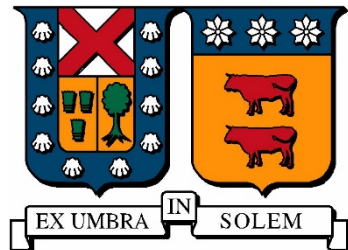


**UNIVERSIDAD TÉCNICA FEDERICO SANTA MARÍA**

**DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA**

**VALPARAÍSO – CHILE**



**“DISEÑO AERODINÁMICO DE UN VEHÍCULO  
AÉREO NO TRIPULADO”**

**EDUARDO IGNACIO FARIAS PEDREROS**

**MEMORIA DE TITULACIÓN PARA OPTAR AL TÍTULO DE:**

**INGENIERO CIVIL MECÁNICO**

**PROFESOR GUÍA: Dr. Ing. CHRISTOPHER COOPER V.**

**PROFESOR CORREFERENTE: Dr. Ing. CARLOS ROSALES H.**

**Noviembre - 2016**

## AGRADECIMIENTOS

Mis agradecimientos son a Dios que lo he sentido siempre presente, a mi padre Eduardo Farías Vega por su esfuerzo para ayudarme a mantenerme y constante preocupación, a mi madre Loretto Pedreros Jara por siempre confiar en mi, a mi hermana Loretto Farías Pedreros por ser mi mejor amiga y principal apoyo, a mi abuela Esperanza Jara Fuentes por su amor incondicional entregado, a mi abuelo Juan Pedreros Contreras, por desde muy pequeño enseñarme un gusto por la física y matemáticas, y a toda mi familia.

Agradezco también a mis amigos, los que he conocido por múltiples motivos, pero a pesar del tiempo siguen estando presentes en mi vida, Hellmuth Hugo, un amigo que ha sido desde vecino hasta compañero de piso con el que he podido contar siempre, Alexis Molina, un amigo desde la niñez que ha sido de gran apoyo estos años, a Diego Ulloa, Rafael Cruz y Claudio Linconao, mis grandes amigos de la adolescencia con los cuales compartimos muchas experiencias inolvidables, a mi primo y amigo Ramiro Silva, que siempre ha estado presente cuando he necesitado su ayuda y con el que hemos compartido grandes aventuras, a Sergio Miranda, un gran amigo conocido en esta época universitaria, a Gabriel Trujillo un gran compañero de carrera y estudios, a Niklas Tampier un gran amigo que me llevé de las prácticas hechas y a David Vattuone, con el que compartí vivienda 6 años en esta época universitaria y se convirtió en el gran amigo que me llevo de este paso por la universidad.

Por último, agradezco a todas las personas de los grupos u organizaciones a las cuales pertencí: Al grupo Verbum Dei, a la Escuela Santa María, al Taller de Estudiantes de Proyectos Metalúrgicos, al Centro de Alumnos del año 2013, a la CDU, al Preuniversitario USM, al Taller de Teatro de la PUCV, a la Radio Ritoque, a Evopoli y a Políglotas Viña del Mar. En especial quiero agradecer a mi alma mater, la UTFSM, por todas las instancias de aprendizaje y en concreto a la comunidad del departamento de mecánica por la formación recibida y momentos compartidos, sobretodo a los profesores Guillermo González por su función de jefe de carrera y a mi profesor correferente Carlos Rosales y profesor guía Christopher Cooper por ayudarme en ésta última y anhelada etapa universitaria.

## RESUMEN

Este trabajo consiste en el diseño aerodinámico de un vehículo aéreo de ala fija( o sea en forma de avión), en adelante UAV, que vuela cercano a los 27[m/s] y un rango cercano a los 30[km]. El diseño se enmarca para aplicación en minería. Se hace una recopilación de todos los UAV del mundo que cumplen con características similares, también se hace un estudio de mercado para ver la situación tanto en el mundo como en Chile. El diseño y análisis se hace con un software CFD llamado “XFLR5”, el cual se valida con datos experimentales. El trabajo contiene también todo el marco teórico para el diseño de un UAV, así como estudios relacionados con el comportamiento de distintos grosores y curvaturas de un perfil alar y su elección de parámetros o diseño adecuado. Contiene también la información de cómo influye cada parte de la geometría en los coeficientes aerodinámicos y la forma de iterar el peso de cada una de sus partes. También se realizan múltiples estudios estadísticos acorde a la información recopilada para ver cuáles son las formas de despegue, las formas de aterrizaje, la envergadura, el tipo alimentación y el peso más común para este tipo de UAV. Este trabajo también contiene análisis de estabilidad tanto estática como dinámica, así como también análisis de cómo afectan sus coeficientes aerodinámicos al variar sus superficies de control. además contiene tablas para elegir perfiles alares según el peso al que se llegue según materiales y geometrías elegidas en una posterior construcción.

## ABSTRACT

This work consists in an aerodynamic design of an unmanned aerial vehicle of fixed-wing, here in after UAV, flying close to 27 [m / s] and with a range close to 30 [km]. The design is framed for mining application. It has made a compilation of all UAVs in the world, which have similar characteristics. It has made a market study to see the situation in the world and in Chile. The design and analysis is done with CFD software called "XFLR5" which is validated with experimental data. The work also contains all the theoretical framework needed to design a UAV, also related a study of the behavior of different thicknesses and positions for airfoil, different curvatures and positions of an airfoil and the choice of suitable parameters and design. Also it contains information on how it affects every part of geometry in the aerodynamic coefficients and how to iterate the weight to each of its parts. There are many statistical studies with the collected information to see what are the forms of takeoff, landing forms, spans and the most common weight for this type of UAV. This work also contains analysis of both static and dynamic stability and analysis of how the aerodynamic coefficients varying with the control surfaces. Also it contains tables to choose airfoils by weight, which is reached according materials and geometries chosen.

## GLOSARIO

a:	Aceleración
AR:	Alargamiento (Aspect Ratio)
b:	Envergadura (Span)
CFD:	Computational fluid dynamics
Cl:	Coefficiente de sustentación (dos dimensiones)
CL:	Coefficiente de sustentación (tres dimensiones)
Cd:	Coefficiente de arrastre (dos dimensiones)
CD:	Coefficiente de arrastre (tres dimensiones)
Cm:	Coefficiente de momento (dos dimensiones)
CM:	Coefficiente de momento (tres dimensiones)
D:	Longitud característica
DGAC:	Dirección General de Aeronáutica Civil
FODA:	Fortalezas, Oportunidades, Debilidades, Amenazas

F:	Fuerza
FN:	Frecuencia natural
Kp:	Factor de densidad
LA:	Largo de brazo (level arm)
LLT:	Lifting Line Theory
MAC:	Cuerda media aerodinámica
m:	Masa
M:	Momento
NASA:	National Aeronautics and Space Administration
NACA:	National Advisory Committee for Aeronautics
OTAN:	Organización del Tratado del Atlántico Norte
p:	$\frac{d\phi}{dt}$
q:	$\frac{d\theta}{dt}$
r:	$\frac{d\psi}{dt}$

Re:	Número de Reynolds
RPA:	Remoted Piloted Aircraft
TV:	Tail Volumen
UAV:	Unmanned Aerial Vehicle
UAS:	Unmanned Aerial System
V:	Velocidad
VANT:	Vehículo Aéreo no Tripulado
W:	Peso
$\alpha$ :	Ángulo de ataque
$\beta$ :	Ángulo de deslizamiento
$\theta$ :	Ángulo de cabeceo (para análisis de estabilidad dinámica)
$\psi$ :	Ángulo de deslizamiento (para análisis de estabilidad dinámica)
$\phi$ :	Ángulo de guiñada (para análisis de estabilidad dinámica)
$\Lambda$ :	Ángulo de flecha (sweep angle)

$\rho$ :	Densidad
$\lambda$ :	Taper Ratio
$\mu$ :	Viscosidad dinámica
$\nu$ :	Viscosidad cinemática

## ÍNDICE

AGRADECIMIENTOS .....	ii
RESUMEN.....	iii
ABSTRACT .....	iv
GLOSARIO.....	v
ÍNDICE .....	ix
INTRODUCCIÓN .....	xvi
Breve contexto y motivación del trabajo.....	xvi
Planteamiento del problema .....	xvii
Objetivo general y específicos .....	xviii
Objetivo general .....	xviii
Objetivos específicos .....	xviii
Estructura de la memoria.....	xix
DESARROLLO DEL ESTUDIO.....	1

1	ESTADO DEL ARTE Y MARCO TEÓRICO.....	1
1.1	Historia.....	1
1.2	Clasificación de los UAV y modelos actuales.....	3
1.3	Aplicaciones de los UAV .....	15
1.4	Estudio de mercado.....	16
1.4.1	Análisis FODA .....	17
1.4.2	Normativa Vigente.....	18
1.4.3	Mercado chileno .....	18
1.5	Estructura del UAV .....	20
1.6	Fuerzas que actúan sobre un UAV .....	23
1.7	Características del ala .....	26
1.7.1	Perfil alar.....	26
1.7.2	Forma del ala .....	31
1.7.3	Posición del ala .....	33

1.8	Tipos de estabilizadores .....	36
1.9	Estabilidad .....	37
1.9.1	Definiciones previas .....	37
1.9.2	Estabilidad estática .....	38
1.9.3	Casos de distribución de los centros para la estabilidad estática longitudinal....	39
1.9.4	Estabilidad dinámica.....	41
1.10	Ecuaciones .....	42
1.10.1	Ecuaciones aerodinámicas .....	42
1.10.2	Ecuaciones Geométricas .....	45
1.11	Técnicas de despegue y aterrizaje.....	47
1.12	Sistemas de propulsión .....	49
1.12.1	Turborreactor .....	50
1.12.2	Propulsión con Cohete.....	51
1.12.3	Sistema basados de Hélice.....	52

2	Capítulo 2: Metodología .....	57
2.1	Estimación del peso .....	59
2.1.1	Peso del ala .....	59
2.1.2	Peso del Fuselaje.....	62
2.1.3	Peso de la cola horizontal .....	63
2.1.4	Peso de la cola vertical.....	65
2.2	Acerca de XFLR5 .....	67
3	Capitulo 3: Resultados .....	69
3.1	Validación de la Herramienta .....	69
3.1.1	Datos medidos en el laboratorio USM.....	69
3.1.2	Datos del perfil USM simulados en el Software XFLR5 .....	72
3.1.3	Datos de otros laboratorios .....	73
3.1.4	Comparación de resultados .....	75
3.2	Comportamiento de las principales variables de un perfil alar.....	78

3.2.1	Grosor .....	79
3.2.2	Posición del grosor.....	82
3.2.3	Curvatura .....	85
3.2.4	Posición de la curvatura.....	89
3.3	Diseño .....	92
3.3.1	Cálculo de la primera aproximación de la masa y envergadura .....	92
3.3.2	Cálculo del Número de Reynolds y CL de Trabajo.....	97
3.3.3	Selección de perfil .....	100
3.3.4	Diseño del ala.....	108
3.3.4.1	ángulo de flecha a un cuarto de cuerda $\Lambda_{0,25c}$ .....	109
3.3.4.2	elección de AR (Alargamiento) .....	117
3.3.5	Diseño estabilizador.....	122
3.3.6	Elección de elementos del UAV e iteración del peso.....	125
3.3.6.1	Sistema de despegue y aterrizaje .....	125

3.3.6.2	Sistema Propulsor .....	126
3.3.6.3	Iteración del peso de la geometría del UAV .....	127
3.3.6.4	Peso final.....	130
3.3.7	Estabilidad y control .....	130
3.3.7.1	Estabilidad Estática.....	130
3.3.7.2	Estabilidad Dinámica .....	133
3.3.7.3	Control .....	140
3.3.7.4	Aviónica.....	146
3.3.8	Diseño final y optimización.....	147
3.3.8.1	Perfil Alar.....	147
3.3.8.2	Geometría.....	149
3.3.8.3	Fuselaje y diseño final .....	150
3.3.8.4	Características de Operación.....	151
4	Conclusiones.....	154

REFERENCIAS .....	156
ANEXOS.....	158
A-1: Comparación de series NACA.....	158
A-2: Operadores autorizados por la DGA en Chile el 2016 .....	161
A-3: Formato para inscribirse como operador .....	164
A-4: Estructura del PIB .....	165

# INTRODUCCIÓN

## Breve contexto y motivación del trabajo

Un UAV es un vehículo aéreo no tripulado, se llama así por su sigla en inglés “Unmanned aerial vehicle”, consiste básicamente en un vehículo sin piloto que funciona de forma autónoma o manejado a control remoto, tiene un sistema de propulsión propio y son reutilizables, por esta razón, los misiles no son considerados UAV. Además, el UAV, que es el vehículo que va en el aire, es parte de un sistema más grande, llamado UAS de su sigla en inglés “Unmanned Aircraft Systems”, que aparte del UAV contempla el sistema de despegue en tierra y el sistema de control en tierra.

Hay varias clasificaciones para los UAV, la primera es la forma del UAV, la cual puede ser de ala fija, como lo es los que tienen forma de avión, ala rotatoria, como lo son los que tienen forma de helicóptero o cuadricópteros, y los aerostatos, como los que tienen forma de globo. Para este trabajo se desarrollará un UAV de ala fija, debido a sus ventajas en cuanto a velocidades y alcances. Otras maneras de clasificación, principalmente para los UAV en forma de avión es según su peso, velocidades o rango, que varían de región a región, o país a país. No obstante, la más utilizada es la clasificación que hace la Organización del Tratado del Atlántico Norte(OTAN), la cual se divide en 3 clases, clase 1 con masas inferiores a 150[kg], clase 2 con masas entre 150[kg] y 600 [kg] y clase 3 para masas superiores a 600[kg].

El diseño de este UAV se enmarca para aplicaciones civiles por la empresa “Caleuche Tecnologías”. Por un tema de transporte y de normativa, que se explicará en detalle en la sección de Normativa Vigente, el UAV es de una masa inferior a los 24[kg], por lo que cae en la categoría según la OTAN: clase 1. En América Latina, la producción de UAV’s es bajo, y Chile no es la excepción. Este trabajo pretende ir en la dirección de ayudar a desarrollar esta industria en Chile.

## **Planteamiento del problema**

En virtud del creciente auge de los UAV a nivel mundial, y fuerte nicho de negocio que se identifica específicamente en Chile para aplicaciones civiles, es que junto a la empresa Caleuche tecnologías, se desarrolla el diseño aerodinámico de un UAV para aplicaciones civiles. Pretendiendo una próxima construcción y ayudar a la recopilación de información sobre los UAV, tanto en el tema de la actual situación en Chile, como una línea de investigación.

El alcance del diseño del UAV es a nivel preliminar, donde se verá los fenómenos que rigen el vuelo, la geometría óptima del diseño para las características planteadas en la sección Objetivo general y específicos y un análisis de estabilidad del UAV. No definirán los materiales ni el procedimiento de fabricación. El diseño se hará con el software CFD “XFLR5”, el cual es validado de manera experimental.

## **Objetivo general y específicos**

### **Objetivo general**

Diseñar un UAV con el software CFD “XFLR5” que tenga una velocidad cercana a los 27m/s y un alcance aproximadamente de 30 [km] para uso civil. Además se hará un estudio de mercado.

### **Objetivos específicos**

Para alcanzar el objetivo general se deben emplear una serie de tareas que se emplean de manera específica detalladas a continuación:

- Realizar un estudio del estado del arte del UAV, en términos de su tecnología y sus aplicaciones.
- Ver la normativa vigente chilena que afecta el diseño
- Determinar los parámetros principales para el diseño de un UAV
- Validar el uso del software XFLR5 de manera experimental
- Especificar la geometría del UAV
- Determinar la forma ideal de despegue, aterrizaje y propulsión

## **Estructura de la memoria**

El siguiente estudio se divide en tres capítulos: Marco teórico, Metodología y Resultados.

En el capítulo 1, del estado del arte y marco teórico, se hace un recorrido histórico de la tecnología de los UAV, nombrando algunos modelos, y mostrando los principales hitos que marcaron el desarrollo de estos, para luego ver la clasificación actual que se le hace a los UAV y mostrar el estado del arte acotado por los que cumplen los requisitos expuestos. Luego se ven las aplicaciones generales de los UAV y un estudio de mercado enfocado a Chile, dónde se hace un análisis FODA y se analizan los principales factores del desarrollo del producto, en este capítulo se ve también la normativa vigente al año 2016 que enmarca también el diseño que se propone, que como ya se dijo en la sección objetivos, es que vuele en un rango cercano a los 27[m/s]. Además se muestra toda la teoría que envuelve el diseño de los UAV, tanto en los principios físicos como en la geometría, mostrando además el tipo de propulsión, despegue y aterrizaje que más se suele usar para este tipo de UAV.

En el capítulo 2, de la Metodología, se muestra la metodología general de diseño, se muestra los métodos de estimación de peso de los componentes del UAV y las características del software que se utiliza para el diseño.

En el capítulo 3, de los resultados, se hace la validación de la herramienta con datos experimentales tanto con el laboratorio de la Universidad Técnica Federico Santa María como con datos de laboratorios internacionales, se profundiza en el estudio del perfil alar, donde se analiza como varía la geometría de éste en los principales coeficientes aerodinámicos, se hacen estudios estadísticos para hacer aproximaciones y elecciones de las distintas variables que incumben en el diseño de un UAV y se itera cada parte de la geometría para llegar a un diseño óptimo de todo el conjunto. En este capítulo también se selecciona el sistema de despegue, el sistema de aterrizaje y el sistema propulsor del UAV así como también se hace un análisis de estabilidad del mismo, el cual se divide en un análisis de estabilidad estática y un análisis de estabilidad dinámica. Se ve también la parte de

superficies de control de un UAV las cuales tienen relación con la estabilidad y con la aviónica del UAV. Por último se dejan las características del diseño final y una tabla que relaciona entre la masa y el perfil óptimo a elegir para las características que se han dicho en los objetivos .

## **DESARROLLO DEL ESTUDIO**

### **1 ESTADO DEL ARTE Y MARCO TEÓRICO**

#### **1.1 Historia**

Los UAV han sido llamados de múltiples maneras a lo largo de su historia, por ejemplo, a principios del siglo XX, era común encontrarlos como “Torpedos”, hoy también se pueden encontrar con el nombre de “dron”, por la españolización de la palabra en inglés “drone” que significa “zángano”, también son llamados “RPA” por su sigla en inglés “Remoted Piloted aircraft”, o en los países de lengua hispana como “VANT” por su sigla en español “Vehículo aéreo no tripulado”. Lo claro es que además de su nombre, ha variado su tecnología y forma.

los UAV como los conocemos hoy, datan desde principios del siglo XX, con un modelo llamado “Torpedo”, pero debido a que la tecnología de control remoto todavía no estaba suficientemente desarrollada no fue utilizado en la primera guerra mundial.

Durante la década del 20, fue Gran Bretaña quien lidero los avances tecnológicos, avanzando en cuanto a control, y rangos de misión de los UAV, pero no fue sino hasta la segunda guerra mundial cuando se utilizaron con aplicaciones militares, donde Gran Bretaña utilizó “Queen Bee”, Estados Unidos el “RP4” y la ex Alemania Nazi el “V1 Vengeance weapon”.

En al década de los 50, en Estados Unidos se desarrollaron modelos llamados “Falcones” que su aplicación principal fue para entrenamiento militar. Otro modelo interesante que se construyó en esta época fue el “B-47”, que se controlaba desde un Avión tripulado y se usaba para confundir al radar enemigo.

Posteriormente, en la década de los 60, en plena guerra fría, se encuentra el UAV llamado “Ryan Fire-Bee”. Con este UAV recién se comienza a usar la aplicación que hoy se ve con

mayor fuerza en el mundo civil, la fotografía, su propulsión era a través de un cohete, o lanzado desde un avión tripulado, y su recuperación era a través de paracaídas.

En la década de los 70 las aplicaciones primeramente hechas en la década pasada, se intensificaron, mejorando la tecnología respecto a la seguridad de la comunicación UAV-Tierra, tanto en corto como largo alcance, los problemas tecnológicos fue que esta seguridad influyo negativamente en la calidad de las imágenes. Otra aplicación que se vio en los UAV de esta década, fue designación laser de objetivos como lo fue el UAV “Lockheed Aquila”, aunque no se alcanzaron resultados aceptables. La manera de despegue de este UAV era por medio de una catapulta también conocidas como lanzaderas, la cual tenía un mecanismo hidráulico. Otra meta alcanzada en esta década fue una propuesta por un programa en Estados Unidos de Alcanzar los 16770msnm(la troposfera acaba 11000msnm), o sea UAV de categoría “HALE”.

En los años 80, se desarrollan UAV de mucho menos tamaño, cercano a solo 1 [m] de envergadura, donde destaca el modelo “C-87”, con velocidades cercanas a 740 [km/hr], pero el control aún era impreciso, las naves de esta época no fue sino hasta la década del 2000 cuando se le integran los sistemas GPS que mejoran su precisión.

La década de los 90, hubo un impulso significativo en las tecnologías relacionadas con los UAV producto de la guerra del golfo, donde se vio de manera masificada la tecnología del GPS, microprocesadores, cámaras pequeñas, etc. Lo que ayudo al desarrollo de control y alcance de los UAV, en esta década también se desarrolló en Japón los V-TOL(Vertical Take off and landing), aviones de despegue vertical, normalmente de ala rotatoria o globo, pero que incluso se puede encontrar de ala fija donde se denominan V-STOL (vertical short take off and landing), donde tienen turbinas vectorizables que se pueden girar en 90°, para despegue vertical y luego comenzar el vuelo horizontal.

Entrando al siglo XXI se vio una principal preocupación y desarrollo en los UAV de ala rotatoria, producto que había menos problema en el aterrizaje y despegue, que es donde se

producen casi todos los accidentes de los UAV, no obstante en los UAV de ala fija se mejoró en cuanto a eficiencia energética y alcances o rangos de misión, uno de los principales hitos que influyeron en el desarrollo de esta tecnología, fue el atentado a las torres gemelas del 2001, ya que luego de esto se uso mucho en aplicación de vigilancia.

En la década actual, los avances han sido económicos, permitiendo entrar con fuerza a aplicaciones civiles, uno de los UAV que más ha dado que hablar este 2016 fue el “Avión Solar Impulse 2” que el 13 de Julio preparaba su última etapa para terminar de dar la vuelta al mundo, UAV que utiliza la energía del sol para transportarse y vuela a aproximadamente 50 [km/hr]. (Referencia: [1], [2] y [3] )

## **1.2 Clasificación de los UAV y modelos actuales**

Dentro de la clasificación nombrada para los UAV de ala fija, está la de la OTAN, donde como se dijo, tienen tres clases, a continuación se profundiza más cada clase.

Clase 1: son naves de menos de 150[kg] dónde a su vez tienen una sub-clasificación:

- Micro, con menos de 2[kg]. Tiene altitudes operacionales del orden de 200[pie] y alcances o radios de misión hasta los 5[km].
- Mini, con pesos entre 2 y 20 [kg]. Tiene altitudes operacionales de hasta 10000[pie] y alcances o radios de misión hasta 25[km].
- Ligeros: con pesos entre 20 y 150[kg]. Tienen altitudes operacionales de hasta 1200[pie] y alcance o radios de misión hasta 50[km].

Clase 2: Son naves con pesos entre 150 y 600[kg], con aplicaciones principalmente tácticas, con altitudes operacionales de hasta 10000[pie] y alcances o radios de misión de 200[km].

Clase 3: son naves con pesos superiores a los 600 [kg] y a su vez tienen 3 subdivisiones:

- MALE: por su sigla en inglés “médium altitude long endurance”, normalmente tiene un uso operacional. Tiene una altitud operacional de hasta 45000[pie] y no tiene limite de alcance o radio de misión.
- HALE: por su sigla en inglés “hight altitude long endurance”, normalmente para usos estratégicos. Tiene una altitud operacional de hasta 65000[pie] y no tiene limite de alcance o radio de misión.
- Combate: Normalmente para usos estratégicos. Tiene altitud operacional de hasta 65000[pie] y no tiene limite de alcance o radio de misión.

A continuación se muestran los UAV del mundo que tenga una velocidad cercana a la que se planteo en los Objetivo general, o sea de 27 [m/s] ó 53 [nudos] en su velocidad crucero, o bien, en su rango de velocidad. Además, que cuenten con un alcance o radio de misión de al menos cercano a 30[km]. Por último, producto de que el UAV a diseñar solo llevará un sistema de grabación, solo se tomarán en cuenta los UAV con cargas de pago inferiores a 7[kg](masa que puede transportar el UAV) .

Los datos técnicos de cada UAV tendrá la información del país, la velocidad de operación, que es la velocidad crucero, el alcance, que es la distancia a la cual puede operar desde tierra, la autonomía, que es cuando puede estar en aire sin volver a tierra, la altitud de operación, que es para cuantos metros fue diseñado el UAV, el peso, la carga de pago, que es cuanta masa puede soportar el UAV, la envergadura, que es cuanta distancia hay entre punta y punta de ala, la propulsión, que es la manera en la cual el UAV produce el empuje, el despegue, que es la forma de la cual el UAV comienza el vuelo, la recuperación, que es la forma de que el UAV llega a destino. Los análisis estadísticos se harán en virtud de la información recopilada y expuesta a continuación.

## Bird Eye 650



Figura 1.1: Bird Eye 650

(Fuente: [http://www.iai.co.il/2013/35097-39739-en/Groups\\_Military\\_Aircraft\\_MALAT\\_Products\\_Bird\\_Eye\\_650.aspx](http://www.iai.co.il/2013/35097-39739-en/Groups_Military_Aircraft_MALAT_Products_Bird_Eye_650.aspx))

Tabla 1.1: Datos técnicos del Bird Eye 650

País	Israel
Velocidad de operación	40-66 [KTS]
Alcance	20-50 [km]
Autonomía	210[min]
Altitud de operación	1500[ft]
Peso	11[kg]
Carga de pago	1,2 [kg]
Envergadura	3[m]
Propulsión	Motor eléctrico
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## Bird Eye 650D



*Figura 1.2: Bird Eye 650D*

(Fuente: [http://www.iai.co.il/2013/36786-46440-en/Groups\\_Military\\_Aircraft\\_MALAT\\_Products\\_Bird\\_Eye\\_650.aspx](http://www.iai.co.il/2013/36786-46440-en/Groups_Military_Aircraft_MALAT_Products_Bird_Eye_650.aspx))

Tabla 1.2: Datos técnicos del

País	Israel
Velocidad de operación	40-80 [KTS]
Alcance	150 [km]
Autonomía	15[hr]
Altitud de operación	Sin información
Altitud máxima	15000[ft]
Peso	30[kg]
Carga de pago	5.5 [kg]
Envergadura	4[m]
Propulsión	Motor de gasolina
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## Spylite



*Figura 1.3: Foto de spylite  
(Fuente: <http://www.bluebird-uav.com/spylite/>)*

*Tabla 1.3: Datos Técnicos del SpyLite*

País	Israel
Velocidad de operación	32-65 [KTS]
Alcance	50-80[km]
Autonomía	4[hr]
Altitud de operación	1000[m]
Altitud máxima	9100[m]
Peso	9.5[kg]
Carga de pago	1,3 [kg]
Envergadura	2.75[m]
Propulsión	Motor eléctrico
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## Wander B



*Figura 1.4: Foto del Wander B  
(Fuente: <http://www.bluebird-uav.com/wanderb/>)*

*Tabla 1.4: Datos técnicos del WanderB*

País	Israel
Velocidad de operación	32-65 [KTS]
Alcance	>50[km]
Autonomía	6[hr](con motor eléctrico) 10[hr] (con pilas de combustible)
Altitud de operación	1000[m]
Altitud máxima	15000[m]
Peso	13[kg]
Carga de pago	2 [kg]
Envergadura	3[m]
Propulsión	Motor eléctrico o pilas de combustible de hidrogeno
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## Thunder B



*Figura 1.5: Foto del Thunder B  
(Fuente: <http://www.bluebird-uav.com/thunderb-2/>)*

*Tabla 1.5: Datos técnicos del Thunder B*

País	Israel
Velocidad de operación	32-65 [KTS]
Alcance	>100[km]
Autonomía	24[hr]
Altitud de operación	1000[m]
Altitud máxima	4870[m]
Peso	28[kg]
Carga de pago	3,5 [kg]
Envergadura	4[m]
Propulsión	Motor a combustible
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## E300



*Figura 1.6: Foto del E300*

*(Fuente: [http://www.elimco.com/data/pdf/1317909579\\_1115572827.pdf](http://www.elimco.com/data/pdf/1317909579_1115572827.pdf))*

*Tabla 1.6: Datos técnicos del E300*

País	España
Vel. de operación	60-110 [Km/hr]
Alcance	45[km]
Autonomía	24[hr]
Altitud de operación	300[m]
Altitud máxima	1500[m]
Peso	15[kg]
Carga de pago	4 [kg]
Envergadura	4.8[m]
Propulsión	Motor eléctrico de 2000[W]
Despegue	Catapulta
Recuperación	Paracaídas

## Aerosonde MK4.7



*Figura 1.7: Foto del Aerosone MK4.7*  
(Fuente: <http://www.aerosonde.com/pdfs/aerosonde-mark-47.pdf>)

*Tabla 1.7: Datos técnicos del Aerosonde MK4.7*

País	Estados Unidos
Vel. de operación	50-60 [Knots]
Alcance	>30[km]
Autonomía	10[hr]
Altitud de operación	4500[ft]
Altitud máxima	15.000[ft]
Peso	17-25[kg] según motor
Carga de pago	3-5 [kg]
Envergadura	3.6[m]
Propulsión	Doble motor tipo K(de Reanault) o motor tipo J(de Honda)
Despegue	catapulta
Recuperación	Red

## Luna



*Figura 1.8: foto de Luna*

*(Fuente: <http://www.emt-penzberg.de/en/produkte/drohnen-system/spezifikationen.html>)*

*Tabla 1.8: Datos técnicos del Luna*

País	Alemania
Vel. de operación	37-75 [Knots]
Alcance	100[km]
Autonomía	6[hr]
Altitud de operación	1000[ft]
Altitud máxima	15.000[ft]
Peso	40[kg]
Carga de pago	3 [kg]
Envergadura	4.17[m]
Propulsión	Motor de 2 tiempos, y una batería de suplemento.
Despegue	catapulta
Recuperación	Red o paracaídas

## Scaneagle



*Figura 1.9: Foto del Scaneagle*

*(Fuente:*

*[https://insitu.com/images/uploads/pdfs/ScanEagle\\_SubFolder\\_Digital\\_PR080315.pdf](https://insitu.com/images/uploads/pdfs/ScanEagle_SubFolder_Digital_PR080315.pdf))*

*Tabla 1.9: Datos técnicos de Scaneagle*

País	Estados Unidos
Vel. de operación	50-60 [Knots]
Alcance	100[km]
Autonomía	24[hr]
Altitud de operación	15.000[ft]
Altitud máxima	19500 [ft]
Peso	22[kg]
Carga de pago	3,4 [kg]
Envergadura	3,11[m]
Propulsión	Motor de 2 tiempos. 1,5[hp]
Despegue	catapulta
Recuperación	Red

## Yarará



*Figura 1.10: Foto del Yarará*  
(fuente: <http://www.airforce-technology.com/projects/nostromo-yarara-uav/>)

*Tabla 1.10: Datos técnicos del Yarará*

País	Argentina
Vel. de operación	60 [Knots]
Alcance	50[km]
Autonomía	6[hr]
Altitud de operación	Sin información
Altitud máxima	9800 [ft]
Peso	30[kg]
Carga de pago	7 [kg]
Envergadura	3,11[m]
Propulsión	Motor de 2T o de 4T. Entre 4 y 8 [HP]
Despegue	Tren de triciclo
Recuperación	Tren de triciclo

### 1.3 Aplicaciones de los UAV

Las aplicaciones de los UAV desde sus inicios han sido principalmente militares, pero se están usando cada vez más en aplicaciones civiles. La mayoría de las aplicaciones son con UAV de despegue vertical de ala rotatoria, no obstante, los UAV de ala fija también tienen aplicaciones en muchos nichos de mercado.

Su exponencial uso en términos civiles tiene lugar a que responde muy bien a un concepto llamado 4D, Dull(pesado), Dirty(sucio), Dangerous(peligroso) y Deep(profundo), haciendo referencia a que los UAV pueden tener mucho menor peso, contaminar menos, menos peligroso para el ser humano, y la profundidad de realizar actividades, donde tal vez vehículos tripulados no podrían llegar. Las ventajas de los UAV de ala fija sobre los de ala rotatoria es que tiene una mayor autonomía, por ende consume menos, tienen mayor alcance o radio de misión, emiten menor ruido lo que es importante para capturas audiovisuales, tiene menos costo de adquisición y operación debido a sus diseños de menos complejidad y son más estables cuando hay condiciones meteorológicas adversas, o sea menor tasa de siniestralidad. Las desventajas son: menor carga de pago (masa que puede transportar el UAV), no se puede mantener en un punto fijo y que en el despegue y aterrizaje, necesitan de pistas, o aparatos extras como: lanzaderas, paracaídas o redes.

Las aplicaciones son en muchos tipos de industria, como en la cartografía, que con instrumentos adecuados se hacen ortofotomapas o altimetría, en la agricultura se usan para monitoreo, gestión de cultivos o control de la eficiencia de los regadíos. Para UAVs de mayor carga de pago(mayor masa soportada) se usan directamente para regadío o esparcimiento de químicos. En la industria forestal, para el seguimiento de la densidad y altura de los bosques, monitorear posibles plagas, incendios o parámetros biofísicos mediante fotos multiespectrales y técnicas estereoscópicas. En geología, para cartografía, monitoreo de posibles corrimientos de tierra, o evolución del impacto ambiental. En hidrología, para el control de cuencas o cuantificación de reservas hidrológicas. En obras públicas, por medio del control a través de imágenes y seguimiento de la implementación de las obras o para el control del desarrollo

urbanístico. En seguridad, vigilancia en las fronteras, en la ciudad, o en carreteras por posibles accidentes.

En Chile las principales aplicaciones que se le dan a los UAV de ala fija, son militar y seguridad, pero hay un alto grado de proyección a otros rubros.

#### **1.4 Estudio de mercado**

El creciente auge por la producción de UAV, han hecho abaratar sus costos y hacerlos cada vez más comunes en la industria, en el capítulo 1.3 Aplicaciones de los UAV se vieron algunas de sus aplicaciones, pero el estudio se centrará en los UAV con aplicaciones de baja carga de pago, o sea dejando fuera las aplicaciones de regadío o similares.

La producción de UAV, al clasificarla por región, deja como líder mundial a Estados Unidos. Por su parte en Europa, Francia es el país que más ha desarrollado UAV's, otro país que está destacándose en estas tecnologías es Israel, que ha sido líder en cuanto a exportaciones, y de hecho es el que tiene mayor variedad de modelos en los rangos que se han expuesto en este trabajo. Por otro lado hay una muy baja participación en Latinoamérica, donde Chile se inscribe también con un bajo porcentaje, donde los modelos de "clase I" según la clasificación de la OTAN, son 2. La Figura 1.11: Gráfico de la producción de UAV de ala fija de Clase I según clasificación de la OTAN (Fuente: Elaboración Propia con datos de "Worldwide UAV Roundup" y "<http://www.militaryfactory.com/>) muestra el porcentaje de la cantidad de modelos desarrollado en clase I. (Referencia: [4] y [5] )

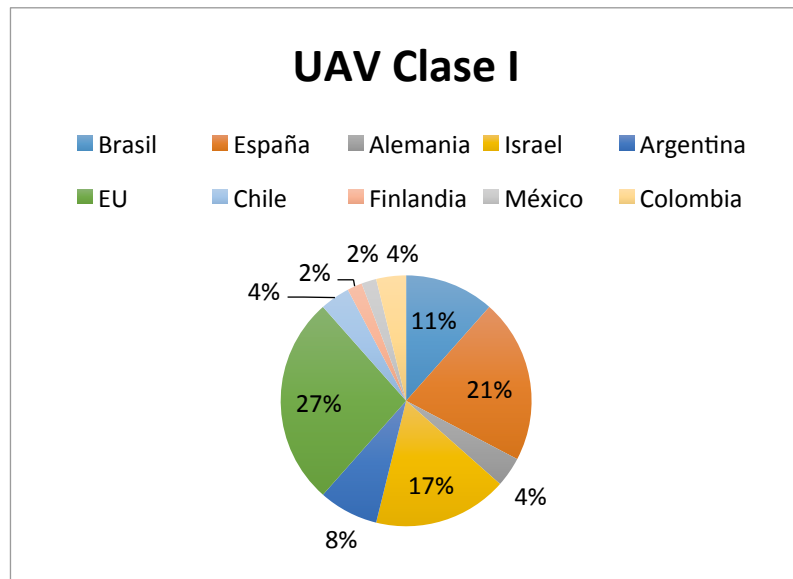


Figura 1.11: Gráfico de la producción de UAV de ala fija de Clase I según clasificación de la OTAN  
(Fuente: Elaboración Propia con datos de “Worldwide UAV Roundup” y “<http://www.militaryfactory.com/>)

### 1.4.1 Análisis FODA

**Fortalezas:** Evita riesgo de personas, más barato la operación que los tripulados, se pueden extender los tiempos de misión, se pueden hacer misiones más peligrosas, Respecto a su comparación con los V-Tol(despegue vertical), pueden recorrer más espacios , son de más fácil construcción, son más baratos de construir.

**Debilidades:** Los sistemas son vulnerables a ciber-ataques, no pueden estar quietos, por lo que son ineficientes para grabaciones o tomas de espacios reducidos, mayor porcentaje de siniestro.

Oportunidades: se está haciendo conocido las aplicaciones civiles, por lo que están comenzando a ser más demandados, rápida puesta en marcha como negocio, hay baja competencia en el mercado chileno.

Amenazas: Falta de fondos para investigación y desarrollo, problemas de aceptación social por considerarse que invade la privacidad, al tener una normativa nueva puede ser cambiante, lo que provoca incertidumbre y sus aplicaciones se ven limitadas por tecnologías auxiliares.

