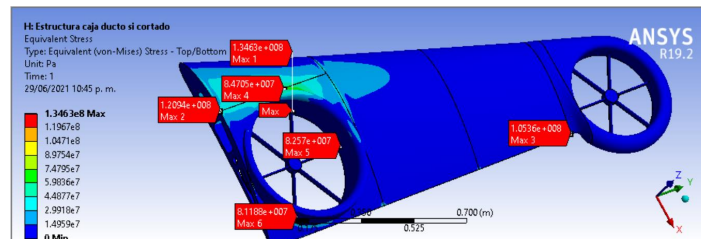
Figura 5.6: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración dos. (a) Cuando se añaden los soportes del rotor de raíz se presentan esfuerzos en la unión de los mismos con el ducto. (b) El factor de seguridad aumenta por la presencia de los soportes a un valor de 2.0739.

figura 5.6b.

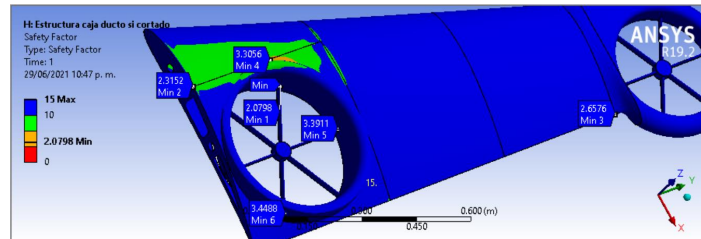
Con el objetivo de reducir el esfuerzo en la zona frente al ducto, se introduce un elemento a que trabaje como viga frente al ducto, como se muestra en la figura 5.7a ahora los esfuerzos se alojan en la unión del elemento agregado con la superficie del ala, con esfuerzo de $1.2094e+08\text{Pa}$ en la unión con la costilla de raíz. Se redujo el esfuerzo delante del ducto, sin embargo, el nuevo elemento origino un esfuerzo de mayor valor en la unión con la costilla. Es por ello que se toma la decisión de prescindir del elemento. El actor de seguridad mínimo se presenta nuevamente en la unión del soporte con el ducto y tiene un valor de 2.07 también, como se puede observar en la figura 5.7b.

Con el propósito de que la transportabilidad del UAV sea mejor, se reducen las dimensiones de las piezas que lo conforman, en consecuencia, se divide la semi ala en tres secciones: raíz, media y punta como se puede observar en la figura 5.8. Cada sección del ala es un cascaron que se une a las demás secciones mediante conexiones cilíndricas, tomando el cuenta los soportes de los rotores la semi ala esta compuesta de cinco piezas.

Cuando se aplica la carga límite a la estructura del ala de tres secciones, desaparece el esfuerzo en la punta del ala. Dado que ahora el contacto entre el ducto de punta y la sección media del ala se da entre las costillas de ambos y las uniones cilíndricas. Cada sección del ala, además de los soportes, tienen un espesor definido. La sección de raíz y el soporte de punta tienen un espesor de 0.5mm, la sección media y de punta un espesor de 0.3mm y



(a) Esfuerzo equivalente.



(b) Factor de seguridad.

Figura 5.7: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración tres. (a) Al añadir el elemento tipo viga se presentan esfuerzos en la unión con la costilla de raíz. (b) El factor de seguridad mínimo se presenta en la unión de los soportes con el ducto.

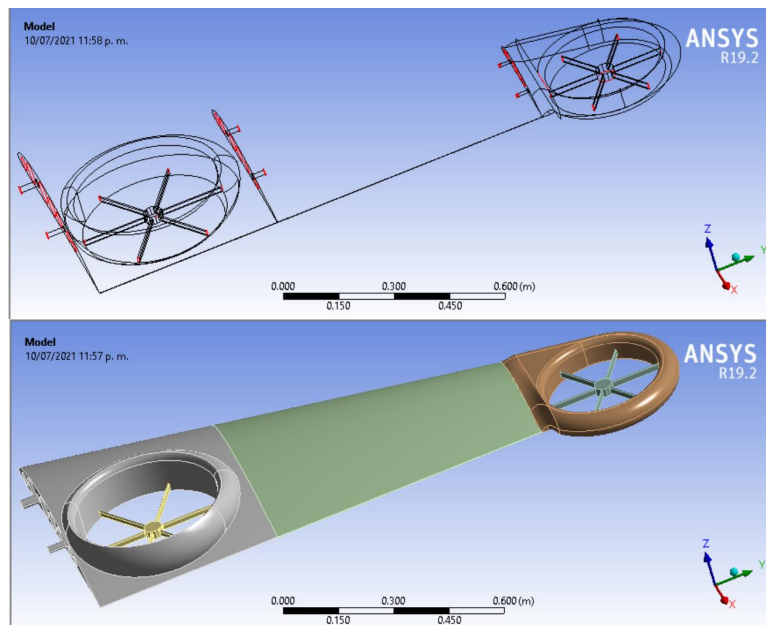
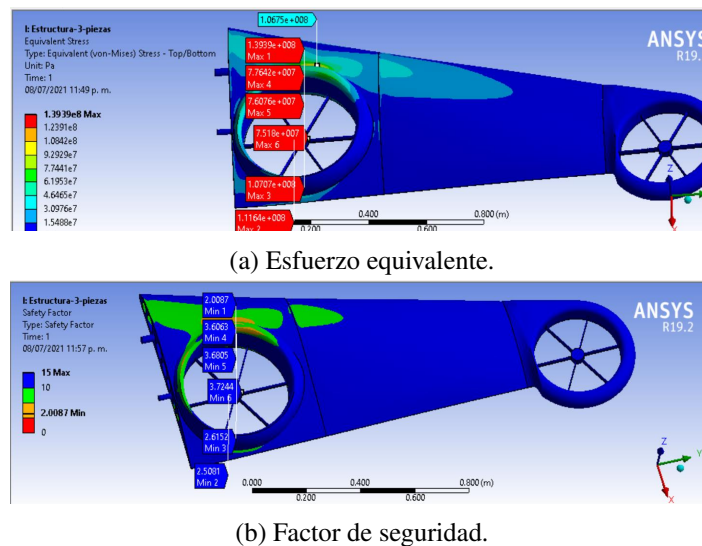


Figura 5.8: Estructura para semi ala de tres piezas. De acuerdo con el requerimiento de transportabilidad la semi ala se divide en tres piezas para facilitar su traslado. Se tiene una pieza que incluye el ducto de raíz, otra la sección media del ala y la última la punta del ala que incluye el ducto.



(a) Esfuerzo equivalente.

(b) Factor de seguridad.

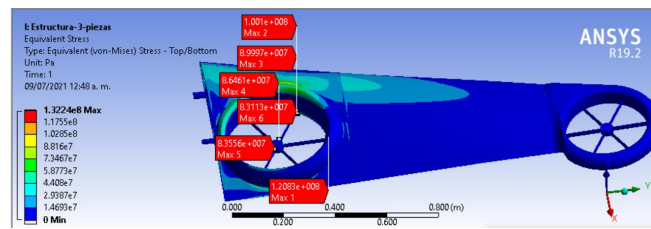
Figura 5.9: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración cuatro. (a) Los esfuerzos máximos se presentan en la unión de soportes y ducto de raíz. (b) El factor de seguridad mínimo tiene un valor de 2.0087.

el soporte de raíz un espesor de 0.8mm. Los esfuerzos máximos continúan en la unión del soporte de raíz con el ducto con un máximo $1.3939e+08\text{Pa}$ como se muestra en la figura 5.9a. Con los espesores definidos se tiene un peso de la estructura de la semi ala de 1.957kg. El factor de seguridad tiene un mínimo de 2.00 en la unión del soporte raíz con el ducto como se observa en la figura 5.7b

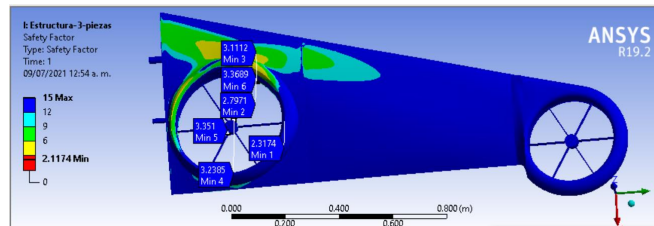
Con la intención de reducir el peso de la estructura de la semi ala se modifica el espesor del soporte de raíz a 0.5mm lo que mejora la condición de factor de seguridad pasando a un mínimo igual a 2.11 como se observa en la figura 5.10 lo que indica que se puede mejorar la unión para reducir el esfuerzo en esa zona, además se consigue un peso de la estructura de 1.841kg.

Siguiendo el proceso de diseño de la estructura se agrega la geometría de los alerones, a partir del análisis de las geometrías de control, quedando la estructura como se muestra en la figura 5.11. Definiendo un espesor de 0.5mm a la geometría del alerón, se tiene un peso de la estructura de 1.864kg. Realizando la simulación para la estructura con el alerón se observa que los esfuerzos máximos se encuentran en la unión del soporte y aumentan en comparación con la iteración anterior, la distribución de esfuerzos se puede observar en la figura 5.12a, resultando en un factor de seguridad mínimo igual a 2.06.

Se le aplica a la estructura de la semi ala las cargas del empuje máximo de los rotores, 50.9N y 21.67N, para el rotor de raíz y punta, respectivamente. Las condiciones de carga n



(a) Esfuerzo equivalente.



(b) Factor de seguridad.

Figura 5.10: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración cinco. (a) Al reducir el espesor del soporte del rotor de raíz se reducen los esfuerzos presentes en la unión con el ducto. (b) E factor de seguridad mínimo se eleva a 2.1174.

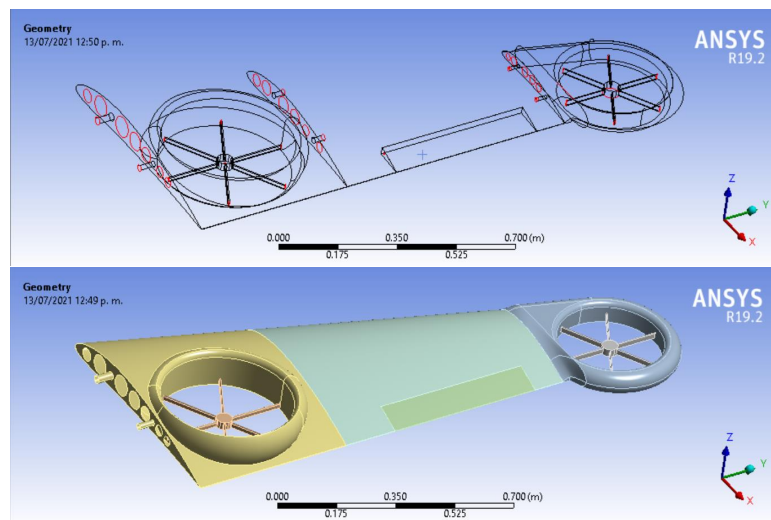
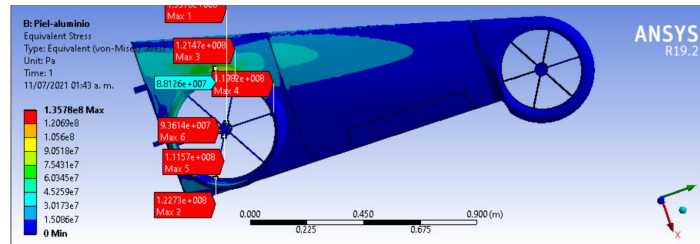
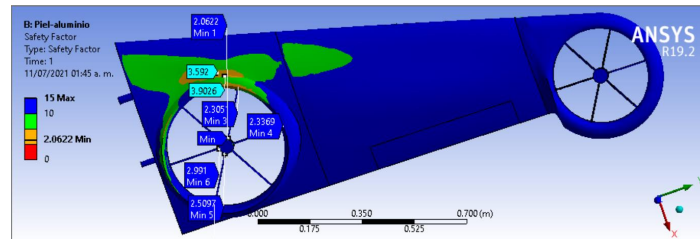


Figura 5.11: Estructura para semi ala de tres piezas con alerón. Se agrega la geometría el alerón a la semi ala para observar el comportamiento de la estructura.



(a) Esfuerzo equivalente.



(b) Factor de seguridad.

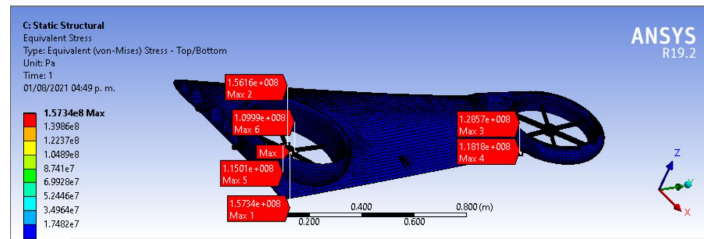
Figura 5.12: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración seis, alerón. (a) Al agregar la geometría del alerón aumentan los esfuerzos, lo que significa que pierde resistencia la estructura de la semi ala. (b) El factor de seguridad disminuye a un mínimo de 2.0622, aún por encima del requerido de 1.5.

modo multirotor generan la distribución e esfuerzos que se puede observar en la figura 5.13, lo que resulta en un factor de seguridad de 1.779 mínimo de la estructura que se presenta en el soporte del rotor de raíz. Al final se llega al peso del ala de 2.894kg tomando en cuenta que esta conformada por las semi alas izquierda y derecha.

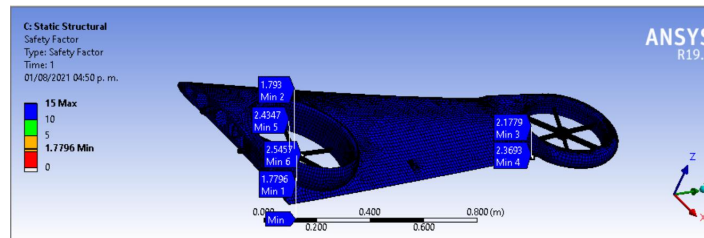
El *canard* con un espesor del material de 0.15mm para la superficie del *canard*, 0.075mm para el elevador, 0.5mm para el ducto y 0.4 mm para el soporte del rotor, tiene un peso de 1.074kg para el canard completo (izquierdo y derecho). Aplicando las condiciones de carga de los rotores se tiene un factor de carga mínimo de 1.77 mayor al mínimo de 1.5 requerido.

El fuselaje con un espesor de 0.3mm llega a un peso de 1.134kg y el estabilizador vertical con la misma condición de espesor tiene un peso de 0.217kg. Dando como resultado un peso total de la estructura de 5.320kg con respecto del diseño preliminar donde se determinó que el peso fuera de 2.43kg. Los planos de las piezas del fuselaje y el ala aparecen en el apéndice E. Además, se plantea utilizar los mismos espesores pero con una estructura material compuesto con refuerzo de fibra de carbono para reducir el peso, lo que queda para trabajo futuro. Los planos de las piezas que integran al UAV, así como el plano de conjunto del mismo, se encuentran en el apéndice.

Concluido el diseño aerodinámico y el diseño de la estructura del ala y el *canard*, se muestra en la figura 5.15a el vehículo C2M6R con los rotores montados en la condición para

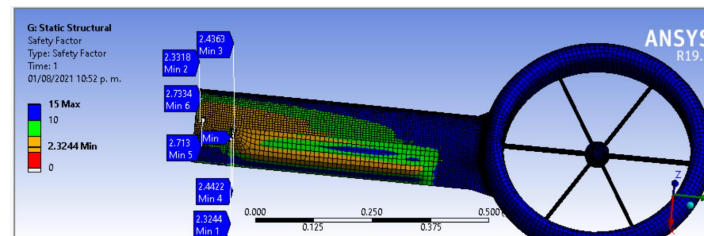


(a) Esfuerzo equivalente.

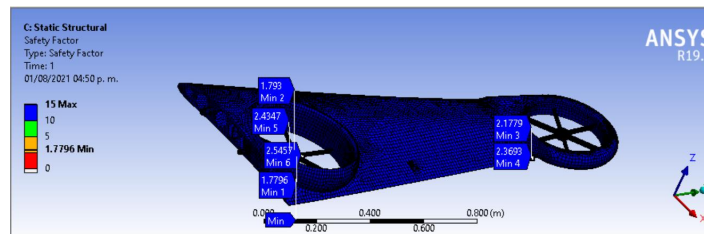


(b) Factor de seguridad.

Figura 5.13: Análisis FEM de estructura de la semi ala iteración seis, carga rotores. (a) Los esfuerzos máximos, al igual que con a carga aerodinámica se presentan en el soporte raíz. (b) El factor de seguridad disminuye a un mínimo de 1.779, por encima del requerido de 1.5.



(a) Carga límite aerodinámica.



(b) Carga máxima rotor.

Figura 5.14: Análisis FEM de estructura del semi *canard* (a) Factor de seguridad para carga límite aerodinámica es de 2.32 (b) El factor de seguridad disminuye a un mínimo de 1.77 para la carga máxima del rotor, por encima del requerido de 1.5.



(a) Modo multirotor.



(b) Modo ala fija.

Figura 5.15: UAV canard VTOL C2M8R.

despegue vertical. Así mismo en la figura 5.15b se muestra una vista del vehículo en vuelo en configuración avión donde se puede observar el montaje de los motores y las superficies de control, los alerones del ala y los elevadores del *canard*.

Simulaciones mediante Software In the Loop

Las simulaciones SIL son utilizadas durante el desarrollo del diseño de un UAV [36] para evaluar el concepto del vehículo híbrido tanto en vuelo horizontal en configuración *canard*, como en modo de despegue y aterrizaje vertical. Hasta hace un par de décadas, los ingenieros e investigadores tenían que construir un prototipo de avión para investigar las respuestas de la implementación de las leyes de control y de los algoritmos de navegación. Dicho prototipo se utilizaba tantas veces como era posible, lo que eventualmente causaba una degradación acelerada, implicando la necesidad de fabricar tantos prototipos como fuesen necesarios. Hoy en día, las simulaciones tanto de Software-In-the-Loop (SIL) como de Hardware-In-the-Loop (HIL) son utilizadas de forma común para evaluar las leyes de control y los algoritmos de navegación, debido a que estas técnicas permiten cambiar fácilmente el modelo utilizado (i.e., el prototipo), permitiendo un desarrollo rápido, así como aumentar la seguridad, ya que se minimiza el número de vuelos experimentales requeridos, y a su vez, se reduce el número de personas periféricas involucradas. En consecuencia, se disminuye el costo final del proyecto [37].

