

UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA
SEDE DE CONCEPCIÓN - REY BALDUINO DE BÉLGICA

“DISEÑO DE DRON DE ALA FIJA DE BAJO COSTO”

Trabajo de titulación para optar al título de
Técnico Universitario en ROBÓTICA Y
MECATRONICA

Alumnos:

Alan Daniel Mac-Kay Vargas

Carlos Sebastián González Norambuena

Profesor guía:

Ing. Rodrigo Méndez Leal

AGRADECIMIENTOS

Queremos dar nuestro agradecimiento a los profesores que nos han ayudado, por su dedicación y apoyo docente, por darnos de su tiempo cuando las dudas nos aconplejaban, por compartirnos de su conocimiento y enseñarnos a adquirir más del que ellos nos proporcionaban. He de destacar a nuestro profesor guía Don Rodrigo Méndez Leal, por su paciencia y capacidad de guiarnos en el camino del conocimiento. Y también reconocer al profesor Edgardo Loyola González por asistirnos en la normativa de trabajos de títulos junto con enseñarnos a redactar el presente informe.

Además, queremos de agradecer a nuestras familias y seres queridos que siempre nos brindaron de apoyo incondicionalmente y de estar ahí cuando lo más los necesitábamos. También agradecer a nuestros padres que nos han criado y soportado todos estos años para poder ser las personas que hoy en día logramos ser.

Así también a nuestros compañeros y amigos que hemos formado a lo largo de nuestras vidas, agradecerles todos sus consejos, sabiduría cósmica y apoyo que nos han brindado, por los buenos e increíbles momentos que hemos compartido, además de los inolvidables asados en el quincho, las juntas en la cancha de la universidad con prácticamente la carrera entera o las fraternas conversaciones acompañadas de un té o algo para compartir en la sala de mecatrónica.

A todos y cada uno de ellos, MUCHAS GRACIAS.

Alan Mac-Kay Vargas y Carlos González Norambuena.

RESUMEN

En la actualidad el desarrollo de vehículo aéreo no tripulado se hace complejo y caro de realizar, El aumento de los componentes en los que se deben de invertir complica la tarea además de no ser fáciles de hallar o que producto de la situación del mercado no se encuentren disponibles los que se requerían de manera idónea.

Este Proyecto fue ideado para facilitar la fabricación de un vehículo aéreo no tripulado, destinado a personas que quieran realizar su propio UAV.

Se ha estudiado el desarrollo de los perfiles alares y los diferentes tipos que existen, viendo las ventajas e inconvenientes de estos mismo; Para el fuselaje mostramos un modelo ideológico en el que nos inspiramos en modelos reales de aviones, examinado en detalle la dimensiones, factores comunes y diferencias, para su fácil creación.

Se han buscado diferentes estudios para recomendar diferentes selecciones de componentes que brinden los mejores resultados, entre ellos: motores, baterías, hélices y controladores de vuelo.

Este proyecto diseñado y estudiado en computadora está dispuesto para que los alumnos que deseen realizarlo diseñen sus propias modificaciones con la finalidad que ellos estimen conveniente y se les facilite la labor de trabajarlo físicamente.

INDICE

AGRADECIMIENTOS i

RESUMEN.....ii

INDICE iii

INDICE DE FIGURAS.....vi

SIGLAS Y SIMBOLOGIA ix

SIGLAS.....ix

SIMBOLOGÍA.....x

INTRODUCCIÓN 1

OBJETIVO GENERAL.....2

OBJETIVOS ESPECIFICOS 2

ALCANCES Y LIMITACIONES.....2

CAPITULO 1: ESTUDIOS DEL DRON 3

1.3 ¿QUE ES UN DRON? 4

1.4 LA HISTORIA DE LOS UAV 4

 1.4.1 Durante la Primera Guerra Mundial.....5

 1.4.2 En la 2da guerra mundial 6

 1.4.3 En la actualidad 7

1.5 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV 9

 1.5.1 Los usos de los drones 9

 1.5.2 Clasificación de formas de drones UAV.....10

 1.5.3 Sistema de control 11

1.6 COMPONENTES.....12

 1.6.1 Motores 12

 1.6.2 Variadores 13

 1.6.3 Hélices.....14

 1.6.4 Baterías.....15

 1.6.5 Controladores de vuelo 16

CAPITULO 2: DISEÑO DE UN DRON DE ALA FIJA 17

2.1	BASES PARA EL VUELO.....	18
2.1.1	Fuerzas que interactúan en vuelo	18
2.1.2	Fuerza de sustentación	19
2.1.3	Origen de la fuerza de sustentación	19
2.1.4	Fuerza de resistencia	20
2.1.5	Origen de la fuerza de resistencia	21
2.1.6	Coeficiente de sustentación.....	22
2.1.7	Coeficiente de resistencia.....	22
2.1.8	La forma y el arrastre	23
2.1.9	Relación de sustentación a arrastre	24
2.1.10	Ecuación de sustentación	25
2.1.11	Ecuación de resistencia	26
2.2	CRITERIOS PARA DISEÑAR UN ALA	27
2.2.1	Partes de un ala.....	27
2.2.2	Relación de aspecto.....	27
2.2.3	Perfil alar.....	28
2.2.4	Ángulo de diedro.....	29
2.2.5	Tipos de perfiles alares.....	29
2.2.6	Centro de aerodinámico	31
2.2.7	Normativa naca para perfiles alares	32
2.3	APLICANDO LA TEORIA	33
2.3.1	Tomando referencias.....	33
2.3.2	Experimentando con perfiles alares	33
2.3.3	Perfiles alares para examinar	34
2.3.4	Resultados obtenidos.....	37

2.3.5	Síntesis de los resultados.....	38
2.3.6	Aplicando la ecuación de sustentación	39
2.3.6.1	Calculando el área de sustentación	39
2.3.6.2	Determinando ρ	39
2.3.6.3	Determinando v^2	41
2.3.6.4	Resolviendo la ecuación	41
2.3.6.5	Recalculo de la ecuación de sustentación	41
2.3.7	Empleando los resultados.....	42
2.3.8	Del diseño asistido por software	42
2.3.9	Análisis del diseño	44
2.3.10	Entendiendo los análisis.....	49
2.4	CUANTIFICACIÓN DE GASTOS, OPCIONES DE ELABORACIÓN, MERCADO NACIONAL Y DIFERENCIA DE VALOR.....	50
2.4.1	Cuantificación de gastos y opciones de elaboración.....	50
2.4.2	Mercado nacional	51
2.4.3	Diferencia de valor	52
	CONCLUSIÓN.....	54
	BIBLIOGRAFIA.....	55
	ANEXO A: PLANOS.....	57
	ALERÓN.....	57
	ELEVADOR DERECHO.....	57
	ELEVADOR IZQUIERDO.....	58
	FUSELAJE	58
	PERFIL ALAR.....	59
	ALERÓN ELEVADOR	59

INDICE DE FIGURAS

Figuras 1-1 Simulación de un Dron 4

Figuras 1-2 los primeros UAV 5

Figuras 1-3. Hewitt-Sperry..... 6

Figuras 1-4. Goliath 7

Figuras 1-5. “MQ1 PREDATOR” 8

Figuras 1-6. Uso en la seguridad del estado..... 9

Figuras 1-7. Drones multirrotor..... 10

Figuras 1-8. Drones ala fija..... 11

Figuras 1-9. Dron controlado remotamente 12

Figuras 1-10. Componentes de un motor brushless 13

Figuras 1-11. Ejemplo de variador..... 14

Figuras 1-12. Tipos de hélices 15

Figuras 1-13. Batería de Polímero de Litio 3.7V 1200mAh 15

Figuras 1-14. Controlador de Vuelo de Drones PIXHAWK 16

Figura 2-1. Cuatro fuerzas en un avión..... 18

Figura 2-2. Sustentación a partir de la curvatura de un flujo 19

Figura 2-3. ¿Qué es el arrastre?..... 21

Figura 2-4. Efectos de la forma en el arrastre 23

Figura 2-5. Relación sustentación a arrastre 24

Figura 2-6. La ecuación de sustentación 25

Figura 2-7. La ecuación de la resistencia 26

Figura 2-8. Definiciones geométricas del ala..... 27

Figura 2-9. Nomenclatura de un perfil alar 28

Figura 2-10. Perfil alar cóncavoconvexo 29

Figura 2-11. Perfil alar plano convexo..... 30

Figura 2-12. Perfil alar semi simétrico..... 30

Figura 2-13. Perfil alar simétrico 31

Figura 2-14. Perfil alar auto estable 31

Figura 2-15. Centro aerodinámico 32

Figura 2-16. Perfil alar NACA 3412..... 34

Figura 2-17 Perfil alar NACA 4412.....	34
Figura 2-18. Perfil alar NACA 4512.....	35
Figura 2-19. Perfil alar NACA 4612.....	35
Figura 2-20. Perfil alar NACA 5412.....	35
Figura 2-21. Perfil alar NACA 6412.....	36
Figura 2-22. Perfil alar NACA 6512.....	36
Figura 2-23 Perfil alar NACA 0012.....	36
Figura 2-24. Resultados obtenidos de los perfiles alares no simétricos.....	37
Figura 2-25. Resultados de todos los perfiles alares junto al perfil alar simétrico.	37
Figura 2-26. Resultados obtenidos del perfil alar NACA 6412.....	38
Figura 2-27. Resultados obtenidos del perfil alar NACA 0012	38
Figura 2-28. Obtención de la densidad del aire a parámetros de la universidad.....	40
Figura 2-29. Recalculo de la densidad del aire.	40
Figura 2-30. Imagen renderizada del ala.....	42
Figura 2-31. Imagen renderizada del fuselaje	43
Figura 2-32. Imagen renderizada del elevador derecho	43
Figura 2-33. Imagen renderizada del elevador izquierdo.....	44
Figura 2-34. Imagen renderizada del prototipo completo.....	44
Figura 2-35. Distribución de fuerzas en vuelo a 0° vista frontal.	45
Figura 2-36. Distribución de fuerzas en vuelo a 11° vista frontal.	45
Figura 2-37. Distribución de fuerzas a 19° vista frontal.	45
Figura 2-38. Distribución de fuerzas a 0° vista lateral.....	46
Figura 2-39. Distribución de fuerzas a 11° vista lateral.....	46
Figura 2-40. Distribución de fuerzas a 19° vista lateral.....	46
Figura 2-41. Distribución de fuerzas a 0° vista superior.....	47
Figura 2-42. Distribución de fuerzas a 11° vista superior.....	47
Figura 2-43. Distribución de fuerzas a 19° vista superior.....	47
Figura 2-44 Distribución de fuerzas a 0° vista isométrica.	48
Figura 2-45. Distribución de fuerzas a 11° vista isométrica.	48
Figura 2-46. Distribución de fuerzas a 19° vista isométrica.	48
Figura 2-47. Análisis de desplazamiento del ala con 20N en cada extremo.....	49
Figura 2-48. Coeficiente de seguridad del ala bajo esfuerzo de 20N.....	49
Figura 2-49. Piezas de polietileno expandido	50

Figura 2-50. Pegamento Afix Green 51

Figura 2-51. Fuselaje Skywalker X8.....52

Figura 2-52. Fuselaje Skywalker 1900.....52

SIGLAS Y SIMBOLOGIA

SIGLAS

AC	:	Aerodynamic Centrer o Centro Aerodinamico
~	:	Aproximadamente
AR	:	Aspect Ratio o relación de aspecto
BLDC	:	Motor brushless sin escobilla
BN	:	Bull Nose
CAM	:	Cuerda Aerodinámica Media
ESC	:	Electronic Speed Contoller
FAA	:	Federal Aviation Administration
GPS	:	Global Positioning System o Sistema de Posicionamiento Global
HBN	:	Hybrid Bull Nose
LFP	:	Fosfato de hierro y litio
MARS	:	Machine Learning, Automation, Robotics and Space
NASA	:	National Aeronautics and Space Administration
NCA	:	Níquel, cobalto y óxido de aluminio
NMC	:	Composición de cátodo, níquel, manganeso y cobalto
\$	:	Peso chileno
%	:	Porcentaje
∴	:	Por lo tanto
SAU-1	:	Special Air Unit One
SI	:	Sistema internacional de unidades
TNT	:	Trinitrotolueno
UAV	:	Unmanned aerial vehicle

SIMBOLOGÍA

A	:	Área
C_d	:	Coeficiente de arrastre o coeficiente de resistencia
C_l	:	Coeficiente de sustentación
kg	:	Kilogramos
kg/m^3	:	Kilogramos sobre metro cubico
m	:	Metro
m^2	:	Metro cuadrado
m/s	:	Metro sobre segundo
m/s^2	:	Metro sobre segundo al cuadrado
m^2/s	:	Metro cuadrado sobre segundo
N	:	Newtons
Pa	:	Pascales
ρ	:	rho, densidad de un fluido
s	:	Segundo
v	:	Velocidad
v^2	:	Velocidad elevada al cuadrado

INTRODUCCIÓN

En la presente memoria de título se abordará la elaboración del diseño de un “dron de ala fija”, comprendiendo fuselaje, superficie sustentadora, superficies de control. junto con los respectivos análisis de estos ya citados elementos y la conjunción de estos en diferentes softwares. Teniendo como objetivo el de obtener el diseño de un “dron” en términos coloquiales “low cost” cuyo rol es indefinido.

Para lograr este proyecto emplearemos una amplia variedad de conocimientos adquiridos en el transcurso de la carrera entre las cuales podemos destacar los adquiridos en las materias de física, metrología, mecánica de los materiales, dibujo asistido por computador, pero no podemos desmerecer al resto, sin lugar a duda todas fueron importantes para nuestra formación.

Esta temática toma origen debido a dos variables siendo la primera la presencia de una acotada variedad de drones de ala fija dentro del mercado nacional siendo un elemento con notable escases o rareza, pudiendo observar que los modelos predominantes en el mercado nacional son de una empresa en específico y de una categoría en específico de estos drones y la segunda variable que dio cavidad a esta temática es sin lugar a duda el elevado costo de adquisición de uno de estos vehículos.

OBJETIVO GENERAL

- Realizar el diseño de un “dron de ala fija” de bajo costo para labores por definir.

OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Estudiar el software a emplear.
- Estudiar el mercado de drones de ala fija a nivel nacional e internacional.
- Diseñar el fuselaje.
- Analizar el desempeño del fuselaje diseñado.

ALCANCES Y LIMITACIONES

- Esta memoria de título contempla el diseño 3D, planos, así como análisis de los diseños del drone, así como una cuantificación de gastos.
- La Implementación o elaboración del drone quedan completamente fuera del alcance propuesto para esta memoria de título.
- El diseño del anclaje del motor, el motor a implementar, así como la hélice quedan fuera de los alcances de la memoria de título ya que estas variarían dependiendo del uso que se le vaya a dar al drone.

CAPITULO 1: ESTUDIOS DEL DRON

1.3 **¿QUE ES UN DRON?**

La terminología “drone” viene de dran o dræn y en inglés significa, abeja macho o zángano. También la expresión drone denomina el zumbido de estos insectos.

Un "dron" es un UAV (vehículo aéreo no tripulado). Es decir, una máquina que vuela sin necesidad de que alguien la conduzca. Su trayectoria de vuelo es programada por software o se maneja a través de un control remoto, que para elevarse utiliza la fuerza de giro de sus motores unidos a las hélices.



Figuras 1-1 Simulación de un Dron

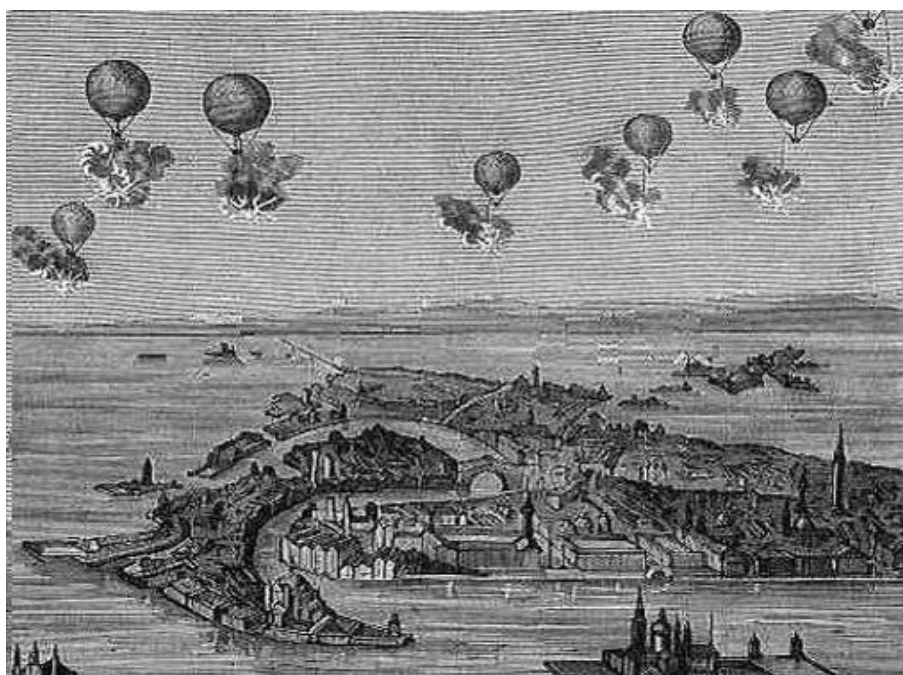
Fuente: <https://www.dronesmalaga.net/trabajo/servicios-con-drones/>

1.4 **LA HISTORIA DE LOS UAV**

Los datos más antiguos que se tiene registrados sobre UAV (unmanned aerial vehicle) datan de 1849, cuando el ejército Austriaco uso en una batalla contra la ciudad de Venecia globos cargados con explosivos. Estos globos se lanzaron desde uno de los barcos Austriacos llamado Vulcano. Aunque alguno de estos globos funcionó, dependían mucho del viento y muchos de ellos se desviaron grandes distancias o incluso volaron de vuelta a los barcos de la armada austriaca. Los globos explotaban una vez estaban sobre la ciudad mediante un sistema con una batería galvánica con un hilo de cobre aislado.

Aunque los globos no concuerdan con la definición actual que le damos a los Drones/UAV, el concepto si se ajusta al de "plataforma no tripulada que porta una carga útil", en este caso explosivos para usos militares.

El 8 de noviembre de 1898, Nikola Tesla patentó un barco o vehículo controlable mediante ondas, impulsos o radiaciones, enviadas a través de la tierra, el agua o el aire. Tesla aseguró que se podría usar para enviar paquetes, provisiones o cualquier tipo de material. Además, escribió que su invento causaría su efecto mayormente sobre la guerra y el armamento. Por esto, Tesla es conocido como el padre de los UAV.[5]



Figuras 1-2 los primeros UAV

Fuente <http://eldrone.es/historia-de-los-drones/>

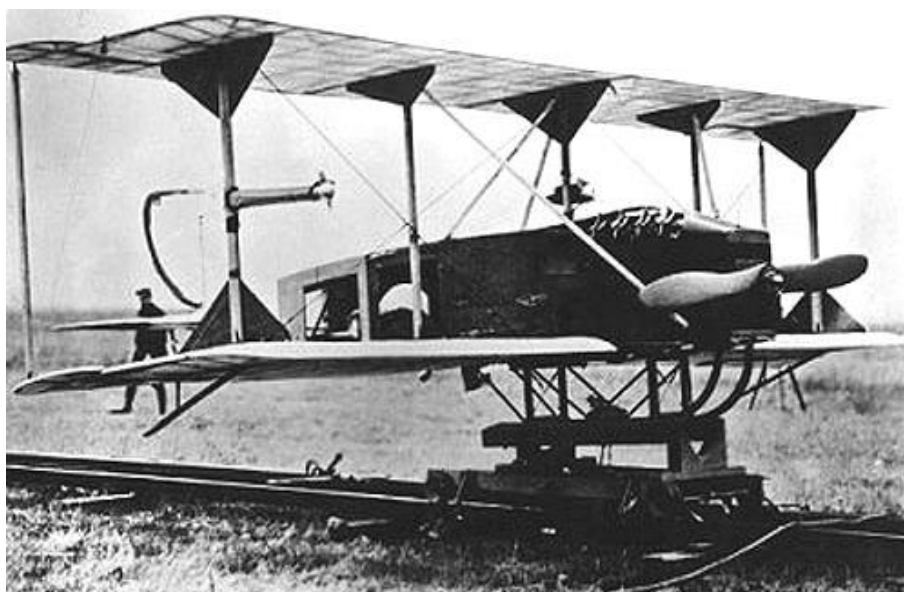
1.4.1 Durante la Primera Guerra Mundial

Los inventores y científicos como, Elmer Ambrose Sperry, Archibald Low y Charles Kettering buscaban el desarrolló una plataforma de aeronaves sin piloto con un dispositivo para lanzar torpedos con una catapulta y al mismo tiempo espiar al enemigo.

” Una publicación del *New York Times* de 1926 apunta a que estas aeronaves eran guiadas con gran precisión y que después de una distancia determinada giraban y volaban hacia abajo en vertical, con una carga tal de TNT capaces de volar una población entera” “ [4].

Los más conocidos fueron "Kettering Bug", "Hewitt-Sperry Automatic Airplane" y el "Aerial Target" siendo el más exitoso de los 3 prototipos al ser capaz de volar hasta 80 kilómetros cargados con 82 kilogramos de explosivos sin embargo nunca fueron usados en el campo de batalla y con el fin de la guerra en 1918 fueron cancelados.

A lo largo de la década de 1920, se utilizaron varios buques controlados de forma remota para la formación de unidades de artillería. La década de 1930 vivió una oleada de interés militar en vehículos controlados a distancia, entre los cuales surgió la segunda generación «Bug».[4]



Figuras 1-3. Hewitt-Sperry

Fuente: <http://eldrone.es/historia-de-los-drones/>

1.4.2 En la 2da guerra mundial

Durante la Segunda Guerra Mundial tanto varios países ya estaban desarrollando nuevos tipos de drones, tanto como, para espionaje o desarrollos para el combaten.

