

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Diseño y cálculo de las características aerodinámicas y de estabilidad de un dirigible híbrido: Proyecto AirWhale.

Autor: Inmaculada Gómez Vázquez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de
Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Sevilla, 2015



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

**Diseño y cálculo de las características
aerodinámicas y de estabilidad de un dirigible
híbrido: Proyecto AirWhale.**

Autor:

Inmaculada Gómez Vázquez

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Profesor Contratado Doctor

Dep. de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015

Proyecto Fin de Carrera: Diseño y cálculo de las características aerodinámicas y de estabilidad de un dirigible híbrido: Proyecto AirWhale.

Autor: Inmaculada Gómez Vázquez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal

*A mis amigos y mi familia,
mi apoyo en estos años.*

Agradecimientos

A mi tutor, Sergio Esteban Roncero, agradezco además de todos los conocimientos recibidos, el haber creído en este proyecto desde el principio y en mí, confiando en mis criterios, y la seguridad que he tenido durante el desarrollo del mismo de tenerlo siempre a mi lado en esta aventura. Gracias por haberme proporcionado la oportunidad de hacer el proyecto que todo estudiante de Ingeniería Aeroespacial querría hacer.

A la asociación EsiTech y al profesor Daniel Limón Marruedo por haber contado conmigo y la ilusión que derrochan, como me pasa a mí, cada vez que hablamos de Nuestro Proyecto.

Gracias también a todos los profesores que durante estos cuatro años me han enseñado sus asignaturas pero sobre todo a querer aprender sobre aviones cada día más. En especial, me gustaría agradecer la transmisión de su pasión por la aeronáutica al profesor Damián Rivas Rivas.

A mis amigos, los de siempre y los recientes, por permitirme decir en el futuro que fueron los de la vida universitaria los mejores años de mi vida.

A mis padres, mi abuela y mi hermano por haberos involucrado como si de vosotros se tratase.

Gracias a todos vosotros puedo escribir hoy estas líneas.

Inmaculada Gómez Vázquez

Sevilla, 2015

Resumen

Los dirigibles fueron los gigantes del cielo hasta que los aviones lo conquistaron a mediados del siglo XX. Durante muchos años todos los estudios relacionados con la posibilidad de volar estuvieron enfocados a la mejora de la aviación.

Actualmente, ha nacido de nuevo el interés por estas grandes aeronaves cuya sustentación se basa en el Principio de Arquímedes, del siglo III a.C., siendo, nada más que por eso, interesante su estudio. Para encontrar la eficiencia que éstos no tenían y por lo que fueron sustituidos por los aviones, la investigación se dirige a la incorporación de nuevos componentes a los dirigibles convencionales, dotándoles de mayor controlabilidad.

Con este propósito se ha desarrollado este proyecto, en el que se ha realizado un estudio de diseño y cálculo de las características aerodinámicas y de estabilidad de un dirigible híbrido: el Proyecto AirWhale.

Abstract

Airships were the giants of the sky until aircrafts conquered it in the mid-twentieth century. For many years all studies were focused on improving aviation.

Currently, many companies are again interested in these large vehicles whose support is based on the Principle of Archimedes, from the third century BC. Actual researchers are focused on incorporate new components to conventional airships to provide them more efficiency and controllability.

The aim of this project is the design and aerodynamic and stability characteristics of a hybrid airship: the AirWhale Project.

Índice

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Abstract	xii
Índice	xiii
Índice de Tablas	xvii
Índice de Figuras	xix
Notación	xxi
1. Introducción	31
1.1. Motivación	32
1.1.1. Esitech.....	33
1.1.2. Departamentos.....	33
1.2. Estado del arte	35
1.3. Proyecto AirWhale. Requisitos de misión.....	36
1.3.1. Propósito del vehículo	36
1.3.2. Alcance y autonomía	37
1.3.3. Aerostática	37
1.3.3.1. Tipo de gas a emplear	38
1.3.4. Despegue y aterrizaje	38
1.3.5. Dimensiones.....	38
2. Diseño.....	39
2.1. Diseño como dirigible convencional	39
2.1.1. Cálculo de dimensiones y superficie	41
2.2. Diseño como dirigible híbrido	43
2.2.1. Cálculo de dimensiones y superficies.....	43
3. Aerostática	49
3.1. Principales leyes de aerostática.....	49
3.2. Estimación de flotabilidad.....	50
3.2.1. Principio de Arquímedes	50
3.3. Cálculo de flotabilidad.....	52
3.3.1. Cambio de L_{buoy} debido a la temperatura de igual manera en el interior y en el exterior.....	53
3.3.2. Cambio de L_{buoy} debido a cambio de la temperatura únicamente en el interior	55
4. Aerodinámica	57

4.1.	<i>Criterio de signos</i>	58
4.2.	<i>Elección de perfiles</i>	59
4.1.	<i>Estudio de perfiles</i>	59
4.2.	<i>Estudio del ala</i>	62
4.3.	<i>Área de referencia</i>	65
4.4.	<i>Uso de la herramienta XFLR5</i>	65
4.5.	<i>Pendiente de sustentación</i>	66
4.6.	<i>Sustentación aerodinámica</i>	75
4.7.	<i>Relación de flotabilidad</i>	76
4.8.	<i>Resistencia</i>	77
4.9.	<i>Centros aerodinámicos</i>	81
4.9.1.	Centro aerodinámico del ala	81
4.9.2.	Centro aerodinámico del cuerpo	82
4.9.3.	Centro aerodinámico de estabilizador horizontal	83
4.9.4.	Resumen de resultados	84
5.	Actuaciones	85
5.1.	<i>Ecuaciones generales</i>	86
5.2.	<i>Vuelo en crucero a V_{cte}</i>	86
5.2.1.	Estimación de la potencia necesaria a partir de velocidades de vuelo y polar	87
5.2.1.	Velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica en vuelo horizontal a $V=cte$ y $h = cte$	88
5.2.2.	Velocidad que minimiza la potencia requerida	89
5.3.	<i>Subida y descenso</i>	90
5.3.1.	Despegue vertical	90
5.3.2.	Aterrizaje vertical	91
5.4.	<i>Estimaciones actuaciones de giro</i>	91
5.5.	<i>Autonomía del AirWhale</i>	93
5.6.	<i>Alcance del AirWhale</i>	95
6.	Estabilidad y control	97
6.1.	<i>Estabilidad estática longitudinal</i>	98
6.1.1.	Sustentación total	99
6.1.2.	Momento de cabeceo total	100
6.1.3.	Punto neutro del AirWhale	101
6.1.4.	Margen estático	102
6.1.5.	Cálculo de incidencias	103
6.1.6.	Trimado longitudinal	107
6.1.7.	Dimensionado del timón de profundidad	110
6.1.8.	Momento de estabilidad péndulo	110
6.2.	<i>Estabilidad estática lateral-direccional</i>	112
6.2.1.	Derivadas asociadas a la Fuerza Lateral	112
6.2.2.	Derivadas asociadas al Momento de Balance	114
6.2.3.	Derivadas asociadas al Momento de Guiñada	116
6.2.4.	Dimensionado del alerón	118
6.2.5.	Dimensionado del timón de dirección	118
6.2.6.	Viraje estacionario	119
7.	Participación en FLY YOUR IDEAS	123
7.1.	<i>Concurso</i>	123

7.2. <i>Nuestro proyecto</i>	124
8. Futuras mejoras	127
Referencias	129

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1- Temperatura, presión, densidad y densidad relativa para diferentes gases	52
Tabla 2- Comparación Coeficiente de eficiencia de Oswald para ala rectangular y ala hexagonal	63
Tabla 3- Características del ala	63
Tabla 4- Relación $S_{plan}-Vol^{2/3}$ en función del número de lóbulos	72
Tabla 5- Comparación Métodos LLT y VLM con aproximación literatura	75
Tabla 6- Resumen de resultados referentes a los centros aerodinámicos	84
Tabla 7- Derivadas relacionadas con la sustentación	100
Tabla 8- Derivadas asociadas al momento de cabeceo	101
Tabla 9- Valores de incidencias de ala y estabilizador horizontal elegidas.	106
Tabla 10- Valores de las derivadas de estabilidad y control longitudinales.	108
Tabla 11- Valores del trimado longitudinal.	108
Tabla 12- Factores de corrección experimentales utilizados en el cálculo de las derivadas de estabilidad y control lateral direccional	113
Tabla 13- Momentos de inercia	120

ÍNDICE DE FIGURAS

Ilustración 1 -Graf Zeppelin y Hindenburg	31
Ilustración 2 -Dirigible híbrido Aeroscraft	32
Ilustración 3 -Logo ESITECH	33
Ilustración 4 -Esquema Ingeniería concurrente Proyecto AirWhale	34
Ilustración 5 -Aeroscraft Aeros	35
Ilustración 6 -Solar Ship Chui	36
Ilustración 7 -AirWhale.	37
Ilustración 8 – Forma de dirigible convencional: Elipsoide	40
Ilustración 9 - Comparación superficie necesaria en función de FR	40
Ilustración 10 - Vista y dimensiones de elipsoide en alzado	42
Ilustración 11 - Vista y dimensiones de elipsoide en perfil	43
Ilustración 12 - Comparación áreas frontales para dirigible convencional y dirigible híbrido con lóbulos	44
Ilustración 13 - Forma dirigible híbrido con lóbulos	45
Ilustración 14 - Vistas y dimensiones del dirigible lobular en alzado	46
Ilustración 15 - Vistas y dimensiones de dirigible lobular en perfil	47
Ilustración 16 -Criterio de signos	58
Ilustración 17 - Perfil Selig-1223	59
Ilustración 18 - Perfil NACA 0012	59
Ilustración 19 - Gráfica $Cl-\alpha$ perfil Selig 1223 (XFLR5)	60
Ilustración 20 - Gráfica $Cl/Cd-\alpha$ perfil Selig 1223 (XFLR5)	60
Ilustración 21 - Gráfica $Cl-\alpha$ perfil NACA 0012 (XFLR5)	61
Ilustración 22 - Gráfica $Cl/Cd-\alpha$ perfil NACA 0012 (XFLR5)	61
Ilustración 23 -Esquema características del ala	64
Ilustración 24 -Esquema flecha del ala en borde de ataque y en máximo espesor	67
Ilustración 25 -Gráfica $CL - \alpha$ para el ala (XFLR5-Método LLT)	68
Ilustración 26 -Gráfica $C_L-\alpha$ para el ala (XFLR5-Método VLM)	68
Ilustración 27 -Gráfica $CL - \alpha$ para estabilizadores (XFLR5 Método VLM)	69

Ilustración 28 -Dimensiones de los estabilizadores horizontales y verticales	70
Ilustración 29 -Cuerpo AirWhale	71
Ilustración 30 - $CL\alpha$ en función del Aspect Ratio	72
Ilustración 31 -Gráfica $CL - \alpha$ para el cuerpo (XFLR5 Análisis LLT)	73
Ilustración 32 -Gráfica $CL - \alpha$ para el cuerpo (XFLR5 Análisis VLM)	73
Ilustración 33 -Esquema desprendimiento de la corriente en función de FR	77
Ilustración 34 -Gráfica $Cm - \alpha$ en el centro aerodinámico del ala (XFLR5 Análisis LLT)	82
Ilustración 35 -Gráfica $Cm-\alpha$ en el centro aerodinámico del ala (XFLR5 Análisis VLM)	82
Ilustración 36 -Gráfica $Cm -\alpha$ en el centro aerodinámico del cuerpo (XFLR5 Análisis LLT)	83
Ilustración 37 -Gráfica $Cm-\alpha$ en el centro aerodinámico del cuerpo (XFLR5 Análisis VLM)	83
Ilustración 38 -Gráfica $Cm-\alpha$ en el centro aerodinámico de los estabilizadores (XFLR5 Análisis VLM)	84
Ilustración 39 -R/L en función de δr	92
Ilustración 40 - V_{turn}/V_{∞} en función de R/L	92
Ilustración 41 -Esquema centros aerodinámicos	99
Ilustración 42 -Gráfica $CL - \alpha$ utilizado para el cálculo de CL_{opt}	104
Ilustración 43 -Gráfica $CL/CD - \alpha$ utilizadas para cálculo de CL_{opt}	104
Ilustración 44 -Variación de los ángulos de trimado con la velocidad.	109
Ilustración 45 -Variación de δe con la velocidad: Controlabilidad.	109
Ilustración 46 -Dimensionado del timón de profundidad.	110
Ilustración 47 -Dimensionado de los alerones.	118
Ilustración 48 -Dimensionado del timón de dirección	119
Ilustración 49 -Variación de β δa y δr con el radio de giro en viraje estacionario.	121
Ilustración 50 -Logo FLY YOUR IDEAS-Airbus.	124
Ilustración 51 -Logo AirWhale Team. Fly Your Ideas 2014.	125
Ilustración 52 -Diseño AirWhale Fly your Ideas 2014.	126

Notación

Geometría del AirWhale

Símbolo	Descripción	Unidades
AR	Aspect Ratio del cuerpo	---
d_c	Diámetro lóbulo dirigible híbrido	m
d_e	Diámetro sección elipsoide	m
FR	Fineness Ratio	---
ht	Altura dirigible híbrido	m
l_b	Longitud del cuerpo	m
N_{LOB}	Número de lóbulos	---
$Perímetro_{elip}$	Perímetro elipsoide dirigible convencional	m
$Perímetro_{lobular}$	Perímetro lóbulo dirigible híbrido	m
S_{elip}	Superficie de un elipsoide	m^2
$S_{lobular}$	Superficie del cuerpo lobular	m^2
V	Velocidad	m/s
V_{elip}	Volumen de un elipsoide	m^3
Vol	Volumen del hull	m^3
w	Ancho dirigible híbrido	m

Aerostática del AirWhale

Símbolo	Descripción	Unidades
g	Gravedad	m/s^2
L_{buoy}	Sustentación flotante	N
P	Presión	atm
T	Temperatura	$^{\circ}C$
Vol	Volumen de Helio	m^3
ρ	Densidad absoluta del gas	Kg/m^3
ρ_{air}	Densidad del aire	Kg/m^3
ρ_{gas}	Densidad del gas flotante	Kg/m^3
ρ_r	Densidad relativa	Kg/m^3
ρ_0	Densidad del aire a $P=1\text{ atm}$ y $T=0^{\circ}C$	Kg/m^3

Aerodinámica del AirWhale

Símbolo	Descripción	Unidades
AR	Aspect Ratio del cuerpo	---
AR_{EH}	Aspect Ratio del estabilizador horizontal	---
AR_w	Aspect Ratio del ala. Alargamiento.	---
BR	Relación de flotabilidad	---
b	Envergadura	m
C_d	Coefficiente de resistencia de un perfil	---
C_{Dfala}	Coefficiente de resistencia de fricción del cuerpo	---
$C_{Dfcuerpo}$	Coefficiente de resistencia de fricción del cuerpo	---
$C_{Dftails}$	Coefficiente de resistencia de fricción de los estabilizadores	---
C_{D0}	Coefficiente de resistencia parásita	---
C_f	Coefficiente de fricción	---
C_l	Coefficiente de sustentación de un perfil	---
C_L	Coefficiente de sustentación total	---
$C_{l\alpha}$	Pendiente de sustentación de un perfil	1/grados

$C_{L\alpha}$	Pendiente de sustentación total	1/grados
$C_{L\alpha ALA}$	Pendiente de sustentación del ala	1/grados
$C_{L\alpha ESTHOR}$	Pendiente de sustentación del estabilizador horizontal	1/grados
$C_{L\alpha CUERPO}$	Pendiente de sustentación del cuerpo	1/grados
$C_{L\delta_e}$	Variación de sustentación con δ_e	1/grados
C_{mACala}	Coficiente de momentos en el centro aerodinámico del ala	---
$C_{mACcuerpo}$	Coficiente de momentos en el centro aerodinámico del cuerpo	---
C_{mACEH}	Coficiente de momentos en el centro aerodinámico de los estabilizadores	---
C_{lmax}	Coficiente de sustentación máximo de un perfil	---
C_{L0}	Coficiente de sustentación con $\alpha = 0^0$ y $\delta_e = 0^0$	---
c_r	Cuerda en la raíz del ala	m
c_t	Cuerda en la punta de ala	m
D	Resistencia	N
D_f	Resistencia de fricción	N
D_p	Resistencia de presión	N

e	Coeficiente de eficiencia de Oswald	---
FF	Factor de forma	---
k	Parámetro del coeficiente de resistencia inducida	---
L_{aero}	Sustentación aerodinámica	N
MAC	Mean Aerodynamic Chord	m
q	Presión dinámica	$\frac{Kg}{m s^2}$
Re	Número de Reynolds	---
S_{ALA}	Superficie alar	m^2
S_{CUERPO}	Superficie del cuerpo	m^2
S_{ESTHOR}	Superficie del estabilizador horizontal	m^2
S_{plan}	Superficie en planta	m^2
S_r	Superficie de referencia	m^2
S_{wetala}	Superficie mojada del ala	m^2
$S_{wetcuerpo}$	Superficie mojada del cuerpo	m^2
$S_{wettails}$	Superficie mojada de los estabilizadores	m^2
V	Velocidad del AirWhale	m/s
Vol	Volumen de Helio	m^3

α	Ángulo de ataque	°
δ_e	Deflexión del timón de profundidad	°
λ	Estrechamiento	---
Γ	Diedro del ala	°
ρ	Densidad	$\frac{Kg}{m^3}$
Λ_{LE}	Flecha en el borde de ataque	°
Λ_{ME}	Flecha en la sección con mayor espesor	°
μ	Viscosidad dinámica	$Pa \cdot s$

Actuaciones del AirWhale

Símbolo	Descripción	Unidades
C_{Lopt}	Coefficiente de sustentación óptimo	---
P_R	Potencia necesaria	W
$\frac{R}{L}$	Coefficiente de giro	---
T_1	Empuje de los rotores traseros	N
T_{1R}	Empuje necesario de los rotores traseros en crucero	N
T_2	Empuje de los rotores delanteros	N
V	Velocidad del AirWhale	m/s
$V_{(Laero/D)max}$	Velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica	m/s
$V_{min P_R}$	Velocidad que minimiza la potencia necesaria	m/s
V_{turn}	Velocidad de giro	m/s
W_H	Peso no compensado por el Helio	$\frac{Kg \cdot m}{s^2}$
ε	Ángulo de ataque del empuje	°
η_p	Eficiencia propulsiva	---
μ	Ángulo de balance de la velocidad	°
γ	Ángulo de asiento de la velocidad o de trayectoria	°
χ	Ángulo de guiñada de la velocidad o de rumbo	°

Estabilidad del AirWhale

Símbolo	Descripción	Unidades
ΔZ_{cdg}	Distancia vertical entre cdg y centro de flotabilidad	m
C_l	Coefficiente de momento de balance	---
C_{l0}	Coefficiente de momento de balance a ángulo de ataque nulo	---
$C_{l\beta}$	Variación de momento de balance con ángulo de resbalamiento	1/grados
$C_{l\delta\alpha}$	Variación de momento de balance con deflexión de los alerones	1/grados
$C_{l\delta r}$	Variación de momento de balance con deflexión del timón de dirección	1/grados
C_{L0}	Coefficiente de sustentación a ángulo de ataque nulo	---
$C_{L\alpha}$	Variación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque	1/grados
$C_{L\delta_e}$	Variación del coeficiente de sustentación con la deflexión del timón de profundidad	1/grados
C_{M0}	Coefficiente de momentos a ángulo de ataque nulo	---
$C_{M\alpha}$	Variación del coeficiente de momentos con el ángulo de ataque	1/grados
$C_{M\delta_e}$	Variación del coeficiente de momentos con la deflexión del timón de profundidad	1/grados
C_n	Coefficiente de momento de guiñada	---
C_{n0}	Coefficiente de momento de guiñada a ángulo de ataque nulo	---

$C_{n\beta}$	Variación de momento de guiñada con ángulo de resbalamiento	1/grados
$C_{n\delta a}$	Variación de momento de guiñada con deflexión de los alerones	1/grados
$C_{n\delta r}$	Variación de momento de guiñada con deflexión del timón de dirección	1/grados
C_Y	Coefficiente de fuerza lateral	---
C_{Y0}	Coefficiente de fuerza lateral a ángulo de ataque nulo	---
$C_{Y\beta}$	Variación de fuerza lateral con ángulo de resbalamiento	1/grados
$C_{Y\delta a}$	Variación de fuerza lateral con deflexión de los alerones	1/grados
$C_{Y\delta r}$	Variación de la fuerza lateral con deflexión del timón de dirección	1/grados
I_x, I_y, I_z	Momentos de inercia del AirWhale en los ejes x, y, z	Kg·m ²
ME	Margen estático	---
N_0	Distancia entre morro de la aeronave y punto neutro del avión	m
X_{aceh}	Distancia entre morro del AirWhale y centro aerodinámico de los estabilizadores horizontales	m
X_{acwb}	Distancia entre morro del AirWhale y centro aerodinámico del ala	m
X_{CG}	Distancia entre morro del AirWhale y centro de gravedad	m
η_F	Factor de interferencia de fuerza	---
$\eta_{F\delta}$	Factor de interferencia de control de fuerza	---

η_M	Factor de interferencia de momento	---
$\eta_{M\delta}$	Factor de interferencia de control de momento	---
τ	Factor de efectividad de superficie de control	---
β	Ángulo de resbalamiento	°
δ_a	Deflexión de los alerones	°
δ_r	Deflexión del timón de dirección	°

1. INTRODUCCIÓN

'El mejor profeta del futuro es el pasado'.

Lord Byron

Los dirigibles han formado parte de la historia de la humanidad desde principios del siglo XX. Surgieron por la necesidad de controlar el rumbo del entonces único medio volador existente: el globo aerostático.

La historia del dirigible comienza en el Lago Constanza, en la zona fronteriza entre Alemania, Suiza y Austria, donde nació el “padre” de los mismos: Ferdinand Von Zeppelin. Conocido por la mayoría de sus contemporáneos como ‘El Loco’, logró su sueño y consiguió volar sobre el Lago Bodensee en julio de 1900.

Los dos dirigibles más conocidos por su tamaño e importancia fueron: Graf Zeppelin (1928) (a la izquierda de la Ilustración 1-Graf Zeppelin y Hindenburg) y Hindenburg (1936) (a la derecha de la Ilustración 1-Graf Zeppelin y Hindenburg) que cruzaron 139 y 17 veces el Atlántico respectivamente.

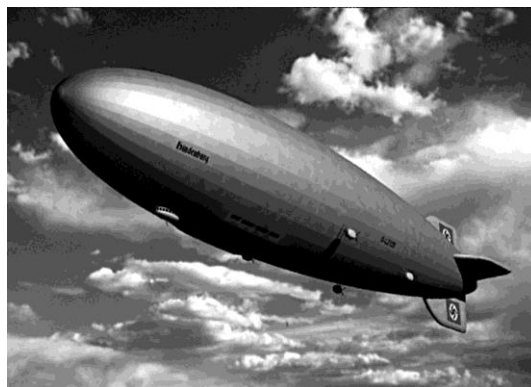


Ilustración 1-Graf Zeppelin y Hindenburg

Fue en la II Guerra Mundial cuando los dueños de los cielos cambiaron. Fue en este momento cuando se impulsó el diseño de los motores de los aviones, que permitían volar más rápido y más seguro. Durante el resto del siglo XX, las investigaciones aeronáuticas se centraron en la mejora de los aviones dejando de lado el sueño de Ferdinand.

Sin embargo, y no queriendo olvidar y dejar de lado estos gigantes del cielo, actualmente existen diferentes empresas cuyo objetivo es que vuelvan a estar presentes. La empresa Aeroscraft ha creado el primer dirigible híbrido, mostrado en la Ilustración 2, combinando el principio de los dirigibles junto con características propias de los aviones, consiguiendo así mayor maniobrabilidad siendo capaces de transportar grandes cargas e incluso de realizar despegues y aterrizajes verticales.



Ilustración 2-Dirigible híbrido Aeroscraft

1.1. Motivación

En el mes de Octubre de 2014, el profesor D. Sergio Esteban Roncero y yo acudimos a una reunión donde se presentó un proyecto colaborativo que estaba naciendo entre estudiantes de diferentes grados en la Escuela Superior de Ingeniería de Sevilla.

Este grupo de jóvenes presentaba su idea: un dirigible híbrido con cuatro rotores, lo que sería la combinación de un dirigible con un quadrotor: el **proyecto AirWhale**. Tenían la idea, tenían el grupo, tenían mucho trabajo, pero buscaban un nuevo componente: un estudiante de Grado en Ingeniería Aeroespacial que se encargase del diseño, la aerodinámica y la estabilidad.

Durante la carrera he pensado en numerosas ocasiones qué proyecto haría para finalizar mis estudios. No quería un trabajo sin más. Quería demostrarme a mí misma que merecían la

pena los días enteros de estudio en la Escuela, que me hicieron verla como mi segunda casa y los agobios cuando alguna asignatura se hacía cuesta arriba. Recuerdo que el primer día del primer curso, en la presentación, me llamó mucho la atención una frase que dijo el entonces director D. Emilio Freire Macías: *'En esta escuela os queremos enseñar a pensar frente a un papel en blanco'*. Este proyecto me ha permitido precisamente eso, diseñar desde cero.

Hubiese sido más fácil un proyecto individual en el que cualquier error solo me afectase a mí, no tuviese que dedicar tiempo a reuniones de equipo y no necesitase aprender conocimientos de otras carreras. Pero entonces, sería un trabajo sin más.

1.1.1. Esitech

Esitech es una asociación de estudiantes multidisciplinar compuesta, por ahora, por los miembros que intentamos hacer posible este proyecto, cuyo logo es el mostrado en la Ilustración 3.



Ilustración 3-Logo ESITECH

Aunque en este momento es el proyecto AirWhale al que dedicamos nuestros esfuerzos, nos gustaría el año que viene y los que siguen desarrollar diferentes ideas, todas con la misma base: aprender.

1.1.2. Departamentos

La asociación Esitech se encuentra compuesta por cuatro grandes departamentos:

- Equipo Automático
- Equipo Electrónico
- Equipo Mecánico
- Equipo Aeronáutico

En cada equipo se encuentran estudiantes pertenecientes a dichas carreras o especialidades.

Este trabajo nos ha permitido mejorar como estudiantes de Ingeniería en muchos aspectos, entre los cuales destaca la llamada Ingeniería Concurrente.

Se define la Ingeniería Concurrente como una filosofía de trabajo, cuya orientación se basa en la integración sistemática, simultánea y **en equipo** en el diseño de un producto, pudiendo considerar desde el principio todos los aspectos del ciclo de vida del mismo.

De este término se debe subrayar el trabajo en equipo, pues es éste el que ha permitido este trabajo y en el que nos hemos basado durante todo el proceso. Además es, quizás, este punto el más complicado de llevar a cabo y a la vez el más utilizado en el mundo laboral, siendo por tanto la mayor lección aprendida en este trabajo.

Se muestra en la Ilustración 4-Esquema Ingeniería concurrente Proyecto AirWhale los diferentes departamentos donde las flechas indican que son todos dependientes de todos bajo el mismo marco común: el AirWhale. Se muestra en naranja el lugar donde se encuentra ubicado este trabajo, así como los cuatro principales estudios que se recogen en él: Diseño, Aerostática, Aerodinámica y Estabilidad.

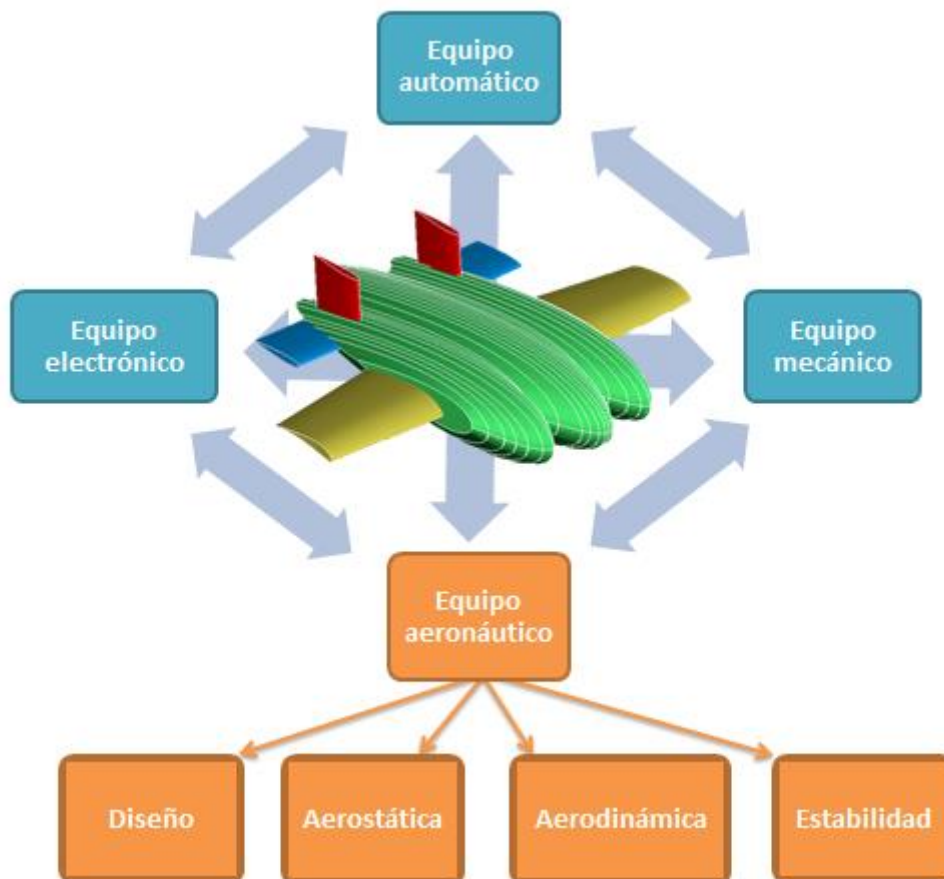


Ilustración 4-Esquema Ingeniería concurrente Proyecto AirWhale

1.2. Estado del arte

En la actualidad existen diferentes empresas dedicadas al diseño de dirigibles híbridos, entre las que destacan Aeroscraft-Aeros y Solar Ship.

