



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

TRABAJO FIN DE GRADO

DISEÑO DE UN UAS/RPAS PARA LA VIGILANCIA ANTIINCENDIOS

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

AUTOR:

VICTOR GIRÓN RUVIRA

TUTOR:

LUIS MIGUEL GARCÍA-CUEVAS GONZÁLEZ

COTUTOR:

PEDRO MARTÍ GÓMEZ-ALDARAVÍ

Julio 2018

Resumen

En este proyecto se realizará el diseño conceptual de un UAS con el objetivo de obtener una aeronave capaz de realizar labores de vigilancia y prevención de incendios forestales en el territorio español. Con este fin se realizará un estudio de los requisitos de la misión y se llevará a cabo un estudio de mercado analizando aeronaves semejantes.

Tras haber recopilado datos de características geométricas y performance, se iniciará el modelado de las partes del UAS basándose en las aeronaves semejantes. Creado el prototipo inicial, se calculará la Polar del mismo.

Obtenidos todos los parámetros necesarios, se llevará a cabo el diagrama de actuaciones de la aeronave y se escogerá un punto de diseño que permitirá conocer la potencia necesaria del motor y comprobar que la superficie alar es correcta, en caso negativo se realizará un proceso iterativo que permitirá obtener el diseño final. Por último, se analizará el dominio de vuelo de la aeronave, su autonomía y el alcance de la misma validando que cumple con los requisitos iniciales de la misión.

Abstract

In this project, the conceptual design of a UAS will be carried out in order to obtain an aircraft capable of monitoring and preventing forest fires in Spain. To this purpose, a study of the requirements of the mission and a market study will be realized analyzing similar aircraft.

After having collected data of characteristics and performance, the modeling of the UAS parts will begin based on the similar aircraft. Created the initial prototype, Drag Polar will be calculated.

Obtained all the necessary parameters, the performance diagram of the aircraft will be carried out and a design point will be chosen that will allow to know the necessary power of the engine and verify that the wing surface is correct, if not, an iterative process will be realized to obtain the final design. Finally, the flight domain of the aircraft, its autonomy and its range will be analyzed, validating that it complies with the initial requirements of the mission.

Índice

Índice de Figuras	3
Índice de Tablas	5
Nomenclatura	7
1. Introducción	11
2. Análisis del problema	13
3. Diseño conceptual	21
3.1. Análisis de semejanza	23
3.1.1. IAI Bird-Eye 400	23
3.1.2. IAI Bird-Eye 650	24
3.1.3. Fly Eye	25
3.1.4. Penguin BE Electric Platform	25
3.1.5. PD-1	27
3.1.6. Conclusión UAS semejantes	27
3.2. Primera estimación de peso	29
3.3. Configuración alar	33
3.4. Fuselaje	37
3.5. Planta propulsora	40
3.6. Empenaje de cola	41
3.7. Tren de aterrizaje	44
3.8. Cálculo de la Polar	45
3.8.1. Estimación del CDo	46
3.8.2. Coeficiente de Resistencia Inducida	49
3.8.3. Coeficiente de Sustentación	50
4. Actuaciones	55
4.1. Despegue	55
4.2. Ascenso	58
4.3. Crucero	60
4.4. Aterrizaje	63
4.5. Selección del punto de diseño	66
4.6. Proceso iterativo del punto de diseño	69
4.7. Dominio de vuelo	76
4.8. Autonomía	81
4.9. Alcance	85
5. Estabilidad	89
5.1. Centro de gravedad	89
5.2. Punto neutro	89
5.3. Límite de estabilidad estática	92
6. Conclusiones	95

7. Pliego de condiciones	97
7.1. Introducción	97
7.2. Entorno de trabajo	98
7.2.1. Espacio	98
7.2.2. Iluminación	99
7.2.3. Condiciones termohigrométricas	100
7.2.4. Ruido	102
7.3. Equipo de trabajo	103
7.3.1. Superficie de trabajo	103
7.3.2. Ordenador portátil	103
7.3.3. Asiento de trabajo	104
7.3.4. Organización del trabajo	105
8. Presupuesto	107
8.1. Introducción	107
8.1.1. Equipo informático y licencia de software	107
8.1.2. Recursos humanos	107
8.1.3. Lugar de trabajo	107
8.2. Costes unitarios	108
8.2.1. Equipo informático	109
8.2.2. Licencia de software	109
8.2.3. Recursos humanos	110
8.2.4. Lugar de trabajo	110
8.3. Desglose de costes totales	110
8.3.1. Equipo informático y software	110
8.3.2. Recursos humanos	111
8.3.3. Lugar de trabajo	111
8.3.4. Resumen coste total	111
9. Planos	113
Referencias	117

Índice de figuras

1.	Localización de incendios por causa. Fuente: [1]	14
2.	Actuaciones de los medios aéreos de extinción del MAPAMA. Fuente: [1]	15
3.	Distribución de incendios y conatos. Fuente: [1]	16
4.	Distribución medios de extinción invierno. Fuente: [1]	17
5.	Distribución medios de extinción verano. Fuente: [1]	17
6.	Base del UAS en el aeródromo de La Morgal (LEMR)	18
7.	Misión de vigilancia llevada a cabo desde LEMR	18
8.	Zona de vigilancia. Dimensiones: 30 km x 10 km = 300 km ²	19
9.	SUAS: RAVEN RQ-11 B. Fuente: AeroVironment	21
10.	TUAS: AAI SHADOW 200 TACTICAL UAS. Fuente: rcgroups	22
11.	IAI Bird-Eye 400. Fuente: web IAI	24
12.	IAI Bird-Eye 650. Fuente: web IAI	24
13.	Fly Eye. Fuente: web WB Group	25
14.	Penguin BE Electric Platform. Fuente: web UAV Factory	26
15.	Sistema eléctrico (Baterías + Motor). Fuente: web UAV Factory	26
16.	PD-1 Unmanned Aerial System. Fuente: web UKR SPEC systems	27
17.	Gimbal USG-212. Fuente: web UKR SPEC systems	31
18.	Correlación entre la carga de pago (PL) y MTOW	31
19.	Vista del perfil HQ3514 en la cuerda media aerodinámica	35
20.	Vista en planta del ala trapezoidal	36
21.	Deflexión máxima de flaps, $\delta_f = 40$	37
22.	Vista en planta del fuselaje y el ala	38
23.	Forma cónica de la parte trasera del fuselaje	39
24.	Cola twin boom inverted V en UAS semejantes	41
25.	Cola twin boom T del UAS	42
26.	UAS con el fuselaje, las alas y la cola	43
27.	Vista en perfil del tren triciclo fijo	44
28.	Vista en alzado del tren triciclo fijo	45
29.	Polar del UAS en configuración limpia	51
30.	Eficiencia aerodinámica vs. Coeficiente de sustentación	51
31.	Polar del UAS en configuración limpia y con flaps	54
32.	Limitación en despegue a nivel del mar para diferentes S_{TO}	57
33.	Limitación en despegue, altitud variable	57
34.	Limitación en ascenso para diferentes velocidades	59
35.	Limitación en ascenso para diferentes ángulos con una velocidad de 20 m/s	59
36.	Equilibrio de fuerzas en crucero	60
37.	Limitación en crucero, velocidad constante y altitud variable	61
38.	Limitación en crucero, velocidad variable y altitud constante	62
39.	Limitación en crucero, velocidad de mínima resistencia a 2500 m AMSL	63
40.	Limitación en aterrizaje, S_L máxima con un $C_{L_{max}L} = 1,9$ (-)	64
41.	Limitación en aterrizaje, $S_L = 450$ m y $C_{L_{max}}$ variable	65
42.	Zona válida del diagrama de limitaciones	66
43.	Diagrama de limitaciones operando con los parámetros de la tabla 12	67
44.	Diagrama de limitaciones: elección del punto de diseño	68
45.	Correlación entre MTOW y envergadura	69

46.	Polar de la aeronave tras la primera iteración	72
47.	Comparación de la Eficiencia Aerodinámica vs. el Coeficiente de Sustentación	72
48.	Curva de eficiencia frente a velocidad a varias altitudes de vuelo	73
49.	Diagrama de limitaciones tras la primera iteración	74
50.	Dominio de vuelo por limitaciones propulsivas con potencia máxima	77
51.	Limitación de crucero volando con diferentes potencias	77
52.	Dominio de vuelo para potencias inferiores a la máxima	78
53.	Dominio de vuelo en configuración limpia y máxima potencia	79
54.	Autonomía de vuelo a una altitud de vuelo de 2500 m AMSL	83
55.	Autonomía de vuelo en función de la altitud con $PL = 2,2$ kg	84
56.	Alcance a una altitud de vuelo de 2500 m AMSL variando PL y M_{bat}	85
57.	Alcance en función de la altitud con $PL = 2,2$ kg	86
58.	Diagrama carga de pago vs. Alcance	87
59.	Alcance con peso en vacío variable y $MTOW$ constante	88
60.	Comportamiento $C_{L\alpha_w}$ y $C_{L\alpha_t}$ con el número de Mach	90
61.	Comportamiento C_{D_i} con el número de Mach	90
62.	Desviación de la corriente en función del número de Mach	91
63.	Posición de las baterías para $x_{CDG} < x_{PN}$	92
64.	Posición de las baterías para $x_{CDG} = x_{PN}$	93