### **1.4.2 Normativa Vigente**

La normativa vigente en Chile se rige por la norma “DAN 151”, la cual fue emitida por la DGAC (Dirección general aeronáutica civil) y rige el control de vehículos aéreos en zonas públicas. Esta norma fue aprobada el 2 de abril del 2015 y su segunda edición, que subió los kilogramos de 6 a 9 en septiembre del 2015. Sus principales reglas son que bajo 9 [kg] se puede sacar credencial de forma permanente, para operaciones al alcance de la vista denominadas VLOS (Visual line of sight), que se considera 500[m] y 400 [ft] de alto, Para operaciones en áreas no pobladas se aceptan UAV de hasta 23 [kg] sin incluir paracaídas, y para operaciones de mayor rango o mayores pesos, se debe solicitar permisos caso a caso. Los datos exactos que se solicitan se encuentran en la norma “DAN 151” y norma “DAN 91”, se deja el formulario principal en el Anexo 3. Por último, para cada operación en zona no poblada, se debe avisar con 7 días de anticipación para coordinar el tráfico aéreo. (Referencia: [6] e informaciones privadas desde la DGAC)

### **1.4.3 Mercado chileno**

Dentro de la industria de las aplicaciones civiles de los UAV, para pilotarlos, acorde a la normativa vigente, se necesitan permisos ante la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC), dónde en Chile solo 22 personas a mayo del 2016 habían sacado este permiso (ver anexo 2), no obstante, según informó la DGAC a mayo del 2016, se han dado 450 permisos para operar en espacios determinados o por un tiempo limitado.

De estas 22 personas/empresas, solo 8 son empresas dedicadas a la prestación de servicios con UAV's en aplicaciones civiles, las otras, uso personales, académico, o usos exclusivos para la misma empresa. Y de estas 8 empresas, solo 1 cuenta con un UAV de ala fija para sus operaciones. Por otro lado, dentro de las 450 operaciones hay empresas dedicadas a múltiples disciplinas, donde destacan las aplicaciones mineras con aerofotogrametría y topografía, donde usan modelos de ala fija tales como: "UAV 5", "Avión Bramor", "Stardust II R13", Todos de clase 1 mini.

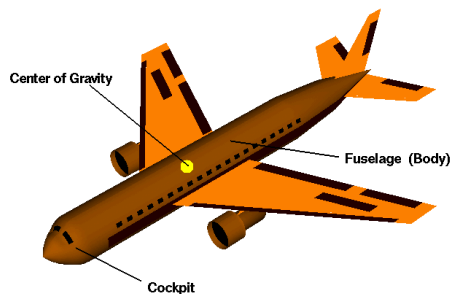
Las empresas que usan los servicios prestados son variadas, como canales de televisión, equipos de fútbol, empresas dedicadas a creación de eventos y a fotos aéreas de grandes construcciones, ya sea hoteles condominios o edificios. Pero los UAV de ala fija tienen ventajas sobre los de ala rotatoria cuando hay que grabar espacios más abiertos, en este caso los clientes que aplican para este filtro que actualmente están usando este tipo de servicio son: Collahuasi, Codelco, B&M, Ministerio de obras públicas, Minera Escondida BHP, Minera candelaria, lo cual representa un porcentaje menor en cuanto al total de clientes, lo cual es esperable ya que la mayoría trabaja con UAV de ala rotatoria.

Esto deja claro el nicho hacia donde se debe apuntar las aplicaciones con UAV de ala fija, que son Construcciones viales, minería, cuya industria incluye un sinnúmero de aplicaciones, y deja abierta la puerta a clientes aún no tomados en el mundo de la agricultura y forestales. No deja de ser interesante que en Chile, que minería, construcción, agricultura y forestales, sean de las más influyentes en cuanto al PIB de Chile, por ende un gran mercado. (Ver Figura 0.2 del ANEXO)

## 1.5 Estructura del UAV

Los UAV's que se analizarán en el presente trabajo son de ala fija, por lo que se deja sus principales partes.

- **Fuselaje:** Es el cuerpo del avión, la parte normalmente cilíndrica que sostiene las diversas componentes. Como será un avión no tripulado, el peso del fuselaje es mínimo., ya que tendrá un diámetro justo y necesario para contener la aviónica, motor, paracaídas(exigido por la normativa chilena) y componentes como cámaras u otros. Los principales parámetros de diseño para el fuselaje son para la resistencia a los pares de torsión. La Figura 1.12 especifica el fuselaje.



*Figura 1.12: avión que indica el fuselaje*  
( Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/fuselage.html>)

- **Superficies de mando y control:** son las superficies móviles del avión que se sitúan o en el borde del ala, o en el empenaje de la cola, esto se trata en detalle en la sección 3.3.7.3 . A continuación algunos ejemplos:

- a) Alerones: funcionan de manera asimétrica de tal manera que al subir un alerón baja la sustentación y el ala baja, y al mismo tiempo, pasa lo contrario en el otro ala, lo que sirve para cambiar la dirección del avión. Los alerones se ilustran en la Figura 1.13

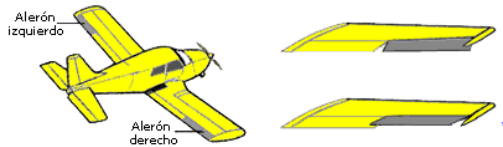


Figura 1.13: imagen del alerón

( Fuente: <http://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>)

- b) Timón de profundidad: El estabilizador horizontal genera una fuerza hacia abajo es decir, sustentación negativa, esto genera un torque respecto al centro de masa del avión que cancela el torque generado por la fuerza de sustentación de las alas. Al accionarse el timón hacia arriba genera una sustentación más negativa y al accionarse hacia abajo genera una sustentación menos negativa. La estabilidad se explica con más detalle en la sección 1.9. En la Figura 1.14 se ilustra un ejemplo del timón de profundidad.



Figura 1.14: Imagen del timón de profundidad

(Fuente: <http://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>)

- c) Timón de dirección: no tiene un par de funcionamiento, se puede girar hacia la derecha o la izquierda, cuando se gira a la derecha, hace que la cola se volqué hacia la izquierda, y por lo tanto el avión se gire hacia la derecha y viceversa. En la Figura 1.15 se muestra un ejemplo.



Figura 1.15: Imagen del timón de dirección.

(Fuente: <http://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>)

- **Sistema estabilizador:** Está en la parte trasera del fuselaje donde se tiene el estabilizador horizontal y un estabilizador vertical. Están diseñados para darle estabilidad estática al UAV. La Figura 1.16 muestra una ilustración de un estabilizador clásico.



Figura 1.16: Imagen del estabilizador

(Fuente: <http://www.udi.edu.co/images/biblioteca/aeronautica/aerodinamica.pdf>)

- **Alas:** La parte principal del UAV. En el ala es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. Los parámetros principales de su diseño están dados por el número de

Reynolds (Re), el coeficiente de sustentación (Cl) y coeficiente de arrastre (Cd). El ala en detalle se estudia en la sección 1.7 Características del ala

- **Tren de aterrizaje:** Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil, y de triciclo (dos ruedas principales y una de morro) o patín de cola (dos ruedas principales y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores). conjunto de ruedas, soportes, amortiguadores y otros equipos que un avión utiliza para aterrizar o maniobrar sobre una superficie
- **Propulsión:** La propulsión es lo que genera el empuje en el avión, y permite que se mueva. Hay diversos sistemas de propulsión desarrollados que empuje de diferentes maneras, pero todo empuje se genera a través de alguna aplicación de la tercera ley de Newton del movimiento. Por cada acción hay una reacción igual y opuesta. En cualquier sistema de propulsión, un fluido de trabajo es acelerado por el sistema y la reacción a esta aceleración produce una fuerza sobre el sistema. La cantidad de empuje generada depende de la masa de flujo a través del motor y la velocidad de salida del gas

## 1.6 Fuerzas que actúan sobre un UAV

### Definición de los ejes

Antes de definir las fuerzas y fenómenos que ocurren en un UAV, se definen los ejes, que se pueden apreciar en la Figura 1.17

- Pitch axis: Eje transversal (Y, también se define como lateral). Se encuentra perpendicular a la línea central del avión, o sea, a través del ala, a lo largo de la envergadura. El momento que se hace respecto a este eje es el “pitch” o cabeceo

- Roll axis: Eje longitudinal (X). Se encuentra a lo largo del avión. El momento que se hace respecto a el eje longitudinal se denomina “roll” o alabeo (movimiento de subir o bajar un ala)
- Yaw axis: Eje vertical(Z). Línea imaginaria que atraviesa el avión desde cielo a tierra. El momento que se genera respecto a este eje, es el “yaw” o guiñada, el cual sería una rotación en el plano XY

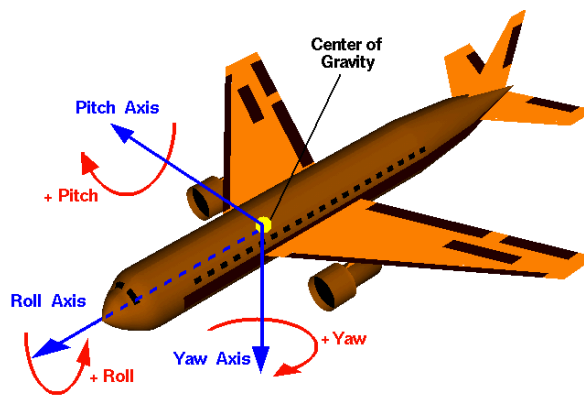


Figura 1.17: Imagen de los ejes en un plano 3D

(Fuente: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rotations.html>)

### Definiciones de las fuerzas

Para cada uno de los ejes definidos anteriormente, actúan algunas fuerzas en un UAV las cuales se definen a continuación y se pueden apreciar de manera gráfica en la Figura 1.18

- Sustentación , en inglés Lift: la fuerza aerodinámica generada por el ala que mantiene el avión en el aire
- Peso, en inglés weight : la fuerza causada por la atracción gravitacional que va en sentido contrario a la fuerza de sustentación.

- Arrastre, en inglés Drag: Es la fuerza aerodinámica que pone el aire al movimiento del UAV
- Empuje, en inglés Thrust: Es la fuerza generada por el motor y la hélice o turbina que va en sentido contrario al arrastre

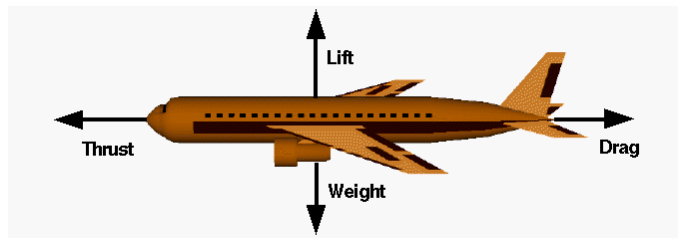


Figura 1.18: Fuerzas que actúan en un UAV

(Fuente : <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/smotion.html>)

### Condiciones

Si Sustentación > Peso entonces UAV: eleva

Si Sustentación < Peso entonces UAV: cae

Si Arrastre > Empuje entonces UAV : desacelera

Si Arrastre < Empuje entonces UAV: acelera

## 1.7 Características del ala

### 1.7.1 Perfil alar

El perfil alar es la sección transversal del ala. La Figura 1.19 muestra en un plano XY sus principales características:

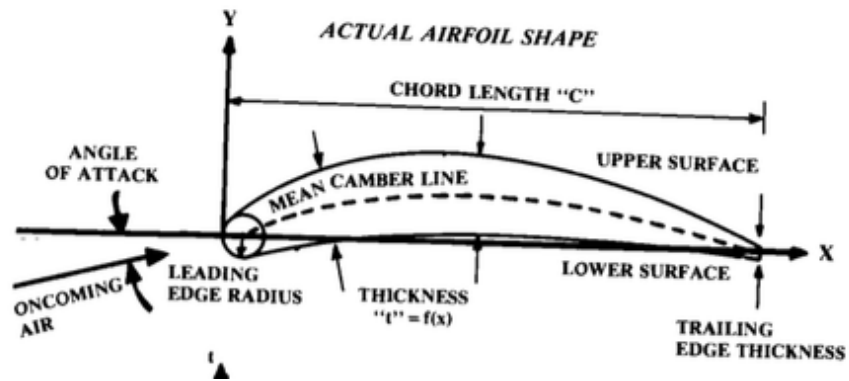


Figura 1.19: Ilustración de un perfil alar (Fuente: Aircraft Design, Raymer, pag34)

- Chord length: Largo de cuerda, es el largo entre la parte frontal y final del perfil.
- Leading edge: Borde delantero, es el borde de ataque, y es el primero que entra en contacto con el flujo de aire, en la parte negativa del eje X.
- Trailing edge: Borde de salida, es por donde sale el flujo de aire, en la parte positiva del eje X.

- d) Mean camber line: Línea de curvatura media, es la línea media entre la superficie superior y la superficie inferior.
- e) Upper surface: Extrados, parte superior del ala, respecto al eje Y.
- f) Lower surface: Intrados, parte inferior del ala, respecto al eje Y.
- g) Thickness: grosor, es la distancia entre el intradós y extrados, se denomina con la letra "t", normalmente se expresa como porcentaje al dividirlo en la cuerda.
- h) Wing flap: flap del ala, Es la parte de la cola del ala

Producto de las múltiples variables para fijarse en un perfil alar, y porque no existe un perfil alar ideal, sino que depende de cada caso como condiciones de operación, necesidades constructivas o eficiencia aerodinámica, es que existe cientos de perfiles alares. La Figura 1.20 muestra algunos de estos:

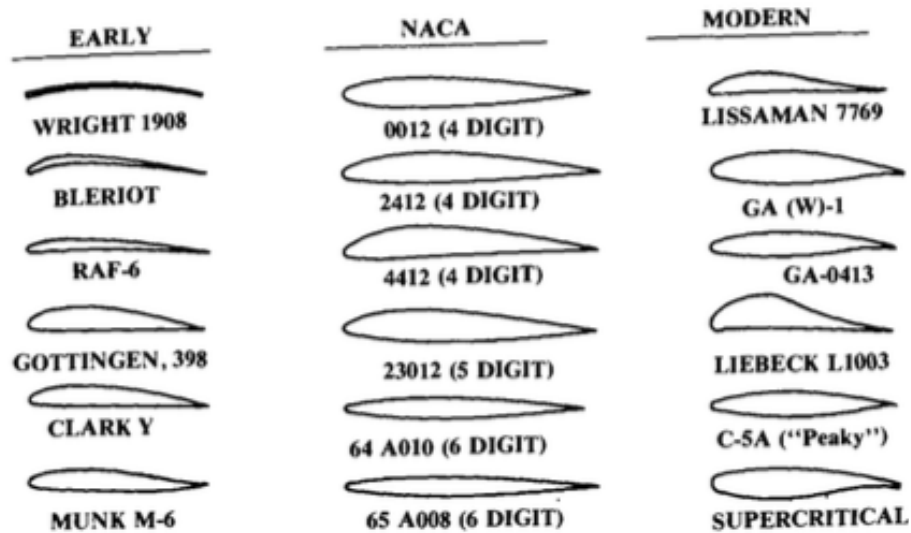


Figura 1.20: Algunos tipos de diseños de perfiles alares  
(Fuente: Aircraft design: a conceptual approach, Raymar, pag39)

Tal como se muestra en la Figura 1.20, hay una amplia gama de familias de perfiles alares, aunque hay una que es particularmente más usada, NACA de su sigla en inglés "National Advisory Committee for Aeronautics".

Para la familia NACA hay mucha bibliografía, además de dejar la explicación de sus series y se deja en el anexo A-1: Comparación de series NACA una tabla de las ventajas y desventajas de usar cada uno.

- Serie 4, de 4 dígitos: Primer dígito la mayor curvatura expresado como porcentaje de la cuerda "c". El segundo dígito, la ubicación desde el borde superior expresado como X en  $X*10$ =porcentaje de la cuerda. Por último, los dos últimos dígitos representan el máximo espesor "t" expresado como porcentaje de la cuerda "c". Ejemplo de esto para NACA2412, se tiene 2% de curvatura máxima, a un 40% desde el borde de la cuerda, con un espesor máximo de  $t/c=12\%$ .

- Serie 5 , de 5 dígitos: Primer dígito, multiplicado por 0.15, representa el coeficiente de sustentación por sección. El segundo y tercer dígito, dividido en dos, representa la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque como porcentaje de la cuerda. Por último, el cuarto y quinto dígito, representan la máxima curvatura como porcentaje de la cuerda “c”. Un ejemplo de esto para NACA23012,  $2 \cdot 0,15 = 0,3$  de coeficiente de sustentación por sección, ubicada la curvatura máxima a un  $30/2 = 15\%$  del largo de cuerda desde el borde de ataque, con una curvatura máxima de 12% de la cuerda. Además la serie de 5 dígitos tiene un espesor máximo de 30% de la cuerda por defecto
- Modificaciones a la serie 5 y 6: van en la forma XXXX-YY, dónde el primer dígito después del guión representa la redondez del borde de ataque, siendo 0 un borde afilado, y 6 un borde igual al original, el segundo dígito representa la distancia de máximo espesor desde el borde de ataque el cual hay que multiplicar por 10. Ejemplo de esto NACA2412-05, dónde los primeros 4 dígitos representan lo mismo que se había mencionado anteriormente, y luego del guión, el 0 que es borde afilado, y el 5 que el máximo espesor, que es de 12% de la cuerda, se encuentra ubicado a un 50% de la cuerda desde el borde superior. Aplica lo mismo para el perfil de serie 5. Notar la diferencia entre ubicación de máxima curvatura y ubicación de máximo espesor además de la diferencia entre ubicación de máximo espesor, y máximo espesor propiamente tal.
- Serie 1: es de la forma 1X-XXX, dónde el “1” en el primer dígito representa que es serie 1. El segundo dígito, representa la distancia desde el borde superior en porcentaje de la cuerda al multiplicarlo por 10 de la zona mínima de presión. El tercer dígito, después del guión, muestra el coeficiente de sustentación al dividirlo en 10. Por último, Los últimos dos dígitos representan el porcentaje del máximo espesor respecto a la cuerda. Ejemplo de esto, NACA16-123, del primer dígito se sabe que es serie 1, del segundo dígito, al multiplicarlo por 10, que desde el borde superior la

ubicación del 60% de la cuerda está la zona de mínima presión, del tercer dígito tenemos que el coeficiente de sustentación  $C_l$  (para 2d) es de 0,1, y por último que los últimos un porcentaje de espesor de la cuerda de 0,23c o 23% de la cuerda.

- Serie 6: Es una mejora de la serie 1 con énfasis en mejorar el flujo laminar, de la forma  $6X_x - XXX A=X$ , donde el “6” en el primer dígito representa la serie. El segundo dígito, al igual que en la “serie 1”, representa la distancia desde el borde superior en porcentaje de la cuerda al multiplicarlo por 10 de la zona mínima de presión. El tercer dígito, en el subíndice, describe el valor del coeficiente de arrastre, bajo y sobre el coeficiente de sustentación dicho en el cuarto dígito. El cuarto dígito como se ha dicho, representa el coeficiente de sustentación al multiplicarlo por 0,1. Por último, los 2 últimos dígitos, representan el máximo espesor en porcentaje de la cuerda. Ejemplo de esta serie, NACA61<sub>2</sub> – 345 A=0, Se tiene por su primer dígito, es de la serie 6, por su segundo dígito, la zona mínima de presión a una ubicación del 10% de la cuerda desde el borde superior, el tercer dígito dice que tiene un coeficiente de arrastre  $C_d=0.2$  cuando se está sobre y bajo un coeficiente de sustentación de 0.3 descrito en el dígito cuarto. El espesor máximo es 0,45c y por último mantiene flujo laminar sobre el 50% de la cuerda, si no se da el valor de “a”, se asume  $a=1$ , o sea 100%.
- Serie 7: Fue hecho para mejorar las regiones de flujo laminar en la superficie de sustentación, es de la forma NACA7XXAXXX, donde el primer dígito, el “7”, representa la serie, el segundo dígito proporciona la posición de la presión mínima por el lado de la cara superior del ala, representada como un porcentaje de la cuerda al multiplicarlo por 10. El tercer dígito representa lo mismo, pero por el lado inferior del ala. La letra, la distribución del grosor. El dígito después de la letra, el coeficiente de sustentación, al dividirlo en 10. Por último, los dos dígitos finales, representan el máximo espesor en porcentaje de la cuerda. Un ejemplo de esta serie, NACA 712A345, por el primer dígito, serie “7”, por el segundo dígito, el área mínima de presión se encuentra a un 10% de la cuerda desde el borde superior, por el lado de arriba del ala y por el tercer dígito, a un 20% de la cuerda por el lado de abajo del

ala. La letra “A”, denota una distribución estándar del grosor, el siguiente dígito muestra un coeficiente de sustentación  $Cl=0,3$ . Y los últimos 2 dígitos muestran un 45% de la cuerda como grosor.

### 1.7.2 Forma del ala

El ala es la encargada de dar la sustentación al UAV, su forma dependerá de sus condiciones de operación y de si el UAV tendrá o no estabilizador. A continuación se definen sus parámetros geométricos de diseño.

- a) Área de referencia: Es el área de todo el ala, se define con la letra “S”
- b) Envergadura: Es la distancia entre punta y punta de ala. Se define con la letra “b”
- c) Conicidad(Taper Ratio): Razón entre largo de cuerda en la raíz (en el fuselaje) y largo de cuerda en la punta del ala, se define con la letra “ $\lambda$ ” .
- d) MAC: Por su sigla en inglés, mean aerodynamic chord, la cuerda media aerodinámica, es el valor que tendría la cuerda de un ala rectangular, respecto de un ala trapezoidal, con una razón de alargamiento  $\lambda=1$  y sin flecha que produjera la misma sustentación y momento. Se obtiene cruzando 2 líneas tal como se muestra en la Figura 1.21.

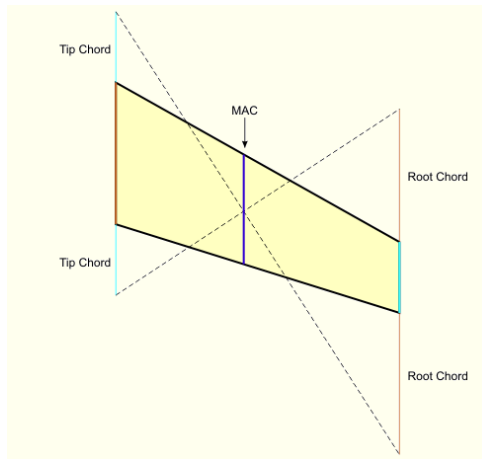


Figura 1.21: Cuerda Media Aerodinámica, MAC

(Fuente: [http://www.airfieldmodels.com/information\\_source/math\\_and\\_science\\_of\\_model\\_aircraft/formulas/mean\\_aerodynamic\\_chord.htm](http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/mean_aerodynamic_chord.htm))

- e) Alargamiento: Conocido como AR por su sigla en inglés, aspect ratio, es una relación entre la envergadura y el área de referencia de las alas, para un ala rectangular, sin flecha, de envergadura 8[m] y cuerda 1[m], el  $AR=8$ .
  
- f) ángulo de flecha del ala (Sweep angle): Se denomina con la letra “ $\Lambda$ ”, es el ángulo entre el borde superior del ala y la vertical, este ángulo es importante en vuelos supersónicos, no obstante el ángulo entre la cuerda ubicada a  $0,25C$  desde el borde superior y la vertical, expresado como  $\Lambda_{0,25}$ , influye en vuelos subsónicos, la Figura 1.22 lo clarifica:

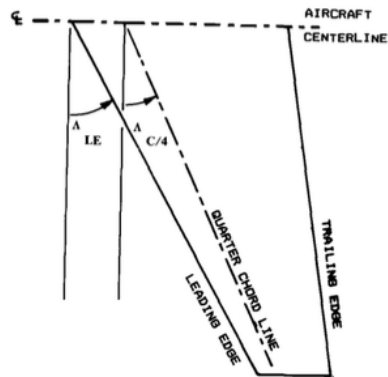


Figura 1.22: Ángulo de flecha

(Fuente: página 48 del libro *Aircraft design de raymar*)

### 1.7.3 Posición del ala

La posición que esté el ala respecto al fuselaje tiene diversas influencias, y esta puede ser la altura, o los distintos ángulos en la que se puede posicionar

- a) ángulo de ataque: Es el ángulo que se genera entre la línea de la cuerda y el viento relativo, el cual tiene una directa relación con la sustentación. Normalmente se conoce como ángulo " $\alpha$ ".
- b) Angulo de Diedros: Es el ángulo que se produce en "V" visto desde frente respecto a la horizontal y se ilustra en la Figura 1.23



Figura 1.23: Ángulo de diedro

(Fuente: <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV14.html>)

- c) Localización Vertical del ala: El ala puede estar ubicado en 4 posiciones, en posición baja, en posición media, en posición alta o en posición sombrilla. En la Figura 1.24 se describe un ejemplo, y a continuación se describen las ventajas y desventajas de cada situación.

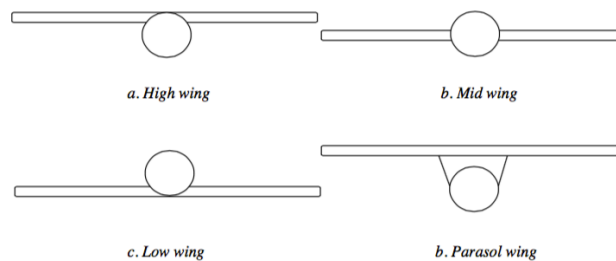


Figura 1.24: Localización vertical del ala

(Fuente: <http://faculty.dwc.edu/sadraey/Chapter%205.%20Wing%20Design.pdf>)

- **Contraste de posición de ala alta con ala baja:** El ala alta es la que se muestra en la Figura 1.24 en la letra “a”. Esta posición es la que se muestra en la mayoría de los UAV mostrados en la sección 1.2, por su parte, las de ala baja son las que se muestran en la letra “c”, y en la sección 1.2 no aparecen UAV con esta configuración.

Algunas de sus principales Ventajas en cuanto a los UAV, es que el de ala alta es más fácil introducir cosas dentro del fuselaje respecto al de ala baja, como medidores, cámaras, etc. Tienen mayor estabilidad lateral, respecto al de ala baja ya

que genera un efecto similar a la de poner un ángulo diedro. El UAV de ala baja tiene más superficie expuesta a la sustentación lo que sube su coeficiente de sustentación máximo, lo que implica una menor velocidad de caída.

Por otro lado alguna de la configuración de ala baja tiene menor área frontal, obteniendo mejores resultados en cuanto a la resistencia del avance del avión, las configuraciones de ala baja también se ven beneficiadas por el efecto suelo por la cercanía del ala al suelo, además de generar una fuerza de arrastre inducido menor. Como se genera estas fuerzas y “downwash” menores, requiere también de colas horizontales menores en alrededor de un 20% menos que para configuraciones de ala alta. Otra ventaja respecto a la configuración de ala alta, es que producto que el ala se ve expuesta a menores esfuerzos, se necesita una estructura más livianas( se estima un 20% más pesada). Por ultimo para UAV con trenes de aterrizaje, suelen ser más cortos, lo que también produce menores pesos.

- **Posición ala media:** este tipo de configuración se muestra en la figura en la letra “b”. En la sección 1.2 Clasificación de los UAV y modelos actuales se encuentran algunos UAV para los requisitos expuestos. En general las características son un intermedio en lo comparado entre ala baja y ala alta, aunque hay algunas excepciones, como la dificultad de construcción, producto de que hay que cortar el ala, y reforzarla en la raíz con material extra.
- **Posición de ala sombrilla:** Esta configuración se muestra en la figura en la letra “d”. En el estado del arte no se encuentran ejemplos, normalmente tienen fuerzas de sustentación mayor, y tienen estructuras más pesadas, se suelen usar para pagos de carga mayores.

## 1.8 Tipos de estabilizadores

Hay muchos tipos de formas de estabilizadores, en el estado del arte **1.2** se pueden ver cuales más se repiten para UAV de las características nombradas, a continuación se hace un breve análisis de cada tipo.

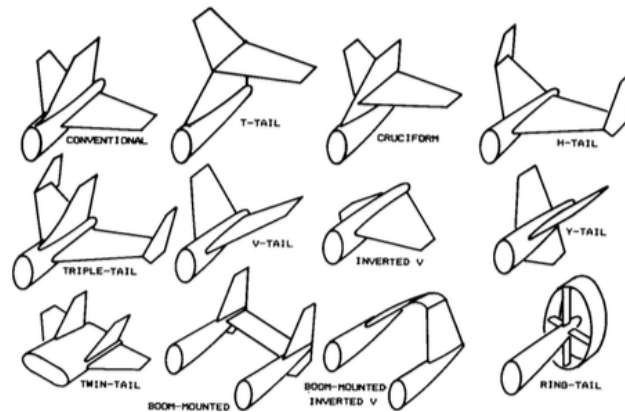


Figura 1.25: Tipos de estabilizadores (Fuente: Fuente: Raymer, Aircraft Design, pág. 66.)

T invertida: La manera convencional, en T invertida, son estructuras distintas ancladas al fuselaje, se suelen usar en configuraciones donde el ala va sobre el fuselaje.

En T: Esta forma es cuando el horizontal va sobre el vertical, formando una “T”, cuando el motor va en el fuselaje, para que no influya el chorro en el estabilizador horizontal. Las desventajas van en que está sujeto a altas tensiones, por lo que necesita estructuras más pesadas.

En U: Esta forma tiene 2 estabilizadores verticales y uno horizontal, se puede ver en el modelo “E300” de la Figura 1.6 . Cuando el área que se necesita en el estabilizador vertical es muy grande, se puede emplear este tipo de fuselaje.

En V: cuando son 2 empenajes en el estabilizador con un determinado ángulo, pero ni vertical ni horizontal, un ejemplo de este tipo se puede ver en el modelo Thunder B de la Figura 1.5. Las ventajas principales son que puede usar menos área, por ende genera menos arrastre, pero necesita sistemas de control muy sofisticados y genera mayores sobre el fuselaje

## **1.9 Estabilidad**

### **1.9.1 Definiciones previas**

Primero para entender el concepto de estabilidad, se debe entender qué es el equilibrio. Un cuerpo está en equilibrio cuando la suma de las fuerzas resultantes sobre un cuerpo, es cero. Para que un cuerpo sea estable, el equilibrio es necesario, pero no suficiente. La estabilidad en términos generales, es la capacidad del cuerpo de volver al estado de equilibrio tras sufrir alguna perturbación, que en el caso de un UAV, puede ser alguna ráfaga de viento o alguna turbulencia.

- Centro de presión o aerodinámico (CP): el punto resultante por todas las fuerzas ejercidas en el avión
- Centro de gravedad (CG): el punto resultante que depende estrictamente de cómo está distribuida la masa del avión
- Punto neutro (NP): representa donde el coeficiente de momento de cabeceo es igual para cualquier ángulo de ataque del UAV.

## 1.9.2 Estabilidad estática

La capacidad del UAV de generar momentos recuperadores que lo vuelven a su condición inicial. La idea es que a distintos ángulos a los cuales se mueva el avión, la dirección del avión sea constante. Esta idea nos da una desventaja en cuanto a maniobrabilidad, ya que mientras más estabilidad estática, menos maniobrabilidad.

- Estabilidad estática longitudinal: Éste abarca los momentos realizados respecto al eje transversal o de cabeceo (pitch). Pretende evitar el cabeceo, es a la que hay que ponerle más atención, porque puede generar más pérdidas. La cola horizontal es la encargada de la estabilidad longitudinal, y lo hace ya que al bajar la cola del avión, se produce una sustentación menos negativa, o sea, la fuerza hacia abajo disminuye, lo que hace que la cola vuelva a su posición original. Por otro lado cuando la cola sube, producto de que baja el ángulo, se produce una sustentación más negativa, o sea, una fuerza hacia abajo mayor, lo que produce que la cola vuelva a su posición original. En la construcción debe tenerse principal cuidado en que haya un ángulo menor en la cola horizontal respecto al ala, esta diferencia se conoce como “decalaje”. La distribución del centro de masa y las fuerzas sustentadoras es otro factor importante para conseguir la estabilidad estática longitudinal, esto se analiza con más profundidad en la sección **1.9.3**.
- Estabilidad estática direccional: Éste abarca los momentos realizados respecto al eje vertical o de guiñada (yaw), o sea el movimiento en el plano paralelo al suelo, este ángulo se denomina “ángulo de deslizamiento” (sideslip angle), y se denomina comúnmente como ángulo  $\beta$ . El estabilizador vertical es el encargado de la estabilidad estática direccional. El estabilizador vertical o “fin” se diseña con perfiles simétricos, por lo que para posiciones de estabilidad no generan sustentación para no afectar el vuelo, pero, si se produce una perturbación generará un ángulo  $\beta$  en el “fin” que provocará una sustentación positiva o negativa que hará que vuelva a su posición original. En la Figura 1.26 se describe de mejor manera.

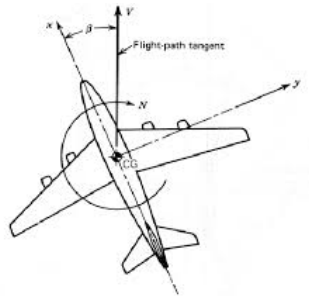


Figura 1.26: Ángulo de deslizamiento (*fuentes:*  
<http://people.clarkson.edu/~pmarzocc/AE430/AE-430-7.pdf>)

- Estabilidad estática lateral: Éste abarca los momentos realizados respecto al eje longitudinal o de alabeo (roll). La estabilidad lateral, que se ve afectada cuando hay ráfagas de viento contra un ala, y se combaten con el ángulo diedro. La razón es que el ala que baja, también baja su sustentación, y el ala que sube baja su sustentación, por lo que se genera un momento reponedor que vuelve al UAV a su posición de equilibrio.

### 1.9.3 Casos de distribución de los centros para la estabilidad estática longitudinal

Para entender la estabilidad estática longitudinal se analiza a través de un diagrama de cuerpo libre. Supongamos la vista lateral de un UAV en el plano XZ que vuela en la dirección de (-X) con la siguiente figura:

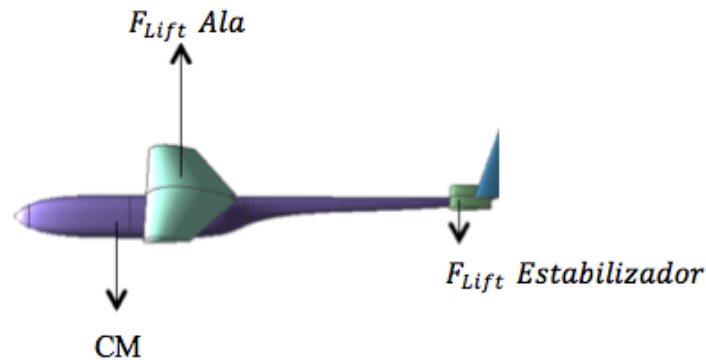


Figura 27: DCL de un UAV  
(Fuente: Elaboración propia)

Tal como se puede ver en Figura 27. La distribución de fuerzas de un UAV son CM el centro de masa del UAV,  $F_{Lift\ ALA}$  la fuerza sustentadora del ala y  $F_{Lift\ Estabilizador}$  la fuerza sustentadora del estabilizador. El centro de masa debe ir necesariamente delante de  $F_{Lift\ ALA}$  como condición de estabilidad, además  $F_{Lift\ Estabilizador}$  debe ser necesariamente negativa para que la sumatoria de momentos respecto al centro de masa sea 0. Notar que la  $F_{Lift\ Estabilizador}$  es mucho menor que la  $F_{Lift\ ALA}$  en términos de magnitud, lo que es esperable, ya que el brazo respecto al centro de masa del estabilizador es mucho mayor

Al analizar la Figura 27 se puede ver con mayor facilidad que al bajar el estabilizador del avión subirá el ángulo  $\alpha$ , por lo que la fuerza será menos negativa, lo que generará que el equilibrio se pierda generándose así un momento estabilizador para volver al punto de equilibrio.

Para posicionar el centro de masa a lo largo del UAV, primero debe encontrarse el NP (punto neutral), el cual es la posición del centro de masa para el cual hay un momento mayor que 0 constante e independiente del ángulo de ataque. Esto por supuesto es una posición de inestabilidad, ya que se necesita que cuando el ángulo de ataque sea menor al ángulo de

equilibrio haya un momento positivo que lo vuelva al punto de equilibrio, y cuando el ángulo de ataque sea mayor al ángulo de equilibrio haya un momento negativo, o sea una pendiente negativa en el gráfico de  $C_m$  vs  $\alpha$ . Una vez encontrado este punto, hay que posicionar el centro de masa más adelante en el eje longitudinal (en la dirección del vuelo), se recomienda entre un 15% y 35%. Mientras más adelante habrá mayor estabilidad pero menos maniobrabilidad, lo cual se entiende como respuestas más rápida en el manejo del UAV.

#### **1.9.4 Estabilidad dinámica**

Como vimos con la estabilidad estática, hay movimientos del UAV debido a fuerzas externas, luego, los momentos estabilizadores generados por el UAV, generan otro movimiento que los lleva al estado “estable”. No obstante, estos movimientos se pueden generar con frecuencia, o de manera continua. La estabilidad dinámica pretende que la oscilación que se produce en este fenómeno, sea cada vez con menos intensidad.

El principal problema que se puede dar, es que, por ejemplo, haya una pérdida momentánea de sustentación, por ejemplo, bajar de una fuerza  $F=F_l$  a  $F=0,9F_l$ , por lo tanto se provoque un descenso a velocidad constante, ya que la fuerza de sustentación sería inferior a la necesaria para mantener al avión en equilibrio, esto genere un aumento del ángulo de ataque del ala, ya que el ángulo de la velocidad del viento respecto al ala subiría. Esto puede provocar el sobrepaso del ángulo de ataque crítico, por lo tanto genere una sustentación aún menor, generando un descenso acelerado. Esto se arregla diseñando el UAV con un ángulo de ataque de trabajo no en el óptimo del  $C_L$  respecto al ángulo de ataque, sino con un rango de error respecto al ángulo crítico lo más cercano a 0. Y más bien pensando en el  $C_l/C_d$  máximo. Este fenómeno se denomina “amortiguamiento vertical”. Lo normal para los UAV es trabajar con ángulos de posicionamiento de  $2^\circ$  (twisted), por lo que se recomienda buscar perfiles que tengan su  $C_l/C_d$  máximo cercano a  $0^\circ$ .