- Aeroscraft-Aeros (Mostrado en la Ilustración 5-Aeroscraft Aeros): Con 150 metros de longitud, basan su utilidad en carga de pasajeros o de grandes piezas, como palas de aerogeneradores. Su principal diferencia con respecto a los dirigibles convencionales, por todos conocidos, es la posibilidad de despegue y aterrizaje vertical. Utiliza un sistema innovador llamado *Internal Ballast System* basado en la compresión del Helio en un tanque, sustituyéndolo con aire, disminuyendo su flotabilidad y descendiendo. A día de hoy solo se ha construido una réplica de 79m de longitud para probar sus capacidades en ella. Se demuestra así lo reciente que se encuentra esta línea de investigación.



Ilustración 5-Aeroscraft Aeros

- Solar Ship: Es un fabricante canadiense de dirigibles híbridos que, impulsados por un motor eléctrico que hace girar dos hélices, es capaz de transportar 1000 Kg de mercancías. Su principal novedad con respecto a los dirigibles convencionales es la alimentación del motor eléctrico gracias a baterías y células solares fotovoltaicas dispuestas en su plano superior, aumentando así su alcance y autonomía. En el caso del Solar Ship Chui, el modelo más conocido, necesita 100m para despegar. Dicho modelo se muestra en la Ilustración 6-Solar Ship Chui.



Ilustración 6-Solar Ship Chui

1.3. Proyecto AirWhale. Requisitos de misión.

El proyecto AirWhale surgió como idea de unificar la autonomía y alcance de los dirigibles con la maniobrabilidad del quadrotor, sumándole la sustentación aerodinámica y estabilidad y control propias de un avión.

Para ello, se definió lo que se denomina en la Industria Aeronáutica: RFP (Request For Proposal). En él la empresa define las características principales que quiere que posea su aeronave propuesta, solicitando por tanto respuestas de posibles proveedores. El RFP define por tanto, un marco de acción limitado para la ejecución del diseño propuesto.

Lo realmente curioso en este caso es que EsiTech ha sido a la vez empresa y proveedor. Hemos propuesto nosotros mismos las características que considerábamos interesantes para el proyecto y a la vez la estudiábamos con el fin de obtener nuestra propia respuesta.

1.3.1. Propósito del vehículo

A diferencia de los dirigibles híbridos explicados en 2.1. *Estado del arte*, el AirWhale no nació como un medio de transporte, sino con la capacidad de tomar fotografías de una forma barata, de fácil mantenimiento, con gran alcance y autonomía y limpia con el medioambiente.

Por ello, la carga de pago no sería más que las baterías que alimentan a los rotores y cámaras con las que sería posible la vigilancia de fronteras o tráfico, o incluso cubrir eventos deportivos o de ocio.

Para obtener buenas tomas fotográficas necesitaríamos una velocidad adecuada. Por ello, el propio propósito del vehículo nos impuso la velocidad, que consideramos $V = 5m/s$. Además, establecimos una altitud de vuelo de 20m.

Se añadieron superficies sustentadoras y estabilizadoras propias de los aviones: alas y estabilizadores horizontales y verticales, aumentando la controlabilidad y maniobrabilidad.

Gracias al principio de los dirigibles: el uso de un gas de densidad menor que la del aire, se

conseguía sustentación flotante, haciendo más ligera la aeronave. Además, el AirWhale cuenta con cuatro rotores dispuestos dos a dos en la dirección vertical y en la horizontal.

En la Ilustración 8 se muestra a lo que, tras el estudio descrito a continuación, se llegó con estas ideas.



Ilustración 7-AirWhale.

1.3.2. Alcance y autonomía

El alcance y la autonomía son completamente dependientes del tiempo de descarga de las baterías con las que contamos en nuestra aeronave. Teniendo en cuenta que parte del peso, ya sea estructural o de la carga de pago, es compensado por la sustentación proveniente del Helio, necesitaríamos menos potencia que un quadrotor para transportar la misma carga.

Además, por el hecho de poseer superficies sustentadoras, en crucero los rotores que proporcionan empuje en la dirección vertical no serían necesarios.

Se impuso como requisito una autonomía mínima de 1 hora y un alcance de 18000m.

1.3.3. Aerostática

Además del uso de alas y estabilizadores horizontales, que mejoran la aerodinámica y controlabilidad de nuestra aeronave, la principal diferencia con el resto de vehículos no tripulados es precisamente la aerostática.

Una de las principales cualidades de este proyecto, en vistas de un Ingeniero Aeronáutico, es **el uso de los dos tipos de sustentación: Aerodinámica y Aerostática en el mismo diseño.**

1.3.3.1. Tipo de gas a emplear

En los primeros años de los dirigibles el principal gas utilizado fue el Hidrógeno. Sin embargo, este gas es extremadamente inflamable, como se pudo comprobar en diferentes accidentes, entre ellos el desastre del Hindenburg. Por seguridad, los artefactos modernos tienen prohibidos el llenado con Hidrógeno.

Entre el resto de gases cuya densidad es menor a la del aire la mayoría son tóxicos, inflamables, corrosivos o unión de las anteriores, siendo las excepciones el Helio, el Neón y el vapor de agua.

Por facilidad de obtención y menor densidad se eligió para este proyecto el Helio como gas flotante.

En cuanto al volumen requerido el único requisito era la compensación de la estructura gracias a la aerostática y si fuese posible parte de la carga de pago.

1.3.4. Despegue y aterrizaje

Como ocurre en el explicado Aeroscraft-Aeros, se estableció desde el principio que nuestra aeronave fuese VTOL (Vertical Take Off and Landing), es decir, con posibilidad de despegue y aterrizaje vertical.

Esto proporcionaría una gran ventaja al AirWhale ya que no necesitaría ninguna zona de despegue. Esto se conseguiría gracias a los rotores verticales y, por supuesto, a la sustentación flotante.

1.3.5. Dimensiones

En cuanto a los requisitos establecidos en relación con las dimensiones fueron que la longitud del AirWhale no superase los 4m de longitud ni 1m de altura.

No se establecieron requisitos en relación con el ancho del AirWhale.

2. DISEÑO

*"Locura es hacer la misma cosa una y otra vez
esperando obtener diferentes resultados"*

Albert Einstein

A pesar de que, como ya se ha comentado, actualmente los dirigibles que nacen son híbridos, para su diseño se parte de un diseño como dirigible convencional, que posteriormente se transformará en un dirigible híbrido con la forma que se precise. En este capítulo se van a calcular en primer lugar todas las características propias de un dirigible convencional que posteriormente pasará a ser uno híbrido al que introduciremos todas las componentes y novedades explicadas en 2.2. *Proyecto AirWhale*.

2.1. Diseño como dirigible convencional

En el inicio del diseño de un dirigible hay dos factores de especial importancia a tener en cuenta: el volumen del cuerpo y su forma.

El volumen del cuerpo es muy importante en el cálculo de la sustentación flotante, la fuerza vertical que produce el hecho de contener un gas de menor densidad del aire, como se explicará en el apartado 5. *Aerostática*.

Es sabido que la esfera es el cuerpo geométrico que optimiza la relación superficie-volumen que encierra. Es por esto por lo que aerostáticamente hablando sería el cuerpo que optimizaría el volumen de gas flotante que encierra en relación con el área de envolvente necesaria. Sin embargo, es precisamente esta forma la menos adecuada para obtener una buena aerodinámica de nuestra aeronave, que mejora a medida que aumenta la relación entre la longitud y el ancho, es decir, la excentricidad de un elipsoide.

La forma, por tanto, de los dirigibles convencionales, es un elipsoide, como el mostrado en

la Ilustración 8 – Forma de dirigible convencional: Elipsoide.

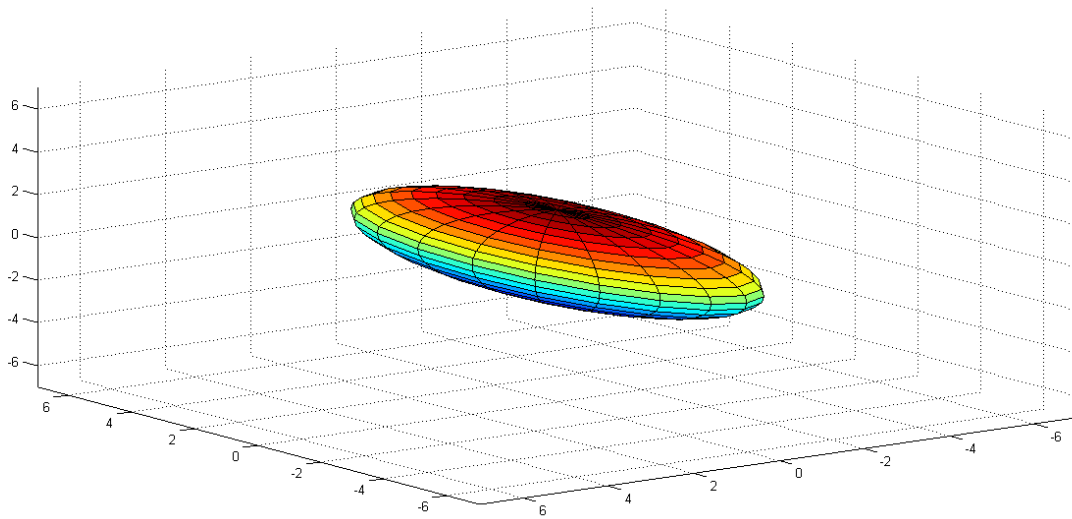


Ilustración 8 – Forma de dirigible convencional: Elipsoide

En la siguiente gráfica se muestra la diferencia que existe entre la superficie necesaria para encerrar un volumen específico en caso de una esfera y de un elipsoide a medida que aumentamos la relación entre la longitud y el diámetro del mismo, suponiéndolo de sección circular. Esta relación es la denominada Body Fineness Ratio (FR).

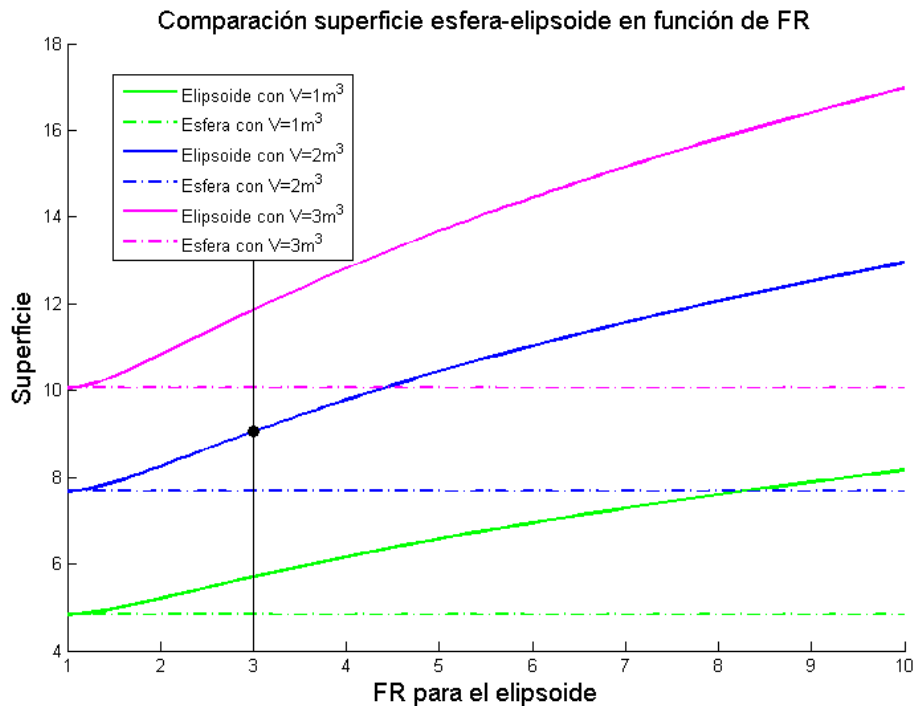


Ilustración 9- Comparación superficie necesaria en función de FR

Se observa en la Ilustración 9 el aumento de la superficie necesaria para albergar un volumen concreto a medida que aumenta el fineness ratio y que es mayor que la necesaria si es una esfera. Por otro lado, la diferencia entre la superficie de la esfera y del elipsoide aumenta a medida que aumentamos el volumen. Teniendo en cuenta todo esto y tras comparar con la base histórica de datos de dirigibles *Historical Airship Database* incluida en el Apéndice E de [1]), se eligió un FR=3.

Además se eligió un volumen de 2m^3 de He, que compensaría aproximadamente 2Kg de Payload. En las siguientes secciones se van a calcular las dimensiones del elipsoide que albergaría el volumen y el FR seleccionados.

2.1.1. Cálculo de dimensiones y superficie

Con este FR y el volumen decidido se calculó, en primer lugar, el diámetro de dicho elipsoide, después la longitud y la superficie, que como habíamos calculado anteriormente coincidiría con la *Ilustración 9*- Comparación superficie necesaria en función de FR.

El volumen de un elipsoide viene dado por la siguiente ecuación:

$$V = \frac{4}{3} \pi \cdot a \cdot b \cdot c \quad (3.1)$$

siendo a, b y c los radios en los ejes x, y, z respectivamente.

Suponemos sección circular, de manera que $b=c$, y además llamamos $l_b = 2a$ a la longitud y $d_e = 2b = 2c$ al diámetro.

Además, como $FR = \frac{l_b}{d_e}$ obteniendo:

$$V = \frac{\pi}{6} \cdot FR \cdot d_e^3 \quad (3.2)$$

Sustituyendo en la ecuación anterior los valores elegidos de V y FR, obtenemos

$$d_e = 1.08\text{m}.$$

De la definición de FR, obtenemos $l_b = 3.25\text{m}$. (Cumple con el requisito expuesto en el Proyecto AirWhale. Requisitos de misión.)

Por último, la superficie mojada se calcula con la ecuación de la superficie para un elipsoide:

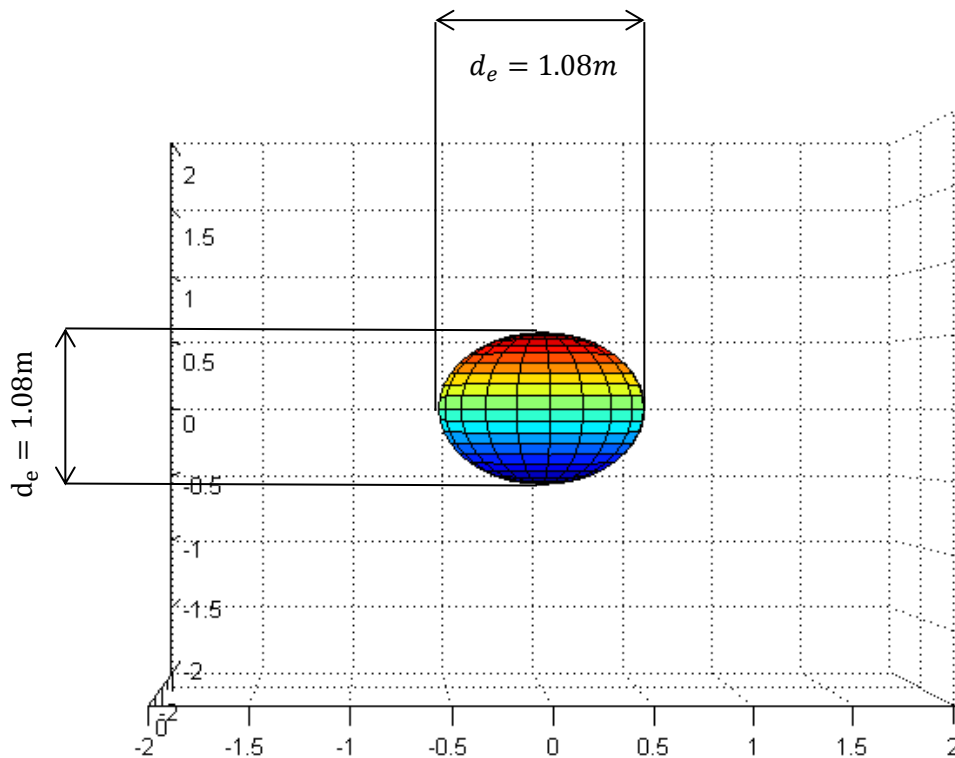
$$S = 4\pi \left(\frac{a^p b^p + a^p c^p + b^p c^p}{3} \right)^{\frac{1}{p}} \quad (3.3)$$

De manera que si realizamos de nuevo la hipótesis de sección circular sabiendo que l_b es la longitud y d_e el diámetro de la sección, y teniendo en cuenta que $p = 1.6075$.

$$S = 4\pi \left(\frac{2l_b^p d_e^p + d_e^p d_e^p}{2^p 2^p 3} \right)^{\frac{1}{p}} \quad (3.4)$$

Obtenemos $S = 9.054m^2$, que ya comprobamos en la Ilustración 9- Comparación superficie necesaria en función de FR.

En la *Ilustración 10- Vista y dimensiones de elipsoide en alzado*, se muestra la vista del alzado del dirigible convencional, con forma de elipsoide. En él se



muestran también las dimensiones calculadas.

Ilustración 10- Vista y dimensiones de elipsoide en alzado

En la *Ilustración 11- Vista y dimensiones de elipsoide en perfil*, se muestra este mismo dirigible convencional con forma elipsoidal pero ahora la vista de perfil. De nuevo se han añadido las dimensiones del mismo, calculadas anteriormente.

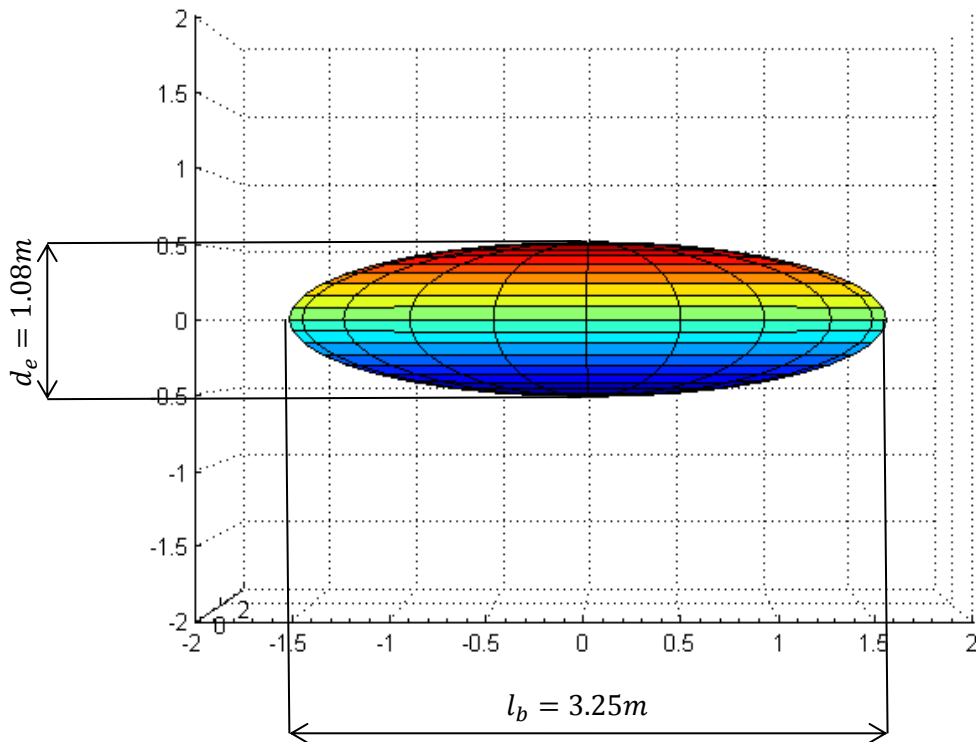


Ilustración 11- Vista y dimensiones de elipsoide en perfil

2.2. Diseño como dirigible híbrido

Se denomina dirigible híbrido a aquella aeronave que a pesar de regirse por los principios de los dirigibles, introducen otros componentes que buscan mejorar sus prestaciones. En nuestro caso, tenemos el principio básico de los dirigibles, que consiste en la compensación de parte del peso con la sustentación flotante proveniente de la aerostática, pero además se le han introducido alas y cuatro rotores. De esta forma, contamos con la autonomía, alcance y bajo coste de un dirigible, añadiéndole la controlabilidad de un quadrotor y con las superficies de control de un avión. A continuación se van a calcular las dimensiones necesarias para albergar el volumen elegido bajo una forma distinta a la elipsoidal.

2.2.1. Cálculo de dimensiones y superficies

Hasta el año 1999 no se consideró la opción del uso de otra forma diferente a la de los dirigibles convencionales: el elipsoide. Sin embargo, en el programa de Lockheed Martin Aircraft se diseñó una nueva forma basada en lóbulos.

Una vez calculadas las dimensiones del dirigible en su forma convencional y su superficie mojada, se puede calcular, mediante aproximaciones, las dimensiones y la superficie mojada en caso de que el cuerpo tenga lóbulos para mantener el mismo fineness ratio, albergando el mismo volumen.

En la Ilustración 12 se observa la comparación entre el área frontal de un cuerpo de revolución convencional (en azul) y uno formado por lóbulos. Además se muestra la relación entre d_c (diámetro de cada lóbulo) y d_e (diámetro del elipsoide). [1]

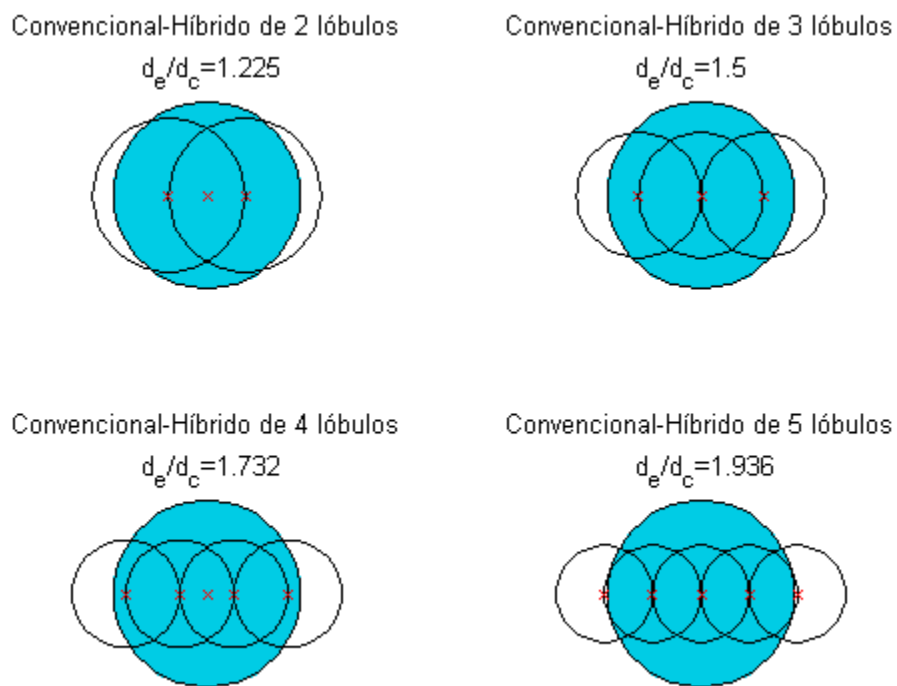


Ilustración 12- Comparación áreas frontales para dirigible convencional y dirigible híbrido con lóbulos

La relación entre el diámetro del elipsoide del dirigible convencional y el diámetro de cada lóbulo que conforma el dirigible híbrido equivalente responde a la siguiente ecuación: [1]

$$\frac{d_e}{d_c} = -0.0178 N_{LOB}^2 + 0.361 N_{LOB} + 0.575 \quad (3.5)$$

siendo N_{LOB} el número de lóbulos.

En nuestro caso, comparando con la base de datos de dirigibles híbridos recogida en [1], se ha optado por tener 3 lóbulos. Como nuestro diámetro del elipsoide con el FR y el volumen que adoptamos era $d_e = 1.08m$, obtenemos un diámetro equivalente de cada lóbulo de $d_c = 0.72m$.

Por otro lado, como puede verse en la Ilustración 12, la altura del dirigible híbrido es igual al diámetro lobular, por tanto:

$ht = d_c = 0.72m$. (Cumple con el requisito de altura expuesto en el Proyecto AirWhale. Requisitos de misión. 1.3.)

Otro valor a tener en cuenta es el ancho ('width'), que responde a la siguiente ecuación geométrica: [1]

$$w = (1 + N_{LOB}) \frac{d_c}{2} \quad (3.6)$$

Que en nuestro caso es $w = 1.44m$.

Al igual que en el apartado 3.1. *Diseño como dirigible convencional*, se muestra en la Ilustración 13- Forma dirigible híbrido con lóbulos, la forma que toman los dirigibles híbridos con 3 lóbulos.

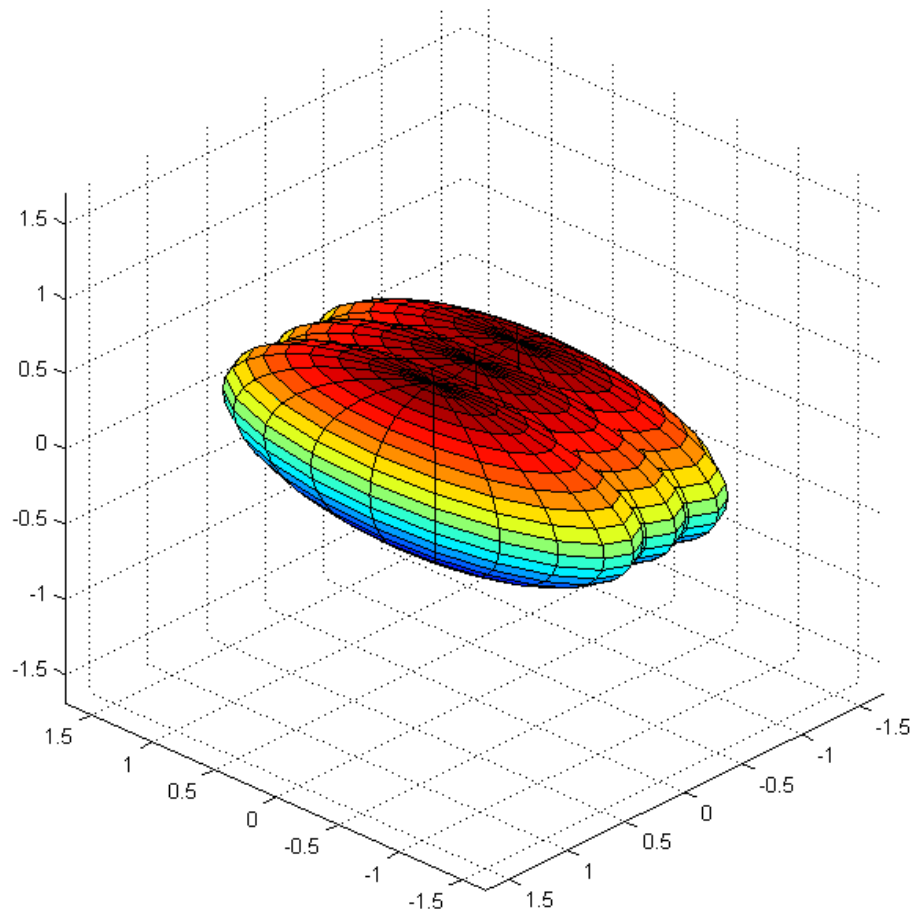


Ilustración 13- Forma dirigible híbrido con lóbulos

De igual forma, en la *Ilustración 14- Vistas y dimensiones del dirigible lobular en alzado*, encontramos la vista en alzado del dirigible con forma lobular. Si vemos de nuevo la *Ilustración 12- Comparación áreas frontales para dirigible convencional y dirigible híbrido con lóbulos*, comprobamos el cambio del área frontal entre dirigible convencional elipsoidal e híbrido

lobular.