La Marina estadounidense lanzó un nuevo programa, llamado *Operación Anvil*, para identificar *bunkers* alemanes usando bombarderos re-adaptados para tolerar una capacidad doble con explosivos y siendo guiados por control remoto para estrellarse con los nazis en Alemania. La tecnología por control remoto estaba muy limitada, incluyendo dispositivos de radio conectados a un motor, con lo que los pilotos tenían que guiar el artefacto a una altura determinada para luego tirarse en paracaídas.[4]

Los alemanes fueron los primeros en crear uno de estos robots o, más bien, “drones primitivos”. Japón e Italia también se sumaron a la creación y desarrollo de extraños artilugios, como los globos de un proyecto secreto japonés, conocido como “Fu-Go” (que al final resultó ser un auténtico fiasco), o los torpedos humanos italianos Siluro a lenta corsa (torpedo de navegación lenta o, con un mote más coloquial, “maiale”), que llegaron a ser un auténtico dolor de cabeza para la Royal Navy. Al dron o robot alemán se le llamó “Goliath”.[6]



Figuras 1-4. Goliath

Fuente <https://aphu.org.uy/2015/05/15/los-drones-de-la-segunda-guerra-mundial/>

El “Goliath “era un tanque manejado a control remoto usado por los alemanes en la segunda guerra mundial y trataba de un mini tanque que contenía 100 kilos de explosivos que se utilizó sobre todo en la destrucción de barricadas.

los alemanes además de desarrollar drones terrestres también desarrollaron UAV a principios de la guerra llamados V-1 o también conocidos como “arma venganza”. Este se propulsaba con un pequeño motor pulsorreactor y cargaba con más de 100 kg de explosivos, esto se ocupó por primera vez contra los británicos matando a más de 900 civiles.

En 1944, los accesorios SAU-1 (Special Air Unit One) ha convertido los PB4Y-1 Liberators y los B-17 para que tengan la posibilidad de cargar 25000 libras de explosivos y tengan la posibilidad de volar por control remoto utilizando sistemas de guiado con imágenes de televisión. Las aeronaves, conocidas como PB4Y-1 y BQ-7, despegaban con una tripulación de 2 hombres, los cuales volaban hasta conseguir 2000 pies de elevación y programaban el rumbo para interceptar los sitios de lanzamiento de los V-1.

1.4.3 En la actualidad

Los UAV tuvieron su revolución a mediados de 1994 con el desarrollo “MQ1 PREDATOR” por la empresa norteamericana General Atomics.

El General Atomics MQ-1 Predator o también llamado RQ-1 Predator, es un vehículo aéreo no tripulado (UAV) de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos. Realizado principalmente en misiones de reconocimiento y una capacidad ofensiva con la posibilidad de incorporarle dos misiles. Ha servido desde 1995 en conflictos como Bosnia, Serbia, Afganistán, Yemen e Iraq.

La misión principal es de reconocimiento, pero a su vez dispone de capacidad ofensiva. Se ha usado desde 1995 en misiones de reconocimiento en los Balcanes, en Afganistán y en el Oriente Medio.[0]



Figuras 1-5. “MQ1 PREDATOR”

Fuente: <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/73170/RUIPÉREZ%20-%20Diseño%20y%20fabricación%20de%20un%20dron%20mediante%20impresión%203D.pdf?sequence=5>

En los siguientes años los drones eran cada vez más ocupado no solo para fines de guerra sino para otros usos como para investigación, conservación, salvamento, infraestructuras, rescate y búsqueda de víctimas entre otras muchas. Para 2006 la FAA (Federal Aviation Administration) emitió los primeros permisos comerciales de drones, con esto diferentes compañías se han hecho a desarrollar nuevas invenciones para estos drones por ejemplo uno de esto es:

En 2019, en la conferencia MARS (Machine Learning, Automation, Robotics and Space), Amazon presentó la nueva versión del drone mensajero de su servicio Prime Air, el mismo realizará entregas en el segundo semestre del año. El nuevo drone es completamente eléctrico, integrado con cámaras térmicas, sensores y configurado por medio de Machine Learning, le permite volar evitando obstáculos como tendidos eléctricos, aves y otros objetos. Según Amazon, tiene planeado realizar entregas en menos de 30 minutos en un radio de 24 kilómetros únicamente para paquetes con un peso determinado.[7]

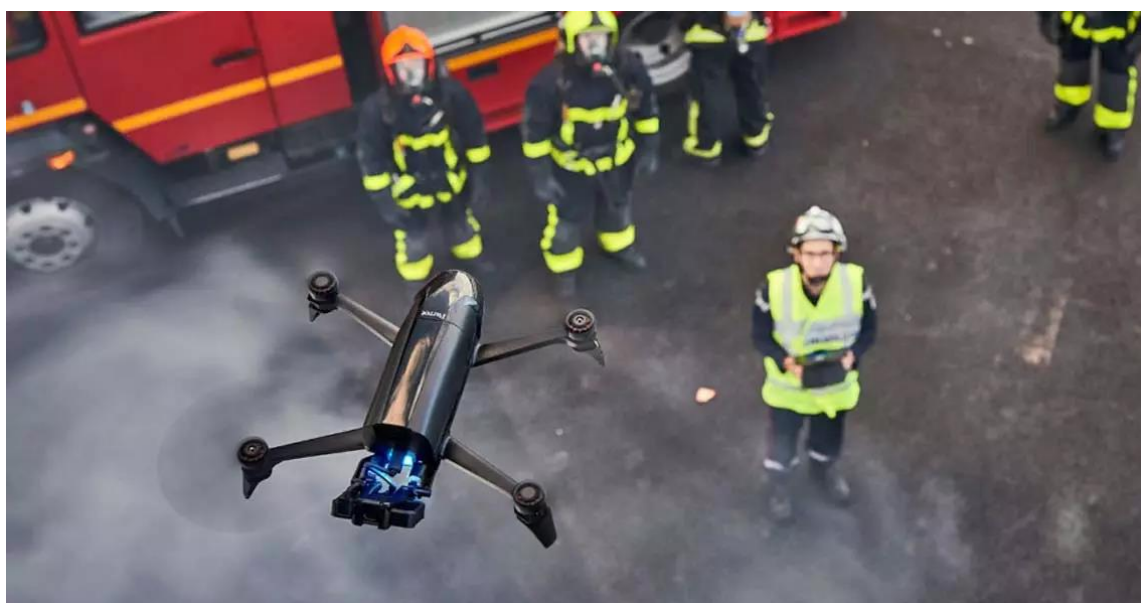
1.5 CLASIFICACIÓN DE LOS UAV

1.5.1 Los usos de los drones

Actualmente, el uso de drones tiene una función más profesional que jovial. Este sistema de vehículo aéreo no tripulado (UAVS) nos ofrece un gran número podemos clasificar en dependiendo de su fin o misión principal.

- Drones de uso militar:

Como se ha demostrado anteriormente, los primeros nacimientos de los drones fueron hechos para uso militar y a día de hoy se siguen usando. Como, por ejemplo, para usos de simulación de aviones o ataques enemigos en los sistemas de defensa, reconocimiento aéreo y misiones ofensivas en otras más. Además, no solo son ocupado para fine militares también cabe destacar son usados para la seguridad del estado; policías, bomberos, guardias civiles, etc.



Figuras 1-6. Uso en la seguridad del estado

Fuente: <https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/>

- Drones de uso civil:

Dentro de los usos civiles estos se pueden diferencian desde juguetes hasta usos comerciales; realización de reportajes videos, fotografías, etc. Y dependiendo de los

parámetros de clasificación de los drones se pueden llegar a ocupar para usos industriales, fines agrícolas, etc.

también tienen para:

- Uso de drones en eventos
- Uso de drones en publicidad
- Uso de drones en emergencias
- Uso de drones para el control fiscal
- Usos de los drones en topografía

1.5.2 Clasificación de formas de drones UAV

Estos se pueden clasificar en 2 tipos los de:

- Drones de ala rotatoria

también considerados como multirotores o multicópteros, son los más conocidos en por hacer fotogrametría y modelos 3D. estos drones están hechos con un cuerpo central y de múltiples rotores que impulsan a las hélices para volar y maniobrar en una posición estática gracias a sus componentes electrónicos como giroscopios o estabilizadores.

Vamos a ver qué tipos de drones hay según el número de rotores:

Tricopter: Tiene tres motores, en cada uno de su extremo.

Quadcopter: Tiene cuatro motores. Dos de los rotores se mueven en el sentido de las agujas del reloj y dos, en sentido contrario.

Hexacopter: Tiene seis motores. Tres trabajan en el sentido de las agujas del reloj y tres, en sentido contrario. Gracias a ello le otorgan una mayor potencia de elevación.

Octocopter: Y por último el octocopter, que tiene ocho motores para ocho hélices. El cual se caracteriza por tener una mayor fuerza



Figuras 1-7. Drones multirotor

Fuente: <https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/>

- Drones de ala fija

Los drones de ala fija son de diseños similares a las de una aeronave, esto por su fuselaje que está compuesto y en el cuerpo central dos alas que pueden ser de; ala alta, ala media o ala baja. En la cola es posible establecer otra clasificación en función de la geometría de la cola: estabilizador horizontal de cola, cola en V, y doble cola o en forma de H.

Estos drones se caracterizan por vuelos a gran velocidad y son capaces de recorrer grandes distancias, tal vez, no puedan volar a una altura fija, pero lo sustituye por una gran versatilidad al momento de realizar sus funciones (monitoreo, grabaciones, seguimientos, etc.).



Figuras 1-8. Drones ala fija

Fuente: <https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/>

1.5.3 Sistema de control

Existen varias metodologías para los controles de vuelo

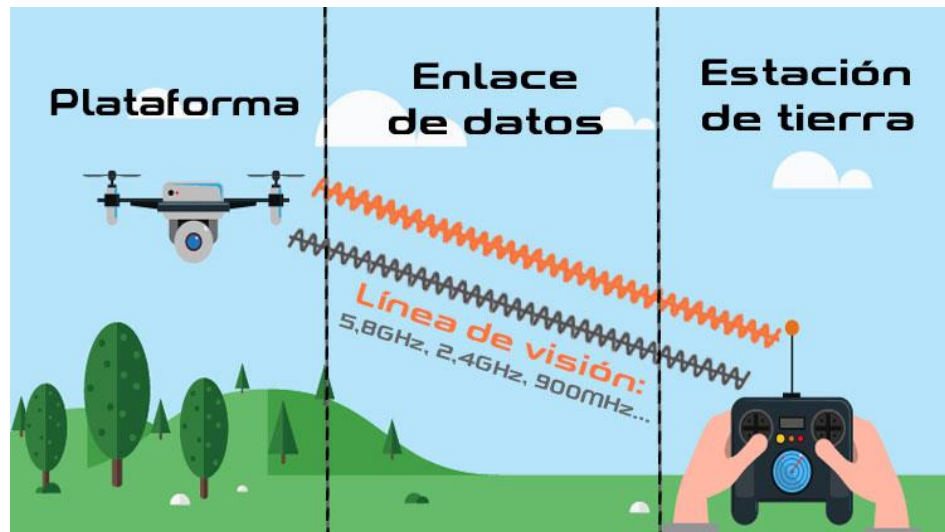
AUTONOMO: Son aeronaves que no necesitan de un piloto terrestre que lo controlen si no que estos se pilotean con su propio sistema de vuelo.

MONITORIZADO: La tarea de esta persona es dar información y mantener el control del feedback del dron, grupo de actitudes o respuestas que expone un receptor en relación con la actuación del emisor. El dron lidera su propio proyecto de vuelo y el técnico pese a no poder mantener el control de los mandos de manera directa, puede dictaminar qué acción realizar.

SUPERVISADO: que son supervisados por pilotos en cabinas terrestres.

PREPROGRAMADO: como se menciona son aeronaves programados para seguir unas series de pasos hasta terminarlo

CONTROLADO REMOTAMENTE: Estos son los más conocidos ya que son los que se les venden a los civiles con controles remotos



Figuras 1-9. Dron controlado remotamente

Fuente: <https://www.hispadrones.com/principiantes/aprendizaje-consejos/partes-sistema-aereo-no-tripulado-uas/>

1.6 COMPONENTES

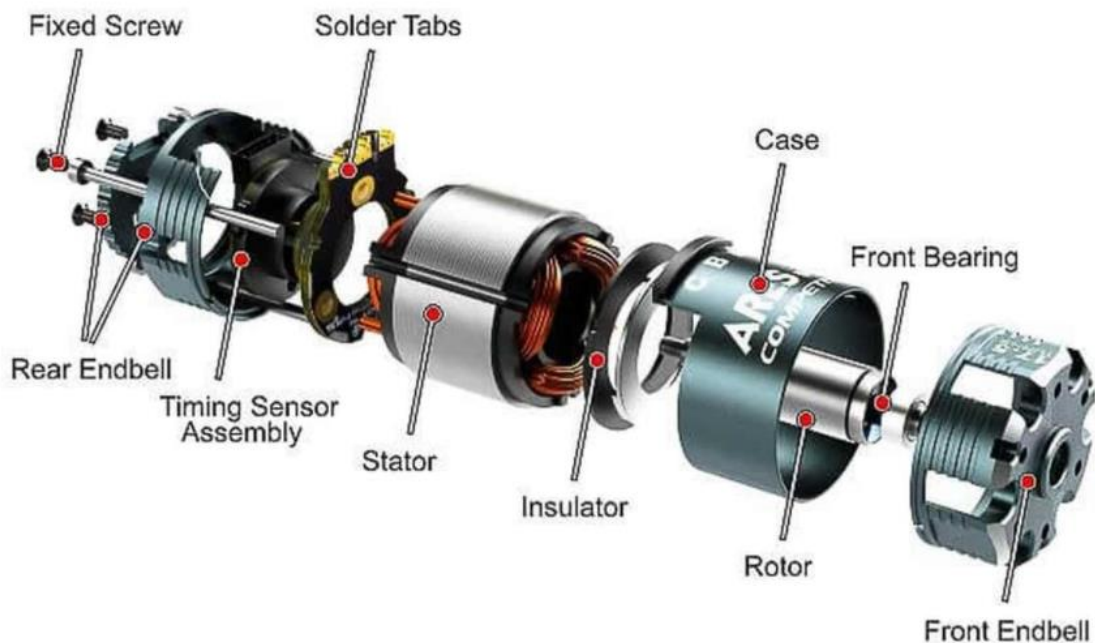
1.6.1 Motores

Al momento de escoger los motores debes de tener en cuentas que función cumplirán, para ver que motor es el indicado debes de tener en cuenta el peso del dron, la relación entre empuje y peso, eficiencia, el torque y la cantidad de polos.

Entre los motores los más populares son los motores “brushless” (sin escobilla) estos motores de corriente continua sin escobillas (BLDC) se caracterizan por no emplear escobillas en la conmutación para la transferencia de energía; en este caso, la conmutación se realiza electrónicamente. Esta propiedad elimina el gran problema que poseen los motores eléctricos convencionales con escobillas, los cuales producen rozamiento, disminuyen el rendimiento, desprenden calor, son ruidosos y requieren una sustitución periódica y, por tanto, un mayor mantenimiento.

Entre sus ventajas encontramos:

- Una mayor eficiencia
- Menor ruido
- Mayor vida útil
- Mejor relación velocidad-par motor
- Mayor rango de velocidad



Figuras 1-10. Componentes de un motor brushless

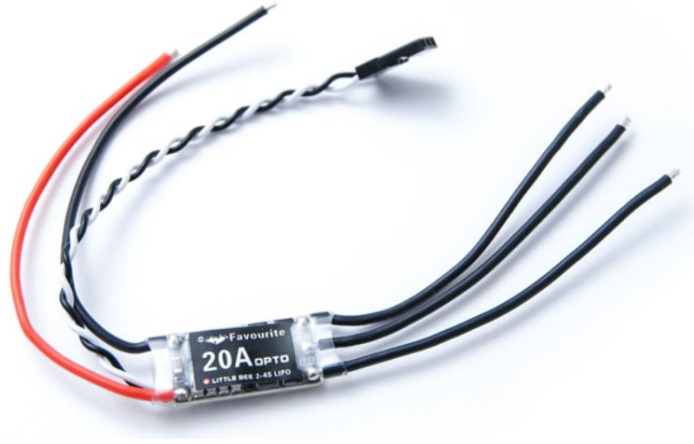
Fuente: <https://www.hwlibre.com/motor-brushless/>

1.6.2 Variadores

El ESC Por sus siglas (Electronic Speed Controller) o variador es un componente esencial dentro de un drone. Ya que es un controlador de velocidad electrónico capaz de definir la velocidad de giro de un motor brushless mediante la generación de pulsos compatibles con este tipo de motores.

El funcionamiento de los variadores es controlar y enviar los datos calculados en función de la posición del drone y de la posición del stick. La información en forma de datos viajará a través del conector correspondiente hacia el ESC.

Un tipo de variadores que necesita cada tipo de drone en general dependerá del tipo de empuje que necesitemos en nuestro drone, un factor que está muy relacionado con el tipo de batería utilizado y su configuración de motores y hélices.



Figuras 1-11. Ejemplo de variador

Fuente: <https://mobus.es/blog/esc-para-drones-para-que-sirven/>

1.6.3 Hélices

Las hélices son una de las partes más importantes para los UAV, ya que de estas dependerá la fuerza de empuje que tendrá nuestro sistema de propulsores. Para una eficiencia deseada vamos a tener en cuenta los siguientes conceptos:

- El tamaño de las hélices puesto que vienen en distintos tamaños y pasos. Y cuanto mayor es el diámetro o el paso de la hélice, ésta necesita más energía para rotar.
- El efecto del paso de la hélice. Ya que Cuando se incrementa la longitud de la hélice o su paso se produce un mayor empuje a costa de un consumo mayor de corriente. una hélice con menor diámetro o paso puede girar más rápido porque el motor no necesita trabajar tan duro para hacerla girar, así que consume menos corriente
- área superficial y forma de las hélices estos juega un papel importante en el comportamiento, y está muy relacionada con su área superficial. La diferencia más distintiva se puede ver en la forma del extremo de las palas: puntiagudas, con forma de nariz de toro (BN) o híbridas (HBN).
- número de palas dependiendo en que lo ocuparas las hélices de 2 y 3 palas son ocupadas para usos carreras o vuelo en estilo libre. Básicamente, añadiendo una pala más se añade más área superficial, es decir, más empuje a costa de un mayor arrastre y consumo de corriente.
- Y diferencia en el giro de dirección de las palas.



Figuras 1-12. Tipos de hélices

Fuente: <https://www.prometec.net/elegir-helices-dron/>

1.6.4 Baterías

Las baterías de iones de litio, también denominadas baterías Li-ion, son un dispositivo con celdas de energía diseñadas para el almacenamiento de energía eléctrica. Estas celdas de la batería de iones de litio pueden tener diferentes composiciones químicas. Entre las más comunes son; LFP, NMC, NCA.

Una batería de iones de litio consta de varias celdas que se ensamblan juntas en un módulo. Estas dependerán de su tamaño de la batería, la conectividad en serie y la formación del sistema de la batería.

La batería de iones de litio funciona como una batería tradicional. Pero tienen la ventaja de la entrega de energía es máxima durante todo el tiempo, sin importar la poca carga que le quede a la batería. Ya que la capacidad de conducción del equipo disminuye cuanto más se descarga la batería, lo que afecta tanto la velocidad como la capacidad de elevación.



Figuras 1-13. Batería de Polímero de Litio 3.7V 1200mAh

Fuente: <https://www.pcfactory.cl/producto/27570-soundon-new-energy-bateria-de-polimero-de-litio-3-7v-1200mah>

1.6.5 Controladores de vuelo

El controlador de vuelo es el cerebro de la aeronave, ya que tiene la capacidad de hacer girar los motores de la forma correcta para lograr el desplazamiento anhelado por el piloto o continuar las directrices del programa en vuelo automático. El controlador se ocupa de procesar tanto la información recibida por los sensores como los datos de dirección para mandar las directivas correctas a los motores para el conveniente vuelo y una buena orientación gracias al GPS.

El que recomendamos es el Pixhawk, por ser un producto de bajo costo ya que “es un proyecto independiente de hardware libre realizado con el objetivo de proveer un autopiloto para las comunidades académicas, de entretenimiento e industriales a bajo costo, gran performance y alta disponibilidad”[15]

El autopiloto tiene algoritmos para altitud y postura y provee algoritmos de guía, navegación y control para diversos tipos de drones multirrotor, de ala fija e inclusive rovers.



Figuras 1-14. Controlador de Vuelo de Drones PIXHAWK

Fuente <https://gidahatari.com/ih-es/introduccion-al-controlador-de-vuelo-de-drones-pixhawk-hardware-libre>

CAPITULO 2: DISEÑO DE UN DRON DE ALA FIJA

2.1 BASES PARA EL VUELO

2.1.1 Fuerzas que interactúan en vuelo

Son una cantidad inmensa fuerzas las que interactúan durante el vuelo de una aeronave, por ende, se ahondara en las principales y más importantes.