El desarrollo del banco de simulaciones se lleva a cabo utilizando el diagrama de flujo que se observa en la figura 6.1. El primer paso para poder realizar las pruebas de SIL es contar con un modelo del vehículo que pueda ser utilizado para el desarrollo de un banco de simulaciones usando el software X-Plane en comunicación con Matlab. Para tal efecto se realizó el modelado del vehículo utilizando el software Plane Maker. Dicho modelo se crea a partir de la definición del diseño preliminar de las dimensiones del vehículo tales como

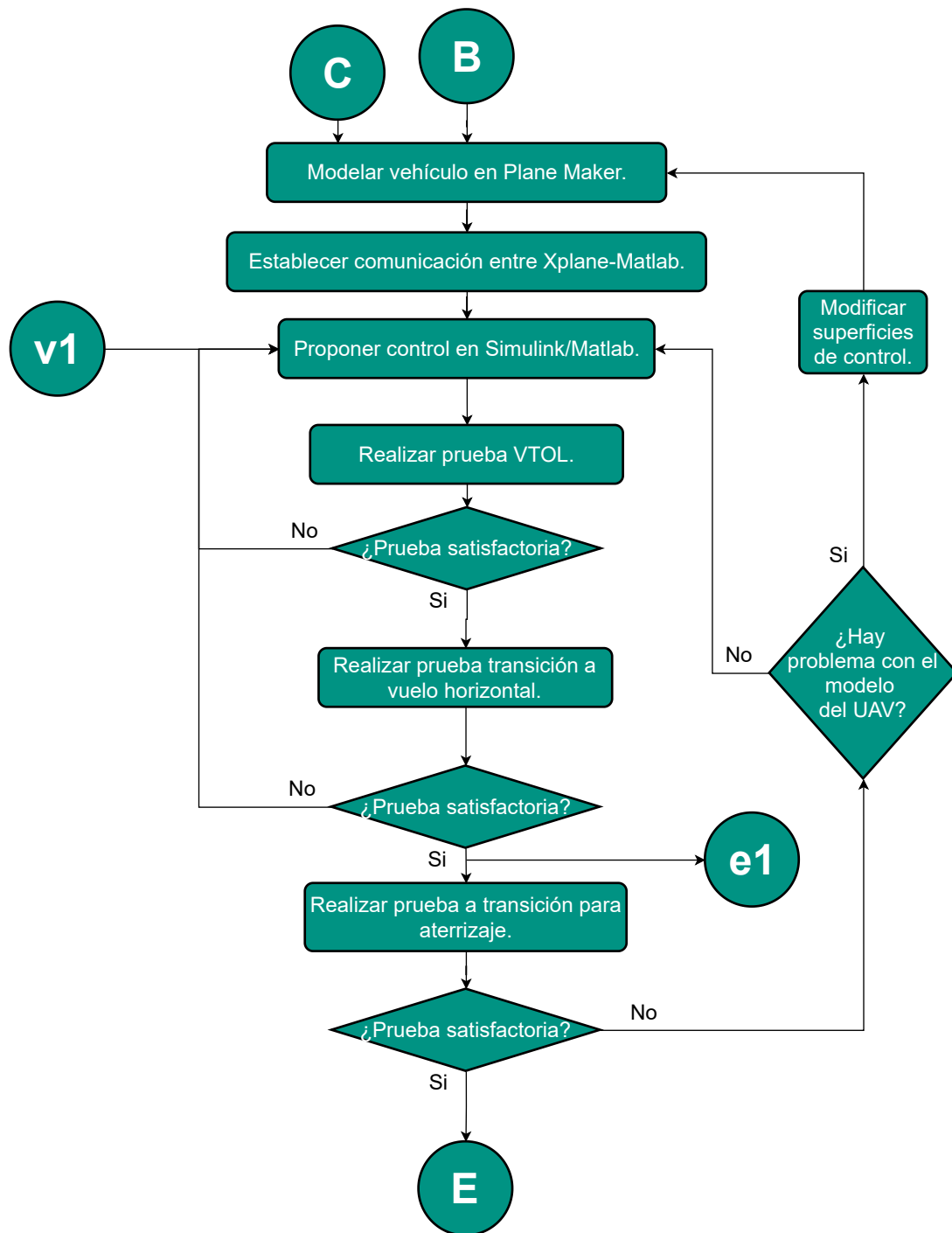


Figura 6.1: El desarrollo del banco de simulaciones SIL entre X-Plane y Matlab se desarrolla a la par del diseño preliminar para validar la ubicación de rotores y de las geometrías del ala y el *canard*. Además, se utiliza como herramienta para ubicar el centro de gravedad. Después de completar el diseño aerodinámico del UAV se modifica el modelo del vehículo en Plane Maker, para hacer pruebas de despegue y aterrizaje vertical, así como, las transiciones de modo multirrotor a modo avión y viceversa. El banco de pruebas es de utilidad además para realizar el diseño de las geometrías de control, puesto que al modificarlas cambia la respuesta al control del vehículo.

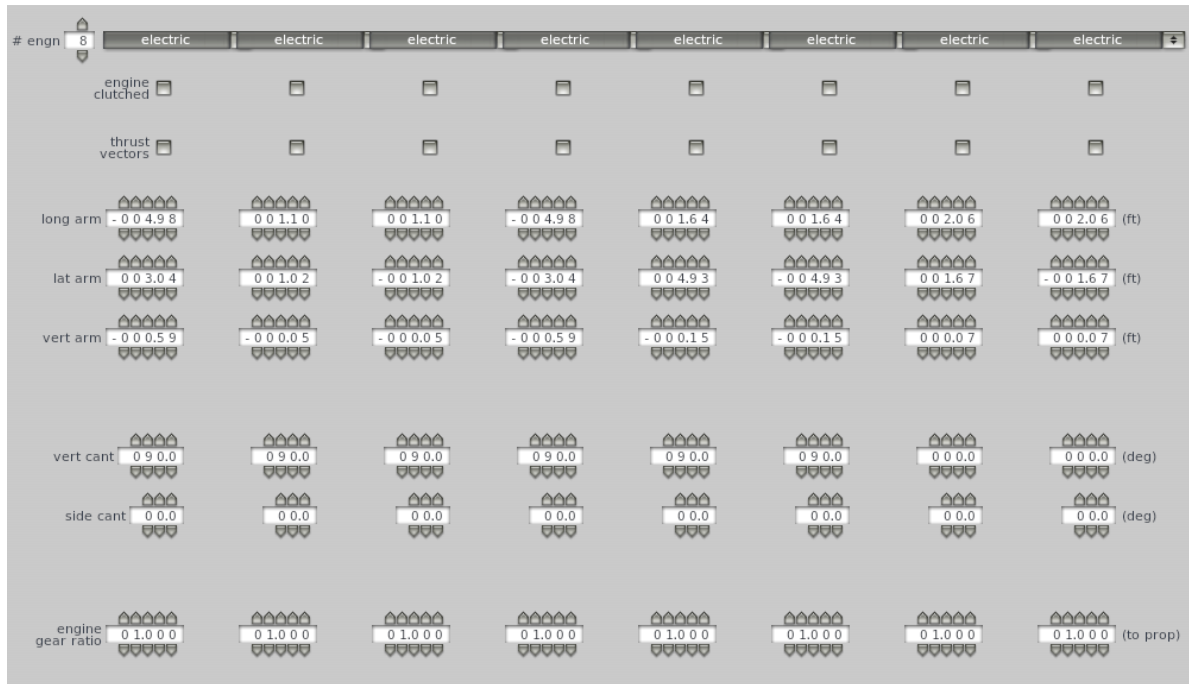
la posición de los rotores y la geometría del ala y el *canard*, de los perfiles aerodinámicos y de las características del sistema de propulsión. Las actividades que se requieren realizar para el desarrollo del banco de simulaciones SIL utilizando X-Plane y Matlab se presentan a continuación:

1. Generar un modelo del vehículo en Plane-Maker.
2. Desarrollar un programa en Matlab Simulink que permita la comunicación entre Matlab y X-Plane
3. Configurar X-Plane para el intercambio de datos con Matlab
4. Implementar una ley de control desde Simulink que permita estabilizar el modelo del vehículo en X-Plane.

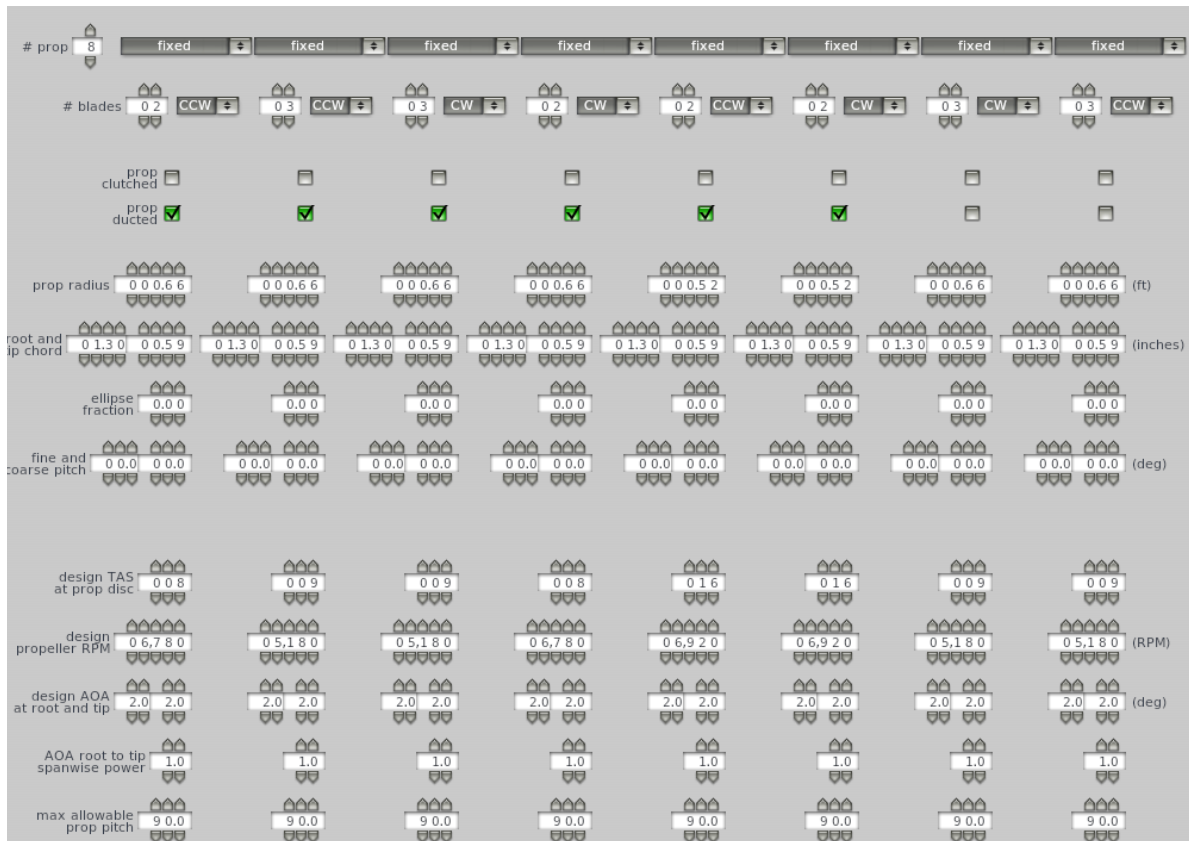
6.1. Modelado en *Plane Maker*

El modelado del vehículo en Plane Maker consiste en obtener un modelo del vehículo a partir del diseño preliminar, en el que se ha diseñado el sistema de propulsión y el sistema de sustentación. Para introducir los parámetros que definen el sistema de propulsión se utiliza la opción *Engines specs*. A continuación, en la pestaña *Engines 1* se define el motor que se utilizará. En el diseño obtenido en este trabajo de tesis, se utilizan ocho motores de hélice idénticos con una potencia máxima de 1.6 hp y un tope de funcionamiento de 8,500 RPM. Por otro lado, en la pestaña *Engines 2* se definen las posiciones de los motores sobre el vehículo, así como, la dirección del empuje que generan. En nuestro caso, seis motores se definen con una inclinación de 90 grados para el despegue y aterrizaje vertical y dos motores se configuran a cero grados para generar el empuje en vuelo horizontal.

El siguiente paso consiste en configurar dentro de la opción *Props 1*, el número y el radio de palas a utilizar, así como su sentido de giro. De igual forma, se define el tipo de rotores a utilizar como *prop ducted*, debido a que este tipo de rotor es el que se utilizará para generar la propulsión del vehículo en modo vertical. En la opción *Props 2* se define la geometría de las palas de las hélices vistas en planta (ver figura 6.2). En la ventana *systems* se configura la parte eléctrica, es decir, aquí se define la capacidad de la batería y los motores a los que ésta está conectada. El peso del vehículo y su centro de masa se definen en *weight and balance*.



(a) Pestaña de configuración *Engines 2*.



(b) Pestaña de configuración *Props 1*.

Figura 6.2: Configuración de los parámetros del sistema de propulsión en Plane Maker: *Engine specs*.

Para definir los parámetros del sistema de sustentación del vehículo se utiliza la ventana *wings*, donde se definen las posiciones, geometrías y los ángulos de flecha y diedro del ala.

Además, se define el estabilizador horizontal, que en este caso es tipo *canard*, debido a que en nuestro caso, éste se colocó frente al ala. Por último, se definen las geometrías de los estabilizadores verticales como se observa en las figuras 6.3a y 6.3b De igual forma, se definen las superficies de control, alerones para el ala, elevadores para el *canard* y timones para los estabilizadores verticales.

Por otro lado, el comportamiento de los perfiles utilizados se modela usando *Airfoil Maker*, de acuerdo con los resultados obtenidos de las simulaciones con el método de paneles (xflr5). Para cada perfil se define el comportamiento de la sustentación, arrastre y momento como se puede observar en las figuras 6.4a y 6.4b.

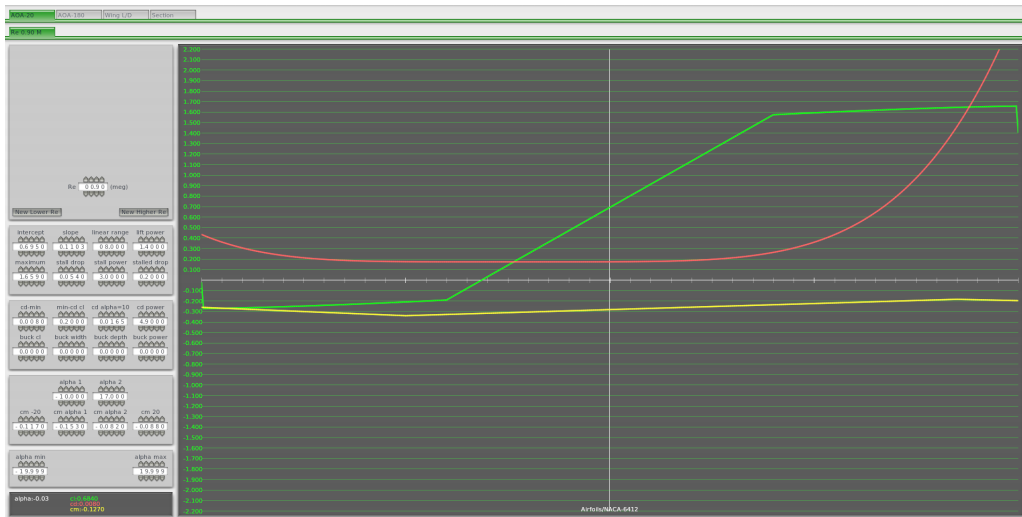
Finalmente, los perfiles que se construyeron en *Airfoil Maker* son introducidos en la ventana *foils* de *Plane Maker*. Cabe resaltar, que en nuestro caso utilizamos los perfiles predefinidos NACA 0009 y e63 y Clark-Y para los estabilizadores verticales y para las hélices, respectivamente.

Como resultado del proceso anterior, se obtiene el modelo del vehículo que aparece en la figura 6.5, el cual es mostrado ya una vez que ha sido importado dentro de X-Plane.

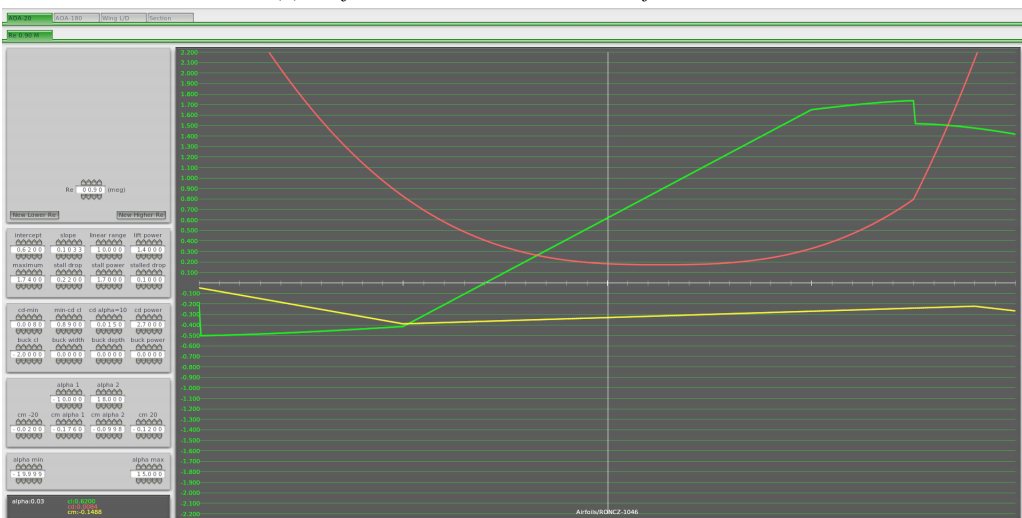
6.2. Pruebas en modo *Vertical Take-Off and Landing*.

Para implementar las leyes de control del vehículo se utilizan los bloques en Simulink que aparecen en la figura 6.6. Al bloque UDP Receive llegan las señales enviadas por X-Plane correspondientes a la actitud y posición del vehículo. En el bloque Control se definen las señales que gobiernan el comportamiento de los motores a través de un control PID, para lo cual se define una referencia para el seguimiento de altura, y por último el bloque UDP send manda dichas señales al modelo en X-Plane.

De igual forma, se tiene un bloque, definido como *Real-Time Sync*, el cual permite sincronizar el programa realizado en de Simulink con el reloj del kernel en tiempo real. El código de Simulink es configurado para comunicarse con X-Plane a través del protocolo UDP. Los datos generados por X-Plane (entradas de control y la respuesta del UAV) se empaqueta y se envía a Simulink [38]. Usando el protocolo de comunicación UDP se reciben los datos de la actitud del vehículo *pitch* y *roll*, las velocidades angulares del vehículo q , p y r , así como la altura del vehículo en ftmsl.



(a) Perfil NACA 6412 dentro de Airfoil Maker.



(b) Perfil RONCZ-1046 dentro de Airfoil Maker.

Figura 6.4: Perfiles utilizados dentro de Airfoil Maker.



Figura 6.5: Modelo del vehículo en X-Plane desarrollado utilizando Plane Maker a partir del diseño preliminar.

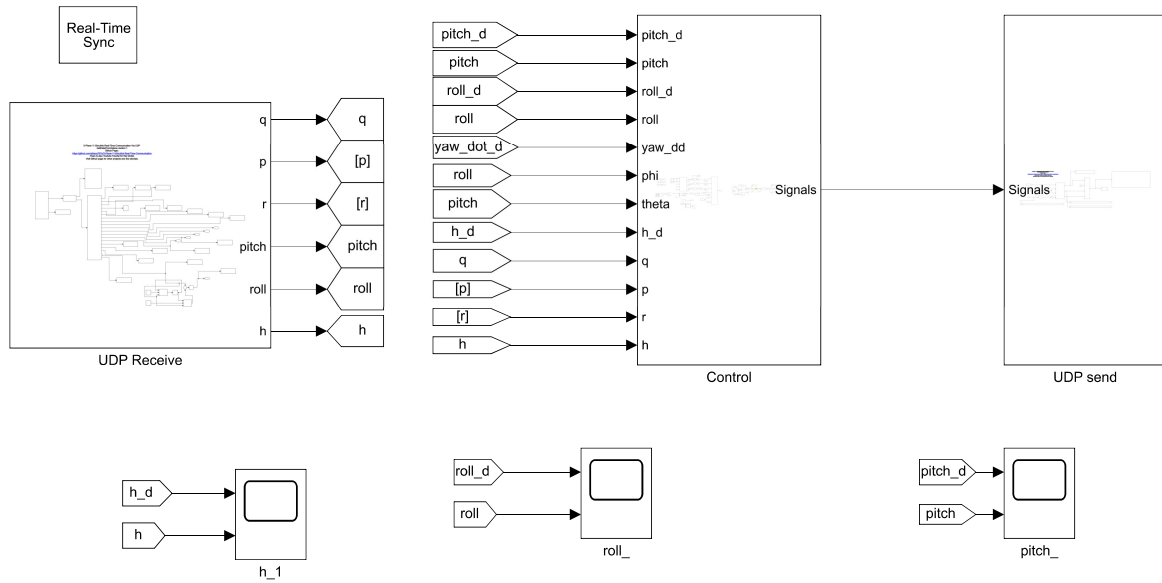


Figura 6.6: Bloques de control Matlab.