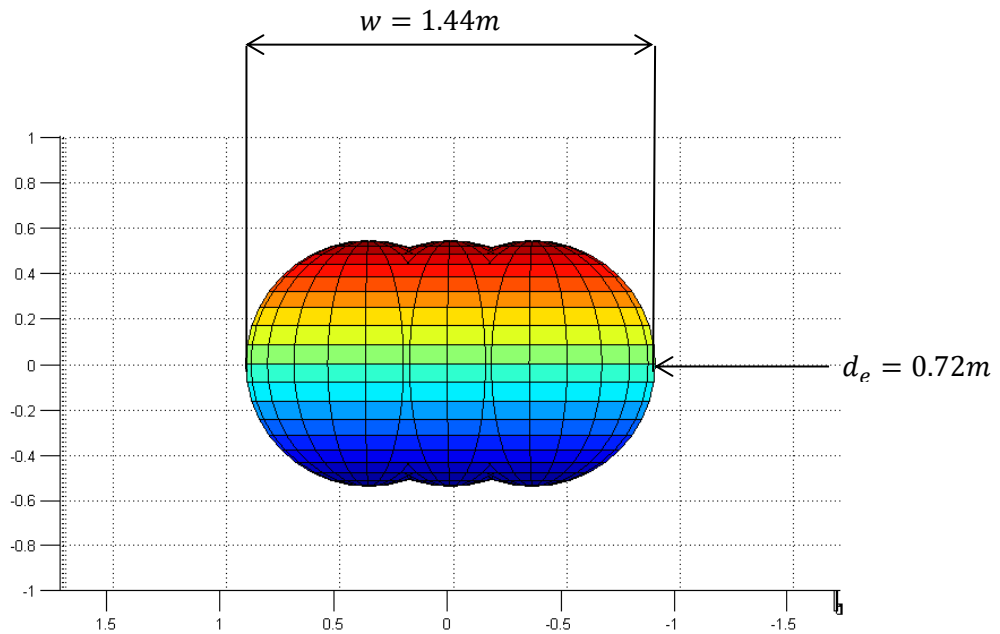


Ilustración 14- Vistas y dimensiones del dirigible lobular en alzado

Como vemos, al igual que ya se realizó en el apartado 3.1. Diseño como dirigible convencional, se han mostrado las dimensiones calculadas.

En la *Ilustración 15*- Vistas y dimensiones de dirigible lobular en perfil, se muestra la vista en perfil señalando de nuevo las dimensiones.

Cabe destacar que esta figura no está en sintonía en cuanto a escala con la *Ilustración 14*- Vistas y dimensiones del dirigible lobular en alzado por falta de espacio. Sin embargo sí responden las dimensiones con los ejes de las gráficas estando el centroide del cuerpo en el punto (0,0,0).

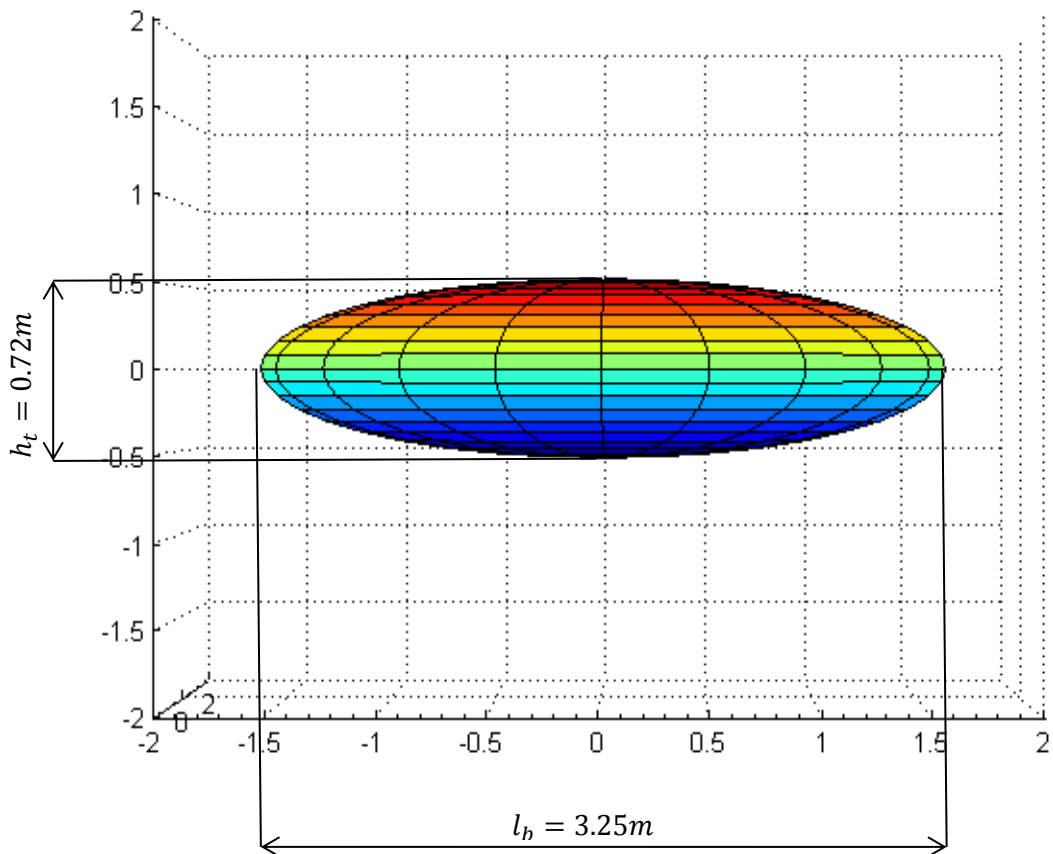


Ilustración 15- Vistas y dimensiones de dirigible lobular en perfil

Ahora, resulta de interés el cálculo de la superficie mojada del cuerpo con lóbulos para ver cuánto se diferencia de la superficie del convencional. Para ello, necesitaremos la relación entre el perímetro de la sección del elipsoide y el de la del lobular. Dicha relación viene dada por la siguiente relación experimental: [1]

$$\frac{\text{Perímetro}_{lobular}}{\text{Perímetro}_{elipsoide}} = 1.122 - 0.1226\left(\frac{1}{N_{LOB}}\right) \quad (3.7)$$

En nuestro caso, dicha relación es igual a 1.08.

Una vez conocido este dato, la superficie del cuerpo lobular se puede calcular de la siguiente forma: [1]

$$S_{lobular} = \frac{\text{Perímetro}_{lobular}}{\text{Perímetro}_{elipsoide}} S_{elipsoide} \quad (3.8)$$

Obtenemos, por tanto, $S_{lobular} = 9.788m^2$. Vemos por tanto una diferencia entre la

superficie que alberga el volumen necesaria en el caso de cuerpo con forma de elipsoide y la necesaria para cuerpo lobular del 7.5%.

Otro parámetro importante es el Aspect Ratio que expresa la relación entre el cuadrado del ancho del cuerpo y el área proyectada en planta del cuerpo

Por tanto, se define como: [1]

$$AR = \frac{4w^2}{\pi l_B w} \quad (3.9)$$

En nuestro caso, como $w = 1.44m$ y $l_b = 3.25m$, obtenemos $AR = 0.564$.

3. AEROSTÁTICA

*"Una mirada hacia atrás vale más
que una hacia adelante."*

Arquímedes.

La aerostática es el estudio de los gases, de sus características cambiando la presión y/o la temperatura, y la fuerza de sustentación que generan cuando se encierran: la llamada Sustentación Flotante. A diferencia de la aerodinámica, que estudia los gases y los cuerpos en movimiento, la aerostática se centra en gases y cuerpos que no se mueven o se mueven lentamente.

El principal objetivo de este capítulo es el cálculo de la sustentación flotante. Para ello, es conveniente recordar las leyes y principios que gobiernan la aerostática.

Además se presenta el Principio de Arquímedes, que constituye la base de los dirigibles. Se estudia el cambio de volumen debido al cambio de temperatura dentro y fuera del cuerpo, y sólo dentro.

Para finalizar, se calcula la sustentación flotante.

3.1. Principales leyes de aerostática

Existen múltiples leyes que gobiernan el comportamiento de los gases. Éstas van a ser utilizadas a lo largo de este apartado para el cálculo de la sustentación flotante: la que genera el encierro de un gas de menor densidad que el aire que lo rodea. Conviene recordar especialmente la Ley de Charles, que será utilizada directamente en dos apartados:

Ley de Charles

'A una presión constante, el volumen de una muestra de gas ideal es directamente proporcional a las temperaturas absolutas que soporta.'

Se trata de una ley experimental que describe cómo tienden los gases a expandirse al

aumentar la temperatura, y a comprimirse con disminución de la misma.

$$T_2 V_1 = T_1 V_2 \quad (5.1)$$

Donde el subíndice 1 representa el primer estado a una temperatura dada y el subíndice 2 representa un segundo estado tras una variación de la temperatura con un factor constante k.

$$T_2 = k T_1 \quad (5.2.1)$$

$$k T_1 V_1 = T_1 V_2 \quad (5.2.2)$$

$$V_2 = k V_1 \quad (5.2.3)$$

Observamos que si aumentamos la temperatura en el estado 2, $k > 1$ y por tanto $V_2 > V_1$, y si disminuimos la temperatura $k < 1$ y por tanto $V_2 < V_1$. Esta ley será especialmente importante en el diseño de dirigibles ya que un cambio en el volumen modificará, como veremos en el Estimación de flotabilidad, la sustentación flotante. Se tratará el cambio del volumen con una variación de temperatura en los Cambio de sustentación flotante debido a la temperatura de igual manera en el interior y en el exterior. y en el Cambio de sustentación flotante debido a cambio de la temperatura únicamente en el interior.

A continuación, con el uso de las leyes aquí expuestas se procede a calcular la flotabilidad.

3.2. Estimación de flotabilidad

La flotabilidad no es más que la sustentación generada al encerrar un volumen de un gas cuya densidad es menor que la del gas que lo rodea. Este concepto es muy importante en el diseño de los dirigibles ya que es la principal obtención de sustentación por parte de los mismos. Para calcular dicha sustentación utilizaremos el Principio de Arquímedes, presentado a continuación.

3.2.1. Principio de Arquímedes

El Principio de Arquímedes fue enunciado en el siglo III aC y dice lo siguiente:

‘Un cuerpo inmerso en un fluido es sustentado por una fuerza igual al peso del fluido desplazado. Independientemente de la forma y la composición, los objetos con igual volumen cuyo fluido dentro es el mismo y se encuentran sumergidos en el mismo fluido sienten la misma fuerza de flotabilidad.’

Lo más sorprendente de este principio es, sin duda, la independencia de la forma.

Aunque, el Principio de Arquímedes fue introducido como tal, puede considerarse un problema demostrable a partir de las Ecuaciones de Navier-Stokes.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (u \cdot \nabla)u = -\frac{1}{\rho}\nabla p + F + \frac{\mu}{\rho}\nabla^2 \quad (5.3)$$

Si imponemos la condición de reposo ($u=0$), nos queda la siguiente ecuación:

$$0 = -\frac{1}{\rho}\nabla p + F \quad (5.4.1)$$

$$0 = -\frac{1}{\rho}\frac{dp}{dz} + g \quad (5.4.2)$$

$$dp = \rho g dz \quad (5.4.3)$$

$$Force = p \cdot Area = \rho g z \cdot area = \rho g Vol \quad (5.4.4)$$

Donde ρ se refiere a la diferencia de densidades entre el fluido que rodea al cuerpo y el que se encuentra dentro del mismo.

Como ya sabemos, tanto los gases como los líquidos son fluidos. Sin embargo, tienen una diferencia de vital importancia: los gases son compresibles y cambian su volumen con cambios de presión y temperatura. La compresibilidad tiene pequeña importancia en el efecto de la flotabilidad y no se tendrá en cuenta en el diseño de dirigibles.

En este momento, resulta interesante definir el concepto de densidad relativa. La **densidad relativa** es la relación existente entre la densidad absoluta de una sustancia y una sustancia de referencia. Ésta última para el caso de los gases es el aire seco, con humedad 0%. Es importante recalcar que estas densidades deben encontrarse en las mismas condiciones de presión y temperatura.

La ecuación que define la densidad relativa es la siguiente:

$$\rho_r = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (5.5)$$

Donde

ρ_r : densidad relativa del gas

ρ : densidad absoluta del gas

ρ_0 : densidad del aire a $P=1\text{ atm}$ y $T=0^\circ\text{C}$

En la siguiente tabla se muestran las densidades absolutas de diferentes gases y la densidad relativa a modo de comparación entre ellos. También se han añadido estos valores para el agua, a modo de comparación entre líquidos y gases, ya que la sustancia de referencia para el caso de líquidos es el agua líquida a 1atm y 4°C.

Tabla 1. Temperatura, presión, densidad y densidad relativa para diferentes gases

Fluido	Temperatura	Presión	Densidad		Densidad relativa
			°C	Atm	
Agua	4	1	1.9400	1000	1.0000
Vapor de agua	0	1	0.001486	0.7656	0.6250
Aire seco	0	1	0.002377	1.2250	1.0000
Aire (60% humedad)	0	1	0.002370	1.2212	0.9969
Helio	0	1	0.0003267	0.1685	0.1376
Hidrógeno	0	1	0.0001655	0.08529	0.0696

3.3. Cálculo de flotabilidad

En este apartado vamos a desarrollar, a partir del Principio de Arquímedes expuesto anteriormente, la ecuación que corresponde a la fuerza de sustentación flotante.

Partiendo de la ecuación obtenida en el apartado 5.2.1. *Principio de Arquímedes*, obtenemos la siguiente ecuación para expresar la fuerza de sustentación que siente un cuerpo que contiene un gas x inmerso en el aire, siendo la densidad del gas x menor a la densidad del aire.

$$Sustentación\ flotante = L_{buoy} = Vol \cdot g \cdot (\rho_{air} - \rho_{gas}) \quad (5.6)$$

siendo:

Vol: Volumen del cuerpo. Aquí se ha supuesto que el gas ocupa el 100% del volumen del interior del cuerpo

g: acción de la gravedad

ρ_{air} : densidad del aire a una temperatura y presión

ρ_{gas} : densidad del gas que se encuentra dentro del cuerpo a la misma temperatura y presión.

En nuestro caso, partiendo de los requisitos impuestos para nuestro diseño, con un volumen de $2m^3$ de He, y siendo la densidad del aire y del He a nivel del mar $1.225Kg/m^3$ y $0.1685Kg/m^3$ respectivamente, obtenemos el valor de la sustentación flotante:

$$L_{flotante} = 20.707N \quad (5.7)$$

Este valor representa la fuerza de sustentación proveniente de la diferencia de densidades del He de dentro del cuerpo y del aire del exterior. Se puede entender como el peso compensado por el Helio, pudiéndose calcular qué porcentaje del total es el que tenemos que sustentar gracias a la aerodinámica. Con una $g = 9.8m/s^2$, la masa compensada por el He con un volumen de $V = 2m^3$ es 2.11Kg.

Los otros departamentos presentaron la siguiente relación de pesos de sus diferentes componentes, recogida a continuación:

- Peso del cuerpo y estabilizadores: 1.3Kg
- Peso de las alas: 0.3Kg
- Peso de las baterías: 1.2 Kg (4 de 0.3Kg cada una)
- Peso de la electrónica: 0.2Kg

El peso total es, por tanto, de 3Kg, por lo que gracias a la aerodinámica debemos sustentar 0.88Kg, que se ha establecido en 1Kg en el resto del trabajo dejando esos 0.12Kg como margen.

Tras haber comprobado la importancia del volumen de gas encerrado en el cálculo de la sustentación flotante que genera a continuación resulta interesante el estudio de cómo variaría el volumen debido a una variación de temperatura, tanto en el gas interno como en el externo y también únicamente en el gas interno.

3.3.1. Cambio de sustentación flotante debido a la temperatura de igual manera en el interior y en el exterior.

Se procede a demostrar en el siguiente desarrollo que la misma modificación de temperatura a ambos gases: el del interior y el del exterior, no modifica la fuerza de sustentación flotante.

Partiendo de la ecuación

$$L_{buoy} = Vol \cdot g \cdot (\rho_{air} - \rho_{gas}) \quad (5.8)$$

Teniendo en cuenta que la relación entre la densidad y la presión de un gas ideal, según la Ley de los gases ideales es:

$$\rho = \frac{P M}{R T} \quad (5.9)$$

siendo:

ρ : Densidad del gas

P: Presión del gas

M: Masa molar del gas

T: Temperatura del gas (en K)

R: Constante universal de los gases ideales ($R=0.082 \frac{atm L}{K mol}$)

En el estado de referencia, la densidad es:

$$\rho_0 = \frac{P M}{R T_0} \quad (5.10)$$

Si modificamos T en un factor k entre un estado de referencia, con subíndice 0, y un estado donde ya se ha aplicado el cambio de temperatura, de subíndice 1: $T_1 = k T_0$. Tenemos, por tanto, un aumento de temperatura si $k>1$ y una disminución de la misma si $k<1$. Por tanto, en el estado 1, la densidad es:

$$\rho_1 = \frac{P M}{R T_1} = \frac{P M}{R k T_0} \quad (5.11)$$

Por otro lado, gracias a la Ley de Charles podemos obtener la relación entre temperaturas y volúmenes entre el estado de referencia y el estado 1:

$$T_0 V_1 = T_1 V_0 = k T_0 V_0 \quad (5.12.1)$$

$$V_1 = \frac{k T_0 V_0}{T_0} = k V_0 \quad (5.12.2)$$

Obtenemos esa misma ecuación para el estado 1:

$$L_{buoy1} = V_1 \cdot g \cdot (\rho_{air1} - \rho_{gas1}) \quad (5.13.1)$$

$$L_{buoy1} = k \cdot V_0 \cdot g \cdot \left(\frac{P M_{air}}{R k T_0} - \frac{P M_{gas}}{R k T_0} \right) \quad (5.13.2)$$

$$L_{buoy1} = V_0 \cdot g \cdot (\rho_{air0} - \rho_{gas0}) = L_{buoy0} \quad (5.13.3)$$

Donde queda demostrada la invariancia de la fuerza de sustentación si modificamos la temperatura en la misma proporción en el gas dentro del cuerpo y en el gas en el que el mismo se encuentra sumergido.

Ahora bien, sí habría diferencia, como vemos en el siguiente punto, si variamos la temperatura del gas interno y no el del gas externo.

3.3.2. Cambio de sustentación flotante debido a cambio de la temperatura únicamente en el interior

Para obtener la variación directa del cambio de volumen debido a un aumento o disminución de la temperatura, usamos de nuevo directamente la Ley de Charles explicada con anterioridad.

$$T_0 V_1 = T_1 V_0 \quad (5.14)$$

Seguimos usando el subíndice 0 para el estado de referencia y el subíndice 1 para el estado donde ya se ha aplicado la variación de temperatura.

Supongamos dicha variación de la siguiente forma: $T_1 = k T_0$, de manera que si $k < 1$ estamos ante una disminución de la temperatura y si $k > 1$ es un aumento de la misma.

$$V_1 = \frac{T_1 V_0}{T_0} = \frac{k T_0 V_0}{T_0} = k V_0 \quad (5.15)$$

Aplicando estos cambios de volumen y de densidad modificando la temperatura obtenemos esa misma ecuación para el estado 1:

$$L_{buoy1} = V_1 \cdot g \cdot (\rho_{air1} - \rho_{gas1}) \quad (5.16.1)$$

$$L_{buoy1} = k \cdot V_0 \cdot g \cdot \left(\frac{P M_{air}}{R T_0} - \frac{P M_{gas}}{R k T_0} \right) \quad (5.16.2)$$

$$L_{buoy1} \neq L_{buoy0} \quad (5.16.2)$$

Para un aumento en la temperatura ($k > 0$) la sustentación flotante aumenta debido al aumento de volumen del gas flotante que encierra.

En nuestro caso, en este primer estudio no se va a modificar la temperatura del gas del interior de nuestra aeronave. Sin embargo, se ha considerado tenerlo en cuenta en el documento ya que el volumen del cuerpo es sensible a aumentar sólo con el aumento de la temperatura de las propias baterías, comportamiento a tener en cuenta en un estudio más profundo.

4. AERODINÁMICA

'El progreso consiste en renovarse'

Miguel de Unamuno

La aerodinámica es el punto de este proyecto en el que más difiere el AirWhale de cualquier dirigible híbrido. Vimos en el apartado 2.1. *Estado del arte* las líneas de investigación de los dos dirigibles híbridos más importantes en la actualidad. En ellos encontrábamos el uso de estabilizadores verticales y horizontales y la posibilidad de despegue y aterrizaje vertical. Sin embargo, en ninguno de ellos encontramos alas, componentes que hemos introducido en el AirWhale y que hacen que éste dote de una mayor sustentación aerodinámica.

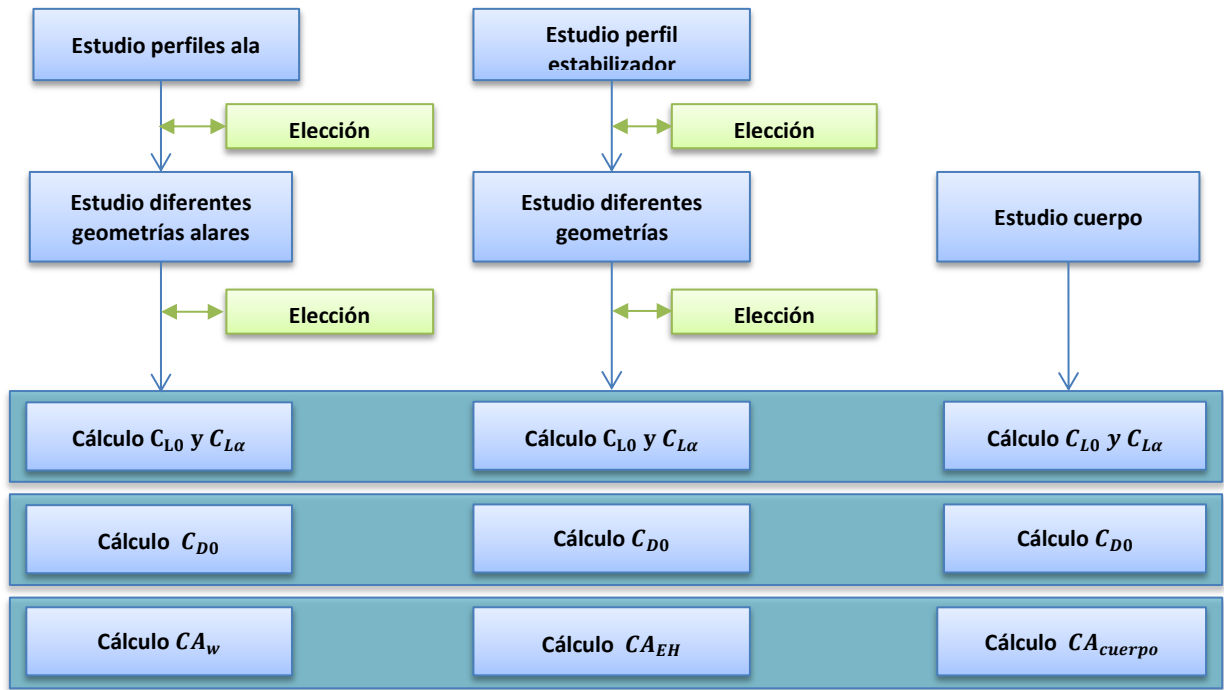
Esto se comprobará en este capítulo y se comparará con datos pertenecientes a dirigibles convencionales cuando se explique la llamada Relación de flotabilidad.

Se va a mostrar en primer lugar el criterio de signos utilizado a partir de ahora en el documento. A continuación, se muestra un estudio de perfiles, así como de las alas y los estabilizadores, obteniendo sus pendientes de sustentación y la sustentación aerodinámica.

Por otro lado, se calcula la otra fuerza principal del estudio aerodinámico: la resistencia.

Por último, se calculan los centros aerodinámicos, necesarios para el posterior estudio de estabilidad.

Se muestra a continuación el esquema y el orden seguido en el estudio de la aerodinámica del AirWhale.



Este esquema ha sido el que se ha seguido durante el estudio y obtención de las características aerodinámicas del AirWhale, durante el cual y como base se ha usado un criterio de signos que se expone en el siguiente apartado.

4.1. Criterio de signos

El estudio de la resistencia, sustentación y momentos de nuestra aeronave es necesario para el análisis del diseño. Resulta importante definir el criterio de signos que van a seguir los mismos:

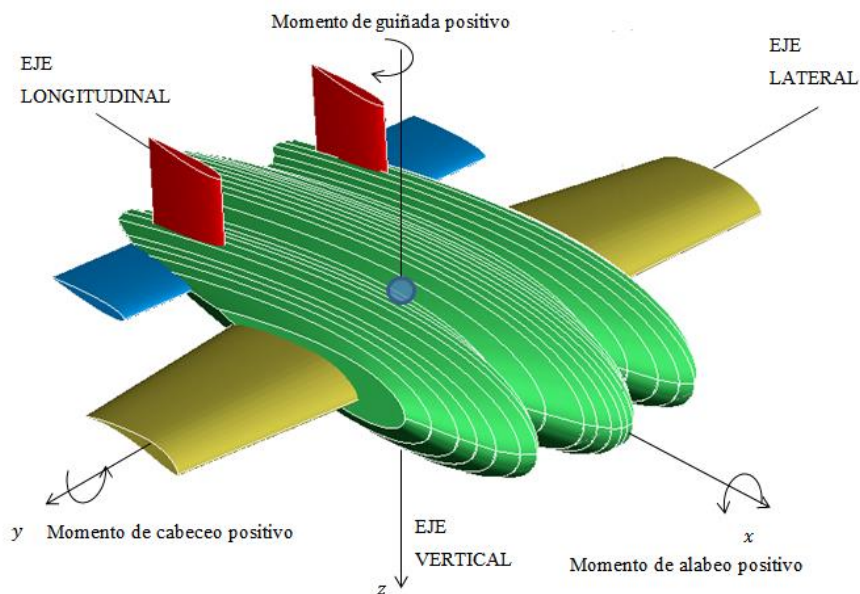


Ilustración 16-Criterio de signos

4.2. Elección de perfiles

Perfil del ala

Estudiando los requisitos establecidos en el proyecto se ha elegido para este proyecto el perfil Selig-1223. Éste es un perfil conocido en el mundo de los vehículos aéreos no tripulados por generar elevada sustentación con baja resistencia a bajas velocidades.

Este tipo de perfiles presentan un espesor máximo moderado, del 12.14% de la cuerda, situado al 20% de la misma.

Se representa en la siguiente imagen:

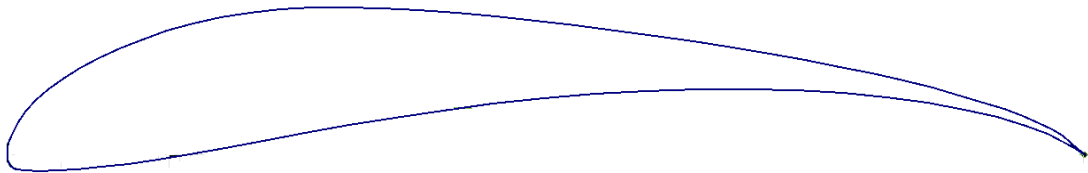


Ilustración 17- Perfil Selig-1223

Perfil de los estabilizadores

Para los estabilizadores se ha usado el conocido NACA0012, muy utilizado en las superficies de control. Como ya sabemos, es simétrico y tiene un espesor del 12% de la cuerda al 29% de la misma desde el borde de ataque.

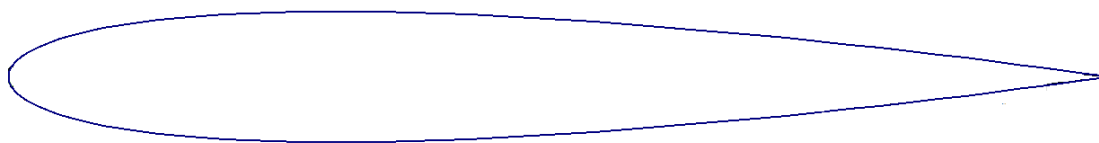


Ilustración 18- Perfil NACA 0012

4.1. Estudio de perfiles

Ambos perfiles se han estudiado con la herramienta aerodinámica XFLR5. [15]

Perfil Selig-1223

Este perfil se analizó para un margen amplio de ángulos de ataque α , para tener la seguridad de que se cubría aquel para el cual el perfil entraba en pérdida. A continuación se muestra la gráfica $C_l - \alpha$, observándose que el perfil entra en pérdida aproximadamente a $\alpha = 16^\circ$. Además se observa que tiene un $C_{l_{max}} = 2.6$ muy elevado como ya se comentó en el *Apartado 4.2. Elección de perfiles*.