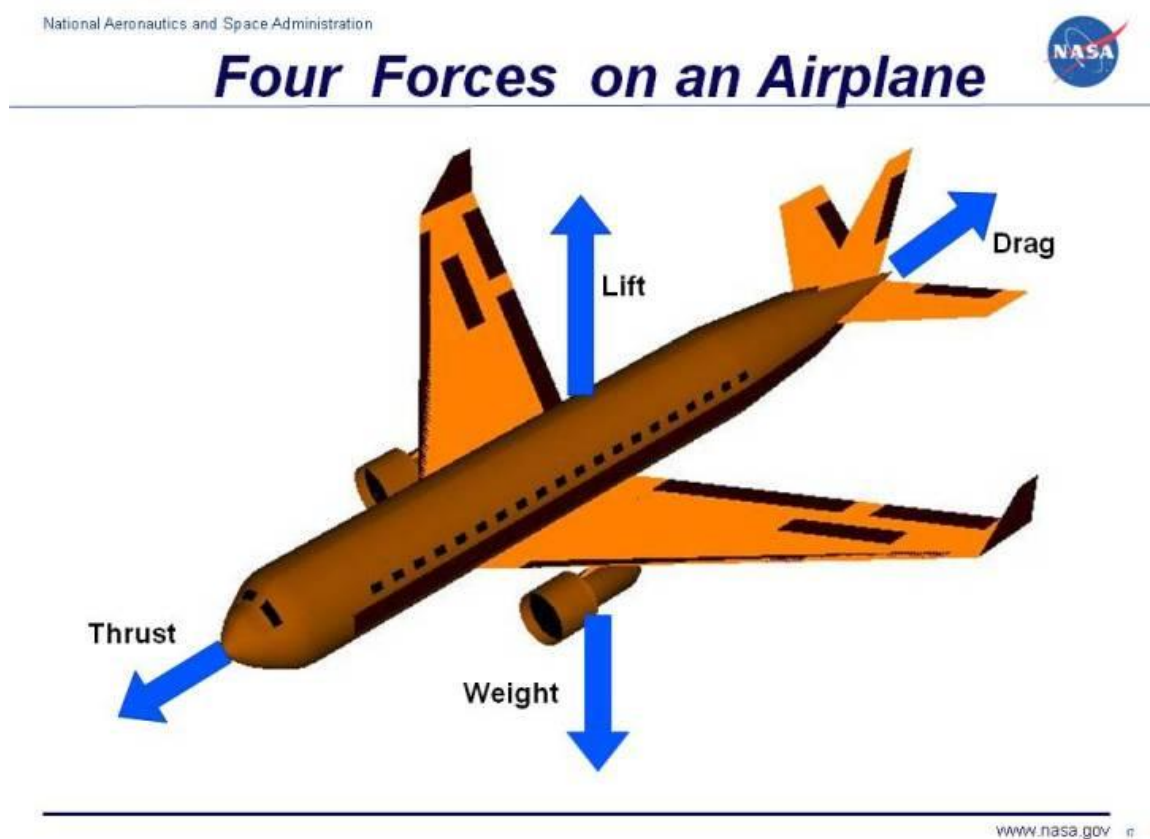


Figura 2-1. Cuatro fuerzas en un avión
Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/forces.html>

Como se puede apreciar en la figura 2-1 hay cuatro principales fuerzas que interactúan en un avión cuando este se encuentra en vuelo, estas fuerzas son empuje, sustentación, peso y resistencia o "thrust". "Lift", "weight" y "drag" respectivamente. Son las fuerzas de sustentación y de resistencia las que han sido tomadas en cuenta para poder diseñar el fuselaje, superficies sustentadoras y de control del vehículo.

2.1.2 Fuerza de sustentación

Como es apreciable en la figura 2-1 la fuerza de sustentación se encuentra en la misma dirección del peso, pero en el sentido contrario.

“Lift is the force that directly opposes the weight of an airplane and holds the airplane in the air. Lift is generated by every part of the airplane, but most of the lift on a normal airliner is generated by the wings.” [19]

Esta fuerza es generada por cada parte del avión, pero la mayor parte de la fuerza de sustentación tiene como origen las alas del vehículo, es decir las superficies sustentadoras, pero es aquí donde surge la duda, ¿Cómo es que las superficies sustentadoras son capaces de generar la fuerza de sustentación?

2.1.3 Origen de la fuerza de sustentación

Antes de poder abordar el origen de la sustentación se debe de tener una noción básica de la ley que permite explicar este fenómeno, desde la “NASA” se estipula que es la segunda ley de newton la que nos permite explicar por qué los perfiles aerodinámicos generan sustentación.



Lift from Flow Turning

**Glenn
Research
Center**



Lift is a force.

Force = mass X acceleration

Force = mass X change in velocity with time

Velocity has both magnitude (speed) and direction.

Changing either the speed or direction of a flow generates a force.

Lift is a force generated by turning a moving fluid.

$$F = m a$$

$$F = m \frac{(V_1 - V_0)}{(t_1 - t_0)}$$

Figura 2-2. Sustentación a partir de la curvatura de un flujo
Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/right2.html>

En la figura 2-2 se detalla que la sustentación es una fuerza, como se explica en la segunda ley de newton una fuerza es lo mismo que una masa multiplicada por una aceleración $F = m * a$, pero una aceleración a su vez es un cambio de velocidad con relación al tiempo por lo tanto la segunda ley de newton nos queda de la siguiente manera, $F = m * \frac{v_I - v_0}{t_I - t_0}$. Pero aún más importante es que se detalla que la velocidad posee dos magnitudes, la propia velocidad y una dirección. Y es aquí donde lo intrigante toma puesta en escena puesto que al cambiar una ya sea la velocidad o la dirección del flujo esto generara una fuerza, la fuerza de sustentación.

The important fact is that a force causes a change in velocity; and, likewise, a change in velocity generates a force. The equation works both ways. A velocity has both a magnitude called the speed and a direction associated with it. Scientists and mathematicians call this a vector quantity. So, to change either the speed or the direction of a flow, you must impose a force. And if either the speed or the direction of a flow is changed, a force is generated. [20]

Es síntesis la fuerza de sustentación es generada al girar un fluido en movimiento. Un experimento con el cual se puede comprobar esto es el de poner en contacto la cara exterior de la superficie curvada de una cuchara en el chorro descendente de agua del grifo, al poner en contacto esta superficie se evidenciará que la cuchara es propulsada en una determinada dirección.

2.1.4 Fuerza de resistencia

La resistencia, drag o también en ocasiones detallada como arrastre es una de las fuerzas en las cuales hay que poner bastante énfasis ya que un diseño mal elaborado puede estropear por completo tanto a la fuerza de sustentación como a la fuerza de empuje.

The amount of drag generated by an object depends on the size of the object. Drag is an aerodynamic force and therefore depends on the pressure variation of the air around the body as it moves through the air. The total aerodynamic force is equal to the pressure times the surface area around the body. Drag is the component of this force along the flight direction. Like the other aerodynamic force, lift, the drag is directly proportional to the area of the object. Doubling the area doubles the drag. [21]

En la cita anterior se puede entender que dependiendo de si la forma del objeto es aerodinámica o no este objeto generará una cantidad menor o mayor de arrastre y viceversa, ya que a partir de esto se verá influenciada a la distribución de presiones del cuerpo en análisis. Además, se indica que la fuerza de arrastre será directamente proporcional a el área del objeto en cuestión, por lo que incrementar el área al doble también se duplicara la fuerza de arrastre del objeto, cabe destacar que al mencionar área esta hace referencia a el área total que emplea el cuerpo de la vista frontal, la cual hace incidencia con el fluido por el cual se desplaza el objeto.

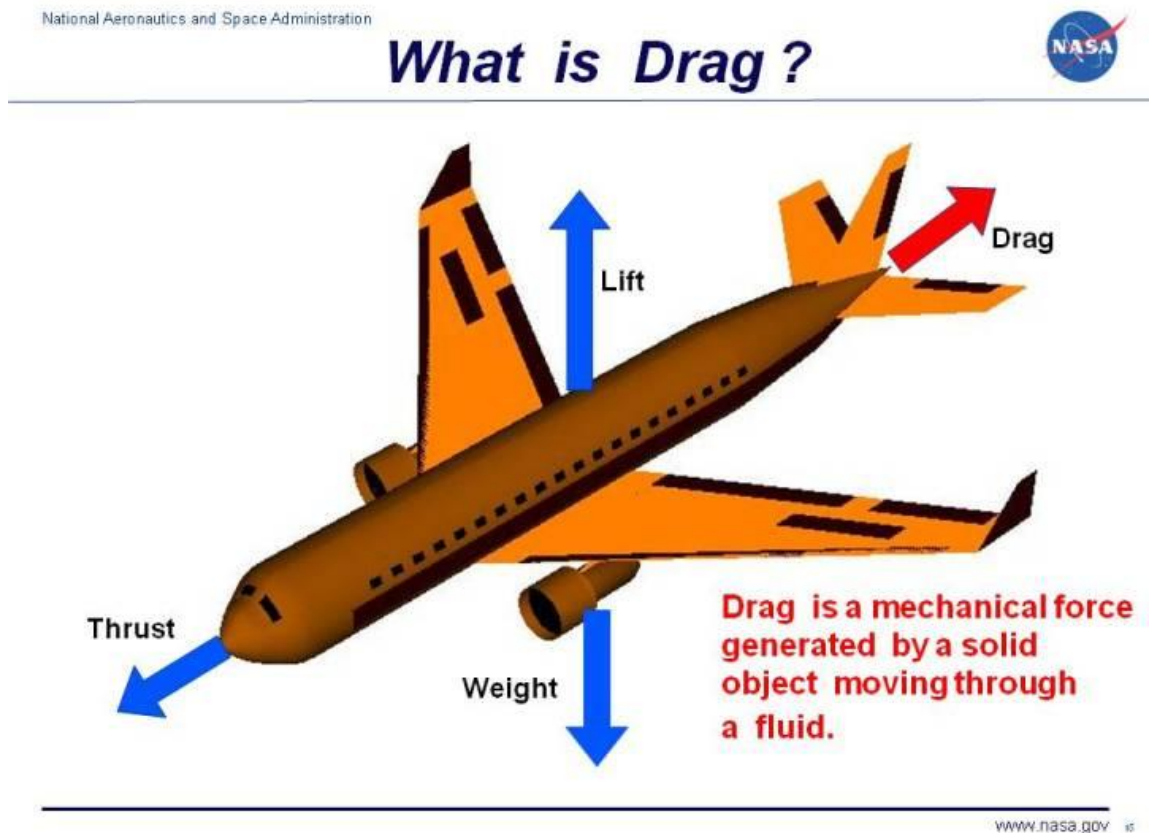


Figura 2-3. ¿Qué es el arrastre?
 Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/drag1.html>

“Drag is the aerodynamic force that opposes an aircraft's motion through the air. Drag is generated by every part of the airplane (even the engines!).” [22].

Como se indica en la cita anterior el arrastre es la fuerza aerodinámica que se opone al movimiento de un avión a través del aire, y esta es generada por cada parte que conforma a la aeronave incluso los motores. En el enunciado de color rojo de la figura 2-3 es donde se hace la síntesis de esto y es que el arrastre es una fuerza mecánica la cual se genera a partir de un objeto sólido desplazándose a través de un fluido es decir todo cuerpo sólido generará cierta cantidad de arrastre.

2.1.5 Origen de la fuerza de resistencia

Drag is a mechanical force. It is generated by the interaction and contact of a solid body with a fluid (liquid or gas). It is not generated by a force field, in the sense of a gravitational field or an electromagnetic field, where one object can affect another object without being in physical contact. For drag to be generated, the solid body must be in contact with the fluid. If there is no fluid, there is no drag. Drag is generated by the difference in velocity between the solid object and the fluid. There must be motion

between the object and the fluid. If there is no motion, there is no drag. It makes no difference whether the object moves through a static fluid or whether the fluid moves past a static solid object. [22]

De la cita anterior se puede entender que la fuerza mecánica de arrastre es generada por la interacción y el contacto de un cuerpo sólido con un fluido sea este líquido o gaseoso. Que esta fuerza no es generada por un campo de fuerza como si se tratase de un campo gravitatorio o un campo electromagnético que no requieren de estar en contacto para afectar a un objeto. Para que esta fuerza mecánica exista se tienen que cumplir ciertas condiciones, entre ellas las más importantes. Que exista un fluido por el cual desplazar el objeto, que exista movimiento entre el fluido y el cuerpo, si no hay movimiento no hay arrastre.

2.1.6 Coeficiente de sustentación

El coeficiente de sustentación es un número el cual permitirá determinar cuánta carga podrá levantar el ala del vehículo.

The lift coefficient is a number that aerodynamicists use to model all of the complex dependencies of shape, inclination, and some flow conditions on lift. This equation is simply a rearrangement of the lift equation where we solve for the lift coefficient in terms of the other variables. The lift coefficient C_l is equal to the lift L divided by the quantity: density ρ times half the velocity V squared times the wing area A . [23]

Si bien este número se puede calcular de manera manual es muchísimo más eficiente emplear software el cual se encarga de calcularlo para hacer de esta tarea lo más breve posible. Para términos de conocimiento la ecuación que nos permite conocer el coeficiente de sustentación sería de la siguiente manera:

$$C_l = \frac{L}{0.5 * \rho * v^2 * A}$$

Donde C_l es Coeficiente de sustentación, L es sustentación, ρ es la densidad del fluido, v es la velocidad y A es el área.

2.1.7 Coeficiente de resistencia

El coeficiente de resistencia o arrastre no es más que el número que permitirá conocer qué tanta resistencia opone el fluido al avance de nuestro vehículo.

“The drag coefficient then expresses the ratio of the drag force to the force produced by the dynamic pressure times the area.” [24]

Cuya ecuación no se distingue mucho de la ecuación de sustentación. La cual sería la siguiente:

$$Cd = \frac{D}{A * 0.5 * \rho * v^2}$$

Donde Cd es coeficiente de arrastre y D es arrastre.

2.1.8 La forma y el arrastre

Como se puede concluir de la resistencia y el coeficiente de resistencia dependiendo de la forma que le demos al frente de la aeronave este obtendrá un coeficiente de arrastre mayor o menor, claros ejemplos de estos son los siguientes.

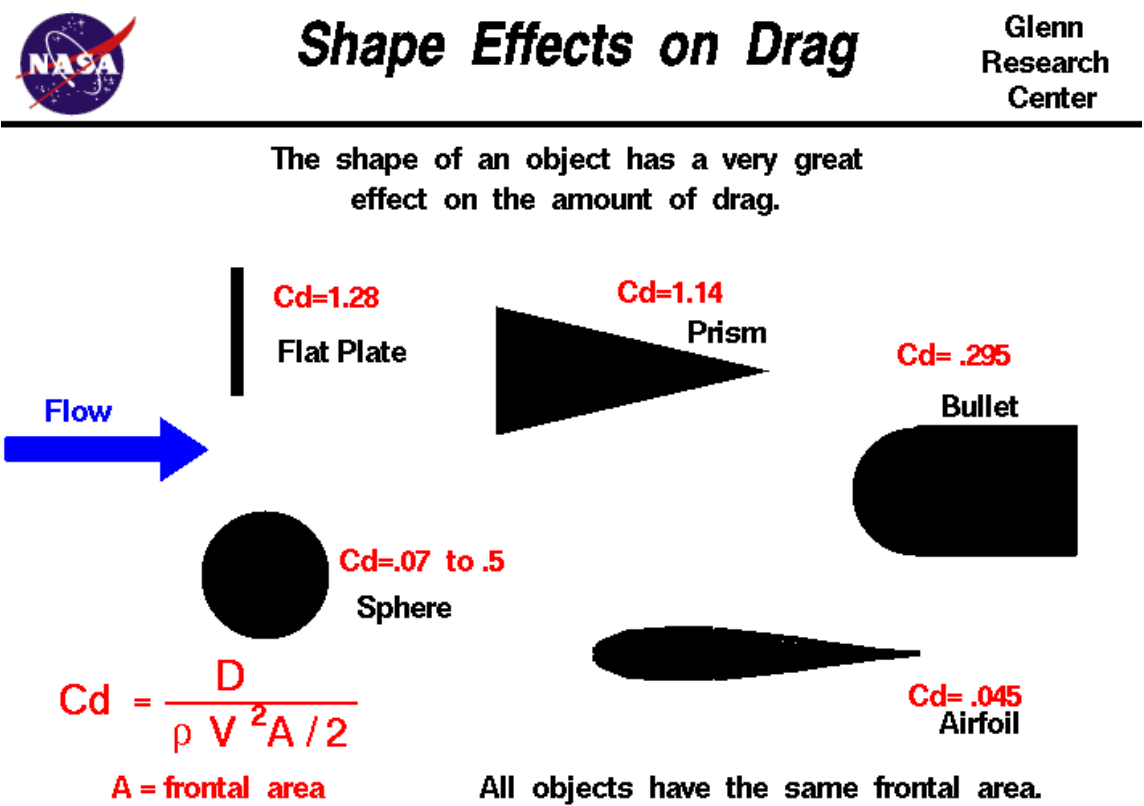


Figura 2-4. Efectos de la forma en el arrastre

Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/shaped.html>

Es posible apreciar que una placa plana perpendicular al flujo del fluido es la forma que genera un coeficiente de arrastre mayor y que la forma que menor coeficiente de arrastre genera es la de un perfil aerodinámico simétrico generando 0.045 de coeficiente de arrastre. Punto muy a tener en consideración para la elaboración del diseño del fuselaje, ya que esto permitirá tener un diseño lo más eficiente posible dentro de regímenes subsónicos.

2.1.9 Relación de sustentación a arrastre

Uno de los datos importantes es la relación de sustentación a arrastre ya que esta facilitara conocer la cantidad de altura necesaria para planear una longitud determinada.

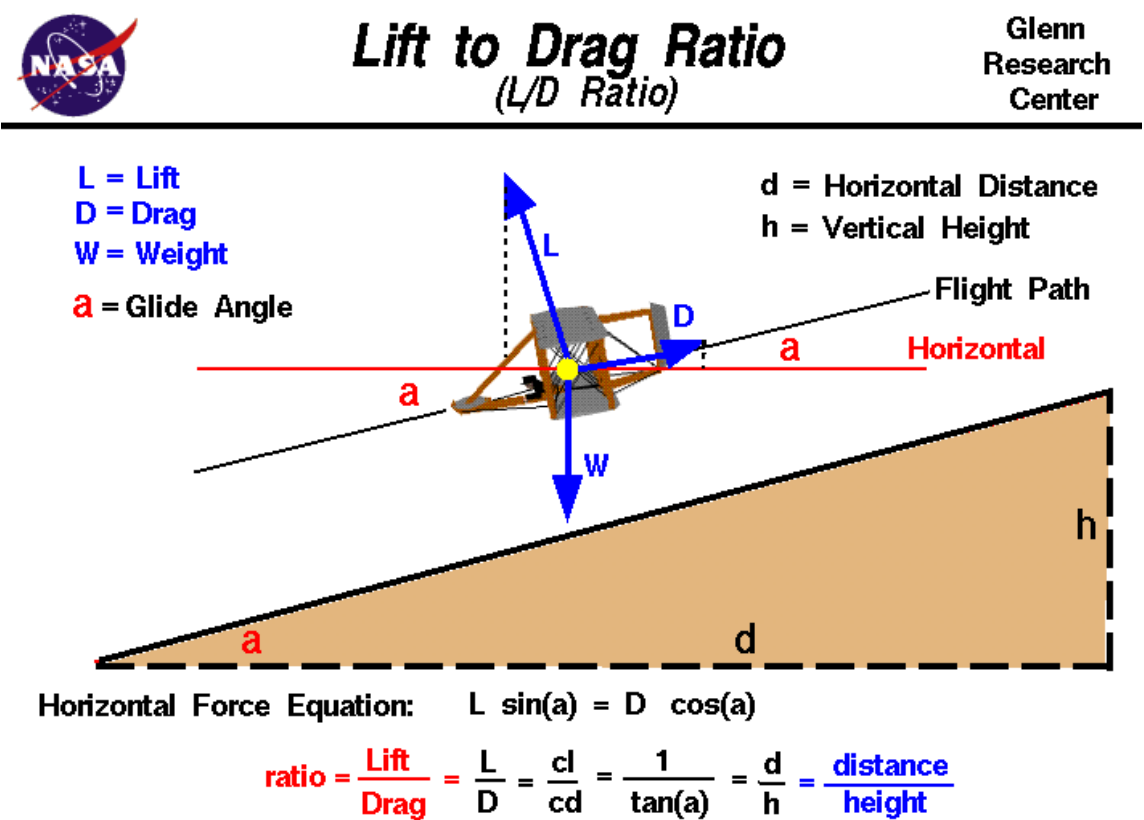


Figura 2-5. Relación sustentación a arrastre
Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ldrat.html>

Además de la figura 2-5 se puede comprender que la *Relacion LD* no es más que el cociente del *Cl* entre el *CD*. Es decir $Relación LD = \frac{Cl}{cd}$ que es lo mismo que decir $relación LD = \frac{Distancia}{Altura}$.

Because lift and drag are both aerodynamic forces, the ratio of lift to drag is an indication of the aerodynamic efficiency of the airplane. Aerodynamicists call the lift to drag ratio the L/D ratio, pronounced "L over D ratio." An airplane has a high L/D ratio if it produces a large amount of lift or a small amount of drag. Under cruise conditions lift is equal to weight. A high lift aircraft can carry a large payload. [25]

Es debido a esto que la relación *L/D* es crucial para un dron de ala fija ya que mientras más carga pueda levantar el vehículo mejor será para el fin propuesto.

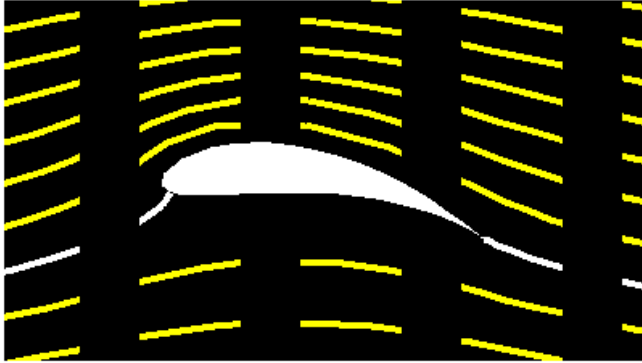
2.1.10 Ecuación de sustentación

Adentrando en materia más numérica. Se llega a la ecuación de sustentación un tópico sustancial ya que esta nos permite conocer que tanta carga es capaz de levantar el ala de manera concisa.