Índice de tablas

2.	Categoría de incendio según las hectáreas afectadas	13
3.	Parámetros de los UAS semejantes	28
4.	Performance de los UAS semejantes	29
5.	Parámetros geométricos del ala principal	36
6.	Parámetros geométricos del estabilizador vertical	42
7.	Parámetros geométricos del estabilizador horizontal	43
8.	Parámetros geométricos usados para obtener el C_{D_0}	46
9.	Parámetros adimensionales para obtener el C_{D_0}	46
10.	C_{D_0} de cada elemento y su contribución en el $C_{D_0 Total}$	47
11.	EA_{max} para diferentes factores de Oswald con $C_{D_0} = 0,034 (-)$	52
12.	Parámetros actuaciones	67
13.	Especificaciones del motor eléctrico	68
14.	Parámetros geométricos del ala principal tras la primera iteración	70
15.	Parámetros adimensionales usados para obtener el C_{D_0} del ala	70
16.	C_{D_0} tras la primera iteración	71
17.	Constante de resistencia inducida tras la iteración	71
18.	Diferencias en la EA_{max} de la aeronave	73
19.	Especificaciones del UAS	75
20.	Pesos de la aeronave	82
21.	Datos diagrama carga de pago vs. alcance	87
22.	Variación del peso en vacío de la aeronave manteniendo MTOW constante	88
23.	Peso de los componentes estructurales	89
24.	Niveles mínimos de iluminación en los lugares de trabajo	99
25.	Nivel de iluminación medio recomendado en los diferentes lugares y tareas de una oficina	100
26.	Equipo informático y licencias	107
27.	Recursos humanos	107
28.	Costes totales del equipo informático y del software	110
29.	Costes totales recursos humanos	111
30.	Costes totales lugar de trabajo	111
31.	Coste total del proyecto	111

Nomenclatura

Letras griegas

α	–	Ángulo de ataque ($^{\circ}$)
η_p	–	Eficiencia propulsiva (-)
γ	–	Pendiente de ascenso ($^{\circ}$)
π	–	3,14159265...
ρ	–	Densidad del aire (kg/m^3)
ρ_0	–	Densidad del aire al nivel del mar (kg/m^3)
σ	–	Cociente de la densidad del aire (-)
\sum	–	Operador suma
Δ	–	Incremento

Coefficientes y parámetros

α_{PL}	–	Coefficiente masa de pago (-)
δ_f	–	Deflexión flap ($^{\circ}$)
l_f	–	Longitud del fuselaje (m)
$\Lambda_{c/4}$	–	Flecha en $c/4$ ($^{\circ}$)
λ_f	–	Esbeltez del fuselaje (-)
Λ_{LE}	–	Flecha borde de ataque ($^{\circ}$)
Λ_{TE}	–	Flecha borde de fuga ($^{\circ}$)
μ	–	Coefficiente de rozamiento (-)
a_f	–	Anchura máxima del fuselaje (m)
AR_w	–	Alargamiento ala principal (-)
b_r	–	Envergadura del estabilizador vertical (m)
b_t	–	Envergadura del estabilizador horizontal (m)
b_w	–	Envergadura del ala principal (m)
C_{D_0}	–	Coefficiente de resistencia para sustentación nula (-)
C_{D_i}	–	Coefficiente de resistencia inducida (-)
C_D	–	Coefficiente de resistencia (-)
C_f	–	Coefficiente de fricción (-)
$C_{L\alpha_w}$	–	Pendiente de la curva de sustentación del ala principal (-)
$C_{L\alpha_t}$	–	Pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal (-)
$C_{L_{max}}$	–	Coefficiente de sustentación máximo (-)
C_L	–	Coefficiente de sustentación (-)
c_r	–	Cuerda media aerodinámica del estabilizador vertical (m)
c_{root}	–	Cuerda en el encastramiento (m)
c_t	–	Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal (m)
c_{tip}	–	Cuerda en la punta (m)
c_w	–	Cuerda media aerodinámica del ala principal (m)

D	– Resistencia aerodinámica (N)
$\frac{d\epsilon}{d\alpha}$	– Desviación de la corriente (-)
$E_{baterias}$	– Energía de las baterías ($W \cdot h$)
e_{oswald}	– Coeficiente de Oswald (-)
FR	– Coeficiente de esbeltez o fineza (-)
g	– Gravedad (m/s^2)
K	– Constante de resistencia inducida (-)
k_L	– Constante del aterrizaje
$k_{TO_{prop}}$	– Constante del despegue
L	– Fuerza de sustentación (N)
M	– Momento (N)
$MTOW/S_w$	– Carga alar (kg/m^2)
P_{max}	– Potencia máxima (W)
R^2	– Coeficiente de determinación (-)
R_{LS}	– Factor de corrección de superficie sustentadora (-)
S_L	– Distancia de aterrizaje (m)
S_r	– Superficie del estabilizador vertical (m^2)
S_t	– Superficie del estabilizador horizontal (m)
S_{TO}	– Distancia de despegue (m)
$s_{vigilancia}$	– Distancia recorrida durante la vigilancia (m)
S_w	– Superficie del ala principal (m^2)
S_{wet}	– Superficie mojada (m^2)
T	– Empuje (N)
t_R	– Espesor adimensional cuerda media aerodinamica del estabilizador vertical (-)
t_T	– Espesor adimensional cuerda media aerodinamica del estabilizador horizontal (-)
t_W	– Espesor adimensional cuerda media aerodinamica del ala (-)
V^*	– Velocidad de mínima resistencia aerodinámica
V_∞	– Velocidad de flujo libre (m/s)
V_2	– Velocidad al final del despegue (m/s)
V_{max}	– Velocidad máxima (m/s)
V_{stall}	– Velocidad de entrada en pérdida (m/s)
W_0	– Potencia entregada por el motor (W)
z	– Altitud (m)
EA	– Eficiencia aerodinámica (-)
t/c	– Espesor adimensional del perfil (-)
V	– Velocidad (m/s)
x_{CA_w}	– Centro aerodinámico del ala principal (m)
x_{CDG}	– Centro de gravedad (m)
x_{PN}	– Punto neutro (m)

Pesos y Masas

OEW	– Operating Empty Weight (N)
-------	------------------------------

PL	–	Masa de la carga de pago (kg)
W	–	Peso (N)
$W_{Avionics}$	–	Peso de la aviónica (N)
W_E	–	Peso en vacío (N)
$W_{Engines}$	–	Peso de los motores (N)
W_F	–	Peso del combustible (N)
$W_{Landing\ Gear}$	–	Peso del tren de aterrizaje (N)
W_{PL}	–	Peso de la carga de pago (N)
$W_{Structure}$	–	Peso de la estructura (N)
W_{TO}	–	Peso máximo al despegue (N)
M_{bat}	–	Masa de baterías (kg)
MTOW	–	Masa máxima al despegue (kg)

Abreviaciones

AGL	–	Above Ground Level
AMSL	–	Above Mean Sea Level
DATCOM	–	Data Compendium
EO	–	Electro-Optical sensor
GNSS	–	Global Navigation Satellite System
GPS	–	Global Positioning System
IR	–	Infrared sensor
LiPo	–	Litio-Polímero
MAPAMA	–	Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente del Gobierno de España
MCIA	–	Motor de Combustión Interna Alternativo
SUAS	–	Small Unmanned Aircraft Systems
TUAS	–	Tactical Unmanned Aircraft Systems
UAS	–	Unmanned Aircraft Systems
UAV	–	Unmanned Aerial Vehicle
VC	–	Valor de Compra
VR	–	Valor Residual
UPV	–	Universidad Politécnica de Valencia

1. Introducción

Hoy en día la importancia y el sector de los UAS (Unmanned Aircraft Systems) está experimentando un crecimiento exponencial. Son muchas las empresas que realizan servicios de vigilancia, agricultura de precisión, multimedia, mantenimiento de líneas eléctricas y vías férreas, etc.

Las ventajas de estos tipos de aparatos autónomos son evidentes ya que en caso de accidente no hay pérdidas humanas abordo. Por lo tanto son muy útiles para realizar misiones con un gran riesgo asociado como son por ejemplo, la prevención, vigilancia y extinción de incendios. En inglés, este tipo de operaciones o misiones se denominan “DDD” (Dull, Dirty and Dangerous).

Los incendios son un grave problema al que se enfrenta la civilización desde sus orígenes. Las consecuencias de los mismos conllevan daños al entorno, bosques y localidades, pérdidas materiales y en las situaciones más extremas pérdidas humanas.