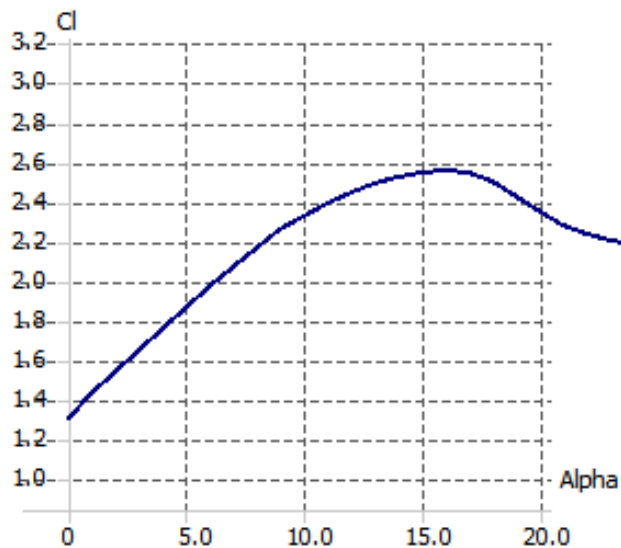


Ilustración 19- Gráfica $C_l - \alpha$ perfil Selig 1223 (XFLR5)

También, resulta de interés la gráfica $C_l/C_d - \alpha$, que muestra la eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, que en este caso también es alta, aunque se observa una disminución importante de la misma a partir de, aproximadamente $\alpha = 10^\circ$.

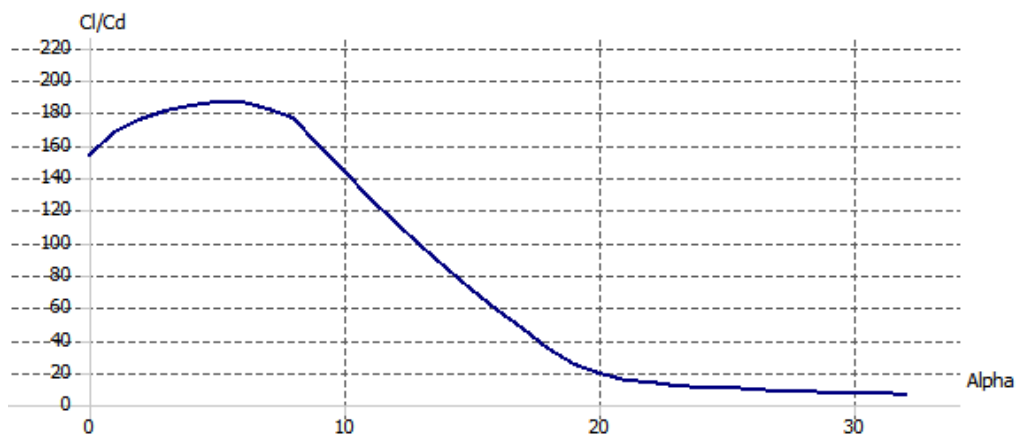


Ilustración 20- Gráfica $C_l/C_d - \alpha$ perfil Selig 1223 (XFLR5)

Perfil NACA 0012

En este caso, una vez más, se ha analizado este perfil para un amplio rango de ángulos de ataque, obteniendo los siguientes resultados.

En la gráfica $C_l - \alpha$, observamos que el perfil entra en pérdida a $\alpha = 20^\circ$, obteniéndose en dicho punto un $C_{l_{max}} = 1.8$. Evidentemente, por ser simétrico, con $\alpha = 0^\circ$ encontramos un valor nulo de C_l .

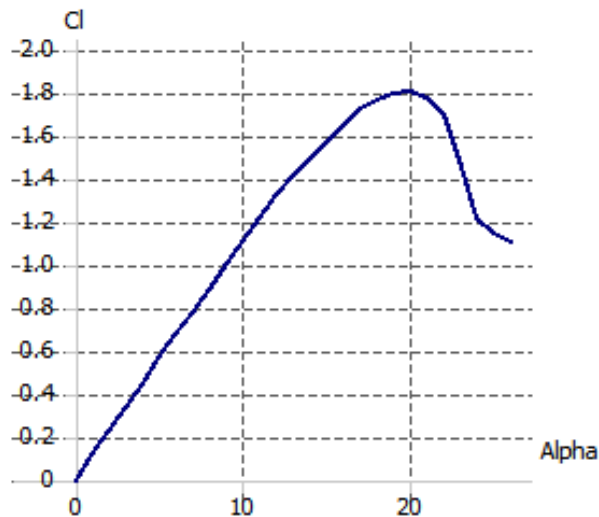


Ilustración 21- Gráfica $C_l - \alpha$ perfil NACA 0012 (XFLR5)

Además, se muestra en la Ilustración 22- Gráfica $C_l/C_d - \alpha$ perfil NACA 0012 (XFLR5), al igual que como se ha hecho anteriormente con el perfil Selig 1223, la eficiencia aerodinámica C_l/C_d de este perfil en función del ángulo de ataque.

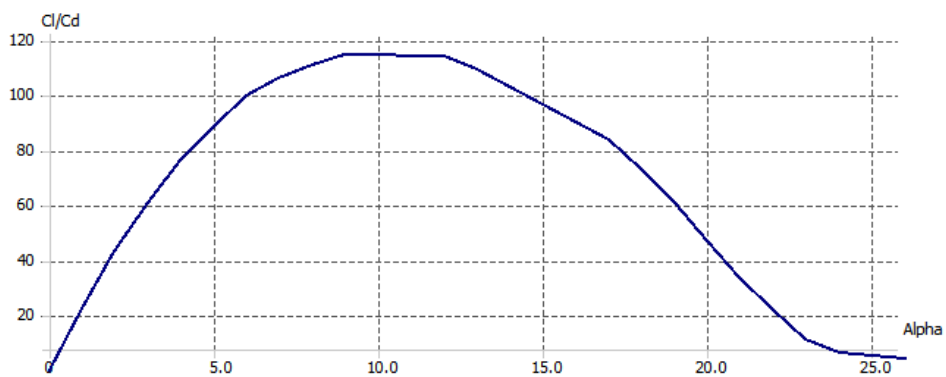


Ilustración 22- Gráfica $C_l/C_d - \alpha$ perfil NACA 0012 (XFLR5)

4.2. Estudio del ala

Es conocido que la forma en planta del ala que ofrece menor resistencia es la elíptica. Sin embargo, no se suelen diseñar así debido a la dificultad en su construcción. Por ello, se suele optar por el ala hexagonal, que siendo más fácil de construir, mitiga con creces la resistencia inducida.

Al principio se consideró el uso de un ala rectangular por su fácil construcción necesitando solo una matriz ya que la cuerda sería constante a lo largo de la envergadura.

Hay un estudio importante a realizar cuando se diseña el ala de una aeronave y es el progreso de entrada en pérdida de la misma, conveniendo que empiece la entrada en pérdida en la zona más próxima al cuerpo. Esto es debido a que en la zona externa se encuentran los alerones y en caso de que fuese esta parte del ala la que entrase en pérdida primero se anularía el efecto de los mismos. En este sentido es el ala rectangular la que comienza la pérdida de sustentación en la raíz del ala, la zona deseada. Sin embargo, existe un factor importante a tener en cuenta, y es el peso innecesario de la parte de punta de ala.

Sin embargo, la razón principal por la cual se ha elegido el ala hexagonal finalmente ha sido por tener una eficiencia más cercana a la de la elíptica. Un medidor de esta eficiencia es el denominado ‘Coeficiente de eficiencia de Oswald’,

Coeficiente de eficiencia de Oswald

Este coeficiente mide el exceso de resistencia que, para una sustentación y alargamiento dado posee un ala con respecto a la elíptica. Depende solo de la geometría del ala.

Se cumple $e \leq 1$, siendo $e = 1$ en caso de ala elíptica y $e < 1$ en caso contrario, siendo el ala a medida que disminuye e menos eficiente en cuanto a generación de sustentación con respecto a la creación de resistencia inducida.

Existe una aproximación para el cálculo de este valor en función de $C_{L\alpha}$ del ala, el estrechamiento y el alargamiento del ala. [2]

$$e = \frac{1.1 C_{L\alpha}}{RC_{L\alpha} + (1 - R)\pi AR} \quad (4.1)$$

Siendo

$$R = a_1 \lambda_1^3 + a_2 \lambda_1^2 + a_3 \lambda_1 + a_4, \text{ con}$$

$$a_1 = 0.0004, a_2 = -0.008, a_3 = 0.0501 \text{ y } a_4 = 0.8642,$$

y siendo $\lambda_1 = \frac{AR\lambda}{\cos \Lambda_{LE}}$.

Con esta fórmula obtenemos:

Tabla 2- Comparación Coeficiente de eficiencia de Oswald para ala rectangular y ala hexagonal

Forma geométrica	Valor e
Ala rectangular	0.92
Ala hexagonal	0.97

Es por esto por lo que finalmente se ha optado por un ala hexagonal, con las siguientes características:

Tabla 3- Características del ala

Característica	Valor
Cuerda de raíz	0.9m
Cuerda en punta de ala	0.675m
Estrechamiento	0.75
Alargamiento	2.71
Envergadura	2.134m
Superficie en planta	1.681m ²
Flecha en el borde de ataque	3.75°
Diedro	0°
Torsión	0°

Se muestra el ala en la siguiente imagen:

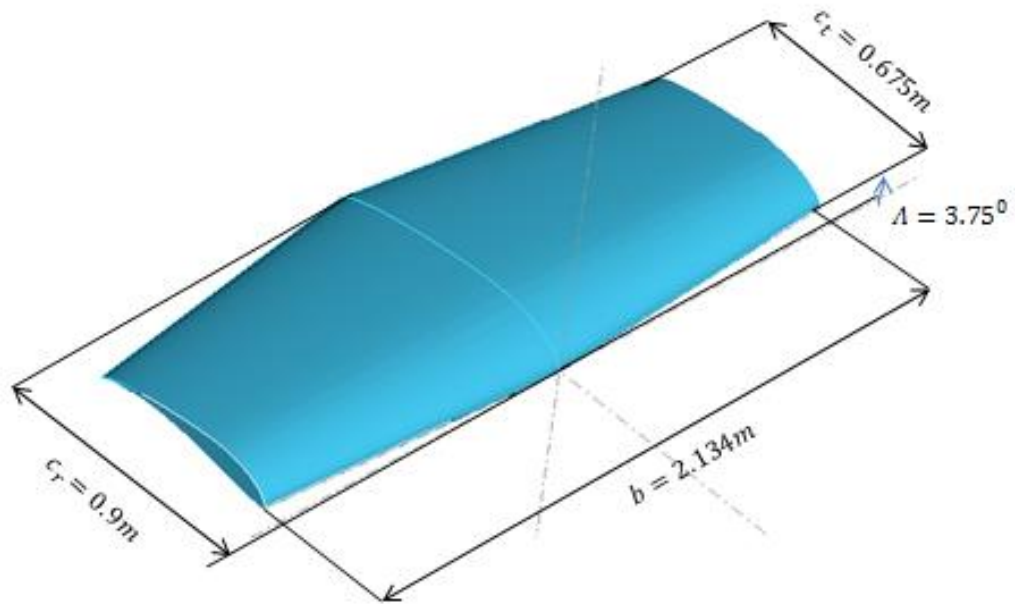


Ilustración 23-Esquema características del ala

Al igual que se hizo en el caso de los perfiles, el ala ha sido analizada con la herramienta XFLR5 obteniendo las gráficas mostradas en apartados posteriores.

Mean aerodynamic chord

Nos resultará de vital importancia saber el Mean Aerodynamic Chord, que se traduce como la cuerda aerodinámica media. Se escribe como \bar{c} o MAC, y representa la cuerda que, multiplicada por el coeficiente de momentos, presión dinámica y superficie de referencia, obtenemos el momento del ala entera. Responde a la siguiente ecuación: [1]

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (4.2)$$

Siendo:

$\lambda = \frac{c_r}{c_t}$ el estrechamiento del ala

c_r la cuerda de raíz del ala

c_t la cuerda en la punta de ala

En nuestro caso, la cuerda en la raíz es 0.900m, la cuerda en la punta 0.675m, por tanto el estrechamiento $\lambda=0.75$. Obtenemos por tanto un $MAC = 0.793m$.

4.3. Área de referencia

Las fuerzas y momentos aerodinámicos de cualquier aeronave se adimensionalizan para obtener coeficientes de momento, coeficiente de resistencia y coeficiente de sustentación.

Las fuerzas se adimensionalizan dividiéndolas entre presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2$ y el área de referencia, y por su parte los momentos se adimensionalizan dividiendo por la presión dinámica, el área de referencia y una longitud de referencia, que ya puede ser la envergadura del ala, el MAC o la longitud de la aeronave, siendo en nuestro caso el MAC.

A continuación vamos a discutir qué área de referencia se va a tomar en el resto del trabajo y por qué. Para los aviones, y según convención internacional, se suele usar S_{plan} , que es la superficie proyectada. Sin embargo, la superficie de referencia para los dirigibles se ha discutido mucho durante el siglo XX hasta que finalmente se estableció por convención en

$$S_{plan} = Vol^{2/3} \quad (4.3)$$

siendo Vol el volumen del gas flotante.

4.4. Uso de la herramienta XFLR5

En este proyecto se ha utilizado el software XFLR5, una herramienta aerodinámica con la capacidad de estudiar la aerodinámica tanto en 2D como en 3D de una forma muy visual.

En los análisis 3D, que incluye la posibilidad de estudiar las alas, el cuerpo y los estabilizadores se pueden utilizar dos métodos diferentes: Método LLT y Método VLM. Se describen a continuación: [6]

- *Método LLT*: Clásicamente lineal, en este software se implementa no lineal teniendo en cuenta los efectos viscosos. Este método no proporciona Buenos resultados cuando las alas tienen pequeño alargamiento o flecha pronunciada. Además no se obtendrán buenos resultados en caso de que el ala tenga mucho diedro.
- *Método VLM*: Se utiliza para aquellas geometrías que se quedan fuera del alcance del método LLT. No se tiene en cuenta la viscosidad en este método y se realiza de manera lineal, lo que lo difiere del otro. Es aplicable a cualquier geometría, incluyendo alas de pequeño alargamiento con diedro elevado o incluso con winglets.

Como no se especifica con qué alargamientos se reproducen buenos resultados con cada método, en este proyecto se han calculado las características aerodinámicas con los dos métodos y además, como en el caso de la pendiente de sustentación, se han comparado ambos resultados con los obtenidos mediante una fórmula de aproximación, como se verá a continuación en el apartado 4.5. *Pendiente de sustentación*.

4.5. Pendiente de sustentación

La sustentación de un ala a un determinado ángulo de ataque se debe principalmente a la distribución de presiones, comprobándose que a mayor α mayor sustentación, o adimensionalizado, mayor C_L . La tasa de cambio de C_L con el ángulo de ataque se denomina ‘Pendiente de Sustentación’, y se denota por $C_{L\alpha}$.

En el cálculo de $C_{L\alpha}$ influyen el ala, el estabilizador horizontal y el cuerpo. [2]

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha CUERPO} \frac{S_{CUERPO}}{S_r} + C_{L\alpha ALA} \frac{S_{ALA}}{S_r} + C_{L\alpha ESTHOR} \frac{S_{ESTHOR}}{S_r} \quad (4.4)$$

Esta fórmula será sin tener en cuenta deflexión de la estela ni incidencias de las superficies sustentadoras, que se calcularán en el apartado de Estabilidad Estática Longitudinal.

Pendiente de sustentación del ala

Podemos realizar una estimación del $C_{L\alpha}$ del ala de la siguiente forma: [1]

$$C_{L\alpha w} = \frac{2\pi AR_w}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR_w^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Delta}{\beta^2}\right)}} \quad (4.5)$$

donde:

AR_w es el aspect ratio del ala, definido como: [1]

$$AR_w = \frac{b^2}{S_w} \quad (4.6)$$

Que, en nuestro caso era $AR_w = 2.71$.

Además,

$$\eta = \frac{C_{l\alpha}}{2\pi/\beta} \quad (4.7)$$

Siendo $C_{l\alpha}$ la pendiente de sustentación en 2D, que, para nuestro perfil S-1223 es: $C_{l\alpha} = 0.11 \frac{1}{\text{grados}} = 6.3 \frac{1}{\text{rad}}$, de manera que $\eta = 1.002$.

También se ha tenido en cuenta que la flecha del ala en la cuerda donde el perfil tiene el máximo espesor, que es al 12% de la cuerda es:

$$\Delta_{ME} = 2.31^\circ = 0.0403 \text{ rad}$$

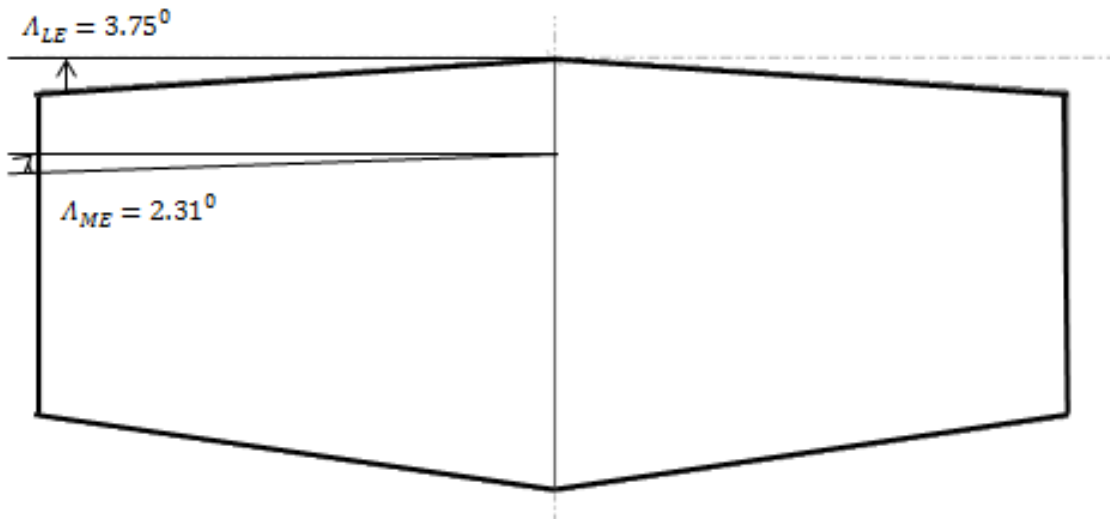


Ilustración 24-Esquema flecha del ala en borde de ataque y en máximo espesor

Por ello, obtenemos un:

$$C_{L\alpha W} = 3.174 \frac{1}{\text{rad}} = 0.0554 \frac{1}{\text{grados}}$$

Tras analizar el ala con la herramienta XFLR5 en análisis LLT, obtenemos la siguiente gráfica de $C_{L\alpha}$ frente a α :

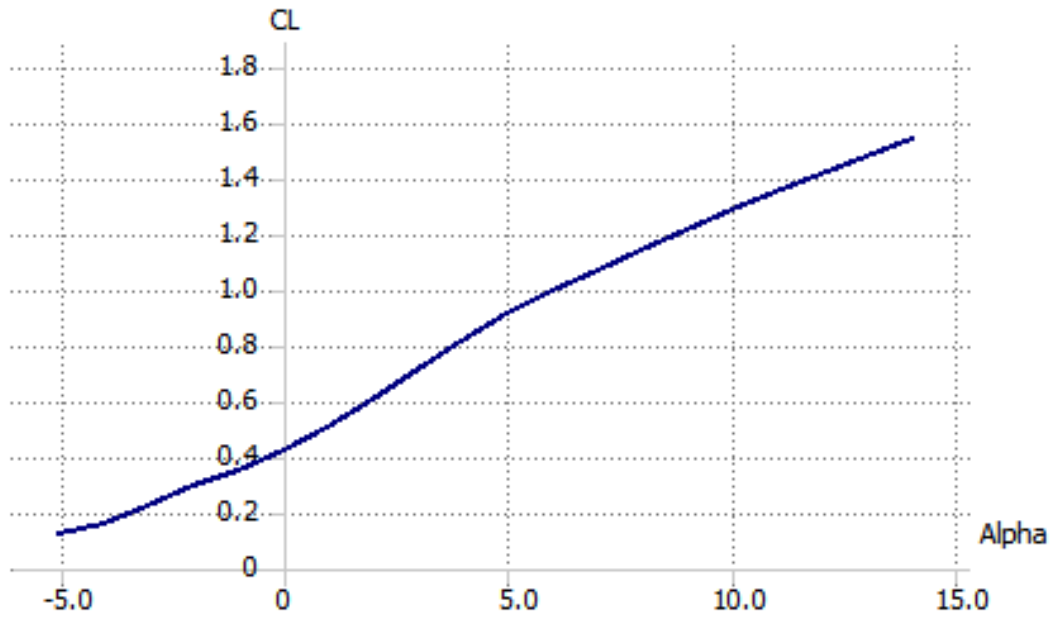


Ilustración 25-Gráfica $C_L - \alpha$ para el ala (XFLR5-Método LLT)

Si por el contrario, analizamos con VLM, obtenemos:

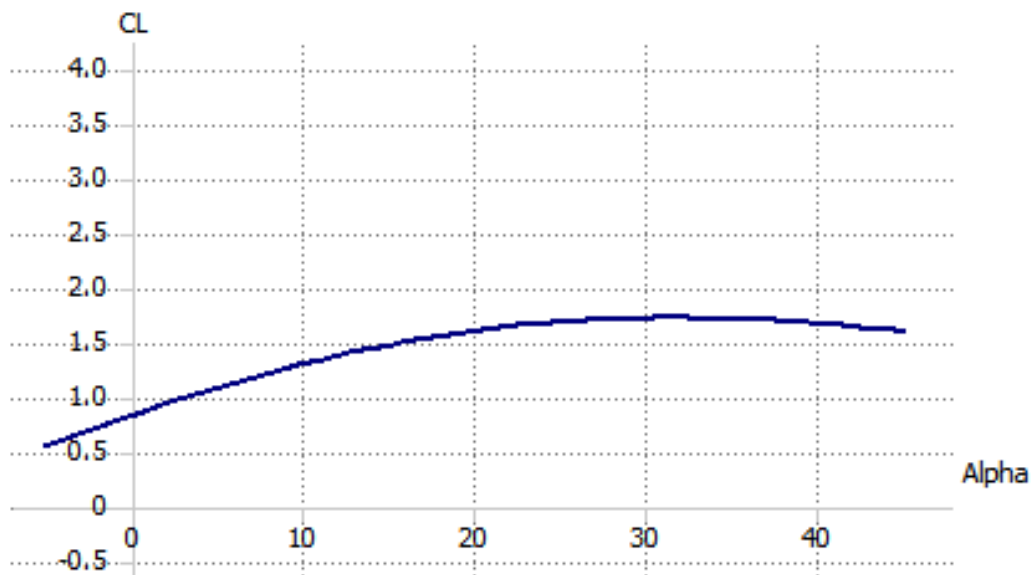


Ilustración 26-Gráfica $C_L - \alpha$ para el ala (XFLR5-Método VLM)

Obteniendo:

$$C_{L\alpha LLT} = 0.09 \frac{1}{\text{grados}}$$

$$C_{L\alpha VLM} = 0.048 \frac{1}{\text{grados}}$$

Cabe decir que, tanto en el cálculo de la pendiente de sustentación del ala, como en el de los estabilizadores y el cuerpo, en el Método VLM se han tomado como límites de C_L : $C_L = 0$ y $C_L = \frac{C_{Lmax}}{1.3^2}$ ya que se ha establecido ese margen de funcionamiento de ángulos de ataque.

Por tanto, encontramos una diferencia del 38.4% entre la fórmula de aproximación y lo obtenido en XFLR5 con análisis LLT y una diferencia del 13.36% con VLM.

Pendiente de sustentación de los estabilizadores

El $C_{L\alpha}$ del estabilizador horizontal se calcula de la misma manera que antes: [1]

$$C_{L\alpha ESTHOR} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + AR^2 \beta^2 (1 + \frac{\tan^2 \Delta}{\beta^2})}} \quad (4.8)$$

Siendo $AR=2$, y obteniendo, por tanto, un

$$C_{L\alpha ESTHOR} = 2.592 \frac{1}{rad} = 0.0452 \frac{1}{grados}.$$

También, y al igual que se hizo con el ala, se comprobó este resultado analizándolo con XFLR5. Se analizó tanto con Método LLT como con Método VLM, sin embargo no convergió para ningún punto salvo para $\alpha = 0^\circ$ en el caso de LLT, por lo que se tomó únicamente la gráfica obtenida por VLM, que se muestra a continuación:

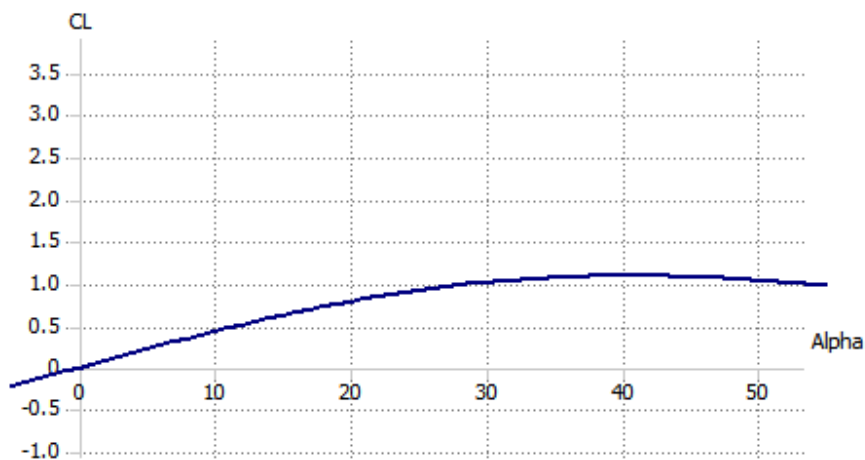


Ilustración 27-Gráfica $C_L - \alpha$ para estabilizadores (XFLR5 Método VLM)

Con XFLR5, con Método VLM obtenemos: $C_{L\alpha EH} = 0.042 \frac{1}{\text{grados}}$. Esto supone una diferencia con respecto a la fórmula utilizada en la aproximación del 7.08%, realmente pequeña.

Se muestran a continuación los estabilizadores verticales en rojo y los horizontales en azul. Como se puede comprobar, ambos tienen las mismas dimensiones y el mismo perfil.

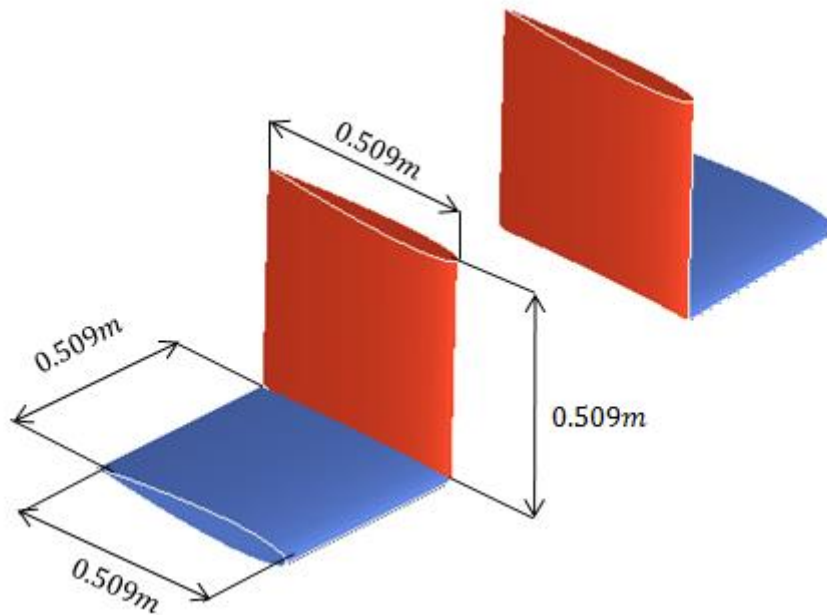


Ilustración 28-Dimensiones de los estabilizadores horizontales y verticales

Pendiente de sustentación del cuerpo

En nuestro caso se ha definido el cuerpo con forma de perfil NACA0022, como se muestra en la siguiente imagen, para así disminuir la resistencia. Además, ha sido de utilidad en cuanto al análisis con la herramienta XFLR5, ya que se ha podido tener en cuenta su análisis LLT, que tras estos meses de estudio se ha concluido que sólo tiene en cuenta las alas. Por ello, el disponer del cuerpo con forma de perfil es tomado por el software como un ala y lo analiza con este método.

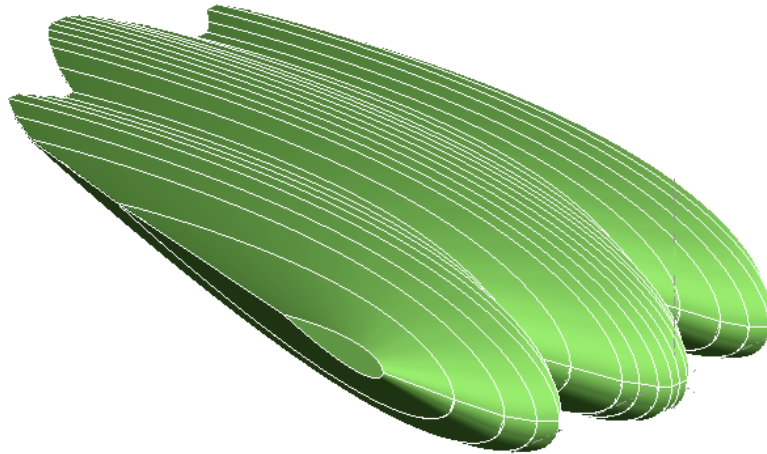


Ilustración 29-Cuerpo AirWhale

El $C_{L\alpha}$ del cuerpo se calcula, por tanto, de la misma manera que en los dos casos anteriores:
[1]

$$C_{L\alpha BODY} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + AR^2 \beta^2 (1 + \frac{\tan^2 \Delta}{\beta^2})}} \quad (4.9)$$

Siendo $\beta^2 = 1 - M^2$, siendo M el número de Mach, que, al ser la velocidad de la aeronave de 5m/s, a una altitud de 20m, el número de Mach es $M=0.0147$, por tanto $\beta=0.9998$, pudiendo suponer $\beta=1$. Por otro lado, AR es el aspect ratio, explicado anteriormente, del cuerpo, que en nuestro caso es $AR=0.5667$.