Finalmente, dentro del bloque motores se define el código que genera la señal que será enviada a los motores, el cual está dado por las ecuaciones (6.1).

$$\begin{aligned}
 motor_1 &= thrust - PID_{roll} + PID_{pitch} + PID_{yaw} \\
 motor_2 &= thrust - PID_{roll} - PID_{pitch} - PID_{yaw} \\
 motor_3 &= thrust + PID_{roll} - PID_{pitch} + PID_{yaw} \\
 motor_4 &= thrust + PID_{roll} + PID_{pitch} - PID_{yaw} \\
 motor_5 &= thrust - PID_{roll} - PID_{pitch} - PID_{yaw} \\
 motor_6 &= thrust + PID_{roll} - PID_{pitch} + PID_{yaw}
 \end{aligned} \tag{6.1}$$

Tanto la ley de control en Matlab como el modelo del vehículo en X-Plane se ejecutan de manera simultánea en la misma computadora. Después de ajustar las ganancias de los bloques PID de forma heurística, se obtuvo el resultado de la prueba inicial de seguimiento de altura, la cual es fijada a 20 m y se muestra en la figura 6.7. De esta gráfica es posible observar que la respuesta del vehículo oscila alrededor de la señal de referencia, lo cual es esperado debido a que en esta fase inicial lo que se pretendía corroborar es que tanto el programa en Matlab, como el modelo en X-Plane eran capaces de intercambiar información para implementar las pruebas de SIL.

Con el banco de simulaciones funcionando de manera adecuada, se continuó con el mejoramiento de la prueba de seguimiento de altura del vehículo. Para tal efecto, se introdujeron filtros de media móvil (ver figura 6.8) para suavizar las señales recibidas de las dinámicas

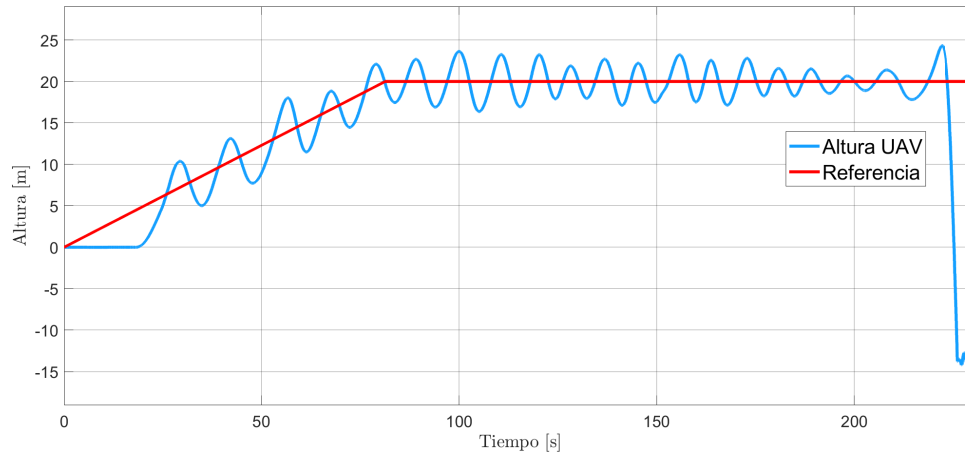


Figura 6.7: Respuesta del modelo en X-Plane en la prueba de seguimiento de altura.

del vehículo. Además, se agregó la entrada "thrust1" para controlar los motores en modo de vuelo horizontal.

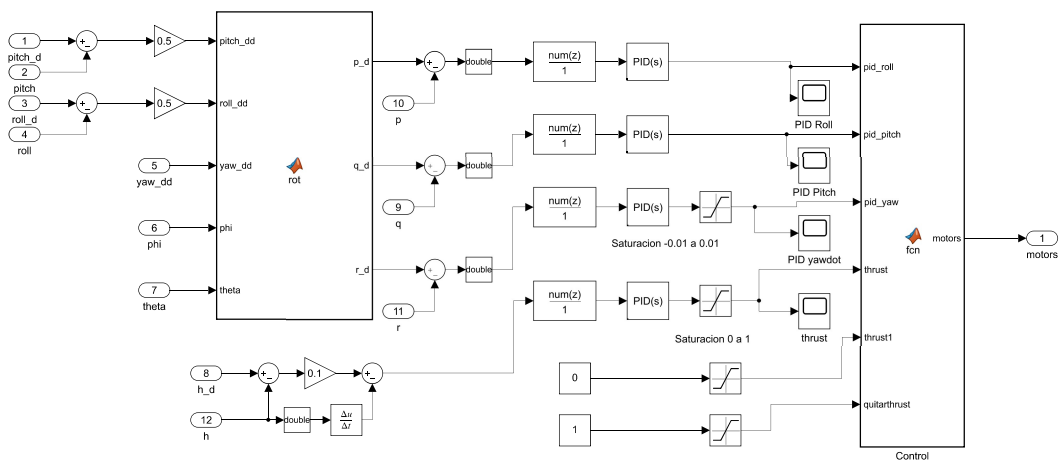


Figura 6.8: Bloque de control motores con filtros en la entrada.

Como resultado de estas modificaciones, se logró el seguimiento de altura para el modo de despegue y aterrizaje vertical que se presenta en la figura 6.9. Se observa que el vehículo sigue de mejor manera la referencia de altura de 25 m, y se aterriza disminuyendo con escalones la referencia.

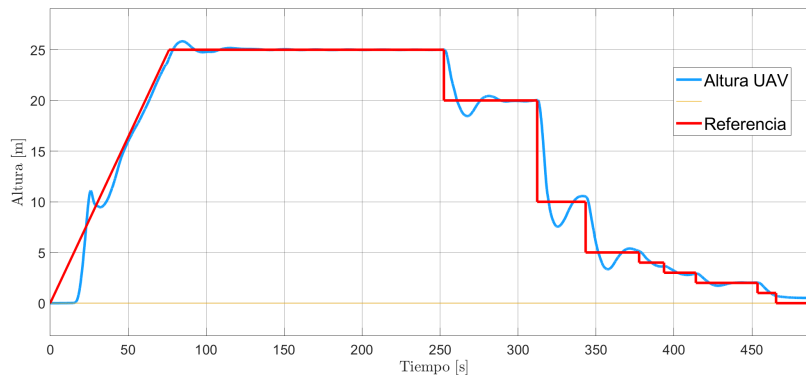


Figura 6.9: Respuesta de seguimiento de altura ante diferentes valores deseados.

En la figura 6.10 se observa al modelo del vehículo realizando la prueba de seguimiento de altura en la configuración de despegue y aterrizaje vertical. En esta prueba también se despliegan en pantalla las variables correspondientes a la actitud del vehículo, su posición, su altitud, la velocidad relativa del viento, el empuje de cada uno de los ocho motores y la sustentación que genera cada semi ala y cada semi *canard*.

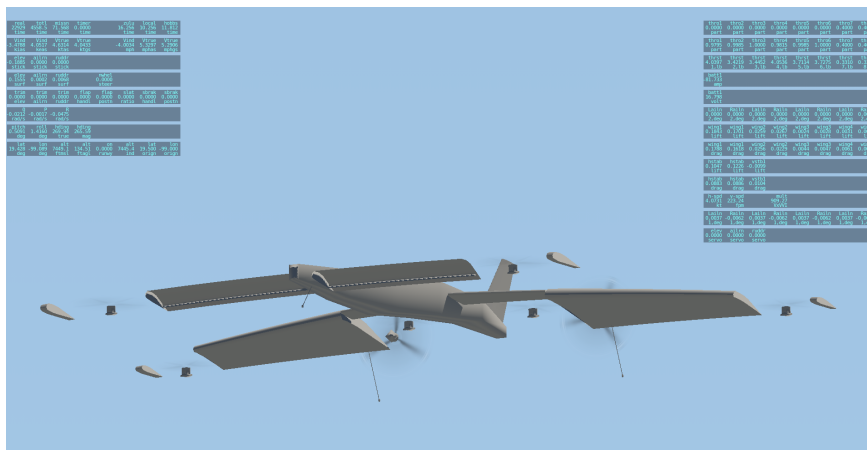


Figura 6.10: Vehículo realizando la simulación de despegue vertical usando el banco de pruebas entre Xplane y Matlab.

6.3. Pruebas de transición de modo VTOL a vuelo horizontal.

Una vez que han sido realizadas las simulaciones de despegue vertical mediante el uso del banco de pruebas entre Matlab y X-Plane, se realizan las pruebas de vuelo horizontal incluyendo la transición de despegue vertical a vuelo en modo avión. Para tal efecto, fue necesario modificar el receptor de datos de entrada en Matlab de tal forma que éste incluya

los datos necesarios para la configuración en modo avión. De igual forma, se añadieron los bloques que envían las señales de salida para controlar el comportamiento del elevador, el timón y los alerones en X-Plane.

En esta prueba, la altura del vehículo en modo de vuelo horizontal es controlada mediante un controlador tipo PI que recibe como referencias la altura, el cabeceo y la velocidad de cabeceo deseadas, y genera como salida la señal que gobierna el elevador. En el diseño obtenido, el elevador tiene un ángulo mayor para moverse hacia el extrados, dado el ángulo de incidencia del *canard* para favorecer la efectividad del mismo para el cabeceo negativo del vehículo.

Como se puede ver en la figura 6.11, la prueba inicia con un despegue en modo vertical mediante el seguimiento de una señal de referencia en altura tipo rampa hasta alcanzar 25 m en veinte segundos. Esta altura se mantiene por cuarenta segundos y después se inicia la transición a vuelo en modo horizontal. Durante esta etapa, se define una referencia en rampa para la transición hasta llegar a una altura de 180 m, la cual se mantiene constante hasta el fin de la prueba.

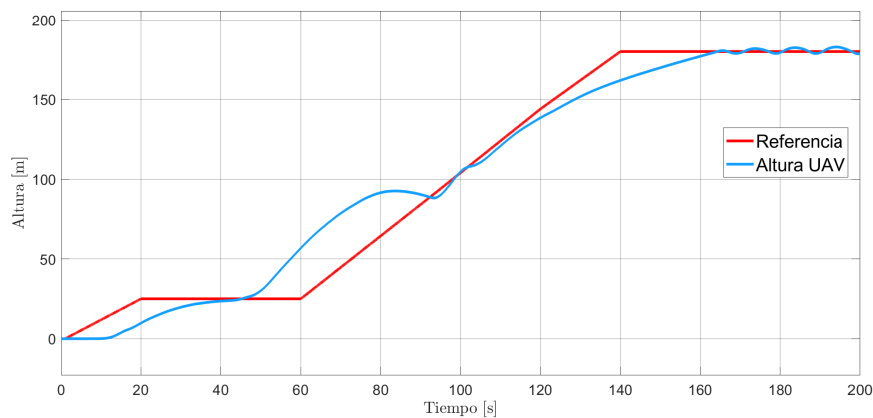


Figura 6.11: Respuesta de la prueba de transición de modo VTOL a vuelo en modo horizontal.

Debido a que la respuesta de los motores a la entrada de control para el despegue en vertical es lenta, los 25 m de altura se alcanzan después de cuarenta segundos, donde comienza la transición a vuelo horizontal.

Durante la transición, los ocho motores del vehículo están encendidos, por lo que éste asciende por encima de la altura de referencia hasta que se pasa completamente al modo de vuelo horizontal. En este modo, el vehículo sigue la referencia tipo rampa y en el segundo 110, éste no puede seguir ascendiendo tan rápido. Cuando la referencia es de 180 m constante, el vehículo alcanza la altura deseada y se mantiene oscilando al rededor de ese punto.

Haciendo un cambio en la geometría del elevador se puede mejorar la acción de control para mejorarla respuesta del vehículo al cabeceo.

6.3.1. Pruebas sobre el modelo del vehículo Obtenido de la etapa de diseño aerodinámico.

El modelo realizado a partir de las consideraciones del diseño aerodinámico se puede observar en la figura 6.12. En este nuevo modelo, se añadieron dos secciones de ala, una frente al rotor de raíz que genera una sustentación del 27.41 % de la sustentación del ala, donde la sección media genera un 72.19 % y la sección en la punta un 0.39 %. Lo anterior se realizó para reproducir la distribución de carga aerodinámica por estaciones que se observa en la figura 5.3 derivada del análisis para la estructura de la semi ala. De igual forma, en este nuevo modelo, el *canard* tiene una cuerda de 0.16 m y una semi envergadura de 0.6 m con un ángulo de montaje o “*incidence*” de 12 grados. El último cambio en el modelo obtenido a partir del diseño aerodinámico se puede observar en la geometría de las superficies de control del elevador presentes en el *canard*, las cuales se ubican a la mitad de la cuerda del *canard* y se mueven 5 grados hacia abajo y 30 grados hacia arriba, esto con la intención de mejorar el cabeceo negativo.

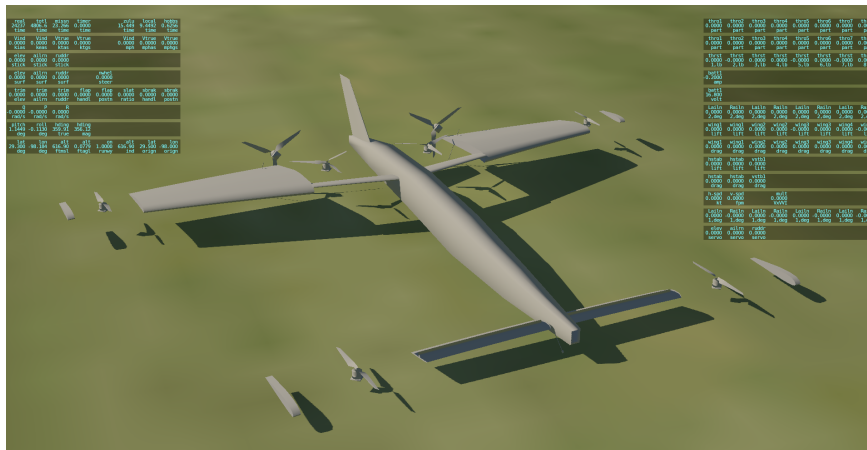
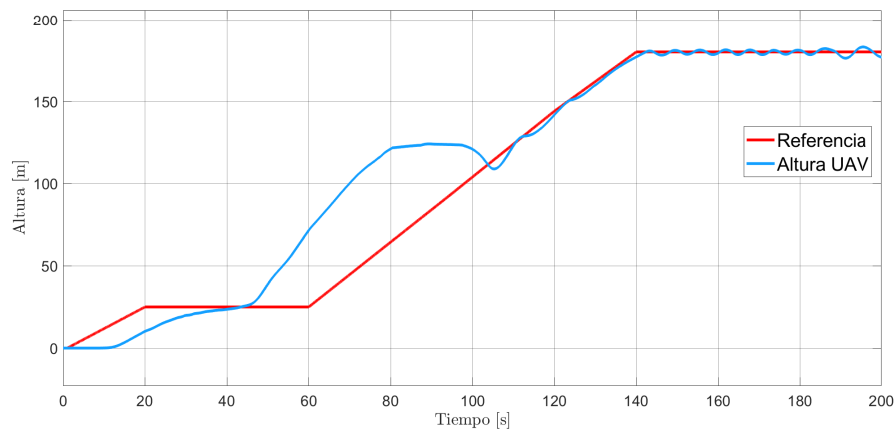


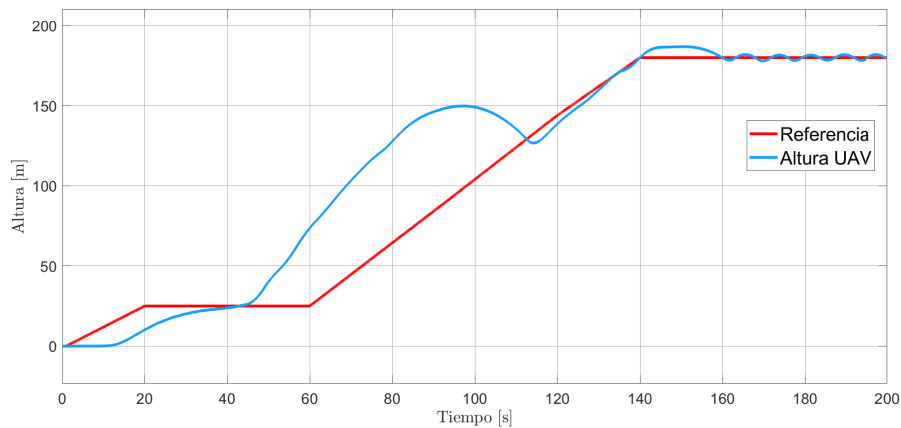
Figura 6.12: Modelo del vehículo en X-Plane realizado en Plane Maker a partir del diseño aerodinámico, donde se agrega una sección de ala frente a los rotores de raíz para simular la sustentación generada por las tres estaciones correspondientes al análisis de carga realizado para el diseño de la estructura. La sección frente al rotor de raíz genera un 27.41 % de la sustentación del ala, la sección media genera un 72.19 % y la sección en la punta un 0.39 %.

La figura 6.13a muestra el resultado obtenido durante la realización de la prueba en la que se utiliza el modelo del vehículo obtenido durante el diseño aerodinámico. Se puede

observar que al momento de realizar la transición, el ascenso del vehículo es más rápido. Después de esta fase, el vehículo desciende para seguir la referencia de altura tipo rampa, para finalmente mantenerse oscilando alrededor de la altura deseada a 180 m. Modificando los parámetros de las ganancias de la ley de control dentro de los bloques de Simulink, es posible modificar la respuesta del vehículo, como se puede observar en la figura 6.13b. De este modo, el vehículo alcanza la referencia de 180 m con un pequeño sobre impulso, pero manteniendo una oscilación constante, a diferencia de los resultados obtenidos en la figura 6.13a donde es posible apreciar que la oscilación se incrementa al final de la simulación.



(a) Modelo diseño aerodinámico.



(b) Cambio en el control.

Figura 6.13: Respuestas de las pruebas de transición de modo VTOL a modo en vuelo horizontal utilizando el diseño aerodinámico. (a) Se realiza la transición de modo multirrotor a modo avión pasando a un control de altura por medio del elevador colocado en la *canard*. (b) Modificando las ganancias del control PI se hace que la altura del avión oscile alrededor de la altura de referencia.

Para completar las simulaciones del funcionamiento del vehículo se realiza una prueba de despegue vertical, transición a modo avión, transición de regreso a modo multirrotor y aterrizaje vertical. La figura 6.14 muestra la respuesta obtenida de esta prueba. Para lograr la transición de vuelo en modo avión a modo multirrotor es necesario añadir un nuevo control

PI para dicha transición.

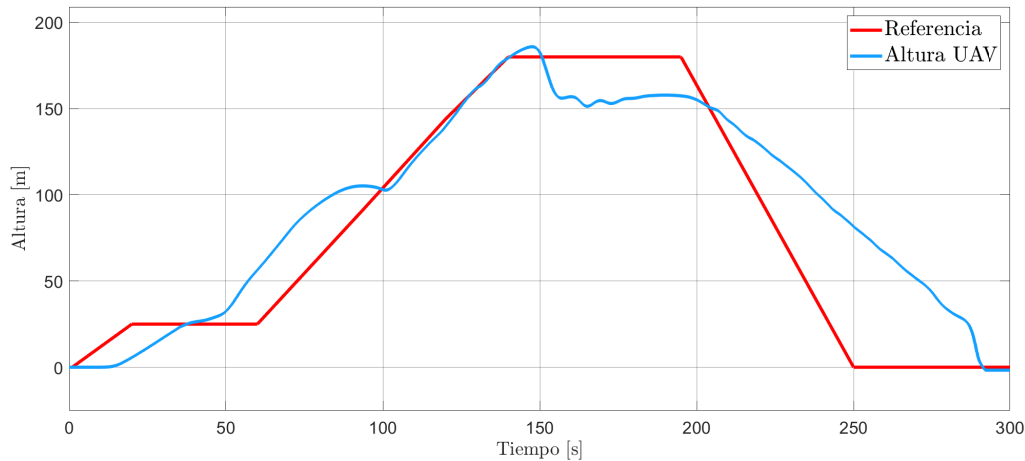


Figura 6.14: Respuesta de la prueba de despegue vertical, transición a vuelo horizontal y aterrizaje en modo multirrotor.