Por lo tanto, el objetivo de este trabajo fin de grado es el diseño de un UAS para la vigilancia antiincendios, disminuyendo así el riesgo de que se produzcan incendios y ayudando a la gestión de los mismos.

En las secciones siguientes se realizará un análisis del problema que permita concretar requisitos de diseño tales como autonomía máxima, velocidad de crucero, máxima altitud de despegue, carga de pago necesaria para realizar la misión satisfactoriamente, etc.

Tras esto, se realizará un diseño conceptual de la aeronave que se centrará en el estudio de aeronaves semejantes para obtener una primera aproximación del peso máximo al despegue en función de la carga de pago, así como de la configuración alar, el fuselaje, la planta propulsora, el empenaje de cola, el tren de aterrizaje, etc. A su vez, se calculará la Polar de la aeronave en configuración limpia y con cierta deflexión de flaps para conocer el coeficiente de sustentación máximo de la misma.

El siguiente paso será calcular las actuaciones de la aeronave para las diferentes fases de vuelo: despegue, ascenso, crucero y aterrizaje. Posteriormente, se escogerá un punto de diseño y se realizarán tantas iteraciones como sean necesarias para afinar los parámetros de superficie alar y potencia máxima.

Finalizado el proceso de iteración, y por lo tanto fijados los parámetros de la aeronave, se calculará el dominio de vuelo, autonomía y un ejemplo de aplicación de la misión.

En la próxima sección (Análisis del problema) se estudiarán las estadísticas generadas por el Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente del Gobierno de España sobre los incendios para poder definir los requisitos de la misión.

2. Análisis del problema

En esta sección, se analizará el informe “Estadísticas de Incendios Forestales” generado por el Ministerio de Agricultura, Alimentación y Medio Ambiente del Gobierno de España para conocer el entorno en el que deberá trabajar la aeronave y sus requisitos principales.

El avión diseñado en este trabajo debe cumplir los requisitos impuestos para realizar satisfactoriamente la misión. Hay que tener en cuenta que no tendría ningún sentido ponerse a diseñar un avión sin haber analizado antes el problema en concreto.

En este caso, nos centraremos en los incendios producidos en el territorio español. Para tener un conocimiento profundo de los mismos, se ha realizado un estudio y análisis de diversos informes proporcionados por el Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente del Gobierno de España, en adelante MAPAMA.

Este organismo elabora cada lustro un informe sobre los incendios en los que detalla estadísticas sobre las hectáreas quemadas, los medios que han participado en la extinción del incendio y cuanto tiempo han tardado en llegar, quién ha dado el aviso, etc.

En este capítulo analizaremos estos informes para caracterizar nuestra misión, autonomía que debe poseer el aparato, pros del uso del UAS para la prevención temprana frente a otros sistemas actuales, etc. Cabe destacar que estos informes cuentan con estadísticas muy detalladas de los medios utilizados, épocas del año en la que se producen el mayor número de incidentes, etc.

En España se queman cada año unas 110000 ha, esto equivale a 1/4 de la superficie de la Comunidad Autónoma de La Rioja. El MAPAMA clasifica los incendios por importancia dependiendo del número de hectáreas afectadas y de la causa del mismo. Es por ello que se obtienen las siguientes categorías:

Tamaño	Hectáreas	km cuadrados
Pequeño	500 - 1000	5 - 10
Mediano	1000 - 5000	10 - 50
Grande	5000 - 30000	50 - 300

Tabla 2: Categoría de incendio según las hectáreas afectadas

En cuanto a la causa del incendio, el MAPAMA diferencia entre los incendios producidos por un rayo, negligencia o accidente, intencionado, desconocida y por reproducción. Este último término significa que el incendio no se llega a extinguir del todo y se extiende a una zona nueva. Adjunto a continuación, se observa un mapa de la distribución de incendios según su causa.

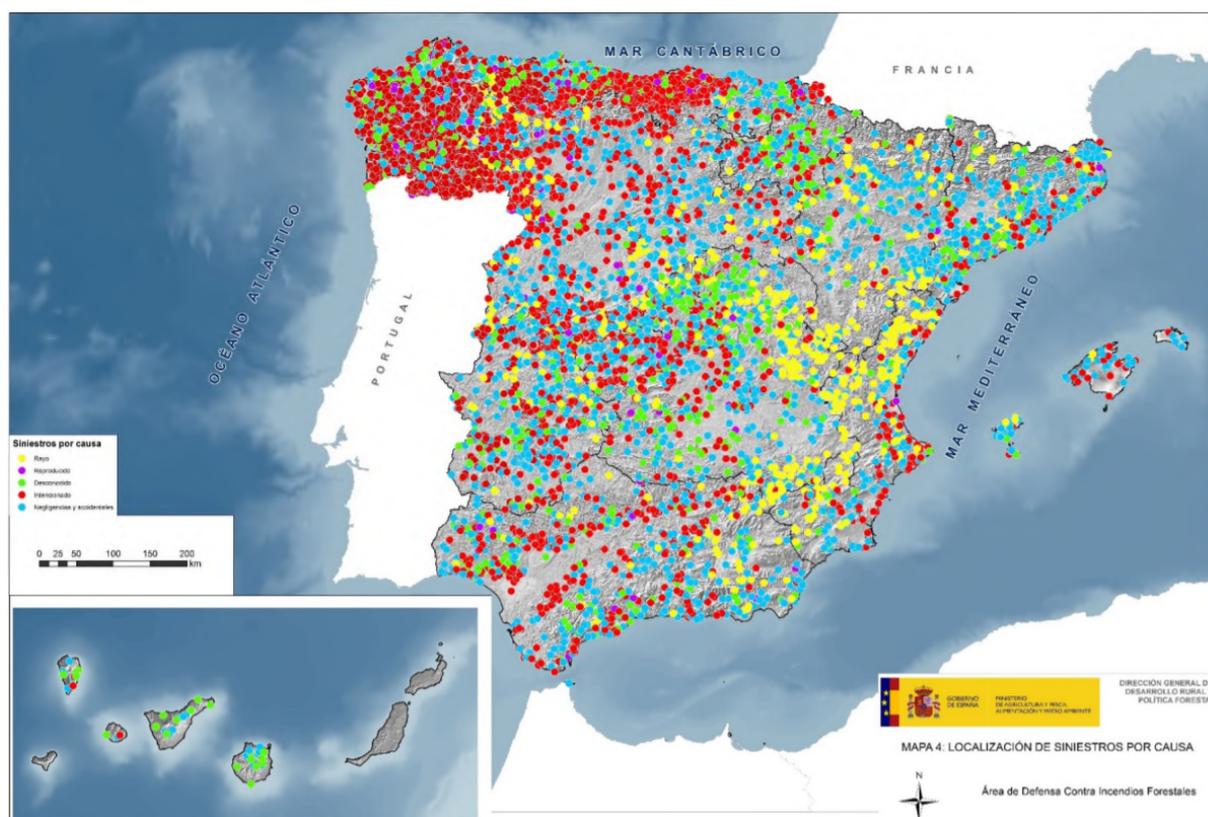


Figura 1: Localización de incendios por causa. Fuente: [1]

A su vez, también se presentan en la figura 2, las actuaciones de los medios aéreos de extinción del MAPAMA. Concentrando su actividad en la comunidad autónoma de Galicia y más dispersamente distribuidas en el resto de la península y las islas.

Actualmente, el MAPAMA cuenta con los siguientes medios aéreos de extinción de incendios. En primer lugar, aviones anfibiaos de gran capacidad como el CL-215T y el Bombardier 415 con una capacidad de carga útil de 6 m^3 , aviones de carga en tierra como el Air Tractor 802F con una carga útil de $3,1 \text{ m}^3$, aviones anfibiaos de capacidad media con la misma carga útil que el anterior, etc.

Por otro lado, también cuenta con varios tipos de helicópteros cuya misión varía desde el transporte de brigadas de refuerzo como son el Bell 412 y el PZL W3A Sokol, así como helicópteros bombarderos del modelo Kamov K32A 11 BC con un helibalde de $4,5 \text{ m}^3$.

A su vez, para la gestión de todos los medios aéreos se usan helicópteros y aviones de observación así como unidades móviles de meteorología y transmisores.

Los medios aéreos citados anteriormente cumplen una tarea excepcionalmente útil apagando los incendios. A pesar de su gran utilidad, no cumplen con la importante labor de prevención y vigilancia antiincendios que nuestro UAS desarrollará previniendo los grandes incendios forestales, GIF en adelante, logrando que no se produzcan o que el incendio se quedé en un pequeño conato y no pase a mayores.