The Lift Equation

Glenn
Research
Center



$$L = C_l \times \frac{\rho \times V^2 \times A}{2}$$

Lift = coefficient x density x velocity squared x wing area
two

Coefficient C_l contains all the complex dependencies and is usually determined experimentally.

Figura 2-6. La ecuación de sustentación

Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/lifteq.html>

Como es posible apreciar en la figura 2-6 esta ecuación nos permite conocer en newtons la fuerza de sustentación resultante de curvar el fluido en movimiento.

Lift depends on the density of the air, the square of the velocity, the air's viscosity and compressibility, the surface area over which the air flows, the shape of the body, and the body's inclination to the flow. In general, the dependence on body shape, inclination, air viscosity, and compressibility is very complex. [26]

Para esto primero se debe de calcular el coeficiente de sustentación para cada Angulo de ataque del ala. Procedimiento para esclarecer más adelante. Esta ecuación quedaría de la siguiente manera:

$$L = C_l * A * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

Donde L es Sustentación en newtons, Cl es el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico bajo α ángulo de ataque, A es el área de la superficie de sustentación, ρ es la densidad del fluido y v es la velocidad a la que se desplaza el cuerpo a través del fluido. Cabe destacar que todas estas deben de estar en el SI.

2.1.11 Ecuación de resistencia

Con esta ecuación se logra calcular el arrastre que sufre un cuerpo al estar en contacto con un fluido en movimiento. Cabe destacar que esta ecuación junto con la ecuación de sustentación no presenta mucha diferencia.



The Drag Equation

Glenn
Research
Center



$$D = C_d \times \frac{\rho \times V^2}{2} \times A$$

Drag = coefficient x density x velocity squared x reference area
two

Coefficient C_d contains all the complex dependencies and is usually determined experimentally.

Choice of reference area A affects the value of C_d .

Figura 2-7. La ecuación de la resistencia

Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/drageq.html>

La ecuación de la resistencia vendría a quedar tal que de la siguiente manera:

$$D = C_d * A * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

Al igual que con la ecuación de sustentación hay que calcular el coeficiente de arrastre para cada ángulo de ataque.

2.2 CRITERIOS PARA DISEÑAR UN ALA

Para poder diseñar un ala hay que tener nociones de las partes que componen a esta, conceptos relacionados y algunos criterios a tener en consideración.

2.2.1 Partes de un ala

Adentrando en materia relacionada con el diseño del ala, hay ciertas definiciones que son cruciales para poder desarrollar el diseño de manera eficiente.

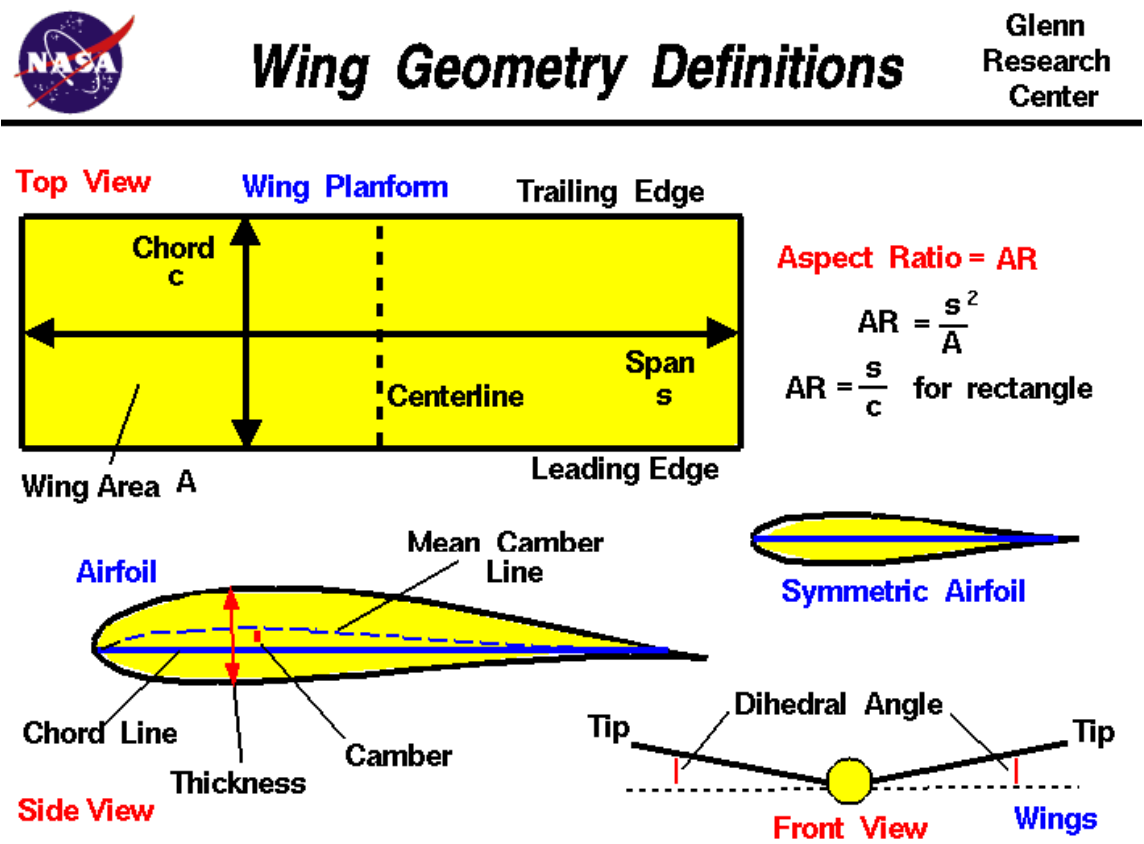


Figura 2-8. Definiciones geométricas del ala
Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/geom.html>

2.2.2 Relación de aspecto

En primer lugar, se abarcará la relación de aspecto del ala, cuya cifra puede ser empleada para conocer si este cuenta con características de planeador o de avión acrobático, además de permitir calcular la resistencia parasitaria.

Aspect ratio is a measure of how long and slender a wing is from tip to tip. The Aspect Ratio of a wing is defined to be the square of the span divided by the wing area and is given the symbol AR. For a rectangular wing, this reduces to the ratio of the span to the chord length as shown at the upper right of the figure.[27]

La relación de aspecto se obtiene dividiendo el cuadrado de la longitud alar o “span” por la cuerda o “chord” del ala.

$$AR = \frac{Longitud\ alar^2}{area\ del\ ala}$$

Pero si el ala a calcular su relación de aspecto es un rectángulo solo hay que dividir la longitud alar entre la cuerda.

$$AR = \frac{longitud\ alar}{cuerda}$$

2.2.3 Perfil alar

El perfil alar es de donde se extraerá toda la fuerza de sustentación por lo que al seccionar esta misma de manera transversal se desprenden varias partes, como es posible apreciar en la figura 2-8.

A cut through the wing perpendicular to the leading and trailing edges will show the cross-section of the wing. This side view is called an airfoil, and it has some geometry definitions of its own as shown at the lower left. The straight line drawn from the leading to trailing edges of the airfoil is called the chord line. The chord line cuts the airfoil into an upper surface and a lower surface. If we plot the points that lie halfway between the upper and lower surfaces, we obtain a curve called the mean camber line. For a symmetric airfoil (upper surface the same shape as the lower surface) the mean camber line will fall on top of the chord line. But in most cases, these are two separate lines. The maximum distance between the two lines is called the camber, which is a measure of the curvature of the airfoil (high camber means high curvature). The maximum distance between the upper and lower surfaces is called the thickness. [27]

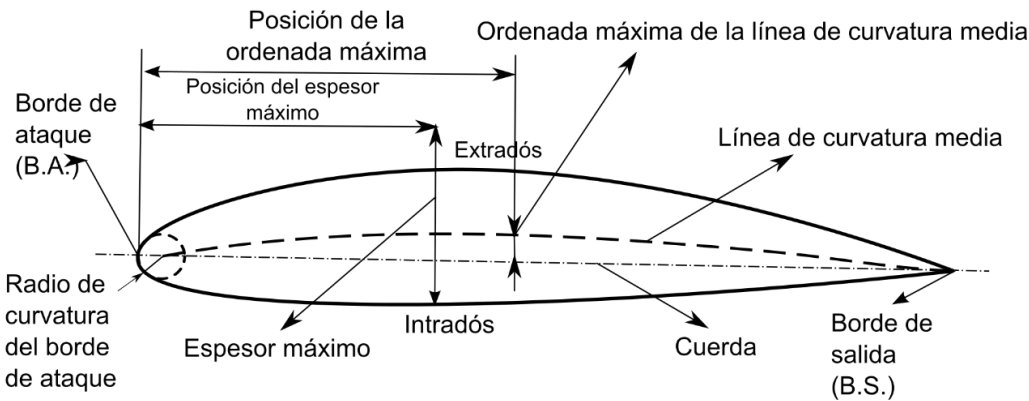


Figura 2-9. Nomenclatura de un perfil alar
Fuente: https://es.wikipedia.org/wiki/Perfil_alar

Como se puede apreciar en la figura 2-9 de esta podemos extraer lo más importante como lo son el extradós e intradós, el espesor máximo, la posición del espesor máximo, la línea de curvatura media, la cuerda, junto con el borde de ataque y el borde de fuga.

2.2.4 Ángulo de diedro

El ángulo de diedro nos permite elevar el ángulo con respecto a la línea horizontal cómo es posible evidenciar en la figura 2-8. Incrementar el ángulo de diedro ayuda a la estabilidad de la aeronave, pero solo hasta un ángulo ya que un exceso de diedro afectara negativamente de manera critica a la fuerza de sustentación.

2.2.5 Tipos de perfiles alares

En la aeronáutica existen variedades extensas de perfiles alares estos se pueden clasificar dentro de 7 categorías, estas son:

- Cóncavoconvexo



Figura 2-10. Perfil alar cóncavoconvexo

Fuente: <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/>

- Plano convexo



Figura 2-11. Perfil alar plano convexo

Fuente: <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/>

- Semi simétrico

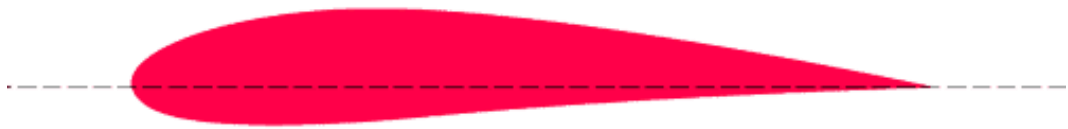


Figura 2-12. Perfil alar semi simétrico

Fuente: <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/>

- Simétrico



Figura 2-13. Perfil alar simétrico

Fuente: <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/>

- Auto estable



Figura 2-14. Perfil alar auto estable

Fuente: <https://joyplanes.com/es/seleccion-de-perfiles-alares-para-aeromodelos/>

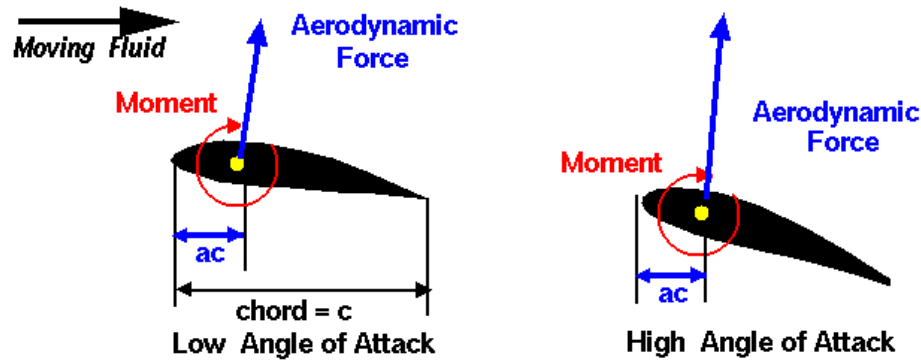
2.2.6 Centro de aerodinámico

El centro aerodinámico punto sustancial que se debe tener en cuenta ya que quita de encima la problemática de que el centro de presiones se desplace a medida que se modifica el ángulo de ataque del perfil alar.



Aerodynamic Center – ac

Glenn
Research
Center



Aerodynamic Center

For low speed, thin airfoils (flat plate) :

$$ac = \frac{c}{4}$$

Moment about the aerodynamic center is constant with angle.

Aerodynamic center does not move with angle.

Figura 2-15. Centro aerodinámico

Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ac.html>

Como se puede inferir de la figura 2-15 el centro aerodinámico ayuda a comprender el comportamiento aerodinámico del perfil alar.

If we consider an airfoil at angle of attack, we can (theoretically) determine the pressure variation around the airfoil, and calculate the aerodynamic force and the center of pressure. But if we change the angle of attack, the pressure distribution changes and therefore the aerodynamic force and the location of the center of pressure and the moment all change. So determining the aerodynamic behavior of an airfoil is very complicated if we use the center of pressure to analyze the forces. We can compute the moment about any point on the airfoil if we know the pressure distribution. The aerodynamic force will be the same, but the value of the moment depends on the point where that force is applied. It has been found both experimentally and theoretically that, if the aerodynamic force is applied at a location 1/4 chord back from the leading edge on most low speed airfoils, the magnitude of the aerodynamic moment remains nearly constant with angle of attack. Engineers call the location where the aerodynamic moment remains constant the aerodynamic center (ac) of the airfoil. Using the aerodynamic center as the location where the aerodynamic force is applied eliminates the problem of the movement of the center of pressure with angle of attack in aerodynamic analysis. [28]

Además, este centro aerodinámico que es donde se aplica la fuerza de sustentación se posiciona a $\frac{1}{4}$ de la longitud total de la cuerda comprendida a partir desde el borde de ataque hasta el borde de fuga. Este centro aerodinámico, ayuda a poder analizar el comportamiento del ala ya que este no se desplaza en relación con el ángulo de ataque como si lo hace el centro de presiones.

2.2.7 Normativa naca para perfiles alares

La normativa naca para perfiles alares es uno de los muchos estándares para basarse al diseñar un ala, se ha seleccionado esta norma ya que es de la que más información disponible. Para la presente memoria de título se ha empleado la serie de 4 dígitos.

“First digit describing maximum camber as percentage of the chord.” [29]

“Second digit describing the distance of maximum camber from the airfoil leading edge in tenths of the chord.” [29]

“Last two digits describing maximum thickness of the airfoil as percent of the chord.” [29]

Un ejemplo de esta norma sería el perfil alar NACA 4412 donde el primer dígito indica la comba máxima en relación con la cuerda en %, el segundo dígito indica la posición de esta comba con relación a la longitud total de la cuerda desde borde de ataque a borde de fuga en %, y los últimos dos dígitos indican el grosor del perfil en relación con la cuerda esta última también en %.

2.3 APLICANDO LA TEORIA

2.3.1 Tomando referencias

Uno de los vehículos en los cuales se tomó referencias para dimensionar la envergadura del UAV es el “Raven RQ-11” de la empresa “AeroVironment”, vehículo cuya envergadura alar es de 1,4m.

Otro de los vehículos en de los que se tomaron referencias para la elaboración del diseño del dron de ala fija es el “MQ-9 Reaper” de la empresa “General Atomics” en este caso para la sección de cola.

Además, para el fuselaje se tomaron referencias de un planeador modelos “Schempp Hirth Ventus CC-PQW” ya que estos presentan una forma de perfil aerodinámico simétrico que anteriormente en la figura 2-4 subsección 2.1.8 se determinó que es la forma cuyo coeficiente de arrastre es menor haciendo de este la forma idónea para adoptar en el fuselaje.

2.3.2 Experimentando con perfiles alares

Para esta etapa los alumnos decidieron emplear un software “XFLR5” conocido por ser una herramienta para analizar perfiles alares, alas y aviones operando a bajos números de Reynolds.

2.3.3 Perfiles alares para examinar

Los perfiles alares propuestos para examinar son los siguientes.

- NACA 3412
- NACA 4412
- NACA 4512
- NACA 4612
- NACA 5412
- NACA 6412
- NACA 6512
- NACA 0012

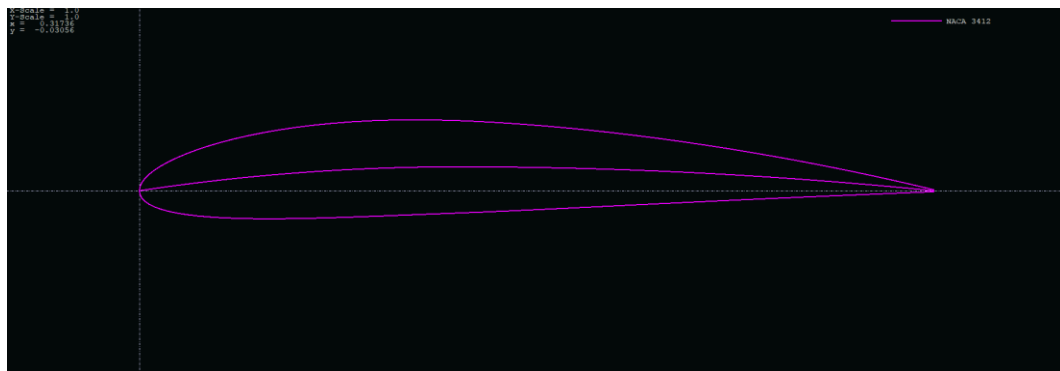


Figura 2-16. Perfil alar NACA 3412

Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

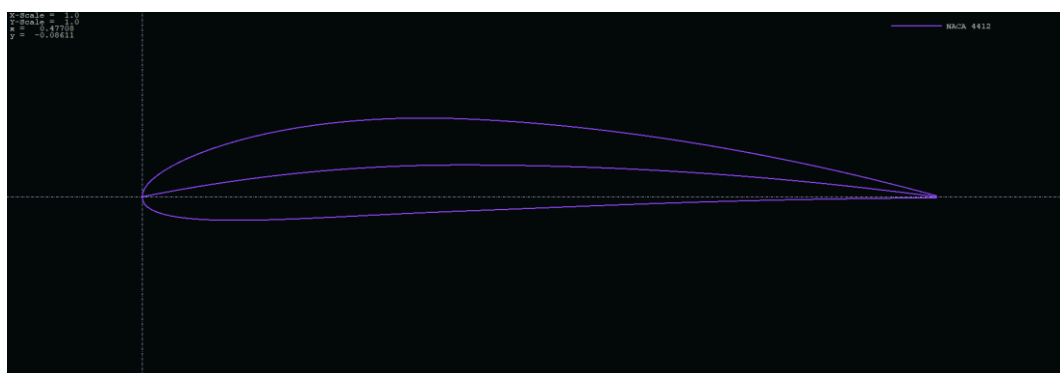


Figura 2-17 Perfil alar NACA 4412

Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

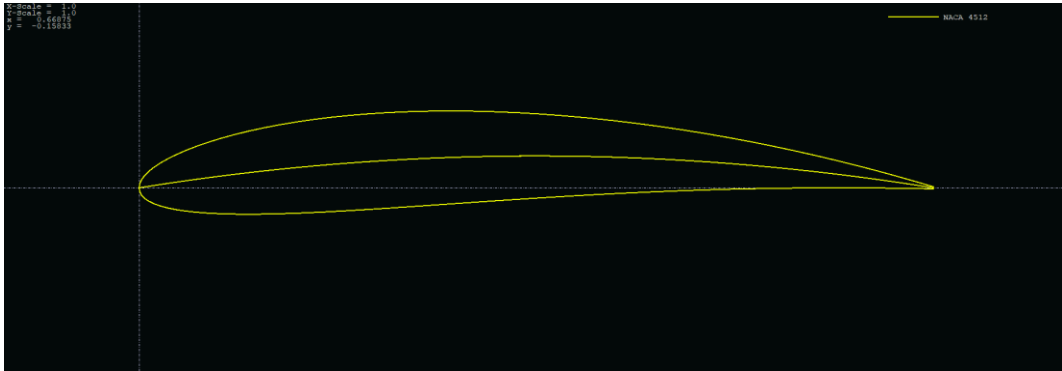


Figura 2-18. Perfil alar NACA 4512
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

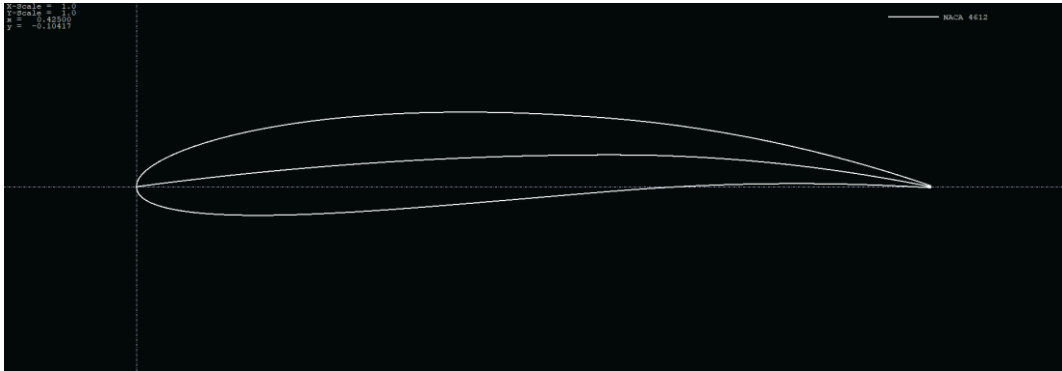


Figura 2-19. Perfil alar NACA 4612
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