Con la realización de las pruebas de despegue y aterrizaje, de las pruebas de transición a vuelo horizontal y transición de regreso a vuelo en modo multirrotor, de las modificaciones en el modelo del vehículo y de la prueba de modificaciones en el control, se completó el banco de simulaciones entre Matlab y X-Plane para simulaciones SIL. Dichas pruebas tuvieron como propósito evaluar los cambios en el modelo que se dan a lo largo del diseño, realimentándolo como en el caso de las superficies de control, lo cual permite que en adelante éste pueda ser utilizado para probar leyes de control diseñadas para la navegación del vehículo.

Metodología para el diseño y optimización de un UAS en configuración híbrida.

Durante la realización del diseño conceptual del sistema de aeronave no tripulada (UAS) para monitoreo volcánico, del diseño preliminar del vehículo aéreo no tripulado UAV, del diseño aerodinámico del ala y el *canard* y del diseño de la estructura de los mismos, así como de las simulaciones en el banco de pruebas en X-Plane, se constituyó la metodología para el desarrollo de un UAS. Dicha metodología se presenta en la figura 7.1, en la que se puede observar que la metodología ésta está dividida en cinco etapas: diseño conceptual, diseño preliminar, simulaciones, pruebas experimentales y manufactura del prototipo.

El diseño y la optimización de los sistemas de propulsión, de sustentación y estructural de la plataforma con capacidades de despegue y aterrizaje vertical con vuelo horizontal se desarrolla mediante el uso de los diagramas de flujo antes presentados en las figuras 2.1, 3.1, 4.1, 4.19, 5.1 y 6.1, que aparecen condensados en las figuras 7.2 y 7.3.

La metodología desarrollada tiene como principio la satisfacción de las necesidades del cliente, ya que la primera etapa, i.e., el diseño conceptual presentada en el capítulo 2 (ver figura 2.1 o 7.2a), se alimenta de la técnica de despliegue de la función de calidad (QFD). Con la utilización de la técnica QFD para el desarrollo del concepto se abordan aspectos tales como la transportabilidad del sistema, lo que conlleva a que se defina a la plataforma y componentes del UAS como un producto modular. Debido a que la metodología está basada en la técnica QFD, es posible considerar al UAS como un producto, por lo que a lo largo del

diseño se toma al vehículo como parte del producto y no como el producto en si.

A partir de la etapa del diseño preliminar (ver figura 3.1 o 7.2b) se contemplan, en forma mas definida, cuatro aspectos fundamentales para el desarrollo del vehículo. Dichos aspectos son la aerodinámica, la estructura, el control y la propulsión, los cuales intercambian información a lo largo de las diferentes etapas que integran a la metodología. En el diseño preliminar toma relevancia la misión descrita por el cliente como se puede observar en la figura 7.2b o 3.1. Como tarea del diseñador se debe describir de forma precisa la misión utilizando velocidades, distancias, tiempos y altitudes para entonces poder realizar el cálculo del peso máximo de despegue MTOW. En la metodología desarrollada, el cálculo del peso máximo de despegue, así como del peso de la batería, la superficie alar y la potencia requerida son obtenidos mediante el uso de técnicas utilizadas en el diseño de vehículos de ala fija, donde no se contempla el peso de los componentes del sistema de sustentación para el modo multirotor, donde se tienen los rotores. Dado el uso de una técnica para configuración avión para una configuración híbrida se dificulta el proceso de optimización de la estructura, puesto que parte del peso de la misma se ocupa para el sistema de sustentación del modo multirotor. Por otro lado, utilizando técnicas computacionales como el método de paneles (ala fija) y simulaciones SIL (ala fija y multirotor), se garantiza que la posición definida para el centro de gravedad, permite que el vehículo despegue y aterrice de forma vertical y realice vuelo estable en configuración de avión.

La forma del vehículo se obtiene partiendo del desarrollo preliminar a través del diseño aerodinámico para la configuración de ala fija, donde se define el comportamiento del ala (ver figura 7.2c o 4.1) y el *canard* (ver figura 7.2d o (4.19)), así como del diseño estructural (ver figura 7.3a o 5.1) donde se garantiza que la estructura de estos elementos soporta, con un factor de seguridad mayor a 1.5, las cargas aerodinámicas a las que están sometidos en las condiciones de carga límite. Los elementos del vehículo tales como el ala y el *canard* son diseñados a través de la realización de cálculos en CFD para la parte aerodinámica y FEM para la parte estructural. Tanto el diseño de la parte aerodinámica como de la parte estructural, del ala y el *canard*, contemplan un proceso iterativo, donde a través de las simulaciones de CFD y FEM los cambios realizados en el diseño se pueden cuantificar, para la parte aerodinámica en fuerza de arrastre o de sustentación, y para la parte estructural en resistencia o peso. Fijando una dirección de mejora, donde menos arrastre es mejor o, donde mayor resistencia es mejor, y utilizando los diagramas de las figuras 7.2c (4.1), 7.2d (4.19) y 7.3a

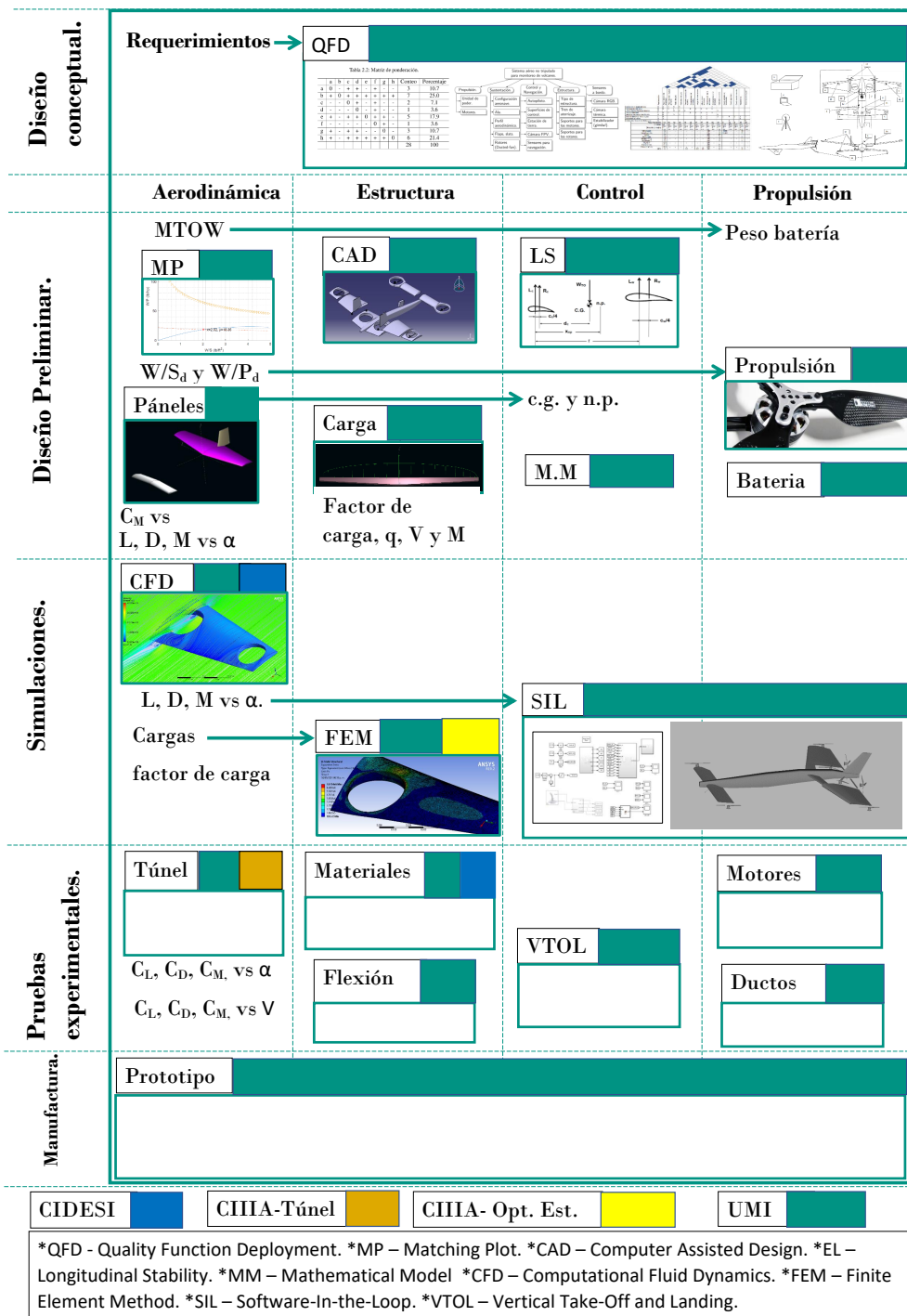
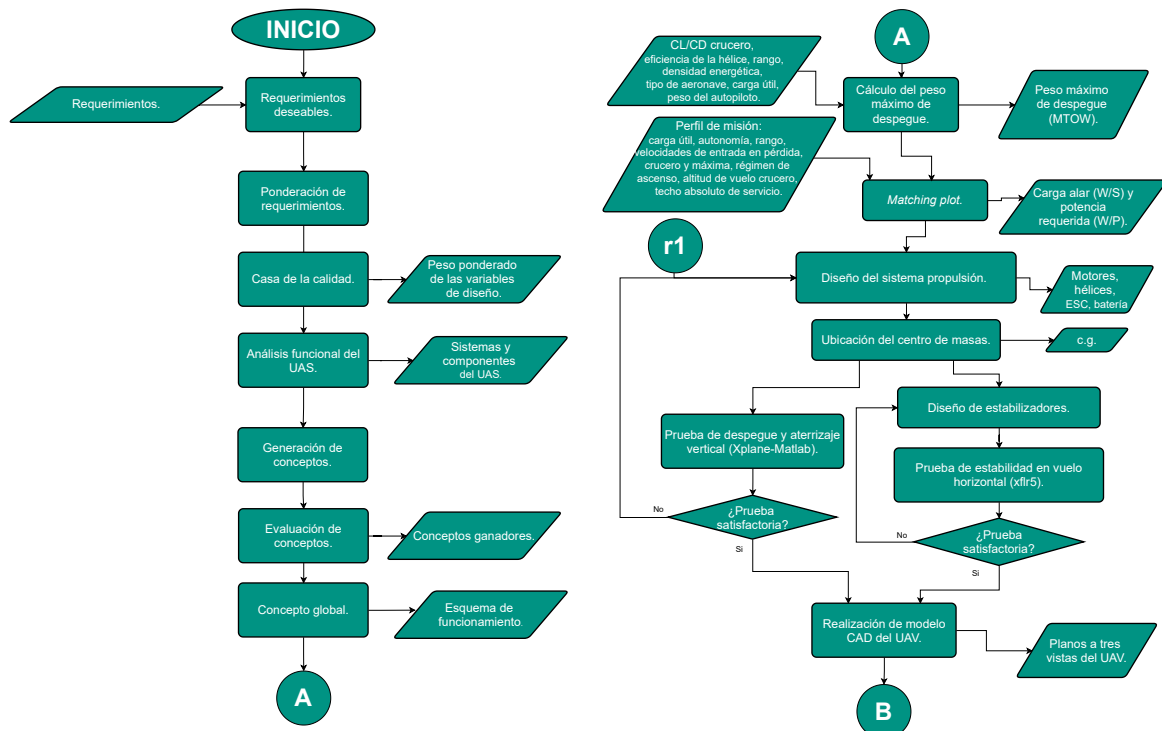
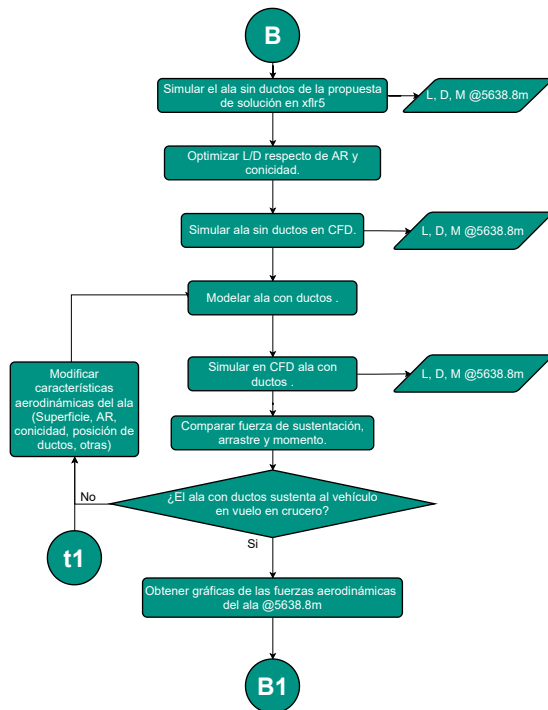


Figura 7.1: Metodología para el diseño de un sistema autónomo aéreo no tripulado, en el sentido de despegue y aterrizaje vertical con vuelo horizontal. El enfoque del diseño se dirige a la construcción de un sistema aéreo que cumpla con las necesidades del cliente. Se trabajó en colaboración con CIDESI en las simulaciones CFD y con CIIIA en las pruebas experimentales en túnel de viento, así como para la optimización de la estructura del vehículo. A lo largo de la metodología se utilizan técnicas de baja precisión y bajo tiempo de consumo, como los cálculos teóricos de la superficie del ala a través de la técnica de *Matching Plot*, de técnicas de precisión media y bajo tiempo de consumo como el cálculo aerodinámico por paneles. Por último, se utilizaron técnicas de precisión alta y alto tiempo de consumo como los cálculos CFD, para analizar el comportamiento del ala cuando se integran los rotores *fan-in-wing*. Las celdas en blanco corresponden a actividades a realizar como trabajo futuro.

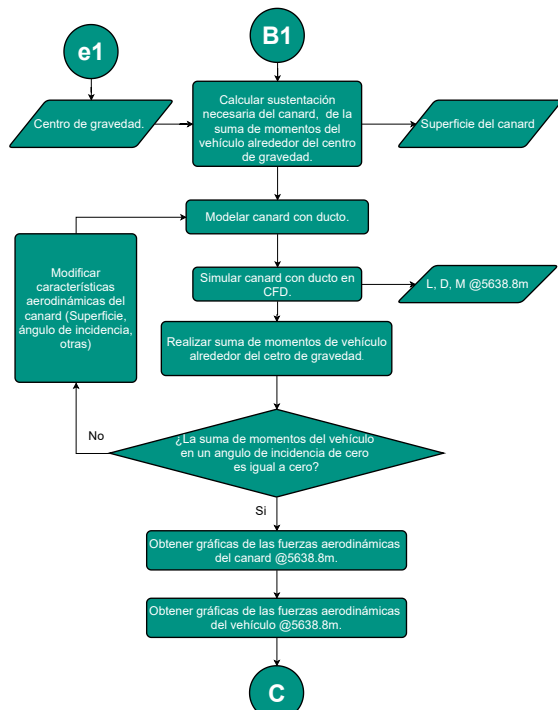


(a) Diseño conceptual.

(b) Diseño preliminar.



(c) Diseño aerodinámico ala.



(d) Diseño aerodinámico canard

Figura 7.2: Diagramas de flujo de la metodología para el desarrollo de un UAS.

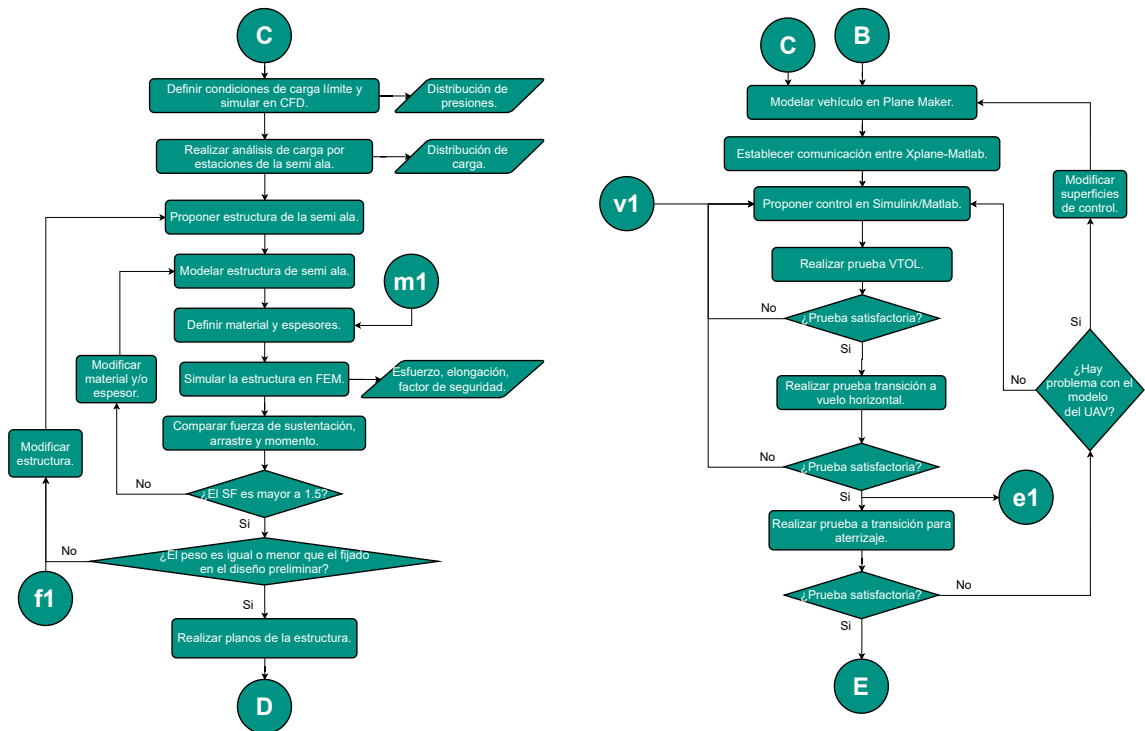
(5.1) se optimiza la eficiencia aerodinámica y el peso del ala y el *canard*. Todo lo anterior se realiza centrándose en el rendimiento de la aeronave en configuración de avión.

Para el desarrollo de los cálculos CFD necesarios para el diseño aerodinámico del ala y del *canard*, se sigue el proceso que se muestra en la figura 7.3d. Algunos aspectos relevantes de este proceso que es parte de la metodología propuesta, es la utilización de un dominio tipo C con un cuerpo de influencia con forma de cápsula alargada. El primero es empleado para reducir el número de elementos de la malla, y el segundo para que la malla se pueda refinar alrededor de la geometría del ala. Se debe verificar que la malla tenga elementos con una calidad aceptable para oblicuidad y ortogonalidad, y también que los resultados de los cálculos no se modifiquen si el número de elementos aumenta. Se utiliza el modelo SST $k-\omega$ por lo que se debe verificar que la distribución del parámetro y^+ sea menor a 5 para toda la superficie del elemento que se somete al cálculo CFD. Siguiendo el proceso descrito en el diagrama de la figura 7.3d se garantiza que los resultados de los cálculos CFD sean fiables.