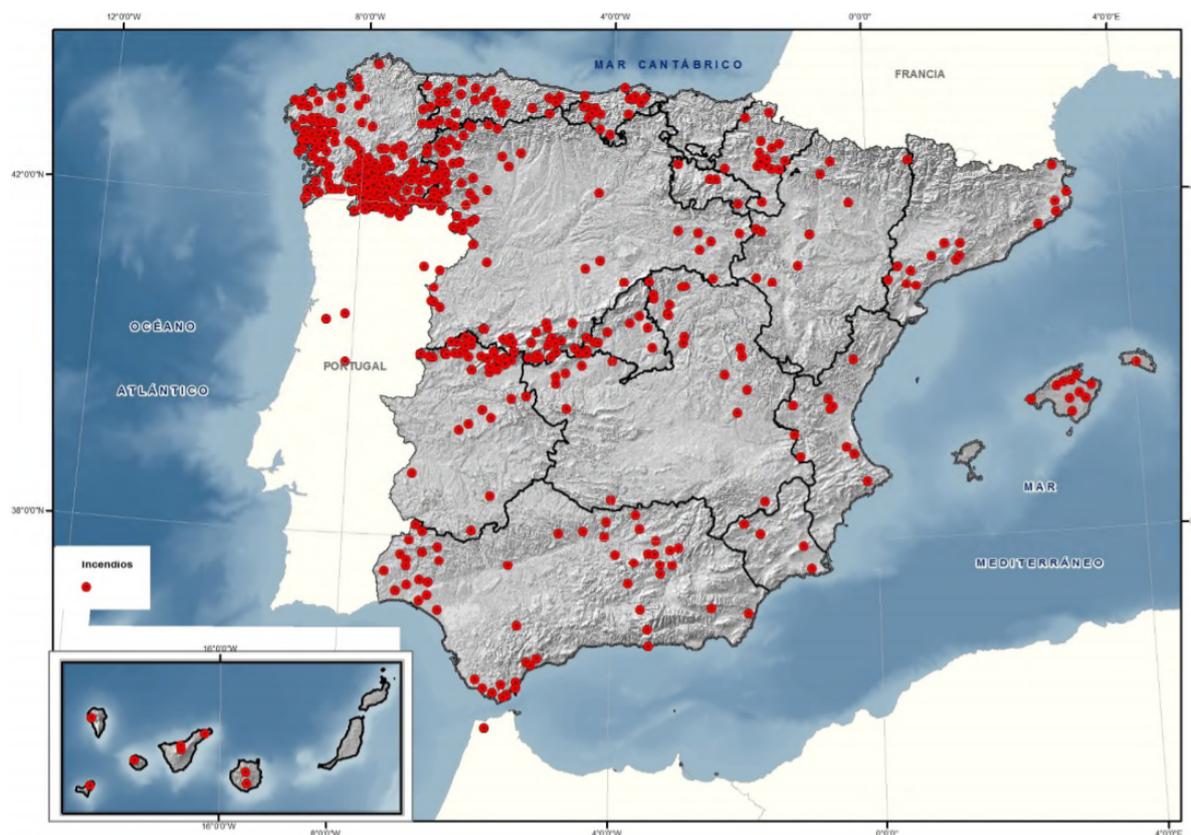


Figura 2: Actuaciones de los medios aéreos de extinción del MAPAMA. Fuente: [1]

Un conato es un siniestro en el que han intervenido los dispositivos de control de incendios y que ha supuesto la quema de una superficie inferior a 1 hectárea de terreno equivalente a 10000 m^2 .

Por otro lado, aunque resulte incoherente los siniestros tienen dos picos anuales, uno en invierno y otro en verano. Usando los datos estadísticos proporcionados por el MAPAMA se presenta la distribución mensual de los siniestros (incendios y conatos) en la figura 3.

A continuación, se analizará la superficie de los incendios. Teniendo en cuenta una superficie media de 30000 hectáreas correspondiente a la categoría grande de incendios se obtiene una superficie de 300 km^2 . Esta será la que el avión tenga que inspeccionar y vigilar y por lo tanto, da una referencia sobre la autonomía que deberá poseer el aparato.

Se puede aproximar este área a la de un rectángulo con unas dimensiones de 60 km x 5 km. Suponiendo que la aeronave vuela a una altura de 1 km sobre el terreno y posee un ancho de pasada de 2 km. La distancia recorrida durante la inspección o vigilancia será de aproximadamente 180 km. Por lo tanto, se define el requisito de la distancia máxima de vigilancia:

$$S_{\text{vigilancia}} \simeq 180 \text{ km}$$

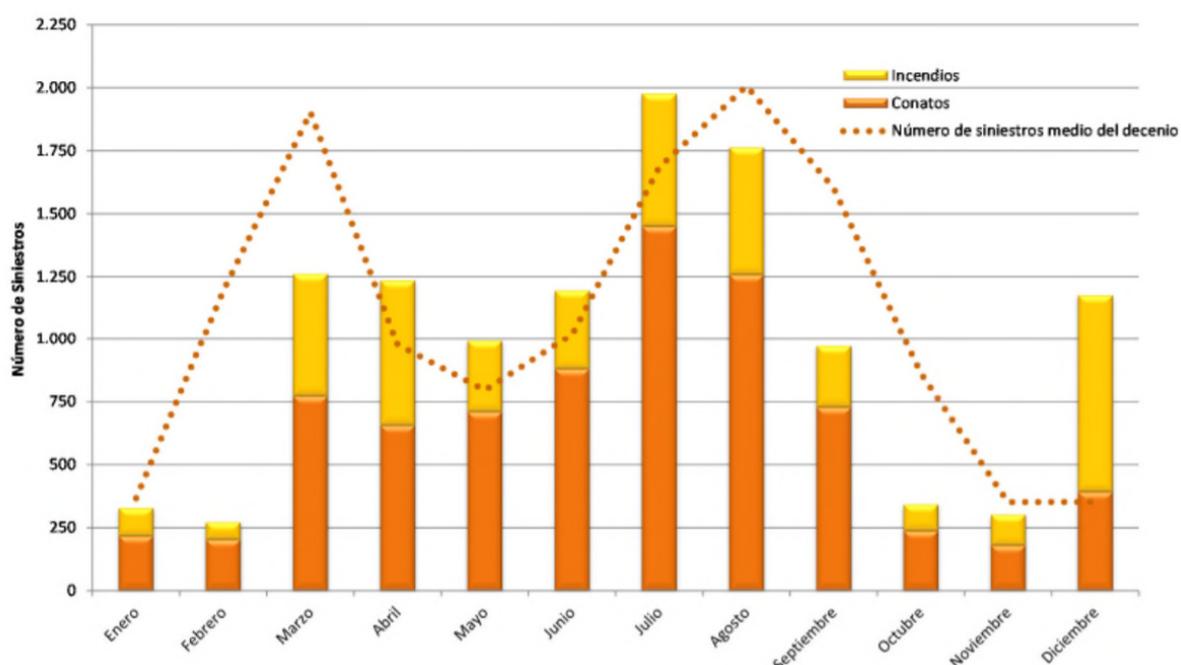


Figura 3: Distribución de incendios y conatos. Fuente: [1]

A su vez, se debe tener en cuenta que el aparato se desplazará desde un aeródromo o aeropuerto a la zona de exploración o vigilancia y por lo tanto, también se debe tener en cuenta esa distancia. Para estimar una distancia aproximada nos basaremos en los datos proporcionados por el MAPAMA. Se distribuyen por la península una serie de bases aéreas donde el MAPAMA despliega sus efectivos y por lo tanto serán bases que posean medios oportunos y personal cualificado para la operación a realizar.

Cabe destacar que dependiendo de la campaña del año (invierno o verano), el número de bases varía. Se presenta un mapa con la distribución de las bases asignadas dependiendo del periodo del año (figuras 4 y 5). Se decide que la aeronave no deberá de recorrer más de 100 km para desplazarse desde el punto de operación hasta el área de vigilancia.

Por lo tanto, sumando la distancia recorrida durante la inspección, más la distancia recorrida desde el aeródromo hasta el área de vigilancia y el retorno del aparato a su base; se obtiene un alcance total de 380 km aproximadamente.

$$\text{Alcance} = s_{\text{vigilancia}} + s_{\text{aerodromo}-\text{ini vigilancia}} + s_{\text{fin vigilancia}-\text{aerodromo}} = 380 \text{ km} \quad (1)$$

Se acaba de realizar una aproximación inicial del alcance que deberá poseer el UAS diseñado. Se presenta un ejemplo visual de una misión de reconocimiento y vigilancia desde el aeródromo de La Morgal (código OACI: LEMR) situado en el Principado de Asturias, con una elevación de 160 metros y una longitud de pista de 890 metros. El aeródromo es la base de operaciones de los helicópteros del Servicio de Emergencias del Principado de Asturias, SEPA en adelante.



Figura 4: Distribución medios de extinción invierno. Fuente: [1]



Figura 5: Distribución medios de extinción verano. Fuente: [1]

La misión en este caso consiste en despegar desde LEMR, poner rumbo 165 y ascender hasta la altitud de crucero equivalente a 2500 m. Al llegar a la zona de vigilancia, zona repleta de bosques cercana a León, el UAS sobrevolará el terreno en busca de posibles focos y tras completar su misión volverá al aeródromo de La Morgal.