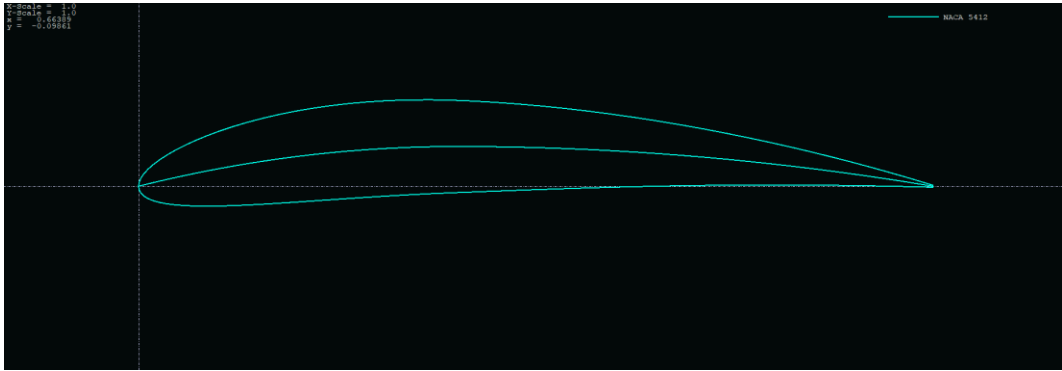


Figura 2-20. Perfil alar NACA 5412
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

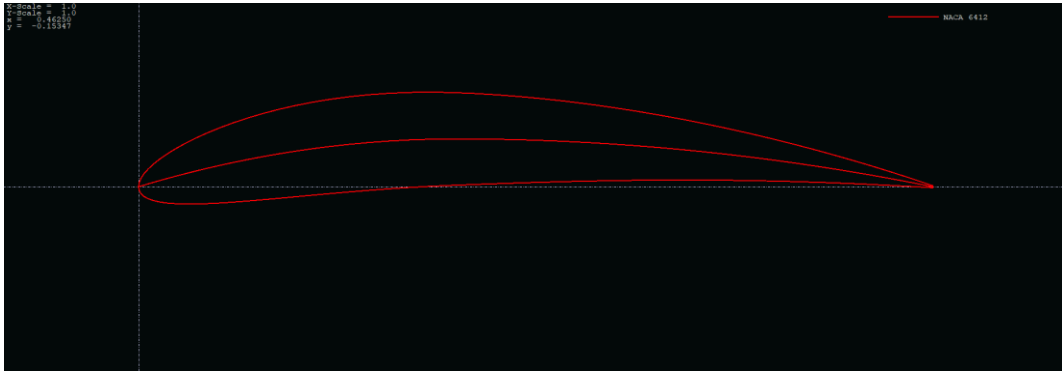


Figura 2-21. Perfil alar NACA 6412
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

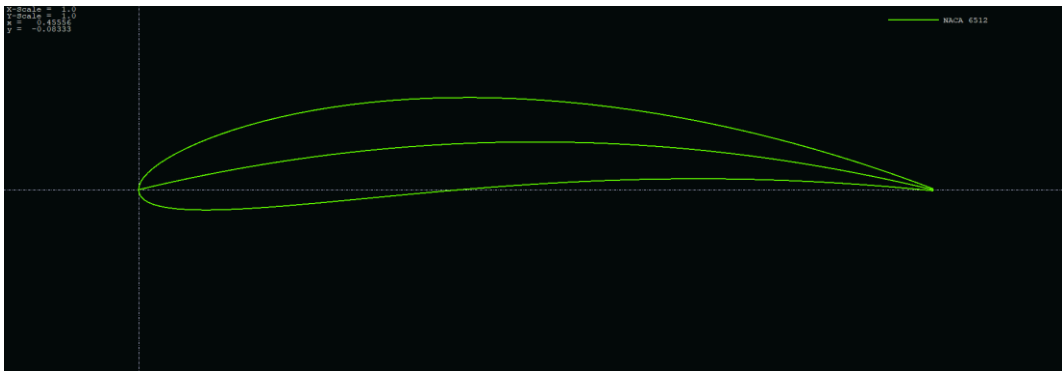


Figura 2-22. Perfil alar NACA 6512
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

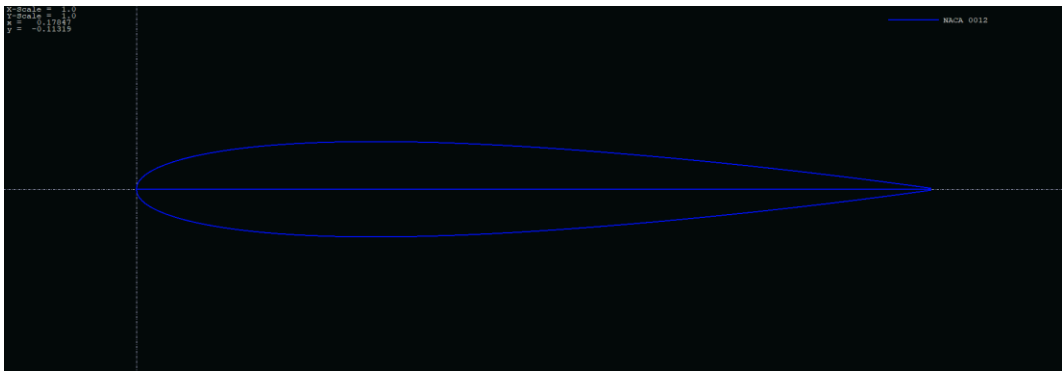


Figura 2-23 Perfil alar NACA 0012
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

De los perfiles alares anteriores es posible apreciar que el correspondiente a la figura 2-25 es un perfil alar simétrico, este se ha incluido debido a que estará presente en las superficies de control del vehículo.

2.3.4 Resultados obtenidos

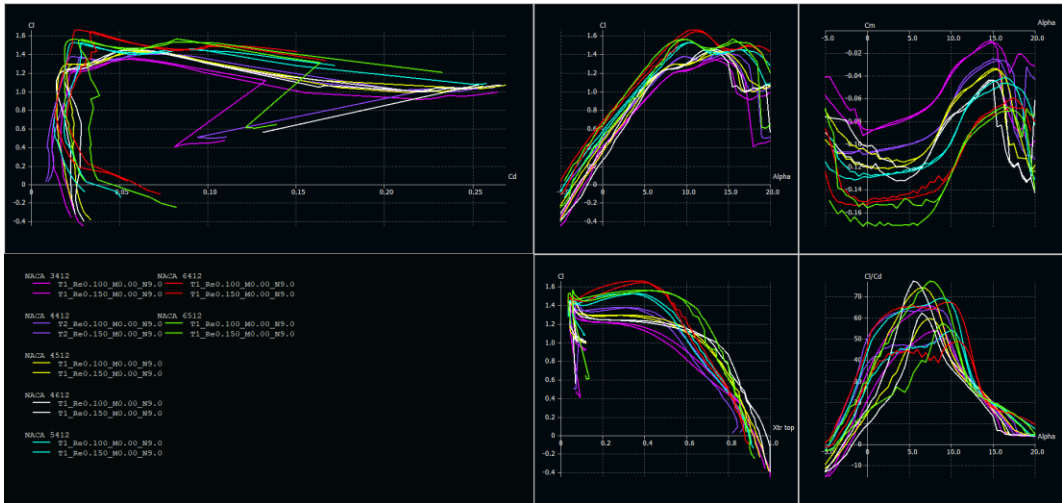


Figura 2-24. Resultados obtenidos de los perfiles alares no simétricos.
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

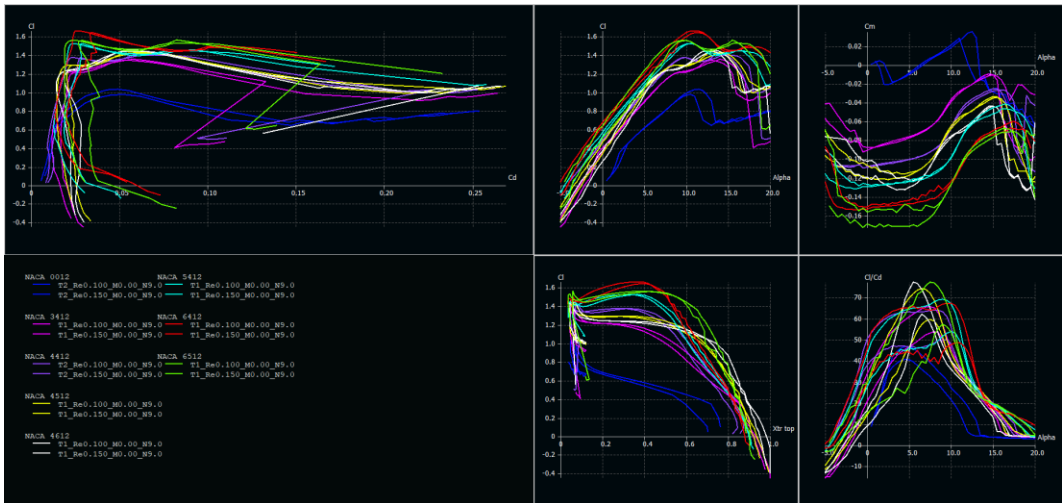


Figura 2-25. Resultados de todos los perfiles alares junto al perfil alar simétrico.
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5.

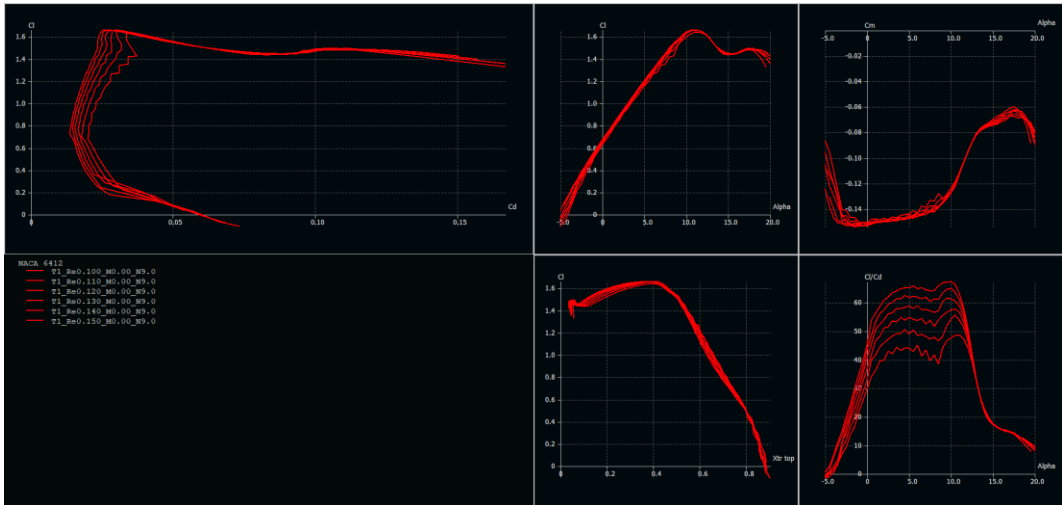


Figura 2-26. Resultados obtenidos del perfil alar NACA 6412.
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

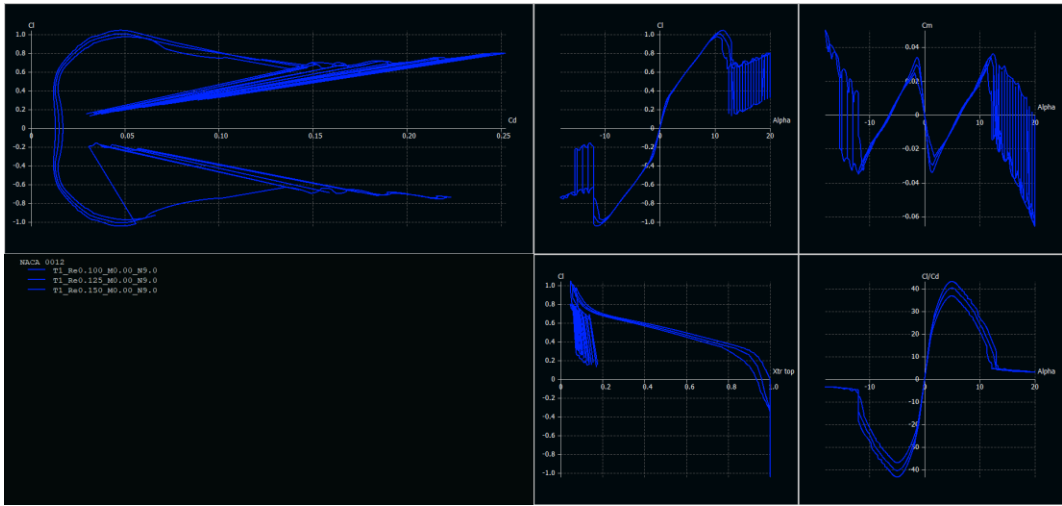


Figura 2-27. Resultados obtenidos del perfil alar NACA 0012
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

2.3.5 Síntesis de los resultados

Se puede apreciar que en la figura 2-26 en el grafico $\frac{C_l}{\alpha}$ el perfil alar con los resultados más elevados es el NACA 6412 cuyo valor más alto de la curva fue de 1,66 a 11°. Valor importante el cual permitirá resolver la ecuación de sustentación. Además, en la figura 2-27 donde se encuentra incluido el perfil alar NACA 0012 es posible contrastar sus diferencias de C_d y de relación $\frac{C_l}{C_d}$ al ser este un perfil alar simétrico. También puesto que es capaz de generar la misma cantidad de sustentación independiente de si el ángulo de ataque es positivo o negativo como se puede confirmar en la figura 2-29 hasta la abrupta perdida de sustentación debido a la entrada en perdida del perfil alar debido a que el ángulo de ataque alcanzo un ángulo crítico provocando que el ala entre en perdida.

2.3.6 Aplicando la ecuación de sustentación

Con los resultados obtenidos en la subsección 2.3.4 podemos desarrollar la ecuación de sustentación para conocer la cantidad de newton que el ala podría generar al curvar un fluido en movimiento.

Para esto se determinó que una envergadura alar 1,2 m por una cuerda de 150 mm sería suficiente para no complejizar el diseño en demasía además de permitir obtener un *AR* idóneo capaz de generar una fuerza de sustentación decente.

Ecuación de sustentación:

$$L = Cl * A * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

Reemplazando *Cl* por 1,66 a 11°:

$$L = 1,66 * A * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

2.3.6.1 Calculando el área de sustentación

$$A = \text{envergadura alar} * \text{cuerda}$$

$$A = 1,2 \text{ m} * 0,15 \text{ m}$$

$$A = 0,18 \text{ m}^2$$

Reemplazando *A*:

$$L = 1,66 * 0,18 * \frac{1}{2} * \rho * v^2$$

2.3.6.2 Determinando ρ

La letra griega “rho” escrita ρ simboliza la densidad del fluido por el cual nos desplazamos, para conocer la densidad del aire se debe tomar en cuenta diferentes parámetros. Según convención general la densidad se obtiene producto del cociente de la masa sobre el volumen, es decir, $Densidad = \frac{Masa}{Volumen}$ pero el volumen del aire cambia según su temperatura, altura. Es por esto que se determinó emplear el software “XFLR5” con el fin de facilitar la obtención de este parámetro.

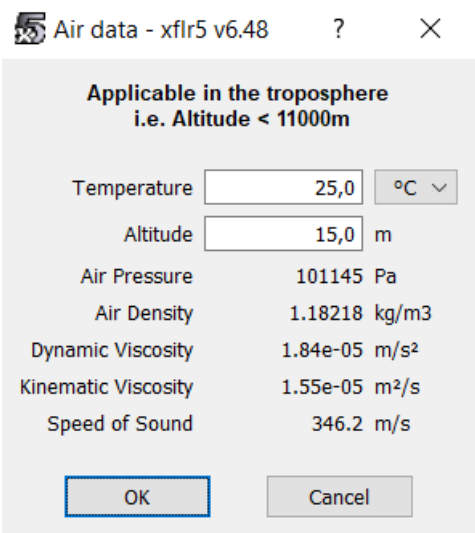


Figura 2-28. Obtención de la densidad del aire a parámetros de la universidad.
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

Como se muestra en la figura 2-30 la temperatura y altitud seleccionada fueron en referencia a las condiciones que se pueden llegar a experimentar de manera presencial en la “Universidad Técnica Federico Santa María sede Concepción – Rey Balduino de Bélgica. Hay que destacar que la altura del piso de la universidad se encuentra aproximadamente a 15 *m* sobre el nivel del mar según el mapa topográfico de Chile disponible en la bibliografía [30]. Además, se estima que el fuselaje se encontrará a unos 100 *m* sobre el nivel del mar al momento de volar por lo que la densidad del aire se verá afectada, es debido a esto que es imperante recalcular la densidad con este parámetro.

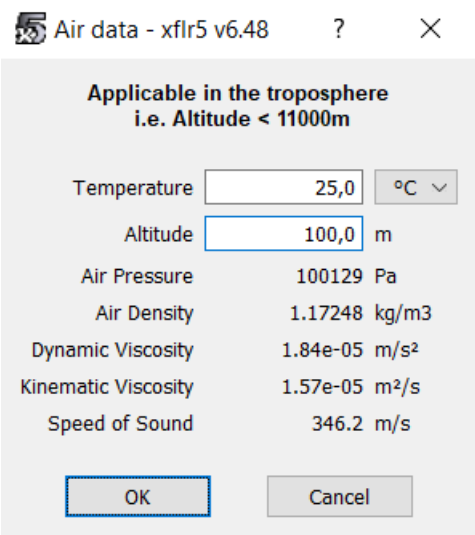


Figura 2-29. Recalculo de la densidad del aire.
Fuente: Elaborado por los alumnos en software XFLR5

Contrastando la figura 2-30 con la figura 2-31 se puede observar que la densidad del aire varia en $0,0097 \text{ kg/m}^3$.

Reemplazando ρ por $1,18218 \text{ kg/m}^3$:

$$L = 1,66 * 0,18 * \frac{1}{2} * 1,18218 * v^2$$

2.3.6.3 Determinando v^2

v^2 quiere decir la velocidad a la cual se desplazará el objeto a analizar, se estimó que el fuselaje tendrá una velocidad crucero de 10 m/s .

Reemplazando v^2 por 10 m/s :

$$L = 1,66 * 0,18 * \frac{1}{2} * 1,18218 * 10^2$$

2.3.6.4 Resolviendo la ecuación

$$L = 17,6617682 \text{ N}$$

$$L = \frac{17,6617682}{9,80665}$$

$$L = 1,909649736 \text{ kg}$$

De los resultados obtenidos se puede entender que el ala es capaz de generar una fuerza equivalente a la de levantar $\sim 1,9 \text{ kilogramos}$. Bajo la condición de que se encuentre a un ángulo de ataque de 11° y a una velocidad de 10 m/s a una altura de 15 m sobre el nivel del mar.

De ser necesario esta fuerza se puede aumentar de 2 maneras, la primera es aumentando el área de sustentación, ya sea alargando la envergadura alar o la cuerda, o también desplazando el vehículo más rápido ya que al aumentar la velocidad se aumenta la cantidad de moléculas de aire con las cuales interactúa el ala generando una fuerza de sustentación mayor.

2.3.6.5 Recalculo de la ecuación de sustentación

Es necesario conocer la fuerza que generara el ala a 100 m de altura puesto que esto facilitara la cantidad de masa que el vehículo puede desplazar mientras esté en vuelo.

$$L = 1,66 * 0,18 * \frac{1}{2} * 1,17248 * 10^2$$

$$L = 17,5168512 \text{ N}$$

$$L = \frac{17,5168512}{9,80665}$$

$$L = 1,786221717 \text{ kg}$$

Del cálculo anterior se entiende que a una altura de 100 metros y a una velocidad de 10 m/s el vehículo es capaz de generar $\sim 1,78 \text{ kilogramos}$ por lo que es correcto asegurar que este vehículo puede sustentar en vuelo una masa de $\sim 1,78 \text{ kg}$. Esto quiere decir que el vehículo completo no debe de superar o ser igual a la masa anteriormente citada.

2.3.7 Empleando los resultados

Como es deducible de los resultados anteriores el vehículo podrá sustentar en vuelo una masa de $1,78 \text{ kg}$ solos si se cumplen las siguientes condiciones, Que el perfil alar sea el correspondiente al NACA 6412, que el área de sustentación sea de $0,18 \text{ m}^2$, es decir, $1,2 \text{ m} * 0,15 \text{ m}$. Esto es lo necesario para poder comenzar a diseñar el ala del vehículo.

Para el fuselaje las medidas de este fueron moldeadas con respecto al aspecto del ala en base a un perfil aerodinámico simétrico extendiendo el borde de fuga.

Para las superficies de control, es decir, los alerones, se estima que estas deben de comprender entre un 40% y un 80% de la semi envergadura del ala y para el ancho de estos se estima que es conveniente entre un 10% a un 25% de la cuerda del ala. Estos parámetros también serán empleados en el diseño de los alerones de cola.