Las simulaciones del vehículo mediante la técnica de Software In-the Loop desarrolladas a partir del diagrama de flujo de la figura 7.3b son realizadas para visualizar el funcionamiento del vehículo en los modos multirotor y avión, así como durante la transiciones de un modo a otro. Como ya se ha expresado, la sustitución de la fabricación de un prototipo en etapas tempranas del desarrollo del vehículo por la realización de un modelo en X-Plane reduce los costos de desarrollo del UAS, debido a que no se tiene que construir un prototipo para cada iteración del diseño. De igual forma, se reducen los tiempos de desarrollo, debido a que la realización de pruebas con el modelo en X-Plane se pueden hacer sin tener que ir a un área de pruebas para realizarlas. Por estas razones, la inclusión de las simulaciones SIL en la metodología del diseño del UAS es de suma importancia debido a que genera datos que realimentan el diseño. La utilización de simulaciones SIL es natural en el diseño del vehículo híbrido, sin embargo, el uso de X-Plane limita el uso de la potencia eléctrica distribuida puesto que sólo admite que el modelo integre ocho motores.

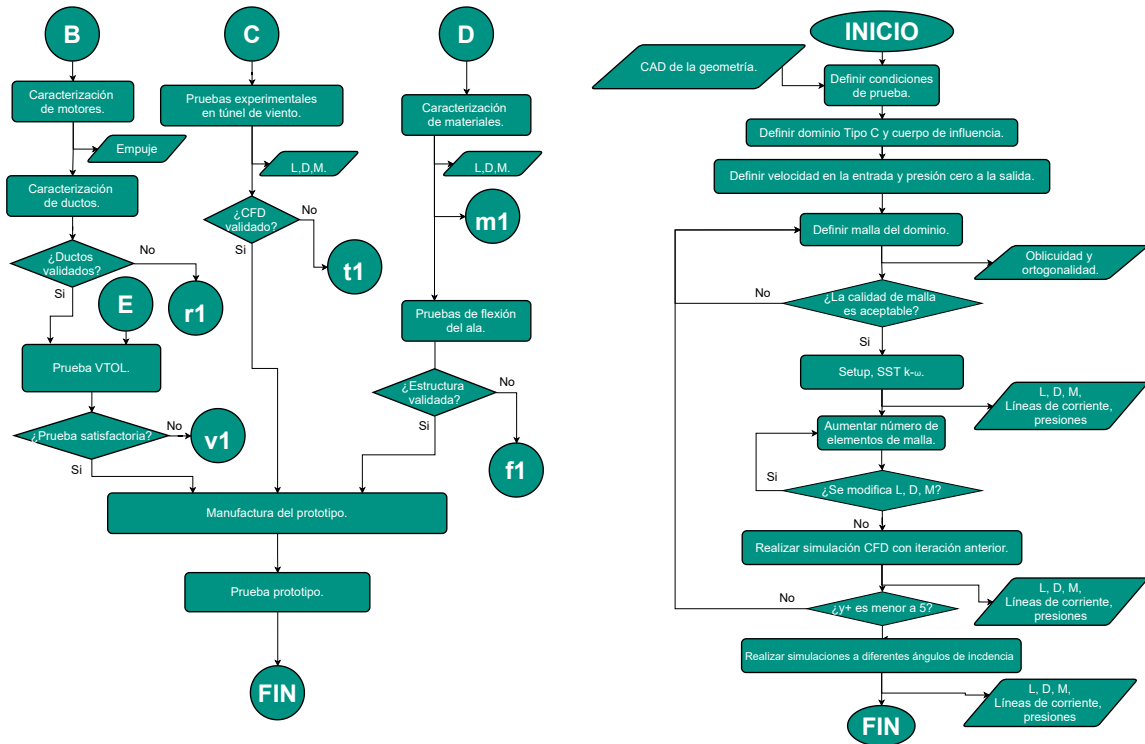
Las pruebas experimentales en la metodología propuesta (ver figura 7.3c), tienen la función de realimentar el diseño a través de la validación de parámetros utilizados durante las simulaciones. Dichas pruebas se dividen en los siguientes cuatro aspectos: i) pruebas experimentales de la aerodinámica del vehículo, las que se realizan en túnel de viento y que validan los cálculos en CFD, ii) aspecto estructural, donde se valida la caracterización de materiales para la construcción del vehículo que realimenta las simulaciones FEM, iii) pruebas de fle-

xión para el ala, donde se valida la parte estructural. Finalmente, iv) el modelo en X-Plane se realimenta con los datos obtenidos de las pruebas de los motores y del efecto de los ductos para el incremento de empuje. Además, se valida el diseño del control en modo multirotor con las pruebas del mismo en pruebas experimentales VTOL del vehículo. En la última etapa de la metodología se construye el prototipo del UAS de acuerdo al diseño final al que se llega después de haber realizado las pruebas experimentales.



(a) Diseño estructura.

(b) Simulaciones Software In-the Loop.



(c) Pruebas experimentales.

(d) Cálculos CFD.

Figura 7.3: Diagramas de flujo de la metodología para el desarrollo de un UAS (continuación).

Conclusiones

Derivado del trabajo de investigación realizado así como del análisis de los resultados obtenidos durante el desarrollo de la presente tesis se llegó a las siguientes conclusiones:

- La incorporación de rotores *fan-in-wing* y la elección de una configuración tipo *canard*, permitió diseñar mediante el desarrollo de análisis y simulaciones por computadora, un vehículo aéreo no tripulado híbrido que satisfizo tanto las necesidades del cliente, como los requerimientos de la misión.
- La implementación de la técnica *Quality Function Deployment*, permitió obtener el esquema de funcionamiento del UAS, como resultado de la etapa de diseño conceptual.
- Mediante el uso de métodos y técnicas convencionales para establecer el peso máximo del vehículo y determinar la superficie alar, la potencia requerida, el sistema de propulsión, la ubicación de rotores y del centro de gravedad y las geometrías del ala y el *canard*, fue posible definir una geometría inicial del vehículo representada mediante un plano a tres vistas.
- El uso de técnica de Software In the Loop, basada en el desarrollo de un banco de pruebas utilizando X-Plane y Matlab, a través del modelado del UAV en Plane Maker y la implementación de una ley control en Simulink, permitió verificar el funcionamiento del vehículo en despegue y aterrizaje vertical, así como realizar la fase de transición de modo multirotor a modo avión y viceversa.
- A partir del proceso de optimización propuesto basado en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas de forma iterativa a través de la técnica de CFD, fue posible aumentar

la eficiencia aerodinámica del ala con la inclusión de rotores *fan-in-wing*, así como obtener el diseño del estabilizador horizontal tipo *canard* del vehículo.

Con base en los resultados y conclusiones a las que se llegó mediante el desarrollo del trabajo de investigación es posible determinar que las metodologías propuestas permiten obtener un diseño inicial, así como realizar estrategias de optimización de los sistemas de sustentación, de propulsión y estructural que conforman al vehículo aéreo no tripulado híbrido.

Sin embargo, las metodologías desarrolladas se basaron en métodos y técnicas para vehículos convencionales, las cuales no toman en cuenta la hibridez del vehículo, por lo que es necesario desarrollar una metodología que relacione ambas configuraciones de vuelo para definir las características finales del vehículo.

Como trabajo futuro se tiene contemplado realizar las siguientes actividades:

- Realizar en CFD la simulación del vehículo completo para analizar la eficiencia aerodinámica del ala en presencia del *canard*.
 - Optimizar la eficiencia aerodinámica del vehículo completo a través de la realización de una metodología iterativa basada en cálculos en CFD.
 - Realizar la optimización de la estructura del vehículo mediante la utilización y simulación de materiales compuestos para minimizar su peso.
 - Implementar una estrategia de control para la estabilización y navegación del vehículo mediante el uso del banco de pruebas desarrollado en X-Plane.
 - Realizar pruebas experimentales al vehículo en el túnel de viento para validar los resultados obtenidos mediante cálculos CFD.
 - Realizar la caracterización de los materiales compuestos a emplear, así como manufacturar la estructura tipo cascaron del vehículo.
 - Realizar un prototipo a escala para hacer pruebas experimentales de despegue y aterrizaje vertical, así como para realizar pruebas de transición de vuelo a configuración en modo avión.
-

- Desarrollar una metodología basada en los resultados obtenidos que relacione las configuraciones de vuelo en modo multirotor y vuelo en modo avión para definir las características del vehículo híbrido.
-

Apéndices

Materiales y Componentes

Para la realización de las simulaciones FEM de la estructura del ala y el *canard* se utiliza una aleación de aluminio con las características que se presentan en la tabla A.1, donde se requiere un factor de seguridad de 1.5, el cual se estima a través del esfuerzo equivalente en la simulación.

Tabla A.1: Propiedades de la aleación de aluminio.

| Propiedad | Valor | Unidad |
|------------------------------------|----------|-------------------|
| Densidad | 2770 | kg/m ³ |
| Módulo de Young | 7.10E+10 | Pa |
| Poisson's ratio | 0.33 | |
| Módulo de Bulk | 6.96E+10 | Pa |
| Módulo de cortante | 2.67E+10 | Pa |
| Resistencia a la tracción | 2.80E+08 | Pa |
| Resistencia a la compresión | 2.80E+08 | Pa |
| Resistencia máxima a la tracción | 3.10E+08 | Pa |
| Resistencia máxima a la compresión | 0.00E+00 | Pa |

Durante el diseño del sistema de propulsión, tanto para el modo avión como para el modo multirrotor, se llegó a la selección del motor KDE4014XF-380, cuyas características de rendimiento aparecen en la figura A.1. Se utilizan ocho motores en el sentido de utilizarlos en un régimen de mayor eficiencia tomando en cuenta la distribución de propulsión eléctrica (DEP), además de que se puede reemplazar cualquier motor con el mismo repuesto.

| MOTOR VERSION | VOLTAGE LHV [V] | PROPELLER SIZE | THROTTLE RANGE | AMPERAGE | POWER INPUT | | THRUST OUTPUT | | | RPM | EFFICIENCY | | | |
|--|-------------------------|------------------------------------|----------------|----------------------------------|--------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|----------------------------|---------------------------------|-----------------------------|-------------------------------|------|-------|
| | | | | [A] (LOWER IS BETTER) | [W] (LOWER IS BETTER) | [hp] (LOWER IS BETTER) | [g] (HIGHER IS BETTER) | [N] (HIGHER IS BETTER) | [lb] (HIGHER IS BETTER) | [rev/min] (HIGHER IS BETTER) | [g/W] (HIGHER IS BETTER) | [lb/hp] (HIGHER IS BETTER) | | |
| KDE4014XF-380 (380kv, D5) KDEXF-UAS35HVC S.R. ENABLED | 23.1V (6S) 26.1V MAX | 12.5" x 4.3 DUAL-EDN (KDE) | 25.0% | 1.0 | 25 | 0.03 | 240 | 2.35 | 0.53 | 3600 | 9.60 | 15.78 | | |
| | | | 37.5% | 1.7 | 44 | 0.06 | 400 | 3.92 | 0.88 | 4620 | 9.09 | 14.95 | | |
| | | | 50.0% | 2.4 | 63 | 0.08 | 560 | 5.49 | 1.23 | 5400 | 8.89 | 14.61 | | |
| | | | 62.5% | 3.2 | 84 | 0.11 | 710 | 6.96 | 1.57 | 6000 | 8.45 | 13.90 | | |
| | | | 75.0% | 4.4 | 115 | 0.15 | 880 | 8.63 | 1.94 | 6780 | 7.65 | 12.58 | | |
| | | | 87.5% | 6.2 | 162 | 0.22 | 1140 | 11.18 | 2.51 | 7800 | 7.04 | 11.57 | | |
| | | 100.0% | 7.9 | 206 | 0.28 | 1390 | 13.63 | 3.06 | 8520 | 6.75 | 11.09 | | | |
| | | 12.5" x 4.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 25.0% | 1.1 | 28 | 0.04 | 290 | 2.84 | 0.64 | 3520 | 10.36 | 17.03 | | |
| | | | 37.5% | 1.9 | 49 | 0.07 | 470 | 4.61 | 1.04 | 4420 | 9.59 | 15.77 | | |
| | | | 50.0% | 2.8 | 72 | 0.10 | 660 | 6.47 | 1.46 | 5240 | 9.17 | 15.07 | | |
| | | | 62.5% | 3.8 | 98 | 0.13 | 840 | 8.24 | 1.85 | 5820 | 8.57 | 14.09 | | |
| | | | 75.0% | 5.5 | 143 | 0.19 | 1040 | 10.20 | 2.29 | 6640 | 7.27 | 11.96 | | |
| | | | 87.5% | 7.8 | 204 | 0.27 | 1340 | 13.14 | 2.95 | 7580 | 6.57 | 10.80 | | |
| | | 100.0% | 10.1 | 263 | 0.35 | 1630 | 15.98 | 3.59 | 8280 | 6.20 | 10.19 | | | |
| | | 15.5" x 5.3 DUAL-EDN (KDE) | 25.0% | 1.3 | 32 | 0.04 | 420 | 4.12 | 0.93 | 2640 | 13.13 | 21.58 | | |
| | | | 37.5% | 2.5 | 65 | 0.09 | 720 | 7.06 | 1.59 | 3480 | 11.08 | 18.21 | | |
| | | | 50.0% | 4.2 | 110 | 0.15 | 1130 | 11.08 | 2.49 | 4320 | 10.27 | 16.89 | | |
| | | | 62.5% | 7.0 | 183 | 0.25 | 1590 | 15.59 | 3.51 | 5220 | 8.69 | 14.28 | | |
| | | | 75.0% | 10.5 | 274 | 0.37 | 2090 | 20.50 | 4.61 | 5940 | 7.63 | 12.54 | | |
| | | | 87.5% | 15.1 | 394 | 0.53 | 2670 | 26.18 | 5.89 | 6720 | 6.78 | 11.14 | | |
| | | 100.0% | 19.3 | 502 | 0.67 | 3140 | 30.79 | 6.92 | 7280 | 6.25 | 10.28 | | | |
| | | 15.5" x 5.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 25.0% | 1.4 | 35 | 0.05 | 490 | 4.81 | 1.08 | 2480 | 14.00 | 23.02 | | |
| | | | 37.5% | 2.9 | 75 | 0.10 | 840 | 8.24 | 1.85 | 3320 | 11.20 | 18.41 | | |
| | | | 50.0% | 5.4 | 140 | 0.19 | 1320 | 12.94 | 2.91 | 4180 | 9.43 | 15.50 | | |
| | | | 62.5% | 8.9 | 232 | 0.31 | 1820 | 17.85 | 4.01 | 4980 | 7.84 | 12.90 | | |
| | | | 75.0% | 12.8 | 333 | 0.45 | 2360 | 23.14 | 5.20 | 5700 | 7.09 | 11.65 | | |
| | | | 87.5% | 18.6 | 486 | 0.65 | 3030 | 29.71 | 6.68 | 6320 | 6.23 | 10.25 | | |
| | | 100.0% | 23.6 | 615 | 0.82 | 3500 | 34.32 | 7.72 | 6840 | 5.69 | 9.36 | | | |
| | | 18.5" x 6.3 DUAL-EDN (KDE) | 25.0% | 1.5 | 39 | 0.05 | 570 | 5.59 | 1.26 | 2280 | 14.62 | 24.03 | | |
| | | | 37.5% | 3.5 | 91 | 0.12 | 1070 | 10.49 | 2.36 | 3120 | 11.76 | 19.33 | | |
| | | | 50.0% | 6.8 | 176 | 0.24 | 1710 | 16.77 | 3.77 | 3900 | 9.72 | 15.97 | | |
| | | | 62.5% | 11.1 | 288 | 0.39 | 2370 | 23.24 | 5.22 | 4620 | 8.23 | 13.53 | | |
| | | | 75.0% | 16.0 | 418 | 0.56 | 3050 | 29.91 | 6.72 | 5220 | 7.30 | 12.00 | | |
| | | | 87.5% | 22.5 | 587 | 0.79 | 3780 | 37.07 | 8.33 | 5780 | 6.44 | 10.59 | | |
| | | 100.0% | 29.5 | 770 | 1.03 | 4490 | 44.03 | 9.90 | 6380 | 5.83 | 9.59 | | | |
| | | 18.5" x 6.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 25.0% | 1.9 | 49 | 0.07 | 660 | 6.47 | 1.46 | 2180 | 13.47 | 22.14 | | |
| | | | 37.5% | 4.4 | 115 | 0.15 | 1240 | 12.16 | 2.73 | 2920 | 10.78 | 17.73 | | |
| | | | 50.0% | 8.6 | 223 | 0.30 | 1970 | 19.32 | 4.34 | 3680 | 8.83 | 14.52 | | |
| | | | 62.5% | 13.2 | 344 | 0.46 | 2650 | 25.99 | 5.84 | 4280 | 7.70 | 12.66 | | |
| | | | 75.0% | 19.9 | 519 | 0.70 | 3380 | 33.15 | 7.45 | 4820 | 6.51 | 10.71 | | |
| | | | 87.5% | 28.4 | 739 | 0.99 | 4110 | 40.31 | 9.06 | 5380 | 5.56 | 9.14 | | |
| | | 100.0% | 36.3 | 946 | 1.27 | 4880 | 47.86 | 10.76 | 5840 | 5.16 | 8.48 | | | |
| | | 30.8V (8S) 34.8V MAX | | 12.5" x 4.3 DUAL-EDN (KDE) | 25.0% | 1.3 | 45 | 0.06 | 400 | 3.92 | 0.88 | 4620 | 8.89 | 14.61 |
| | | | | | 37.5% | 2.3 | 81 | 0.11 | 640 | 6.28 | 1.41 | 5820 | 7.90 | 12.99 |
| | | | | | 50.0% | 3.3 | 114 | 0.15 | 860 | 8.43 | 1.90 | 6780 | 7.54 | 12.40 |
| | | | | | 62.5% | 4.6 | 159 | 0.21 | 1090 | 10.69 | 2.40 | 7620 | 6.86 | 11.27 |
| | | | | | 75.0% | 6.2 | 216 | 0.29 | 1380 | 13.53 | 3.04 | 8520 | 6.39 | 10.50 |
| | | | | | 87.5% | 9.1 | 316 | 0.42 | 1830 | 17.95 | 4.03 | 9780 | 5.79 | 9.52 |
| 100.0% | 11.8 | | | 410 | 0.55 | 2210 | 21.67 | 4.87 | 10740 | 5.39 | 8.86 | | | |
| 12.5" x 4.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 25.0% | | | 1.4 | 48 | 0.06 | 480 | 4.71 | 1.06 | 4280 | 10.00 | 16.44 | | |
| | 37.5% | | | 2.6 | 90 | 0.12 | 770 | 7.55 | 1.70 | 5320 | 8.56 | 14.07 | | |
| | 50.0% | | | 3.8 | 131 | 0.18 | 1030 | 10.10 | 2.27 | 6280 | 7.86 | 12.93 | | |
| | 62.5% | | | 5.7 | 197 | 0.26 | 1310 | 12.85 | 2.89 | 7320 | 6.65 | 10.93 | | |
| | 75.0% | | | 7.9 | 275 | 0.37 | 1650 | 16.18 | 3.64 | 8280 | 6.00 | 9.86 | | |
| | 87.5% | | | 11.6 | 404 | 0.54 | 2130 | 20.89 | 4.70 | 9480 | 5.27 | 8.67 | | |
| 100.0% | 15.1 | | | 526 | 0.71 | 2560 | 25.11 | 5.64 | 10320 | 4.87 | 8.00 | | | |
| 15.5" x 5.3 DUAL-EDN (KDE) | 25.0% | | | 1.5 | 53 | 0.07 | 620 | 6.08 | 1.37 | 3240 | 11.70 | 19.23 | | |
| | 37.5% | | | 3.2 | 112 | 0.15 | 1090 | 10.69 | 2.40 | 4320 | 9.73 | 16.00 | | |
| | 50.0% | | | 6.1 | 212 | 0.28 | 1740 | 17.06 | 3.84 | 5400 | 8.21 | 13.49 | | |
| | 62.5% | | | 10.0 | 347 | 0.47 | 2430 | 23.83 | 5.36 | 6420 | 7.00 | 11.51 | | |
| | 75.0% | | | 15.2 | 529 | 0.71 | 3210 | 31.48 | 7.08 | 7320 | 6.07 | 9.98 | | |
| | 87.5% | | | 21.9 | 761 | 1.02 | 4070 | 39.91 | 8.97 | 8220 | 5.35 | 8.79 | | |
| 100.0% | 28.2 | | | 980 | 1.31 | 4790 | 46.97 | 10.56 | 8940 | 4.89 | 8.04 | | | |
| 15.5" x 5.3 TRIPLE-EDN (KDE) | 25.0% | | | 1.8 | 62 | 0.08 | 730 | 7.16 | 1.61 | 3040 | 11.77 | 19.36 | | |
| | 37.5% | | | 4.0 | 139 | 0.19 | 1270 | 12.45 | 2.80 | 4120 | 9.14 | 15.02 | | |
| | 50.0% | | | 7.6 | 263 | 0.35 | 2020 | 19.81 | 4.45 | 5180 | 7.68 | 12.63 | | |
| | 62.5% | | | 12.6 | 438 | 0.59 | 2780 | 27.26 | 6.13 | 6080 | 6.35 | 10.43 | | |
| | 75.0% | | | 18.5 | 645 | 0.86 | 3580 | 35.11 | 7.89 | 6920 | 5.55 | 9.12 | | |
| | 87.5% | | | 26.9 | 936 | 1.26 | 4480 | 43.93 | 9.88 | 7680 | 4.79 | 7.87 | | |
| 100.0% | 34.4 | | | 1196 | 1.60 | 5190 | 50.90 | 11.44 | 8360 | 4.34 | 7.13 | | | |

Note : performance chart provided under the test conditions listed below. Measurements taken under alternate conditions will affect the final results.
 Location : KDE Direct HQ Dynamometer V2 (Bend, Oregon)
 Altitude : 3730 ft (1137 m)
 Pressure : 30.3 inHg (1026 hPa)
 Temperature : 72 °F (22 °C)
 Humidity : 35% (Relative)

Figura A.1: Brushless Performance Testing KDE4014XF-380 <https://www.kdedirect.com> En esta tabla aparecen las características del motor en las pruebas realizadas a una altitud de 1137m, con una presión atmosférica de 1026hPa, una temperatura de 22°C y una humedad relativa del 35 %. Se consideran para el diseño de propulsión el rango de aceleración, la potencia de entrada [W], el empuje de salida [N], RPM y eficiencia [g/W]. los datos utilizados para el diseño preliminar y para las simulaciones SIL, corresponden a las hélices 12.5"×4.3 DUAL, 15.5"×4.3 DUAL y 15.5"×4.3 TRIPLE.