Figura 6: Base del UAS en el aeródromo de La Morgal (LEMR)

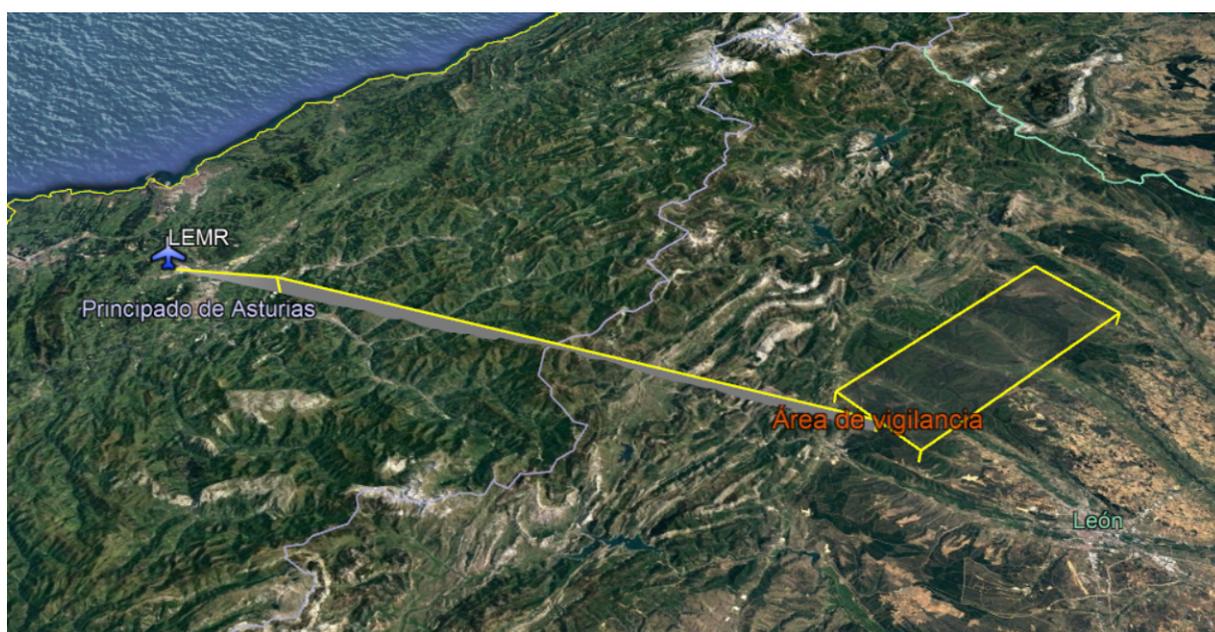


Figura 7: Misión de vigilancia llevada a cabo desde LEMR

La misión del UAS posee 4 fases: despegue, ascenso, crucero y aterrizaje. En este caso el UAS despegará del aeródromo de La Morgal y ascenderá hasta la altitud de crucero de 2500 metros para sobrevolar las montañas de la cordillera cantábrica. En crucero volará hasta la zona de vigilancia y al finalizar volverá al aeródromo de la Morgal. En este caso el rango del UAS será de 75 km para volar hasta la zona de vigilancia, más 180 km en modo vigilancia y por último 75 km para regresar al aeródromo. En total, la distancia recorrida por el UAS en esta misión será de 330 km, siendo inferior al alcance máximo de 380 km.

En esta sección se ha obtenido una visión general de las características de los incendios que se producen en el territorio español basándose en las estadísticas generadas por el MAPAMA. A su vez, se ha podido establecer una autonomía máxima de vuelo y se ha presentado un ejemplo práctico de una misión en el norte de la península ibérica.

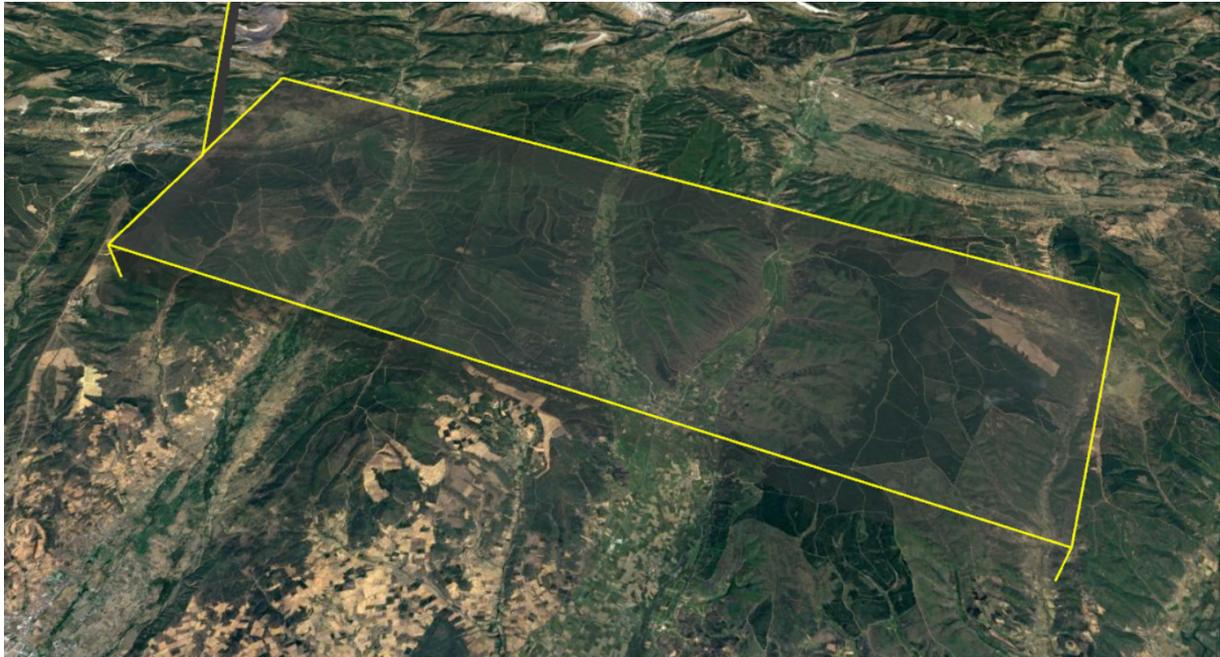


Figura 8: Zona de vigilancia. Dimensiones: 30 km x 10 km = 300 km^2

La siguiente sección detallará el proceso de diseño conceptual de la aeronave. Para ello se realizará un análisis de semejanza, una estimación del peso inicial basándose en correlaciones y un diseño de los diferentes componentes del UAS como la configuración alar, el fuselaje, la planta, propulsora, el empenaje de cola, etc. Por último, una vez definida la configuración general de la aeronave, se calculará la Polar de la misma.

3. Diseño conceptual

El objetivo de esta sección será obtener las características principales y a grandes rasgos de la aeronave. Con este fin, se estructurará la sección en subsecciones que versarán sobre aeronaves semejantes que permitirán obtener correlaciones como la carga de pago vs el peso máximo al despegue, etc. También se definirá la geometría del ala, fuselaje, empenaje de cola y el tipo de propulsión que utilizará el UAS. Una vez definidas las características principales, se obtendrá la Polar de la aeronave.

Encontrarse en el punto inicial del desarrollo requiere contestar a ciertas preguntas como cuáles van a ser los requerimientos de la aeronave, que carga útil va a transportar, que tecnologías usará... sin olvidarse de una parte fundamental del proyecto, su viabilidad económica.

Haciendo un estudio de las categorías de aeronaves no tripuladas nos encontramos con aeronaves pequeñas, UAS pequeños con misiones tácticas, aeronaves con grandes rangos a altitudes medias y elevadas, otras con rangos extremadamente elevados, aeronaves no tripuladas de combate, etc.

Aparecen por lo tanto incógnitas como el rango que deberá tener nuestro UAS, la altitud a la que volará, etc. Una buena regla para escoger la categoría del UAS podría ser elegir un diseño lo más pequeño posible y económicamente asequible que cumpliera satisfactoriamente la misión a realizar.

Con el objetivo de encontrar un peso inicial se estudiarán las ventajas y desventajas de los UAS pequeños (SUAS) y los UAS tácticos (TUAS). Los primeros se encuentran en un rango de pesos entre 10 y 100 kg mientras que los segundos se encuentran entre 100 y 500 kg.



Figura 9: SUAS: RAVEN RQ-11 B. Fuente: AeroVironment

En primer lugar, los SUAS destacan por su portabilidad y su facilidad de lanzamiento, ya sea a mano o con ayuda de gomas elásticas. Esta categoría de UAS es la más utilizada debido a que sus precios y requerimientos técnicos son bajos. En muchas Universidades se usan este tipo de UAS para participar en concursos usando pilotos automáticos económicos, etc. Con el paso de los años la electrónica de abordo ha ido disminuyendo su peso y hoy en día es posible incorporar a estas plataformas sistemas como GPS, cámaras del tipo gimbal específicamente diseñadas para este tipo de UAS, así como nuevos sistemas de comunicaciones que permiten llegar a distancias de 100 km línea vista con conexiones de banda ancha de vídeo.