El otro problema de estabilidad dinámica que hay que considerar es el que se da respecto al eje longitudinal (eje de alabeo), supongamos que hay una fuerza que hace que un ala baje y la

otra suba respecto a este eje. Se tiene que el ala que estará más baja, tenderá a subir su ángulo de ataque, esto aumentará su fuerza de sustentación, pero, tal como en el caso anterior, puede darse que al subir tanto este ángulo suba más allá del ángulo crítico, esto generaría que el UAV comience a girar indeterminadamente, este fenómeno se resuelve con lo que se denomina, el amortiguamiento de alabeo. La forma de evitar o contrarrestar esto, es de 2 maneras complementarias, una generando ángulos de ataques distintos, y cada vez menores, a lo largo del ala, la otra es que a lo largo del ala hayan distintos perfiles alares, y cada uno de estos con curvaturas (camber) distintas. Así se contribuye a la amortiguación vertical, y además cuando el ala entera alcance la sustentación máximo en el ángulo crítico, la parte de la raíz estará sobre la parte crítica, pero la parte de la punta del ala, aún no, aportando así de mejor manera al amortiguación al alabeo.

## 1.10 Ecuaciones

### 1.10.1 Ecuaciones aerodinámicas

**Fuerza:**  $F = m * a$  [N] (Ecuación 1.1)

Con:

m=masa en [kg]

a= aceleración en [m/s<sup>2</sup>]

**Número de MATCH:**  $M = \frac{V_{crucero}}{V_{sonido}}$  [-] (Ecuación 1.2)

Con:

$V_{crucero}$ =Velocidad crucero del UAV

$V_{sonido}$  = Velocidad del sonido

**Numero de Reynolds:**  $Re = \frac{v_s * D}{\nu}$  [ - ] ( Ecuación 1.3)

Con:

$v_s$  = velocidad característica del fluido [m/s], para el caso de un UAV, es la velocidad a la que se desplaza

$D$  = longitud característica del sistema [m], para el caso de un ala de UAV es la cuerda del ala

$\nu$  = viscosidad cinemática del fluido ( $\frac{\mu}{\rho}$ ) ( $\frac{m^2}{s}$ ), en nuestro caso será la del aire

**Coefficiente de sustentación:**  $CL = \frac{2 * F_L}{\rho * V^2 * S}$  (Ecuación 1.4) y para 2d:  $Cl = \frac{2 * F_l}{\rho * V^2 * c}$  (Ecuación 1.5)

Con:

$F_L$  = fuerza de sustentación [N]

$F_l$  = fuerza de sustentación por unidad de envergadura [N/m]

$\rho$  = densidad del fluido [kg/m<sup>3</sup>]

$V$  = velocidad en [m/s]

$S$  = área de referencia del cuerpo [m<sup>2</sup>]

$C$  = largo de cuerda

**Coefficiente de arrastre:**  $CD = \frac{2 \cdot F_D}{\rho \cdot v^2 \cdot S}$  (Ecuación 1.6) y para 2d:  $Cd = \frac{2 \cdot F_d}{\rho \cdot v^2 \cdot c}$  (Ecuación 1.7)

Con:

$F_D$  = fuerza de arrastre [N]

$F_d$  = fuerza de arrastre por unidad de envergadura [N/m]

$\rho$  = densidad del fluido [kg/m<sup>3</sup>]

$v$  = rapidez del objeto relativo al fluido [m/s]

$S$  = área de referencia [m<sup>2</sup>]

$C$  = largo de cuerda [m] (se considera unitaria para el caso 2D)

**Coefficiente de momento de cabeceo :**  $C_m = \frac{2 \cdot M}{\rho \cdot v^2 \cdot A \cdot \bar{c}}$  (Ecuación 1.8) y para 2d:  $C_m = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot v^2 \cdot \bar{c}^2}$  (Ecuación 1.9)

Con:

$M$  = momento de cabeceo [N\*m]

$m$  = momento de cabeceo por unidad de envergadura [N\*m/m]

$\rho$  = densidad del fluido [kg/m<sup>3</sup>]

$v$  = rapidez del objeto relativo al fluido [m/s]

S= área de referencia [m<sup>2</sup>]

C= largo de cuerda del ala

Otra forma de calcular el momento de cabeceo es:  $C_{m-wing} = -TV * Cl_{elevator}$  (Ecuación 1.10), donde TV(volumen de cola) se define en la parte de ecuaciones geométricas.

### 1.10.2 Ecuaciones Geométricas

**Taper ratio:**  $\lambda = \frac{c_t}{c_r}$  (Ecuación 1.11)

Con:

$\lambda$ =relación entre cuerda en la raíz y cuerda en la punta del ala

$c_t$ =cuerda en la punta del ala

$c_r$ =cuerda en la raíz del ala

**Cuerda media geométrica:**  $C_g = \frac{S}{b}$  (Ecuación 1.12)

Con:

S= área de referencia del ala

b= envergadura

además para ala recta cónica:  $C_g = \frac{c_r}{2} * 1 + \lambda$  (Ecuación 1.13)

con:

$c_r$ =cuerda en la raíz del ala

$\lambda$ =relación entre cuerda en la raíz y cuerda en la punta del ala

**Cuerda media aerodinámica:**  $MAC = \frac{2}{S} = \int_0^b [c(y)]^2 dy$  (Ecuación 1.14)

Con:

S=área de referencia

b=envergadura

$c(y)$ =cuerda en función del eje y

además para ala trapezoidal :  $MAC = \frac{2}{3} * c_r * \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}$  (Ecuación 1.15)

con:

$c_r$ =cuerda en la raíz del ala

$\lambda$ =relación entre cuerda en la raíz y cuerda en la punta del ala

**Aspect Ratio:**  $AR = \frac{b}{c}$  (para ala rectangular) ;  $AR = \frac{b^2}{S}$  (para ala trapezoidal) (Ecuación 1.16)

Con:

b=envergadura

c=cuerda

S=área de las alas

**Volumen de cola** (tail volumen):  $TV = \frac{LA_{elevator} * S_{elevator}}{MAC_{wing} * S_{wing}}$  (Ecuación 1.17)

donde:

TV= volumen de la cola, de sus siglas en inglés “Tail Volumen”

LA= brazo de palanca, de su sigla en inglés “Lever Arm”, que es la distancia desde el MAC del ala hasta el MAC de la cola horizontal.

S= es el área de la cola horizontal o ala según corresponda.

MAC=cuerda media aerodinámica

## **1.11 Técnicas de despegue y aterrizaje**

### **Definición de los tipos de despegue**

Son los aparatos que sirven para hacer despegar a los UAV, actualmente, existen 3 tipos:

- Tren de aterrizaje: Es de despegue y aterrizaje horizontal, es necesario poseer una pista lo suficientemente grande para que el UAV alcance su velocidad de despegue.
- Lanzaderas : despegue a través de una catapulta, o un propulsor, que ayuda a alcanzar rápidamente la velocidad mínima de vuelo en poca distancia, y sin necesidad de largas carreteras

- Propulsión por cohete: Cuando el despegue es asistido por un cohete, y son capaces de despegar de manera vertical o con determinado ángulo.

En este trabajo se realizará el despegue con lanzaderas, por lo que analizaremos los aspectos importantes de este.

### **Lanzadera**

El principio de funcionamiento de una lanzadera se basa en dejar el UAV en un plano inclinado, y luego dejando salir “disparado” al UAV por este plano inclinado aplicándole una fuerza inicial, alcanzando así, la velocidad necesaria para mantenerse en el vuelo. Los parámetros de trabajo de las lanzaderas son el ángulo y la fuerza a realizar. Las diferencias entre distintas lanzaderas en el mercado, además de los parámetros de trabajo, son el peso y material, la capacidad de ensamblaje, y la forma de realizar la fuerza inicial. El ángulo de lanzamiento debe ser menor al ángulo al cual el coeficiente de sustentación comienza a decaer. Además el despegue se ve ayudado por el efecto suelo, que se puede generar a una distancia desde el suelo igual o menor a la envergadura del UAV. Este efecto consiste en que el “downwash” o empuje de aire hacia abajo que produce la sustentación se ve ayudada con la superficie plana o suelo produciendo así una mayor sustentación. Un ejemplo para explicar este fenómeno sería la diferencia de la fuerza de reacción de tirar un chorro de agua con una manguera al suelo desde un par de centímetros a cientos de metros, el efecto suelo ayuda a que esa fuerza de reacción sea mayor cuando es a unos centímetros. En la Figura 1.28 se muestra una lanzadera tipo.



Figura 1.28: Lanzadera (*Fuente: <http://rc-ink.blogspot.cl/p/variedades-del-aeromodelismo.html>*)

### **Definición de los tipos de aterrizaje**

Los tipos de aterrizaje más común para los UAV son 3:

- Tren de aterrizaje: tal como en despegue en vuelos tradicionales, dónde necesitan de una pista de aterrizaje.
- Paracaídas: se les instala un paracaídas que se activa cuando se decide que aterrice el UAV
- Red: se instala una red y se deja caer el UAV en esta.

### **1.12 Sistemas de propulsión**

Normalmente los UAV se suelen propulsar de 3 formas, turboreactor, por cohete y por hélice, a continuación se las ventajas y desventajas de cada uno.

### 1.12.1 Turborreactor

Es un motor que funciona de tal manera que procesa el aire y combustible para generar un empuje de salida de alta velocidad. La forma normalmente es con una entrada, un compresor, la cámara de combustión, y luego la turbina. La serie de interior hace que se comprima el aire sucesivamente mientras pasa por el largo de la turbina hasta la zona de combustión, que se mezcla con el combustible y generando la reacción que produce el empuje, que por tercera ley de newton hace que el UAV se mueva. En la Figura 1.29 se deja la forma de una turbina a gas de 2 etapas de compresión.

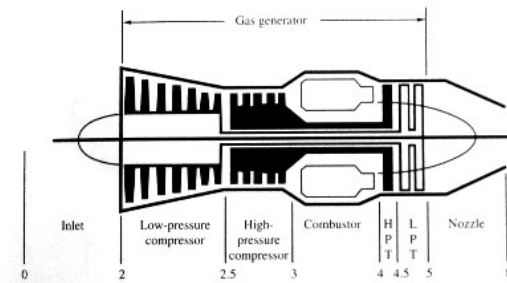


Figura 1.29: Turborreactor ( Fuente: *Embry-Riddle Aeronautical University* )

Las ventajas de usar turbina a gas en un UAV:

- Puede generar mucha potencia, lo que a la vez significa una alta capacidad de empuje.
- A diferencia de las hélices no tiene la limitación de la velocidad del sonido.
- Funciona bien independiente de la calidad del combustible

Las desventajas de usar turbina a gas en un UAV:

- El sistema de la turbina a gas es de mayor complejidad, por ende sube los costos de mantención, es más ruidoso.
- Genera altísimas temperaturas internas.

### 1.12.2 Propulsión con Cohete

Es un sistema externo que genera un empuje y que guarda su propio combustible. Los cohetes normalmente se lanzan sin pensar en una vuelta, por lo que cuando se usan aplicados a UAV, son solo para el despegue, o de manera complementaria de propulsión. La Figura 1.30 muestra un ejemplo de RQ-2B Pioneer que usa un cohete.



Figura 1.30: Cohete propulsor (fuente: Embry-Riddle Aeronautical University)

Las ventajas de usar propulsión con cohete en un UAV:

- Se pueden generar altas potencias.
- La operación de cohetes es fácil.
- Se puede usar en ambientes de poco oxígeno.
- Las desventajas de usar propulsión con cohete en un UAV:
- A bajas velocidades es poco eficiente.
- Un alto consumo de combustible.
- El sistema de control de la propulsión es complejo.
- La probabilidad de explosión lo hace muy peligroso sobre todo en aplicaciones civiles.

- Los componentes son caros.

### 1.12.3 Sistema basados de Hélice

Consiste en poner un hélice en la punta del avión la que al rotar produce un empuje como se muestra en la Figura 1.31 La fuente de energía de la hélice son otro tipo de motores (mci o eléctrico)

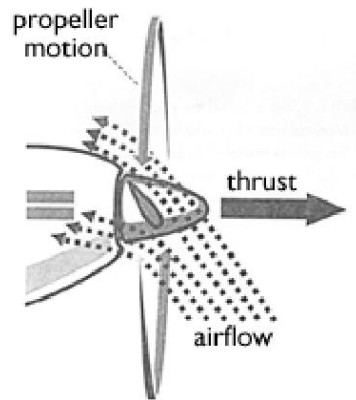


Figura 1.31: Hélice (Fuente: Embry-Riddle Aeronautical University)

Las ventajas de usar sistema de hélice en un UAV :

- Son de bajo costo.
- Tienen efectos simples de control.
- Dentro de los sistemas de empuje son más baratos.

Las desventajas de usar sistema de hélice en un UAV:

- Son poco seguro cercano a la hélice.

- Sensible a vibraciones, sobre todo para UAV's largos, ya que pueden producir agrietamiento o fatiga.

La alimentación de la propulsión de la hélice, puede ser a través de un motor eléctrico, o motor de combustión interna. A continuación se explican las ventajas y desventajas de cada caso.

**Motores de embolo pistón:** Son motor de combustión interna que transforman la energía química de un combustible a energía mecánica, puede ser a través de 2 ciclos, o el más común y eficiente, de 4 ciclos. Los motores de combustión interna pueden ser diseñados para funcionar con bencina o con petróleo. Este tipo de motor, con la explosión que se produce dentro del embolo, transforma el movimiento vertical a rotatorio. La Figura 1.32 deja un pequeño esquema del funcionamiento:

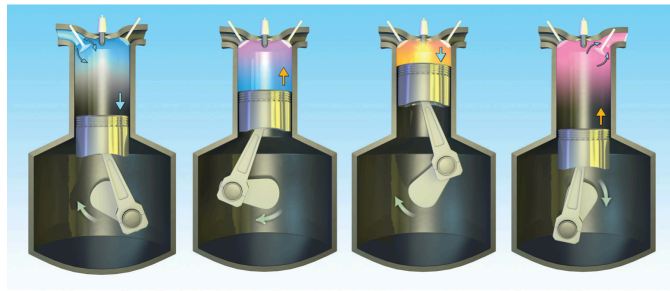


Figura 1.32: Motor de combustión interna de 4 tiempos (*Fuente: <http://motoresymas.com/sitio/edicion-no-79/orden-de-encendido-2/>*)

Las ventajas de usar este sistema para un UAV:

- Fácil mantención.
- Son potencialmente ligeros y de pequeños tamaños.

Las desventajas de usar este sistema para un UAV:

El motor tiende a vibrar lo que produce problemas en todo el UAV.

- Produce sonidos altos.
- Se necesita refrigerar producto del calor que emite, lo cual implica peso .

**Motores Wankel:** Al igual que los motores de cilindro émbolo pistón, son motores de combustión interna que transforman energía química a energía mecánica, no obstante, la manera es distinta. En la Figura 1.33 se deja la forma de este tipo de motor



Figura 1.33: Motor Wankel (*Fuente: Embry-Riddle Aeronautical University*)

Las ventajas del motor wankel para un UAV:

- Son motores más ligeros que los de émbolo pistón.
- Son menos ruidosos.
- Tienen menos vibraciones.

Las desventajas del motor wankel para un UAV:

- Usan hasta 50% más de combustible.
- Más difícil su mantención.
- Pueden tener temperaturas más altas por ende más difíciles de enfriar.

**Motor eléctrico:** Los motores eléctricos son máquinas eléctricas rotatorias que tienen un estator y un rotor, para el caso de un UAV pretenden convertir la energía eléctrica en energía mecánica y usarla para el vuelo. Hay 2 grandes grupos de motores eléctricos, los de corriente alterna y corriente continua, en UAVs se usan los de corriente continua, ya sea con baterías, paneles solares, o fuentes de alimentación acopladas. Un ejemplo es el “AC propulsión solong” que usa un motor eléctrico alimentado por energía solar que se muestra en la Figura 1.34.



Figura 1.34: UAV con motor eléctrico (*Fuente: Embry-Riddle Aeronautical University*)

Ventajas de usar base de motor eléctrico en UAV:

- El mantenimiento es barato y de fácil acceso.
- Hay harta variedad en el mercado y de confianza.
- Los problemas de sobrecalentamiento son menores.
- Son estables.

Desventajas de usar base de motor eléctrico en UAV:

- Son sensibles a la interferencia electromagnética.
- Son sensibles a líquidos conductores.

**Otros:** Para UAV's de menor tamaño se suele usar directamente una batería, ultracapacitores, o células de combustible de intercambio de protones que mueve una hélice.

## **2 Capítulo 2: Metodología**

La metodología del diseño consiste en primero dejar claro los parámetros de operación que se desean, donde las principales son: la velocidad crucero, el rango de misión, la envergadura, la masa. Una vez claro esto, lo segundo es ver en el mercado los UAV con condiciones similares, de dónde se estimarán algunos valores iniciales para comenzar el diseño. En tercer lugar se selecciona un perfil apropiado para los requerimientos y estimaciones hechas, y así, obtener un coeficiente de sustentación acorde a lo que se requiere. Luego, se calcula el resto de la geometría del ala. A continuación se hacen las pruebas de análisis aerodinámico en el software XFL5, y se ajusta el diseño acorde a los resultados que se pretenden, luego se diseña el fuselaje y el estabilizador. Por último se verifica si los supuestos iniciales del diseño estaban acorde a los resultados obtenidos, y se itera el diseño hasta que sean óptimos.

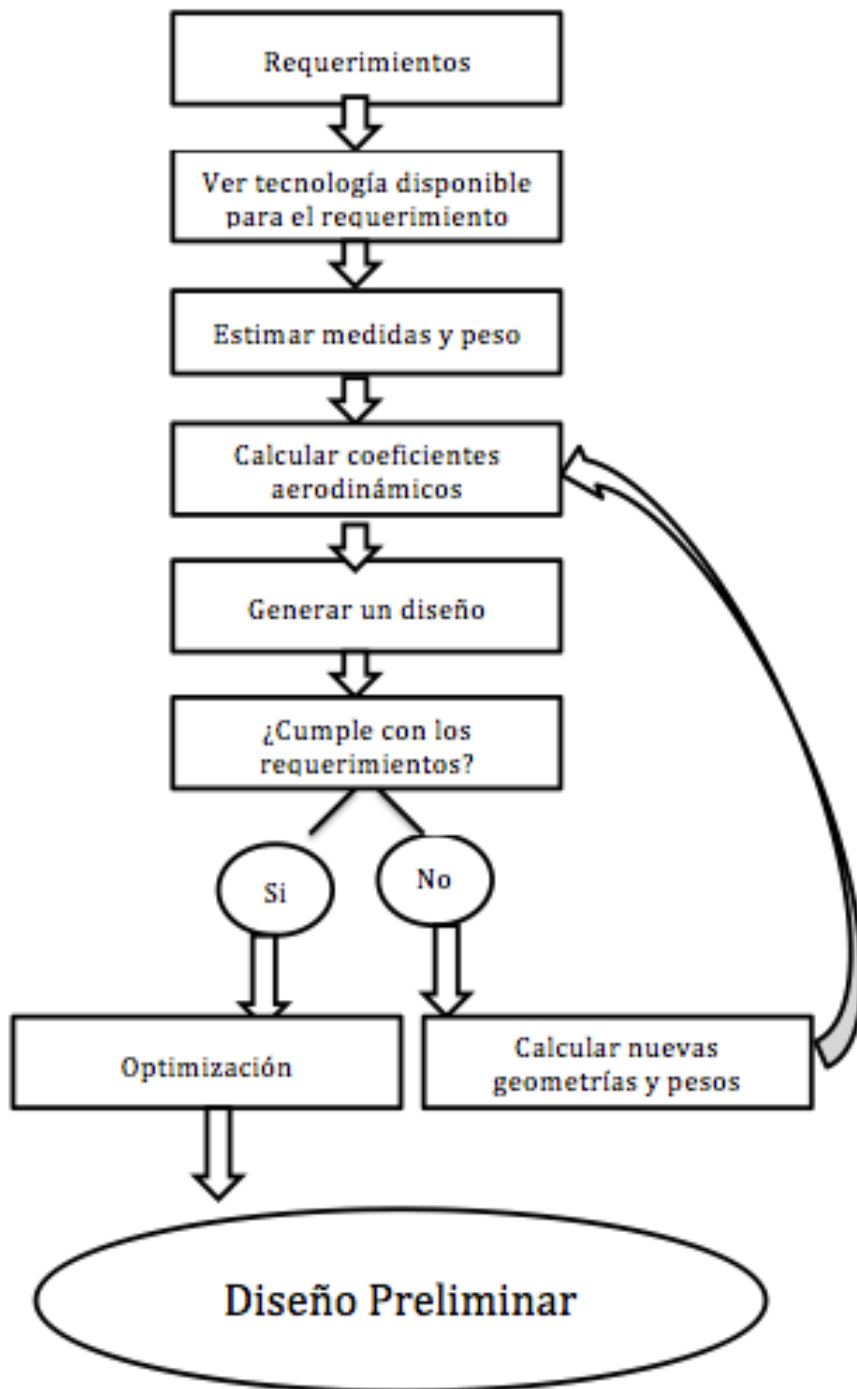


Figura 2.1: Metodología de diseño (Fuente: Elaboración propia)

## 2.1 Estimación del peso

Algunos de los principales métodos para estimar el peso son:

- a) El empleado en: Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, M. H. Sadraey, Wiley Aerospace Series, 2012.
- b) El empleado en: Aircraft Design, Cambridge Aerospace Series, Ajoy Kumar Kundu, 2010
- c) Y el empleado en : Aircraft Design: A Conceptual Aproach Daniel P. Raymer

Para este trabajo se utilizará el utilizado en el caso “a”, debido a que es el que le da más énfasis a la geometría y materiales a diferencia de los otros 2 que tienen muchos componentes asociados a la tripulación, componentes específicos y estadísticas de pesos de aviones en el mercado de grandes tamaños, que para el caso del diseño de un avión no tripulado de dimensiones menores, no contribuyen

### 2.1.1 Peso del ala

$$\text{Ecuación 2.1 } W_w = S_w * MAC * \left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx}} * \rho_{\text{mat}} * K_{\rho} * \left(\frac{AR * n_{\text{ult}}}{\cos(\Lambda_{0,25})}\right)^{0,6} * \lambda^{0,04} * g$$

donde:

$W_w$  =Peso del ala

$S_w$  =Area de la plataforma del ala

MAC= cuerda media aerodinámica

$\left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx}}$  = máximo grosor como fracción de la cuerda

$\rho_{mat}$ = densidad del material

$K_\rho$ =Factor de densidad del ala

AR= de su sigla en inglés, Aspect Ratio, es la relación entre el área y la envergadura al cuadrado

$n_{ult}$ = factor último de carga

$n_{max} = \frac{n_{ult}}{1,5}$  factor máximo de carga

$\Lambda_{0,25}$ =el “sweep angle” a un cuarto de cuerda desde el borde del ala.

$\lambda$ = “taper ratio” relación entre la cuerda en la punta y raíz del ala expresada en la fórmula descrita en 4.II.a

$g$ = constante de fuerza gravitacional

A continuación se muestra una tabla con los diversos valores que puede tomar la constante  $K_\rho$

Tabla 11: Factores de densidad según condición estructural de un ala de avión

<b>Condiciones estructural de un ala de avión</b>	<b>Factor de densidad <math>K_\rho</math></b>
Sin motor ni tanque de combustible en el ala	0.0011 – 0.0013

Sin motor pero con tanque de combustible en el ala	0.0014 – 0.0018
Con motor pero sin tanque de combustible en el ala	0.0025 – 0.0030
Con motor y con tanque de combustible en el ala	0.0030 – 0.0035
Construcción casera (UAV)	0.0012 – 0.0020
Modelo por control remoto (UAV)	0.0010 – 0.0015

Ahora, una tabla con el factor de carga máxima:

Tabla 12: Factor máximo de carga según el tipo de aeronave

<b>Aeronave</b>	<b>factor máximo de carga <math>n_{\max}</math></b>
Aeronave general normal	2.5 – 3.8
Aeronave de utilidad general	4.4
Aeronave general de acrobacia	6
Construcción de hogar(UAV)	2.5 – 5.5
Modelo a control remoto(UAV)	1.5 - 2
transporte	3 – 4

Caza supersónico	7 - 10
------------------	--------

### 2.1.2 Peso del Fuselaje

Ecuación 2.2  $W_f = L_f * D_{f\acute{m}ax}^2 * \rho_{material} * K_{\rho f} * \eta_{ult}^{0.25} * K_{inlet} * g$

donde:

$W_f$ =Peso del fuselaje

$L_f$ =Largo del fuselaje

$D_{f\acute{m}ax}$ =Diámetro máximo del Fuselaje

$\rho_{material}$ =densidad del material

$K_{\rho f}$ =Factor de densidad (Para UAV:0.0026)

$\eta_{ult}$ =Factor último de carga

$K_{inlet}$ =1.25

$g$ =fuerza de gravedad

Una aproximación del largo del fuselaje se puede hacer con la Figura 2.2: Aproximación para el largo de fuselaje (Fuente: Raymer, Aircraft design.)

**Table 6.3 Fuselage length vs  $W_0$  (lb or {kg})**

Length = $aW_0^C$ (ft or {m})	$a$	$C$
Sailplane—unpowered	0.86 {0.383}	0.48
Sailplane—powered	0.71 {0.316}	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68 {1.35}	0.23
Homebuilt—composite	3.50 {1.28}	0.23
General aviation—single engine	4.37 {1.6}	0.23
General aviation—twin engine	0.86 {0.366}	0.42
Agricultural aircraft	4.04 {1.48}	0.23
Twin turboprop	0.37 {0.169}	0.51
Flying boat	1.05 {0.439}	0.40
Jet trainer	0.79 {0.333}	0.41
Jet fighter	0.93 {0.389}	0.39
Military cargo/bomber	0.23 {0.104}	0.50
Jet transport	0.67 {0.287}	0.43

Figura 2.2: Aproximación para el largo de fuselaje (Fuente: Raymer, Aircraft design.)

### 2.1.3 Peso de la cola horizontal

**Ecuación 2.3** 
$$W_{HT} = S_{HT} * MAC_{HT} * \left(\frac{t}{c}\right)_{máx HT} * \rho_{mat} * K_{pht} * \left(\frac{AR_{HT}}{\cos(\lambda_{0,25HT})}\right)^{0,6} * \lambda_{HT}^{0,04} * \bar{V}_{HT}^{0,3} * \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0,4} * g$$

donde:

$W_{ht}$  =Peso Horizontal

$S_{HT}$  = Área de la cola horizontal

$MAC_{ht}$ =media cuerda aerodinámica de la cola horizontal

$\left(\frac{t}{c}\right)_{máx HT}$  = máximo grosor como fracción de la cuerda de la cola horizontal

$\rho_{mat}$ = densidad del material

$K_{\rho HT}$ =Factor de densidad de la cola horizontal

$AR_{HT}$ = AR de la cola horizontal

$\Lambda_{0.25}$ =el “sweep angle” a un cuarto de cuerda desde el borde de la cola horizontal

$\lambda_{HT}$ = “taper ratio” de la cola horizontal

$\bar{V}_{HT}$ = razón de volumen de la cola horizontal definida por la formula  $\bar{V}_{HT} = \frac{l}{c} * \frac{S_{HT}}{S_w}$

$\frac{c_e}{c_T}$ = razón entre la cuerda de la cola horizontal y cola vertical

$g$ = constante de fuerza gravitacional

$\bar{V}_{HT}$ = razón de volumen de la cola horizontal definida por la formula  $\bar{V}_{HT} = \frac{l}{c} * \frac{S_{HT}}{S_w}$  ; donde “l” se puede ver en la Figura 2.3:

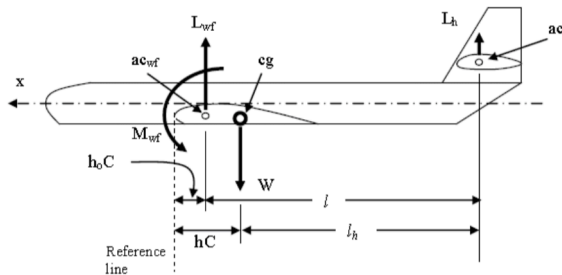


Figura 2.3: Características geométricas de un avión( Fuente: <http://www.aero.us.es>)

#### 2.1.4 Peso de la cola vertical

$$\text{Ecuación 2.4 } W_{VT} = S_{VT} * MAC_{VT} * \left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx } VT} * \rho_{mat} * K_{\rho VT} * \left(\frac{AR_{VT}}{\cos(\Lambda_{0,25VT})}\right)^{0,6} * \lambda^{0,04}_{VT} * \bar{V}_V^{0,3} * \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0,4} * g$$

donde:

$W_{VT}$  = peso de la cola vertical

$S_{VT}$  = Área de la cola vertical

$MAC_{VT}$  = media cuerda aerodinámica de la cola vertical

$\left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx } VT}$  = máximo grosor como fracción de la cuerda de la cola vertical

$\rho_{mat}$  = densidad del material

$K_{\rho VT}$  = Factor de densidad de la cola vertical

$AR_{VT}$  = AR de la cola vertical

$\Lambda_{0,25}$  = el “sweep angle” a un cuarto de cuerda desde el borde de la cola vertical

$\lambda_{VT}$  = “taper ratio” de la cola vertical

$\frac{c_e}{c_T}$  = razón entre la cuerda de la cola horizontal y cola vertical

$g$  = constante de fuerza gravitacional

$\bar{V}_{VT}$  = razón de volumen de la cola horizontal definida por la formula  $\bar{V}_{HT} = \frac{l_v}{b} * \frac{S_{VT}}{S_w}$ ; donde “ $l_v$ ” se puede ver en la Figura 2.4:

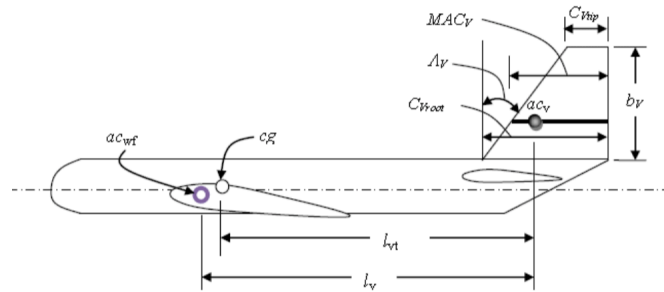


Figura 2.4: Características geométricas de la cola de avión (Fuente: <http://www.aero.us.es>)

ahora una tabla del factor de densidad de la cola vertical  $K_{\rho VT}$  y cola horizontal  $K_{\rho HT}$ :

**Tabla 13: Factor de densidad de la cola vertical y horizontal según tipo de aeronave**

Aeronave	$K_{\rho HT}$	$K_{\rho VT}$
Construcción casera cola convencional	0.022 – 0.028	0.067 – 0.076
Construcción casera cola “T”	0.03 – 0.037	0.078 – 0.11

Cola convencional de transporte	0.02 – 0.03	0.035 – 0.045
Cola de transporte “T”	0.022 – 0.033	0.04 – 0.05
Modelo a control remoto	0.015 – 0.020	0.044 – 0.06
Vuelo supersónico	0.06 – 0.08	0.12 – 0.15

## 2.2 Acerca de XFLR5

Es un programa de código libre, que cada vez ha ido tomando más espacios en el mundo académico en el diseño de aeronaves de bajo número de Reynolds. El programa recomienda diseños para bajos números de Reynolds, ya que la aproximación potencial es apropiada. Los alcances que hace el programa se pueden dividir en dos grandes secciones, lo que se puede hacer a nivel de dos dimensiones y tres dimensiones.

Dentro del diseño y análisis que se hace para dos dimensiones está el diseño directo (OPER), diseño inverso (QDES) y el diseño mezclado (MDES). El diseño directo es el que aparece por defecto. El análisis 2d se hace a través del sistema de paneles, cuyas soluciones se basan en la solución de la ecuación de Laplace con condiciones de frontera simplificada, que no se profundizarán en este trabajo. El método consiste en hacer una serie de puntos alrededor del perfil alar donde se hacen aproximaciones no viscosas para las variables que afectan un vuelo.

En la siguiente imagen se ve un perfil NACA0012 de 300 paneles, que es el máximo para el programa y 12 paneles, para ver la comparación geométrica. Luego, al momento de resultados mientras más paneles se tenga mejor será la aproximación. Por eso siempre se trabajara con 300 paneles.

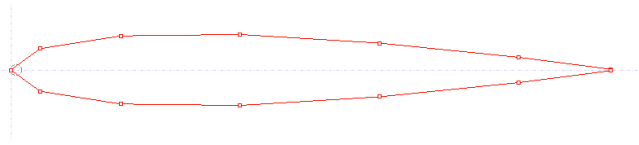


Figura 2.5: Perfil NACA0012 de 12 paneles (Fuente: Elaboración propia)

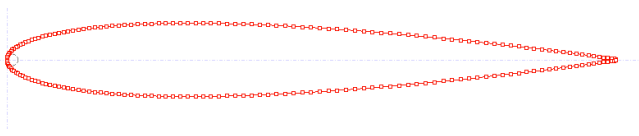


Figura 2.6: Perfil NACA0012 de 300 paneles (Fuente: Elaboración propia)

Por otro lado, en el análisis de tres dimensiones, una vez realizada la geometría, se puede realizar con tres métodos:

- LLT (Lifting Line Theory), es el análisis donde el coeficiente de sustentación depende linealmente del ángulo de ataque, y el efecto de la viscosidad no se tiene en cuenta. Este análisis solo es para el ala. Da buenos resultados en diseños con bajo ángulo de flecha, bajo ángulo de diedro y alas rectas, y con alargamiento(AR) cercano a 1. Cuando se trata de analizar el coeficiente de sustentación a grandes ángulos, genera mayores aproximaciones.

- 3d Panel, Este método supone un fluido sin viscosidad, incompresible, se aproxima la superficie del ala con elementos poligonales, llamados paneles. Solo sirve para analizar el ala.
- VLM (Vortex Lattice Method) : Se presentan 2 alternativas del método de vórtices, vórtices de herradura (VLM1) y vórtices de anillo ( VLM2), la diferencia es que uno lo divide en herraduras abiertas y el otro en anillos cerrados en la superficie del ala, el método VLM2 fue recién creado el 2001 por Katz y Plotkin , su principio se basa en el modelado del flujo al ser perturbado por el ala. Las variables viscosas son obtenidas de la integración de las fuerzas en la superficie, y las variables no viscosas a través de una aproximación obtenida en el análisis 2D. Acorde a la bibliografía (Referencia: [13]), ya que tiene los mejores resultados para analizar junto al estabilizador, es el método que se usará en el presente trabajo.

### **3 Capítulo 3: Resultados**

#### **3.1 Validación de la Herramienta**

La Herramienta a validar es el software XFLR5, el método que se usa para 2d es el de paneles, y en 3d el método “VLM” los cuales son descritos en la sección de metodología 2.2.

##### **3.1.1 Datos medidos en el laboratorio USM**

En el túnel de viento de la Universidad Técnica Federico Santa María, se puso un ala que se ve en la figura 44.



Figura 3.1: Foto del perfil USM

#### **Características geométricas del perfil USM**

- Largo de cuerda: 100 [mm]
- Ancho máximo: 18 [mm]
- envergadura: 290 [mm]
- Área del ala: 0.029 [ $m^2$ ]
- Masa: 166.9 [gr]

#### **Condiciones ambientales de la medición**

- Temperatura: 15°C
- Presión: 101 [Kpa]

## Mediciones

Se midió la fuerza de sustentación para velocidades de 15 [m/s] y ángulos de -6, -4, -2, 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16 [°]. Se dejan los datos entre 0° y 12°, ya que antes de 0° la sustentación marca negativo, y el laboratorio solo tiene en su rango solo valores positivos. Además en el software, como se explicará más adelante, no converge para valores sobre 12°. Por último se hace una tercera columna para el coeficiente de sustentación (CL) obtenido según la ecuación

**Coeficiente de sustentación:**  $CL = \frac{2 * F_L}{\rho * V^2 * S}$  (Ecuación 1.4)

Ángulo de ataque	L [kgf x10 <sup>2</sup> ]	CL [-]
0	12	0,29
2	14	0,34
4	18	0,44
6	22	0,54
8	26	0,63
10	29	0,71
12	32	0,78

### 3.1.2 Datos del perfil USM simulados en el Software XFLR5

Se diseñó el ala con las mismas características mencionadas para el perfil real, en cuanto a geometría y masa. El perfil se hizo de manera manual en el software, acorde a lo medido en el perfil USM y una foto para seguir los puntos y la forma. El diseño en 2d y 3d se muestra en la Figura 3.2:

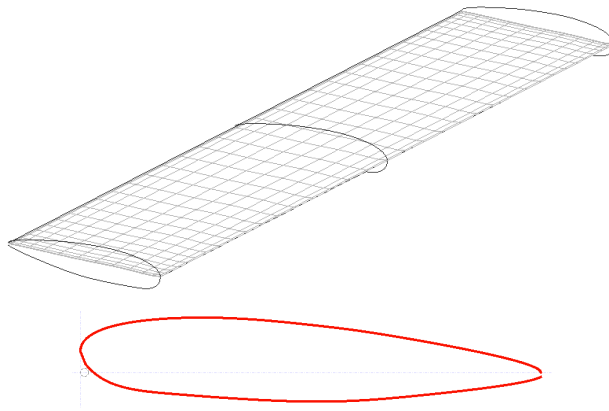


Figura 3.2: Diseño con XFLR5 del perfil USM

El gráfico resultante del análisis de este diseño se muestra en la Figura 3.3, donde se analiza como se comporta el coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque.