Obtenemos por tanto un $C_{L\alpha BODY}$ de:

$$C_{L\alpha BODY} = 0.8725 \frac{1}{rad} = 0.0152 \frac{1}{grados}$$

Como vemos, se corresponde con la Ilustración 30, donde se muestra la variación de $C_{L\alpha}$ en función del Aspect Ratio y marcado con rectángulos de colores donde se encuentran diferentes tipos de aeronaves según datos empíricos. En rojo se muestra el rango donde se encuentran los aviones, en verde los cuerpos de revolución con estabilizadores y dirigibles híbridos y en azul los cuerpos de revolución sin estabilizadores. En nuestro caso, nos encontramos en el recuadro verde y realmente nuestro valor está dentro de ese margen.

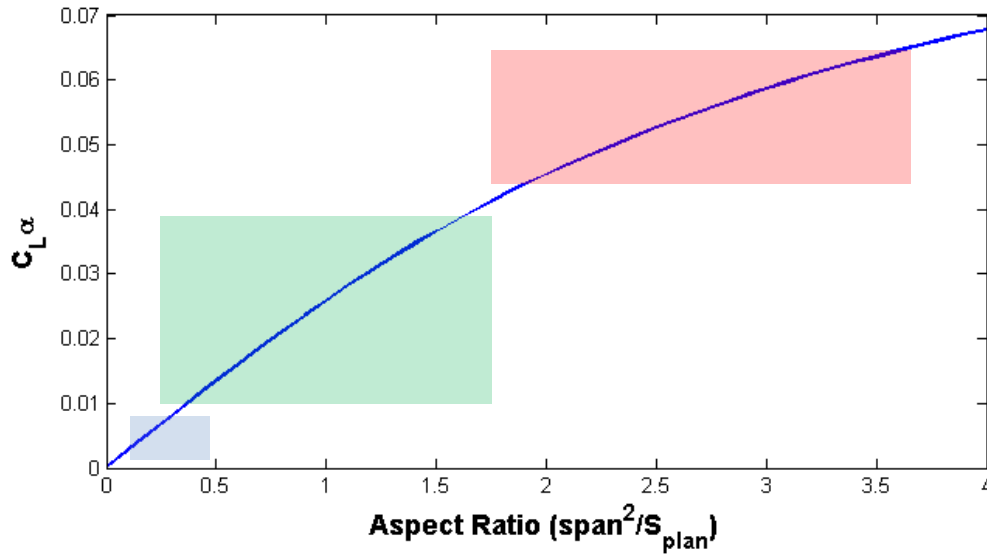


Ilustración 30- $C_{L\alpha}$ en función del Aspect Ratio

Cabe destacar que en esta gráfica, donde se representa la fórmula (4.9), se toma como superficie de referencia S_{plan} , aunque nosotros estamos siempre usando como superficie de referencia $Vol^{2/3}$. Para realizar la conversión, usamos la siguiente fórmula: [1]

$$S_{plan} = N_L Vol^{2/3} \quad (4.10)$$

donde N_L depende del número de lóbulos por el que está compuesto el cuerpo, como vemos en la siguiente tabla basada en datos empíricos, obtenida de [1]:

Tabla 4-Relación $S_{plan} - Vol^{2/3}$ en función del número de lóbulos

Número de lóbulos	N_L
1	2
2	2.25
3	2.4
4	2.5
5	2.54

En nuestro caso, al tener 3 lóbulos:

$$C_{L\alpha BODY} = 0.0152 \cdot \frac{S_{plan}}{Vol^{2/3}} = 0.0365 \frac{1}{\text{grados}}$$

A continuación, se analizó el cuerpo con la herramienta XFLR5, para corroborar los resultados obtenidos.

Obtenemos una pendiente $C_{L\alpha}$ de:

$$C_{L\alpha} = 0.015 \frac{1}{\text{grados}} \text{ con un análisis VLM}$$

$$C_{L\alpha} = 0.023 \frac{1}{\text{grados}} \text{ con análisis LLT.}$$

Obteniendo las siguientes gráficas que representan C_L en función de α , para análisis LLT:

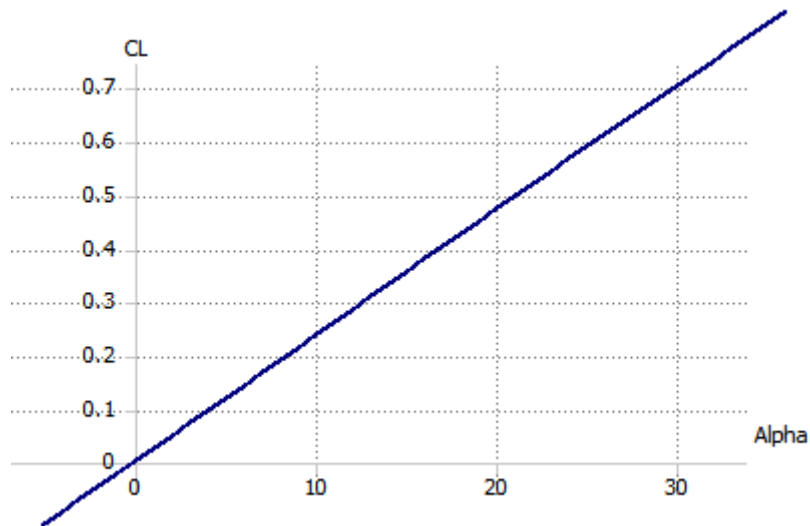


Ilustración 31-Gráfica $C_L - \alpha$ para el cuerpo (XFLR5 Análisis LLT)

Y para análisis VLM:

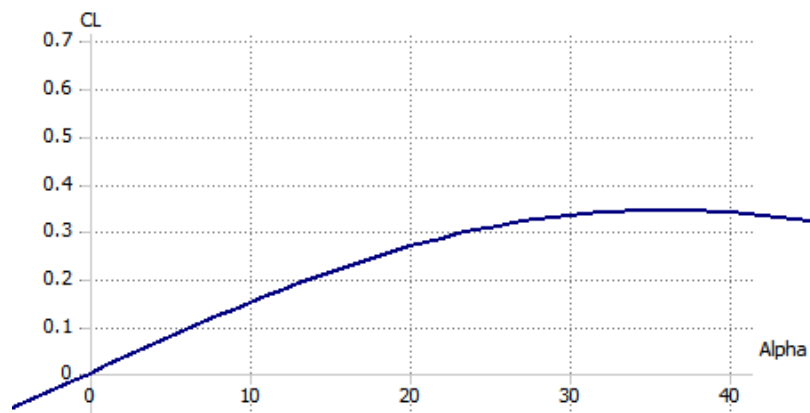


Ilustración 32-Gráfica $C_L - \alpha$ para el cuerpo (XFLR5 Análisis VLM)

En este caso, en la herramienta de XFLR5 se utiliza, por defecto, la superficie en planta del cuerpo como superficie de referencia. Esta superficie es de 3.749m^2 .

Además el volumen que encierra es de 2m^3 , y la superficie de referencia que se ha usado durante todo este documento es $Vol^{2/3}$. Así, la relación que encontramos entre la superficie de referencia tomada en XFLR5 y la superficie de referencia usada en todo el documento es:

$$\frac{S_{plan}}{Vol^{2/3}} = 2.362$$

Esta relación se asemeja mucho a la que aparece en la tabla comparativa usada anteriormente, donde, recordemos, era $\frac{S_{plan}}{Vol^{2/3}} = 2.4$ para 3 lóbulos, habiendo por tanto una diferencia del 1.58% entre la aproximación general y el cálculo para el Airwhale en concreto.

Por ello, como ya se ha dicho tenemos:

$C_{L\alpha VLM} = 0.015 \frac{1}{\text{grados}}$ y $C_{L\alpha LLT} = 0.023 \frac{1}{\text{grados}}$ tomando como superficie de referencia S_{plan} , y significando una diferencia con respecto a la aproximación del 1.32% y del 33.9% respectivamente.

Por otro lado, sería:

$C_{L\alpha VLM} = 0.0354 \frac{1}{\text{grados}}$ y $C_{L\alpha LLT} = 0.0543 \frac{1}{\text{grados}}$ tomando como superficie de referencia $Vol^{2/3}$, lo que supone una variación del 3.02% en el caso de VLM y del 32.8% en caso de LLT.

Comparación en el cálculo de $C_{L\alpha}$ entre Método LLT y Método VLM

Como se ha podido comprobar, en cada apartado de cálculo de $C_{L\alpha}$ se ha calculado de tres maneras diferentes: con una fórmula de aproximación, con XFLR5 Método LLT y con XFLR5 Método VLM, salvo en el caso del estabilizador horizontal que solo hemos obtenido resultado con XFLR5 en Método VLM.

En cada uno de los componentes del AirWhale se ha calculado el porcentaje de diferencia existente entre la aproximación y los dos métodos de XFLR5 obteniendo finalmente la siguiente tabla comparativa.

Tabla 5-Comparación Métodos LLT y VLM con aproximación literatura

Coficiente	Aproximación	LLT	VLM	%LLT	%VLM
$C_{L\alpha ALA}$	0.0554	0.09	0.048	38.4%	13.36%
$C_{L\alpha EH}$	0.0452	---	0.042	---	7.08%
$C_{L\alpha CUERPO}$	0.0152	0.023	0.015	33.9%	1.32%

En la primera columna se muestra el valor de la aproximación, en la segunda y tercera los valores obtenidos con XFLR5 en Método LLT y VLM respectivamente y en la cuarta y quinta el porcentaje de diferencia.

Analizando la tabla comprobamos que obtenemos un porcentaje menor en el caso de VLM en todos los componentes, por lo que si hubiese que elegir el método más apropiado en este proyecto parece que el más interesante sería VLM.

4.6. Sustentación aerodinámica

Suponiendo despreciable el cambio de energía térmica e interna del fluido alrededor de nuestra aeronave, la sustentación aerodinámica es expresada de la siguiente manera:

$$L_{aero} = C_L q S_{ref} \quad (4.11)$$

donde,

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (4.12)$$

Siendo:

C_{L0} el coeficiente de sustentación a $\alpha = 0^\circ$

$C_{L\alpha}$ la pendiente de la curva de sustentación frente a α

α el ángulo de ataque

$C_{L\delta_e}$ la variación de sustentación frente a δ_e

δ_e la deflexión del timón de profundidad

q la presión dinámica

S_{ref} la superficie de referencia

Asumimos $\alpha = 0^0$ y $\delta_e = 0^0$, por lo que el cuerpo y los estabilizadores horizontales, por tener perfil simétrico, concretamente NACA0022 y NACA0012 no producen sustentación, pero las alas sí.

El coeficiente de sustentación del ala, con $\alpha=0^0$, es:

$C_{L0LLT} = 0.420$ y $C_{L0VLM} = 0.825$, obteniendo:

$$L_{aeroLLT} = 10.21 N \quad (4.13)$$

para el valor de C_{L0} obtenido con el Método LLT.

4.7. Relación de flotabilidad

Teniendo en mente la sustentación aerodinámica explicada y calculada en el Sustentación aerodinámica y la sustentación flotante calculada en el Cálculo de flotabilidad, podemos calcular un parámetro que cobra mucha importancia en el diseño y cálculo de dirigibles: la Relación de Flotabilidad (llamado BR, 'Buoyancy Ratio').

El BR es, por definición, el porcentaje de sustentación total obtenido gracias a la sustentación flotante, y responde a la fórmula siguiente: [1]

$$BR = \frac{L_{flotante}}{L_{flotante} + L_{aerodinámica}} \quad (4.14)$$

De ahí, queda claro que en nuestro caso el BR será menor que aquel de un dirigible clásico, ya que la sustentación aerodinámica que aportan las alas y el cuerpo aumentan el denominador, disminuyendo así el BR.

La sustentación flotante recordamos era $L_{flotante} = 20.707N$, y la sustentación aerodinámica $L_{aero} = 10.21N$, obteniendo:

$$BR = \frac{20.707}{20.707 + 10.210} = 0.669 \quad (4.15)$$

Vemos, que hemos obtenido un BR=66.9%, menor que el de los dirigibles tradicionales, que se encuentra entre 90-95%, y de los dirigibles híbridos, que se encuentra entre 70-80%.

4.8. Resistencia

La resistencia de un objeto curvo viene dada por la siguiente expresión: [10]

$$\vec{D} = \int_A -(P - P_\infty)\vec{n} da + \int_A \vec{f}_\mu da \quad (4.16)$$

Siendo la primera integral la denominada resistencia de presión y la segunda resistencia de fricción.

$$D = D_p + D_f \quad (4.17)$$

La resistencia de presión depende de la forma de la estela que se crea cuando se desprende la capa límite y de la forma del contorno de la parte posterior del cuerpo.

La resistencia de fricción depende de las fuerzas de rozamiento en la capa límite.

Sabemos que si la capa límite es laminar se produce antes el desprendimiento de la corriente, al contrario de si es turbulenta. Por ello, la capa límite turbulenta disminuye la resistencia de presión, así como aumenta la resistencia de fricción.

En la siguiente figura se muestra el punto de desprendimiento en función del fineness ratio, o esbeltez del cuerpo. Resulta de especial interés este concepto para el cálculo de la resistencia del cuerpo. [10]

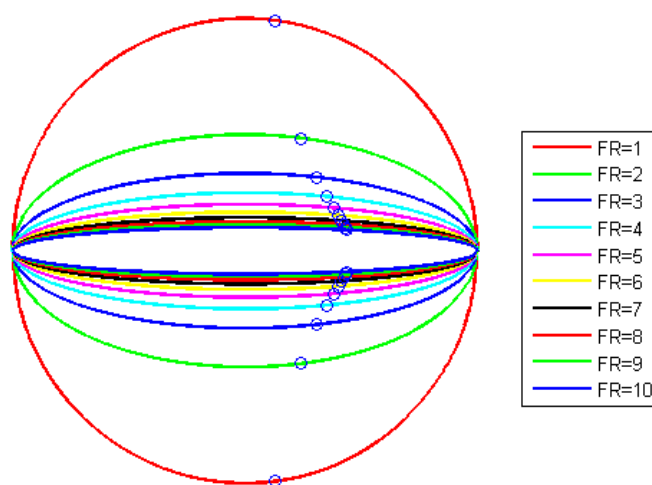


Ilustración 33-Esquema desprendimiento de la corriente en función de FR

Como vemos en la figura anterior, a medida que aumenta la esbeltez del cuerpo se retrasa el punto de desprendimiento. Cabe destacar que está realizada para el caso de capa límite laminar, y que en caso de que fuese turbulenta estaría aún más retrasado el punto para cada caso, aumentando por tanto la resistencia de fricción.

El coeficiente de resistencia de fricción de cada componente se puede calcular: [1]

$$C_{Df} = \frac{C_{f\text{componente}} F_{\text{componente}} S_{\text{wetcomponente}}}{V_0 l^{2/3}} \quad (4.18)$$

Donde C_f es una estimación para el cálculo de la resistencia de fricción en función del número de Reynolds para una placa plana, que viene dado por: [1]

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_l)^{2.58}} \quad \text{en caso de capa límite turbulenta} \quad (4.19)$$

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_l}} \quad \text{en caso de capa límite laminar} \quad (4.20)$$

Se calculará por tanto este C_f para cada componente en función de su Re .

Es importante recalcar en este punto que se va a tomar el 100% de la capa límite ya sea laminar o turbulenta dependiendo del número de Re estando el paso de laminar a turbulenta en $Re = 1 \cdot 10^6$.

Comenzamos calculando C_{Df} para el cuerpo. Calculamos el número de Reynolds para el mismo: [1]

$$Re_{\text{cuerpo}} = \frac{\rho V_{\infty} l}{\mu} \quad (4.21)$$

donde la densidad es $\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$, $V_{\infty} = 5 \text{ m/s}$, $l = 3.25 \text{ m}$, y la viscosidad dinámica es $\mu = 1.7851 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$.

Obtenemos $Re_{\text{cuerpo}} = 1.11 \cdot 10^6$.

Como vemos, podemos asumir capa límite turbulenta, aunque no de forma muy clara, obteniendo $C_f = 4.38 \cdot 10^{-3}$. Como curiosidad, si con ese número de Re asumiésemos capa límite laminar obtendríamos $C_f = 1.26 \cdot 10^{-3}$, cumpliéndose, como ya se dijo antes, que obtenemos mayor C_f que con capa límite turbulenta.

Retomamos la ecuación (4.18):

$$C_{Df_{cuerpo}} = \frac{C_{fcuerpo} FF_{cuerpo} S_{wetcuerpo}}{Vol^{2/3}} \quad (4.18)$$

donde debe decirse que FF_{cuerpo} es el denominado ‘Factor de forma’, y para el caso del cuerpo responde a la siguiente ecuación: [1]

$$FF_{cuerpo} = 1 + \frac{1.5}{FR^{3/2}} + \frac{7}{FR^3} \quad (4.22)$$

obteniendo $FF_{cuerpo} = 1.548$. Si dejamos que ‘la ecuación nos hable’ observamos lo explicado ya anteriormente, en caso de aumentar el FR, el FF_{cuerpo} aumenta y, por ende, el C_{Df} del cuerpo aumenta. Todo esto es debido al retraso del punto de desprendimiento con la esbeltez del cuerpo.

Además, $S_{wetcuerpo}$ es la superficie mojada del cuerpo, que se puede estimar como $S_{wetcuerpo} = 2 \cdot S_{proyectada} \cdot 1.2 = 2 \cdot 3.810 \cdot 1.2 = 9.144m^2$.

Obtenemos finalmente $C_{Df_{cuerpo}} = 0.039$.

A continuación hacemos lo mismo con el resto de componentes. [1]

$$C_{Df_{ala}} = \frac{C_{fala} FF_{ala} S_{wetala}}{Vol^{2/3}} \quad (4.23)$$

En primer lugar, calculamos el Número de Reynolds, obteniendo $Re_{ala} = 2.055 \cdot 10^5$, utilizando como longitud de referencia $l = \frac{2}{3} c_r$, siendo c_r la cuerda en la raíz.

Como $Re_{ala} < 1 \cdot 10^6$, nos encontramos en el caso de capa límite laminar, obteniendo $C_{f_{alas}} = 0.0029$.

Realizamos ahora el paso de placa plana a la forma real del ala, gracias al ‘Factor de Forma’, que en el caso del ala responde a: [1]

$$FF_{ala} = 1 + 1.2(t/c) + 100(t/c)^4 \quad (4.24)$$

siendo $t/c=0.1214$, obteniendo $FF_{ala} = 1.168$. La superficie mojada del ala se puede calcular como $S_{wetalala} = 2 \cdot 1.681 \cdot 1.2 = 4.0344m^2$.

Finalmente, obtenemos $C_{Df alas} = 0.008698$.

Por último, calculamos el C_{Df} de los estabilizadores.

Actuando de la misma forma que en los componentes anteriores obtenemos, en primer lugar, $Re_{tails} = 1.162 \cdot 10^5$ y $C_{ftails} = 0.00389$.

La ecuación para calcular el 'Factor de Forma' de los estabilizadores es idéntica a la usada en el ala: [1]

$$FF_{tails} = 1 + 1.2(t/c) + 100(t/c^4) \quad (4.25)$$

usando en este caso, $t/c=0.12$, obteniendo $FF_{tails} = 1.165$. La superficie mojada de los estabilizadores se calcula como

$$S_{wettails} = 2 \cdot 1.2 \cdot S_{EstHor} + 2 \cdot 1.2 \cdot S_{EstVert} = 2.486m^2.$$

Obtenemos finalmente $C_{Dftails} = 0.0071$.

En total $C_{Dftails} + C_{Dfcuerpo} + C_{Df alas} = 0.0548$

El coeficiente de resistencia total viene dado por:

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad (4.26)$$

siendo $C_{D0} = C_{Df} + C_{Dp}$ la resistencia parásita, y $C_{Di} = k \cdot C_L^2$ la resistencia inducida por la sustentación.

En nuestro caso, ya que el cuerpo tiene forma de perfil nuestro C_{D0} se puede tomar únicamente compuesto por C_{Df} , siendo mucho menor la aportación de C_{Dp} . Por tanto $C_{D0} = 0.0548$.

El factor k puede calcularse con la siguiente aproximación específica para dirigibles donde únicamente se tiene en cuenta el cuerpo, ya que la asociada a los estabilizadores y al ala son mucho menores que la de éste: [1]

$$k = -0.0145 \left(\frac{1}{AR}\right)^4 + 0.182 \left(\frac{1}{AR}\right)^3 - 0.514 \left(\frac{1}{AR}\right)^2 + 0.838 \left(\frac{1}{AR}\right) - 0.053 \quad (4.27)$$

obteniendo $k = 0.685$. Es importante hacer notar que esta k está referenciada a S_{plan} , por lo tanto la referida a $Vol^{2/3}$ es $k = 0.685/2.4 = 0.286$.

Por tanto, el coeficiente de resistencia total es $C_D = 0.105$.

Por tanto la fuerza de resistencia es:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = 2.552 \text{N} \quad (4.28)$$

4.9. Centros aerodinámicos

Se define el centro aerodinámico de un elemento como aquel punto del mismo en el que el coeficiente de momento de cabeceo, definido en el eje x como se observa en la figura al principio de este apartado de Aerodinámica, no depende del ángulo de ataque, o dicho de otra forma $C_{M\alpha} = 0$. A continuación se va a calcular el centro aerodinámico de los diferentes componentes: ala, estabilizadores y cuerpo, que nos serán de utilidad para calcular la estabilidad estática, incluida en 6.1.31

4.9.1. Centro aerodinámico del ala

El centro aerodinámico del ala se ha calculado con la herramienta XFLR5, variando la posición del centro de gravedad del elemento hasta que la curva de $C_m - \alpha$ fuese constante. De esta forma $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 0$, cumpliéndose el requisito que aparece en la definición del centro aerodinámico. En el caso del ala, se ha conseguido que dicha curva fuese constante para el punto $x=0.386\text{m}$ desde el borde de ataque del ala, es decir, a 1.41m del morro de la aeronave, ya que el borde de ataque de la cuerda de raíz del ala se encuentra a 1.024m del morro del avión. Esto se ha conseguido con un análisis LLT y, como vemos en la gráfica, el valor de $C_{mACala} = -0.058$.

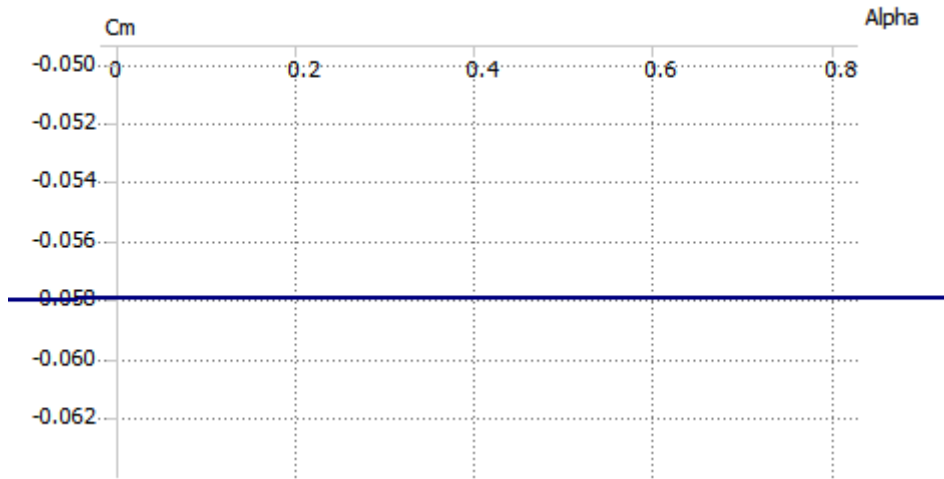


Ilustración 34-Gráfica $C_m - \alpha$ en el centro aerodinámico del ala (XFLR5 Análisis LLT)

Sin embargo si lo calculamos con análisis VLM, obtenemos el centro aerodinámico del ala a 0,224m del borde de ataque del ala, es decir, a 1.248m del morro de la aeronave. Además el valor de $C_{mACala} = -0.358$.

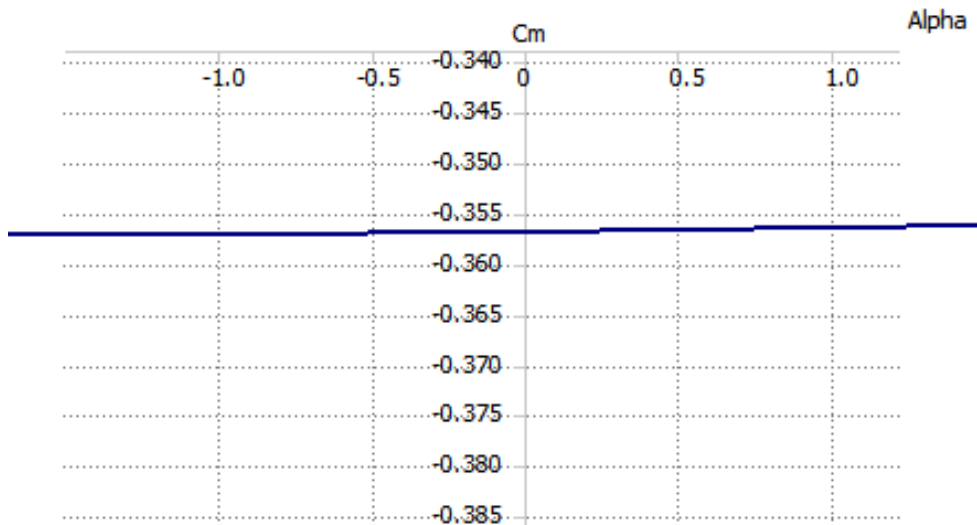


Ilustración 35-Gráfica $C_m - \alpha$ en el centro aerodinámico del ala (XFLR5 Análisis VLM)

4.9.2. Centro aerodinámico del cuerpo

En este caso, se ha vuelto a proceder de la misma forma que en el caso anterior, obteniéndose curva $C_m - \alpha$ constante para el punto situado a 0.835m del morro del avión, con

un valor de $C_{mACbody} = 0$, para análisis LLT.

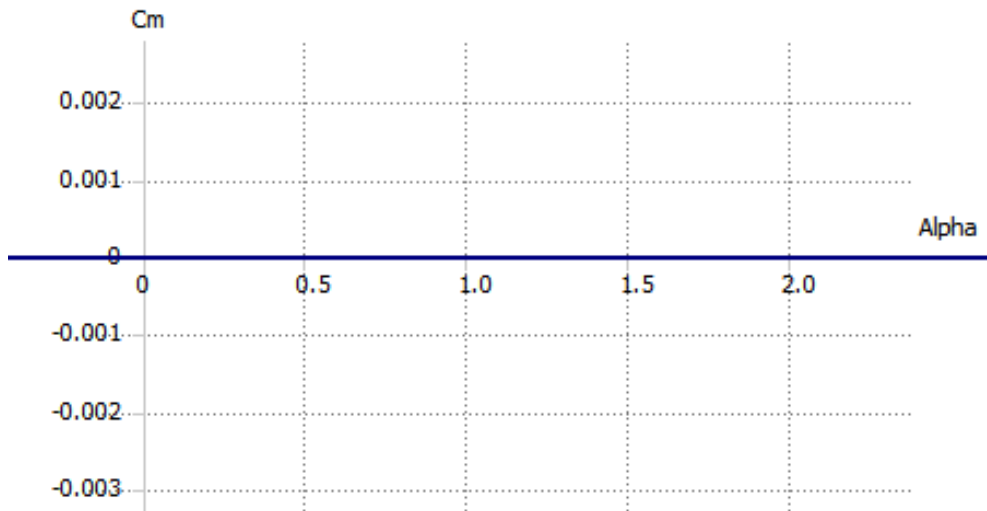


Ilustración 36-Gráfica C_m - α en el centro aerodinámico del cuerpo (XFLR5 Análisis LLT)

En el caso de análisis VLM, lo obtenemos en el punto localizado a 0.625m del morro del avión, con un valor de $C_{mACbody} = 0$.