Relacion de aspecto y conicidad.

Los valores de las tablas B.1, B.2 y B.3 se utilizan en el estudio para la optimización de la relación de aspecto AR y la conicidad λ . Utilizando valores aleatorios mediante la función *Latin Hypercube Sample* para obtener AR y λ y hacer cálculos los coeficientes aerodinámicos para evaluar los parámetros en los cuales se genera una mayor eficiencia aerodinámica.

Tabla B.1: Valores obtenidos con la función *Latin Hypercube Sample*.

| x_1 | x_2 |
|------------|------------|
| 0.60915513 | 0.03513277 |
| 0.12851208 | 0.92367414 |
| 0.31090841 | 0.6804183 |
| 0.4175958 | 0.32277397 |
| 0.95979482 | 0.23250392 |
| 0.03834456 | 0.27158686 |
| 0.08447992 | 0.08005818 |
| 0.18234724 | 0.36075396 |
| 0.7510636 | 0.4043877 |
| 0.8363953 | 0.85307068 |
| 0.69947132 | 0.74940561 |
| 0.47983906 | 0.62852311 |
| 0.55094251 | 0.18908475 |
| 0.3721516 | 0.76529266 |
| 0.86167233 | 0.44141282 |
| 0.2390596 | 0.11959005 |
| 0.78862524 | 0.97245119 |
| 0.23280385 | 0.89346269 |
| 0.46390168 | 0.50195958 |
| 0.64720382 | 0.57318626 |
| 0.92405257 | 0.5453902 |

Tabla B.2: Datos de semiala respecto de AR y la conicidad.

| AR | λ | cm | cr | ct | S | b | <i>ostr</i> |
|-------|-----------|-------|-------|-------|----------------|-------|-------------|
| - | - | m | m | m | m ² | m | m |
| 4.218 | 2.375 | 0.653 | 0.919 | 0.387 | 0.9 | 1.378 | 0.266 |
| 3.257 | 1.048 | 0.743 | 0.761 | 0.726 | 0.9 | 1.211 | 0.017 |
| 3.622 | 1.237 | 0.705 | 0.780 | 0.630 | 0.9 | 1.277 | 0.075 |
| 3.835 | 1.684 | 0.685 | 0.860 | 0.510 | 0.9 | 1.314 | 0.175 |
| 4.920 | 1.854 | 0.605 | 0.786 | 0.424 | 0.9 | 1.488 | 0.181 |
| 3.077 | 1.776 | 0.765 | 0.979 | 0.551 | 0.9 | 1.177 | 0.214 |
| 3.169 | 2.232 | 0.754 | 1.041 | 0.466 | 0.9 | 1.194 | 0.287 |
| 3.365 | 1.622 | 0.731 | 0.905 | 0.558 | 0.9 | 1.230 | 0.174 |
| 4.502 | 1.556 | 0.632 | 0.770 | 0.495 | 0.9 | 1.423 | 0.138 |
| 4.673 | 1.097 | 0.621 | 0.649 | 0.592 | 0.9 | 1.450 | 0.029 |
| 4.399 | 1.177 | 0.640 | 0.692 | 0.588 | 0.9 | 1.407 | 0.052 |
| 3.960 | 1.287 | 0.674 | 0.759 | 0.590 | 0.9 | 1.335 | 0.085 |
| 4.102 | 1.948 | 0.662 | 0.875 | 0.449 | 0.9 | 1.359 | 0.213 |
| 3.744 | 1.164 | 0.693 | 0.746 | 0.641 | 0.9 | 1.298 | 0.053 |
| 4.723 | 1.504 | 0.617 | 0.742 | 0.493 | 0.9 | 1.458 | 0.124 |
| 3.478 | 2.120 | 0.719 | 0.978 | 0.461 | 0.9 | 1.251 | 0.258 |
| 4.577 | 1.017 | 0.627 | 0.632 | 0.622 | 0.9 | 1.435 | 0.005 |
| 3.466 | 1.068 | 0.721 | 0.744 | 0.697 | 0.9 | 1.249 | 0.024 |
| 3.928 | 1.426 | 0.677 | 0.796 | 0.558 | 0.9 | 1.329 | 0.119 |
| 4.294 | 1.344 | 0.647 | 0.742 | 0.552 | 0.9 | 1.390 | 0.095 |
| 4.848 | 1.375 | 0.609 | 0.706 | 0.513 | 0.9 | 1.477 | 0.096 |

Tabla B.3: Resultados del análisis en xfr5 respecto de la relación de aspecto y la conicidad del ala.

| AR | Conicidad | C_L | C_D | C_M | C_L/C_D |
|-------|-----------|----------|----------|-----------|-----------|
| 4.218 | 2.375 | 0.469640 | 0.025423 | -0.073132 | 18.473036 |
| 3.257 | 1.048 | 0.417802 | 0.025908 | -0.080184 | 16.126370 |
| 3.622 | 1.237 | 0.437984 | 0.025715 | -0.076137 | 17.032238 |
| 3.835 | 1.684 | 0.452125 | 0.025733 | -0.074146 | 17.569852 |
| 4.920 | 1.854 | 0.490066 | 0.024528 | 0.024528 | 19.979860 |
| 3.077 | 1.776 | 0.417880 | 0.026594 | -0.080494 | 15.713319 |
| 3.169 | 2.232 | 0.424415 | 0.026625 | -0.080665 | 15.940469 |
| 3.365 | 1.622 | 0.431062 | 0.026233 | -0.077759 | 16.432051 |
| 4.502 | 1.556 | 0.474881 | 0.024916 | -0.069779 | 19.059279 |
| 4.673 | 1.097 | 0.472522 | 0.024483 | -0.070158 | 19.300004 |
| 4.399 | 1.177 | 0.465895 | 0.024831 | -0.071193 | 18.762635 |
| 3.960 | 1.287 | 0.452422 | 0.025387 | -0.073523 | 17.821011 |
| 4.102 | 1.948 | 0.464002 | 0.025492 | -0.072769 | 18.201867 |
| 3.744 | 1.164 | 0.441780 | 0.025523 | -0.075547 | 17.309094 |
| 4.723 | 1.504 | 0.481096 | 0.024655 | -0.068559 | 19.513121 |
| 3.478 | 2.120 | 0.439071 | 0.026250 | -0.077732 | 16.726514 |
| 4.577 | 1.017 | 0.467651 | 0.024516 | -0.071359 | 19.075339 |
| 3.466 | 1.068 | 0.427847 | 0.025718 | -0.078297 | 16.636091 |
| 3.928 | 1.426 | 0.453043 | 0.025512 | -0.073487 | 17.758035 |
| 4.294 | 1.344 | 0.465231 | 0.025052 | -0.071238 | 18.570613 |
| 4.848 | 1.375 | 0.483047 | 0.024470 | -0.068041 | 19.740376 |

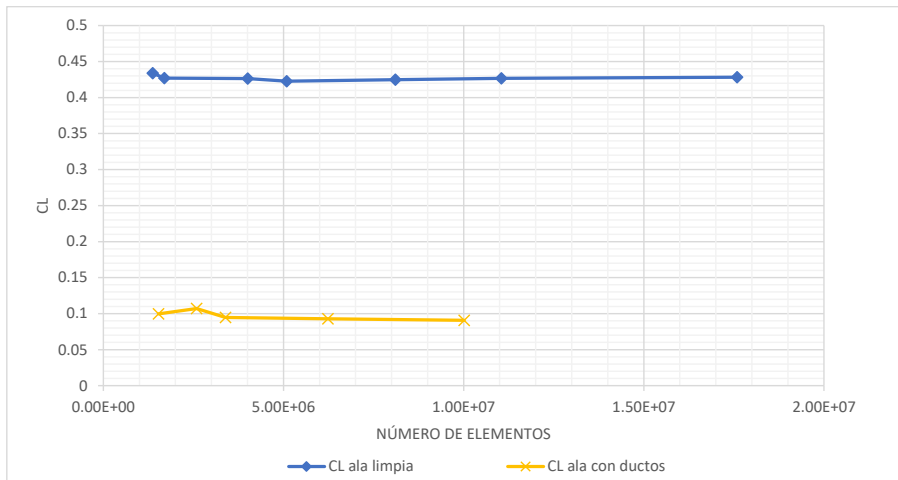
Independencia de los resultados respecto de la malla

Es necesario establecer las condiciones de la malla para tener un resultado aceptable en la simulación CFD, para ello es necesario realizar un análisis de independencia del número de elementos o independencia de la malla. Los valores de calidad de ortogonalidad y oblicuidad de los elementos de la malla se deben mantener mayores a 0.1 para la primera y menores a 0.95 para la segunda, para todas las mallas generadas. En la tabla C.1 aparecen los parámetros con sus valores utilizados para aumentar el número de elementos para cada iteración. Las pruebas se realizan con las mismas condiciones antes descritas de velocidad del flujo, densidad del aire y el modelo SST $k-\omega$ cuidando que el valor de Δs sea tal que se obtenga un valor de $y+$ menor a 5.

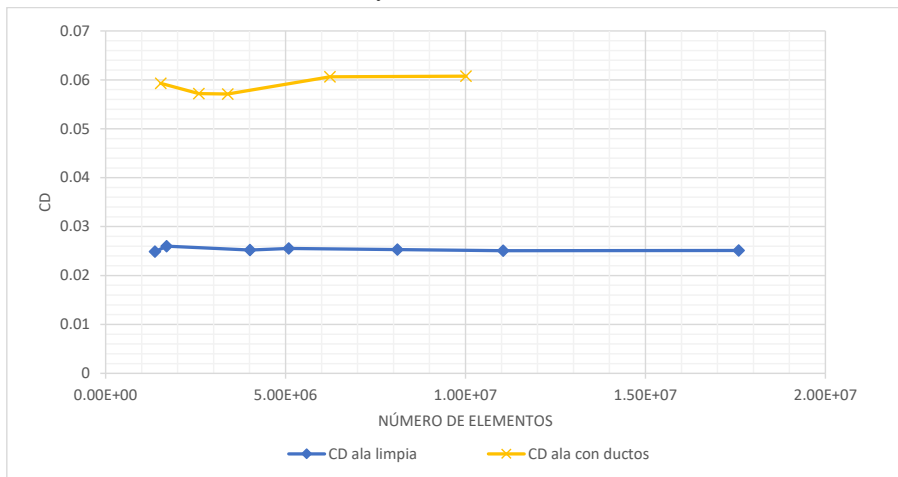
De acuerdo con los resultados de las simulaciones, tanto del ala limpia como del ala con ductos, que se observan en las figuras C.1a, C.1b y C.1c para el ala limpia se tiene que a partir de un número de elementos mayor a 5 millones, el resultado se mantiene en el mismo rango.

Tabla C.1: Número de elementos de la malla de acuerdo con los dimensionamientos de la superficie y la zona de influencia.

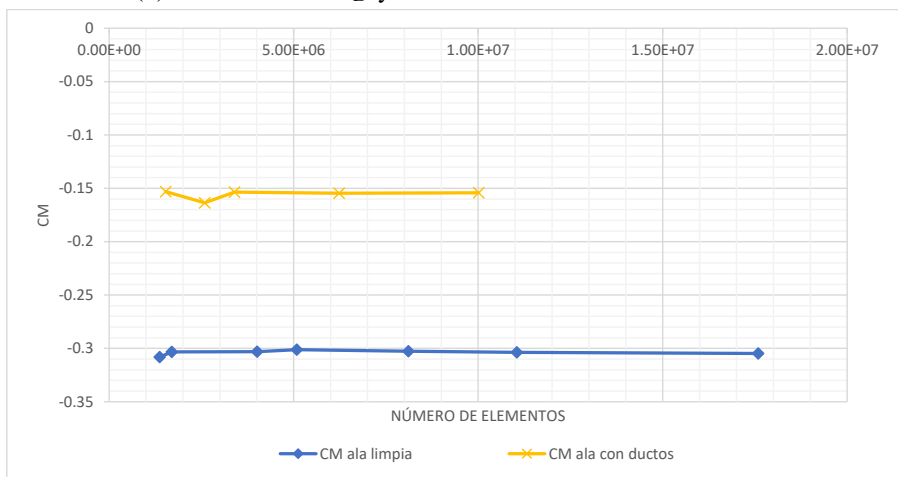
| Superficie | Zona de influencia | Número de elementos |
|------------|--------------------|---------------------|
| - | - | 1368568 |
| 0.01 | - | 1693966 |
| 0.005 | - | 4007221 |
| 0.005 | 0.04 | 5086893 |
| 0.004 | 0.03 | 8107888 |
| 0.003 | 0.03 | 11044905 |
| 0.003 | 0.02 | 17587292 |



(a) Relación entre C_L y el número de elementos de la malla.



(b) Relación entre C_D y el número de elementos de la malla.



(c) Relación entre C_M y el número de elementos de la malla.

Figura C.1: Para el estudio de la independencia de los resultados respecto de la malla se realizaron pruebas con diferente número de elementos. (a) Para el C_L de las alas con y sin ductos se tiene que con 6 millones de elementos el resultado se estabiliza. (b) Para el C_D el resultado también se estabiliza después de los 6 millones de elementos. (c) el C_M para el ala con ductos se estabiliza antes que para el ala sin ductos.

Para el caso del ala con ductos, con el mismo número de elementos los resultados para C_L y C_M no cambian al aumentar el número de elementos, sin embargo, para el coeficiente C_D el número deber ser mayor a 6 millones. Con estos resultados en cuenta, las simulaciones para realizar las gráficas polares del ala limpia deben tener al menos 5 millones de elementos en la malla, con concentración de elementos en la superficie y alrededor del ala, mientras que, para la simulación del ala con ductos se deben tener al menos 6 millones de elementos en la malla, concentrados en la superficie y al rededor del ala, además de en la zona de los ductos.

Planos de las principales iteraciones de la semi ala del diseño aerodinámico

En el diseño aerodinámico se obtuvieron las iteraciones de la semi ala que se presentan en las figuras D.1 y D.2, para las cuales se realizaron cálculos en CFD para obtener sus fuerzas aerodinámicas.

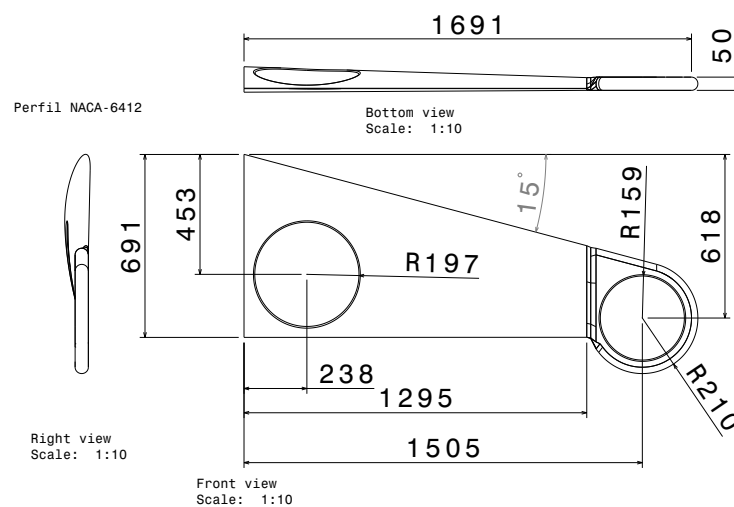


Figura D.1: Plano del ala similar con ducto de punta que se obtuvo a partir de la optimización de la superficie y buscando las mejores condiciones de sustentación, arrastre y momento generados por el ala. Se puede observar la posición de los ductos y la geometría del ala.

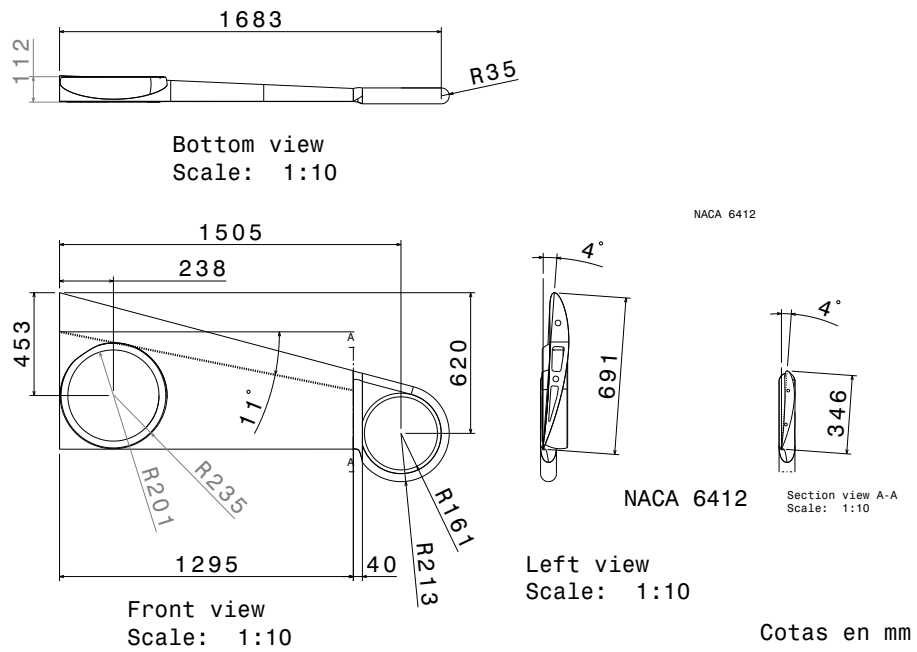


Figura D.2: Plano semi ala con carenado de ductos con lo que se logra una mejor eficiencia aerodinámica.