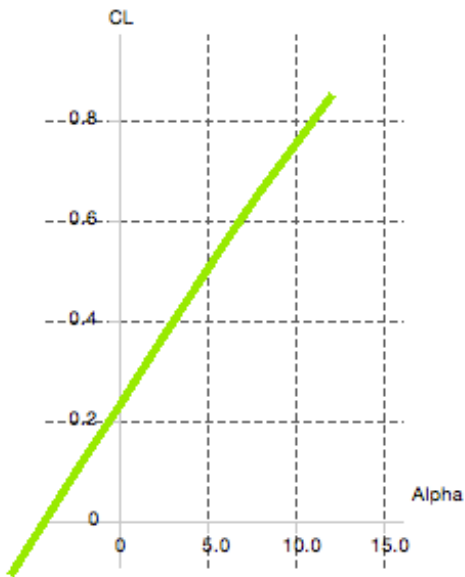


Figura 3.3: Gráfico de Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque del perfil USM

### 3.1.3 Datos de otros laboratorios

Además para apoyar la validación, también se evaluará un perfil con los datos del documento “Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines”, dónde los académicos de la “University of Illinois” toman los datos en un túnel de viento de un análisis a 6 perfiles alares, entre ellos el perfil E387. Los datos que se tomaron son a un Reynolds de 200.000 del mismo modo, este perfil será analizado por la herramienta XFRL5. A continuación se muestra la imagen del perfil E387

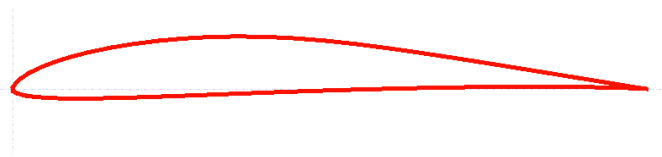


Figura 3.4: Perfil E387

Tabla 5: Datos del perfil E387

RE 200.000	LAB	XFLR5	LAB	XFLR5
Ángulo de ataque	Cl	Cl	Cd	Cd
-2	0,178	0,144	0,0125	0,0164
0	0,381	0,3639	0,0104	0,01503
2	0,593	0,578	0,0118	0,01575
4	0,698	0,7855	0,0134	0,01714
6	1,07	0,9833	0,014	0,01926
8	1,191	1,1525	0,0181	0,0234
10	1,234	1,2121	0,0358	0,03591

### 3.1.4 Comparación de resultados

Para saber si las aproximaciones numéricas que se harán para diseñar el UAV serán validas, comprobaremos los datos que arroja el programa con los datos tomados en el laboratorio, para eso, se sacará un error entre los datos que quedaron dentro del rango de trabajo del laboratorio y los datos que convergieron en el programa, o sea se dejara fuera los ángulos negativos producto que en el laboratorio el rango del coeficiente de sustentación CL solo era positivo.

Se verán 2 métodos de error, el primero, poniendo los datos en un gráfico. Los de XFRL5 en el eje Y, y los datos medidos en el laboratorio en el eje X, dónde el resultado a esperar sería una línea recta de pendiente 1 y R=1. Este primer método acompañado de una comparación visual del comportamiento

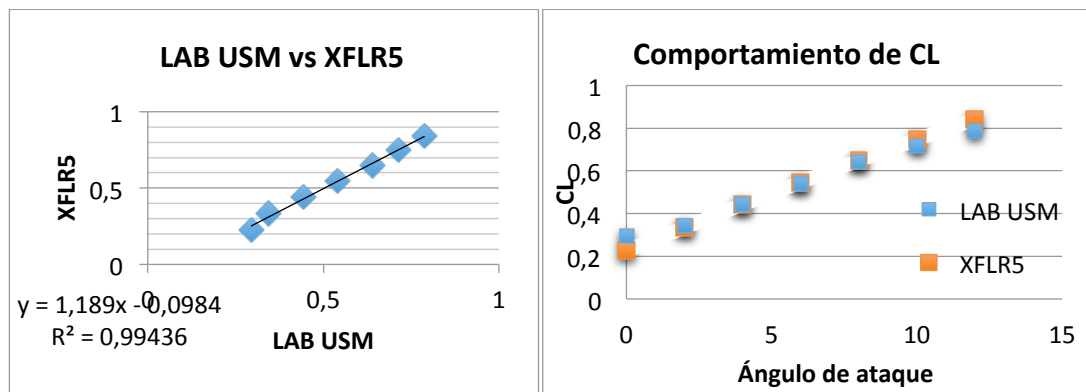


Figura 3.5: Comparación datos de CL del laboratorio USM vs XFLR5 Fuente: Elaboración propia con datos medidos en el laboratorio y simulados en XFLR5

Al se analizar los resultados observa una pendiente de 1,189, muy cercano a 1, pero además al sobre poner los datos se ve una clara relación entre los datos del laboratorio y programa.

El segundo método para estudiar el error típico que está representado por la siguiente fórmula:

$$\text{Ecuación 3.1 Error} = \sqrt{\frac{1}{(n-2)} \left[ \sum (y - \bar{y})^2 - \frac{[\sum (x - \bar{x})(y - \bar{y})]^2}{\sum (x - \bar{x})^2} \right]}$$

dónde:

$n$ =numero de datos

$Y$ =datos de XFLR5

$\bar{Y}$ =promedio de los datos de XFLR5

$X$ =Datos del laboratorio USM

$\bar{X}$ = Promedio de los datos del laboratorio USM

Este error se puede obtener con la función “Error.tipico.XY” en el software “Excell”, Así, se obtiene un error de 0,02386 o 2,386%. Al analizar los 2 métodos, se llega a la conclusión de que las diferencias se pueden deber a errores de lectura producto de la sensibilidad del marcador de la fuerza sustentadora en el túnel de viento, errores propios de la falta de calibración de la máquina y factores como el desgaste de la pieza o que esta sujeta a un cilindro lo que podría alterar los resultados a que si hubiera un modo menos invasivo de sujeción.

Ahora, se hace lo mismo, analizando para los datos de la Universidad de Illionois.

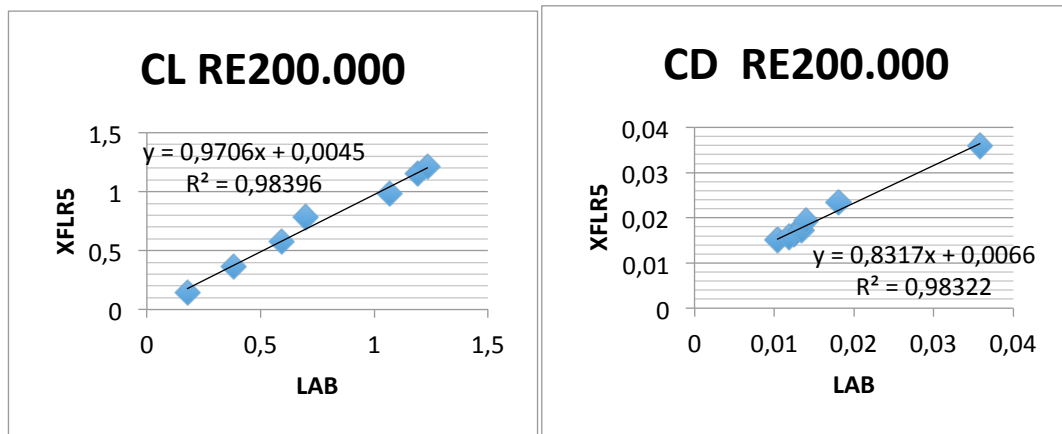


Figura 3.6: Gráfico para Cl y Cd de Datos XFLR5 vs Datos Lab.

De aquí se puede observar, que para la comparación de Cl la pendiente es cercana a 1 siendo 0,9837, la intersección cercana a 0, siendo 0,0258, y por último  $R^2$  cercana a 1, siendo 0,9956. Para la comparación de Cd la pendiente es 0.8317, cercana a 1 pero más alejado, intersección de 0,0066 cercana a 0 y  $R^2$  de 0,983, cercana a 1. Por otro lado, obtenemos un error por él método de suma de cuadrados de

$$Error_{Cl} = \sqrt{\frac{1}{(n-2)} \left[ \sum (y - \bar{y})^2 - \frac{[\sum (x - \bar{x})(y - \bar{y})]^2}{\sum (x - \bar{x})^2} \right]} = 0,0572 \text{ ó } 5,72\%$$

$$Error_{Cd} = \sqrt{\frac{1}{(n-2)} \left[ \sum (y - \bar{y})^2 - \frac{[\sum (x - \bar{x})(y - \bar{y})]^2}{\sum (x - \bar{x})^2} \right]} = 0,001257 \text{ ó } 0,1\%$$

Primero notar que el primer método da información sobre la correlación de los datos, dónde se ve una alta relación en cuanto a la fuerza de sustentación, tanto con los datos del laboratorio USM como con los datos de la fuente de otra universidad, teniendo un desacople para ángulos altos, tal como lo advierte el manual. Aunque, al medir el Cd, se ven diferencias

mayores, se mantienen las tendencias, la subestimación de  $C_d$  también se advierte producto de la componente viscosa del coeficiente de arrastre. El segundo método de error, más que hablar de la correlación habla de que los errores obtenidos no tienen sustanciales diferencias en términos absolutos más allá de que un dato de la columna pueda tener porcentualmente diferencias mayores respecto a su similar de la otra columna. Visto esto, se da como válida la herramienta.

### **3.2 Comportamiento de las principales variables de un perfil alar**

Hay muchos aspectos que analizar de un perfil alar para ver su óptimo comportamiento, los coeficientes aerodinámicos y la combinación de estos nos da información muy importante al respecto.

En esta sección se analizará como se ven afectados los principales coeficientes aerodinámicos cuando se modifica la forma del perfil: Coeficiente de sustentación ( $C_l$ ), Coeficiente de arrastre ( $C_d$ ), y la combinación de estos, como ( $C_l/C_d$ ) conocida como fineza aerodinámica que nos dará información sobre la eficiencia del vuelo, mientras mayor sea este valor, más sustentación se alcanzará y menor fuerza de arrastre se generará. Está también  $(\frac{C_l}{C_d})^{3/2}$  conocida como factor de potencia, que nos dará información de la potencia que necesitará la aeronave, mientras mayor sea este valor, menos potencia necesitará la aeronave para estar en vuelo.

Debido a que el coeficiente de momento ( $C_m$ ) se ve principalmente afectado por la distribución de los centros de masas, se analizará en detalle en la sección **3.3.7** Estabilidad y control, y no en esta sección.

Respecto a la forma del perfil alar, se analizará específicamente la influencia del grosor del perfil (thickness), la posición del grosor máximo del perfil, la curvatura del perfil (camber), y la posición de la curvatura del perfil. El análisis se llevará a cabo para un Reynolds arbitrario de  $Re=600.000[-]$  y para ángulos de ataque desde  $-15^\circ$  a  $15^\circ$ . El análisis se llevará a cabo con

el software XFLR5. Se tomarán 5 perfiles distintos variando solo la variable en cuestión para cada caso, y se analizarán gráficamente los resultados. Los colores serán coincidentes entre perfiles, por lo que solo se mostrarán una vez

### 3.2.1 Grosor

Es el ancho máximo entre el intrado y extrado (Ver 1.7.1 para más detalle). Los perfiles que se analizan son el naca0006(rojo), naca0009(verde), naca 0012(azul), naca0015(magenta), naca0020(café) los cuales se muestran en la siguiente imagen con su respectiva descripción por color. El más pequeño, el rojo, es el naca0006, y el más grande, el café, naca0020. Los colores utilizados serán los mismos a lo largo de los siguientes gráficos para los mismos perfiles.

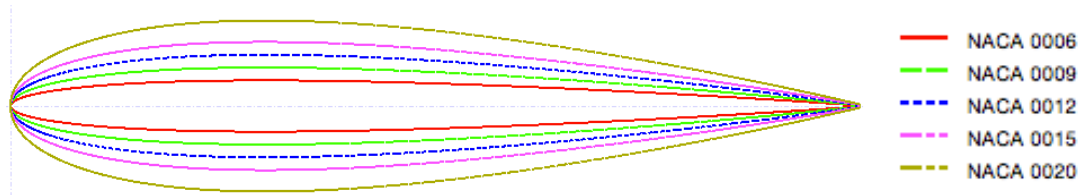


Figura 3.7: Perfiles alares variando el grosor

Como se puede apreciar en el gráfico de la Figura 3.8 de  $C_l$  vs ángulo de ataque, se tiene el coeficiente de sustentación depende principalmente del ángulo de ataque más que de el grosor del perfil, no obstante mientras mayor es el grosor, se alcanzan mayores  $C_l$  antes de la velocidad de caída (speed stall). La velocidad de caída es la velocidad mínima a la cual vuela el UAV, la cual se produce en el ángulo que el coeficiente de sustentación es mayor.

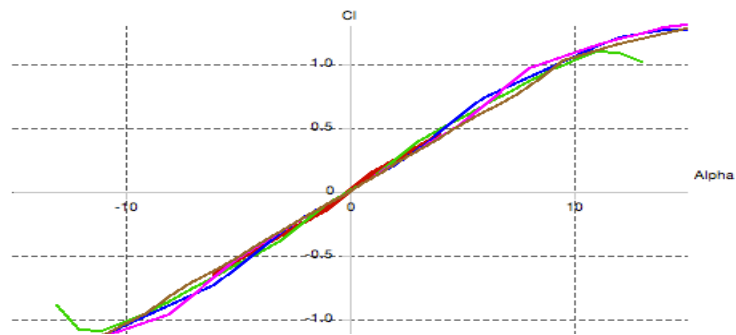


Figura 3.8: Gráfico de Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque

En el gráfico de  $C_d$  vs ángulo de ataque, se puede observar que mientras mayor es el grosor, a medida que aumenta el ángulo, menor es el aumento del coeficiente de arrastre. Pero al mismo tiempo, mientras mayor es el grosor hay un mayor coeficiente de arrastre inicial en ángulo  $0^\circ$ .

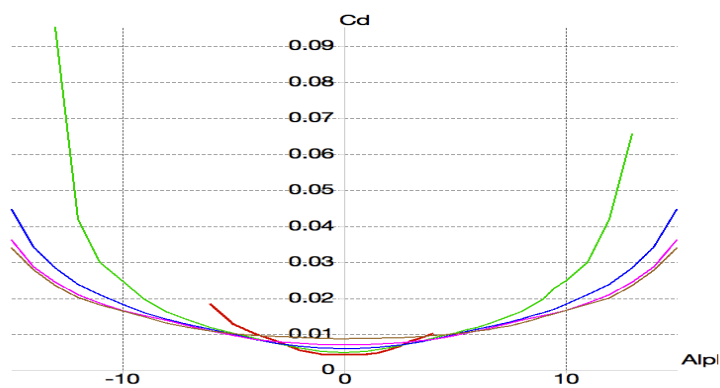


Figura 3.9: Gráfico de Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque

Tal como se puede ver en este gráfico, a medida que aumenta el grosor del perfil alar, se alcanzan mayores razones entre  $Cl/Cd$ , O sea mayor fineza aerodinámica para mayores ángulos, mientras menor grosor, mayor pendiente, esto se explica por la diferencia en los coeficientes de arrastre.

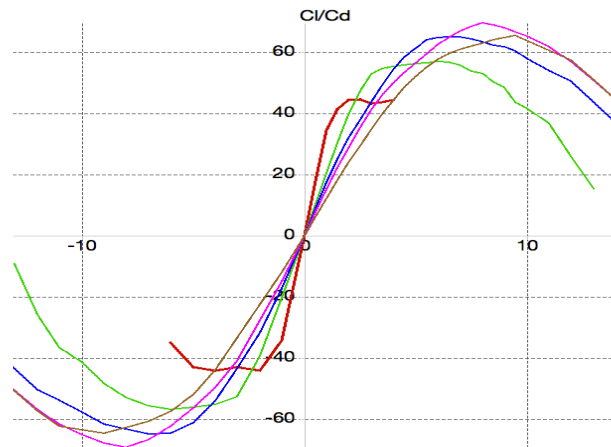


Figura 3.10: Gráfico de  $Cl/Cd$  vs ángulo de ataque

De Figura 3.11 se puede observar, que hay un comportamiento similar de factor de potencia, con una leve tendencia al alza en ángulos mayores a medida que aumenta el grosor.

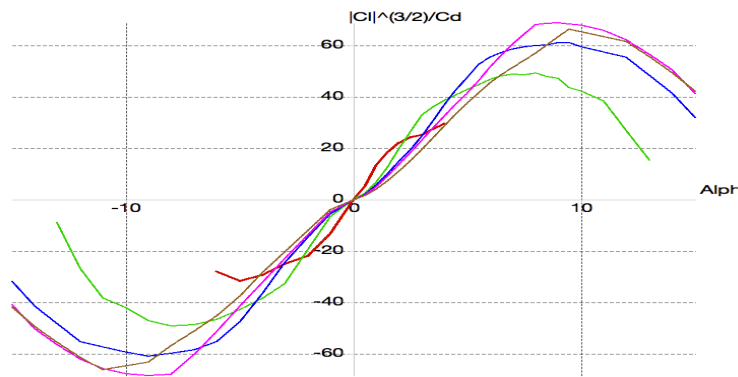


Figura 3.11: Gráfico de  $Cl/Cd$  vs ángulo de ataque

### 3.2.2 Posición del grosor

La posición donde el grosor es máximo, expresado como un porcentaje de la cuerda entre el borde exterior y el borde interior. Los perfiles que se analizarán serán diseños propios y el NACA0012 para tenerlo de referencia, la codificación del diseño será TX-PY, donde “X” representa el grosor (thickness) y “Y” la posición del grosor. El grosor será de 12% de la cuerda y la posición del grosor variará entre 10% y 50%. Notar que en estos casos de perfil simétrico la línea de curvatura es una línea recta (ver definición de línea de curvatura en 1.7.3 Perfil alar). La Figura 3.12 muestra los perfiles de distintas posiciones de grosor superpuestas.

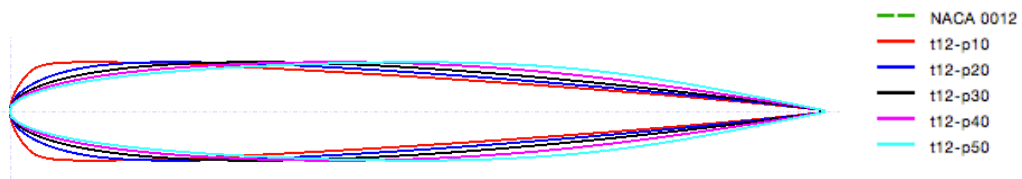


Figura 3.12: Distintas posiciones para el máximo grosor

Como se puede ver en el la Figura 3.13, el perfil NACA0012 tiene exactamente el mismo comportamiento que el perfil T12-P30, ya que el NACA0012 es un perfil simétrico de grosor 12% de la cuerda, y por defecto los perfiles NACA están diseñados con una posición ubicada a un 30% desde el borde exterior, luego se observa que el comportamiento a medida que aumenta la posición entre 20 y 50, se obtienen menores valores para coeficientes de sustentación, aunque para el perfil T12-p10, se ve una excepción, generando un efecto negativo en sus propiedades aerodinámicas.

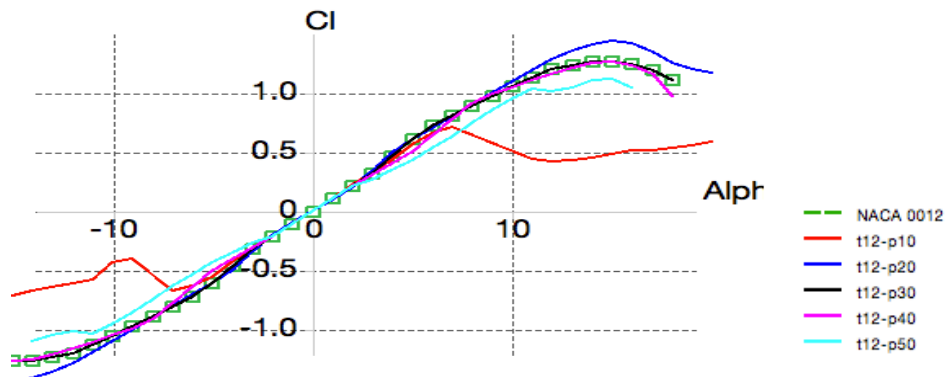


Figura 3.13: Gráfico de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque variando la posición del grosor

Para el gráfico de la Figura 3.14, se observa que aparte del perfil de T12-P10, no hay una influencia mayor en cuanto al coeficiente de arrastre cuando se varía el ángulo de ataque.

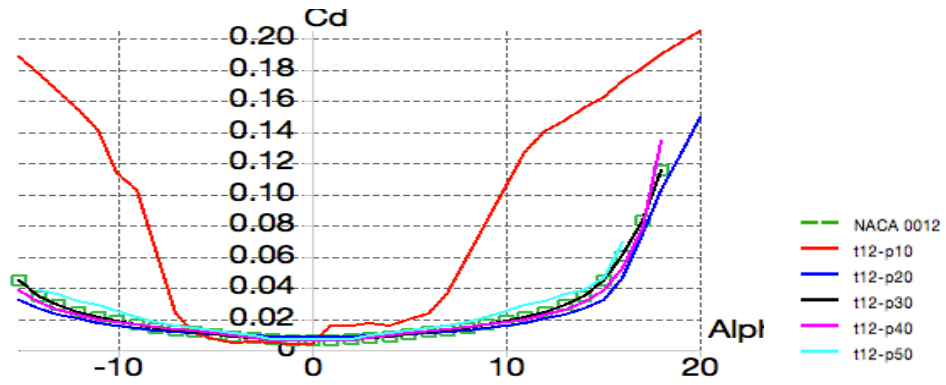


Figura 3.14: Gráfico de Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque variando la posición del grosor

La fineza aerodinámica, se comporta cada vez mejor hasta la posición de 30%, luego comienza a empeorar.

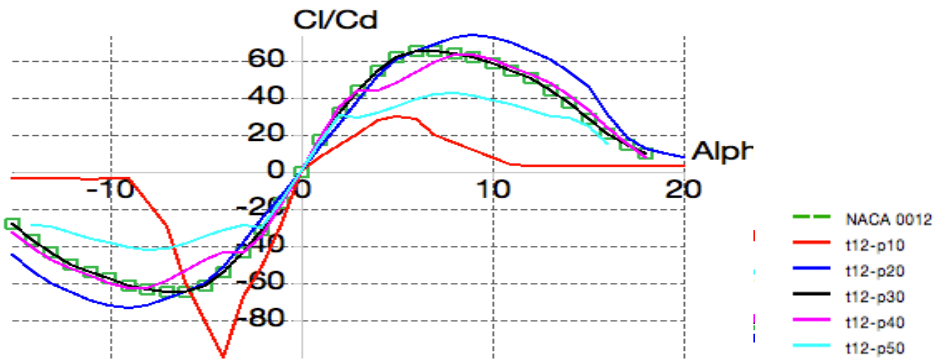


Figura 3.15: Gráfico de  $C_l/C_d$  vs ángulo de ataque variando la posición del grosor

Para el gráfico del factor de potencia de la Figura 3.16, se puede observar la misma tendencia que la mostrada en el gráfico de la fineza aerodinámica, que como se dijo, es consecuente con las características expuestas en el gráfico del coeficiente aerodinámico.

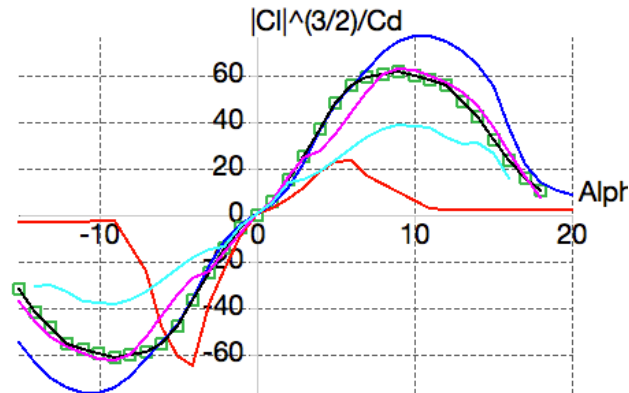


Figura 3.16: Gráfico de Factor de potencia vs ángulo de ataque variando la posición del grosor

### 3.2.3 Curvatura

La línea de curvatura es la línea compuesta por el promedio de los puntos paralelos entre el intradós y extradós, que para perfiles simétricos es una línea recta que pasa por el medio del perfil. (ver ejemplo en la figura de la sección 1.7.1 Perfil alar). La curvatura se mide como la altura máxima entre la línea de curvatura y la línea recta entre el borde de ataque y borde de salida. Esto se expresa como un porcentaje de la cuerda. Los perfiles que se analizarán serán el naca0012(azul), naca1312(rojo), naca2312(amarillo), naca 3312(magenta) y naca 4312( blanco). Donde desde el naca0012, sube en un 1% de curvatura por perfil hasta llegar al blanco el cual queda por el lado superior producto de su mayor curvatura. La Figura 3.17 muestra las curvaturas antes nombradas.

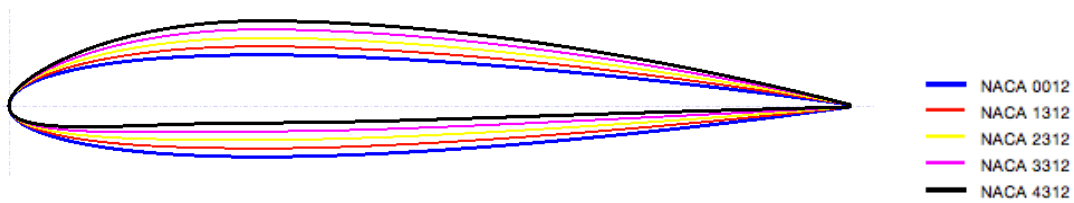


Figura 3.17: Perfiles alares variando la curvatura

Para el cambio de curvatura, dejando todo lo demás constante, según se concluye del gráfico de la figura Figura 3.18, a medida que aumenta la curvatura de un 0% a un 4% en una posición constante, aumenta el coeficiente de sustentación, con la misma pendiente para todas las curvaturas, pero empezando de un coeficiente de sustentación inicial mayor. También se puede observar que a medida que se aumenta la curvatura, el ángulo crítico, o sea, donde comienza a decaer el coeficiente de sustentación, se mantiene similar, pero con un coeficiente de sustentación mayor a medida que se aumenta la curvatura, lo que conduce a una menor velocidad de caída, ya que el cuadrado de la velocidad es inversamente proporcional al coeficiente de sustentación (ver fórmula del coeficiente de sustentación en

**Coeficiente de sustentación:**  $CL = \frac{2 * F_L}{\rho * V^2 * S}$  (Ecuación 1.4).

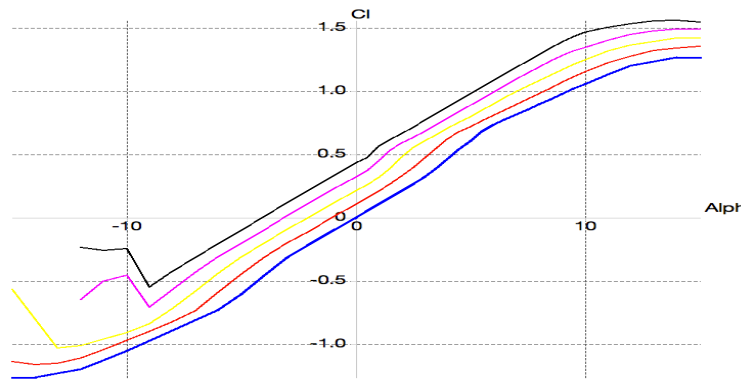


Figura 3.18: Gráfico de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque

Del gráfico de la Figura 3.19 se observa que a medida que aumenta la curvatura, se obtiene un leve aumento en el coeficiente de arrastre en ángulo  $0^\circ$ , pero a medida que aumenta el ángulo, el aumento del coeficiente de arrastre es mayor para bajas curvaturas, por lo que dependerá que resultados se requieran, y en que ángulos se pretenda trabajar para seleccionar un óptimo. Pero como en general se trabaja con un ángulo de ataque del ala entre  $0$  y  $2^\circ$ , se concluye que no afecta mayormente.

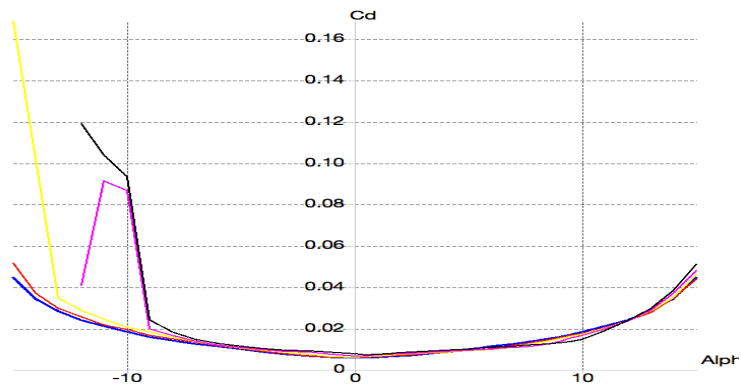


Figura 3.19: Gráfico de coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque

Para el gráfico de la Figura 3.20 se puede observar que para a medida que aumenta la curvatura se obtiene una mayor fineza aerodinámica, esto deja en evidencia que el aumento de  $C_l$  es mayor a las diferencias hay en  $C_d$ .

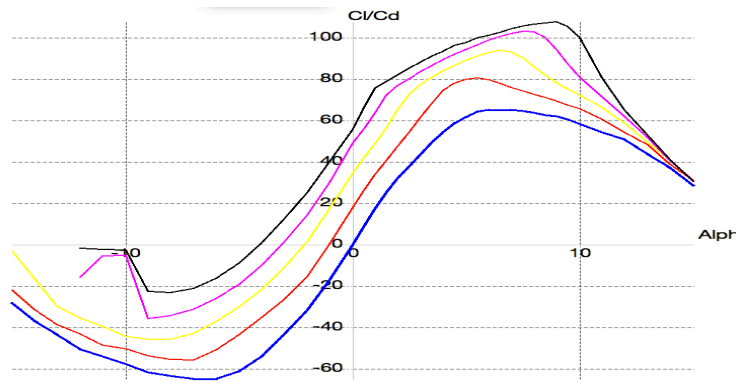


Figura 3.20: Gráfico de  $C_l/C_d$  vs ángulo de ataque

Del gráfico de la Figura 3.21 se interpreta que a medida que aumenta la curvatura del perfil alar, el factor de potencia aumenta para todo ángulo.

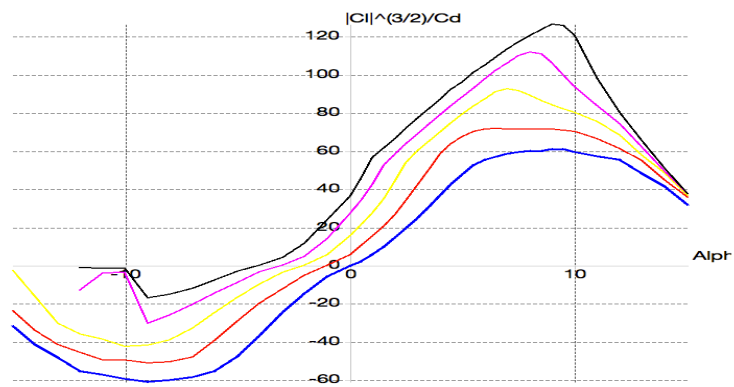


Figura 3.21: Gráfico de Factor de potencia vs ángulo de ataque

### 3.2.4 Posición de la curvatura

La posición de la curvatura es dónde se ubica el valor máximo de la línea de curvatura a lo largo de la cuerda. Los perfiles que se tomarán serán Naca0012(azul), naca2112(rojo), naca2312(verde), naca2512(amarillo), naca2712(magenta). Se analizarán 5 perfiles de grosor 12% , dónde el NACA0012 no tiene curvatura, y el resto de los perfiles tiene una curvatura de un 2% y su posición varía entre un 10% y 70% del largo de cuerda desde el borde de ataque.

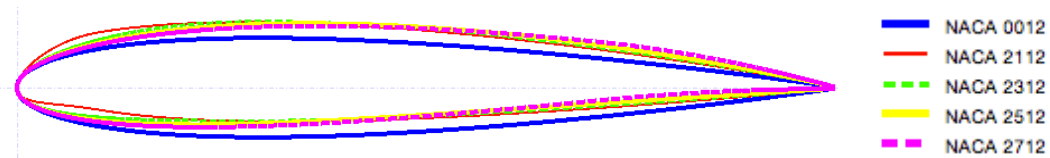


Figura 3.22: Perfiles alares variando la posición de la curvatura

Primero notar diferencia del perfil NACA0012 se debe principalmente a su falta de curvatura, y dejándolo como referencia de los gráficos previamente analizados. Dejando este punto claro, se puede apreciar que a medida que aumenta la posición de la curvatura, se observan diferencias, pero no significativas. A medida que la posición de la curvatura se va posicionando más atrás( cerca del borde inferior), se tiene levemente mayores coeficientes de sustentación.

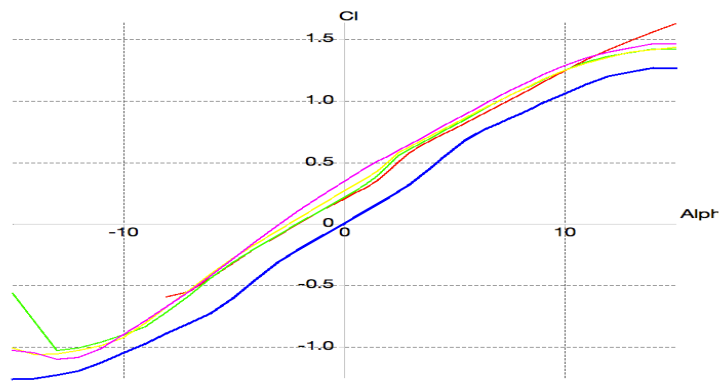


Figura 3.23: Gráfico de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque

A partir de este gráfico no se observa una diferencia significativa de parte de la posición de la curvatura respecto al cambio en el coeficiente de arrastre.

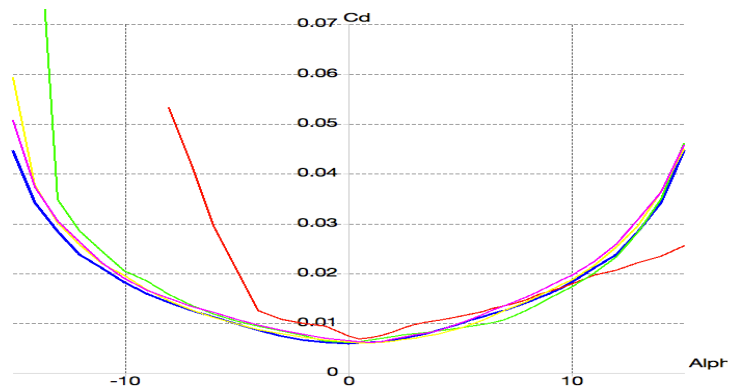


Figura 3.24: Gráfico de Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque

De aquí se obtiene que, para los primeros ángulos mejora la fineza aerodinámica a medida que aumenta la posición de la curvatura, no obstante para ángulos mayores a 2, que es donde

normalmente se generan los diseños aerodinámicos, el comportamiento cambia dependiendo y entrecruzándose los resultados.

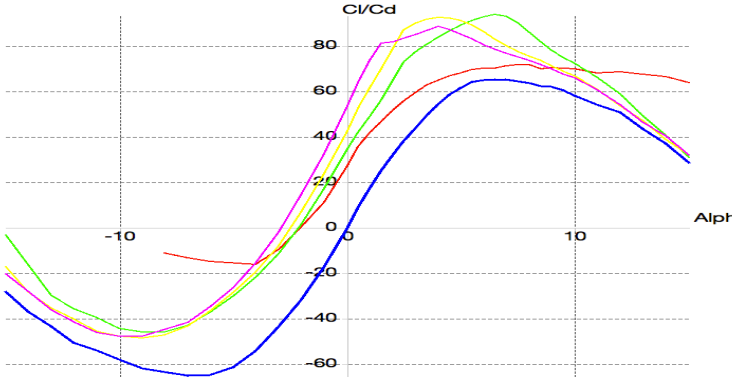


Figura 3.25: Gráfico de  $Cl/Cd$  vs ángulo de ataque

Aquí se observa que a medida que se aumenta la posición de la curvatura hasta un 30%, el factor de potencia máximo aumenta, luego comienza a descender nuevamente. Y en ángulo  $0^\circ$  sólo sube a medida que aumenta la posición de curvatura.