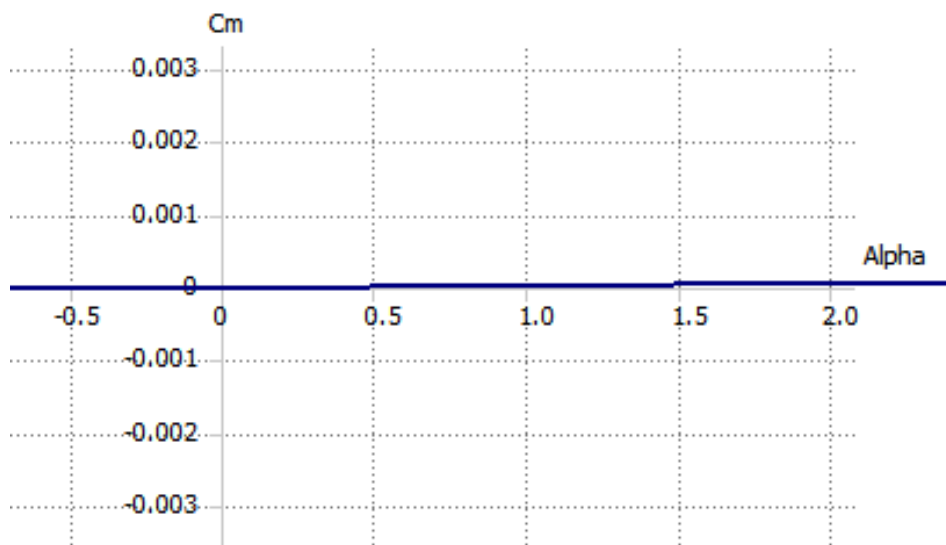


Ilustración 37-Gráfica C_m - α en el centro aerodinámico del cuerpo (XFLR5 Análisis VLM)

4.9.3. Centro aerodinámico de estabilizador horizontal

Por último, calculamos el centro aerodinámico de los estabilizadores horizontales. En este caso XFLR5 da error al calcular las gráficas debido a que no converge ningún punto en el

Método LLT. Por ello, usaremos solo el Método VLM, obteniendo el centro aerodinámico a 0.115m del borde de ataque del estabilizador, es decir a 2.7m del morro del avión, ya que el borde de ataque de los estabilizadores horizontales y verticales se encuentra a 2.585m.

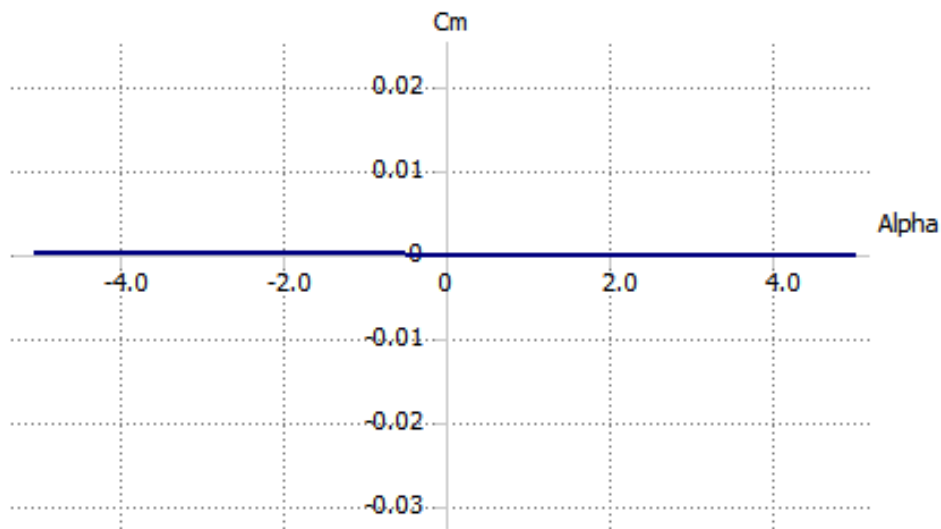


Ilustración 38-Gráfica C_m - α en el centro aerodinámico de los estabilizadores (XFLR5 Análisis VLM)

4.9.4. Resumen de resultados

En la Tabla 6-Resumen de resultados referentes a los centros aerodinámicos se recopilan los resultados obtenidos anteriormente para una mejor comprensión. Como se puede observar, se presentan las localizaciones de los centros aerodinámicos de los diferentes elementos referidos al morro del AirWhale. Esta tabla será imprescindible en el estudio de la estabilidad estática longitudinal.

Tabla 6-Resumen de resultados referentes a los centros aerodinámicos

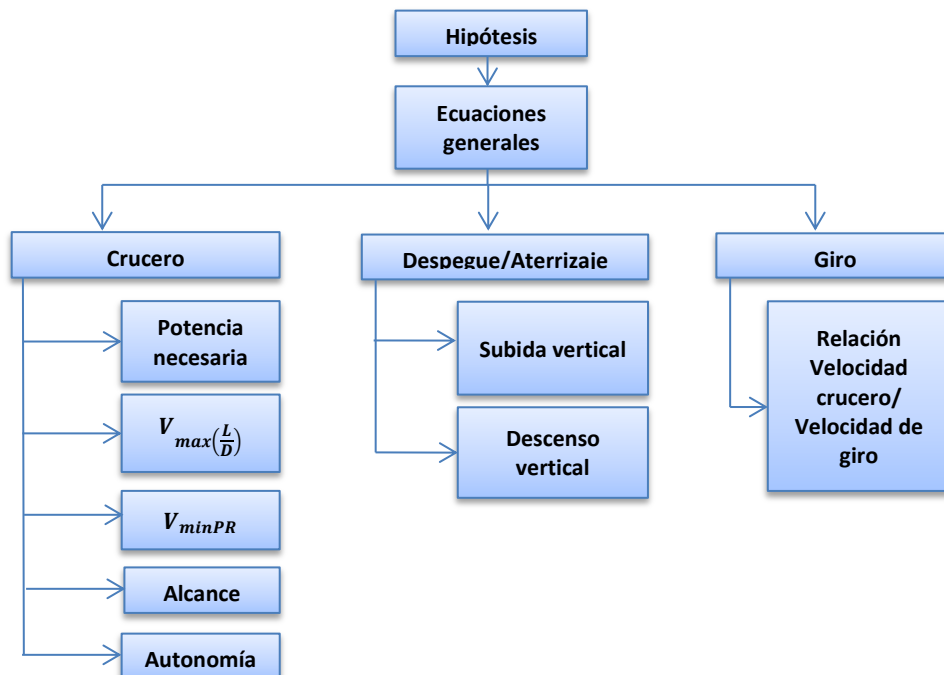
Centro aerodinámico	Método LLT		Método VLM	
	Localización desde el morro de AirWhale	C_{mAC}	Localización desde el morro de AirWhale	C_{mAC}
CA del ala	1.41m	-0.058	1.248m	-0.358
CA del cuerpo	0.835m	0	0.625	0
CA de los estabilizadores	---	---	2.7m	0

5. ACTUACIONES

‘Nunca hay viento favorable para el que no sabe hacia dónde va’.

Séneca

En este capítulo se van a mostrar en primer lugar las hipótesis realizadas y las ecuaciones generales. A continuación se estimará la potencia necesaria de los rotores en vuelo en crucero a velocidad constante, así como en despegue y aterrizaje vertical. Además se calculará el C_L y V que minimizan la potencia requerida. Por último se tratará el viraje. Se muestra a continuación el esquema que se va a seguir en este capítulo.



5.1. Ecuaciones generales

Las hipótesis generales utilizadas van a ser:

- Aeronave como cuerpo rígido
- Aeronave simétrica
- Motores fijos respecto al avión
- Tierra plana
- Gravedad constante
- Atmósfera en calma (no hay viento)

Con todo ello, las ecuaciones generales son [5]

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (7.1)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (7.2)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (7.3)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T_1 - D - mg \sin \gamma \quad (7.4)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = (L_{aero} + L_{buoy} + T_2) \sin \mu \quad (7.5)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = (L_{aero} + L_{buoy} + T_2) \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (7.6)$$

donde ya se ha tenido en cuenta que \vec{V} y \vec{T} están contenidos en el plano de simetría y por tanto $\beta = 0$ y $\nu = 0$ y que $Q = 0$.

5.2. Vuelo en crucero a V cte

Nos centramos ahora en el caso de vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme. Por ser un caso particular del vuelo simétrico en un plano vertical sabemos que el rumbo es constante $\chi = cte$, pudiendo tomar por comodidad $\chi = 0$ y por tanto $y = cte$. Y con esta condición, se llega a $\mu = 0$. Como la altitud en crucero es constante $h = cte$, llegamos a $\gamma = 0$.

Si, además, tenemos en cuenta que α es muy pequeño y por tanto ε también, podemos hacer

la aproximación de:

$$\text{sen}\varepsilon \sim \varepsilon \quad \text{y} \quad \text{cose}\varepsilon \sim 1 \quad (7.7)$$

Por otro lado, se han definido dos empujes: T_1 hace referencia al de los rotores traseros que va en la dirección x y T_2 que hace referencia a los delanteros que van en la dirección z. Se usarán los traseros para vuelo en crucero y los delanteros para despegue y aterrizaje vertical. Por ello, en este caso de vuelo horizontal $T_2 = 0$.

Obtenemos, finalmente, por tanto, las siguientes ecuaciones: [5]

$$0 = T_1 - D \quad (7.8)$$

$$0 = L_{aero} + L_{buoy} - mg \quad (7.9)$$

5.2.1. Estimación de la potencia necesaria a partir de velocidades de vuelo y polar

Para estimar el empuje necesario T_{1R} en crucero: [1]

$$T_{1R} = D = C_{D0}qVol^{2/3} + kC_L^2qVol^{2/3} \quad (7.10)$$

Obteniendo $T_{1R} = 2.56N$.

Para calcular la potencia necesaria: [1]

$$P_R = V[(C_{D0} + kC_{Laero}^2)qVol^{2/3}] \quad (7.11)$$

que, si queremos obtenerlo en horsepower hp (caballos de potencia), usando las unidades del Sistema Imperial: [1]

$$P_R = \frac{V[(C_{D0} + kC_{Laero}^2)qVol^{2/3}]}{550\eta_p} \quad (7.12)$$

siendo η_p la eficiencia propulsiva, que supondremos $\eta_p = 0.6$.

Obtenemos $P_R = 0.0280 \text{ hp}$, o lo que es lo mismo, $P_R = 20.89W$. A su vez, el

Departamento de electrónica nos comentó que la potencia disponible era de $P_D = 55.5W$, debido a que la batería usada *Zippy 5000mAh 3S (11.1V) 20-30c* disponía de un amperaje de 5A y un voltaje de 11.1V. [13]

Resulta conveniente en este punto calcular las velocidades y coeficientes de sustentación en caso de vuelo a $V=cte$ y $h=cte$. En primer lugar se van a calcular la velocidad y el coeficiente de sustentación que maximiza la eficiencia aerodinámica y a continuación los que minimizan la potencia requerida.

5.2.1. Velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica en vuelo horizontal a $V=cte$ y $h = cte$.

La eficiencia aerodinámica se define como el cociente entre la sustentación y la resistencia. Así, la velocidad que maximiza dicho cociente se puede calcular con la ecuación de la sustentación:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Lopt} \rightarrow V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lopt}}} \quad (7.13)$$

Siendo C_{Lopt} el coeficiente de sustentación que maximiza la eficiencia. Para calcularlo partiremos de la ecuación de la eficiencia aerodinámica:

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (7.14)$$

Obtendremos el valor de C_L que minimiza la función $E = E(C_L)$. Antes, recordemos que:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (7.15)$$

Por ello:

$$E = \frac{C_L}{C_{D0} + kC_L^2} \quad (7.16)$$

Tenemos por tanto:

$$\frac{dE}{dC_L} = 0 \Leftrightarrow \frac{C_{D0} + kC_L^2 - 2kC_L^2}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = 0 \Rightarrow C_{D0} - kC_L^2 = 0 \quad (7.17)$$

Obteniendo finalmente:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (7.18)$$

Retomando, por tanto la ecuación (7.14), obtenemos la siguiente expresión para obtener la velocidad que maximiza la eficiencia:

$$V_{\max(\frac{E}{D})} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lopt}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}}} \quad (7.19)$$

En nuestro caso W es el peso no compensado por el Helio, y $S = Vol^{2/3}$.

$$V_{\max(\frac{E}{D})} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}}} \quad (7.20)$$

Obtenemos finalmente $V_{\max(E/D)} = 4.8m/s$, diferenciándose únicamente un 4% de la nuestra ($v=5m/s$).

5.2.2. Velocidad que minimiza la potencia requerida

En este caso se va a calcular la velocidad que minimiza la potencia requerida de la misma forma que en el caso de la velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{LminPR} \rightarrow V_{minPR} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{LminPR}}} \quad (7.21)$$

El coeficiente de sustentación que minimiza la potencia requerida es aquel que maximiza el alcance, que es aquel que maximiza la función:

$$f = \frac{C_L^{1/2}}{C_D} = \frac{C_L^{1/2}}{C_{D0} + kC_L^2} \quad (7.22)$$

Por ello, calculamos el valor de C_L que maximiza la función f .

$$\frac{df(C_L)}{dC_L} = 0 \Leftrightarrow \frac{C_{D0} + kC_L^2 - 4kC_L^2}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = 0 \Rightarrow C_{D0} - 3kC_L^2 = 0 \quad (7.23)$$

Se comprueba que:

$$C_{LminPR} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{3k}} = \sqrt{\frac{1}{3}} C_{Lopt} \quad (7.24)$$

Retomando la ecuación (7.22), obtenemos:

$$V_{minPR} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{3k}{C_{D0}}}} \quad (7.25)$$

Obtenemos $V_{minPR} = 3.646m/s$, diferenciándose en un 27% de la nuestra ($v=5m/s$) y en un 24% con la velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica.

5.3. Subida y descenso

Como ya se comentó en el apartado 2.2.4. *Despegue y aterrizaje*, el despegue y el aterrizaje del AirWhale son verticales. En este apartado vamos a realizar un estudio de las fuerzas verticales que intervienen tanto en el despegue (Despegue vertical) como en aterrizaje (Aterrizaje vertical).

5.3.1. Despegue vertical

La ecuación que gobierna las fuerzas verticales en la subida para una velocidad constante es:

$$T_2 = D + mg - L_{buoy} \quad (7.26)$$

siendo $C_D = 0.15$. Este valor se ha tomado de [1] donde se indica que $C_D = 0.09$ para una esfera, habiéndose tomado en este estudio, como margen de seguridad, $C_D = 0.15$. Aún así, este dato es únicamente orientativo, proponiéndose calcularlo empíricamente para su construcción.

Establecemos una velocidad de subida de 1m/s y obtenemos $T_2 = 10.309N$.

Esto supondría levantar 1.05Kg entre los dos rotores delanteros. Tras consultar este resultado con el departamento de electrónica, encargado del estudio de los rotores comprobamos que es viable. Es más, la masa máxima que pueden elevar los dos rotores son 0.8Kg cada uno, 1.6Kg por tanto en total. Por ello, en la subida los rotores trabajarán a un 65.6% de su capacidad durante los 20s que dura.

Como se ha dicho antes, en caso de que finalmente C_{D0} fuese mucho mayor del calculado teóricamente, no es preocupante ya que se rotarían los rotores traseros obteniendo mayor empuje en esa dirección. De todas formas, se ha calculado el peso que supondría levantar entre los rotores en caso de que C_D fuese mucho mayor al aproximado utilizado. Si tomásemos por ejemplo $C_D = 0.8$ supondría levantar 1.11Kg, posible entre los dos rotores delanteros, suponiendo levantar un 69.4% de la carga máxima que pueden levantar éstos.

5.3.2. Aterrizaje vertical

La ecuación que gobierna las fuerzas verticales en el aterrizaje vertical, teniendo de nuevo en cuenta que la velocidad fuese constante, son:

$$T_2 = L_{buoy} + D - mg \quad (7.27)$$

siendo de nuevo $C_D = 0.15$.

Establecemos también la velocidad de bajada en 1m/s, obteniendo $T_2 = -10.017N$, lo que significa que los rotores delanteros deben levantar 1.02Kg, y ya que los rotores levantan entre los dos 1.6Kg, en la bajada los rotores trabajarán a un 63.75% durante los 20 segundos que dura.

De nuevo, por seguridad, se ha comprobado cuánto deberían levantar los rotores delanteros en caso de que $C_D = 0.8$, obteniendo 0.96Kg. Esta disminución del peso a levantar tiene sentido debido a que la fuerza de resistencia es mayor y actúa en la dirección del empuje de los rotores.

5.4. Estimaciones actuaciones de giro

Resulta de interés calcular cuánto tardaría el AirWhale en dar una vuelta completa de 360° y esto depende de dos parámetros: la velocidad con la que gira y el denominado ‘coeficiente de giro’ R/L que establece las capacidades de giro en función del radio de la circunferencia que queremos girar R y la longitud del dirigible L . Se muestran en la Ilustración 39- R/L en función de δ_r y en la Ilustración 40- V_{turn}/V_∞ en función de R/L cómo varía dicho coeficiente R/L a medida que aumenta la deflexión del timón de dirección y cómo varía la relación de velocidad de giro con la que lleva inicialmente a medida que aumenta el coeficiente de giro R/L . [1]

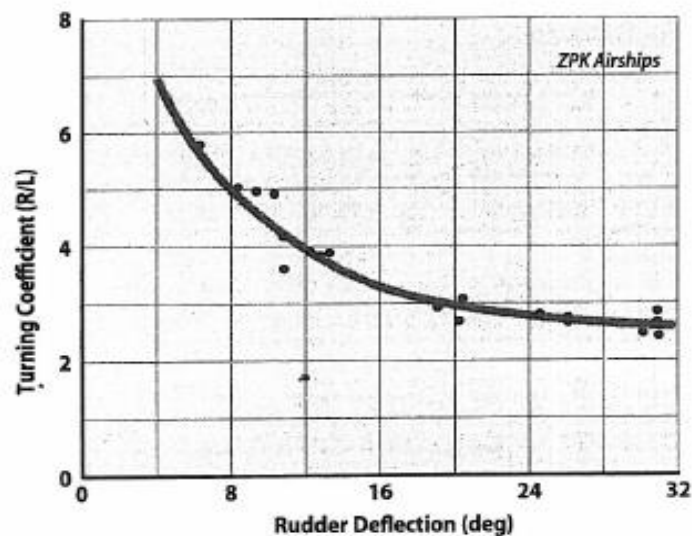


Ilustración 39-R/L en función de δ_r

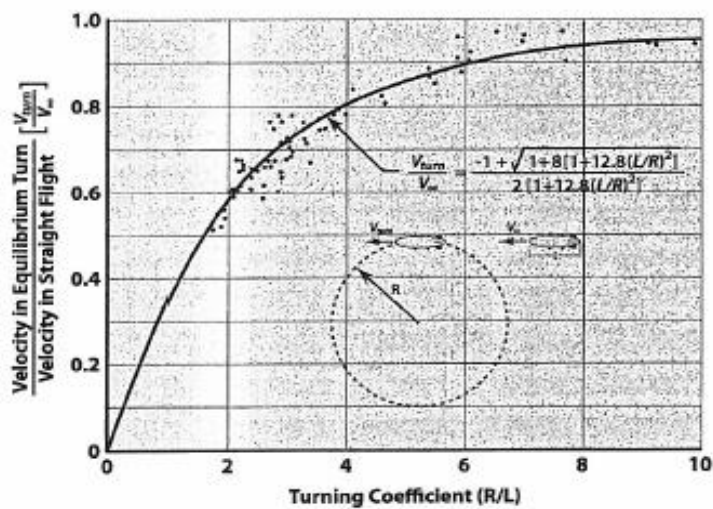


Ilustración 40- V_{turn}/V_{∞} en función de R/L

Observamos, por tanto que a medida que aumentamos el radio de giro la deflexión del timón de dirección necesaria es menor. Además, la velocidad de giro será más similar a la que lleva el dirigible inicialmente cuanto mayor sea el radio de giro.

Una aplicación de estas gráficas es el cálculo del tiempo invertido en dar una vuelta completa a un radio dado o a una deflexión del timón dada.

Si, por ejemplo, queremos calcular el tiempo que tardaría el AirWhale en dar la vuelta completa con una deflexión del timón de dirección de $\delta_r = 1^\circ$, obtenemos un coeficiente

de giro de $R/L = 10$, por lo tanto de la ecuación que aparece en la Ilustración 40.

$$\frac{V_{turn}}{V_{\infty}} = \frac{-1 + \sqrt{1 + 8[1 + 12.8(L/R)^2]}}{2[1 + 12.8(L/R)^2]} \quad (7.28)$$

$\frac{V_{turn}}{V_{\infty}} = 0.9$, por lo tanto una $V_{turn} = 4.5m/s$, obteniendo que se tarda en dar una vuelta completa con esa deflexión del timón de $t_{360} = \frac{2\pi R}{V_{turn}} = 45.38s$.

Estos resultados son experimentales [1], y genéricos. En el Viraje estacionario se calculará específicamente para el AirWhale en función de sus derivadas de estabilidad y control laterales-direccionales la deflexión tanto de los alerones (que en este estudio genérico no se tiene en cuenta debido a que está pensado para dirigibles convencionales sin alas) como del timón de dirección. Se comprobará que los valores obtenidos en aquella sección son menores a los obtenidos en la actual, calculados de forma cualitativa desde el punto de vista de otros dirigibles.

5.5. Autonomía del AirWhale

Antes de exponer los cálculos realizados para la obtención de la autonomía debe quedar indicado que se ha calculado la misma teniendo en cuenta solo el tramo de crucero, sin influir el despegue y el aterrizaje ya que debido al poco peso no compensado por el He en los mismos, no suponen un gasto importante de las baterías.

Calculamos la autonomía en función de la capacidad, el voltaje y las eficiencias de las baterías con la siguiente fórmula: [14]

$$E = \frac{Energy_{batt}}{P_{batt}} \quad (7.29)$$

Donde: [14]

$$Energy_{batt} = Capacidad \cdot Voltaje \cdot \eta_{batt} \cdot f_{Usable} \quad (7.30)$$

La capacidad es la cantidad de carga eléctrica que puede almacenar durante la carga y devolver durante la descarga. El voltaje es un indicador del estado de carga que tiene la batería. La eficiencia de la batería, en función de las pérdidas es η_{Batt} y f_{Usable} es un factor que representa el porcentaje de batería utilizable en la descarga.

En vez de la capacidad y el voltaje se suele usar la Energía específica de la batería E_{spec} que expresa la relación entre la energía de la misma y la masa. Sus unidades suelen ser Wh/Kg. Se puede, por tanto, reescribir la energía de la batería como: [14]

$$Energy_{Batt} = E_{spec} \cdot M_{Batt} \cdot \eta_{Batt} \cdot f_{Usable} \quad (7.31)$$

donde se ha introducido M_{Batt} que es la masa de la batería.

La potencia del empuje generada por las hélices del AirWhale es: [14]

$$P_{Thrust} = T \cdot V \quad (7.32)$$

Para el tramo de crucero, el empuje es igual a la resistencia, que puede ser obtenida dividiendo el peso por la eficiencia. En nuestro caso, a diferencia de los aviones en los que se va gastando combustible, el peso es constante siendo el mismo que el peso en despegue, W_{TO} . [14]

$$P_{Thrust} = D \cdot V = \frac{W_{TO}}{L/D} \cdot V \quad (7.33)$$

Hay que tener en cuenta que se producen pérdidas de la potencia entre los terminales de las baterías y las hélices. Además las propias hélices también tienen ineficiencias convirtiendo la potencia de giro del eje en potencia de empuje.

Por ello se define la potencia de las baterías como: [14]

$$P_{batt} = \frac{P_{Thrust}}{\prod \eta} \quad (7.34)$$

Introduciendo en $\prod \eta$ el producto de las diferentes eficiencias del sistema de propulsión, que aunque en [14] se tienen en cuenta las eficiencias de las hélices, de la caja de cambios, del motor eléctrico, del control electrónico de la velocidad y del sistema de distribución de potencia, nosotros vamos a realizar la siguiente simplificación, quedándonos únicamente con la eficiencia de las hélices y la del motor.

$$\prod \eta = \eta_p + \eta_{motor} \quad (7.35)$$

Uniendo las ecuaciones (7.34) y (7.35) obtenemos la siguiente relación: [14]

$$P_{Batt} = \frac{W_{TO} \cdot V}{L/D \cdot \prod \eta} \quad (7.36)$$

Teniendo en cuenta (7.36).

Además,

$$L/D = C_L/C_D \quad (7.37)$$

Y de la ecuación de vuelo en crucero $L = W$, obtenemos: [14]

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TO}/S_r}{\rho \cdot C_L}} \quad (7.38)$$

Podemos, por tanto reescribir la ecuación (7.37) como: [14]

$$P_{Batt} = \frac{W_{TO} \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TO}/S_r}{\rho \cdot C_L}}}{\prod \eta \cdot \frac{C_L}{C_D}} = \frac{W_{TO} \sqrt{\frac{2 \cdot W_{TO}/S_r}{\rho}}}{\prod \eta \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \quad (7.39)$$

Retomando la ecuación (7.30) con la que calculamos la autonomía, tenemos: [14]

$$E = \frac{Energy_{Batt}}{P_{Batt}} = \frac{Energy_{Batt}}{W_{TO}} \prod \eta \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\frac{1}{2} \cdot \rho} \sqrt{W_{TO}/S_r} \quad (7.40)$$

Por último, si tenemos en cuenta la ecuación (7.32) referente a la energía de la batería: [14]

$$E = E_{spec} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{W_{Batt}}{W_{TO}} \cdot \eta_{Batt} \cdot f_{Usable} \cdot \prod \eta \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\frac{1}{2} \cdot \rho} \sqrt{W_{TO}/S_r} \quad (7.41)$$

En el AirWhale se han utilizado 4 baterías *Zippy 5000mAh 3S (11.1V) 20-30c* con las siguientes características:

- Capacidad: 5000mAh
- Voltaje: 11.1V
- Masa: 0.3Kg
- η_{Batt} : 0.85
- f_{Usable} : 0.8

El motor utilizado es el *Brushless EMAX BL2210/30 1300kV* cuya eficiencia se puede aproximar por $\eta_{motor} = 0.85$ y por último se ha aproximado la eficiencia de las hélices por $\eta_p = 0.65$. [13]

Con todo esto y teniendo en cuenta los resultados obtenidos en el *Sustentación aerodinámica* y *Resistencia* referente a los coeficientes de sustentación y resistencia, y el peso en el despegue obtenemos una autonomía de **4.15h**. [13]

5.6. Alcance del AirWhale

Al igual que en la obtención de la autonomía, se ha tenido en cuenta únicamente el tramo de crucero en esta primera aproximación.

Utilizamos la siguiente ecuación para el alcance: [14]

$$R = \frac{E_{Spec}}{g} \cdot \frac{W_{Batt}}{W_{TO}} \cdot \prod \eta \cdot \eta_{Batt} \cdot f_{Usable} \cdot L/D \quad (7.42)$$

Obtenemos por tanto un **alcance de 73115m**.

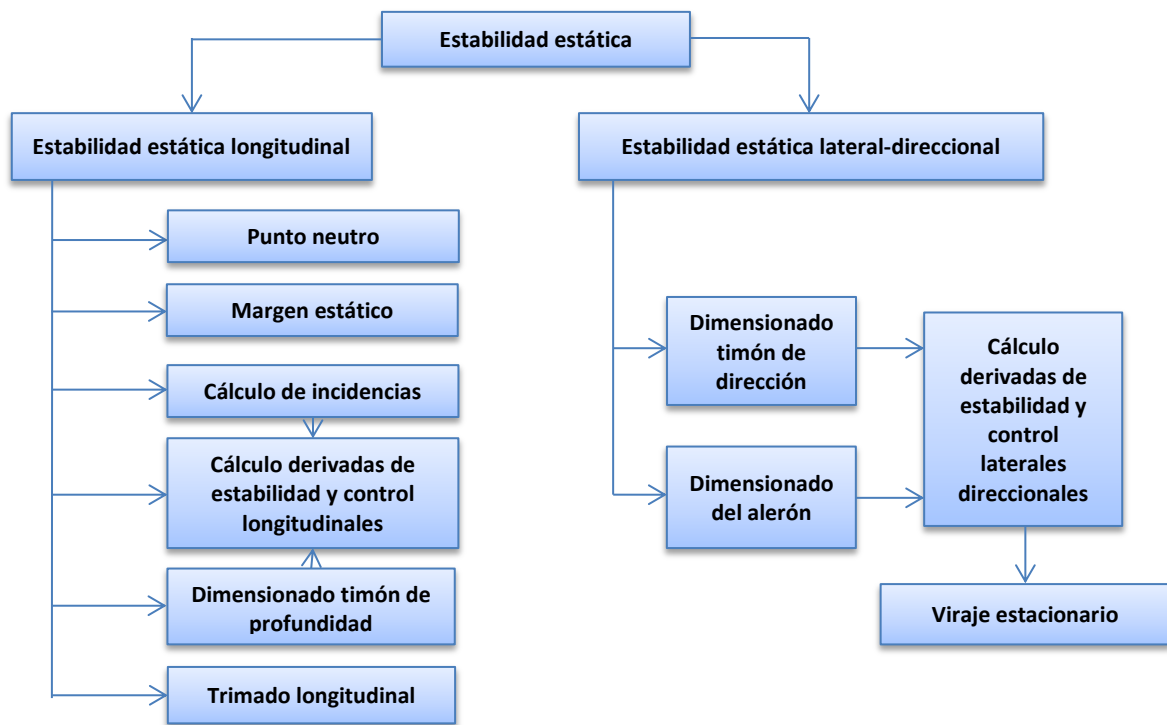
6. ESTABILIDAD Y CONTROL

*"En lugar de preocuparnos por anticipado,
pensemos y planifiquemos por adelantado"*

Winston Churchill

La estabilidad constituye un paso imprescindible en el estudio y diseño de una

aeronave. Por ello en este capítulo se ha realizado un estudio de la estabilidad estática, tanto longitudinal como lateral-direccional. En primer lugar se han calculado las incidencias del ala y del estabilizador horizontal para que el AirWhale volase con C_{Lopt} , calculándose posteriormente los ángulos de trimado. En el caso de la estabilidad lateral-direccional se ha calculado la deflexión de control necesaria para un viraje estacionario dependiendo del radio de giro. Se muestra a continuación un esquema de los pasos realizados en este capítulo, que servirán de estructura del capítulo.