2.3.8 Del diseño asistido por software

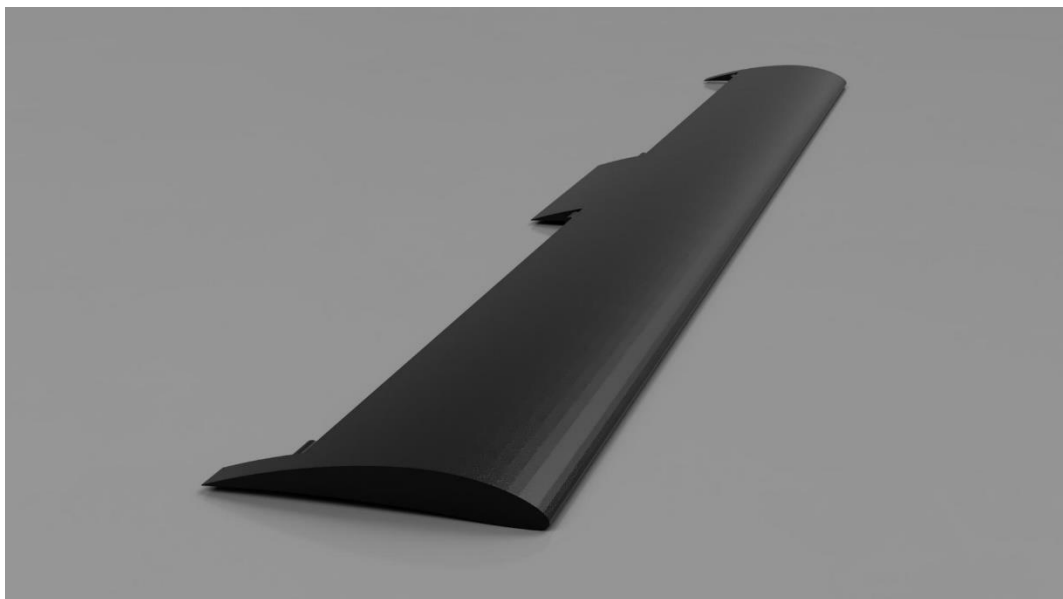


Figura 2-30. Imagen renderizada del ala.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software fusion360 en base a los cálculos realizados en el informe

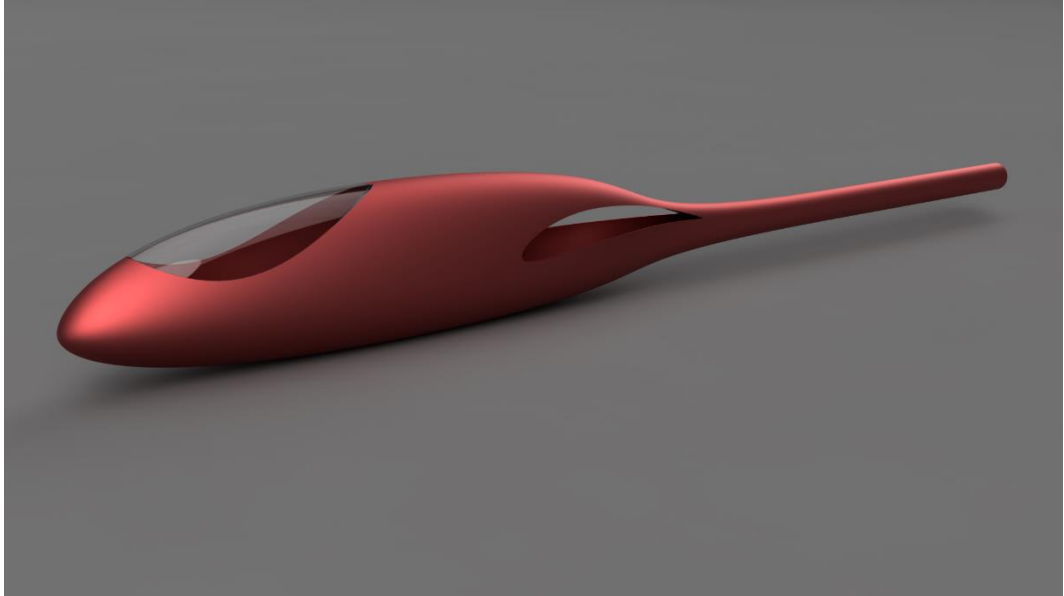


Figura 2-31. Imagen renderizada del fuselaje

Fuente: Elaborada por los alumnos en software fusion360 en base a los cálculos realizados en el informe



Figura 2-32. Imagen renderizada del elevador derecho

Fuente: Elaborada por los alumnos en software fusion360 en base a los cálculos realizados en el informe

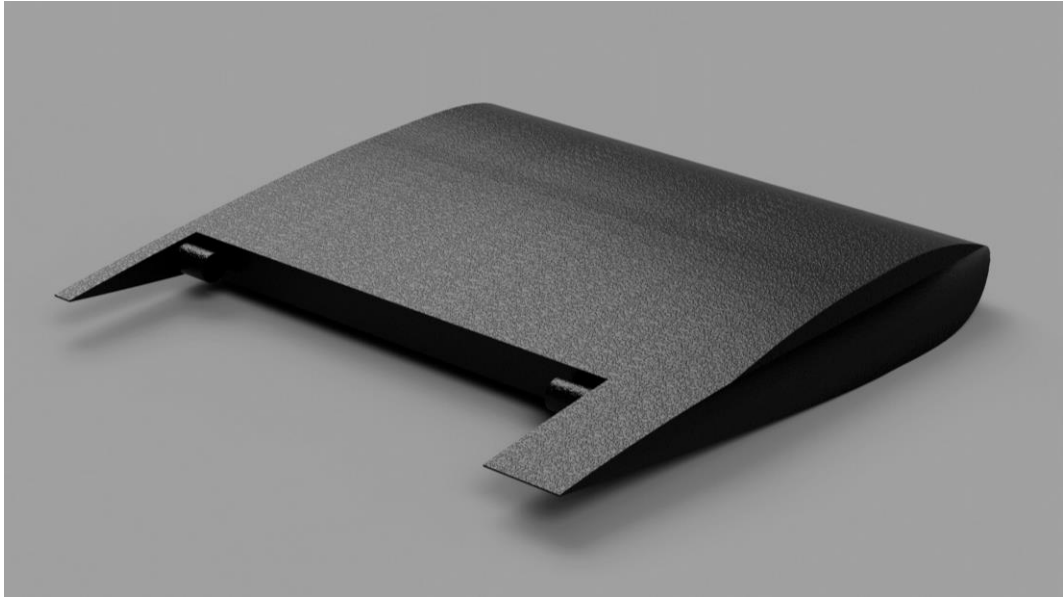


Figura 2-33. Imagen renderizada del elevador izquierdo.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software fusion360 en base a los cálculos realizados en el informe

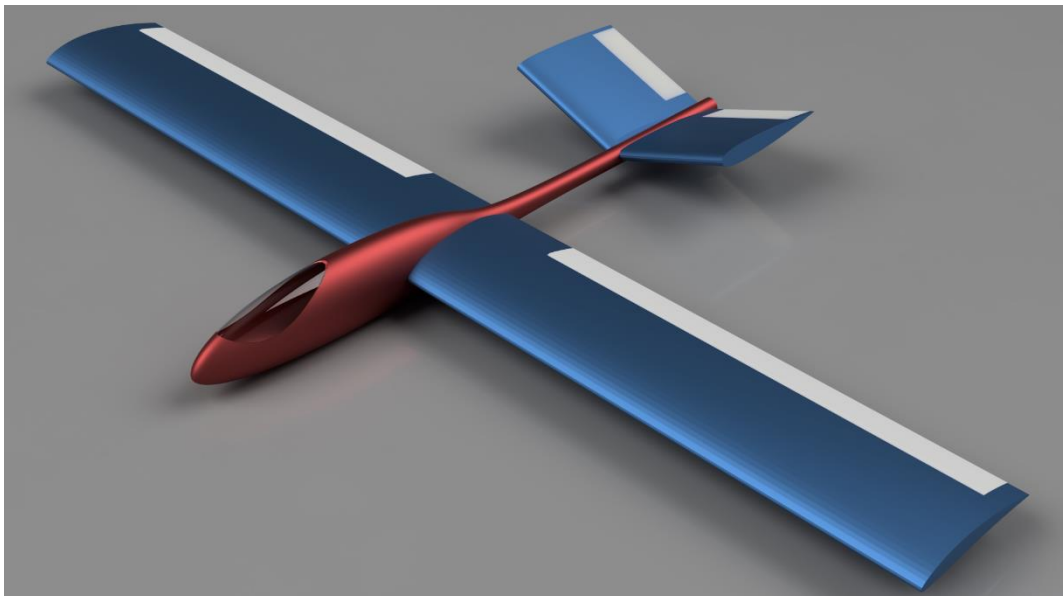


Figura 2-34. Imagen renderizada del prototipo completo.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software fusion360 en base a los cálculos realizados en el informe

2.3.9 Análisis del diseño

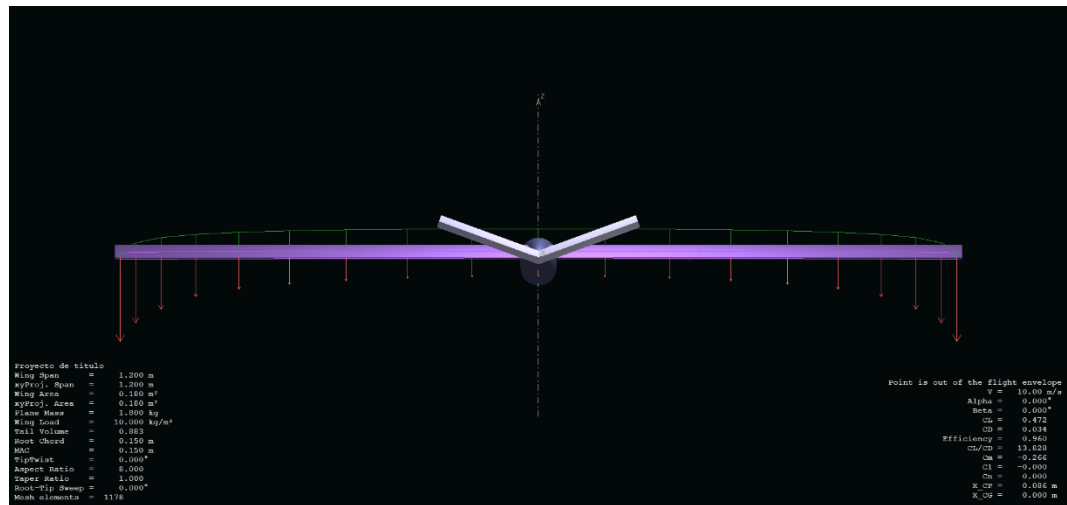


Figura 2-35. Distribución de fuerzas en vuelo a 0° vista frontal.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

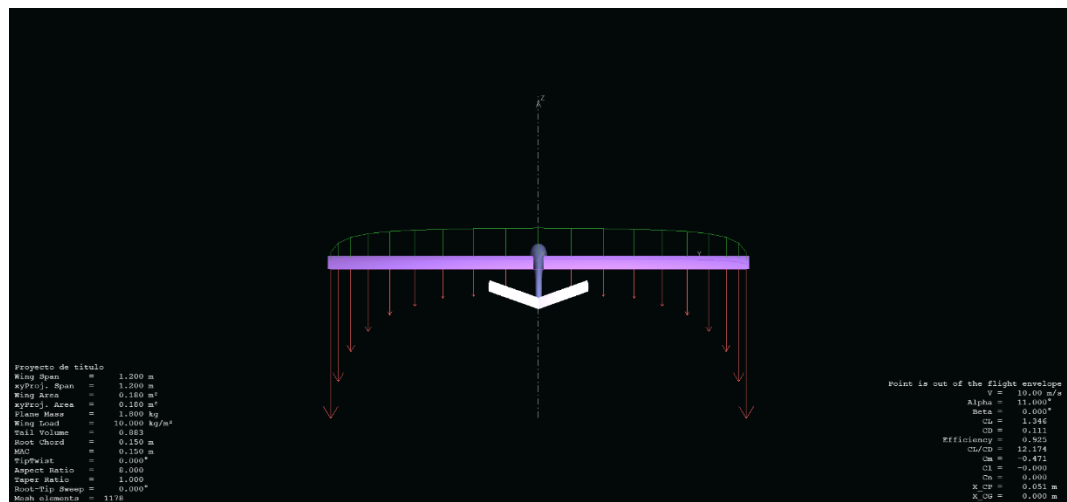


Figura 2-36. Distribución de fuerzas en vuelo a 11° vista frontal.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

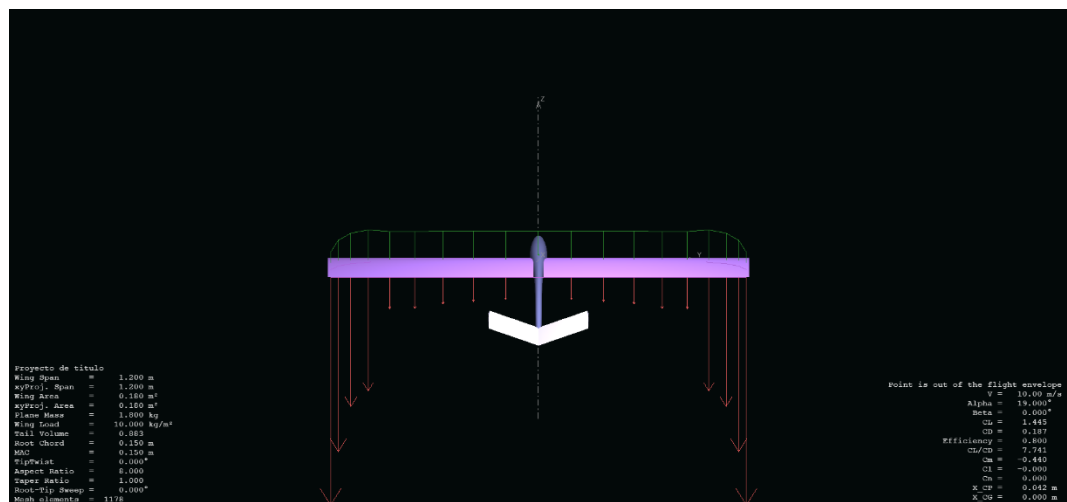


Figura 2-37. Distribución de fuerzas a 19° vista frontal.

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

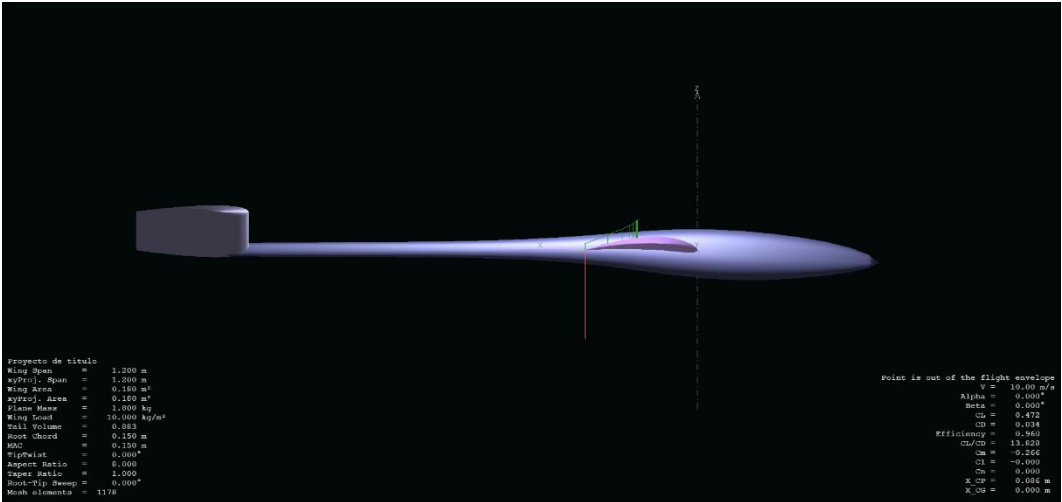


Figura 2-38. Distribución de fuerzas a 0° vista lateral.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

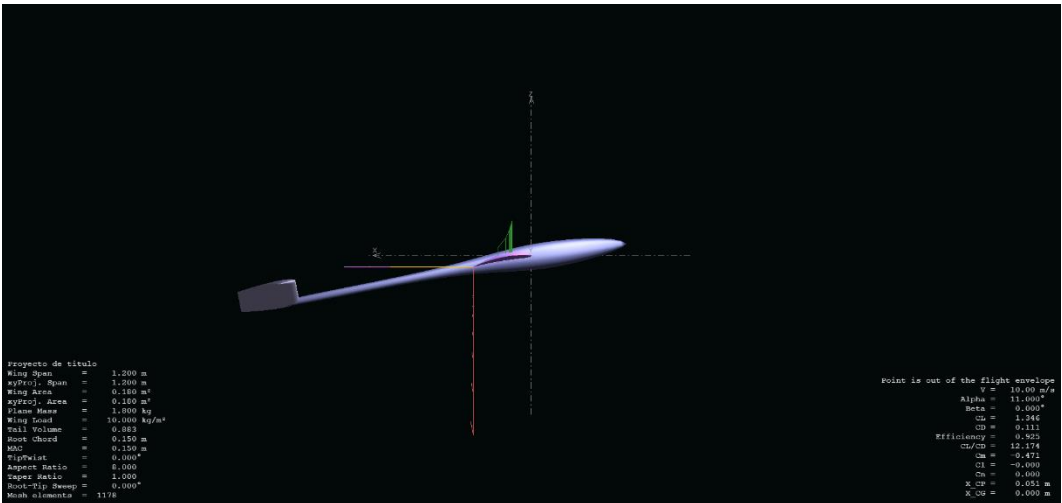


Figura 2-39. Distribución de fuerzas a 11° vista lateral.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

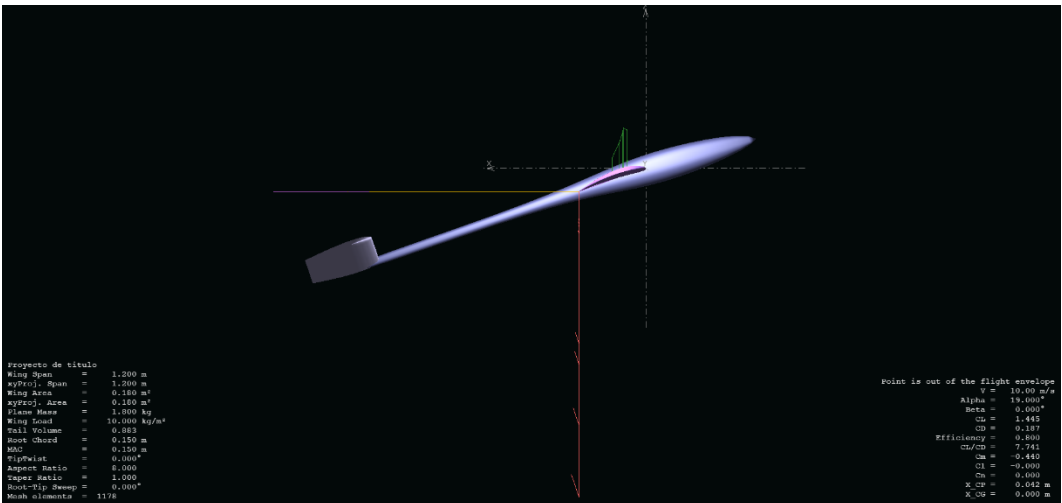


Figura 2-40. Distribución de fuerzas a 19° vista lateral.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