Planos del UAV.

Se presentan los planos de las piezas que conforman al UAV en las figuras E.1-E.7 y del plano de conjunto del UAV en la figura E.8, una vez concluido el proceso de diseño aerodinámico y realizado el diseño de su estructura de aleación de aluminio. La pieza Raíz que pertenece a la semi ala contiene al ducto de raíz y se ensambla al fuselaje, como se observa en la figura E.1 el ala tiene un ángulo de incidencia de cuatro grados. A esta pieza, en el lado contrario, se ensambla la pieza Media que se muestra en la figura E.2 donde se encuentra el alerón. La pieza Punta termina en ensamble de la semi ala y contiene el ducto de punta como se observa en la figura E.3. El *canard* se puede observar en la figura E.4, que se une a la nariz del fuselaje. El ducto del *canard* se observa en la figura E.3 que se une al *canard*.

El fuselaje esta conformado por las piezas Fuselaje T y Fuselaje N, que corresponden a la cola y la nariz del fuselaje, respectivamente. La pieza Fuselaje T se ensambla a las raíces de las semi alas, al estabilizador vertical y a la nariz del fuselaje, en esta pieza esta el compartimiento de para la carga útil (*payload*). La pieza Fuselaje N se ensambla a la cola del fuselaje y a los semi *canards*, y contiene el compartimiento de la batería.

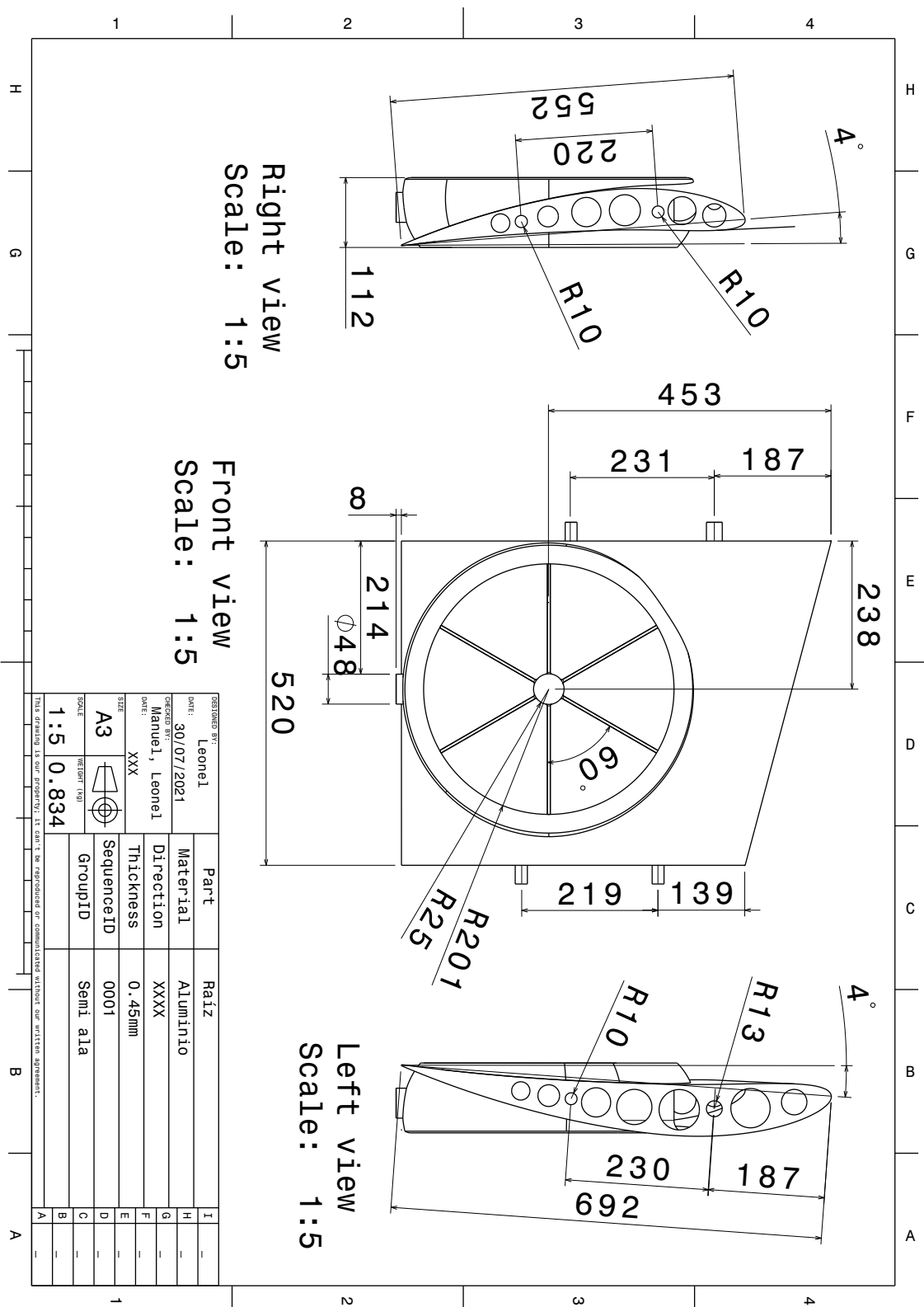


Figura E.1: Plano raíz semi ala.

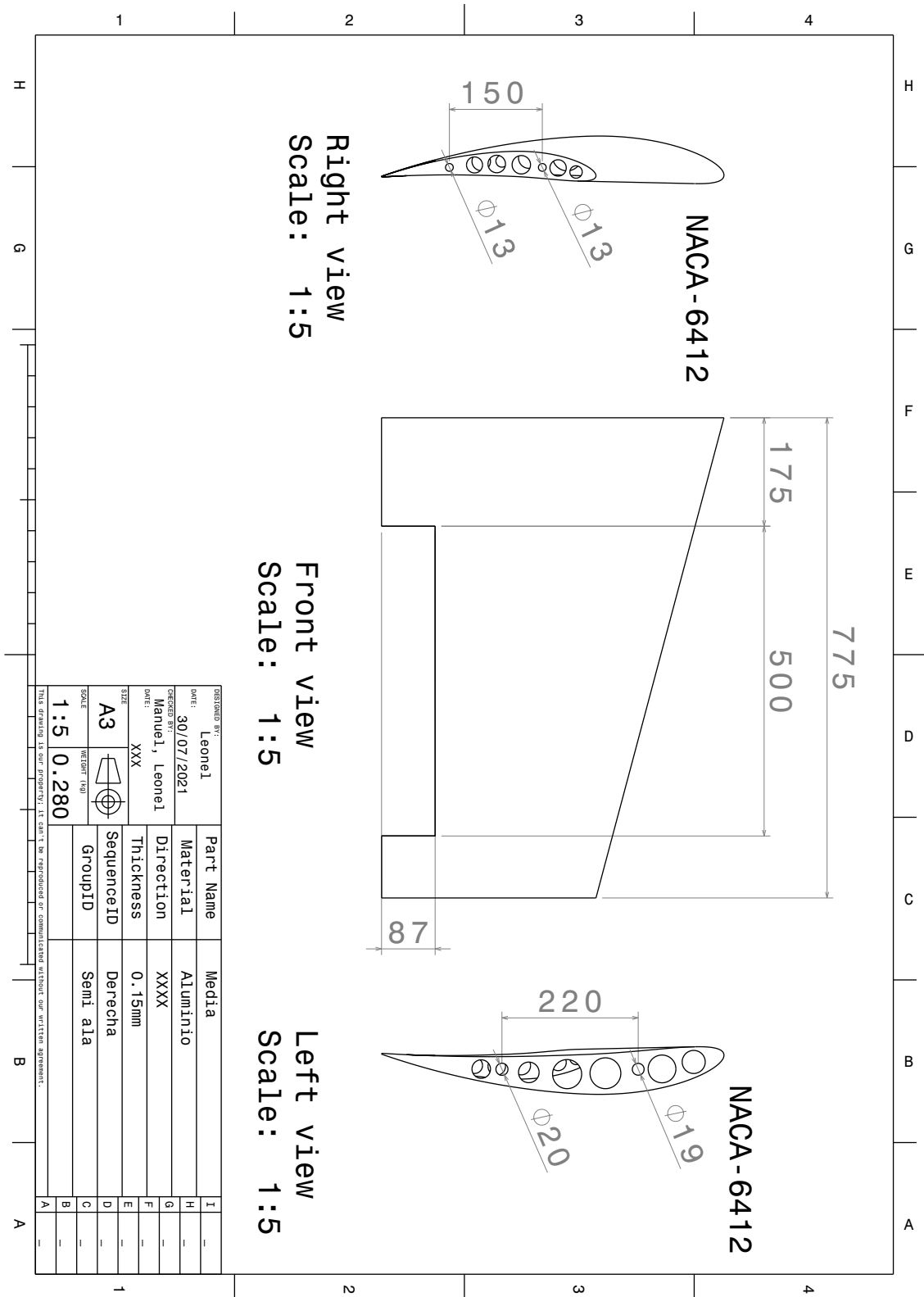


Figura E.2: Plano media semi ala.

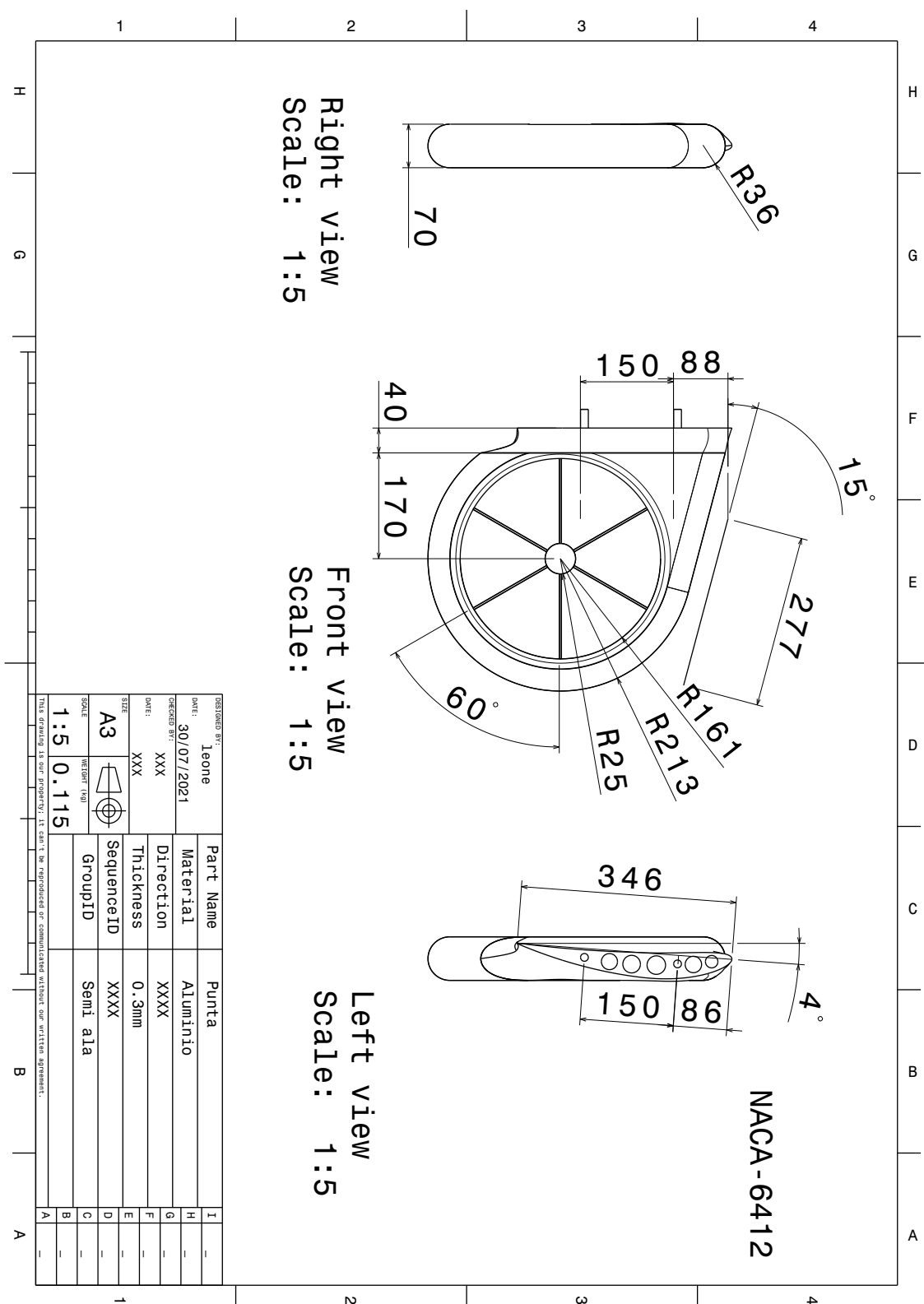


Figura E.3: Plano punta semi ala.

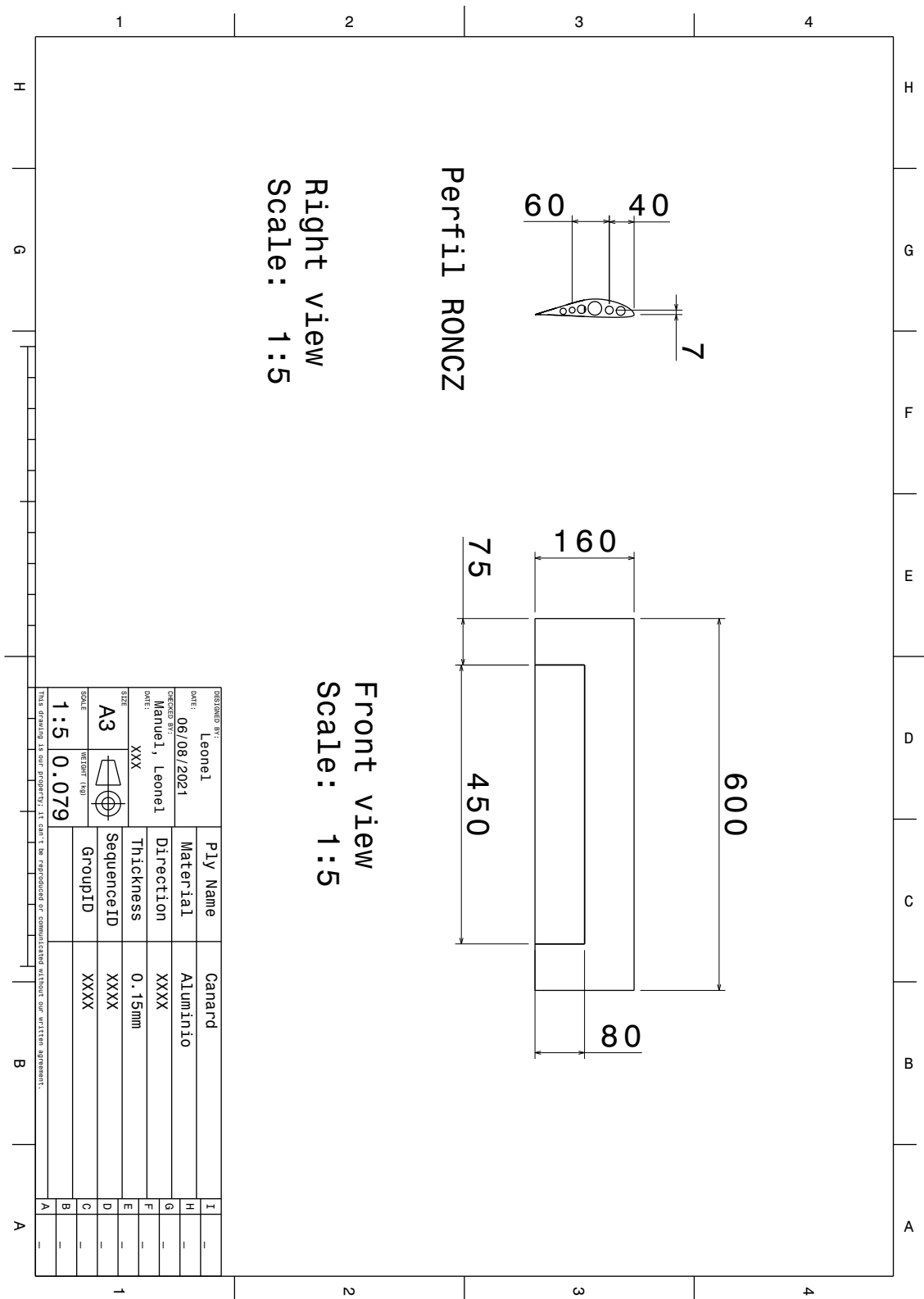


Figura E.4: Plano raíz semi *canard*.

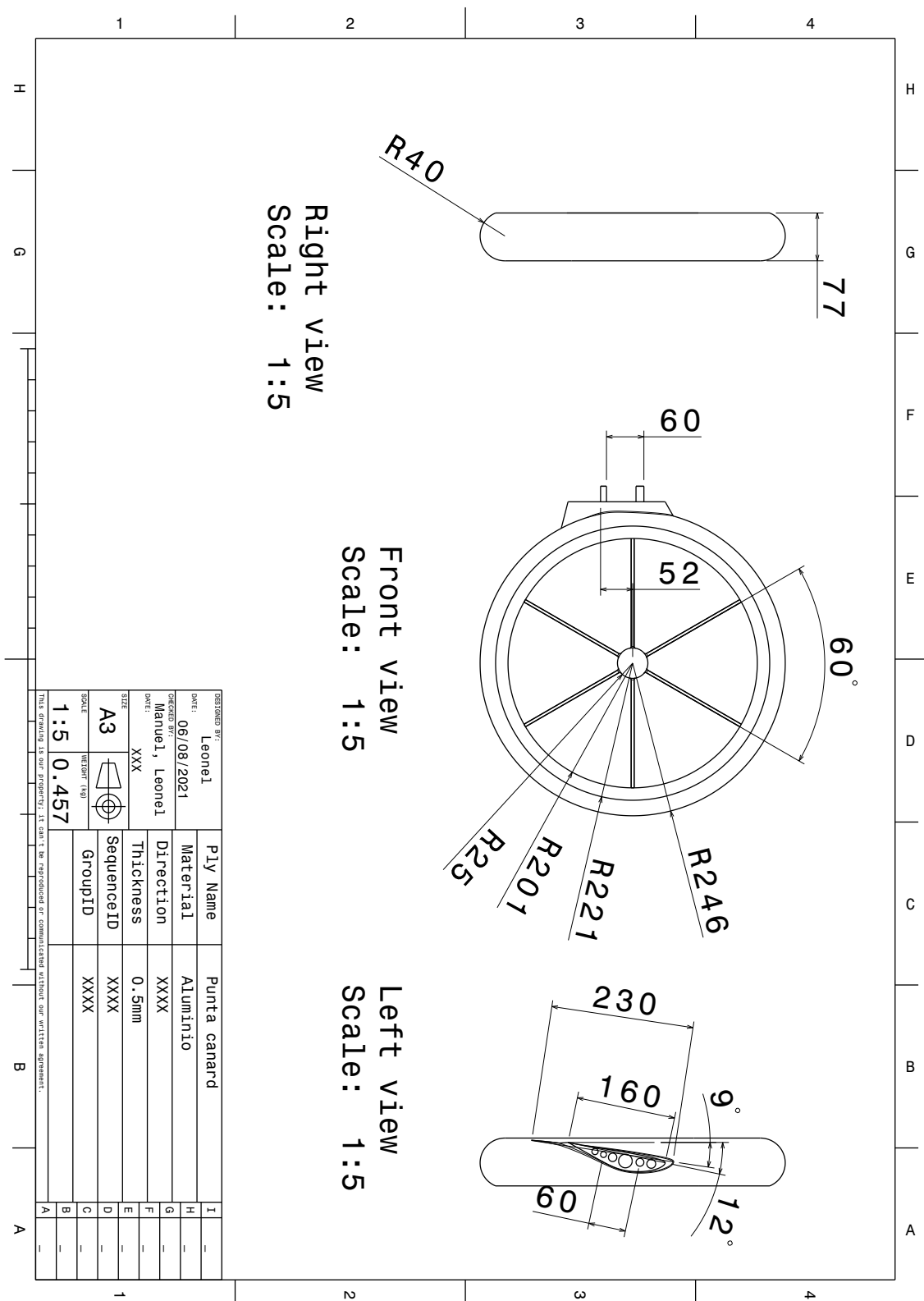


Figura E.5: Plano punta semi *canard*.