Este esquema puede ser de utilidad para estructurar este capítulo que empezará con uno de sus dos grandes bloques: la estabilidad estática longitudinal.

6.1. Estabilidad estática longitudinal

Se va a considerar un avión en vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme. Las contribuciones más importantes en el momento de cabeceo aerodinámico, M_A son: la sustentación del ala, L_w , que ya sabemos se puede tomar como una fuerza aplicada en el centro aerodinámico, el momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico del ala M_{CA} , la sustentación de la cola, L_t , aplicada en el centro aerodinámico de la cola, el momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico de la cola, la sustentación del cuerpo, el momento de cabeceo alrededor del centro aerodinámico del cuerpo y la sustentación flotante L_{buoy} .

Tras hablar con el Departamento de Mecánica se ha considerado el hecho de localizar el centro de gravedad organizando la carga de pago de manera que quede a la misma distancia del morro del avión en que se encuentra el centro flotante, que por convenio es al 45% de la longitud del cuerpo, es decir, a 1.46m.

Tenemos, por tanto, los centros aerodinámicos calculados en el *Centros aerodinámicos*, que se encuentran a 0.835m el del cuerpo, a 1.41m el del ala y a 2.7m el del estabilizador horizontal.

La siguiente figura sirve para aclarar las distancias.



Ilustración 41-Esquema centros aerodinámicos

6.1.1. Sustentación total

La sustentación total viene dada por [4]:

$$C_L = C_{Lw} \frac{S_w}{S} + C_{LEstHor} \eta_{EstHor} \frac{S_{EH}}{S} + C_{Lcuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} \quad (6.1)$$

La ecuación (8.1) puede escribirse como:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (6.2)$$

Como vemos, en la ecuación (6.2) se tienen en cuenta las contribuciones de sustentación de todas las superficies sustentadoras y por tanto suponen las del AirWhale completo. C_{L0} denota el coeficiente de sustentación a ángulo de ataque nulo, $C_{L\alpha}$ es la pendiente de sustentación total del AirWhale, α es el ángulo de ataque, $C_{L\delta_e}$ supone la variación del coeficiente de sustentación con la variación de la deflexión del timón de profundidad y δ_e es dicha deflexión, suponiendo $C_{L\delta_e} \delta_e$ el aumento de sustentación por parte del estabilizador horizontal a medida que aumenta la deflexión del timón.

Se cumple [4]:

$$C_{L0} = C_{L0w} \frac{S_w}{S_{ref}} + C_{L0EH} \frac{S_{EH}}{S_{ref}} \frac{q_{EH}}{q} + C_{L0cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S_{ref}} + C_{L\alpha w} \frac{S_w}{S_{ref}} i_w + C_{L\alpha EH} \frac{S_{EH}}{S_{ref}} \frac{q_{EH}}{q} (i_t - e_0) \quad (6.3)$$

Es importante recordar que $S_{ref} = Vol^{2/3}$.

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha w} \frac{S_w}{S} + C_{L\alpha cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} + C_{L\alpha EH} \eta_{EH} \frac{S_{EH}}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (6.4)$$

donde $\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ es el modelo lineal utilizado para la deflexión de la

estela.

$$C_{L\delta_e} = C_{L\alpha_{EH}} \eta_{EH} \frac{S_{EH}}{S} \tau \quad (6.5)$$

En la ecuación (6.5) encontramos las variables $\eta_{EH} = \frac{v_{EH}^2}{v^2}$ y τ , que supone la efectividad del timón de profundidad, definiéndose como la relación entre el incremento de ángulo de ataque obtenido al deflectar δ_e y la propia deflexión: $\tau = \frac{\Delta\alpha_{EH}}{\delta_e}$. Dicho parámetro se obtiene experimentalmente y se puede establecer un valor de $\tau = 0.5$ para un timón de profundidad de cuerda un tercio de la cuerda del ala, como es nuestro caso.

Los valores obtenidos para estas derivadas, suponiendo que las incidencias tanto del estabilizador como del ala son nulas, son:

Tabla 7-Derivadas relacionadas con la sustentación

Derivada	Valor
C_{L0}	0.4321
$C_{L\alpha}$	0.1545
$C_{L\delta_e}$	0.0095

6.1.2. Momento de cabeceo total

Si tomamos momentos respecto del centro de gravedad obtenemos la siguiente ecuación [4]:

$$M_{CDG} = M_{CAw} + L_{wb} \cdot l_{wb} - L_{EH} \cdot l_{EH} \quad (6.6)$$

siendo l_{wb} la distancia entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico del ala, y l_{EH} la que hay entre el centro de gravedad y el CA del estabilizador horizontal [4]:

$$l_{wb} = X_{CG} - X_{acwb} \quad (6.7)$$

$$l_{EH} = X_{aceh} - X_{CG} \quad (6.8)$$

Como vemos, se ha tomado $M_{acEstHor} \ll M_{acW}$, $M_{accuerpo} \ll M_{acW}$ no teniéndolos en cuenta. Adimensionalizamos y ordenamos de manera que quede

$$C_{MCG} = C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta e}\delta_e \quad (6.9)$$

quedando [4]:

$$C_{M0} = C_{Macw} \frac{S_w}{S} - C_{L\alpha EH} (i_t - i_w - \varepsilon_0) \eta_{EH} \frac{S_{EH}}{S} (\bar{X}_{acEH} - \bar{X}_{CG}) \quad (6.10)$$

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha} \cdot \left(\frac{x_{CG} - N0}{MAC} \right) \quad (6.11)$$

$$C_{M\delta e} = -C_{L\alpha EH} \tau \eta_{EH} \frac{S_{EH}}{S} (\bar{X}_{acEH} - \bar{X}_{CG}) \quad (6.12)$$

En la siguiente tabla se recogen los valores obtenidos para C_{M0} , $C_{M\alpha}$ y $C_{M\delta e}$, de nuevo sin tener en cuenta las incidencias por ahora.

Tabla 8-Derivadas asociadas al momento de cabeceo

Derivada	Valor
C_{M0}	-0.0420
$C_{M\alpha}$	-0.0219
$C_{M\delta e}$	-0.0148

6.1.3. Punto neutro del AirWhale

Se desarrolla y adimensionaliza la ecuación y la ordenamos de manera que se escriba según el modelo linealizado:

$$C_M = C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta_e}\delta_e \quad (6.13)$$

Obtenemos así la siguiente expresión para $C_{M\alpha}$ [4]:

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha w} \frac{S_w}{S} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ACw}) + C_{L\alpha cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ACcuerpo}) - C_{L\alpha EstHor} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S} (\bar{X}_{ACEstHor} - \bar{X}_{CG}) \quad (6.14)$$

Partiendo de la definición de Centro Aerodinámico o Punto neutro que dice que es aquel punto en el que se colocaría el centro de gravedad y haría que el coeficiente de momento de cabeceo no variase con el ángulo de ataque, lo que se traduce por $C_{m\alpha} = 0$. Obtenemos, por tanto [4]:

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha ALA} \frac{S_{ALA}}{S} (N_0 - \bar{X}_{ACala}) + C_{L\alpha cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} (N_0 - \bar{X}_{ACcuerpo}) - C_{L\alpha EstHor} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S} (\bar{X}_{ACEstHor} - N_0) = 0 \quad (6.15)$$

Si despejamos el punto neutro N_0 de la ecuación (8.15):

$$N_0 = \frac{C_{L\alpha ALA} \frac{S_{ALA}}{S} \bar{X}_{ACala} + C_{L\alpha cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} \bar{X}_{ACcuerpo} - C_{L\alpha EH} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S} \bar{X}_{ACEH}}{C_{L\alpha ALA} \frac{S_{ALA}}{S} + C_{L\alpha cuerpo} \frac{S_{cuerpo}}{S} - C_{L\alpha EstHor} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \eta_t \frac{S_t}{S}} \quad (6.16)$$

Como vemos, el cálculo del punto neutro del AirWhale depende de la posición de los centros aerodinámicos de cada elemento de la aeronave, calculados en el apartado de Aerodinámica.

Obtenemos $N_0 = 1.57 \text{ m}$ desde el morro de la aeronave.

6.1.4. Margen estático

Como ya sabemos, el centro de gravedad de una aeronave debe encontrarse por delante del punto neutro de la misma para que sea estable longitudinalmente.

Se define Margen Estático (ME) a la distancia entre ambos puntos adimensionalizado con el mean aerodynamic chord (MAC=0.793)

$$ME = \frac{N_0 - X_{cdg}}{MAC} \quad (6.17)$$

Obteniendo $ME = 0.1414$, es decir, un **margen estático del 14.14%**.

6.1.5. Cálculo de incidencias

Otro punto importante a tener en cuenta en este apartado de Estabilidad es el cálculo de las incidencias de diseño de las superficies sustentadoras ala y estabilizador horizontal, de modo que el vuelo se realice con C_{Lopt} .

En un vuelo equilibrado el peso se iguala con la sustentación generada, en la ecuación de equilibrio de fuerzas verticales [4]:

$$\sum F_v = W - L = 0 \quad (6.18)$$

Que adimensionalizando queda [4]:

$$\frac{W}{qS} = C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_e}\delta_e \quad (6.19)$$

Asumimos que se desea en vuelo equilibrado nulo tanto el ángulo de ataque α como la deflexión del timón de profundidad δ_e , y además que se vuela con C_{Lopt} .

$$C_L = C_{Lopt} \quad (6.20)$$

Dicho valor de C_{Lopt} puede calcularse de dos formas diferentes:

Por un lado se puede obtener **con la herramienta de XFLR5**, observando la gráfica de $C_L/C_D - \alpha$, localizando el α en el que se encuentra el máximo de C_L/C_D , y con ese valor de α entrar en la gráfica de $C_L - \alpha$, calculando por tanto el C_L que maximiza la relación C_L/C_D , y por tanto, el C_{Lopt} .

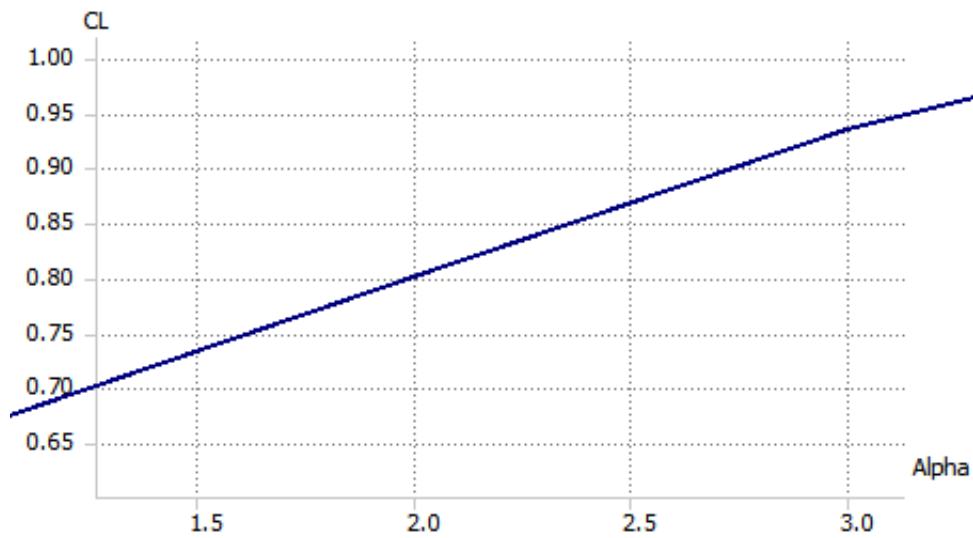


Ilustración 42-Gráfica $C_L - \alpha$ utilizado para el cálculo de C_{Lopt}

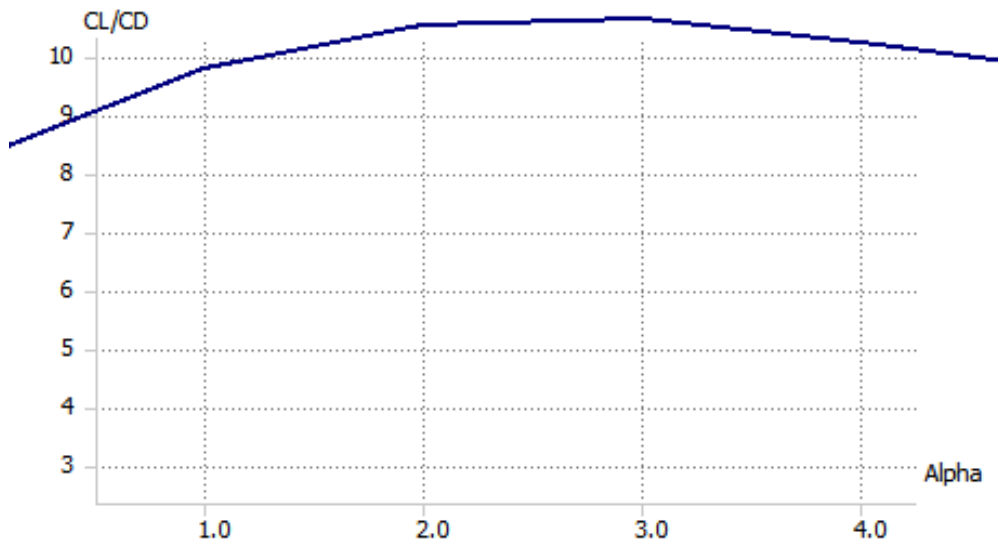


Ilustración 43-Gráfica $CL/CD - \alpha$ utilizadas para cálculo de C_{Lopt}

Como vemos, el C_{Lopt} es $C_{Lopt} = 0.85$.

Por otro lado se puede obtener de una **forma teórica**, como la que ya se utilizó en el Velocidad que maximiza la eficiencia aerodinámica en vuelo horizontal a $V=cte$ y $h=cte$.

En esta forma se realizan los mismos procedimientos que en el caso práctico con el uso de la herramienta XFRL5, obteniendo el C_L que maximiza la relación $E = \frac{C_L}{C_D}$.

Recordemos dichos cálculos:

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (6.21)$$

Obtendremos el valor de C_L que maximiza la función $E = E(C_L)$. Antes, recordemos que:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (6.22)$$

Por ello:

$$E = \frac{C_L}{C_{D0} + kC_L^2} \quad (6.23)$$

Tenemos por tanto:

$$\frac{dE}{dC_L} = 0 \Leftrightarrow \frac{CD_0 + kC_L^2 - 2kC_L^2}{(C_{D0} + kC_L^2)^2} = 0 \Rightarrow C_{D0} - kC_L^2 = 0 \quad (6.24)$$

Obteniendo finalmente:

$$C_{Lopt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (6.25)$$

Recordemos que los valores de C_{D0} y k eran 0.0548 y 0.286 respectivamente.

Obtenemos, por tanto, un valor de C_{Lopt} de $C_{Lopt} = \mathbf{0.4377}$

Como se observa, existe diferencia entre los valores de C_{Lopt} calculados de las dos maneras posibles. Se va a elegir el método teórico para ser consistentes con el resto del trabajo en el que siempre se ha utilizado el valor del coeficiente de resistencia parásita, así como el coeficiente de resistencia inducida proveniente de los cálculos teóricos realizados en el 4.8.

Retomando el cálculo de las incidencias, se va a imponer que la incidencia del estabilizador horizontal sea nulo, teniendo que calcular únicamente la incidencia del ala que genere el C_{Lopt} calculado. Por ello nos queda la siguiente ecuación [2]:

$$C_{Lopt} = C_{L0w} \frac{S_w}{S_{ref}} + C_{L0t} \frac{S_t}{S_{ref}} \frac{q_t}{q} + C_{Law} \frac{S_w}{S_{ref}} i_w + C_{Lat} \frac{S_t}{S_{ref}} \frac{q_t}{q} (i_t - e_0) \quad (6.26)$$

En la que, imponiendo $i_t = 0^0$, obtenemos la siguiente expresión para i_w necesaria para volar a C_{Lopt} .

$$i_w = \left[C_{Lopt} - C_{LOW} \frac{S_w}{S_{ref}} - C_{LOt} \frac{S_t}{S_{ref}} \frac{q_t}{q} + C_{Lat} \frac{S_t}{S_{ref}} \frac{q_t}{q} e_0 \right] \frac{S_{ref}}{S_w C_{Law}} \quad (6.27)$$

Se obtienen, por tanto, las siguientes incidencias:

Tabla 9-Valores de incidencias de ala y estabilizador horizontal elegidas.

Incidencia	Valor
i_w	0.7866°
i_t	0°

Una vez obtenido el valor de i_w , (y habiendo tenido en cuenta que $i_t = 0^\circ$), que hacen que $C_{L0} = C_{Lopt}$, falta identificar las necesidades reales de C_L que vienen definidas por la aproximación:

$$\frac{W}{qS_{ref}} = C_{Lopt} \quad (6.28)$$

Esta ecuación es muy interesante puesto que dependiendo del valor a la izquierda y a la derecha de la igualdad, se debe hacer una corrección u otra:

- Si $\frac{W}{qS_{ref}} > C_{Lopt}$, significaría que sería necesaria una corrección disminuyendo la relación $\frac{W}{S_{ref}}$ o aumentando la presión dinámica q , lo que significa aumentar la densidad ρ , que significa disminuir la altitud o aumentar la velocidad.
- Si $\frac{W}{qS_{ref}} \sim C_{Lopt}$, no sería necesario realizar ningún cambio.
- Si $\frac{W}{qS_{ref}} < C_{Lopt}$, sería necesario un aumento de la relación $\frac{W}{S_{ref}}$ o una disminución de q , o lo que es lo mismo, disminución de ρ , o lo que es lo mismo aumentar la altitud o disminuir la velocidad.

En nuestro caso, obtenemos un valor de $\frac{W}{qS_{ref}} = 0.4032$ y un valor de $C_{Lopt} = 0.4377$, por lo que nos encontramos en el segundo caso, no siendo necesario ningún cambio de superficie, peso, velocidad ni altitud. Esto muestra que la elección de superficie, peso, velocidad y altitud genera una sustentación muy próxima a la óptima.

6.1.6. Trimado longitudinal

En el trimado longitudinal seguimos considerando un vuelo horizontal, rectilíneo e uniforme pero teniendo ahora también en cuenta la ecuación del momento de cabeceo en el centro de gravedad.

$$L = W \quad (6.29.1)$$

$$M_{CG} = 0 \quad (6.29.2)$$

Adimensionalizando, y teniendo en cuenta las expresiones (8.2) y (8.13).

$$C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta e}\delta_e = \frac{W}{qS} \quad (6.30.1)$$

$$C_{M0} + C_{M\alpha}\alpha + C_{M\delta e}\delta_e = 0 \quad (6.30.2)$$

Ahora, a diferencia del cálculo de incidencias entra en juego también la ecuación de momentos, lo que conlleva valores de α y δ_e diferentes de 0, como supusimos anteriormente. Este sistema de ecuaciones se suele escribir de forma matricial [2]:

$$\begin{bmatrix} C_{L\alpha} & C_{L\delta e} \\ C_{M\alpha} & C_{M\delta e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{W}{qS} - C_{L0} \\ -C_{M0} \end{bmatrix} \quad (6.31)$$

Con las ecuaciones de los apartados 8.1.2. y 8.1.3. hemos obtenido los siguientes resultados:

Tabla 10-Valores de las derivadas de estabilidad y control longitudinales.

Coefficiente	Valor
$C_{L\alpha}$	0.1545
$C_{L\delta_e}$	0.0095
C_{L0}	0.4321
$C_{M\alpha}$	-0.0219
$C_{M\delta_e}$	-0.0148
C_{M0}	-0.0420

Obteniendo, por tanto, los siguientes valores de trimado para $v=5\text{m/s}$:

Tabla 11-Valores del trimado longitudinal.

Ángulo	Valor
α	-0.02°
δ_e	-2.8°

En la estabilidad estática longitudinal de los aviones se realiza un estudio de la variación de los ángulos de trimado α y δ_e a medida que se avanza en el crucero ya que el peso va disminuyendo a medida que se consume combustible, variando las ecuaciones (8.24) utilizadas para calcular dichos ángulos. En nuestro caso el peso no varía por lo que estos ángulos de trimado se mantienen a lo largo del crucero. Lo que sí podría variar en las ecuaciones (8.24) en nuestro caso es la velocidad y la altitud. Por ello, se ha obtenido la variación de los ángulos de trimado α y δ_e a medida que varía la velocidad, expuesto en la Ilustración 44-Variación de los ángulos de trimado con la velocidad..

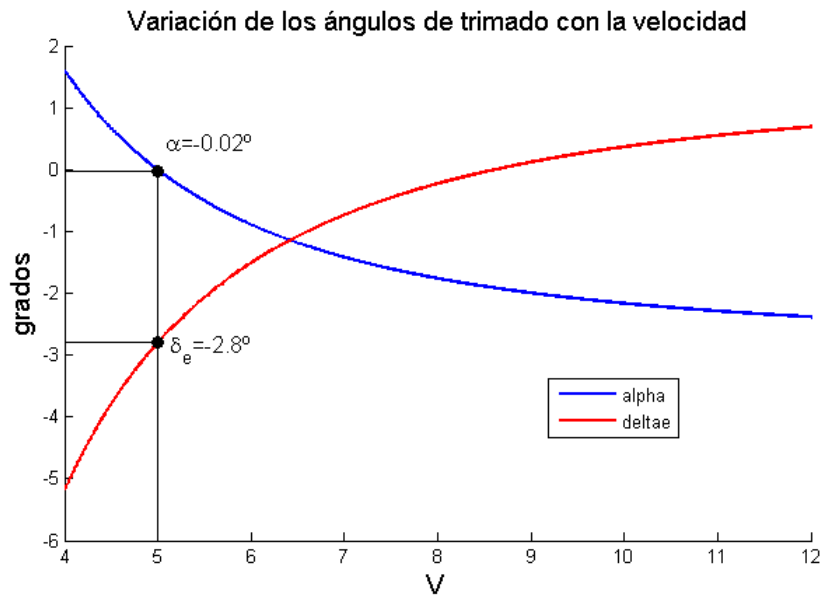


Ilustración 44-Variación de los ángulos de trimado con la velocidad.

En la Ilustración 44-Variación de los ángulos de trimado con la velocidad. observamos en negro los valores para nuestra velocidad, además de los valores necesarios de α y δ_e en caso de que quisiésemos volar a una velocidad diferente.

Si mostramos únicamente la variación de la deflexión del timón de profundidad δ_e con la velocidad V , encontramos la siguiente figura:

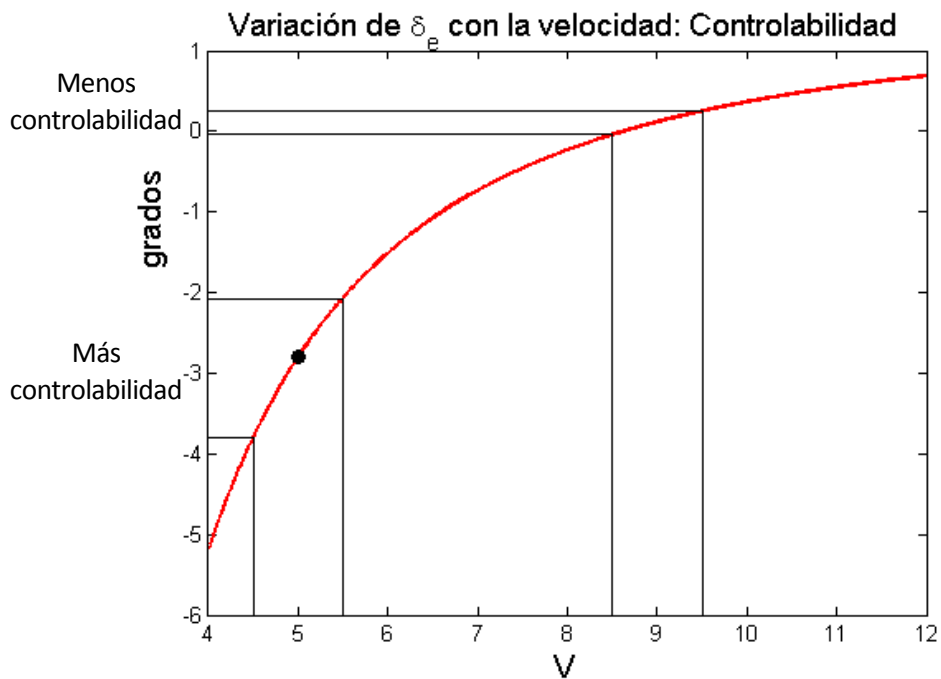


Ilustración 45-Variación de δ_e con la velocidad: Controlabilidad.

La Ilustración 45 muestra la controlabilidad del AirWhale a medida que aumenta la velocidad. Observamos que a menor velocidad, la derivada es elevada y por tanto se tiene un rango de δ_e más amplio, al contrario de lo que ocurre a medida que aumenta la velocidad, ya que disminuye el rango y por tanto se requiere un control más fino. Por ejemplo, si quisiésemos aumentar la velocidad en 1m/s, de 4.5m/s a 5.5m/s requeriría variar δ_e en 1.72°, y si quisiésemos pasar de 8.5m/s a 9.5m/s por ejemplo dicha variación disminuiría a 0.29°, mucho más difícil de controlar.

Por ello, desde el punto de vista de controlabilidad las velocidades deseadas son aquellas que tienen mayor derivada. En nuestro caso, la controlabilidad es crítica debido a que se realiza desde tierra y siempre es más difícil, y gracias a esta gráfica reafirmamos que la velocidad a la que volamos está dentro de las deseadas.

6.1.7. Dimensionado del timón de profundidad

En los estabilizadores horizontales encontramos los timones de profundidad. Se ha elegido, tras estudio en el trimado, que la superficie del timón sea una tercera parte de la superficie del estabilizador. Es decir, como la cuerda del estabilizador es de 0.509m, la cuerda del timón es de 0.170m. Para mayor claridad, se muestra en la Ilustración 46:

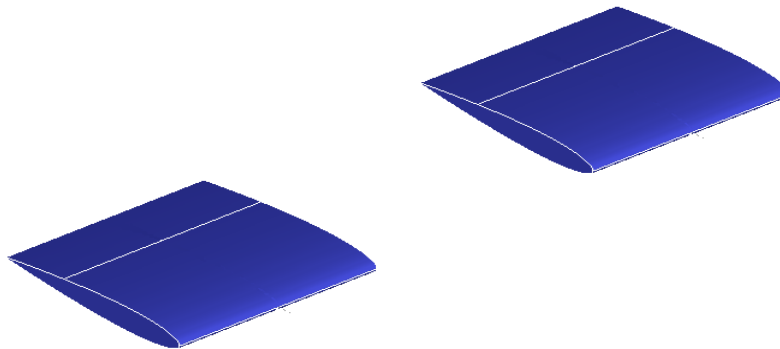


Ilustración 46-Dimensionado del timón de profundidad.

6.1.8. Momento de estabilidad péndulo

Existe en los dirigibles un momento de cabeceo producido por la distancia vertical entre el centro de gravedad y el centro de flotabilidad, denominado momento de estabilidad péndulo. A medida que aumenta la actitud de cabeceo aumenta el momento que se crea en

el centro de gravedad.

Este momento no se ha tenido en cuenta porque en nuestro diseño se estableció, tras estudiarlo con el Departamento de Mecánica, el centro de gravedad en el mismo punto que el centroide, donde se establece el momento flotante. Sin embargo, resulta de interés comentarlo.

El momento de cabeceo se puede escribir como la suma del momento aerodinámico de cabeceo (compuesto por momento estático de cabeceo y momento dinámico de cabeceo) más el momento de estabilidad de péndulo. [1]

$$M = \underbrace{(C_m + C_{mq}q Vol^{1/3}/V_\infty)q_{dyn}Vol^{2/3}l_b}_{\text{Momento aerodinámico de cabeceo}} + \underbrace{\Delta z_{cdg}\rho g Vol \text{ sen}\theta}_{\text{Momento de estabilidad de péndulo}} \quad (6.32)$$

Se observa que el momento de estabilidad de péndulo viene dado por:

$$M_{EstPend} = \Delta z_{cdg}\rho g Vol \text{ sen}\theta \quad (6.33)$$

siendo:

Δz_{cdg} la distancia vertical entre el centro de gravedad y el centro flotante

ρ la densidad

g la gravedad

Vol el volumen

θ el ángulo de asiento (el que forma el eje longitudinal del avión con el plano horizontal), definiendo así la actitud de cabeceo del AirWhale.