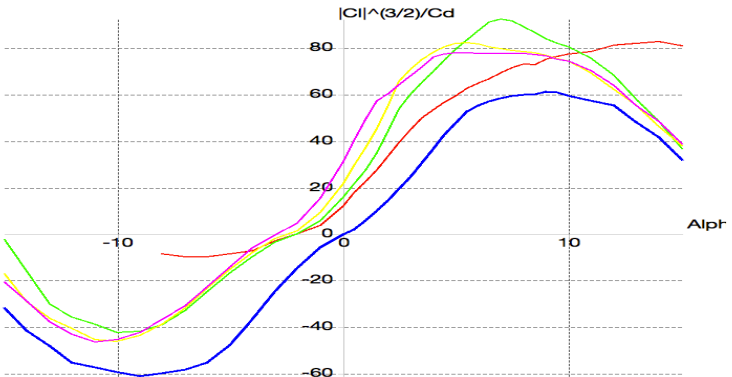


Figura 3.26: Gráfico de factor de potencia vs ángulo de ataque

### **3.3 Diseño**

#### **3.3.1 Cálculo de la primera aproximación de la masa y envergadura**

Sin duda no hay una única opción para diseñar un UAV, la diversidad de perfiles alares es infinita, no obstante para comenzar, se debe optar por un perfil que vaya en la dirección correcta, para luego de iteraciones de geometría y peso, optimizar el ala con la geometría correcta. Para esta sección se verá que perfiles se trabajan actualmente para la velocidad requerida, y se harán algunas estimaciones iniciales para comenzar el diseño. Lo primero que hay que preguntarse es la velocidad que se requiere alcanzar en vuelo crucero. Para el diseño que se pretende llevar a cabo, tal como se define en Objetivo general, es cercano a 27m/s. Luego ver qué peso y envergadura se usa para estos UAV. Dónde se hace un análisis estadístico del Estado del Arte, recordar que los modelos mostrados en el estado del arte son modelos con velocidades cruceros cercanas a 28[m/s] y rangos cercanos a 30[km] o superior, llegando al siguiente gráfico

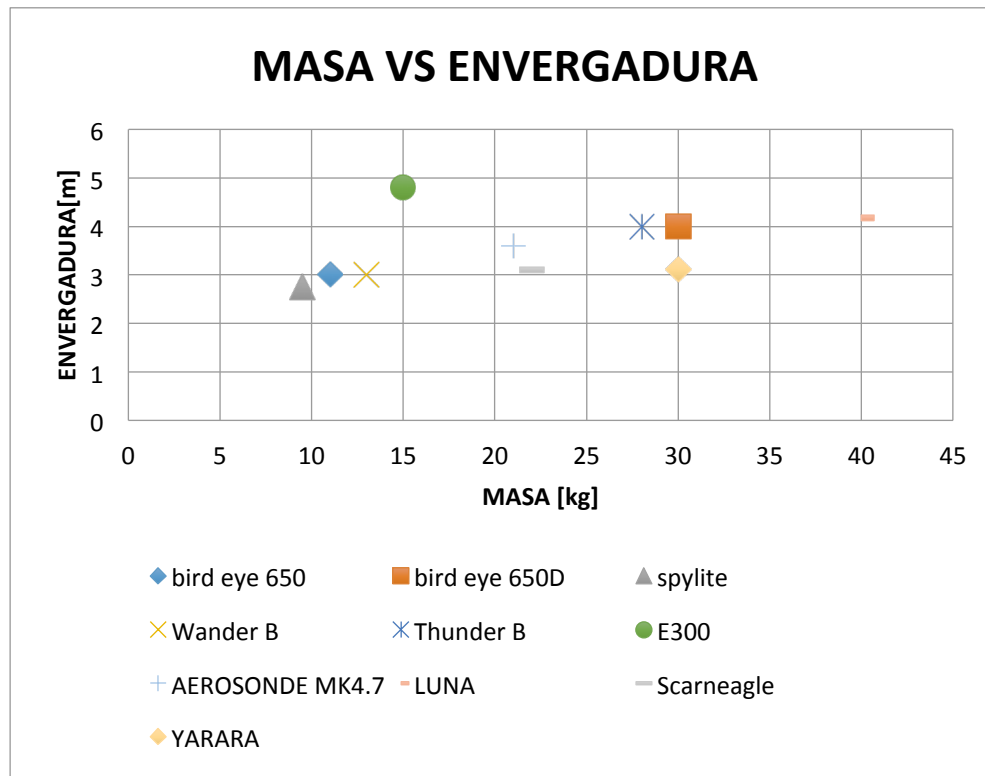


Figura 3.27: Gráfico de MASA vs Envergadura

Del gráfico anterior, se puede notar que el grueso de los UAV con las características antes nombradas tienen envergaduras entre 3 y 4 [m] de envergadura, obteniendo un promedio de  $b=3,5$  [m] y masas entre 10 y 40 [kg], donde 40[kg] se considera un dato atípico, un dato muy alejado del rango principal, y considerando que los diseños están pensados para soportar la carga de pago, que para los UAV seleccionados es de aproximadamente  $PL=3,5$ [kg], se obtiene una primera aproximación de  $m=24$ [kg]. Este además es el peso máximo, considerando un paracaídas de 1[kg] que permite la normativa vigente chilena para zonas no pobladas, que es donde están las aplicaciones de este UAV.

Otra forma de obtener una aproximación de la envergadura es a través de la relación con la carga de pago, cuya relación se puede ver en el siguiente gráfico:

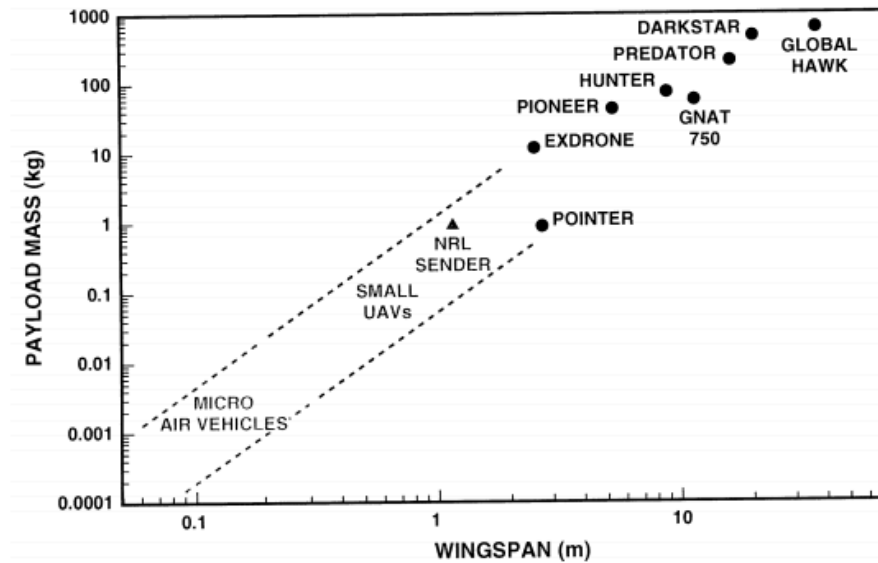


Figura 3.28: Pago de carga vs Envergadura

(Fuente: <http://www.personal.psu.edu/lnl/097/belgium.pdf>)

De aquí se puede apreciar, que la aproximación inicial de la envergadura de  $b=3,5[m]$  según nuestro análisis estadístico, y considerando la carga de pago promedio se condice con el gráfico del paper citado de “Pennsylvania State University”.

Una vez teniendo claro la velocidad crucero y la masa, debemos obtener, que la fuerza que genera el peso, debe ser igual a la fuerza de sustentación

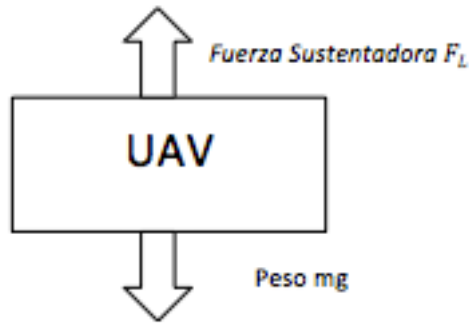


Figura 3.29: Diagrama de cuerpo libre en el eje Y de un UAV

Acorde a la **Fuerza:**  $F = m * a$  [N] (Ecuación 1.1) se obtiene:

$$F_L = m * g$$

Ahora, acorde a esta igualación, según la fórmula de coeficiente de sustentación dada en la

**Coeficiente de sustentación:**  $CL = \frac{2 * F_L}{\rho * V^2 * S}$  (Ecuación 1.4) se obtiene;

$$CL = \frac{2 * mg}{\rho * V_{crucero}^2 * S}$$

De aquí, tenemos la densidad del aire como conocida, la velocidad crucero conocida, y la fuerza producida por el peso conocida, pero tenemos 2 variables sin conocer, coeficiente de sustentación y superficie, que es función de la envergadura y la cuerda. Para lo que se presenta la siguiente tabla para ver el perfil de que  $CL$  (2d) se necesitará según la superficie a la que se llegue. Cabe mencionar que en esta primera aproximación no se toma en cuenta la fuerza negativa que hace el estabilizador, ya que es de una proporción manejable en la

optimización en tres dimensiones con la forma específica del ala y los ángulos que la gobiernan (diedro, flecha, ataque).

Tabla 14: CL vs S para un diseño de  $v=28\text{m/s}$  y  $m=24\text{kg}$

CL [-]	S [m <sup>2</sup> ]
0,1	5,005
0,2	2,502
0,3	1,668
0,4	1,251
0,5	1,001
0,6	0,834
0,7	0,715
0,8	0,625
0,9	0,556
1	0,500

### 3.3.2 Cálculo del Número de Reynolds y CL de Trabajo

Sabemos que la fórmula de Reynolds para UAV, es  $Re = \frac{V * c}{\nu}$ ; Dónde la velocidad ya se tiene, y la viscosidad es un dato del ambiente, pero la cuerda dependerá, en primer caso de la configuración del ala, no obstante, se puede realizar un cálculo para una cuerda promedio según el estiramiento(AR) definido en la sección 1.7.2 cuya ecuación es **Aspect Ratio**:

$$AR = \frac{b}{c} \text{ (para ala rectangular) ; } AR = \frac{b^2}{S} \text{ (para ala trapezoidal) (Ecuación 1.16)}$$

El estiramiento(AR), recomendado para este tipo de UAV es de AR=6, aunque más adelante se estudiará lo que sucede en la frontera de esta variable en la sección 3.3.4.2. Por la fórmula de  $AR = \frac{b^2}{S}$ , y la fórmula de  $MAC = \frac{2}{3} * c_r * \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$ , se puede obtener una cuerda aerodinámica promedio de referencia al Reynolds aproximado que será utilizado.

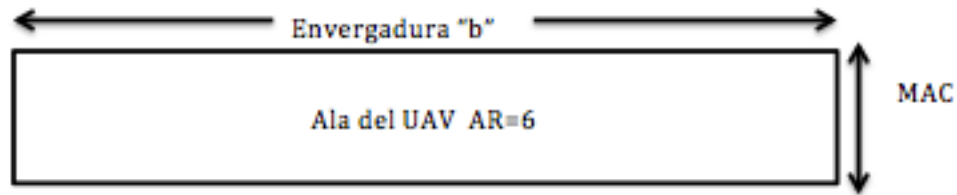


Figura 3.30: Representación de un ala de AR=6

Antes de entrar al diseño de la relación de la cuerda en la punta del ala y la raíz (taper ratio), es importante entender la fuerza de arrastre, ya que es en esto en lo que influye. La fuerza de arrastre tiene 2 componentes: la resistencia inducida y la resistencia parásita.

Resistencia inducida: Esta componente es proporcional a la sustentación, o sea también aumenta a medida que se aumenta el ángulo de ataque. Esto debido a que en realidad la fuerza sustentadora que se genera por la forma del ala no es exactamente hacia arriba, sino que tiene un ángulo, y la componente en el eje de la fuerza de arrastre es lo que se llama la resistencia inducida.

Resistencia parásita: Esta componente es la que tiene que ver con todo lo que no es la sustentación, las distintas partes del UAV, el área transversal de la misma ala, en general es la resistencia producida por el avance del UAV, depende de la presión de la densidad, de la humedad, de la suciedad o incluso de las capas de hielo que se pueden generar cuando vuela a mucha altura. La resistencia parasita es proporcional a la velocidad.

La relación de la cuerda en la raíz del ala y la cuerda en la punta del ala, conocida como “Taper Ratio”( $\lambda$ ) influye directamente en la distribución de la fuerza de sustentación a lo largo del ala. Mientras más elíptica sea el comportamiento de esta distribución, menor será la fuerza de arrastre generada producto de la componente inducida. En la Figura 3.31 se muestra un gráfico para ver que conicidad (taper ratio) es la más apropiada para tener una distribución elíptica. Nota: Ver definición de “MAC” en sección 1.7.2.d.

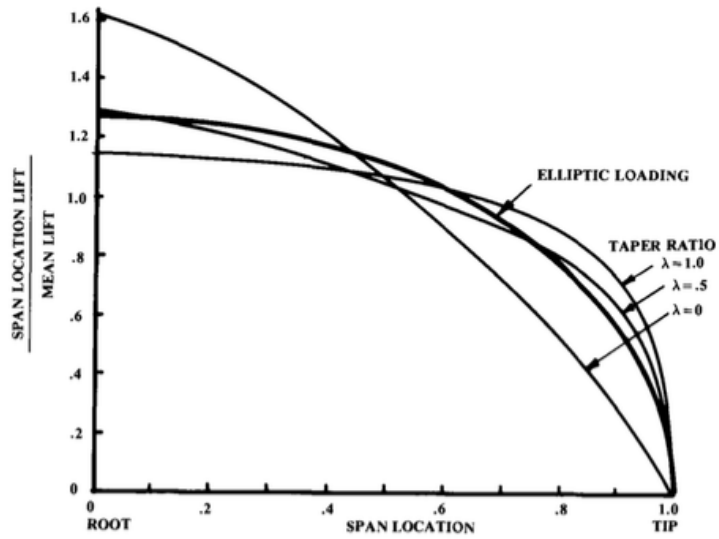


Figura 3.31: Efecto del Taper Ratio en la distribución de la fuerza de sustentación (Fuente: Aircraft design, a conceptual approach, de Raymer, pag.56)

Según este gráfico se puede ver que el “taper ratio” que más se acerca a una distribución elíptica es  $\lambda = 0,5$ .

Por lo tanto se genera la siguiente tabla.

Tabla 15: Numero de Reynolds y CL asociados para  $v=28\text{m/s}$  y  $m=24\text{kg}$

CL [-]	S [m <sup>2</sup> ]	Envergadura [m]	Cr [m]	Ct [m]	MAC [m]	Re [-]
0,25	1,969	3,5	0,75	0,375	0,583	1.050.000

Si se varía  $\lambda$  a  $\lambda = 0,4$  ó  $\lambda = 0,6$ , el CL no cambia, no obstante producto de que cambia la cuerda a lo largo del ala, los Reynolds de trabajo también, aunque los Reynolds promedios se mantienen relativamente constantes.

De la tabla podemos concluir que el Coeficiente de sustentación de trabajo equivale a  $CL=0,25$  y el Reynolds promedio de trabajo para esta configuración es de  $Re=1.050.000$

### 3.3.3 Selección de perfil

Ahora que se sabe cual coeficiente de sustentación se necesita, se debe buscar el perfil más apropiado. De aquí, que para pasar de CL a Cl (3D a 2D), se debe multiplicar por el área  $S=1,969$  y dividir por una cuerda unitaria  $C=1$ , obteniendo un  $Cl=0,5$ .

Ahora, considerando las recomendaciones sobre la estabilidad dinámica se procede a buscar un perfil alar que tenga buenas características aerodinámicas en  $Cl=0,5$  y  $Re=1.050.000$ . esto en un ángulo cercano a  $0^\circ$ , para así en caso de perturbaciones, tener un rango de recuperación.

Además , se puede observar que como la superficie dependerá del AR que se fije, finalmente el Cl será el mismo para cualquier AR, esto simplifica la búsqueda de un perfil para el análisis de cómo afecta AR

Tabla 16: Comparación de Cl según variables

Cl	CL	S	b	MAC	AR	lambda
0,5	0,254	1,969	3,5	0,583	6	0,5

0,5	0,296	1,688	3,5	0,5	7	0,5
0,5	0,338	1,477	3,5	0,438	8	0,5

Basándose en el estudio de la sección 3.2, se tiene que para obtener un  $Cl$  alto, la curvatura es el factor que más influye, según lo que se observa, una curvatura cercana al 4% respecto al largo de cuerda es la apropiada para obtener el resultado deseado de  $Cl=0,5$ .

Al analizar la curvatura del 3%, queda muy por debajo de lo solicitado, y al analizar el 5% queda muy por encima, por lo que afectaría la velocidad crucero demasiado. Acorde a esto se analiza lo que sucede en perfiles con características de 4% de curvatura, para el Numero de Reynolds de trabajo  $Re=1.050.000$  [-] para los siguientes perfiles:

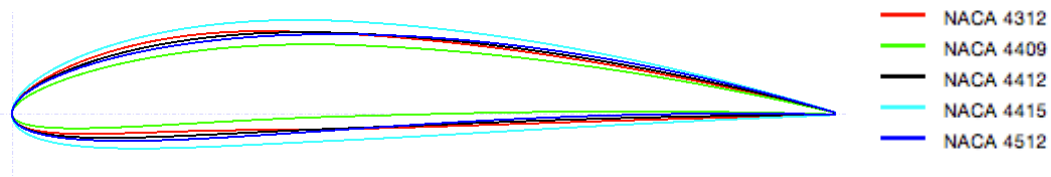


Figura 3.32: perfiles analizados con 4% de curvatura

Según se puede observar en el gráfico de  $Cl$  vs ángulo de ataque, se tiene que cuando la posición es de 30% y 50%, representado por el segundo dígito, se obtiene un  $Cl$  inferior en los primeros ángulos que cuando la posición de la curvatura es 40%, donde todos tienen un comportamiento similar para este gráfico

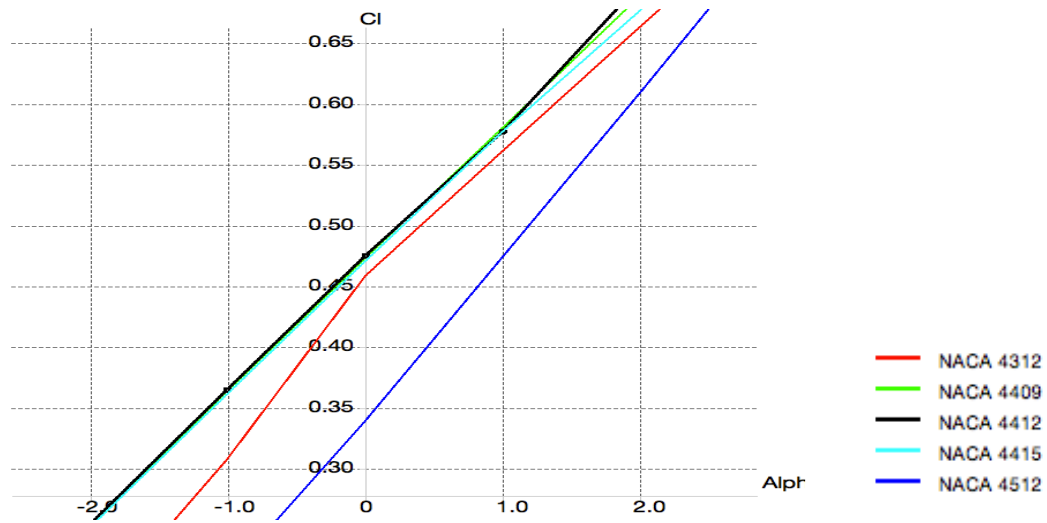


Figura 3.33: Gráfico de Cl vs ángulo de ataque

Para el gráfico de Cd vs ángulo de ataque, se obtiene que los perfiles que tienen la curvatura en un 40% se comportan de manera similar.

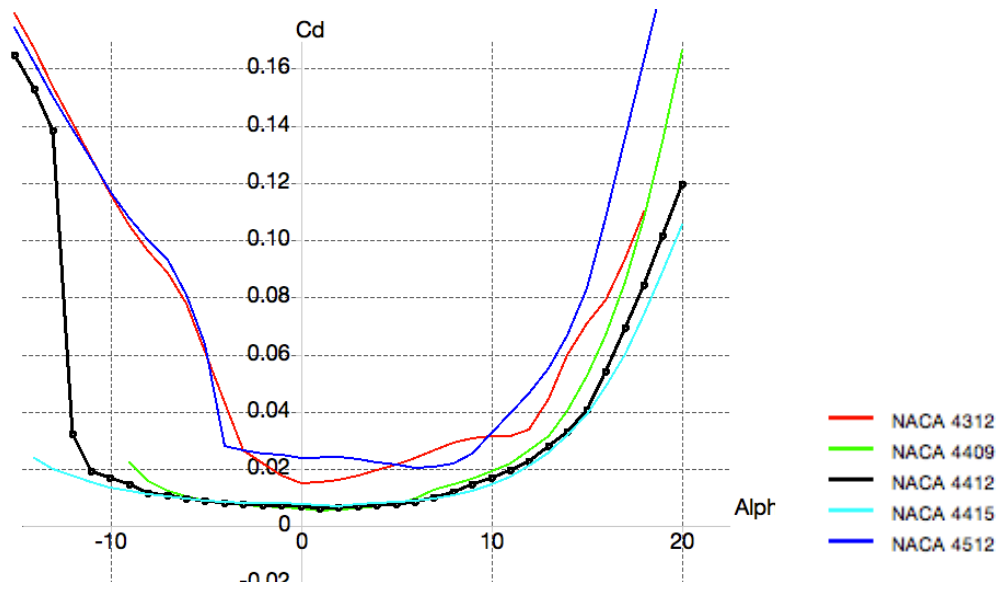


Figura 3.34: Gráfico de Cd vs ángulo de ataque para algunos perfiles

En el gráfico del factor de potencia vs ángulo de ataque, se puede ver que el perfil 4412 y 4415 son los que tienen el mayor factor de potencia en un ángulo entre 6° y 8°. Lo que se tendrá en cuenta a la hora de elegir el perfil

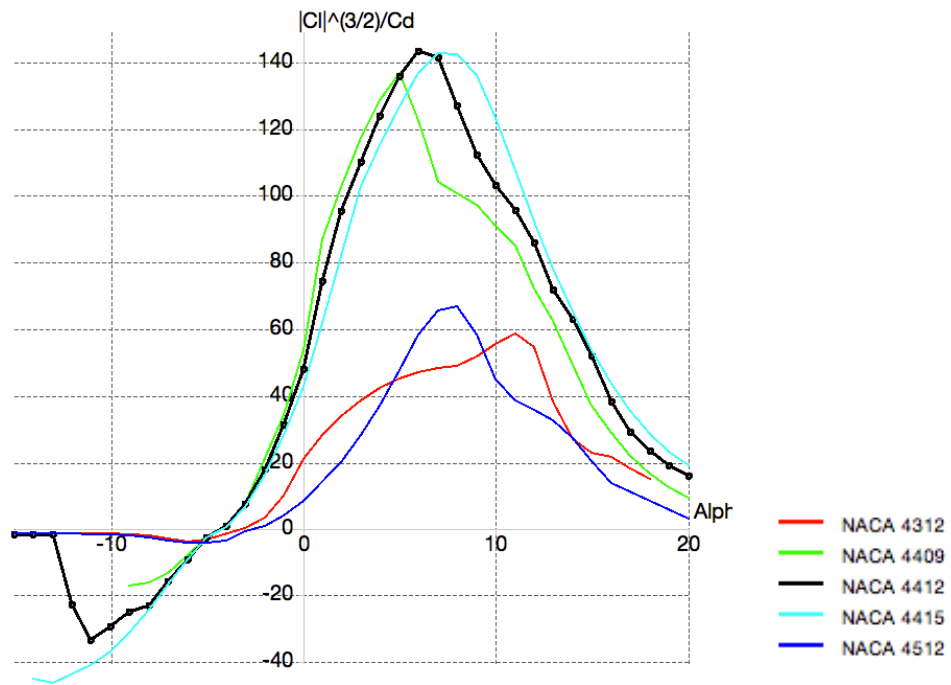


Figura 3.35: Gráfico de factor de potencia vs ángulo de ataque

Para el gráfico de fineza aerodinámica  $Cl/Cd$  vs ángulo de ataque se tiene que los perfiles que alcanzan los mayores valores son NACA4409 y NACA4412

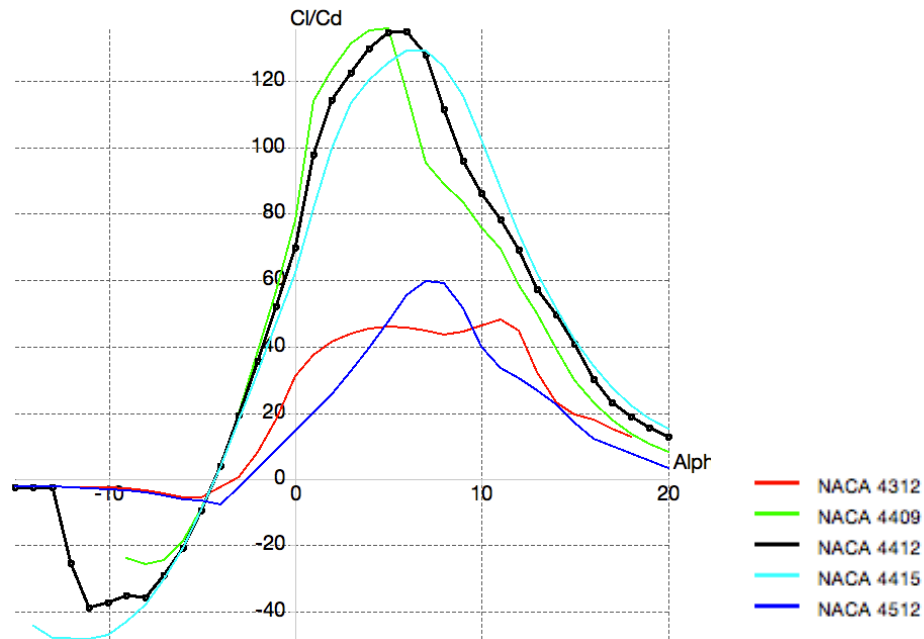


Figura 3.36: Gráfico de Fineza aerodinámica  $Cl/Cd$  vs ángulo de ataque

Según lo observado en los gráficos, se elige el perfil NACA4412, que responde a las necesidades de sustentación y tiene los mejores resultados en cuanto a fineza aerodinámica y factor de potencia. La elección se condice con lo que se suele usar para números de Reynolds cercanos a este normalmente. Cabe mencionar que el diseño del ala en 3D generará una serie de optimizaciones que harán subir el CL donde principalmente destaca el ángulo de diedro y el ángulo de flecha, esto a su vez compensa la sustentación negativa que hace el estabilizador.

No obstante, hay una variable que NACA deja constante en el análisis, que es la posición del máximo grosor por lo que se analiza los resultados que dieron los mejores resultados en la sección 3.2.2.

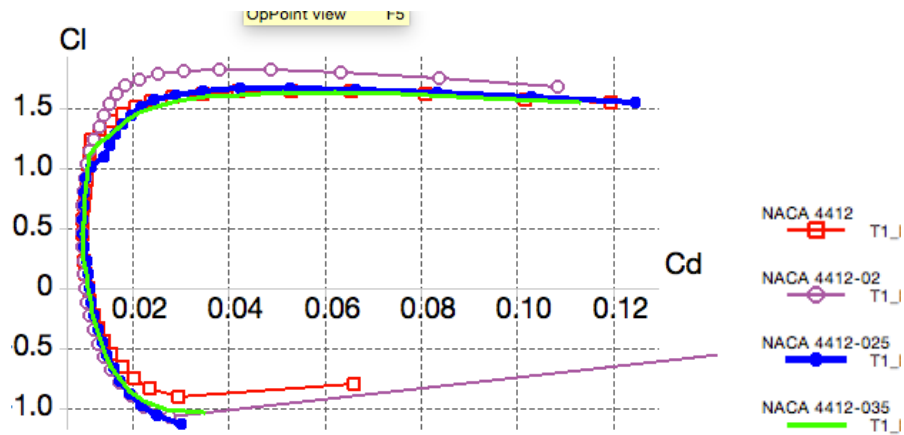


Figura 3.37: Gráfico de la polar de 4 perfiles

En el gráfico de la figura se puede apreciar, tal como se dijo, perfiles NACA4412 modificados en cuanto a su posición del máximo grosor, el rojo, es el por defecto, que tiene la posición a un 30% del borde exterior, el morado a 20% por lo que por nomenclatura se define como NACA4415-02, el azul a 25% el cual definiremos como NACA4415-02.5 y el verde a 35%, el cual se define como NACA4415-03,5. El gráfico mostrado es la polar, la cual relaciona  $C_L$  vs  $C_D$ , se puede apreciar que todos tienen un comportamiento relativamente similar, excepto el perfil NACA44-02 que llega a niveles de  $C_L$  más altos y menores  $C_D$  en buena parte del trayecto.

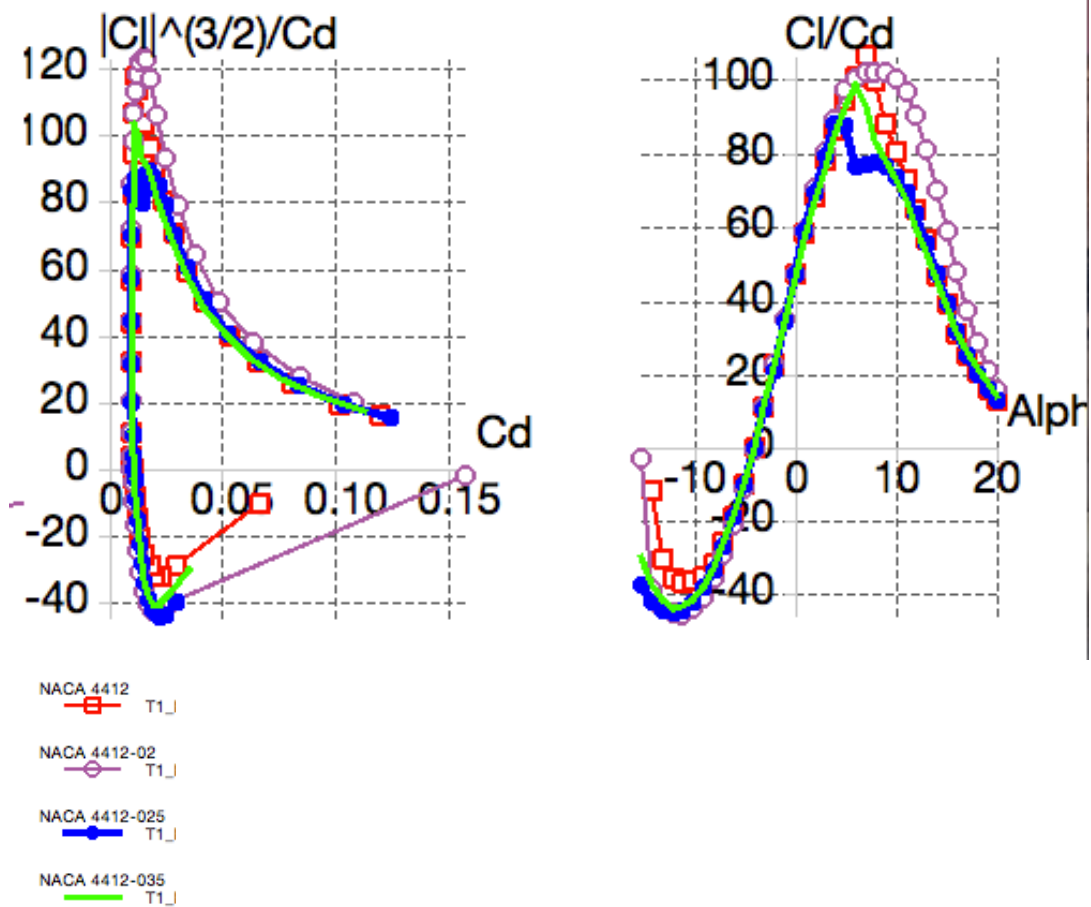


Figura 3.38: Gráfico de Factor de potencia y fineza aerodinámica vs ángulo de ataque

La figura muestra los gráficos de fineza aerodinámica y factor de potencia, en los cuales se obtienen resultados similares, aunque se había observado que el  $C_l$  de caída era menor, se tiene que los máximos valores de fineza aerodinámica y factor de potencia se tienen en el perfil sin modificar, por lo que se elige el perfil NACA4412.



Figura 3.39: Perfil Alar NACA4412

Características:

Curvatura: 4% de la cuerda ubicada a un 40% desde el borde superior

Máximo grosor: 12% de la cuerda a una posición de 30% desde el borde superior

### 3.3.4 Diseño del ala

Ahora que se tienen el perfil alar y los parámetros de diseño, se procede a diseñar el ala, no obstante hay algunas variables dentro del ala a considerar, pero antes un resumen de los parámetros para diseñarla:

Perfil alar: NACA 4412

Envergadura: 3,5 [m]

Razón de Cuerda de ala: 0,5 [-]

Cuerda en la raíz: 0,75 [m]

Cuerda en la punta: 0,375 [m]

### 3.3.4.1 ángulo de flecha a un cuarto de cuerda $\Lambda_{0,25c}$

En la Figura 3.40 se puede apreciar un ala trapezoidal y una rectangular, se puede observar que para el ala trapezoidal la distribución de la fuerza de sustentación es más elíptica, y como ya se había dicho, esto hace que la componente de fuerza de arrastre inducida por la fuerza de sustentación sea menor.

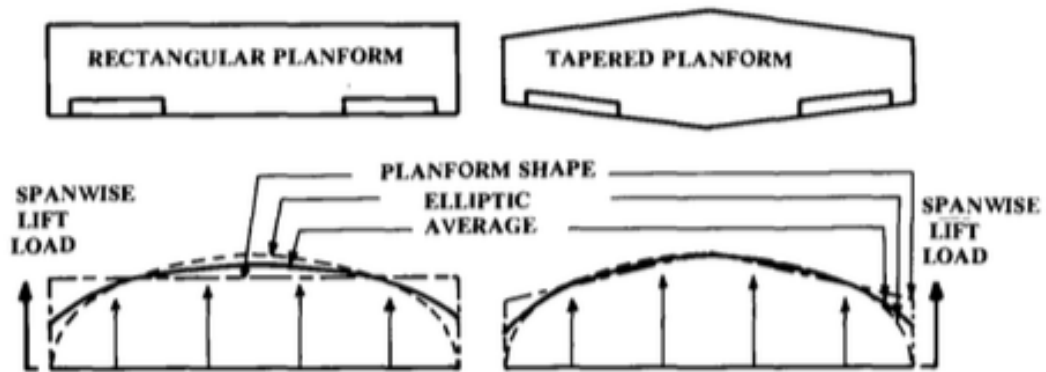


Figura 3.40: Comparación de tipos de alas ( Fuente: Aircraft Design, Raymer. Pag 343)

Además, el ángulo de flecha trae consecuencias en la distribución elíptica de las fuerzas, tal como se muestra en la Figura 3.41, hay una recomendación de ángulo de flecha según la razón de cuerda.

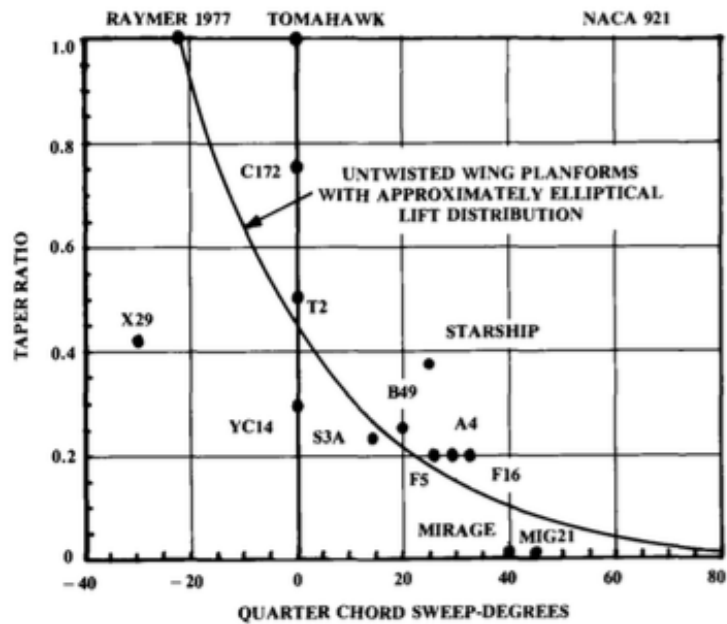


Figura 3.41: Gráfico de Razón de cuerdas vs Ángulo de Flecha a un cuarto de cuerda.

(Fuente: Raymer, Aircraft Design, pag. 57)

Siguiendo la recomendación del gráfico de la figura 89.2 , con un ángulo de flecha a cuarto de cuerda  $\Lambda_{0,25c} = -3^\circ$ , se obtiene el siguiente diseño, donde el borde superior está arriba, en la parte plana, y también se analizan para  $\Lambda_{0,25c} = 3^\circ$  y  $\Lambda_{0,25c} = 9^\circ$

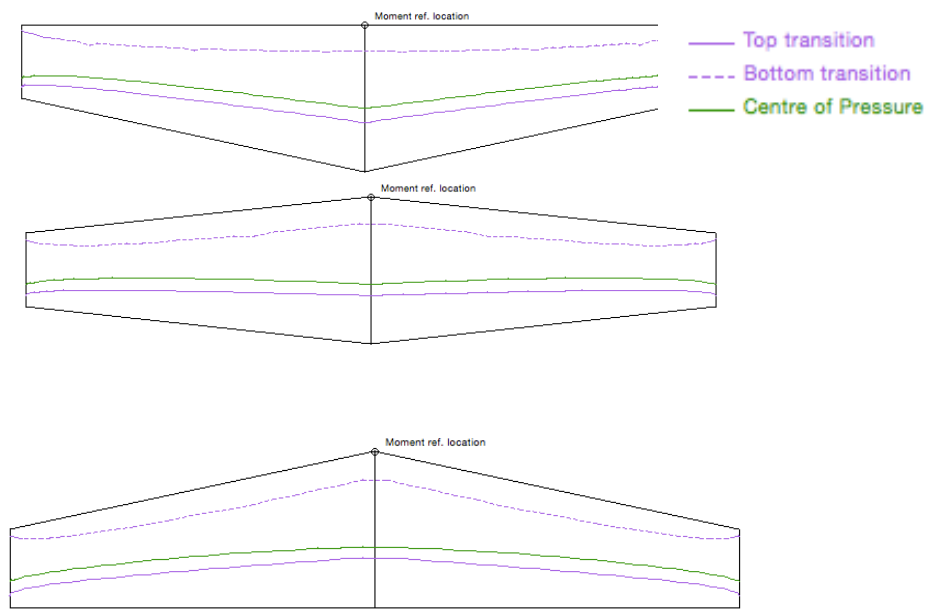


Figura 3.42: Diseños del Alas del UAV

En la figura 90 se pueden apreciar 3 líneas, la línea continua morada representa la transición de laminar a turbulento en el extradós, la línea discontinua morada representa la transición de laminar a turbulento en el intradós, y la línea verde continua representa el centro de presión.

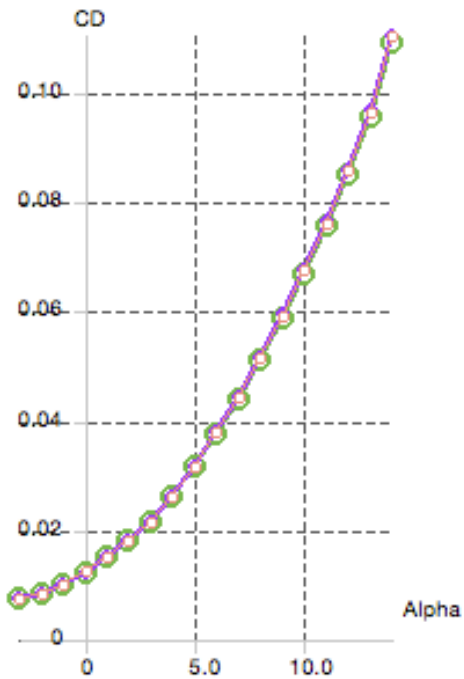


Figura 3.43: Gráfico de Coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque

En el gráfico de coeficiente de arrastre vs ángulo de ataque, se puede observar que no hay diferencia según el ángulo de flecha para esta variable, además se puede observar que hay un CD en ángulo 0° de 0,012, lo que a su vez significa una fuerza de arrastre de 9 [N], dato muy importante a la hora de elegir el motor y la potencia que se necesitará.