Por otro lado, los TUAS han sido el foco de atención desde la década de los 70. Estas aeronaves pueden ser lanzadas mediante catapultas y poseen autonomías de 5 a 12 horas a altitudes inferiores a 20000 ft. Las unidades militares y ejércitos como el de los Estados Unidos han usado estos sistemas en sus misiones.



Figura 10: TUAS: AAI SHADOW 200 TACTICAL UAS. Fuente: rcgroups

Para poder realizar una buena elección cabe hacerse una pregunta importante, ¿qué subsistemas se van a incluir en el UAS? Existen diferentes tipos como pueden ser el subsistema de navegación, el de comunicación, la carga de pago, los mecanismos de lanzamiento y aterrizaje, etc.

En una primera aproximación, se requiere que el sistema posea un sistema de navegación por satélite, piloto automático para realizar misiones de manera autónoma, tren de aterrizaje para realizar aterrizajes y despegues en pistas, un sistema de tracking y telemetría a bordo de la aeronave, sistema de comunicaciones para pilotar el UAS desde una estación de control en tierra, cámaras de visión diurna y térmicas, etc.

Además, se debe tener en cuenta que el UAS deberá ser transportado de un lugar

a otro y por lo tanto deberá ser fácil de montar y desmontar y a su vez modular para poderse transportar en cajas.

En consecuencia, se decide escoger la categoría SUAS ya que permitirá encontrar con mayor facilidad proveedores de los distintos componentes, así como abaratar la fabricación del mismo y hacerla modular. En cuanto a la electrónica disponible, nos permitirá equipar a la aeronave con tecnología puntera y desarrollada específicamente para este tipo de UAS como sistemas de navegación GNSS, pilotos automáticos y gimbals.

En la próxima subsección se llevará a cabo el análisis de semejanza de aeronaves con el fin de conocer los principales parámetros de las mismas y obtener correlaciones útiles para el proceso de diseño.

3.1. Análisis de semejanza

Una vez realizado el análisis de las ventajas e inconvenientes de los SUAS y TUAS, se ha observado que las características de los primeros son idóneas para efectuar la misión satisfactoriamente. En consecuencia, se procederá a elaborar un estudio de aeronaves semejantes que proporcionen unos parámetros iniciales de diseño, tales como:

- Envergadura alar
- Longitud
- Peso máximo al despegue, en adelante MTOW
- Velocidad de crucero

A continuación, se presentarán los aviones semejantes analizados con sus respectivas características:

3.1.1. IAI Bird-Eye 400

Fabricado por la empresa Israel Aerospace Industries Ltd. en adelante IAI. Este UAS se comercializa en misiones de operaciones urbanas y misiones de inteligencia. Es capaz de transmitir imágenes en tiempo real y puede volar de manera autónoma.

Posee un motor eléctrico, un MTOW de 5,6 kg y puede transportar una carga de pago, en adelante PL, de 1,2 kg. Su envergadura es de 2,2 m y posee una velocidad máxima de 30 m/s. Su autonomía es de 1 hora y media y su techo de vuelo son 500 metros sobre el terreno, en adelante AGL (Above Ground Level).



Figura 11: IAI Bird-Eye 400. Fuente: web IAI

3.1.2. IAI Bird-Eye 650

Al igual que el anterior, está fabricado por IAI. Este sistema se ha diseñado para realizar operaciones militares de vigilancia y reconocimiento. Sus características principales son transmisión de vídeo en tiempo real, propulsión eléctrica, vuelo autónomo incluyendo la fase de despegue y aterrizaje, bajo coste de operación, etc.

Cuenta con un MTOW de 11 kg y puede transportar una carga de pago de 1,2 kg. Su envergadura es de 3 m y posee una velocidad máxima de 36 m/s. Su autonomía es de 4 horas y su techo de vuelo son 500 AGL.



Figura 12: IAI Bird-Eye 650. Fuente: web IAI

3.1.3. Fly Eye

Este Unmanned Aerial Vehicle, en adelante UAV, está diseñado y fabricado por WB Electronics para realizar misiones de reconocimiento en operaciones militares. Al igual que los anteriores, su carga de pago se basa en cámaras para la transmisión en tiempo real de vídeo.

Cuenta con un MTOW de 11 kg y puede transportar un PL de hasta 4 kg. Su envergadura es de 3,6 m y posee una velocidad máxima de 47 m/s con propulsión eléctrica y baterías de Polímero de Litio, en adelante LiPo. Su autonomía es de 3 horas y su techo de vuelo son 3500 metros Above Mean Sea Level, en adelante AMSL.

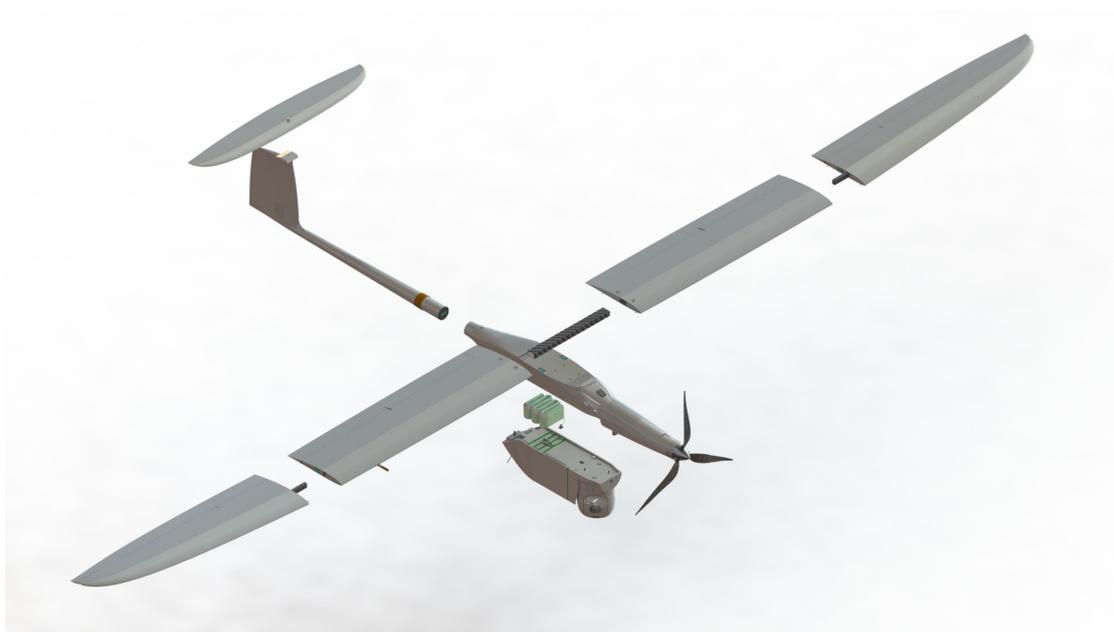


Figura 13: Fly Eye. Fuente: web WB Group

3.1.4. Penguin BE Electric Platform

Fabricado por la empresa UAV Factory, posee unas características muy atractivas, siendo su carga máxima de pago 6,6 kg y su MTOW 21,5 kg, con un empty weight o peso en vacío de 14,9 kg. Esta plataforma posee propulsión eléctrica con una potencia de 2700 W y baterías LiPo.

Su envergadura es de 3,3 m y una longitud de 2,27 m, con una superficie alar de 0,79 m^2 . Su velocidad máxima de diseño son 36 m/s y su carrera de despegue es de 30 m. Para más información se puede visitar la página del fabricante.

Su diseño es novedoso y gracias a su sistema de propulsión eléctrico se consiguen unos costes de operación bajos y un mantenimiento simple, debido a la simplicidad de los motores eléctricos.



Figura 14: Penguin BE Electric Platform. Fuente: web UAV Factory

Además, el compartimiento de baterías es modular y extraíble mediante un sistema de conexión rápida. Esto permite que el tiempo de estacionamiento en tierra del UAS en caso de tener que realizar varias misiones sea mínimo, ya que tras aterrizar se pueden sustituir las baterías descargadas por otras totalmente cargadas.



Figura 15: Sistema eléctrico (Baterías + Motor). Fuente: web UAV Factory

Este modelo posee otra versión con motor de combustión interna aumentando su autonomía de vuelo. Sin embargo, se ha decidido analizar la versión eléctrica debido a su gran similitud con el UAS que se pretende diseñar.

Dentro de la versión eléctrica, cabe la posibilidad de equipar a la aeronave con tren de aterrizaje fijo para poder operar desde pistas preparadas o sin tren de aterrizaje y usar un sistema de catapulta para el lanzamiento, con un sistema de airbag y paracaídas para la recuperación o recovery de la aeronave.