Se puede escribir la aceleración de cabeceo \dot{q} como el momento de cabeceo dividido entre la inercia del momento de cabeceo [1]:

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} = \frac{(C_m + C_{mq}q Vol^{1/3}/V_\infty)q_{dyn}Vol^{2/3}l_b + \Delta z_{cdg}\rho g Vol \text{ sen}\theta}{I_y} \quad (6.34)$$

Adimensionalizando, obtenemos [1]:

$$C_m = \frac{\Delta z_{cdg}\rho g Vol^{2/3} \text{ sen}\theta}{q_{dyn}l_b} - C_{mq}q \frac{Vol^{1/3}}{V_\infty} \quad (6.35)$$

Si hacemos $q = 0$, observamos que C_m no se hace 0, debido al momento de péndulo.

6.2. Estabilidad estática lateral-direccional

En la estabilidad estática lateral-direccional encontramos una fuerza (La fuerza lateral Y), y dos momentos: momento de balance (L) y de guiñada (N). Éstos como ya sabemos, son nulos en caso de vuelo simétrico, necesitando alguna actuación para que no sean nulos, y por tanto se necesite equilibrar.

Se empleará una teoría linealizada, suponiendo perturbaciones pequeñas. [4]

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta}\beta + C_{Y\delta_a}\delta_a + C_{Y\delta_r}\delta_r \quad (6.36)$$

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r \quad (6.37)$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r \quad (6.38)$$

Aunque todas serán función de α , M y Re, no se considerarán tales dependencias.

Podemos observar que, a diferencia de la estabilidad longitudinal donde teníamos una variable aerodinámica (α) y una de control (δ_e), ahora tenemos una variable aerodinámica (β) y dos de control (δ_a y δ_r).

Además en nuestro caso, por ser el AirWhale simétrico, $C_{Y0} = 0$, $C_{l0} = 0$, $C_{n0} = 0$.

6.2.1. Derivadas asociadas a la Fuerza Lateral

En los siguientes tres apartados se van a calcular las derivadas asociadas a la Fuerza Lateral Y, Momento de Balance L y Momento de Guiñada N. En las expresiones utilizadas para calcularlas se observará la aparición de unos factores de corrección experimentales cuyos valores se muestran en la siguiente tabla [1]:

Tabla 12-Factores de corrección experimentales utilizados en el cálculo de las derivadas de estabilidad y control lateral direccional

Nombre	Símbolo	Valor
Factor de interferencia de momento	η_M	0.4
Factor de interferencia de fuerza	η_F	0.5
Factor de interferencia de control de momento	$\eta_{M\delta}$	0.9
Factor de interferencia de control de fuerza	$\eta_{F\delta}$	1.0
Factor de efectividad de superficie de control	τ	0.5

Variación de la fuerza lateral con el ángulo de resbalamiento $C_{Y\beta}$

$C_{Y\beta}$ representa la variación en la fuerza lateral con un cambio en el ángulo β . Se tiene en cuenta el efecto producido por el ala, por el cuerpo y por el estabilizador vertical. Para el caso de los aviones existen métodos de cálculo del efecto del fuselaje en función de resultados experimentales. Sin embargo, en nuestro caso no se ha considerado que sirvan y teniendo en cuenta que su efecto es mucho menor que el del ala y estabilizador horizontal, en una primera aproximación no se ha tenido en cuenta. Si bien es cierto, se propone como futura mejora del estudio de la estabilidad del AirWhale.

$$C_{Y\beta} = C_{Y\beta ALA} + C_{Y\beta CUERPO} + C_{Y\beta EV} \quad (6.39)$$

El efecto del ala es directamente proporcional al diedro, que en nuestro caso es nulo, por lo que finalmente el único efecto considerado es el del estabilizador vertical, dado por [1]:

$$C_{Y\beta} = C_{Y\beta EV} = -\frac{C_{L\alpha EV} S_v \eta_F}{S_r} \quad (6.40)$$

Variación de la fuerza lateral con deflexión de los alerones $C_{Y\delta a}$

La deflexión de los alerones no nos va a dar una fuerza lateral. Por tanto, obtenemos [7]:

$$C_{Y\delta a} = 0 \quad (6.41)$$

Variación de la fuerza lateral con deflexión del timón de dirección $C_{Y\delta r}$

En este caso el único efecto es el producido por el estabilizador vertical. [1]

$$C_{Y\delta r} = C_{Y\delta rEV} = -\frac{C_{L\alpha EV}\tau S_v \eta_{F\delta}}{S_r} \quad (6.42)$$

Variación de la fuerza lateral con el 'yaw rate' C_{Yr}

Como en el caso de C_{Yr} , en este caso solo influye el estabilizador vertical, cuya contribución viene dada por [1]:

$$C_{Yr} = \frac{C_{L\alpha EV} S_v l_T}{Vol} \quad (6.43)$$

6.2.2. Derivadas asociadas al Momento de Balance

Variación del momento de balance con ángulo de resbalamiento $C_{l\beta}$

Es uno de los parámetros más importantes de la estabilidad lateral-direccional. Tienen contribución en este parámetro tanto ala como fuselaje como estabilizador vertical.

$$C_{l\beta} = C_{l\beta ALA} + C_{l\beta CUERPO} + C_{l\beta EV} \quad (6.44)$$

Tal como se hizo en la obtención de $C_{Y\beta}$, en esta primera aproximación no se va a tener en cuenta la contribución del cuerpo por obtenerse de manera experimental y no tener datos históricos del mismo.

El efecto del ala depende del diedro, que por ser nulo no contribuye, de la combinación ala-fuselaje, que por la misma razón que la explicada anteriormente no se va a tener en cuenta, y por la flecha que sí tenemos y que sí vamos a tener en cuenta. [7]

$$C_{l\beta W} = C_L \left[\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_c \frac{\Lambda_c}{2}} K_{M\Lambda} K_f + \left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A \right] \quad (6.45)$$

donde $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_{\frac{\Lambda_c}{2}}$ depende del estrechamiento y de la flecha del ala en la cuerda media,

$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_A$ depende del Aspect Ratio y el estrechamiento, K_{MA} de la flecha en la cuerda media y del número de Mach y K_f de la distancia entre el morro del AirWhale y la cuerda media del ala y de la envergadura de la misma.

Por otro lado, la contribución del estabilizador vertical viene dada por [1]

$$C_{l\beta EV} = -\frac{C_{L\alpha EV} S_v h_v \eta_M}{S_r l_B} \quad (6.46)$$

Variación del momento de balance con deflexión de los alerones $C_{l\delta a}$

Esta derivada de control se calcula con la siguiente expresión [7]:

$$C_{l\delta a} = \frac{2 \sum K_f \left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f}\right) Y_i S_i \cos \Lambda_{HL}}{S b} \quad (6.47)$$

El sumatorio concierne a la posición y dimensión del alerón, $\left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f}\right)$ depende de t/c y la relación de cuerda de alerón con la cuerda del ala, y K_f depende de esta relación de cuerdas también.

Variación de momento balance con deflexión del timón de dirección $C_{l\delta r}$

Sólo influye aquí la contribución del estabilizador vertical, cuya expresión es [1]:

$$C_{l\delta r} = C_{l\delta r EV} = \frac{C_{L\alpha EV} S_v \tau z_v \eta_M \delta}{S_r l_B} \quad (6.48)$$

Variación de momento balance con el 'yaw rate' C_{lr}

En esta derivada influyen la contribución del ala y del estabilizador vertical.

$$C_{lr} = C_{lr ALA} + C_{lr EV} \quad (6.49)$$

El efecto del ala depende del diedro, que al no tener no nos afecta, y por la siguiente

componente [6]:

$$C_{lrALA} = C_L \left(\frac{C_{lr}}{C_L} \right)_{C_L=0} \quad (6.50)$$

Donde $\left(\frac{C_{lr}}{C_L} \right)_{C_L=0}$ depende de la flecha a un cuarto de la cuerda, el Aspect Ratio y el número de Mach.

La contribución del estabilizador vertical viene dado por [1]:

$$C_{lrEV} = \frac{C_{L\alpha EV} S_v h_v^2}{Vol l_B} \quad (6.51)$$

6.2.3. Derivadas asociadas al Momento de Guiñada

Variación de momento de guiñada con ángulo de resbamiento $C_{n\beta}$

La contribución del $C_{n\beta}$ se divide en ala-fuselaje, donde, como ya se ha dicho en ocasiones anteriores se tendrá únicamente en cuenta la del ala, y la del estabilizador vertical.

$$C_{n\beta} = C_{n\beta ALA} + C_{n\beta EV} \quad (6.52)$$

Como ya ocurrió con $C_{l\beta}$, la contribución del ala depende del diedro, que al no tener no contribuirá, de la flecha del ala, que sí se tendrá en cuenta y de la posición del ala respecto del fuselaje, que, como ya se sabe, no se tendrá en cuenta. Viene dado por [7]:

$$C_{n\beta ALA} = C_L^2 \left[\frac{1}{4\pi A} - \frac{\tan \Lambda_c}{\pi A (A + 4 \cos \frac{\Lambda_c}{4})} \left(\cos \Lambda_c - \frac{A}{2} - \frac{A^2}{8 \cos \frac{\Lambda_c}{4}} + 6 \bar{x}_a \frac{\sin \Lambda_c}{A} \right) \right] \quad (6.53)$$

Como vemos, $C_{n\beta ALA}$ depende fundamentalmente de la flecha a un cuarto de la cuerda.

Por otro lado, la contribución del estabilizador vertical viene dada por [1]:

$$C_{n\beta EV} = \frac{C_{L\alpha EV} S_v l_v \eta_M}{S_r l_B} \quad (6.54)$$

Variación de momento de guiñada con deflexión de alerones $C_{n\delta a}$

Esta derivada de control, denominada ‘*Derivada de guiñada adversa*’ o ‘*Derivada cruzada*’ se obtiene de la siguiente forma [7]:

$$C_{n\delta a} = 2K C_L C_{L\delta a} \quad (6.55)$$

donde K depende de la distancia del punto medio del alerón a la línea de referencia del AirWhale y de la envergadura.

Variación de momento de guiñada con deflexión timón de dirección $C_{n\delta r}$

Esta derivada se denomina ‘*Potencia de control direccional*’, y se calcula de la siguiente forma [1]:

$$C_{n\delta r} = \frac{C_{L\alpha EV} \tau S_v l_{T\delta} \eta_M \delta}{S_r l_B} \quad (6.56)$$

Variación de momento de guiñada con ‘yaw rate’ C_{nr}

Al igual que C_{lr} , C_{nr} depende de la contribución del ala y del estabilizador vertical.

$$C_{nr} = C_{nrALA} + C_{nrEV} \quad (6.57)$$

El efecto del ala viene dado por [6]:

$$C_{nrALA} = \left(\frac{C_{nr}}{C_L^2} \right) C_L^2 + \left(\frac{C_{nr}}{C_D} \right) C_{D0} \quad (6.58)$$

donde $\left(\frac{C_{nr}}{C_L^2} \right)$ depende del Aspect Ratio, la flecha a un cuarto de la cuerda y el estrechamiento, y $\left(\frac{C_{nr}}{C_D} \right)$ depende del Aspect Ratio y la flecha a un cuarto de cuerda.

El efecto del estabilizador vertical viene dado por:

$$C_{nrEV} = -\frac{C_{L\alpha EV} S_{EV} l_T^2}{Vol l_b}$$

6.2.4. Dimensionado del alerón

Para el dimensionado del alerón se han considerado las siguientes dimensiones:

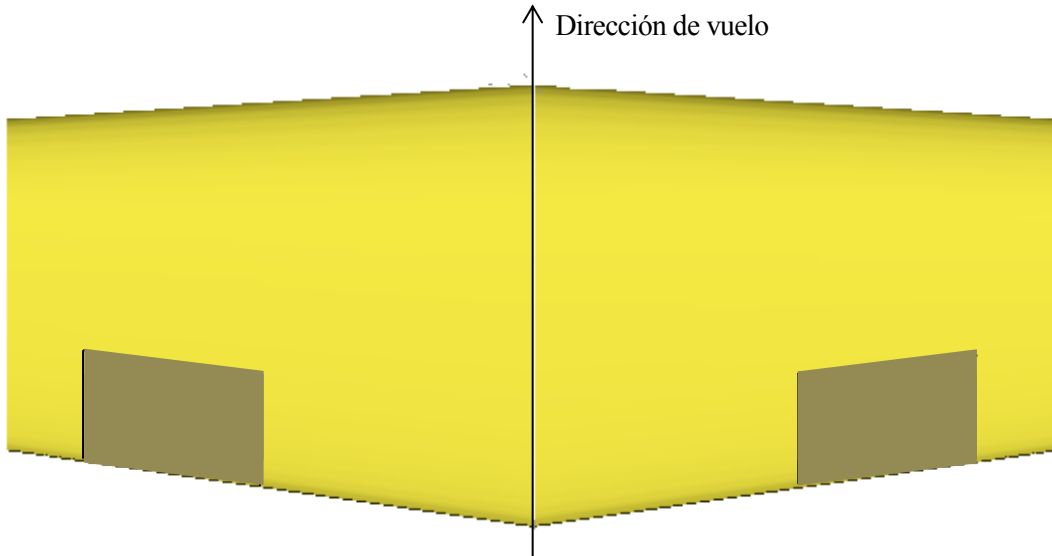


Ilustración 47-Dimensionado de los alerones.

Los alerones van desde $Y_1 = 0.5325m$ a $Y_2 = 0.8875m$ desde la línea de referencia del AirWhale, y con la cuerda un tercio de la cuerda del ala en cada punto.

6.2.5. Dimensionado del timón de dirección

Los estabilizadores verticales albergan los timones de dirección. En nuestro caso se han dimensionado de manera que empiezan a $\frac{2}{3}c$, siendo c la cuerda del estabilizador que, al ser recto, es siempre $c_{EV} = 0.509m$, siendo por tanto en todo momento $c_{timón\ de\ dirección} = 0.17m$. Se muestra en la Ilustración 48:

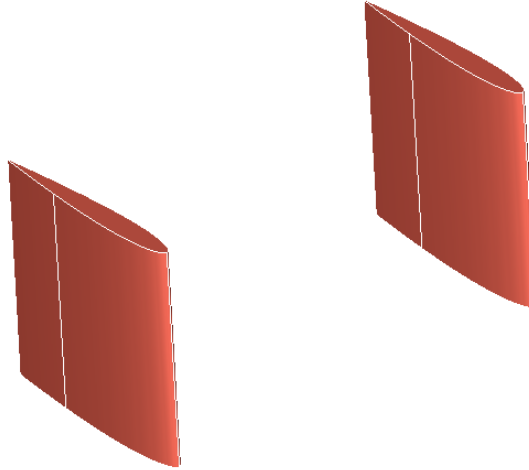


Ilustración 48-Dimensionado del timón de dirección

6.2.6. Viraje estacionario

Para comprobar que las superficies de control lateral son suficientes se han calculado los ángulos de deflexión necesarios para realizar viraje estacionario.

Las ecuaciones que determinan el viraje son [2]:

$$mU_1R_1 - mg\sin\phi_1 = \left(C_{Y\beta}\beta + C_{Yr}\frac{R_1b}{2U_1} + C_{Y\delta a}\delta_a + C_{Y\delta r}\delta_r \right) qS \quad (8.59)$$

$$(I_{zz} - I_{yy})R_1Q_1 = \left(C_{l\beta}\beta + C_{lr}\frac{R_1b}{2U_1} + C_{l\delta a}\delta_a + C_{l\delta r}\delta_r \right) qSb \quad (8.60)$$

$$I_{xz}Q_1R_1 = \left(C_{n\beta}\beta + C_{nr}\frac{R_1b}{2U_1} + C_{n\delta a}\delta_a + C_{n\delta r}\delta_r \right) qSb \quad (8.61)$$

Siendo: $Q_1 = \frac{g\sin^2\phi}{U_1\cos\phi}$, $R_1 = \frac{g\sin\phi}{U_1}$, ϕ el ángulo de alabeo, U_1 la velocidad y R_t el radio de giro.

Se han utilizado en este punto los momentos de inercia proporcionados por el Departamento de Mecánica.

Tabla 13-Momentos de inercia

Momento de inercia	Valor (Kg·m ²)
I_{xx}	0.92
I_{yy}	1.62
I_{zz}	0.86
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	0

El sistema de ecuaciones en notación matricial, quedaría [2]:

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta a} & C_{y\delta r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta a} & C_{l\delta r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta a} & C_{n\delta r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_{yr} \frac{bg \sin \phi}{2U_1^2} \\ \frac{(I_{zz} - I_{yy})g^2 \sin^3 \phi}{\bar{q}_1 S b U_1^2 \cos \phi} - C_{lr} \frac{bg \sin \phi}{2U_1^2} \\ \frac{I_{xz}g^2 \sin^3 \phi}{\bar{q}_1 S b U_1^2 \cos \phi} - C_{nr} \frac{bg \sin \phi}{2U_1^2} \end{bmatrix} \quad (8.62)$$

Los valores de las derivadas, calculadas como se indicó en los apartados 8.2.1., 8.2.2 y 8.2.3, son:

Tabla 11-Valores derivadas de estabilidad y control relacionadas con la Fuerza Lateral.

Derivada relacionada con Fuerza Lateral	Valor (1/grados)
$C_{Y\beta}$	-0.0074
$C_{Y\delta a}$	0
$C_{Y\delta r}$	-0.0074
C_{Yr}	0.0103

Tabla 12-Valores derivadas de estabilidad y control relacionadas con el Momento de Balance.

Derivada relacionada con Momento Balance	Valor (1/grados)
$C_{l\beta}$	-0.0092
$C_{l\delta a}$	0.02
$C_{l\delta r}$	-0.00008
C_{lr}	0.0856

Tabla 13-Valores derivadas de estabilidad y control relacionadas con el Momento de Guiñada.

Derivada relacionada con Momento Guiñada	Valor (1/grados)
$C_{N\beta}$	0.0017
$C_{N\delta a}$	-0.0051
$C_{N\delta r}$	0.0023
C_{nr}	-0.0046

Como vemos el ángulo de alabeo se puede calcular en función de la velocidad y el radio de giro que queremos imponer.

En este caso se ha representado la solución del sistema de ecuaciones β , δ_a y δ_r para diferentes valores del radio de giro.

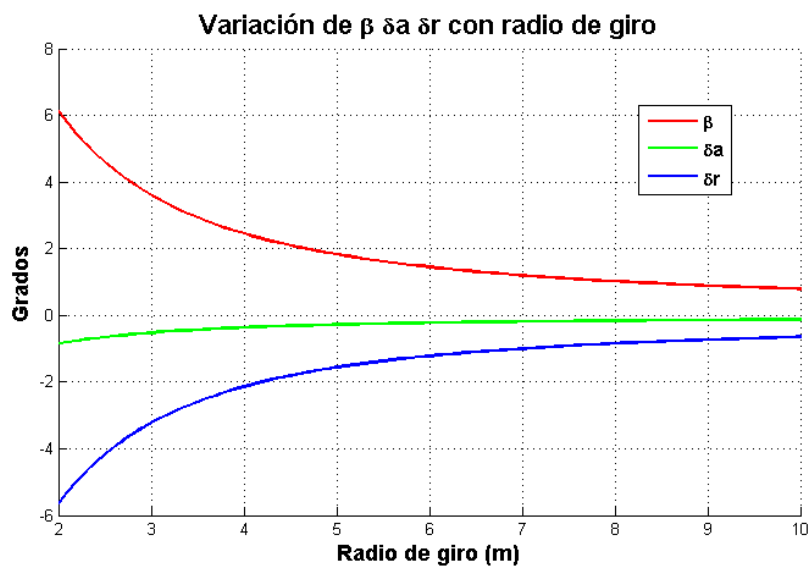


Ilustración 49-Variación de β δ_a y δ_r con el radio de giro en viraje estacionario.

Se observa, como ya se adelantó en el Apartado 5.4 una disminución de la deflexión del timón de dirección δ_r a medida que aumenta el radio de giro. Observamos la misma tendencia para el ángulo de resbalamiento β y para la deflexión de los alerones δ_a aunque esta última variación sea de segundo orden en el caso de viraje estacionario.

7. PARTICIPACIÓN EN FLY YOUR IDEAS

*“En principio la investigación necesita
más cabezas que medios”.*

Severo Ochoa

En este capítulo se va a explicar nuestra participación en el Concurso FLY YOUR

IDEAS de AIRBUS. En primer lugar se va a describir el concurso, en qué consiste y a quién va dirigido. A continuación se va a presentar el proyecto con el que hemos participado: un prototipo de AirWhale destinado, esta vez sí, al transporte de personas en viajes de media distancia.

7.1. Concurso

‘Fly your ideas’ es un concurso bienal internacional que permite a los estudiantes la ocasión de desarrollar su creatividad entorno a la aviación y al futuro de ésta.



Ilustración 50-Logo FLY YOUR IDEAS-Airbus.

Contando con el patrocinio de la UNESCO brinda a los participantes la ocasión de, en caso de ser elegidos en la primera ronda, contar con un experto en el tema dotándoles de una preparación para el mercado laboral en esta industria que, como ya sabemos, es muy competitiva.

Charles Champion, Executive Vice President Engineering de Airbus definía el concurso como:

" A las personas que trabajan en Airbus les mueve el continuo afán de dar con formas mejores de volar, y el concurso Fly Your Ideas trata de conseguir precisamente eso. Todo estudiante con la visión y el ímpetu necesarios para hacer del mundo un lugar mejor está invitado a participar en el concurso. Sabemos cómo llevar la innovación a lo práctico y podéis confiar en que nos tomaremos vuestras ideas muy en serio."

El concurso de 2014, cuarta edición del mismo, atrajo a más de 11000 estudiantes, en representación de 600 universidades y cerca de 100 países.

7.2. Nuestro proyecto

Tras tener conocimiento de este concurso enfocado a jóvenes emprendedores apasionados por la aviación, EsiTech y su Proyecto AirWhale no podía faltar.

Necesitábamos una personalidad y participamos con el siguiente logo:

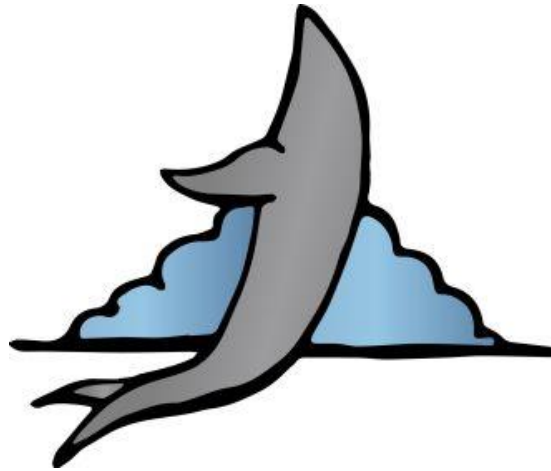


Ilustración 51-Logo AirWhale Team. Fly Your Ideas 2014.

En este caso apostamos por un prototipo del Proyecto AirWhale a gran escala, con la posibilidad de transportar personas a media distancia.

Tras un estudio similar al desarrollado en este proyecto se llegaron a los siguientes resultados obtenidos de la misma forma que el diseño desarrollado en todos los apartados anteriores:

- Longitud: 88.3m
- Ancho: 19.6m
- Altura: 9.8m
- Aspect Ratio del cuerpo (AR): 0.556
- Área estabilizador horizontal: 69.9m^2
- Área estabilizador vertical: 61.3m^2
- Aspect Ratio del ala: 7
- Perfil del ala: Selig 1223
- Perfil de los estabilizadores: NACA 0012

El volumen de He utilizado en este caso fueron 10000m^3 de manera que a una temperatura de 15°C y sin humedad relativa la sustentación flotante sería $L=23250\text{ lb}$, compensando por tanto 10550 Kg .

La tripulación constaría de 80 pasajeros e iría dentro de la estructura del AirWhale, así como en un avión.

The passenger's cabin is inside the Airwhale structure



Ilustración 52-Diseño AirWhale Fly your Ideas 2014.

Se realizó también un estudio de los costes, obteniendo un coste de mantenimiento del orden de 200\$/hora volando, estando el de los aviones alrededor de 250\$/hora con esa misma carga de pago, suponiendo, por tanto, una disminución del 21%.

Como se puede observar en la imagen, se optó por colocar tela solar en la parte superior del AirWhale de manera que pudiese aprovechar la radiación electromagnética proveniente del sol, aumentando su alcance y autonomía.

Con todo esto, pasamos a la segunda ronda, donde fuimos elegidos 100 equipos de los más de 500 iniciales. Se nos asignó un Mentor de Airbus: Murad El-Bakry y un Experto de Airbus: José María Blanco-Saiz, además de contar con nuestro Supervisor Académico Daniel Limón Marruedo, que nos ayudaron a desarrollar nuestra idea siempre confiando en nuestro criterio.

8. FUTURAS MEJORAS

*'El camino del progreso no es
ni rápido ni fácil.'*
Marie Curie

A medida que se avanza en un estudio, al que se dedica mucho tiempo surgen nuevas líneas de investigación y mejoras a realizar. Sin embargo en este tipo de proyectos existe la limitación más presente en nuestras vidas: el tiempo. Es por ello por lo que se proponen en este capítulo diferentes vías de mejora en las que se puede adentrar con más profundidad en cada uno de los campos aquí expuestos: diseño, aerostática, aerodinámica, actuaciones y estabilidad.

Relacionado con el diseño se propone la optimización de la forma del cuerpo ya que aunque aquí se ha realizado un estudio sobre diferentes perfiles NACA a usar, resultaría interesante investigar la forma que albergase mayor volumen de Helio y fuese lo más aerodinámica posible a la vez de fácil para la construcción.

En la aerostática se podría estudiar diferentes gases flotantes, aparte del utilizado Helio así como la variación de volumen con variación de la temperatura del gas interior. La sensibilidad de este punto se comprobó *Apartado 5.2.3.*, concluyéndose que no se llevaría a cabo en este primer estudio.

En cuanto a la aerodinámica resultaría de interés el estudio de diferentes perfiles para el ala así como diferentes formas de la misma y las tendencias de las características con ello.

Referente a actuaciones interesaría desarrollar las ecuaciones de actuaciones, tanto de punto

como integrales, así como definir misiones para el AirWhale. Sería interesante un estudio profundo de la misión completa así como los gastos de potencia en las distintas misiones.

Por último, en el campo de la estabilidad se podría continuar calculando los diferentes modos de estabilidad dinámica, tanto longitudinal como lateral-direccional.

La organización EsiTech queremos llevar a cabo la construcción del AirWhale durante el curso 2015-2016, de manera que durante el mismo estas mejoras podrán ser implementadas por la autora de este proyecto y por quien quiera participar.

REFERENCIAS

- [1] Grant E. Carichner & Leland M. Nicolai. *Airship Design and Case Studies*. AIA A-Education Series, 2013.
- [2] Sergio Esteban Roncero. *Diapositivas de la asignatura de Cálculo de Aeronaves*. 2014-2015.
- [3] Damián Rivas Rivas & Sergio Esteban Roncero. *Diapositivas Mecánica del vuelo: Estabilidad Estática y Control: Movimiento Lateral-Direccional*. 2013-2014
- [4] Damián Rivas Rivas & Sergio Esteban Roncero. *Diapositivas Mecánica del vuelo: Estabilidad Estática y Control: Movimiento Longitudinal*. 2013-2014
- [5] Damián Rivas Rivas. *Apuntes de Mecánica del Vuelo. Ecuaciones del movimiento*. 2014-2015.
- [6] Jorge Narbona González. *Estudio de características Aerodinámicas y de Estabilidad de un Ala Voladora*. 2014.
- [7] Pablo García Mascort. *Desarrollo de una herramienta académica para el estudio de la estabilidad de aeronaves mediante la interfaz gráfica basada en Matlab*. 2014
- [8] Lucas Fernández-Peña Mollá. *XFLR5 V4.17 Software de análisis de perfiles, planos y aviones: Estudio y diseño de un CN-235*. 2012.
- [9] Miguel Pérez-Saborid. *Apuntes de Aerodinámica II*. 2014-2015
- [10] Miguel Pérez-Saborid. *Apuntes de Mecánica de Fluidos II*. 2013-2014.
- [11] Javier Eduardo Mitjavila Samayoa. *Diseño básico, Business Case y Prototipado Estructural del AirWhale*. 2015.
- [12] Juan Carlos Mancebo Sánchez. *'Diseño Asistido por Ordenador del AirWhale y Cálculo Estructural de sus alas'*. 2015.
- [13] Juan Carlos Martín Rodríguez. *'Sistema de distribución de potencia del AirWhale y desarrollo de variadores de velocidad'*. 2015
- [14] Jay Gundlach. *'Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach'*. 2012
- [15] <http://www.xflr5.com>