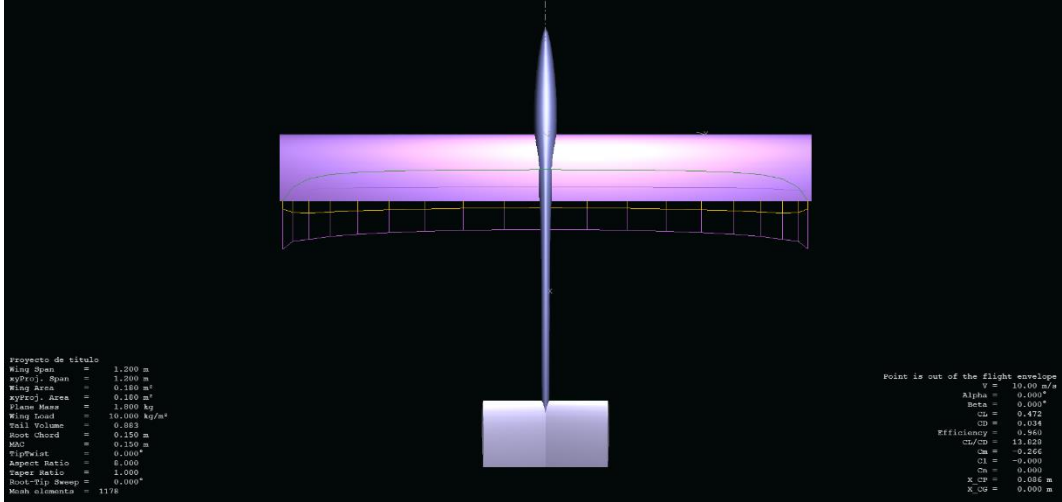


Figura 2-41. Distribución de fuerzas a 0° vista superior

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

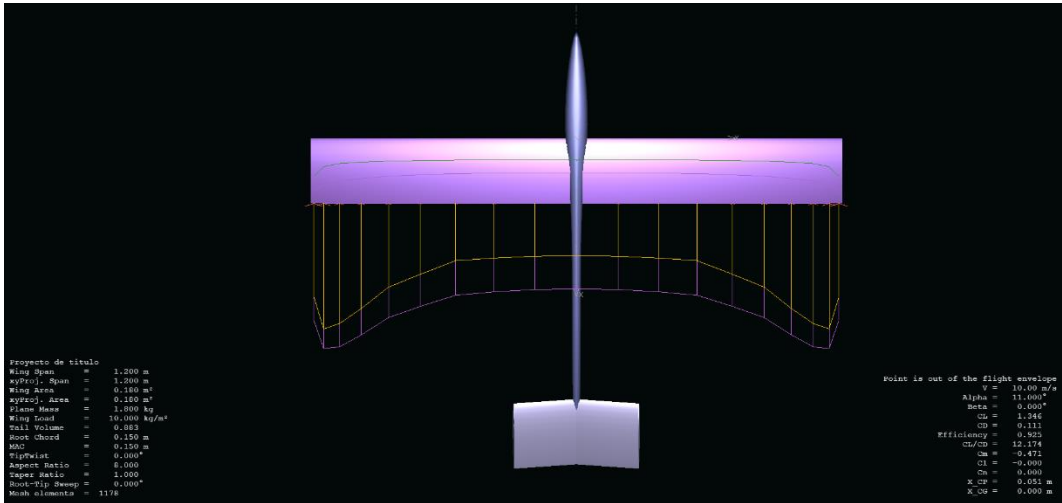


Figura 2-42. Distribución de fuerzas a 11° vista superior

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

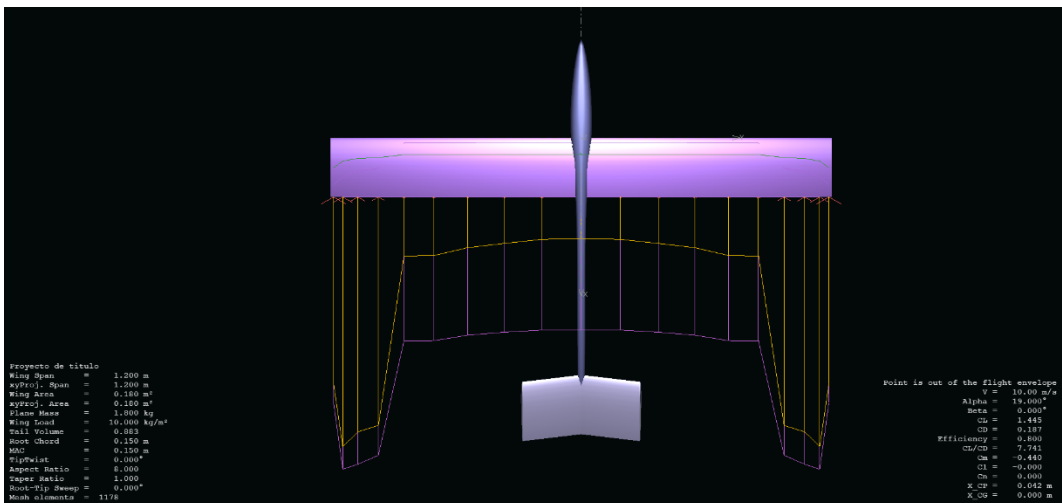


Figura 2-43. Distribución de fuerzas a 19° vista superior

Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

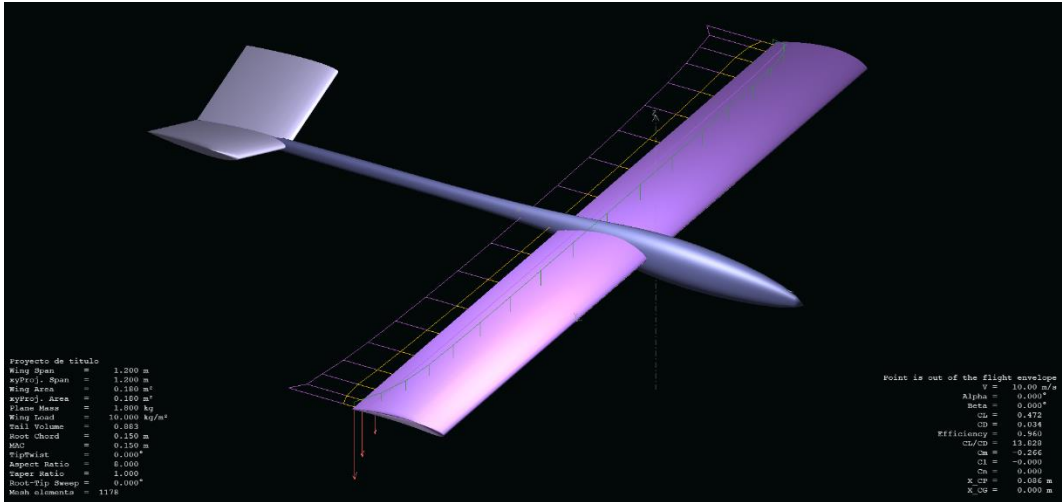


Figura 2-44 Distribución de fuerzas a 0° vista isométrica.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

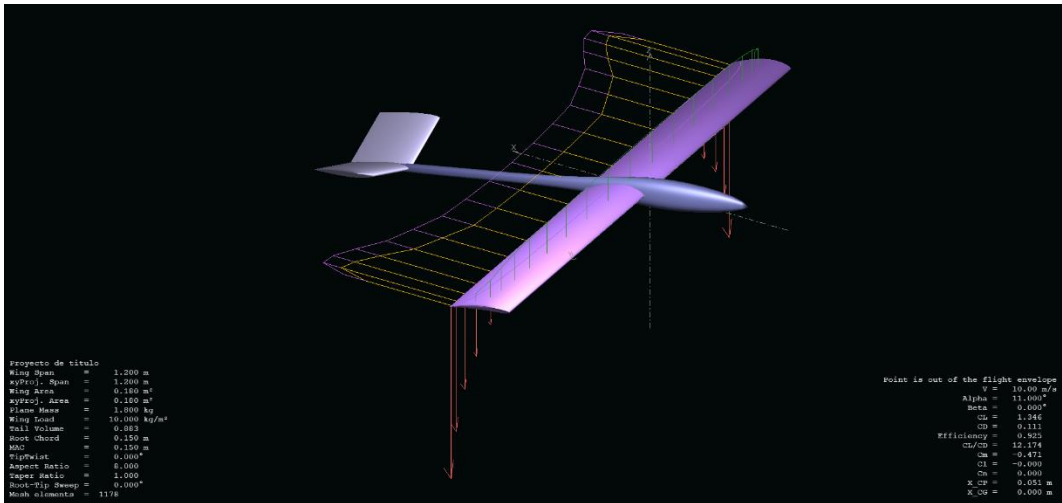


Figura 2-45. Distribución de fuerzas a 11° vista isométrica.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

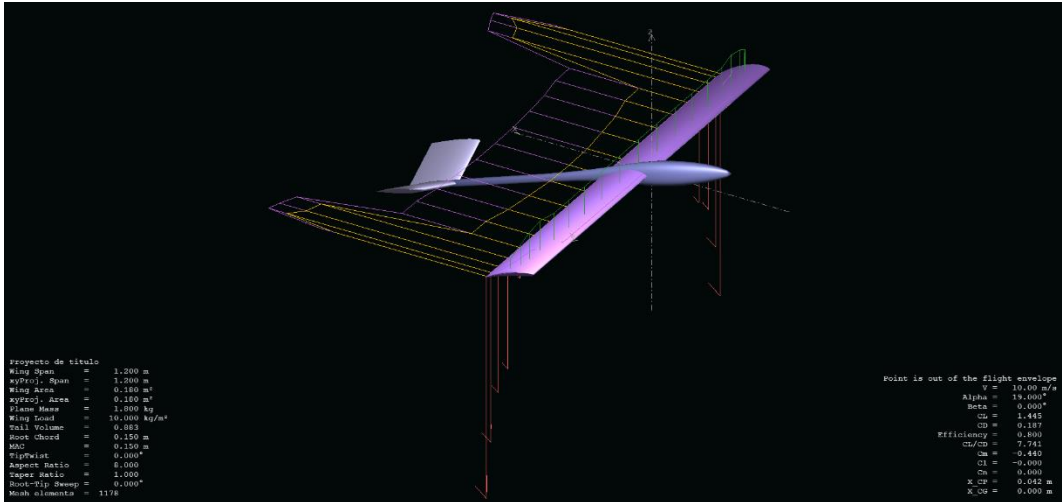


Figura 2-46. Distribución de fuerzas a 19° vista isométrica.
Fuente: Elaborada por los alumnos en software XFLR5

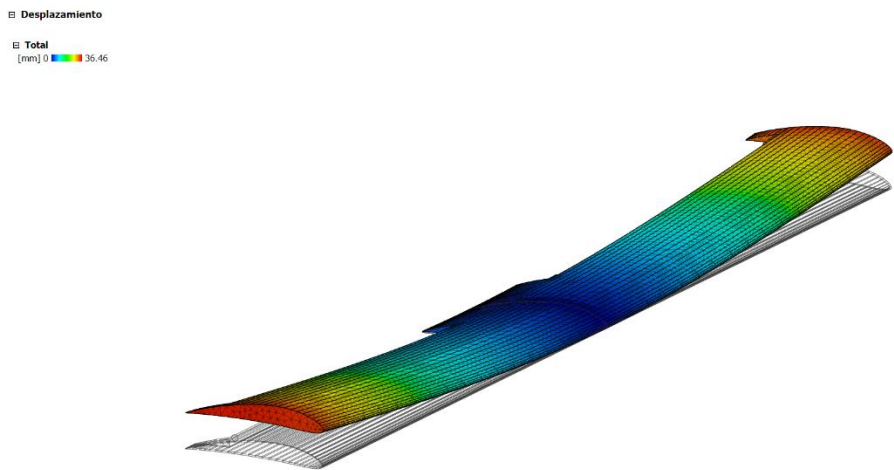


Figura 2-47. Análisis de desplazamiento del ala con 20N en cada extremo

Fuente: Elaborado por los alumnos en software fusion360 en base a los diseños realizados

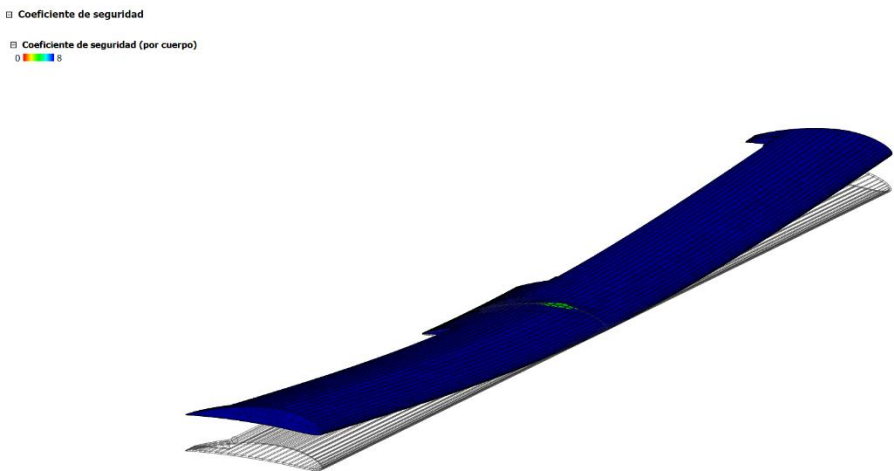


Figura 2-48. Coeficiente de seguridad del ala bajo esfuerzo de 20N

Fuente: Elaborado por los alumnos en software fusion360 en base a los diseños realizados

2.3.10 Entendiendo los análisis

De las figuras 2-35, 2-36 y 2-37 se puede identificar lo que serían el downwash o el fluido que se ve curvado de color bermellón y la fuerza de sustentación de color verde, evidenciando que, al aumentar el ángulo de ataque, tanto el downwash como la sustentación se ven incrementadas. De las figuras 2-38, 2-39, 2-40, 2-41, 2-42 y 2-43 podemos localizar lo que sería la resistencia inducida y parasita que ambas las definiremos como resistencia o drag y el como va aumentando al igual que la sustentación y el downwash al ir aumentando el ángulo de ataque. En las figuras 2-44, 2-45 y 2-46 podemos

ver a todas las fuerzas de manera más clara junto a su incremento con relación al ángulo de ataque simultáneamente.

De la figura 2-47 es posible evidenciar que se trata de un análisis de desplazamiento del ala elaborado en base a dos condiciones cruciales, la primera es que el interior del ala se encuentra vacía con un espesor de 1,2 milímetros y la segunda condición es que el material estudiado es “Plástico PET”. En base al estudio realizado es posible determinar que ante un esfuerzo de 20 newtons el desplazamiento máximo que tendría el ala seria de 36,46 milímetros y que el coeficiente de seguridad tendría un máximo de 8 y un mínimo de 4 en la zona de anclaje determinada para el estudio, correspondiente al centro del ala.

2.4 **CUANTIFICACIÓN DE GASTOS, OPCIONES DE ELABORACIÓN, MERCADO NACIONAL Y DIFERENCIA DE VALOR**

2.4.1 **Cuantificación de gastos y opciones de elaboración**

Al momento de analizar las opciones para realizar el vehículo una de las más económicas es la elaboración completa del fuselaje en polietileno expandido o coloquialmente conocido como “plumavit” ampliamente empleado en la elaboración de aeromodelos puesto que es un material que entre sus características principales destaca su ligereza haciéndolo ideal parar el propósito. Dentro del mercado nacional en agosto del dos mil veintiuno es posible adquirir láminas de polietileno expandido y un adhesivo que cumpla con el propósito de unir dichas laminas citadas anteriormente tal como es posible evidenciar en las siguientes figuras.

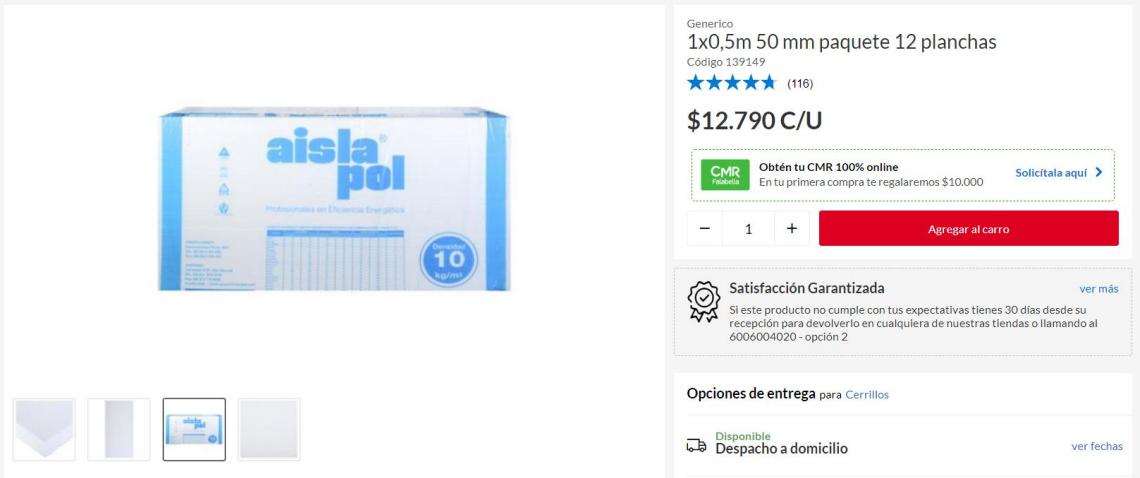


Figura 2-49. Piezas de polietileno expandido

Fuente: <https://www.sodimac.cl/sodimac-cl/product/139149/1x05m-50-mm-paquete-12-planchas/139149/>

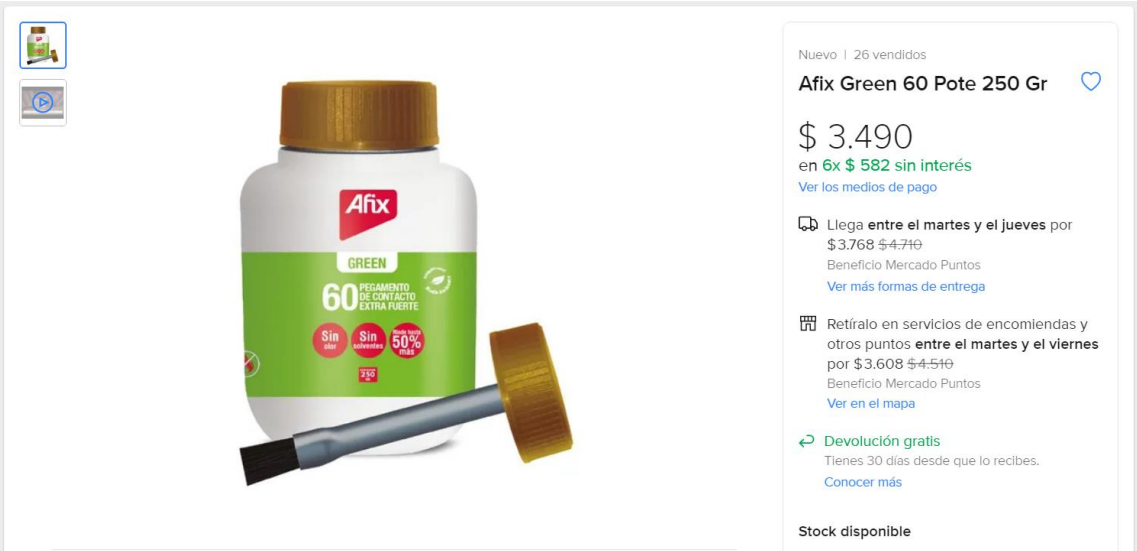


Figura 2-50. Pegamento Afix Green

Fuente: https://articulo.mercadolibre.cl/MLC-565513891-afix-green-60-pote-250-gr-_JM#position=1&search_layout=stack&type=item&tracking_id=48acb93e-2d04-4bb2-9682-36652f2b1499

De las anteriores, figuras 2-49 y 2-50 es posible inferir que los materiales para la elaboración del fuselaje de manera bruta suman \$16.280.

Otra de las opciones es imprimir el diseño 3D en una impresora 3D a forma de cascarón en material “PETG” debido a sus características de resistencia al impacto, buena adhesión entre capas y por ser de los filamentos con menor densidad y posteriormente forrar este de fibra de vidrio para aumentar su rigidez. Una de las razones para emplear la fibra de vidrio es debido a que se suele emplear de manera coloquial para la reparación de piezas aerodinámicas en automóviles, en este caso otorgaría una rigidez beneficiosa y una mayor resistencia a los impactos, aparte de facilitar de manera notoria la elaboración del fuselaje.

2.4.2 Mercado nacional

Dentro del reducido mercado nacional de drones de ala fija las opciones más económicas encontradas luego de la búsqueda de las palabras claves: “drone”, “ala”, “fija”, “UAV”, “fuselaje”. En los buscadores “Google” y “duckduckgo” fueron los fuselajes “X8” y “1900” de la empresa “Skywalker”.

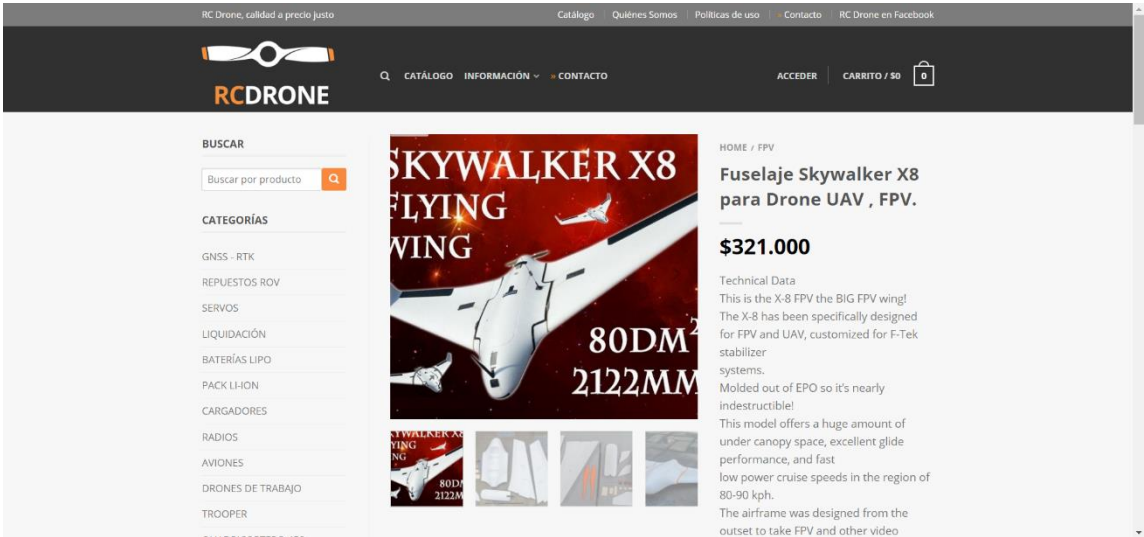


Figura 2-51. Fuselaje Skywalker X8

Fuente: <https://www.rcdrone.cl/producto/fuselaje-skywalker-x8-para-drone-uav-fpv/>

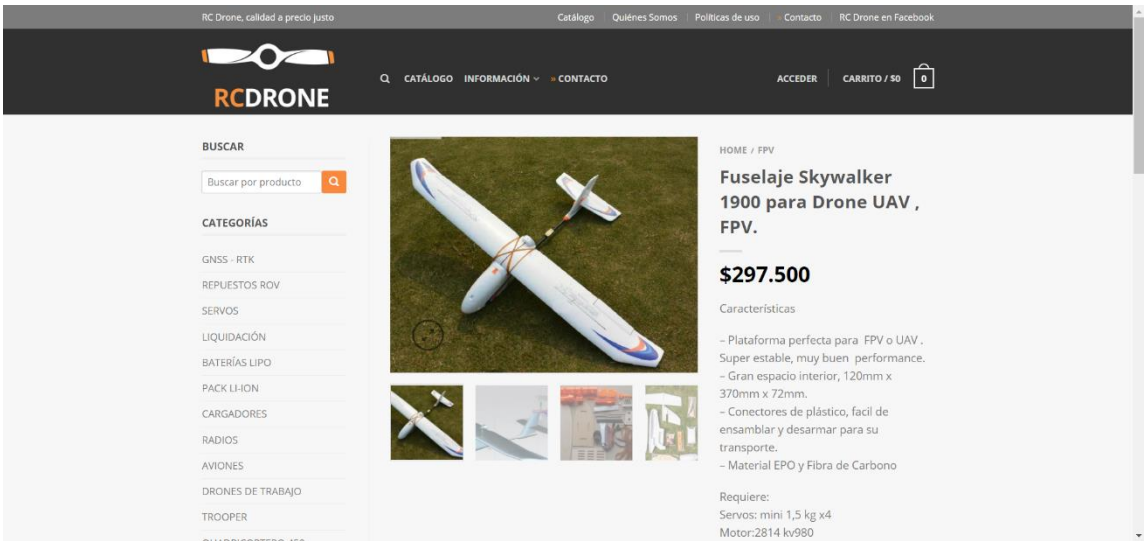


Figura 2-52. Fuselaje Skywalker 1900

Fuente: <https://www.rcdrone.cl/producto/fuselaje-skywalker-1900-para-uav-fpv/>

Como es posible apreciar de las dos figuras anteriores, ambos fuselajes bordean los \$300.000 haciendo de estos unas piezas cuantiosas de adquirir por ejemplo para un estudiante.