3.1.5. PD-1

Fabricado por UKR SPEC systems, este UAS posee una planta propulsora de combustibles fósiles, cámara EO/IR (Electro-Optical and Infrared), data link y estaciones de control en tierra. Puede volar durante 10 horas con 8 kg de carga de pago. Está especialmente diseñado para realizar misiones de vigilancia, fotografía aérea, agricultura, búsqueda y rescate, etc.

Al igual que sus competidores, posee un diseño modular que le permite ser transportado en cajas con facilidad y el montaje y desmontaje del aparato es rápido, siendo los tiempos de puesta en operación pequeños.



Figura 16: PD-1 Unmanned Aerial System. Fuente: web UKR SPEC systems

Sus medidas son 4 metros de envergadura, 2 m de longitud y un MTOW de 40 kg. A nivel de performance posee una autonomía de 10 horas, con un techo de vuelo de 3000 m AMSL y una velocidad de crucero de 25 m/s. Para despegar con MTOW necesita una pista de 100 metros y su velocidad de pérdida son 16 m/s.

3.1.6. Conclusión UAS semejantes

En esta subsección se han presentado y analizado aeronaves con características y misiones similares a las del UAS que se pretende diseñar. El estudio se ha realizado para UAS con MTOW desde los 5,6 kg y 1,2 kg de carga de pago hasta UAS con MTOW de 40 kg y 8 kg de carga de pago. Asimismo, el análisis ha proporcionado diferentes ideas que serán de gran utilidad durante el proceso de diseño.

Adicionalmente, se han considerado y examinado otras aeronaves que poseen un MTOW de hasta 1100 kg y una carga de pago de 350 kg. Estas últimas no se utilizarán en las

correlaciones ya que difieren en más de un orden de magnitud con respecto a la masa máxima al despegue (MTOW) del UAS que se quiere diseñar.

A continuación, se presenta una tabla con los datos geométricos y de performance de todos ellos. Las conclusiones obtenidas de las tablas 3 y 4 irán apareciendo en sus respectivas secciones cuando se esté haciendo el diseño preliminar de la envergadura, MTOW, etc.

Los parámetros abreviados mostrados en las tablas 3 y 4 hacen referencia a:

- MTOW: Peso máximo al despegue (kg)
- PL: Carga de pago (kg)
- b_w : Envergadura alar (m)
- V_{max} : Velocidad máxima (m/s)
- E: Propulsión eléctrica
- MCIA: Propulsión con Motor de Combustión Interna Alternativo

NOMBRE	MTOW (kg)	PL (kg)	b_w (m)	Longitud (m)	Propulsión
IAI Bird-Eye 400	5,6	1,2	2,2	-	E
RQ-20B Puma AE	6,3	0,85	2,8	1,4	E
IAI Bird-Eye 650	11	1,2	3	-	E
Fly Eye	11	4	3,6	1,9	E
Super Bat DA-50	21,3	2	2,6	1,6	MCIA
Penguin BE	21,5	6,6	3,3	2,27	E
IAI Bird-Eye 650D	30	5,5	4	-	MCIA
Orbiter 3 STUAS	30	5,5	4,4	-	E
Aerosonde SUAS	36,4	9,1	3,6	-	MCIA
PD-1	40	10	4	2,5	MCIA
FT5-LOS	85	-	6,4	3,1	MCIA
Primoco UAV ONE 1	100	20	4,9	3,7	MCIA
IAI I-View	104	14	3,96	2,9	MCIA
Tadiran Mastiff	138	37	4,25	3,3	MCIA
AAI RQ-7A Shadow	148	16,3	3,89	3,4	MCIA
IAI Scout	159	38	4,96	3,68	MCIA
AAI RQ-7B Shadow	170	45	4,3	3,4	MCIA
AAI RQ-2 Pioneer	205	34	5,2	4	MCIA
RUAG Ranger	285	45	5,71	4,61	MCIA
IAI Searcher	500	68	8,54	5,85	MCIA
IAI RQ-5 Hunter	885	90	10,57	7,01	MCIA
Elbit Hermes 900	1100	350	15	8,3	MCIA

Tabla 3: Parámetros de los UAS semejantes

NOMBRE	V_{max} (m/s)	Autonomía (h)	Techo de vuelo (m)
IAI Bird-Eye 400	31	1,5	500 AGL
RQ-20B Puma AE	23	3	152 AGL
IAI Bird-Eye 650	36	4	500 AGL
Fly Eye	47	3	3500
Super Bat DA-50	33	10	3000
Penguin BE	36	1,5	6000
IAI Bird-Eye 650D	42	15	4500
Orbiter 3 STUAS	-	7	-
Aerosonde SUAS	-	14	4500
PD-1	39	10	3000
FT5-LOS	50	12	5000
Primoco UAV ONE 1	42	10	2000
IAI I-View	51	6	1500
Tadiran Mastiff	51	7,5	4480
AAI RQ-7A Shadow	-	5,5	-
IAI Scout	49	7,5	4600
AAI RQ-7B Shadow	57	7,5	4600
AAI RQ-2 Pioneer	56	5	4600
RUAG Ranger	67	9	5500
IAI Searcher	56	18	6100
IAI RQ-5 Hunter	46	21	5500
Elbit Hermes 900	61	36	9100

Tabla 4: Performance de los UAS semejantes

A la hora de realizar regresiones para obtener aproximaciones de los parámetros del UAS, se tomarán solo aquellos con un MTOW inferior a 100 kg o incluso una masa menor, dependiendo de la correlación. Esto se debe a que los UAS con MTOW de 1100 kg (un orden de magnitud mayor al MTOW de nuestro UAS) no proporcionarán datos veraces aunque el coeficiente de correlación (R^2) sea elevado.

Concluye la presentación de los datos extraídos de las aeronaves semejantes y se procede a comenzar el diseño de los principales parámetros de la aeronave. Tal y como se ha comentado anteriormente, las conclusiones obtenidas de las tablas 3 y 4 aparecerán en sus respectivas secciones cuando el proceso de diseño lo requiera.

3.2. Primera estimación de peso

Esta subsección se ocupará de la estimación inicial del peso máximo al despegue de la aeronave o MTOW. La elección de este valor será importante ya que, además de definir la categoría del UAS, tendrá implicaciones en las actuaciones del mismo, autonomía, carga de pago máxima, el ciclo de vida, su competitividad en el mercado, sostenibilidad y mantenimiento, etc.

El peso de despegue (W_{TO}) se compone del peso en vacío (W_E), la carga de pago (W_{PL}) y el combustible o las baterías (W_F).

$$W_{TO} = W_{PL} + W_F + W_E \quad (2)$$

donde:

$$W_E = W_{Structure} + W_{Engines} + W_{Landing\ Gear} + W_{Avionics} \quad (3)$$

El peso de la carga de pago dependerá de la misión a realizar. En este caso, la carga de pago será un sistema de grabación de imágenes con gimbal. No se puede saber un peso exacto ya que dependiendo del usuario le convendrá utilizar una cámara u otra.

Sin embargo, se ha realizado un estudio de tipos de cámaras y pesos basándose en los UAS con misiones similares. Tras analizar los requerimientos de la misión, se ha decidido que la cámara debe ser del tipo EO/IR, ya que proporcionan vídeo en tiempo real y a su vez el sensor IR permite ver la temperatura de los objetos. Los pesos de las mismas oscilan entre los 0,850 y 2,2 kg.

La cámara o gimbal escogido para la estimación de pesos será la USG-212 de la empresa UKR SPEC systems con un peso de 2,2 kg. Se ha escogido debido a varias razones:

- Su peso comparado con otros gimbals es el más elevado. Esto significa que el UAS se está diseñando con una carga de pago máxima y si el usuario quisiera escoger otra cámara, el peso de la misma no sería un problema para la autonomía de la aeronave siempre que no superará los 2,2 kg.
- Por otro lado, el gimbal cuenta con un módulo de procesamiento digital de vídeo que permite realizar seguimiento de objetivos, estabilización digital de vídeo, detección de movimientos, etc.
- Además, la empresa proporciona un software que permite exprimir al máximo las características del gimbal y proporciona aplicaciones de realidad aumentada con el vídeo en tiempo real.
- La información de peso, dimensiones y características que se encuentra disponible en la página web del fabricante es elevada y por lo tanto nos permite dimensionar adecuadamente nuestro sistema.
- Posee un zoom óptico de 30x, y zoom digital (1x, 2x, 4x), la cámara EO es una SONY FCB-EV7500.
- Los ángulos de pan, pitch y roll son de 360° , 360° y -45° a $+45^{\circ}$ respectivamente.



Figura 17: Gimbal USG-212. Fuente: web UKR SPEC systems

Usando los datos obtenidos en la tabla 3 se puede obtener una correlación entre la carga de pago y el MTOW. Esta englobará además del peso, todas las variables que afectan al mismo como la estructura de la aeronave, sus dimensiones, etc.