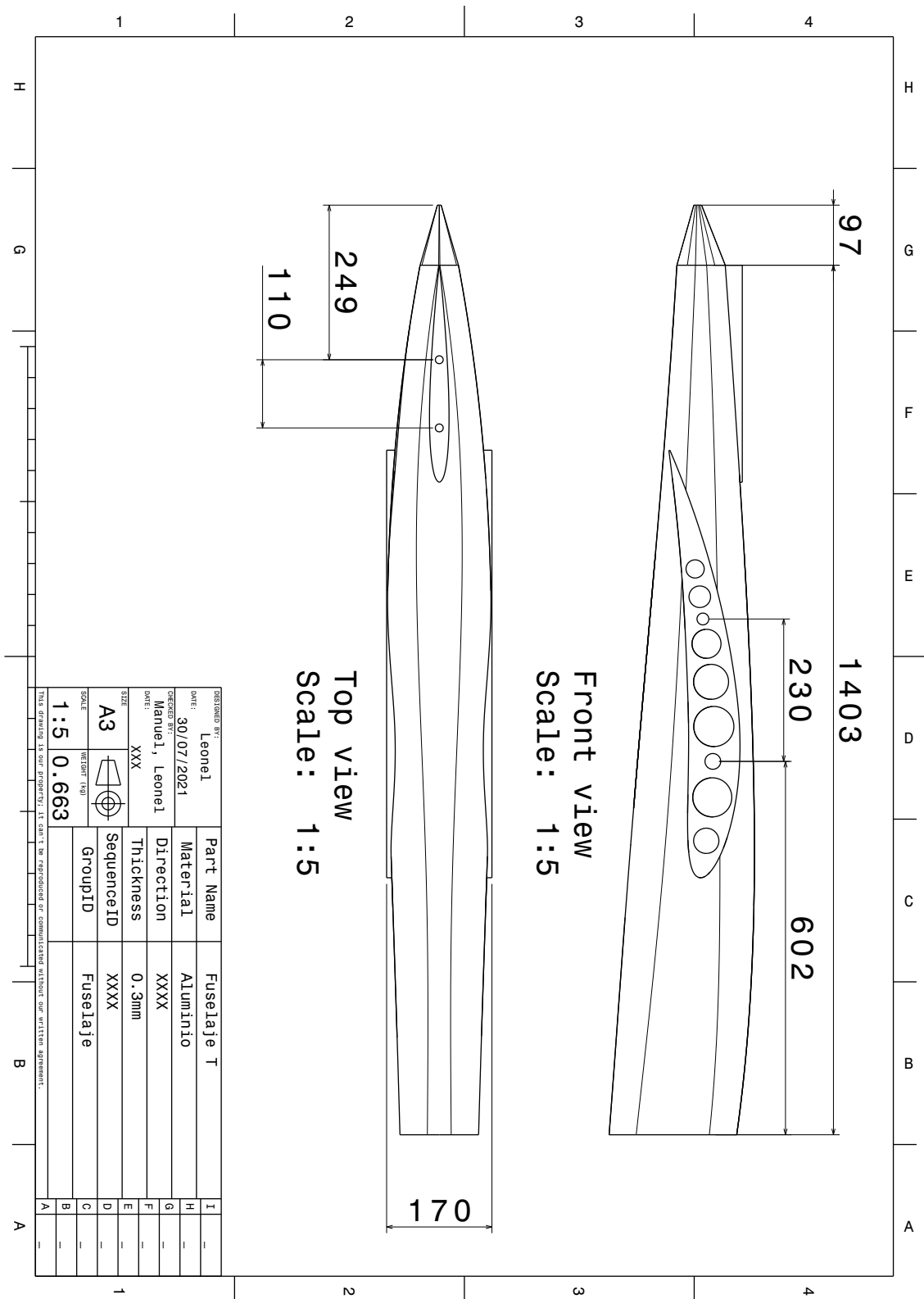


Figura E.6: Plano cola fuselaje.

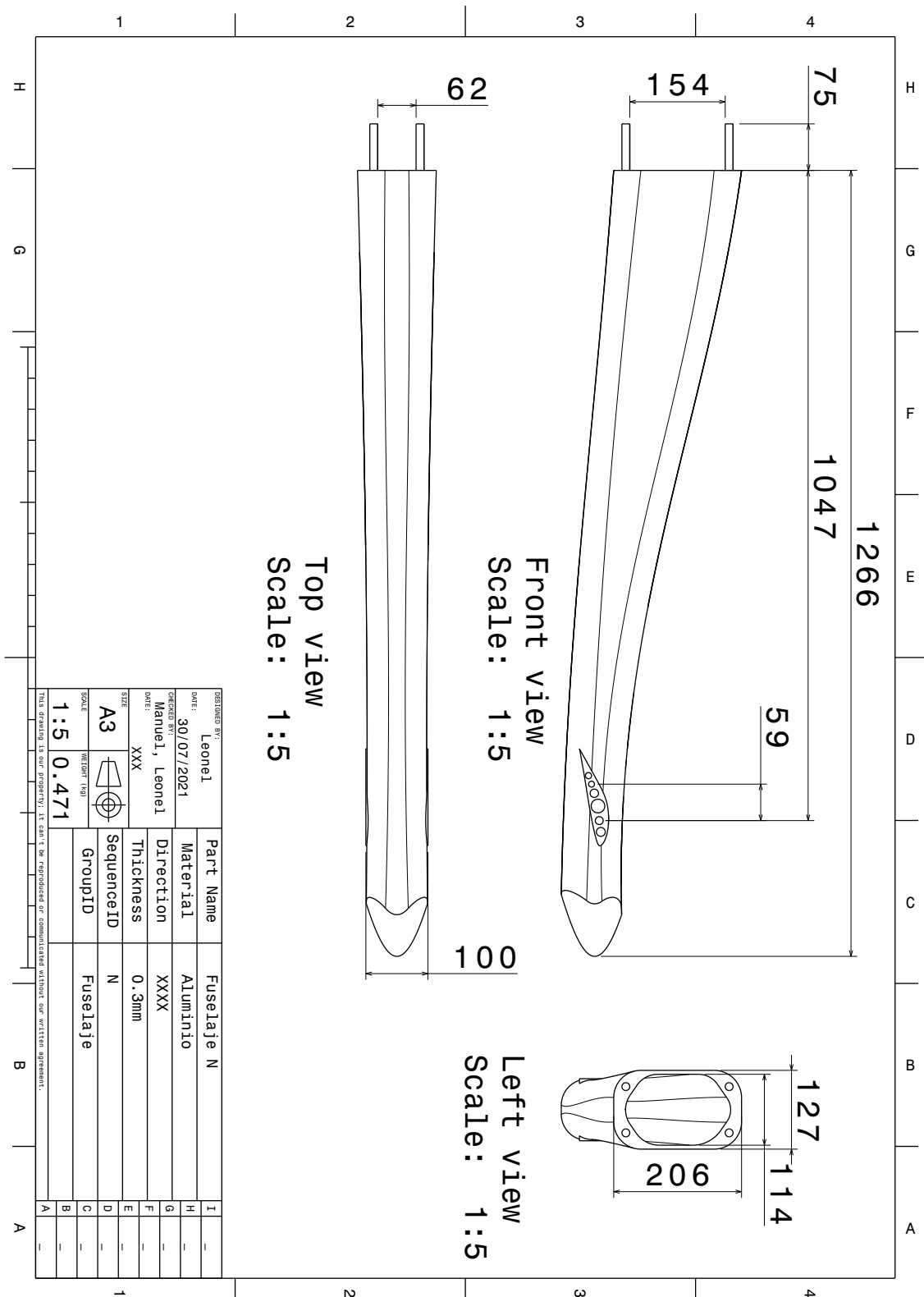


Figura E.7: Plano nariz fuselaje.

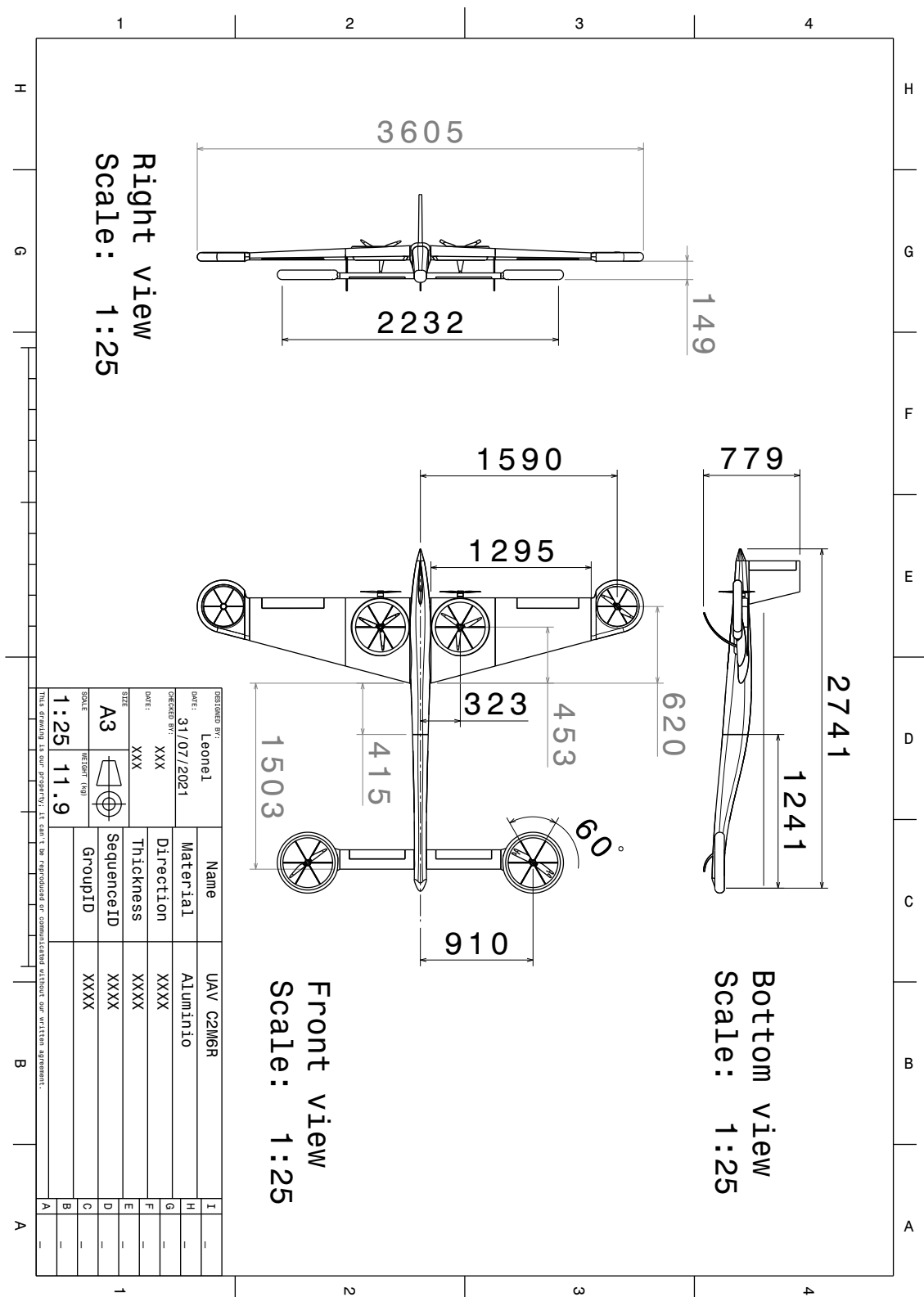


Figura E.8: Plano de conjunto UAV.

Bibliografía

- [1] U. Ozdemir, Y. Aktas, A. Vuruskan, Y. Dereli, F. Tarhan, K. Demirbag, A. Erdem, G. Kalaycioglu, I. Ozkol, and G. Inalhan, “Design of a commercial hybrid vtol uav system,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 74, 04 2014.
- [2] M. , B. Carr, F. D’Arcy, A. Diefenbach, H. Dietterich, A. Fornaciai, E. Lev, E. Liu, D. Pieri, M. Rodgers, B. Smets, A. Terada, F. Von Aulock, T. Walter, K. Wood, and E. Zorn, “Volcanological applications of unoccupied aircraft systems (uas): Developments, strategies, and future challenges,” *Volcanica*, vol. 3, 04 2020.
- [3] A. Papageorgiou, M. Tarkian, K. Amadori, and J. Ölvander, “Multidisciplinary design optimization of aerial vehicles: A review of recent advancements,” *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2018, pp. 1–21, 05 2018.
- [4] I. Kroo, S. Altus, R. Braun, P. Gage, and I. Sobieski, *Multidisciplinary optimization methods for aircraft preliminary design*.
- [5] J. Pereira, “Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design,” 01 2008.
- [6] N. Thouault, C. Breitsamter, N. Adams, C. Gologan, and J. Seifert, “Experimental investigation of the aerodynamic characteristics of generic fan-in-wing configurations,” *The Aeronautical Journal*, vol. 113, pp. 9–20, 01 2009.
- [7] B. Hoeveler, A. Bauknecht, C. C. Wolf, and F. Janser, “Wind-tunnel study of a wing-embedded lifting fan remaining open in cruise flight,” *Journal of Aircraft*, vol. 57, pp. 1–11, 05 2020.

-
- [8] T. Zomer and P. Miguel, “A qfd-based approach to support sustainable product-service systems conceptual design,” *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, vol. 88, 01 2017.
- [9] Y. Sireli, P. Kauffmann, and E. Ozan, “Integration of kano’s model into qfd for multiple product design,” *Engineering Management, IEEE Transactions on*, vol. 54, pp. 380 – 390, 06 2007.
- [10] P. Pitayachaval, K. Chittrakool, and W. Arjharn, “Integration of business model canvas (bmc) and quality function deployment (qfd) to design product,” in *2017 4th International Conference on Industrial Engineering and Applications (ICIEA)*, pp. 76–80, 2017.
- [11] L. Zong, S. Yu, and B. Li, “The model building research of product innovation design quality based on qfd and kano,” *Applied Mechanics and Materials*, vol. 271-272, pp. 1467–1472, 12 2012.
- [12] J. Pang, G. Zhang, and G. Chen, “Application of aggregate analysis for product design quality using qfd model and totpsis,” *Mechanika*, vol. 17, 01 2012.
- [13] F. Zhang, Q. Zhang, P. Wang, and H. Liu, “Product innovative design based on ahp/qfd/triz,” pp. 1–5, 2009.
- [14] H.-T. Liu, “Product design and selection using fuzzy qfd and fuzzy mcdm approaches,” *Applied Mathematical Modelling*, vol. 35, no. 1, pp. 482–496, 2011.
- [15] R. Ginting and A. Ali, “Triz or dfma combined with qfd as product design methodology: A review,” vol. 24, pp. 1–25, 01 2016.
- [16] P. Ji, J. Jin, T. Wang, and Y. Chen, “Quantification and integration of kano’s model into qfd for optimising product design,” *International Journal of Production Research*, vol. 52, no. 21, pp. 6335–6348, 2014.
- [17] L. Moldovan, “Qfd employment for a new product design in a mineral water company,” *Procedia Technology*, vol. 12, pp. 462–468, 2014. The 7th International Conference Interdisciplinarity in Engineering, INTER-ENG 2013, 10-11 October 2013, Petru Maior University of Tirgu Mures, Romania.
-

-
- [18] C. Rao, H. Tsai, and T. Ray, *Aircraft Configuration Design Using a Multidisciplinary Optimization Approach*.
- [19] S. Gudmundsson, "Chapter 9 - the anatomy of the wing," in *General Aviation Aircraft Design* (S. Gudmundsson, ed.), pp. 299–399, Boston: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [20] M. Sadraey, *A Systems Engineering Approach to Unmanned Aerial Vehicle Design*.
- [21] T. R. Walter, C. E. Harnett, N. Varley, D. V. Bracamontes, J. Salzer, E. U. Zorn, M. Bretón, R. Arámbula, and M. E. Thomas, "Imaging the 2013 explosive crater excavation and new dome formation at volcán de colima with terrasars-x, time-lapse cameras and modelling," *Journal of Volcanology and Geothermal Research*, vol. 369, pp. 224–237, 2019.
- [22] E. U. Zorn, N. Le Corvec, N. R. Varley, J. T. Salzer, T. R. Walter, C. Navarro-Ochoa, D. M. Vargas-Bracamontes, S. T. Thiele, and R. Arámbula Mendoza, "Load stress controls on directional lava dome growth at volcán de colima, Mexico," *Frontiers in Earth Science*, vol. 7, p. 84, 2019.
- [23] M. H. Sadraey, *AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach*. New Hampshire, USA: John Wiley & Sons, 2013.
- [24] D. L. Gabriel, J. Meyer, and F. du Plessis, "Brushless dc motor characterisation and selection for a fixed wing uav," in *IEEE Africon '11*, pp. 1–6, 2011.
- [25] R. E. Nasir, W. Kuntjoro, and W. Wisnoe, "Aerodynamic, stability and flying quality evaluation on a small blended wing-body aircraft with canard foreplanes," *Procedia Technology*, vol. 15, pp. 783–791, 2014. 2nd International Conference on System-Integrated Intelligence: Challenges for Product and Production Engineering.
- [26] J. D. Phillips and A. R. Center., *Approximate neutral point of a subsonic canard aircraft [microform] / James D. Phillips*. National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center ; For sale by the National Technical Information Service Moffett Field, Calif. : [Springfield, Va, 1985.
- [27] J. H. McMasters and M. L. Henderson, *Low-speed single-element airfoil synthesis*. NASA, Aug 2013.
-

- [28] J. V. FOA, “Proportioning a canard airplane for longitudinal stability and safety against stall,” *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 9, no. 14, pp. 523–528, 1942.
- [29] B. Etkin, *Dynamics of Flight: Stability and Control*. Wiley, 1982.
- [30] R. Iman, “Latin hypercube sampling,” 01 1999.
- [31] jBuist, “kriging(x,y,z,range,sill).” <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/57133-kriging-x-y-z-range-sill>. MATLAB Central File Exchange. Retrieved April 13, 2021. Accessed: 2021-04-12.
- [32] D. C. Wilcox, *Turbulence modelling for CFD*. DCW Industries, La Cañada, 1993.
- [33] F. Menter, *Zonal Two Equation k-w Turbulence Models For Aerodynamic Flows*.
- [34] P. Ramaiah Budarapu, S. Yb, and R. Natarajan, “Design concepts of an aircraft wing: composite and morphing airfoil with auxetic structures,” *Frontiers of Structural and Civil Engineering*, vol. 10, pp. 1–15, 11 2016.
- [35] A. Długosz and W. Klimek, “The optimal design of uav wing structure,” *AIP Conference Proceedings*, vol. 1922, no. 1, p. 120009, 2018.
- [36] K. Cho, J. Shin, and T. Kuc, “Design of quadrotor controller for emergency situation using xplane,” in *2015 12th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)*, pp. 311–314, 2015.
- [37] A. Bittar, H. V. Figueredo, P. A. Guimaraes, and A. C. Mendes, “Guidance software-in-the-loop simulation using x-plane and simulink for uavs,” in *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 993–1002, 2014.
- [38] M. G. Michailidis, M. Agha, M. J. Rutherford, and K. P. Valavanis, “A software in the loop (sil) kalman and complementary filter implementation on x-plane for uavs,” in *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 1069–1076, 2019.
-