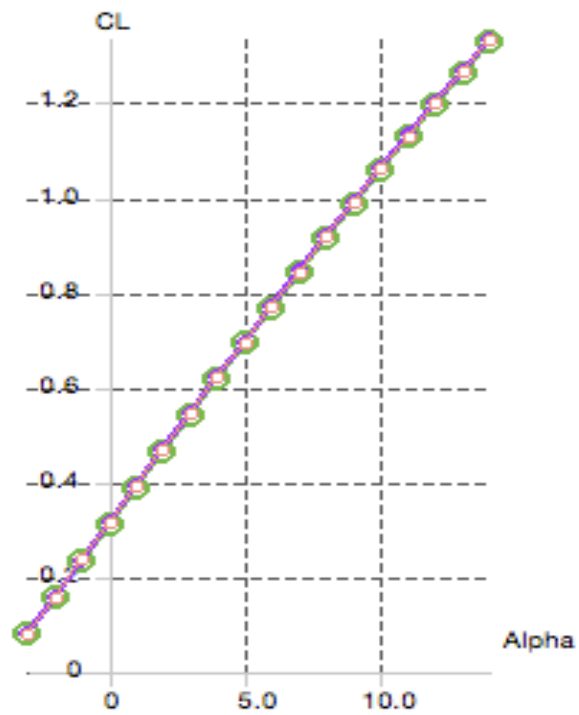


Figura 3.44: Gráfico de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque

Para el gráfico de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque, pasa lo mismo, el ángulo de flecha no afecta en este factor mayormente, además se puede observar que el ángulo de pérdida es a los 15°, tal como se predecía en el análisis en dos dimensiones.

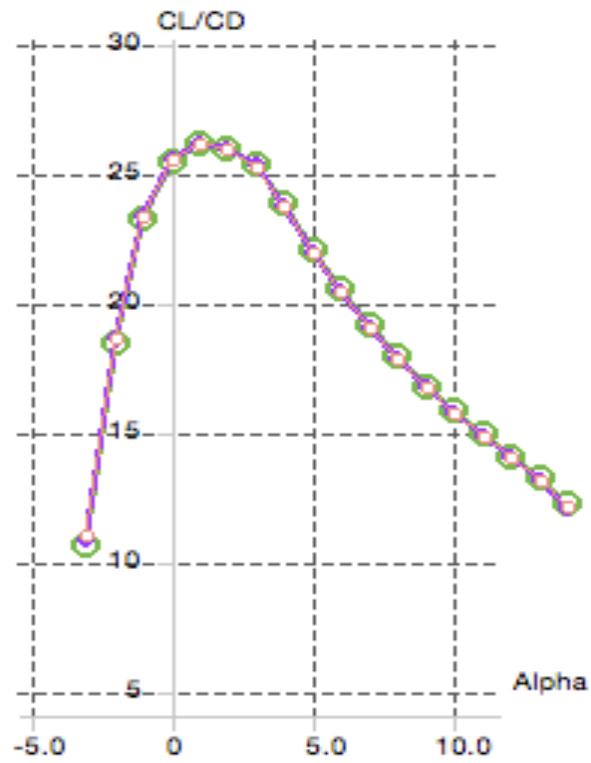


Figura 3.45: Gráfico de CL/CD vs ángulo de ataque

Como se podía esperar, el CL/CD, por su puesto tampoco cambiará, aquí se puede observar que en ángulo 0° queda muy cerca al óptimo de la fineza aerodinámica, teniendo un resultado de CL/CD=25

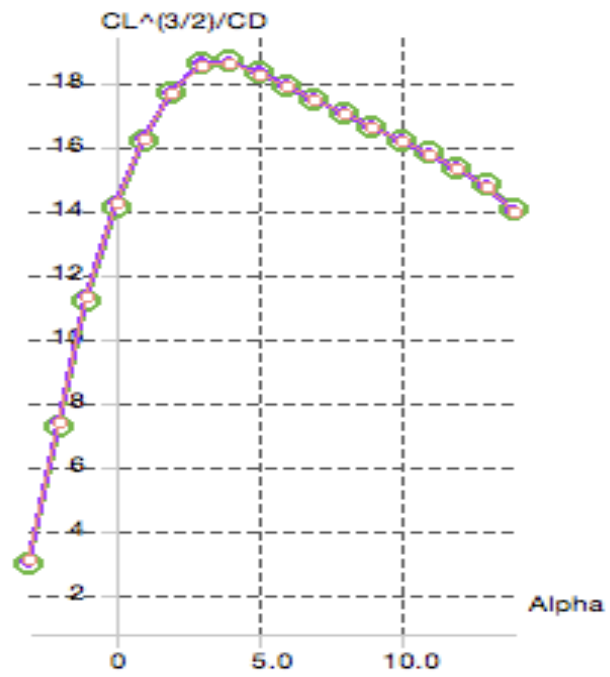


Figura 3.46: Gráfico de factor de potencia vs ángulo de ataque

Para el factor de potencia se tiene un factor de potencia de 14, y un valor máximo entre 3° y 4°.

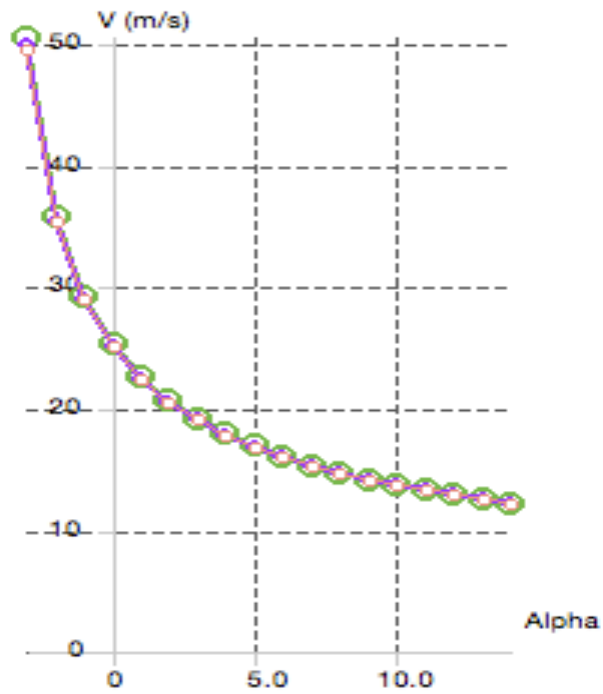


Figura 3.47: Gráfico de velocidad vs ángulo de ataque

La velocidad a la cual se produce la sustentación para la cual está diseñada el perfil, donde para ángulo  $0^\circ$  es 25 m/s. Mientras mayor es el ángulo, como ya se ha visto, el CL también crece, por lo tanto se necesita menos velocidades. Este análisis es muy importante para saber que velocidad inicial se necesitará en la catapulta según el ángulo.

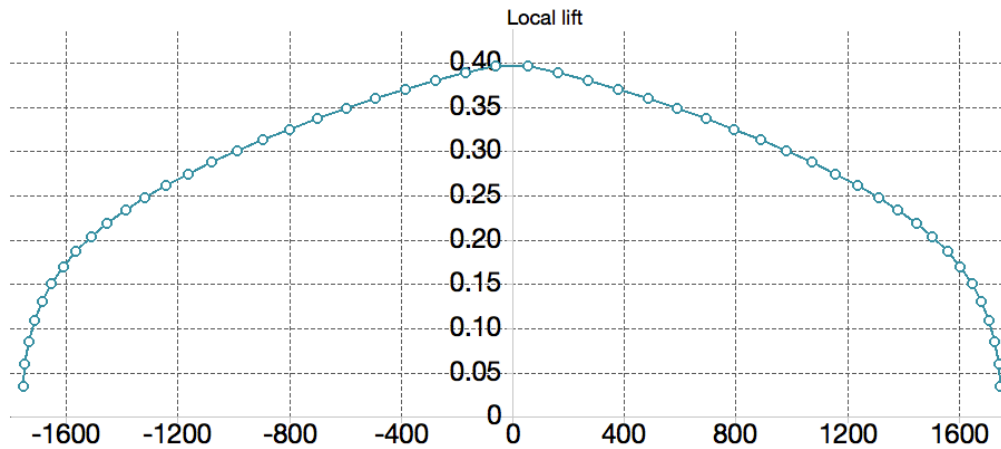


Figura 3.48: Gráfico de distribución de las fuerzas sustentadoras

En la Figura 3.48 se logra apreciar la distribución de las fuerzas sustentadoras a lo largo de la envergadura (3500[mm]), la cual se aprecia elíptica.

Al no haber mayores diferencias en resultados al variar el ángulo de flecha, se selecciona el ángulo recomendado de  $\Lambda_{0,25c} = -3^\circ$ . Debido a que tendría una eventual construcción más fácil. Cabe destacar que el “-3°” significa un ángulo de flecha en el borde de ataque de  $0^\circ$ , o sea un borde de ataque plano. (para ver definición del ángulo de flecha ver 1.7.2 Forma del ala sección f)

### 3.3.4.2 elección de AR (Alargamiento)

Ya se ha visto que aunque cambie el CL, el perfil que se necesita normalizado es el mismo, tal como se muestra en la Tabla 16 de la sección 3.3.3. Además en la figura se puede observar como se predice el comportamiento en la variación de AR.

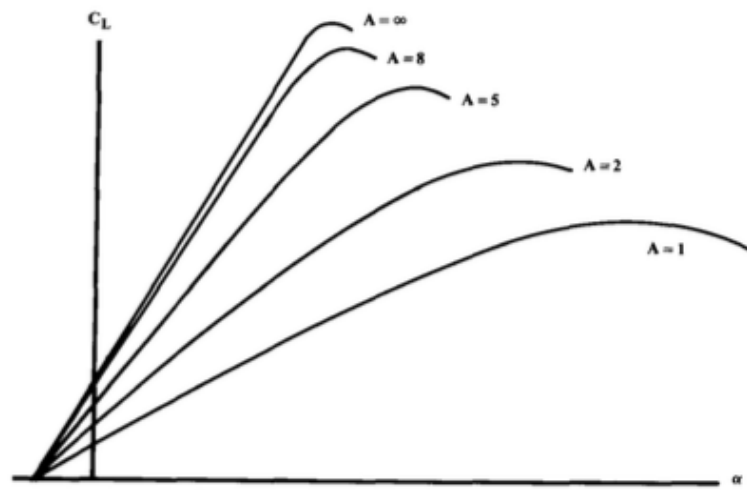


Fig. 4.18 Effect of aspect ratio on lift.

Figura 3.49: Variación de  $C_l$  vs AR (Fuente: Raymar, Aircrafts Design, pag50.)

A continuación se analiza como varía el diseño para distintos AR.

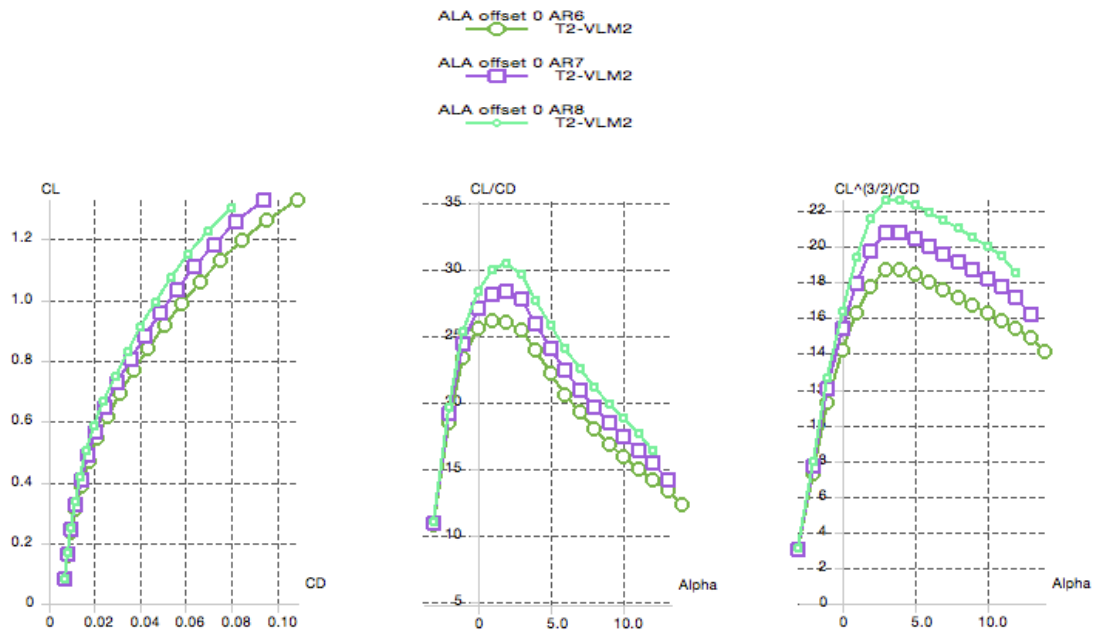


Figura 3.50: Gráficos de la polar, fineza aerodinámica y factor de potencia para distintos AR

Aquí se pueden observar 3 gráficos, El polar, que es la relación entre CL y CD, aquí se ve que, tal como lo predice la figura anterior, a medida que se aumenta el AR, también aumenta el CD, pero se ve perjudicado el ángulo de pérdida, bajando en una unidad de ángulo de pérdida por cada unidad que se sube de AR. Quedando en AR=8 con un ángulo de pérdida de 13°. Se puede observar, que como sube el coeficiente de sustentación, y además para estos ángulos también disminuye el coeficiente de arrastre, se tiene mejores resultados en cuanto a factor de potencia y fineza aerodinámica. Luego de AR=8 la ganancia en sustentación es innecesaria, y tanto la disminución del ángulo de pérdida como la velocidad para entrar en sustentación es perjudicial, por lo que se elige AR=8. Otra razón es que la construcción de alas de muy grandes AR tiende a ser más costosas debido a que se necesita que el ala esté rígida, lo cual para un ala muy estirada conlleva más esfuerzos estructurales, y a su vez a necesitar materiales más específicos. Por último, al estar el peso del ala distribuido a lo largo

del eje lateral Y, aumenta el momento de inercia, lo que a la hora de querer cambiar la dirección, se produce de manera más lenta, o sea, se pierde capacidad de control.

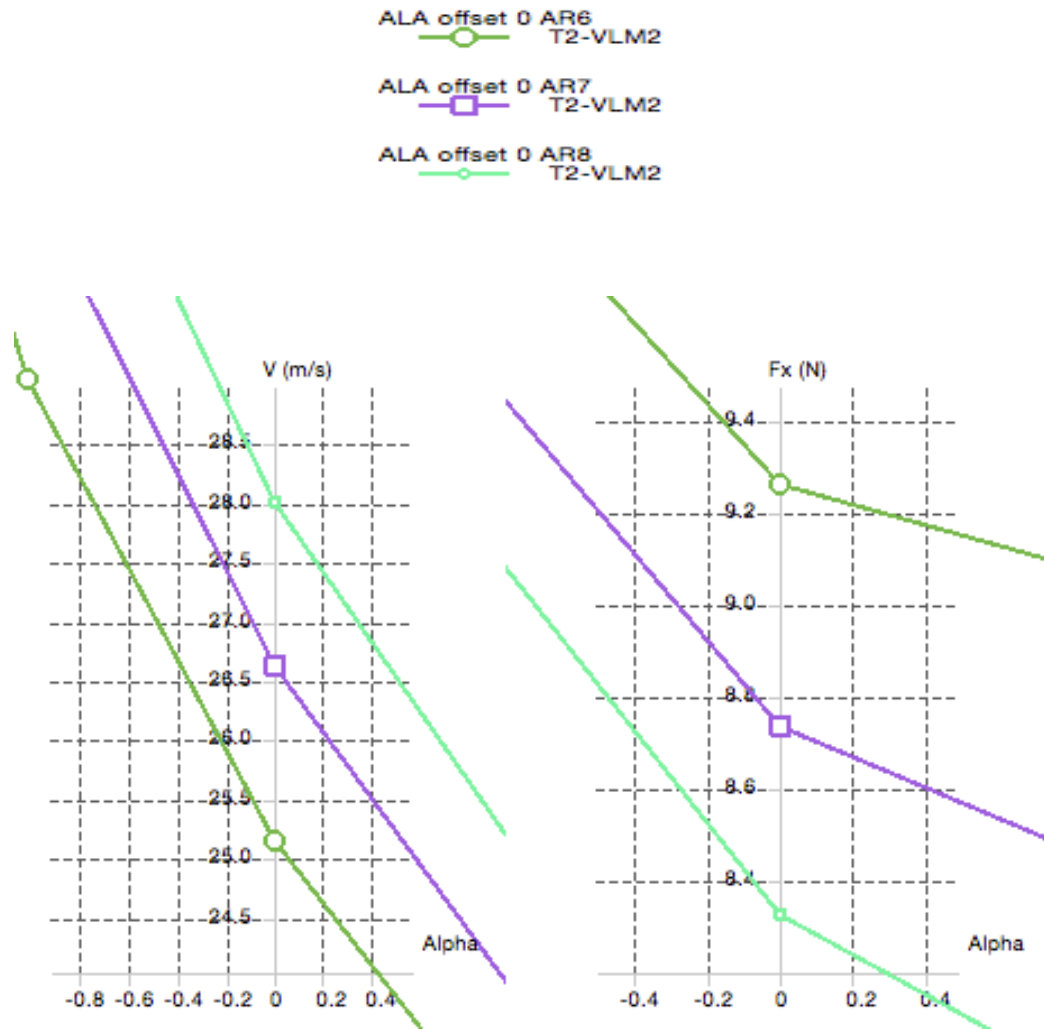


Figura 3.51: Gráficos de Velocidad vs ángulo de ataque y Fuerza en el eje X vs ángulo de ataque

De estos 2 gráficos se puede observar, que la velocidad crucero sube a 28[m/s], y que se necesita menos fuerza en el eje X, que es la del arrastre, para alcanzar esta velocidad, lo que va acorde a que haya subido el factor de potencia. Notar que la potencia necesaria, se mantiene relativamente constante, ya que aunque sube la velocidad, la fuerza en Newton, disminuye. La cual es aproximadamente 235 [W].

Luego de analizar las variables se llega al siguiente diseño

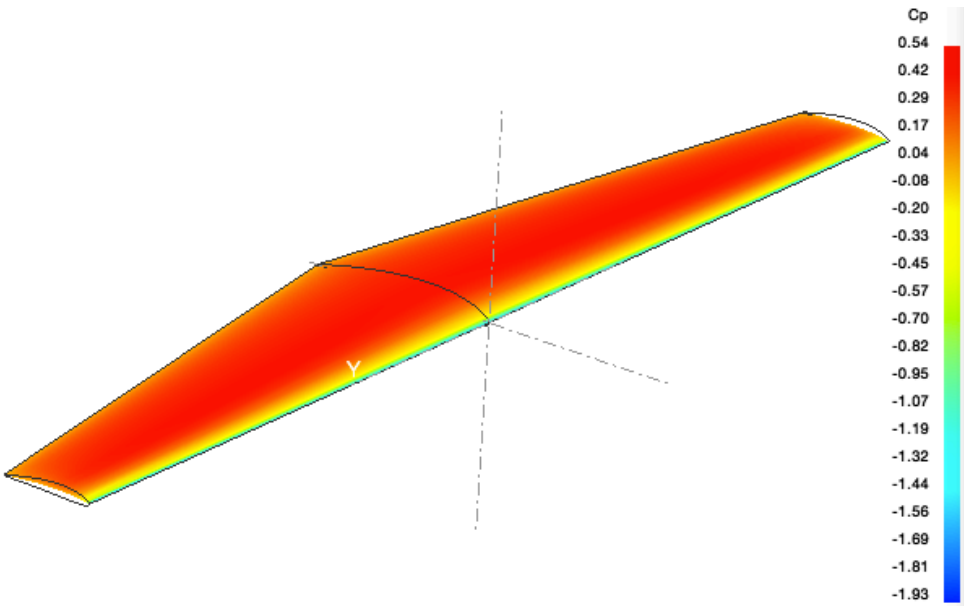


Figura 3.52: Distribución de coeficiente de presión en el ala

Tabla 17: Características del ala diseñada

Perfil alar	CL	S	B	MAC	AR	$\lambda$	$\Lambda_{0,25c}$	Cr	Ct

NACA4412	0,332	1,475	3,5	0,437	8,3	0,5	-2°	0,562	0,281
----------	-------	-------	-----	-------	-----	-----	-----	-------	-------

Aquí se puede apreciar que los resultados obtenidos son casi idénticos a los calculados en la sección 3.3.3, las pequeñas diferencias, se deben a que la cuerda media geométrica, por definición es distinta a la cuerda media aerodinámica (MAC), y los cálculos iniciales se hicieron pensados para valores cerrados de AR pensando en un símil de ala perfectamente rectangular.

### 3.3.5 Diseño estabilizador

Para llegar a un buen diseño de estabilizador, normalmente se necesita pasar por un prototipo, y llegar a una parte más avanzada del diseño que la que se abarca en este trabajo, no obstante, se expondrá una primera aproximación de un estabilizador, y la forma de iterar el diseño para hacer los análisis de estabilidad, y dejando claro que para llegar a un diseño final se necesitarán más iteraciones con datos más concretos.

Principalmente se debe tener en cuenta la distancia entre el centro de masa y el ala que se denominará “d1”, la distancia entre el centro de masa y el estabilizador que se denominará como “d2”, y las fuerzas producidas por el peso “P” por la sustentación del ala “ $CL_{ala}$ ” y por la sustentación del estabilizador “ $CL_{estabilizador}$ ”.

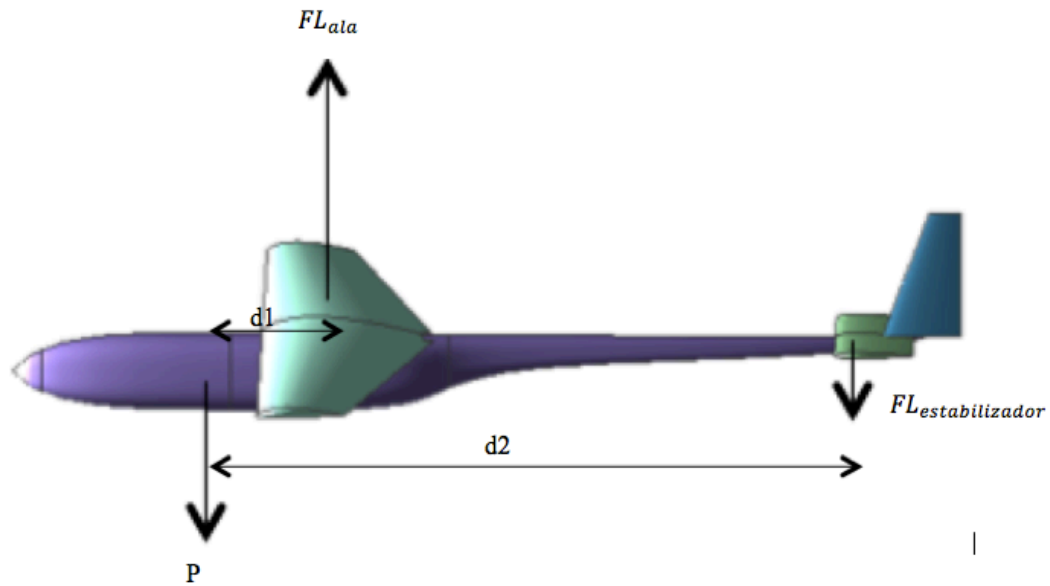


figura 53: Figura para diseño de estabilizador

Como el momento se hace respecto al centro de masa, el peso no genera momento, por lo que la fuerza del estabilizador es  $FL_{ala} * d1 = FL_{estabilizador} * d2$ . Donde  $FL_{ala}=235$  [N],  $d1=0,25*MAC=110$ [mm] (primera aproximación) y  $d2= 1,85$ [m] (esto según sección 3.3.6.3 y restándole 950[mm] de nariz). de aquí obtenemos que se necesita una geometría que genera una fuerza sustentadora negativa de aproximadamente 14[N].

Por lo tanto a medida que se tenga mayor precisión del centro de masa se irá iterando este valor. La fuerza sustentadora necesaria dependerá principalmente del ángulo de ataque del estabilizador horizontal (que será negativo), además se diseña el estabilizador vertical con una dimensión proporcional al horizontal e ir iterando su valor a medida que de un comportamiento estable. Notar que como se genera una fuerza hacia abajo, hay modificar el ala para que genere una fuerza sustentadora un poco mayor y así contrarrestar ese efecto, la modificación que se hizo en el proceso iterativo fue un ángulo de diedro de  $1^\circ$  y un ángulo retorcido de  $2^\circ$ , esto quiere decir elevar el ángulo de ataque  $2^\circ$  en la raíz y  $0^\circ$  en la punta, tal

como se explicó en el marco teórico, esto también ayuda para la estabilidad dinámica. Con esto a su vez obliga a recalcular la fuerza sustentadora del estabilizador.

Tras una serie de iteraciones pasando por la estimación del peso en la sección Elección de elementos del UAV e iteración del peso. y hasta que el diseño da un comportamiento estable en la sección Estabilidad y control. Se llega al siguiente diseño del estabilizador .

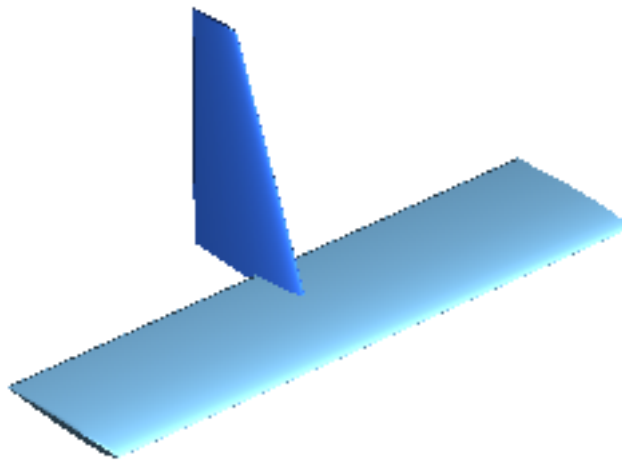


Figura 3.54: Imagen del estabilizador

En el estabilizador horizontal las medidas son 1000 [mm]X250[mm] con un ángulo de inclinación de  $-3^\circ$  y en el estabilizador vertical con el valor de cuerda en la raíz = 250[mm], y valor de cuerda en la punta=100 [mm], sin ángulo. Esta geometría es bajo el supuesto de que el centro de masa está 110[mm] mas adelante que la fuerza sustentadora generada por el ala. Como ya se dijo, aunque esto es solo un supuesto verificable hasta la

confección de un prototipo, sirve como primera aproximación para generar un análisis de estabilidad en la sección Estabilidad y control.

### 3.3.6 Elección de elementos del UAV e iteración del peso.

Para verificar que la estimación hecha fue acertada se determinará un cálculo para aproximar el cálculo del peso de cada una de las partes de la estructura, como ala, estabilizador y fuselaje, además de las componentes.

#### 3.3.6.1 Sistema de despegue y aterrizaje

A continuación se verá que es lo más común para los diseños de este tipo y se verán los pro y los contras de esta alternativas.

Según el estado del arte los sistemas de despegue y aterrizaje se distribuyen de la siguiente manera.

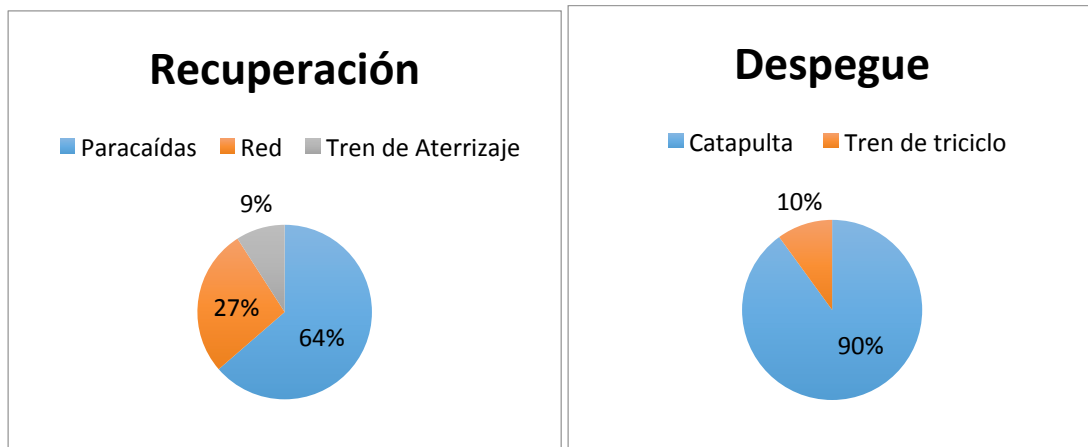


Figura 3.55: Gráfico de Despegue y recuperación

Según la información recopilada el 9% de los UAV de la categoría analizada usa tren de aterrizaje como forma de recuperación del UAV, un 27% lo recupera por medio de una red y un 64% lo recupera por medio de paracaídas. Por otro lado el 90% genera el despegue del UAV a través de catapulta y solo un 10% por medio de un tren triciclo instalado en el UAV.

Al igual que en el 90% de los casos, se elige despegue por catapulta, porque aunque necesita accesorios extras en tierra, se ahorra en cuanto al peso del tren de aterrizaje y porque no siempre habrá una pista disponible. Respecto a la recuperación, se elige paracaídas por sobre red, debido a que por red hay más riesgo de siniestro del UAV, ya que la mayoría de los siniestros se dan en el despegue y aterrizaje. Un paracaídas de seguridad para estos pesos es cercano a 2[kg].

### **3.3.6.2 Sistema Propulsor**

Ya que en la sección 3.3.4 para el diseño del ala se debía estimar un peso, esto generó un diseño que a su vez generó una exigencia de potencia en velocidad crucero, la cual exigía aproximadamente 235 [W], por su puesto hay que considerar las exigencias mayores a las que se puede ver sometido el UAV al acelerar. No obstante hay que tener en consideración el orden de la potencia requerida a la hora de elegir un motor.

Al hacer un análisis estadístico del estado del Arte se obtiene el siguiente gráfico.

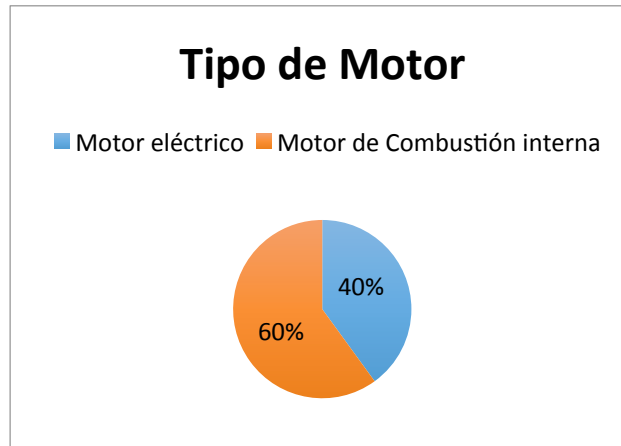


Figura 3.56: Gráfico de porcentaje de tipos de motor para los UAV de características similares

Además, la totalidad usa los motores, ya sea de combustión interna o eléctrico, conectada a una hélice que es la encargada de la propulsión. Por las ventajas que presenta el motor eléctrico frente al de combustión interna se elige un motor eléctrico, se estima que se necesita un motor de 1,5 [hp], ya que a altas velocidades y en el despegue necesitará mucha más energía. De aquí se estima un peso de 1[kg]+ una batería de 4[kg].

### 3.3.6.3 Iteración del peso de la geometría del UAV

**A1a:** Según la fórmula de la metodología de la sección 2.1.1, siendo lo más conservador a la hora de elegir los factores para UAV, se tiene:

$$W_w = S_w * MAC * \left(\frac{t}{c}\right)_{m\acute{a}x} * \rho_{mat} * K_\rho * \left(\frac{AR * n_{ult}}{\cos(\Lambda_{0,25})}\right)^{0,6} * \lambda^{0,04} * g$$

$$W_w = 1,475[m^2] * (0,437[m] * 0,12[-]) * \rho_{mat} \left[ \frac{Kg}{m^3} \right] * 0,0020[-] * \left( \frac{8 * 7.5}{\cos(-3^\circ)} \right)^{0,6} [-] \\ * 0,5^{0,04} [-]$$

al no considerar g, nos da el resultado en kilogramos fuerza, lo que será más fácil de comparar con el aporte a la masa estimada en un principio. Respecto a la formula, se puede notar que entre el área “S” y la altura que es el producto de la cuerda media aerodinámica con el grosor máximo, da el área de un paralelepípedo que encierra el ala, luego el resto de los parámetros son factores para acercarse a un resultado final que está lejos de ser solo multiplicado por la densidad, ya que la forma del ala normalmente es una cantidad de perfiles de un determinado grosor espaciados entre sí, con estructuras que lo soportan. Por otro lado, para la densidad, los materiales más comúnmente utilizados son madera, fibra de carbono y fibra de vidrio, para seguir con la lógica conservadora, se elige el que tiene mayor densidad, fibra de vidrio, con una densidad de 2580 [kg/m<sup>3</sup>], dando un resultado aproximado de 5[kg]

**Fuselaje:** Lo primero para hacer una buena estimación del peso del fuselaje, es saber el largo del UAV, para esto hay algunas aproximaciones que se pueden hacer respecto al peso.

$$L = a * W^b$$

donde

L= largo del UAV

a=parámetro para UAV que vale 1,35

b=parámetro para UAV que vale 0,23

W= peso del UAV

Dando un resultado de  $L=2.8[m]$

Luego, se puede aproximar de manera más adecuada el peso del fuselaje con la fórmula de la sección 2.1.2

$$W_f = L_f * D_{f\text{máx}}^2 * \rho_{\text{material}} * K_{\rho f} * \eta_{\text{ult}}^{0.25} * K_{\text{inlet}} * g$$

$$W_f = 2.8 * 0.3^2 * 2580 * 0.0026 * 7.5^{0.25} * 1.25 = 3.5[kg]$$

**Estabilizador:** Para este caso, se deben hacer 2 cálculos, con las fórmulas descritas en la sección 2.1.3 y 2.1.4, para la cola horizontal y cola vertical, obteniendo así:

$$W_{HT} = S_{HT} * MAC_{HT} * \left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx HT}} * \rho_{\text{mat}} * K_{\rho ht} * \left(\frac{AR_{HT}}{\cos(\Lambda_{0,25_{HT}})}\right)^{0,6} * \lambda_{HT}^{0,04} * \bar{V}_{HT}^{0.3} * \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0.4} * g$$

$$W_{HT} = 0,2 * 0,25 * 0,09 * 2580 * 0,028 * \left(\frac{3,2}{1}\right)^{0,6} * 1 * \left(\frac{1,850}{0,25} * \frac{0,2}{1,475}\right)^{0,3} * \left(\frac{0,25}{0,175}\right)^{0,4} = 0,75 [kg]$$

$$W_{VT} = S_{VT} * MAC_{VT} * \left(\frac{t}{c}\right)_{\text{máx VT}} * \rho_{\text{mat}} * K_{\rho vt} * \left(\frac{AR_{VT}}{\cos(\Lambda_{0,25_{VT}})}\right)^{0,6} * \lambda_{VT}^{0,04} * \bar{V}_V^{0.3} * \left(\frac{c_e}{c_T}\right)^{0.4}$$

$$W_{VT} = 0,07 * 0,175 * 0,09 * 2580 * 0,076 * (2,28)^{0,6} * 2,5^{0,04} * \left(\frac{1,85}{0,4} * \frac{0,07}{1,475}\right)^{0,3} * \left(\frac{0,25}{0,175}\right)^{0,4} = 0,26 [kg]$$

#### **3.3.6.4 Peso final**

Según los cálculos y estimaciones hechas en esta sección, donde aún no está considerado el sistema de control, en general la aviónica que se estima 1[kg], se tiene un peso total de 17,5 [kg] dejando disponible 6,5 [kg] para pago de carga, que puede ser usado para equiparlo con equipos de fotogrametría, componentes topográficos o medidores de sustancias del aire.

Cabe mencionar que como la geometría por si sola da un centro de masa más atrás que la fuerza sustentadora provocada por el ala, es necesario que todos los componentes y en especial el motor y la hélice vayan adelante para equiparar este peso y lograr el centro de masa 110[mm] más adelante de la fuerza sustentadora.

#### **3.3.7 Estabilidad y control**

##### **3.3.7.1 Estabilidad Estática**

En cuanto a la estabilidad estática, se pretende que hayan momentos recuperadores respecto a los 3 ejes, como es un UAV simétrico, el momento recuperador que generará la estabilidad lateral, se dará cuando al bajar un ala por alguna ráfaga de viento, subirá el ángulo de ataque, esto aumentará la fuerza sustentadora, que hará que el ala vuelva a su posición anterior, esto se verá ayudado porque en el otro ala pasará el efecto contrario. El momento recuperador que se genera para la estabilidad direccional, se dará producto de que al sufrir una perturbación, el estabilizador vertical tomará un ángulo lo que provocará una sustentación que hará que vuelva el UAV a su posición original. Para la estabilidad longitudinal se necesita que los centros de masa estén posicionados de manera adecuado a lo largo del eje X del UAV, para así, obtener un coeficiente de momento que entregue estabilidad longitudinal.

Como ya se dijo en secciones anteriores, en el diseño preliminar falta mucha información sobre los materiales exactos y las cargas exactas para saber su distribución y centro de masa

correcto. No obstante según las masas aproximadas, se hace un análisis bajo el supuesto de que el centro de masa quede 110[mm], correspondientes a un 25% de la cuerda, más adelante en el eje pitch que la fuerza sustentadora. Obteniendo así estabilidad estática longitudinal tal como se aprecia en la figura 3.58.