2.4.3 Diferencia de valor

Como se abordó anteriormente los fuselajes tienen un valor de adquisición de \$297.500 y \$321.000 comparando esto con el costo más económico de elaboración del fuselaje propuesto en la presente memoria de título \$16.280 evidencia la diferencia sustancial en los costos de adquisición o elaboración de estos.

Es decir:

$$\frac{16280 * 100}{297500} = 5,472268908$$

$$\frac{16280 * 100}{321000} = 5,07165109$$

∴ el fuselaje diseñado en la memoria de título es ~94,92% o 18,27 veces más barato que el fuselaje Skywalker 1900, y ~94,53% o 19,71 veces más barato que el fuselaje Skywalker X8.

CONCLUSIÓN

En el presente Trabajo Final, se ha realizado un estudio de los drones existentes en el mercado y las diferentes configuraciones y características, para así diseñar la aeronave que se presenta en la memoria de título con una estructura muy polivalente y versátil a disposición de quien la necesite.

Para el desarrollo de este proyecto ha sido necesario estudiar y comprender aspectos de múltiples disciplinas abarcando de manera principal materias de física, diseño asistido por computador, aeronáutica, matemáticas lo cual hizo posible la realización de la presente memoria de título.

Este diseño caracteriza por ser un diseño sencillo, fácil de moldear puesto que no posee un objetivo en específico como podría ser el de montar instrumentación para topografía, como también podría ser la de realizar labores de fotografía aérea, así también como la de implementar instrumentación para el control y monitoreo de incendios forestales, ya que esto queda a criterio de quien decida realizar el proyecto, de esta manera el vehículo se adapta a las necesidades de el que lo ensambla puesto que esta persona podría realizar las modificaciones necesarias para el equipo en cuestión que necesita emplear en el vehículo.

Como se planteó en el título este es un proyecto al cual coloquialmente se le denominaría “Low cost”, es decir, de bajo costo, por ende, en la memoria se investigó el presupuesto más económico con el cual se podría realizar el proyecto, enfatizando en la reducción máxima de presupuesto posible con los materiales disponibles para un persona común y corriente en el mercado actualmente.

El diseño completo fue realizado por 2 programas. El primero es el software fusión 360 el cual fue empleado para el diseño y análisis estático de las piezas diseñadas además de la renderización de imágenes. El segundo software empleado fue XFLR5 software bajo licencia “GNU GPL”, es decir, de código abierto, el software fue empleado para calcular el coeficiente de sustentación del perfil alar a diferentes ángulos de ataque, la densidad del aire a diferentes altitudes y además también fue empleado para tener una simulación de las fuerzas de sustentación, “downwash”, resistencia o arrastre del vehículo de manera visual.

Este proyecto ha sido ideado para personas con los conocimientos necesarios para modificar un diseño 3D, pero en especial para aquellos alumnos o estudiantes que deseen o requieran de un prototipo a bajo costo y que de esta manera lo puedan de realizar y trabajarlo físicamente.

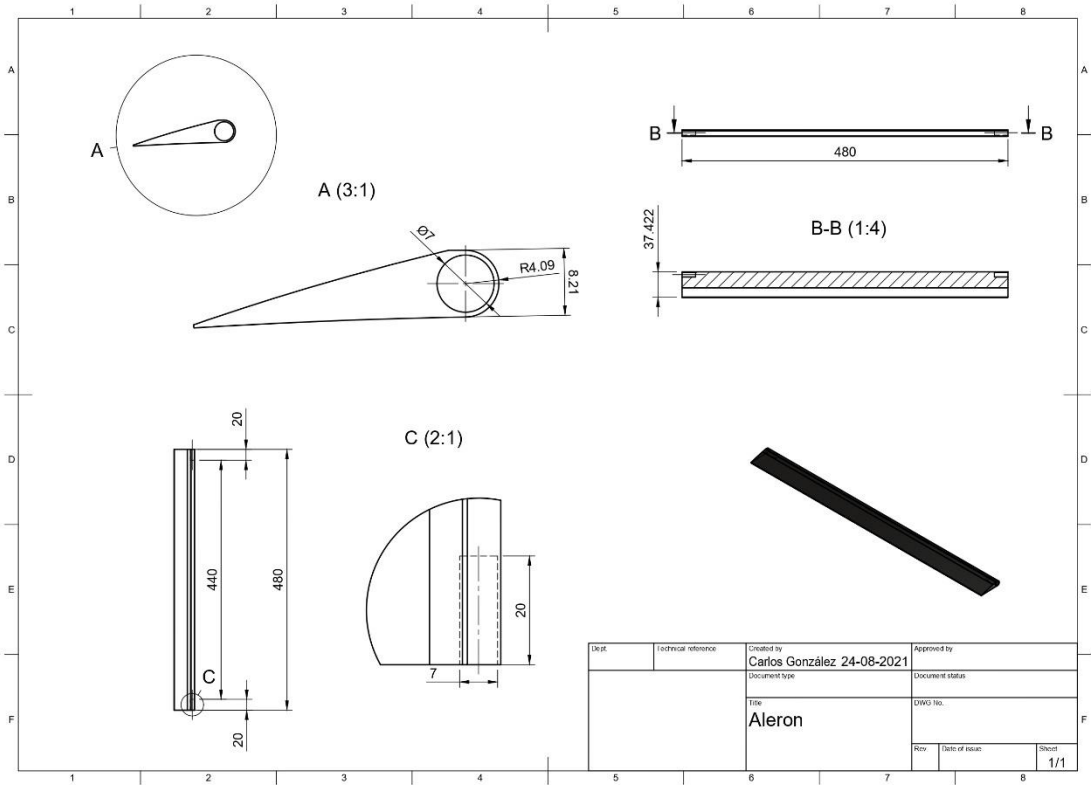
BIBLIOGRAFIA

1. Pablo Ruipérez Martín, diseño y fabricación de un dron (carrera de Ingeniería en diseño industrial) Valencia, escuela técnica superior de ingeniería del diseño, 2016, Pag 119
2. Wikipedia - General Atomics MQ-1 Predator [En línea].<https://es.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-1_Predator> [consulta 26 de julio de 2021].
3. HEMAY - EL ORIGEN Y LA HISTORIA DE LOS DRONES [En línea].<<https://hemav.com/el-origen-y-la-historia-de-los-drones/>> [consulta 26 de julio de 2021].
4. Victor Delgado cinematographer - Historia de los drones [En línea].<<http://eldrone.es/historia-de-los-drones/>> [consulta 26 de julio de 2021].
5. Deusto- Drones: historia y actualidad [En línea].<<http://eldrone.es/historia-de-los-drones/>> [consulta 26 de julio de 2021].
6. Historias de las historias- Los drones de la Segunda Guerra Mundial [En línea].<<https://blogs.deusto.es/master-informatica/drones-historia-y-actualidad/>> [consulta 26 de julio de 2021].
7. Bestechgroup - Drones, su evolución a través de la historia [En línea].<<https://bestech-group.com/drones-su-evolucion-a-traves-de-la-historia/>> [consulta 26 de julio de 2021].
8. Compralobueno - Qué son los Drones – Breve historia de los drones [En línea].<https://www.compralobueno.com/drones/que-son-los-drones/#Historia_de_los_Drones> [consulta 26 de julio de 2021].
9. AdslZone - Todos los tipos de drones según el uso, diseño o control [En línea].<<https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/>> [consulta 26 de julio de 2021].
10. Aerialproductions - Tipos de drones: usos y funcionamiento [En línea].<https://aerialproductions.es/tipos-de-drones/#Como_se_clasifican_los_drones> [consulta 26 de julio de 2021].
11. Areadron escuela pilotos de dron Qualiflight - ¿QUÉ TIPOS DE DRONES EXISTEN? [En línea].<<https://www.areadron.com/que-tipos-de-drones-existen/>> [consulta 26 de julio de 2021].
12. Rentadrone - ¿Multi-rotor o Ala fija? ¡Aprende a elegir! [En línea].<<https://rentadrone.cl/multi-rotor-o-ala-fija-aprende-a-elegir/>> [consulta 26 de julio de 2021].
13. Autosolar - ¿Qué es el litio? ¿Qué es una batería de litio? [En línea].<<https://autosolar.es/blog/baterias-placas-solares/que-es-el-litio-que-es-una-bateria-de-liti>> [consulta 26 de julio de 2021].

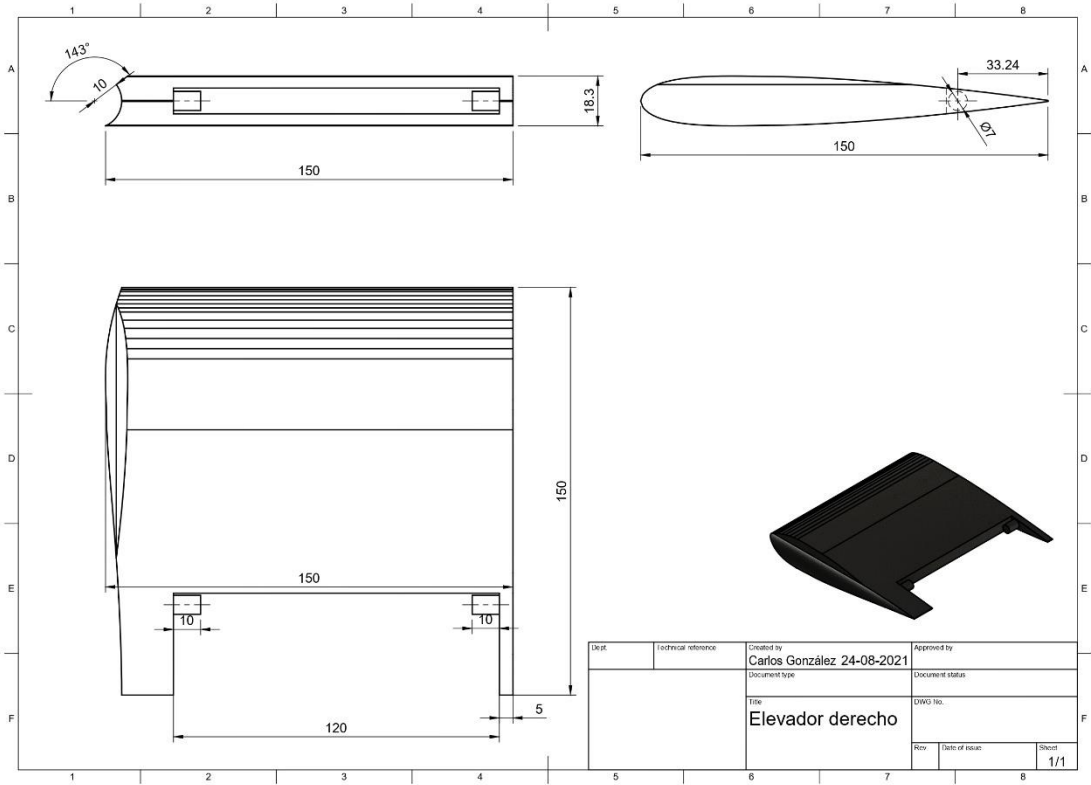
14. Toyota Material Handling - ¿Qué son las baterías de litio? [En línea].<<https://blog.toyota-forklifts.es/que-son-las-baterias-de-litio>> [consulta 26 de julio de 2021].
15. Gidahatari - Introducción al Controlador de Vuelo de Drones PIXHAWK - Hardware libre [En línea].<<https://gidahatari.com/ih-es/introduccion-al-controlador-de-vuelo-de-drones-pixhawk-hardware-libre>> [consulta 26 de julio de 2021].
16. mobus - ESC para drones, ¿para qué sirven? [En línea].<<https://mobus.es/blog/esc-para-drones-para-que-sirven/>> [consulta 26 de julio de 2021].
17. Prometec - Lo que hay que saber para elegir las hélices para un cuadricóptero [En línea].<<https://www.prometec.net/elegir-helices-dron/>> [consulta 26 de julio de 2021].
18. wondershare - Motores para Drones: Selecciona el Mejor Motor para tu Cuadricóptero [En línea].<<https://filmora.wondershare.es/drones/drone-motors.html>> [consulta 26 de julio de 2021].
19. NASA. What is Lift? [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/lift1.html>> [consulta 24 de julio de 2021].
20. NASA. Lift from Flow Turning [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/right2.html>> [consulta 24 de julio de 2021].
21. NASA. Size Effects on Drag [En línea]. < <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/sized.html>> [consulta 24 de julio de 2021]
22. NASA. What is Drag? [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/drag1.html>> [consulta 24 de julio de 2021].
23. NASA. The Lift Coefficient [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/liftco.html>> [consulta 25 de julio de 2021].
24. NASA. The Drag Coefficient [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/dragco.html>> [consulta 25 de julio de 2021].
25. NASA. Lift to Drag Ratio [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ldrat.html>> [consulta 25 de julio de 2021].
26. NASA. The Lift Equation [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/lifteq.html>> [consulta 25 de julio de 2021].
27. NASA. Wing Geometry Definitions [En línea]. <<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/geom.html>> [consulta 26 de julio de 2021].
28. NASA. Aerodynamic Center – ac [En línea]. < <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ac.html>> [consulta 26 de julio de 2021].
29. Wikipedia. NACA airfoil [En línea]. < https://en.wikipedia.org/wiki/NACA_airfoil> [consulta 26 de julio de 2021].
30. topographic-map.com. Chile [En línea]. <<https://es-cl.topographic-map.com/maps/6iyt/Chile/>> [30 de julio de 2021].

ANEXO A: PLANOS

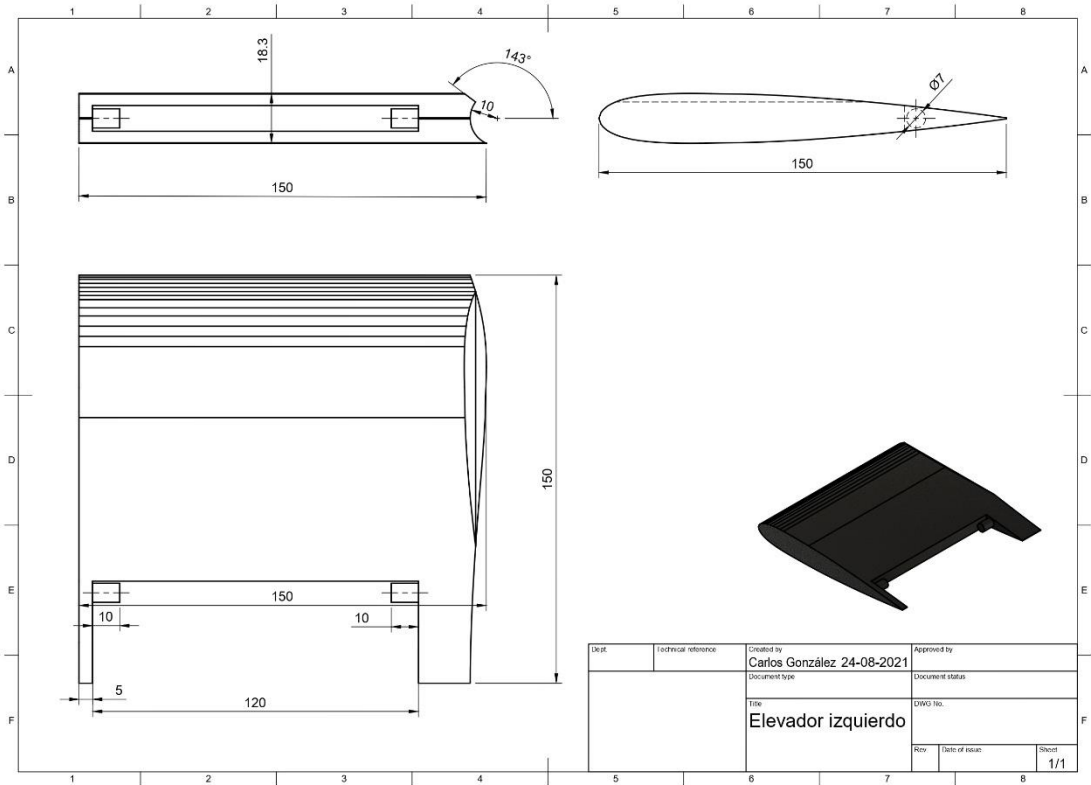
ALERÓN



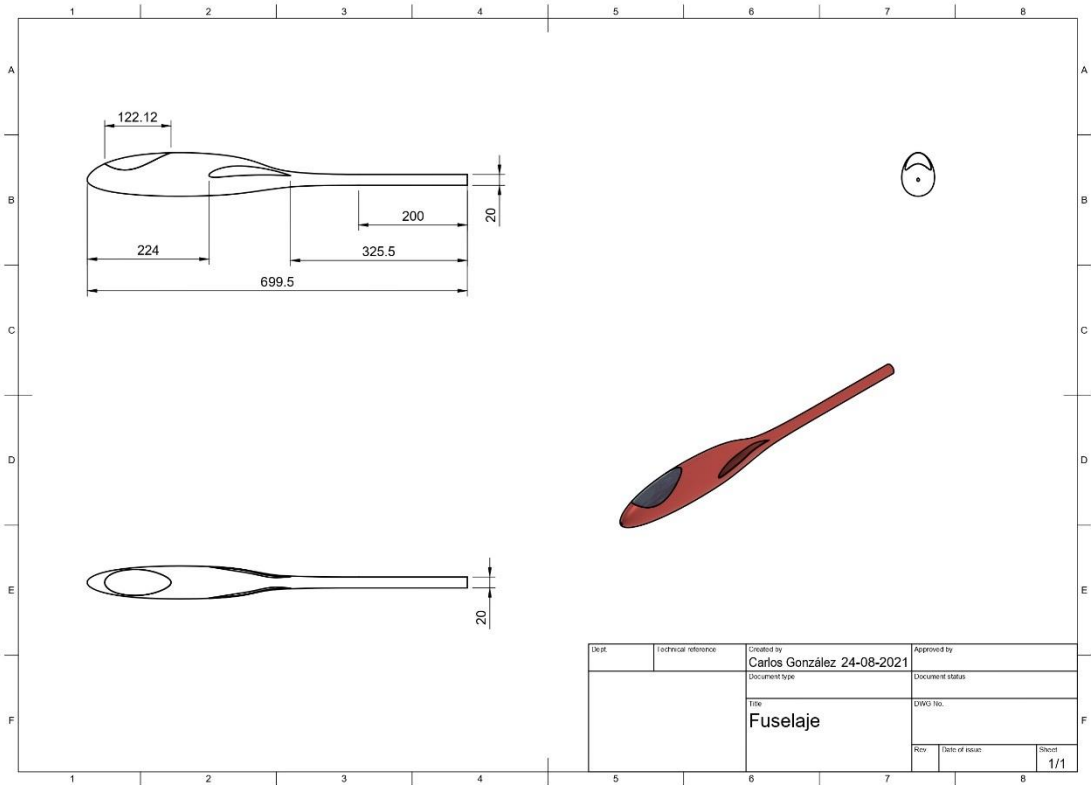
ELEVADOR DERECHO



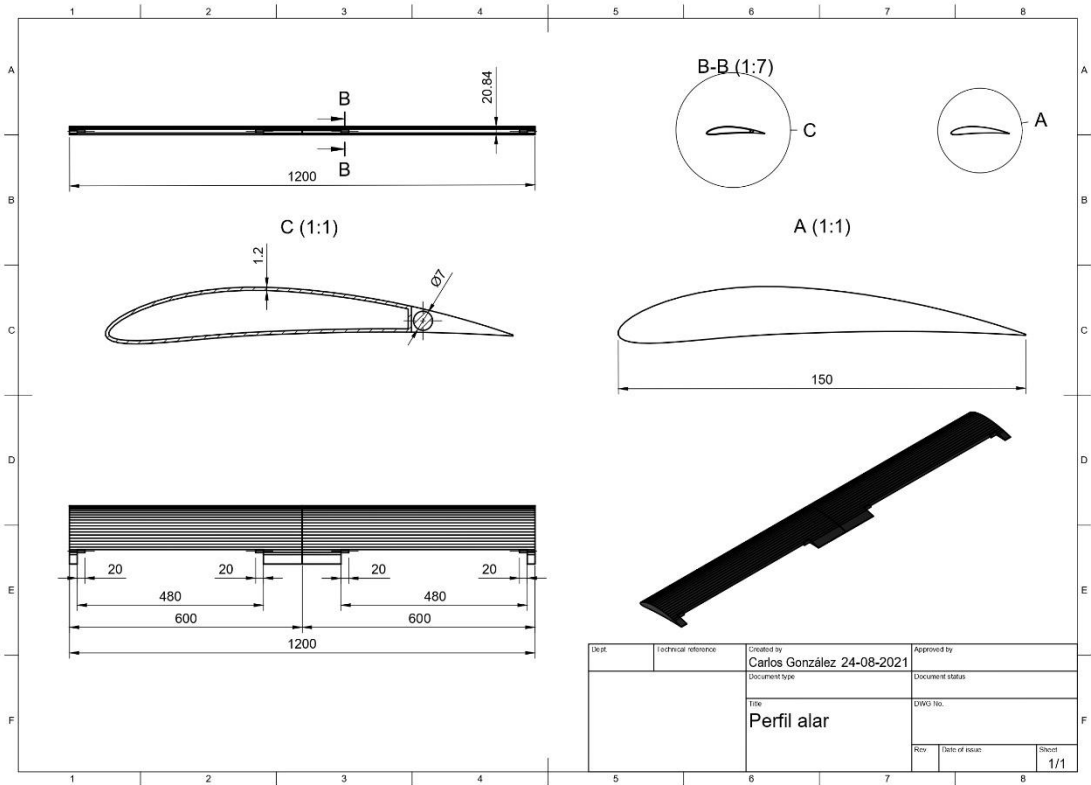
ELEVADOR IZQUIERDO



FUSELAJE



PERFIL ALAR



ALERÓN ELEVADOR