Que el CM sea 0 en ángulo 1°, significa que ese es su punto de estabilidad longitudinal, cuando se inclina hacia atrás se genera un momento positivo, y cuando se inclina hacia delante, se genera un momento negativo para que vuelva a su punto de equilibrio. Notar que en el gráfico de  $C_m$  vs  $C_L$ , en el punto de estabilidad  $C_m=0$  el  $C_L>0$  lo que implica que el UAV vuela. Por último comentar que en el caso de que se desease mayor pendiente de  $C_m$  respecto al ángulo de ataque, según la fórmula de TV(describa en Ecuaciones Geométricas), habría que subir el brazo de palanca, el área del estabilizador horizontal o bajar el ángulo de ataque del estabilizador horizontal (elevator), que para el presente diseño está en  $-3^\circ$ . El valor resultante en este diseño es  $\frac{dC_m}{d\alpha}=-0,06$ .

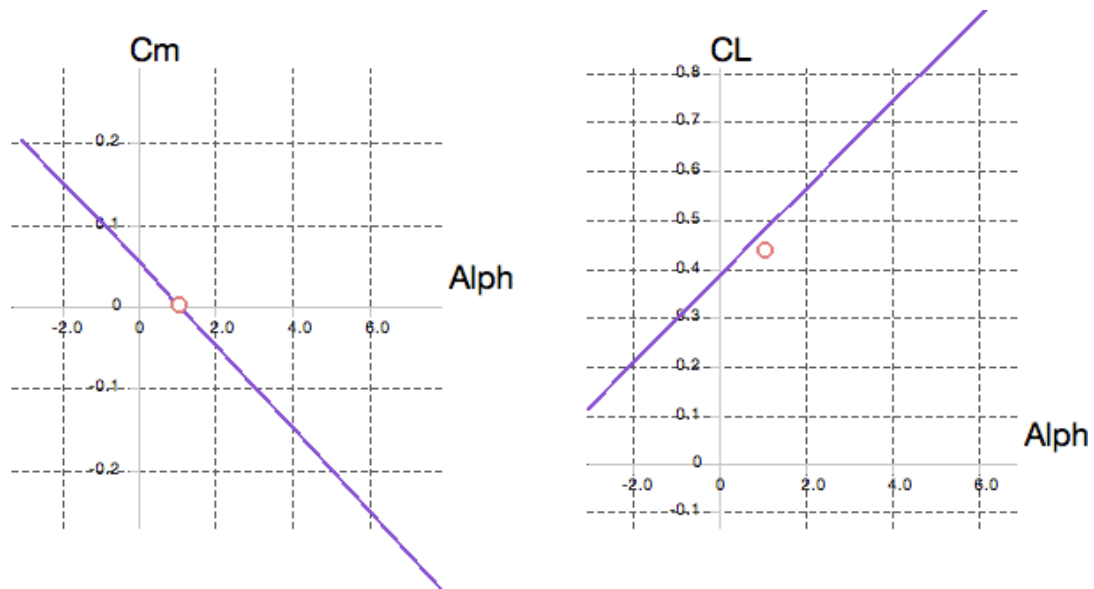


Figura 3.57: Gráficos del coeficiente de momento vs  $C_L$  y vs ángulo de ataque

Además, como el UAV es simétrico, el momento de balanceo( $M_x$  o  $L$ ) es bajo y el momento de guiñada( $M_z$  o  $N$ ), un poco menos bajo producto de que el fuselaje se encontrará bajo el ala. Se deja el gráfico del coeficiente de momento de balance respecto al ángulo deslizamiento ( $\beta$ ), y del coeficiente de momento de guiñada respecto al mismo ángulo (el programa solo permite para análisis de estabilidad estática ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento). De los gráficos se puede ver que cuando  $\beta$  es positivo (viraje hacia el eje y negativo, o sea izquierda), se genera un momento positivo, esto para los 2 coeficientes de momentos, por lo que se concluye que el UAV tiene estabilidad estática. Notar la circunferencia fucsia que aparece cerca del  $\beta = 0$ , que representa el punto de equilibrio longitudinal, que se analizó previamente.

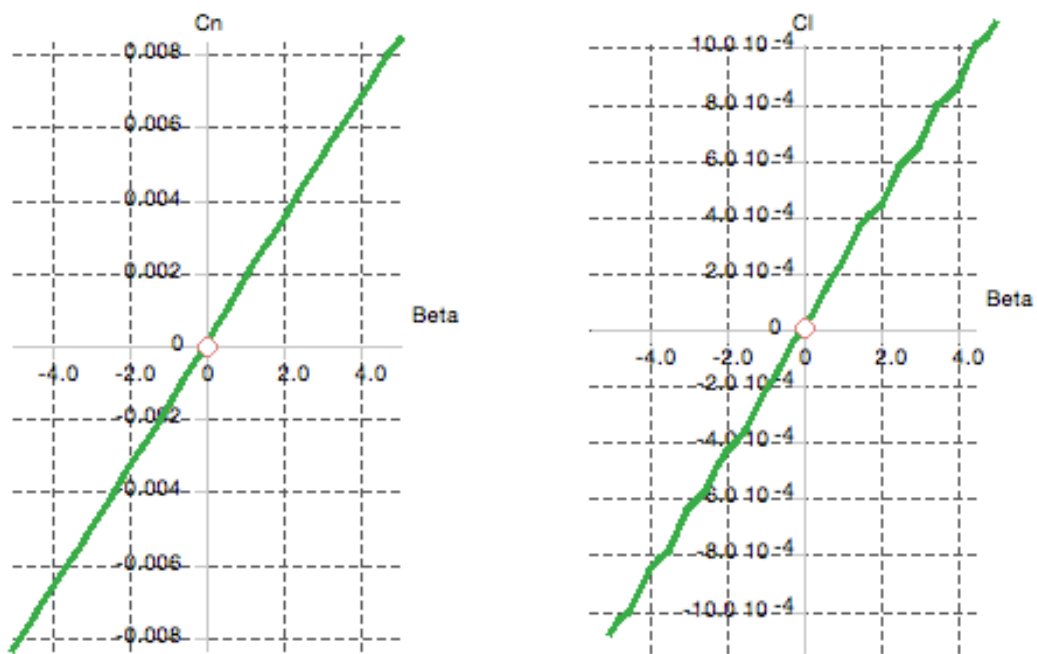


Figura 3.58: Gráficos del coeficiente de balanceo y guiñada respecto al ángulo  $\beta$

### 3.3.7.2 Estabilidad Dinámica

Por otro lado, estos momentos en estos 3 ejes al ejercer momentos recuperadores, se puede generar un ciclo negativo, por lo que se necesita que además el UAV sea dinámicamente estable, o sea que la amplitud de las perturbaciones tienda a 0 a medida que avanza el tiempo. Los tipos de estabilidad dinámica son: **modos rápidos**, relacionados con los 3 grados de libertad del UAV, donde están “de corto periodo”, “convergencia en balance” y “balanceo holandés”. Además están los **modos lentos**, que son los relacionados con los cambios en la trayectoria, donde está el “fugoide” y “espiral”. En el software las variables que se utilizan para estudiar estos modos son, el ángulo  $phi = \phi$  como el ángulo del eje Y (ángulo de guiñada), el ángulo  $Psi = \psi$  como el ángulo del eje X (ángulo de deslizamiento, antes  $\beta$ ) y el ángulo  $tetha = \theta$  como el ángulo del eje Z (ángulo de cabeceo, antes  $\alpha$ ). Además se define “u” como la velocidad relativa en el eje X (o sea, la variación respecto a la velocidad crucero), “v” como la velocidad en el eje Y, y “w” como la velocidad en el eje Z. Por otro lado se define:  $p = \frac{d\phi}{dt}$ ,  $q = \frac{d\theta}{dt}$ ,  $r = \frac{d\psi}{dt}$ , o sea la variación de los ángulos respecto al tiempo. Además se muestran los 3 ángulos antes definidos en la Figura 3.59 para dejarlo más claro. (también ver sección 1.6 para definición de ejes)

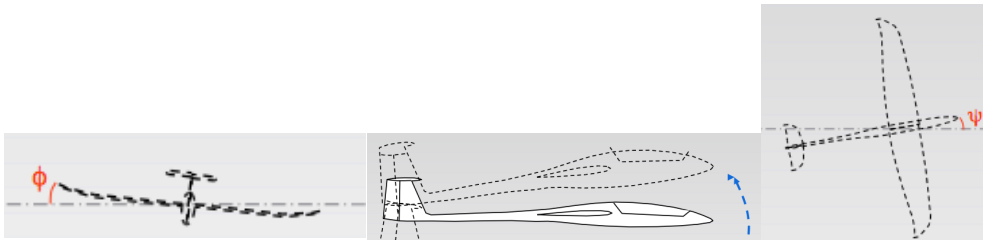


Figura 3.59: Ejemplo de las definiciones de los ángulos, de izquierda a derecha: Phi, Theta, Psi (Fuente: [http://www.xflr5.com/docs/XFLR5 and Stability analysis.pdf](http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf))

El análisis se hará mediante el método de modos, que consiste en que para tanto la estabilidad dinámica longitudinal como la lateral-direccional, se analizan 4 modos, los cuales tienen un

auto-valor asociado, denominado “lambda”, que tiene asociado 4 vectores, cuyas posibles combinaciones determinan el movimiento que se analiza. Para que sea estable dinámicamente la parte real del auto-valor “lambda” debe ser negativo para cada uno de los 4 modos. Mientras mayor es la parte imaginaria de lambda, mayor será la frecuencia, y mientras mayor sea el valor absoluto de la parte real de lambda, mayor será el factor de amortiguamiento. Para entender mejor el comportamiento de las curvas que se mostrarán en los gráficos para las variables de ángulos y velocidades antes expuestas, se deja la formula de la posición:  $X(t) = e^{nt} * (A_1 \cos \omega t + A_2 \sin \omega t)$ . Sin profundizar mayormente en el origen de la fórmula, cabe mencionar que n representa la parte real de lambda,  $\omega$  la parte imaginaria, y A1 con A2, constantes. En la Tabla 18 se muestran los datos asociados al análisis de la estabilidad dinámica lateral-direccional.

Tabla 18: 4 modos del análisis de la estabilidad dinámica lateral-direccional

Modo	Lambda	V1	V2	V3	V4
1	-17,22 + 0i	0,04 + 0i	6,15 +0i	-0,21 +0i	1+0i
2	-0,4955-2.6i	0,042 +0i	0,00085+0,0021i	0,00092 +0,0083i	1+0i
3	-0,4955 + 2,6i	0,042 +0i	0,00085 -0,0021i	0,00093 0,0084i	- 1+0i
4	0,096+0i	0,042 +0i	0,006 +0i	0,02583 +0i	1+0i

Al graficar parte real vs parte imaginaria de cada auto-valor de los modos, y comparándolo con resultados esperados, se obtiene:

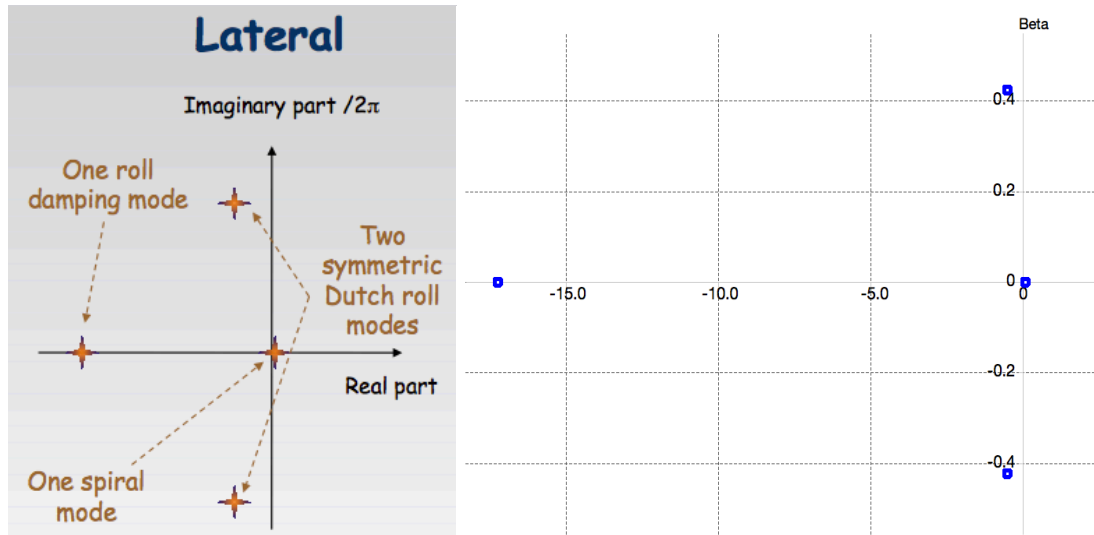


Figura 3.60: comparación resultado esperado y resultado obtenido (Fuente: [http://www.xflr5.com/docs/XFLR5\\_and\\_Stability\\_analysis.pdf](http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf) y elaboración propia.)

Se puede observar que el comportamiento es similar al esperable, el modo 1, según la gráfica, es el modo de "convergencia en balance", al verlo en la Figura 3.61, se ve como se vuelve estable sin amortiguación, esto acorde a la fórmula recién expuesta, es esperable, ya que la parte de senos y cosenos se hace cero, y la parte exponencial elevada a un número negativo. Luego el modo 2 y 3, son simétricos y se conocen como "modos de balanceo holandés", en la Figura 3.61, se ven en azul y verde de manera sobrepuesta con un comportamiento senoidal convergente, estos 3 modos son las 2 formas de "modos rápidos" que se habían dicho. Por último el modo 4, es el modo espiral, que es ligeramente positivo, lo que produce un movimiento inestable, este vector al tener la parte imaginaria igual a cero, no se comporta de manera senoidal, sino exponencial, y divergente porque la parte real es muy baja pero positiva, este es uno de los modos lentos relacionados con la trayectoria antes nombrado. Es normal tener el modo espiral inestable, y en el vuelo se puede evitar con control de alabeo.

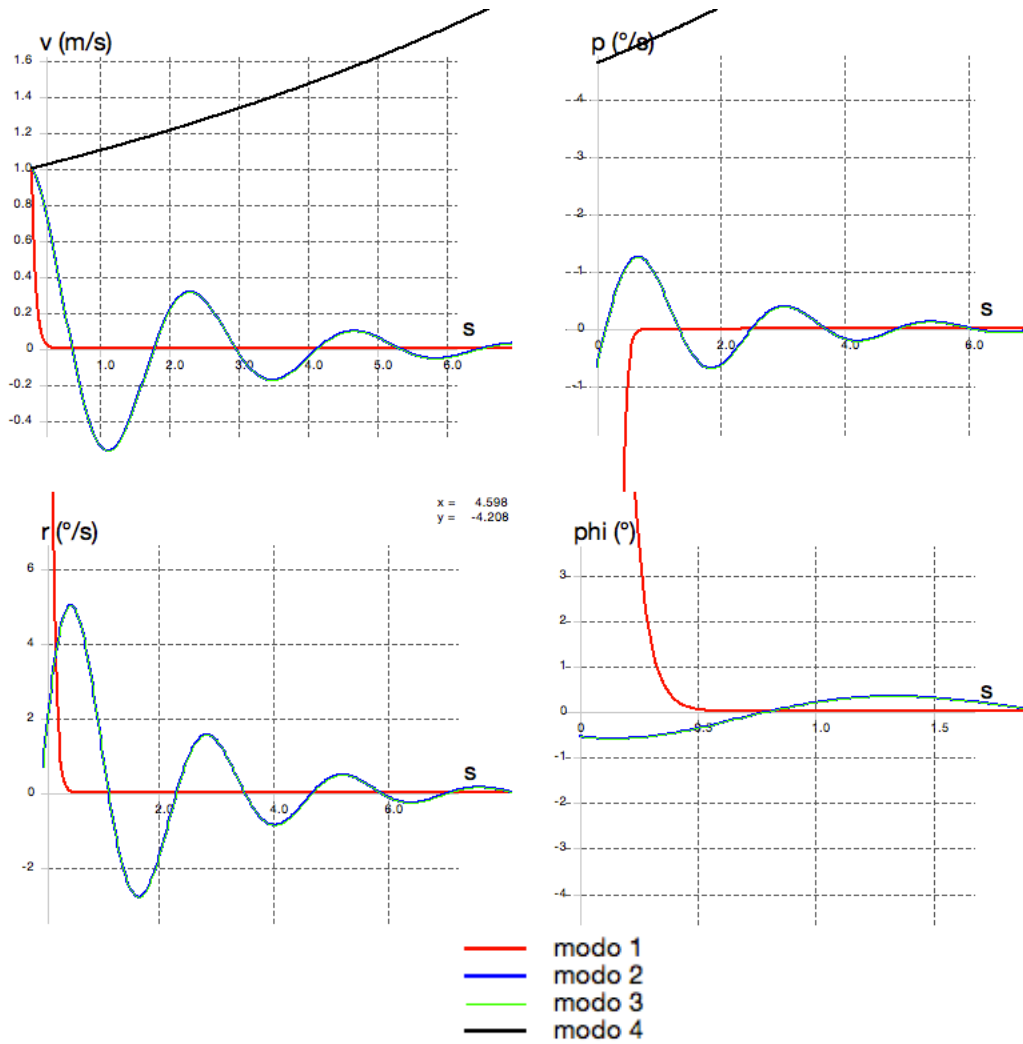


Figura 3.61: Estabilidad dinámica lateral y direccional del UAV

Del mismo modo, se tienen los datos obtenidos del análisis de estabilidad dinámica longitudinal, obteniendo los resultados que se muestran en la Tabla 19.

Tabla 19: 4 modos del análisis de la estabilidad dinámica longitudinal

Modo	Lambda	V1	V2	V3	V4
1	-3,86 - 5,7	0,04118 + 0i	0,15058 - 0,53161i	-0,001349 - 0,01119i	1+0i
2	-3,3009 + 3,0742i	0,04118 + 0i	0,15058 + 0,53161i	-0,01349 + 0,01119i	1+0i
3	0,0145 - 0,4357i	0,04118 + 0i	-0,00330 + 0,00025i	-0,00017 + 0,00003i	1+0i
4	0,0145 + 0,4357i	0,041118 + 0i	-0,00330 - 0,00025i	0,00017 - 0,00003i	1+0i

Al igual que para el análisis de estabilidad dinámica lateral-direccional, se hace un gráfico posicionando los cuatro modos, en un plano de parte real vs parte imaginaria, tanto para el comportamiento esperado, como para el comportamiento obtenido.

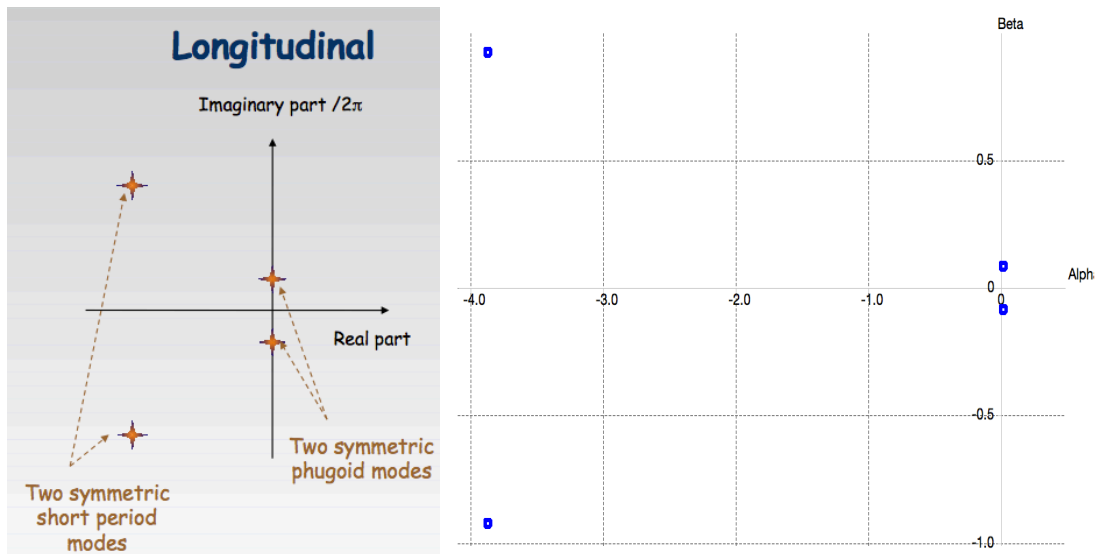


Figura 3.62: Comparación resultado esperado y resultado obtenido  
(Fuente: [http://www.xflr5.com/docs/XFLR5\\_and\\_Stability\\_analysis.pdf](http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf) y elaboración propia.)

Se puede observar que la distribución es similar a la esperable, el modo 1 y 2 son los modos simétricos de “corto periodo”, que en la Figura 3.63, se puede observar con la línea sobrepuesta azul y roja (que se ve morada), con un comportamiento bastante convergente, producto de que la magnitud de su parte real es elevada, estos modos simétricos representan el tercer modo tipo de “modo rápido” antes expuesto. Por otro lado los modos 3 y 4, son los modos de fugoide simétrico, se encuentran más cerca del origen, y producto que su parte real es ligeramente mayor que cero, se puede observar en la Figura 3.63: Comportamiento de la estabilidad dinámica longitudinal del UAV una leve divergencia, lo cual es esperable, y representan el segundo tipo de “modo lento” asociado a la trayectoria. También se puede controlar con alerones en el caso ocurra.

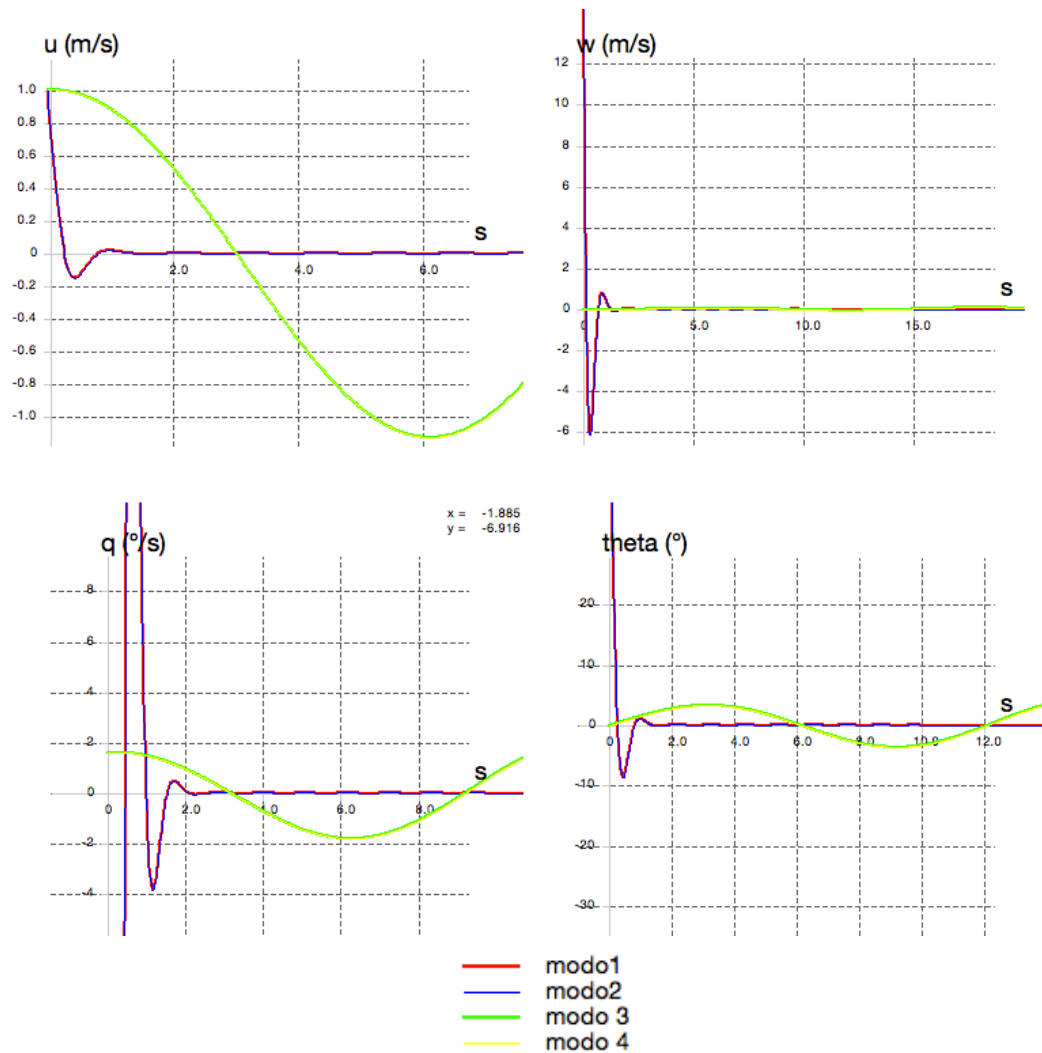


Figura 3.63: Comportamiento de la estabilidad dinámica longitudinal del UAV

En conclusión, aunque algunos manuales del programa advierten que estas técnicas numéricas aún están poco desarrolladas, vale la pena echar un vistazo al comportamiento dinámico del UAV diseñado, para que sirva como punto de referencia. Por otro lado se ve que el comportamiento en cuanto a sus 3 tipos de modos dinámicos rápidos, los cuales eran el modo 1,2 y 3 del análisis lateral direccional y modo 1 y 2 del análisis longitudinal, dan

resultados satisfactorios, viéndose un comportamiento de estabilidad dinámica mínima para el vuelo, por otro lado los comportamiento a sus 2 tipos de modo dinámico lento, dan ligeramente inestables, pero dentro de los resultados esperados. En la sección 3.3.7.4 se hace un breve análisis de la aviónica de un avión.

### 3.3.7.3 Control

Para el control del UAV, se hace a través de alerones, los cuales se diseñan a partir de “Flap” en el perfil alar. Para luego ver el comportamiento en 3D tanto en el ala como en el estabilizador .

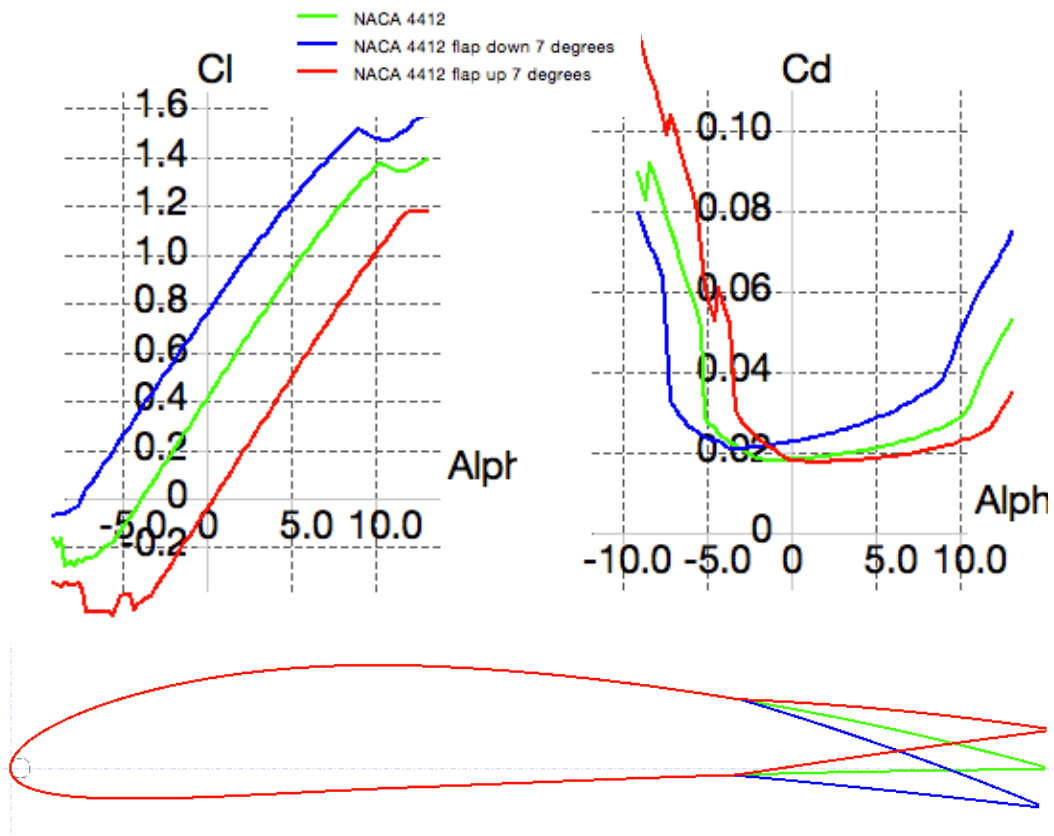


Figura 3.64: Perfil 4412, Gráfico del comportamiento de  $C_l$  y  $C_d$  vs ángulo de ataque y un dibujo de los 3 perfiles

Tal como se muestra en la

Figura 3.64, la sustentación se logra que el coeficiente de sustentación llegue a 0 al hacer un flap de 7 grados hacia arriba, ya que el perfil sube justo cuando sucedía el desprendimiento. A su vez, incrementa la sustentación al hacer un flap de  $-7^\circ$ . Hacer un mayor ángulo es innecesario, porque el  $C_l$  ya está en  $0^\circ$ , y produciría mayor  $C_d$  inducido por el otro lado.

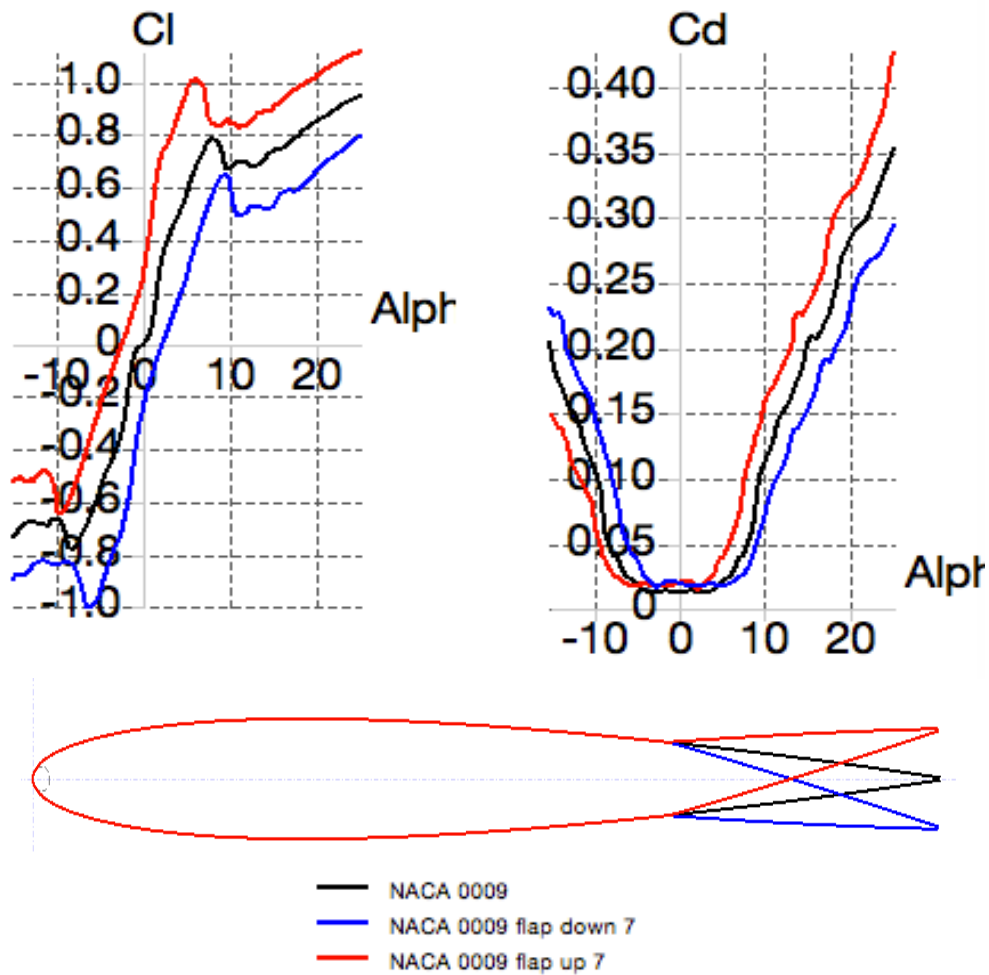


Figura 3.65: Perfil 0009, Gráfico de  $C_l$  y  $C_d$  vs ángulo de ataque y un dibujo de los 3 perfiles

En la Figura 3.65 se ve el cambio en los coeficientes al obtener un flap hacia arriba o hacia abajo, se observa que se tienen diferencias de 0,2[-] en el coeficiente de sustentación para el control de la subida y bajada o deslizamiento lateral del UAV. Respecto al coeficiente de arrastre, tanto al bajarlo o subirlo, aumenta levemente en ángulo  $0^\circ$ .

### Diseño tres dimensiones

Para el diseño en 3 dimensiones, se toma desde la mitad del ala hacia la punta, además con el fin de contribuir a la estabilidad dinámica, tal como se recomienda en el marco teórico, se deja una torsión desde la raíz del ala de  $2^\circ$  a  $0^\circ$ , contribuyendo así, a quedar en el óptimo  $Cl/Cd$ . En la figura se muestra el ala con los flap asimétricos, que son las superficies de control para doblar, mostrando así las distancias de referencia para la ubicación de los flap en general. Notar en la Figura 3.66 como en el lado derecho del ala, se ve más rojo, lo que representa mayores presiones, y por ende mayores fuerzas de sustentación en ese lado del ala, lo que inclinaría al UAV hacia la izquierda.

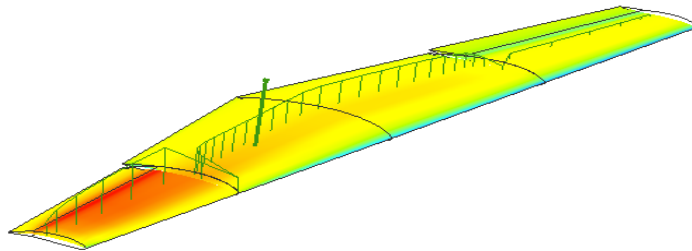


Figura 3.66: Ala con diseño de flap asimétrico

En la Figura 3.67 se puede observar 3 gráficos, donde la línea negra, es la ya modificada ala con una torsión de  $2^\circ$  pero sin flap. La línea morada, es cuando tiene los flap de manera

asimétrica, donde se nota aquí que tiene velocidades de sustentación similares, pero mayores coeficientes de arrastre, lo cual es esperable ya que en cuanto a sustentación lo que pierde un lado del ala, al ser asimétrico, lo gana la otra, Por otro lado al levantarse o bajarse los flap genera una mayor área transversal en el plano perpendicular al viento. La línea azul es el gráfico al bajar el flap, aquí se genera una separación del flujo mayor, lo que aumenta el CL del perfil, esto a su vez, considerando todo lo demás constante, hace que el UAV necesite menos velocidad para mantenerse en equilibrio, se puede notar la fuerza de arrastre, al igual que en el caso asimétrico, se ve perjudicada. Por último, la línea cian es cuando el flap está hacia arriba, como el flap está a un 70% desde el borde exterior del ala, que es donde comienza la separación, al estar el flap hacia arriba, retrasa esta separación, lo que hace que se genere menos flujo turbulento y por ende un CL del perfil menor, de nuevo, considerando todas las demás variables constantes, se tiene que la velocidad debe subir para poder mantenerse la sustentación.

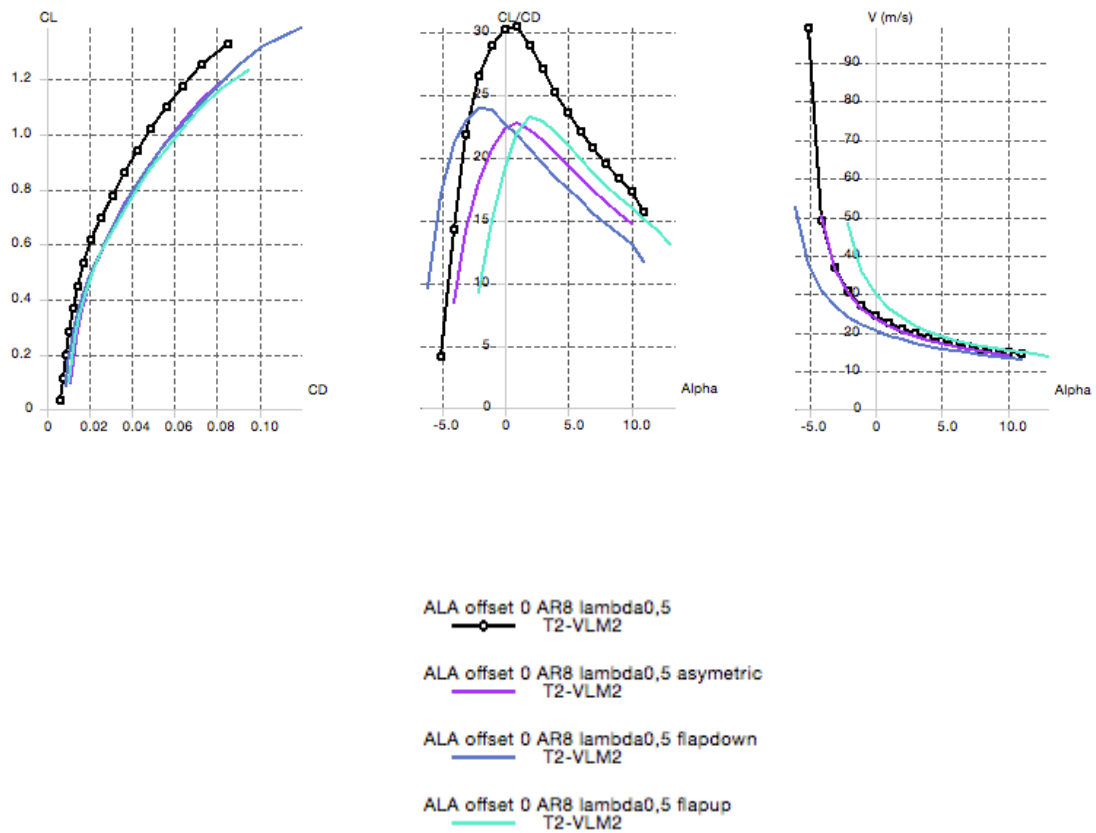


Figura 3.67: Gráfico de la polar de la fineza aerodinámica y de la velocidad vs ángulo de ataque en el control

Por otro lado, la Figura 3.68, muestra el comportamiento del UAV al activar el “flap” del estabilizador horizontal, donde se ve que el coeficiente de sustentación y de arrastre se ven sólo ligeramente afectados, así mismo la velocidad. Además permite tener grandes momentos (diferencias de 0,2[-]) que se utilizan para la estabilidad del UAV.

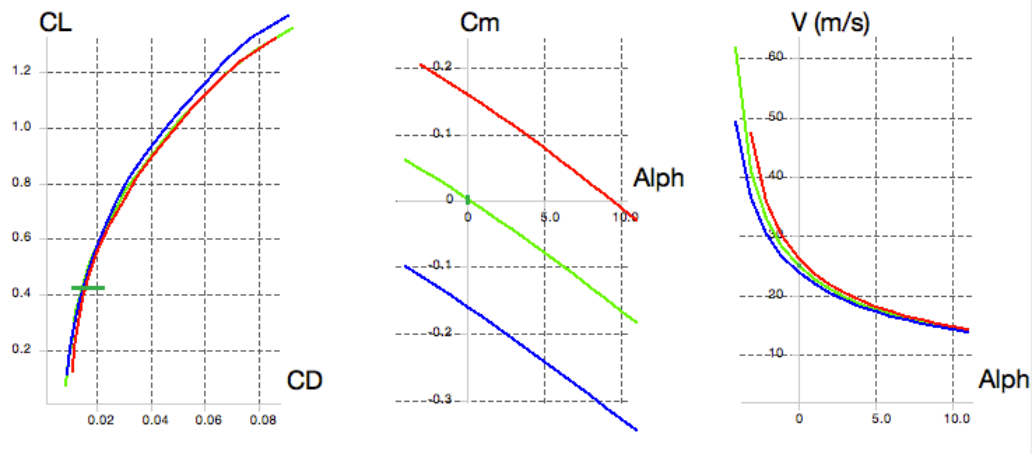


Figura 3.68: Gráficos de la polar, el coeficiente de momento de pivoteo, y la velocidad vs ángulo de ataque

Por otro lado, para cuando se activa el “flap” del estabilizador vertical, en cuanto al coeficiente de momento de balanceo ( $C_l$ , momento recuperador respecto al eje longitudinal), se obtiene lo que se tendría con un movimiento de  $3^\circ$ , y cuando se trata de coeficiente de momento de guiñada ( $C_n$ , momento recuperador respecto al eje vertical), se obtiene lo que se tendría con un movimiento de  $2^\circ$ . También observar que estos análisis son respecto al ángulo de deslizamiento  $\beta$ , donde es importante observar  $C_n$  más que  $C_l$ , ya que  $C_l$  se ve controlado por el diseño del ala como se vio anteriormente. También observar que el análisis se hace para  $\alpha=0^\circ$ , por lo que los coeficientes de sustentación y arrastre no cambian en el gráfico, excepto en  $C_L=0,4$ , que es en este ángulo, donde se tiene una variación del coeficiente de arrastre, lo cual es esperable producto que se produce un área perpendicular al vuelo.

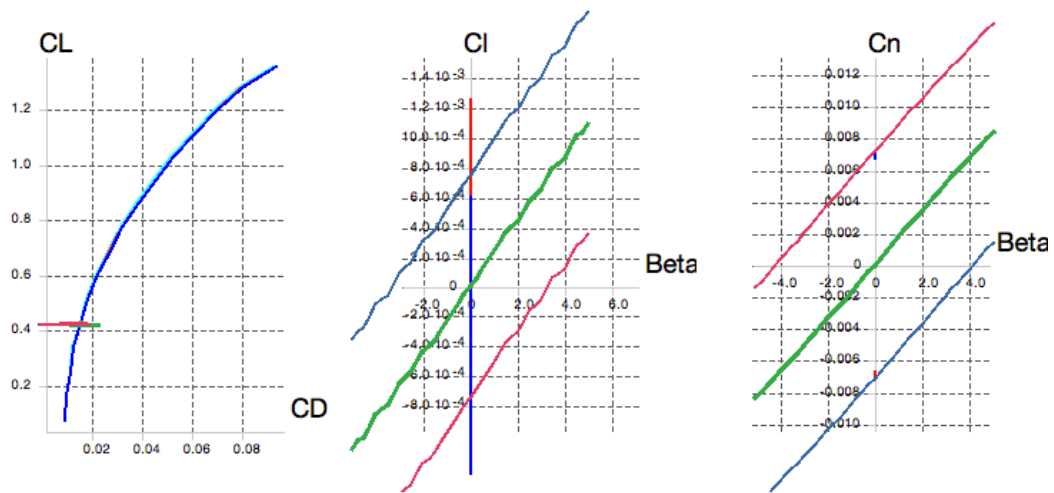


Figura 3.69: Gráficos de la polar, el coeficiente de momento de pivoteo, y la velocidad vs ángulo de ataque

### 3.3.7.4 Aviónica

Aunque no está en el alcance de este trabajo la parte electrónica del UAV, se deja un mapa conceptual clásico de control, donde leyes S.A.S se refiere sistemas de aumento de estabilidad, y leyes A.P a sistema de autopiloto, los cuales funcionan acorde a información recibida por los sensores de movimientos y sensores de condiciones ambientales, esta información la da la misma dinámica del avión que sus variables se ven tal como se definieron en 3.3.7.2, y según la información que recopile el sistema S.A.S como el sistema A.P, se dará la información a los actuadores para mover los controles del UAV. Con las 7 cajas de la derecha basta para un control auto-dirigido de un punto a otro, no obstante la parte de “piloto” y “controles de cabina” se pueden reemplazar por una caja negra que se podría llamar “pilotaje remoto”.

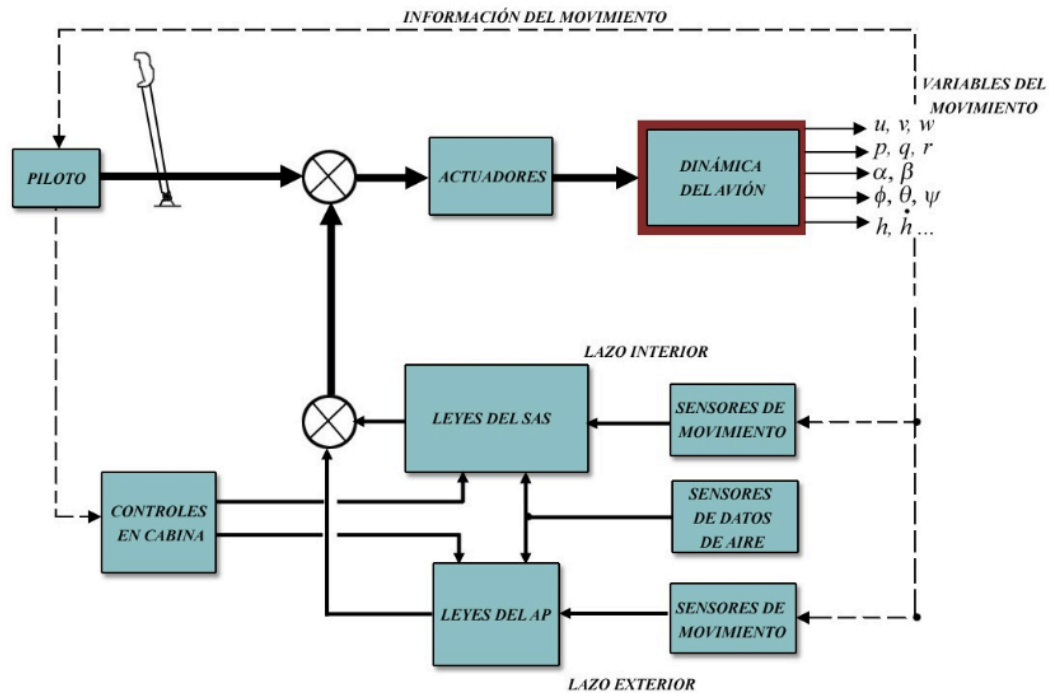


Figura 3.70: sistema de control

(Fuente:[http://webserver.dmt.upm.es/media/files/Introduccion\\_a\\_la\\_Mecanica\\_del\\_Vuelo\\_Miguel\\_nigel\\_Gmez\\_Tierno..pdf](http://webserver.dmt.upm.es/media/files/Introduccion_a_la_Mecanica_del_Vuelo_Miguel_nigel_Gmez_Tierno..pdf))

### 3.3.8 Diseño final y optimización

#### 3.3.8.1 Perfil Alar

Respecto al perfil alar, se pudo ver que es función del peso y la forma y sobre todo el material al que será construido. Al hacer las estimaciones, se hizo pensando en materiales típicos, pero los más densos. no obstante, en construcciones de estas características es normal hacerlo también con madera, donde se ha visto llegar hasta cercano a los 3[kg] para envergadura cercana. Primeramente se recomienda basarse en los estudios elaborados en la sección 3.2, pero de todas formas se dejará una tabla con perfiles recomendados según la masa, para esta geometría y un número de Reynolds en torno a 1.000.000[-]. El análisis se

hará acorde a la experiencia del estudio del presente trabajo, y acorde a los diversos perfiles analizados en el programa XFLR5 y con la metodología usada en la sección 3.3.3, pero de forma adicional se tomará en cuenta la contribución de la sustentación que se tiene de parte de los ángulos, ya sea de torsión, de diedro y contribución del estabilizador, esto para que quede en el punto óptimo.

Tabla 20: perfil sugerido según masa.

Masa [kg]	Perfil CI (2d)
3	NACA0012
6	NACA64x-112
8	NACA1410
11	NACA63x-215
14	NACA2412
17	NACA23012
19	AH-140
22	NACA65x-415
24	NACA4412

### 3.3.8.2 Geometría

Dentro de la geometría, se puede hacer diversas optimizaciones, si se desea seguir aumentando el CL/CD a costa de necesitar mayor velocidad para sustentarse, se puede subir el AR, si se desea obtener un  $dC_m/d(\alpha)$  para darle mayor estabilidad, se puede aumentar el área del estabilizador, o aumentar el brazo de palanca (aunque afectaría los momentos generados, por lo que habría que estudiar en mayor detención los materiales y reforzamientos). Si se desea cambios más rápidos al controlar, se puede disminuir la posición del flap (actualmente está en 70%).

Otro fenómeno que ocurre en los UAV, es el efecto vórtice en la punta del ala (wing vortex), el fenómeno consiste en una corriente que va en dirección hacia el ala por el extrado y hacia la punta por el intrado, esto debido a que la fuerza de arrastre inducida es proporcional a la fuerza de sustentación, y ésta es mayor en la raíz del ala (decrece desde el fuselaje hacia la punta), estas corrientes se encuentran en la punta del ala lo que provoca fuerzas en sentido del peso en la punta del ala, provocando así pérdidas de sustentación. Este fenómeno se puede ver en Figura 3.71.

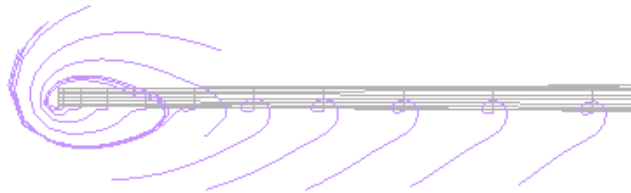


Figura 3.71: Efecto “wing tip vortex”

Al diseñar una punta de ala, los cambios en los parámetros son despreciables, por lo que se concluye que para Reynolds mayores probablemente este fenómeno sea notorio. Lo que es coincidente con los diseños mostrados en el estado del arte, ya que solo los diseños sin estabilizador tradicional tenían punta de ala levantada, y así suplir la función del estabilizador vertical.

### **3.3.8.3 Fuselaje y diseño final**

Acorde al fuselaje, el programa no permite un diseño muy sofisticado, pero acorde a las necesidades, se obtiene un UAV de envergadura 3500[mm], largo 2800[mm], cuerda en la raíz del ala 562[mm], cuerda en la punta del ala 281[mm], largo de nariz 800 [mm], envergadura del estabilizador horizontal 1000[mm], largo de cuerda del estabilizador horizontal 250 [mm], largo de cuerda de raíz del estabilizador vertical 400[mm], largo de cuerda de punta del estabilizador vertical 100[mm]. Se requiere un fuselaje de largo total de 2800[mm] pero solo 1400/2800 del largo con diámetro de 300[mm], el resto lo más pequeño posible. Un ángulo de diedro de  $1^\circ$ , un ángulo de retorcido (ángulo de ataque en la raíz) de  $2^\circ$  y un ángulo de inclinación de la cola horizontal de  $-3^\circ$ . La parte delantera del fuselaje es donde van los componentes del UAV, motor, batería, paracaídas, aviónica, y payload (cámara u otros), la *Figura 3.72: Diseño del UAV* muestra una vista lateral del fuselaje y una vista isométrica del UAV.

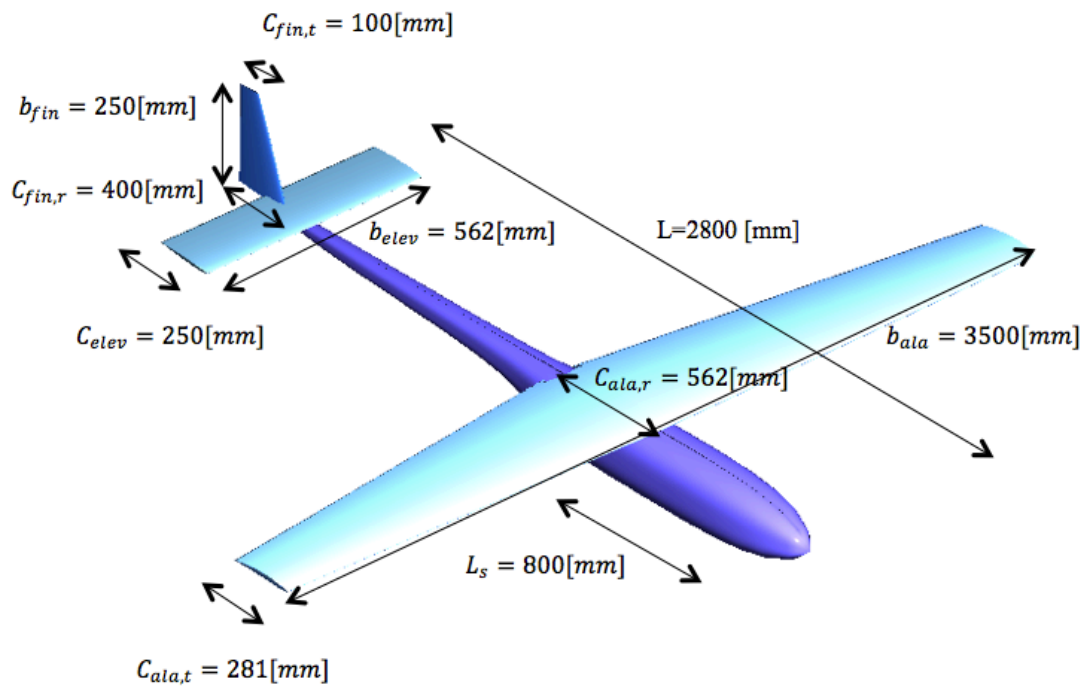


Figura 3.72: Diseño del UAV

### 3.3.8.4 Características de Operación

En la figura 3.73 se puede ver un gráfico de velocidad versus ángulo de ataque, la línea roja representa el UAV sin modificaciones, la línea verde cuando se activa un flap hacia abajo, y la línea azul cuando se activa el flap hacia arriba. Además, cada circunferencia corresponde a un ángulo de inclinación de la cola horizontal que va desde  $-1^\circ$  hasta  $7^\circ$  de izquierda a derecha a lo largo de cada línea. La posición de cada circunferencia corresponde al ángulo de estabilidad del UAV para cada ángulo de inclinación de la cola horizontal.

Si se baja el flap del ala, como sube la sustentación, se podría pensar que aumentaría la velocidad, no obstante, del gráfico se puede observar que al mover el flap, y por lo tanto cambiar la fuerza sustentadora en el ala, la cola se mueve para equiparar esta fuerza, por lo tanto se llega a un nuevo punto de equilibrio que independiente del flap del ala se mantiene

una velocidad relativamente constante. Por otro lado, si se cambia el ángulo de inclinación de la cola(o eventualmente el flap de la cola) se ve que si se ve afectada la velocidad crucero del UAV. El rango de operación variando la cola horizontal va desde 19[m/s] hasta 30[m/s].

Aquí es importante recordar la fórmula del coeficiente de sustentación dado por **Coficiente de sustentación**:  $CL = \frac{2 * F_L}{\rho * V^2 * S}$  (Ecuación 1.4). Ya que como el valor del coeficiente de sustentación depende del ángulo de ataque y la forma del ala, y además se tiene que el peso del UAV es constante, para variar la velocidad hay que variar la configuración ala-estabilizador. Si se desea mantener un ángulo constante del vuelo, se puede subir el flap del ala (línea azul) y pasar el ángulo de la cola horizontal desde -3° a -1°, y subirá a ángulo de ataque constante desde 24 m/s a 30 m/s. Si se desea bajar la velocidad, se puede bajar el flap del ala (línea verde) y pasar el ángulo de la cola horizontal desde -3 a -4°, y bajará a ángulo de ataque constante desde 24 m/s a 22m/s. Cabe destacar que la posición sin flap (línea roja) es la que se comporta de manera más eficiente.

Por otro lado, eventualmente se puede acelerar el hélice con el motor, lo que provocaría un aumento de velocidad, pero esto a su vez provocaría una velocidad axial hacia arriba, producto de que la fuerza sustentadora sería mayor a la del peso, no obstante el programa no permite análisis con hélice.

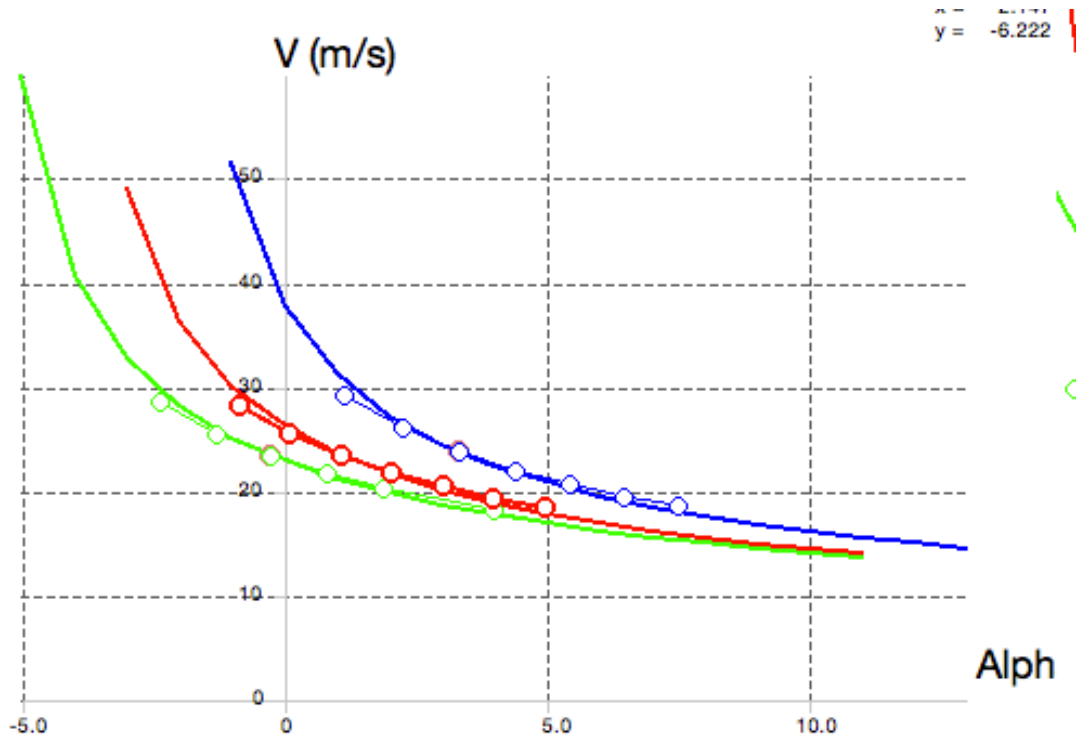


Figura 3.73: Figura 119: Curvas de velocidad vs ángulo de ataque

## 4 Conclusiones

Se concluye que aunque no existe un modelo perfecto, si se puede direccionar el diseño acorde a las solicitudes realizadas, en este caso, un UAV de ala fija, que vuele en torno a los 27[m/s], el diseño fue pensado acorde a la normativa vigente de Chile para el 2016 y según el nicho de mercado que se observa con más proyección, así obteniendo un modelo de máximo 24[kg], con una mezcla entre económico de operar y buena maniobrabilidad. Se pudo observar que dentro del perfil, sus coeficientes aerodinámicos vienen definidos principalmente por su geometría, además que los valores de Reynolds a lo largo del perfil pueden variar en grandes cantidades, también que su principal influencia en el coeficiente de sustentación está dado por la curvatura del perfil. Aunque no hay una manera definida de elegir perfiles alares, se espera haber aportado con la metodología expuesta, principalmente basada en una aproximación matemática y elección gráfica. Respecto al programa, dentro de los especializados para diseño de perfiles de bajo Reynolds, se considera una herramienta bastante completa, que además se le podrían llegar a dar usos más extensos como análisis de los alabes en molinos eólicos u otros perfiles que tengan números de Reynolds de trabajo bajo, ya que en rangos bajos es donde tiene mejores resultados. Comentar también que la metodología de diseño que se usó, exigía determinar el largo de ala, acorde a lo que se tenía en el estado del arte, así como definir si se usaría o no estabilizador, cambiar la envergadura, no implicaría cambios en el método expuesto, no obstante, para un diseño sin estabilizador, habría que detenerse más en el comportamiento del ala, ya que sería necesario hacer un ángulo de flecha mucho más pronunciado, para equiparar los efectos, además de sumar indiscutiblemente ángulos de diedro en la punta para suplir los efectos del estabilizador vertical, las ventajas de un diseño de este tipo serían principalmente mayor maniobrabilidad, pero se insiste en que el diseño debe estar acorde al uso que se le pretenda dar.

Comentar que el diseño fue hecho bajo el supuesto de un determinado centro de masa, del cual no se tiene certeza de que sea así, y lo cual dependerá de la etapa de construcción, del posicionamiento de los componentes del UAV y de lo variable de la carga de pago.

Otra recomendación para tener en cuenta, es el comportamiento que tendría el UAV a más altura, si se pretende usar en minería, es interesante notar, que a mayor altura, la velocidad crucero es mayor para una potencia requerida similar, esto puede ser positivo o negativo dependiendo de la aplicación exacta que se este llevando a cabo. Además se notó que el método de diseño es iterativo, por lo que se necesita información más exacta de los materiales para seguir iterando, pero se dejan todas las opciones estudiadas, dejando grandes desafíos a la construcción en base a la mecánica de materiales, esfuerzos que se verán sometidos los materiales, problemas de fatiga y formas del esqueleto del UAV. Otras líneas de investigación pueden ir en torno al sistema electrónico de control y los métodos numéricos utilizados para las aproximaciones, ya que se notó que aún son bastante mejorable, principalmente por las aproximaciones de flujos viscosos en geometrías de tres dimensiones y estabilidad dinámica.

## REFERENCIAS

- [1] Perfiles IDS, De los UAV a los RPA.
  
- [2] Unmanned Aircraft Systems UAVS Design, Development and Deployment, Reg Austin, Aeronautical Consultant
  
- [3] <http://www.latercera.com/noticia/tendencias/2016/07/659-688651-9-avion-solar-impulse-2-aterriza-en-egipto-penultima-etapa-de-la-vuelta-al-mundo.shtml>
  
- [4] Worldwide UAV Roundup, 2013
  
- [5] <http://www.militaryfactory.com/>
  
- [6] [https://www.dgac.gob.cl/portalweb/rest-portalweb/jcr/repository/collaboration/sites%20content/live/dgac/documents/DAN\\_151Ed2.pdf](https://www.dgac.gob.cl/portalweb/rest-portalweb/jcr/repository/collaboration/sites%20content/live/dgac/documents/DAN_151Ed2.pdf)
  
- [7] [www.sofofa.cl](http://www.sofofa.cl)
  
- [8] [www.grc.nasa.gov](http://www.grc.nasa.gov)
  
- [9] [www.udi.edu.co](http://www.udi.edu.co)
  
- [10] Aircraft Design, Raymer.
  
- [11] <http://www.manualvuelo.com/indice.html>

- [12] <http://faculty.dwc.edu/sadraey/Chapter%205.%20Wing%20Design.pdf>
- [13] [www.xflr5.cl](http://www.xflr5.cl)
- [14] Embry-Riddle Aeronautical University
- [15] Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, M. H. Sadraey, Wiley Aerospace Series, 2012.

## ANEXOS

### A-1: Comparación de series NACA

Tabla 21: Tabla comparativa entre series de NACA  
 (Fuente: [http://web.stanford.edu/~cantwell/AA200\\_Course\\_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf](http://web.stanford.edu/~cantwell/AA200_Course_Material/The%20NACA%20airfoil%20series.pdf))

Familia	Ventajas	Desventajas	Aplicación
Serie 4	<p>Buenas características de puesta en marcha</p> <p>Pequeño centro del movimiento de presión en todo el rango de velocidad</p> <p>Rugosidad tiene poco efecto</p>	<p>Bajo coeficiente de sustentación máximo</p> <p>relativamente alta fuerza de arrastre</p> <p>3. Alta momento de cabeceo</p>	<p>La aviación general</p> <p>colas horizontales</p> <p>Simétrico:</p> <p>aviones supersónicos</p> <p>palas de helicóptero</p> <p>Cubiertas</p> <p>6. aletas / cohetes de misiles</p>
Serie 5	<p>más alto coeficiente de sustentación máximo</p> <p>Bajo momento de cabeceo</p> <p>3. La rugosidad tiene poco efecto</p>	<p>mal comportamiento de puesto en marcha</p> <p>2. relativamente alta fuerza de arrastre</p>	<p>La aviación general</p> <p>Los bombarderos con motor de pistón,</p> <p>transportes</p> <p>3. aviones</p>

			comerciales
Serie 1	evitan los peaks de baja presión  2. Baja fuerza de arrastre a alta velocidad	1. Relativamente baja fuerza de sustentación	hélices de los aviones  2. Hélices para buques
Serie 6	Alto coeficiente de sustentación máximo  Muy baja fuerza de arrastre sobre una pequeña gama de condiciones de operación  3. optimizado para alta velocidad	Alta fuerza de arrastre fuera del rango óptimo de condiciones de funcionamiento  Alta momento de cabeceo  mal comportamiento en la puesta en marcha  4. Muy susceptible a la rugosidad	aviones cazas con motor de émbolo  aviones comerciales  Los Jets  4. aviones supersónicos
Serie 7	Muy baja fuerza de arrastre sobre una pequeña gama de condiciones de operación  2. Bajo momento de cabeceo	reduce el coeficiente de sustentación máximo  Alta fuerza de arrastre fuera del rango óptimo de las condiciones	rara vez utilizado

		<p>de funcionamiento</p> <p>mal comportamiento en la puesta en marcha</p> <p>4. Muy susceptible a la rugosidad</p>	
Serie 8	Desconocido	Desconocido	Muy rara vez utilizado

## A-2: Operadores autorizados por la DGA en Chile el 2016

Tabla 22: Personas o empresas que tienen permiso ante la aeronáutica civil para pilotear UAV's. A mayo del 2016.

NOMBRE DEL QUE TIENE EL PERMISO	PAGINA WEB	RUBRO
PRODUCTORA AUDIOVISUAL PERSPECTIVA AÉREA LTDA	<a href="http://www.perspectivaarea.cl/">http://www.perspectivaarea.cl/</a>	Realizaciones audiovisuales a diversas empresas
ANDRÉS SUNICO LEWIN	-	OPERADOR DE C13
X-CAM	<a href="http://www.x-cam.cl/#!quienes-somos/c1se">http://www.x-cam.cl/#!quienes-somos/c1se</a>	Realizaciones audiovisuales a diversas empresas
CENTRO DE INSTRUCCIÓN DE AERONAUTICA CIVIL	<a href="http://precadet.cl/">http://precadet.cl/</a>	educación, haciendo charlas, cursos y capacitaciones
IQUIQUE DESDE EL AIRE	<a href="http://www.iquiquedesdeelaire.cl/web/">http://www.iquiquedesdeelaire.cl/web/</a>	Realizaciones audiovisuales diversas empresas
PRODUCTORA DE TELEVISIÓN PROMOVIE S.A.	<a href="http://www.promovie.cl/">http://www.promovie.cl/</a>	Realizaciones audiovisuales diversas empresas
JONATHAN TORRES LEVENZON	s/i	s/i
RED TELEVISIVA MEGAVISIÓN	<a href="http://www.mega.cl">www.mega.cl</a>	Operaciones para Megavisión

ZALAUETT Y AVENDAÑO LTDA. (DRONESTORE)	<a href="http://www.dronestore.cl/">http://www.dronestore.cl/</a>	Venta de drones	
JENSEN GODOY MORAGA	<a href="http://www.azarproducciones.com/">http://www.azarproducciones.com/</a>	Realizaciones audiovisuales para diversas empresas	
SPEENDER DRONE	s/i	s/i	
JAIME DÍAZ JARA & LUIS PÉREZ MEYER (BUSINESS COMMUNICATIONS & MEDIA LTDA)	<a href="http://nitropro.cl/">http://nitropro.cl/</a>	Realizaciones audiovisuales para diversas empresas	
CASTRO DEL MIGLIO PRODUCCIONES LTDA (x CNN)	<a href="http://www.cdmproducciones.cl/">http://www.cdmproducciones.cl/</a>	Realizaciones audiovisuales para diversas empresas	
CHILEVISIÓN	<a href="http://www.chv.cl">www.chv.cl</a>	Operaciones Chilevisión para	
MAXIMILIANO RODRIGUEZ VALENZUELA	s/i	s/i	
FRANCISCO JAVIER GUIZA CROS	<a href="http://www.euforiablog.cl/">http://www.euforiablog.cl/</a>	Operaciones euforia blog para	
RED TELEVISIVA MEGAVISIÓN	<a href="http://www.mega.cl">www.mega.cl</a>	Operaciones Megavisión para	
SERVICIO AGRÍCOLA Y GANADERO	<a href="http://www.sag.cl/">http://www.sag.cl/</a>	Operaciones para SAG	
SIS DEF	<a href="http://www.sisdef.cl/">http://www.sisdef.cl/</a>	Realizaciones audiovisuales principalmente para	

seguridad y defensa

CONSEJO DE MONUMENTOS NACIONALES <http://www.monumentos.cl/> Operaciones para la organización

PROYECT. DE INGENIERÍA & SERV. TOPOGRÁFICOS MAURICIO JOSÉ VILLALÓN <http://www.prontop.cl/> Realizaciones audiovisuales principalmente en el área topográfica.

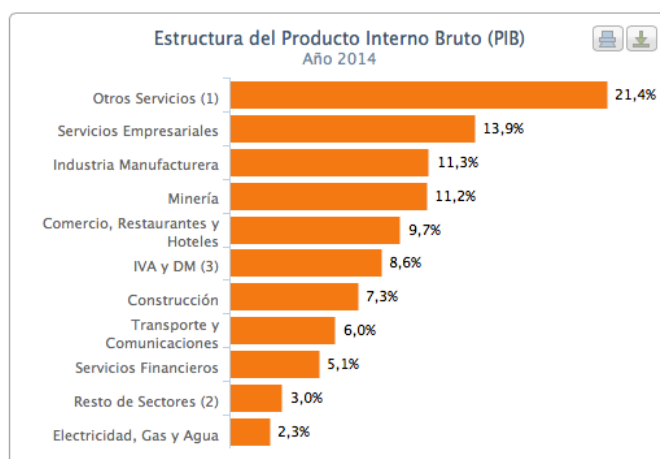
CLAUDIO JAVIER VALDIVIA MARTÍNEZ CHILE EN 4K s/i E.I.R.L. s/i

### A-3: Formato para inscribirse como operador

ANEXO "D"		
		Fecha solicitud:
Sres. Dirección General de Aeronáutica Civil Subdepartamento Operaciones		
Por medio del presente documento, vengo solicito autorización para realizar operación con aeronaves del tipo RPA, conforme se indica:		
1	Datos del Operador	Nombre: E-Mail Fono contacto:
2	Objetivo del vuelo	
3	Periodo de operación	Fecha(S): Hora(S) Duración:
4	Área a sobrevolar	Indicar zona a volar con coordenadas de los cuatro a más vértices:  <div style="text-align: center;"> </div> Adjuntar imagen archivo en kmz. – Google Earth
5	Tipo de vuelo	Autónomo: Alcance visual (VLOS)
6	Despegue - Aterrizaje	Punto de despegue con coordenadas Punto de Aterrizaje con coordenadas
7	Distancia del lugar del vuelo a los aeródromos cercanos	NM al del aeródromo de:
8	Altitud	El vuelo se efectuará a pies sobre el terreno
9	Características del RPA	<ul style="list-style-type: none"> <li><input checked="" type="checkbox"/> Marca</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Modelo</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Peso</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Velocidad de crucero</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Autonomía</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Alcance de radio</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Envergadura, largo y ancho</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Colores predominantes</li> <li><input checked="" type="checkbox"/> Sistemas de navegación</li> </ul>
10	Procedimiento de recuperación	Identificar y describir el sistema de recuperación ante una pérdida de control del aparato
11	Declaro conocer las siguientes normas: <input checked="" type="checkbox"/> DAN 91 "Reglas del Aire" <input checked="" type="checkbox"/> DAN 151 "Operación de aeronaves pilotadas a distancia (RPA) en asuntos de interés público que se efectúen en áreas pobladas.	Se encuentran publicadas y disponibles en la página <a href="http://www.dgac.gob.cl">web www.dgac.gob.cl</a>
12	Nombre de la compañía aseguradora por daños a terceros y N° de Resolución de la Junta de Aeronáutica Civil	
<hr style="width: 50%; margin: 0 auto;"/> NOMBRE Y FIRMA DEL OPERADOR		

Figura 0.1: Formato de solicitud para inscribir UAV sobre 9 [kg] (Fuente: DGA)

## A-4: Estructura del PIB



**CUADRO 16**  
Producto interno bruto por clase de actividad económica, trimestral, precios corrientes (1)  
(Millones de pesos)

	2013 IV	2014 I	II	III	IV	2015 I	II	III
Agropecuario-silvícola	786.247	1.599.608	958.207	534.044	917.982	1.812.778	1.078.841	597.300
Pesca	153.604	154.781	143.246	114.551	62.682	107.122	95.089	126.137
Minería	4.379.071	3.992.351	3.908.824	4.097.946	4.514.675	3.772.822	3.242.847	3.418.586
Minería del cobre	3.881.742	3.544.217	3.480.870	3.633.494	4.048.646	3.375.055	2.885.070	3.026.997
Otras actividades mineras	497.329	448.134	427.954	464.452	466.029	397.767	357.777	391.589
Industria manufacturera	3.871.464	3.883.087	4.095.059	4.163.157	4.473.296	4.346.965	4.513.458	4.665.825
Alimentos	958.411	1.184.724	1.101.082	1.199.555	1.263.214	1.346.788	1.164.805	1.254.127
Bebidas y tabaco	567.002	589.182	555.702	579.587	615.392	683.105	680.810	703.583
Textil, prendas de vestir, cuero y calzado	92.217	76.383	80.448	81.739	77.942	65.169	68.153	68.168
Maderas y muebles	200.902	202.184	195.255	223.793	251.738	242.436	218.455	239.895
Celulosa, papel e imprentas	386.129	389.581	431.636	439.981	452.045	433.893	470.658	554.056
Refinación de petróleo	300.183	306.807	350.718	344.110	365.663	358.896	434.321	418.268
Química, caucho y plástico	566.136	461.542	493.789	498.064	581.608	482.106	553.897	534.699
Minerales no metálicos y metálica básica	141.147	168.470	222.646	172.167	146.417	172.076	215.016	177.283
Productos met., maq. y eq. y otros n.c.p.	659.337	504.214	663.783	624.161	719.278	562.497	707.342	715.747
Electricidad, gas y agua	918.892	803.768	792.608	868.585	973.728	961.594	1.002.012	1.098.020
Construcción	2.690.079	2.611.069	2.621.154	2.591.535	2.862.089	2.700.382	2.782.095	2.751.028
Comercio	3.062.535	2.745.453	2.937.978	2.881.067	3.155.183	2.826.723	3.054.181	2.984.793
Restaurantes y hoteles	641.223	614.278	616.578	651.394	697.542	678.675	666.139	684.111
Transporte	1.594.254	1.504.446	1.451.467	1.485.529	1.784.200	1.859.288	1.815.354	1.747.854
Comunicaciones	693.705	660.911	659.510	651.058	688.456	659.129	677.278	684.451
Servicios financieros	1.795.530	1.859.517	1.849.074	1.859.272	1.970.159	2.009.485	2.074.983	2.139.230
Servicios empresariales	5.088.651	5.086.565	5.064.060	4.934.383	5.434.712	5.520.045	5.538.682	5.356.830
Servicios de vivienda	1.807.809	1.841.086	1.870.336	1.906.289	1.964.387	1.981.814	2.012.108	2.060.434
Servicios personales (2)	4.290.937	3.799.747	4.290.011	4.432.813	4.641.036	4.153.340	4.798.610	4.849.010
Administración pública	1.557.222	1.661.576	1.660.892	1.702.072	1.718.694	1.814.187	1.834.225	1.887.798
PIB a costo de factores	33.331.221	32.818.244	32.919.003	32.873.694	35.858.820	35.204.350	35.185.904	35.051.409
Impuesto al valor agregado	3.068.964	2.806.373	2.866.610	2.973.715	3.354.440	3.046.609	3.080.215	3.254.416
Derechos de importación	168.517	188.510	156.576	166.573	202.368	187.346	148.570	175.574
PIB	36.568.702	35.813.127	35.942.189	36.013.981	39.415.628	38.438.305	38.414.689	38.481.399

Figura 0.2: Estructura del PIB (Fuente: SOFOFA)