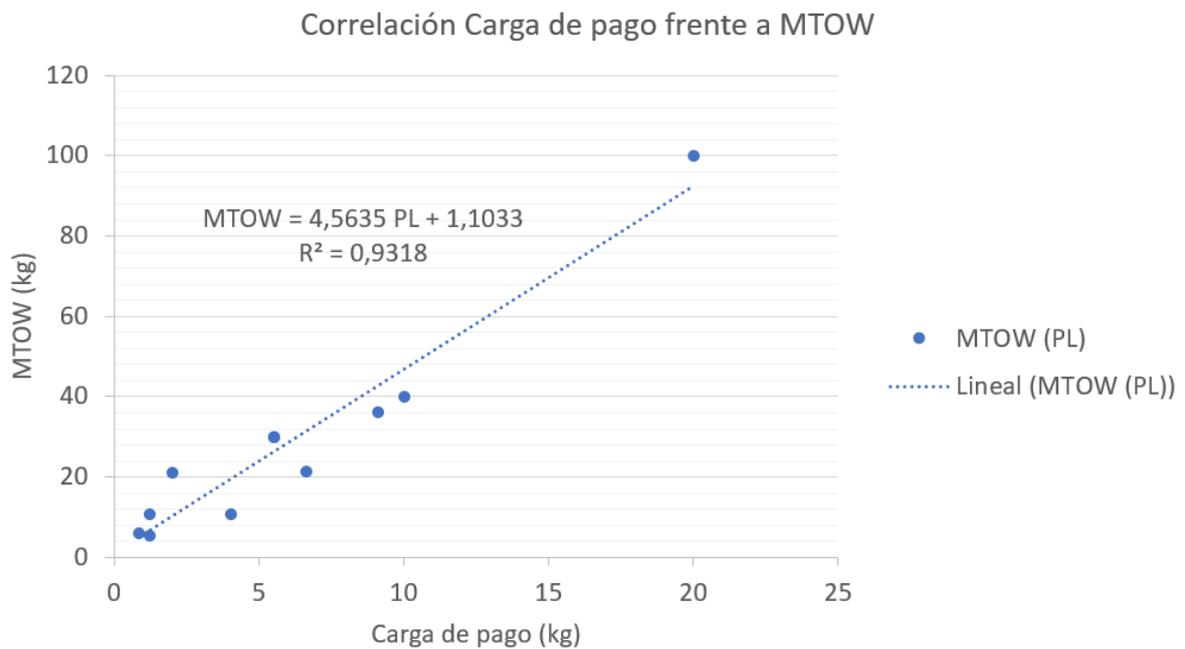


Figura 18: Correlación entre la carga de pago (PL) y MTOW

La regresión lineal se ha llevado a cabo para las aeronaves comprendidas entre los 5,6 y 100 kg de MTOW intentando obtener una zona con un comportamiento más o menos lineal. Se observa que el coeficiente de determinación (R^2) es de 0,93. Este coeficiente refleja la bondad del ajuste de un modelo. En este caso el coeficiente está próximo a 1, aunque no se puede asegurar que esta correlación lineal sea adecuada.

En este caso, y siendo nuestro objetivo, una primera estimación de peso, consideraremos que la ecuación 4 es válida.

$$MTOW = 4,5635 \cdot PL + 1,1033 \quad (4)$$

Por lo tanto, siendo nuestra masa de pago de 2,2 kg obtenemos que el MTOW del avión será de aproximadamente 11,2 kg.

$$MTOW = 11,2 \text{ kg}$$

En conclusión, en esta subsección se ha logrado realizar una primera estimación del peso máximo al despegue del UAS en función de la carga de pago que debe transportar. Esta se ha escogido en función del tipo de misión a realizar, en este caso, vigilancia. También se han analizado un conjunto de gimbals especialmente diseñados para los SUAS y se ha seleccionado el gimbal que transportará la aeronave para cumplir con su misión.

En las siguientes subsecciones se definirán los parámetros del ala principal, fuselaje, planta propulsora, estabilizador horizontal y vertical y tren de aterrizaje. Esta definición de los componentes nos permitirá obtener el coeficiente de resistencia parásita (C_{D_0}) de la aeronave más adelante.

3.3. Configuración alar

En esta sección se introducirán los parámetros que definen el ala principal y se llevará a cabo un diseño inicial de la superficie, así como de los dispositivos hipersustentadores y de las superficies de control que la componen.

En primer lugar, se debe escoger el tipo de ala que se usará en la aeronave: ala alta o ala baja. Para poder seleccionar adecuadamente el tipo de ala se centrará la atención en los requisitos de la misión. Se observa que la visión clara y directa desde el gímbal al suelo es un requisito clave para realizar satisfactoriamente la misión.

Por lo tanto, el ala alta será la que mejor se adapte a las necesidades presentadas y en consecuencia se escogerá frente al ala baja. Además, este tipo de ala ha sido utilizada en todas las aeronaves semejantes analizadas en la sección 3.1 excepto en el IAI Bird-Eye 400.

Con el objetivo de facilitar la comprensión de esta sección se introducen una serie de conceptos que ayudarán a comprender las relaciones entre los parámetros geométricos del ala y sus propiedades aerodinámicas. Existen otros parámetros como la torsión geométrica y aerodinámica que no se usarán en este trabajo.

- Superficie alar (S_w): es la superficie vista en planta de las alas incluyendo la parte del fuselaje.
- Cuerda media aerodinámica (c_w): Como se verá más adelante, el ala escogida es trapezoidal y por lo tanto la cuerda de los perfiles del ala va variando. Para tomar una cuerda como referencia y usarla en los cálculos, se toma la cuerda media aerodinámica, en adelante c_w . Esta se puede calcular mediante métodos gráficos o matemáticamente como se verá más adelante.
- Alargamiento (AR): es el cociente entre la envergadura al cuadrado y la superficie alar. Cuanto mayor es el alargamiento, menor es la resistencia inducida, pero más compleja es la estructura del ala.

$$AR = \frac{b_w^2}{S_w} \quad (5)$$

- Estrechamiento (λ): es el cociente entre la cuerda en el borde c_{tip} y la cuerda en el encastre o raíz del ala c_{root} .

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad (6)$$

Por otro lado, analizando la estructura interna de las alas, estas suelen ser huecas, con una estructura interna de largueros y costillas. En aviación comercial estos huecos se suelen aprovechar para cargar el combustible, haciendo el ala de tanque impermeable y

a su vez, aprovechando el espacio interno de la misma. Además, el peso del combustible ayuda a equilibrar la sumatoria de fuerzas resultantes sobre el ala, ya que contrarresta en cierta medida la fuerza de sustentación.

En este caso, el ala del UAS no alojará ningún tipo de combustible, y en su interior se alojarán los sistemas de control de los alerones y de los dispositivos hipersustentadores de borde de fuga, en adelante flaps.

Por otra parte, uno de los objetivos de esta sección es encontrar un ala con una eficiencia aerodinámica alta y unas buenas características a bajas velocidades. Con una estructura fiable, robusta y ligera y con accesibilidad a los elementos internos como pueden ser los servos de las superficies móviles.

A su vez, en el diseño se busca un compromiso entre las características aerodinámicas y los costes de fabricación y mantenimiento del ala. Un ala recta es barata y sencilla de fabricar pero sus propiedades aerodinámicas y estructurales son pésimas. Por otro lado, un ala elíptica posee unas características aerodinámicas atractivas, como la disminución de la resistencia inducida pero son más complejas de fabricar.

Por lo tanto, dada nuestra misión escogeremos un ala alta del tipo trapezoidal. Al volar a una velocidad de crucero inferior a Mach 0,3, no debemos tener en cuenta efectos de compresibilidad sobre el ala y la flecha será pequeña.

Las ventajas del ala alta escogida son que la parte del extradós queda libre y por lo tanto se produce una mejora aerodinámica, a su vez facilita el uso de los flaps ya que la altura de los UAS en estos casos son pequeñas y se mejora la accesibilidad al compartimento de carga.

La estructura del ala estará compuesta por tres segmentos que facilitarán su montaje y el transporte de la misma en cajas. Las aeronaves semejantes estudiadas cuentan con un segmento central en el que se une el ala al fuselaje y después dos segmentos externos que contienen los flaps y los alerones.

Durante el diseño del UAS deberemos escoger un tipo de perfil aerodinámico que posea un coeficiente de sustentación máximo elevado y su coeficiente de resistencia o C_D sea bajo. Además, necesitamos que la entrada en pérdida se produzca de forma suave, es decir, que el coeficiente de sustentación o C_L no caiga bruscamente tras obtener el $C_{L_{max}}$.

Tras realizar un estudio aerodinámico de diferentes perfiles dentro de un rango de $2 * 10^5$ a $1 * 10^6$ Reynolds, obtenemos las siguientes conclusiones:

- El perfil E197 está diseñado para volar a bajos números de Reynolds y con una entrada en pérdida muy progresiva, manteniendo un $C_{L_{max}}$ constante de entorno a 1,3 desde aproximadamente 10^0 hasta los 18^0 dependiendo del número de Reynolds.

- El perfil HQ3014 diseñado para utilizarse en planeadores, obteniendo un $C_{L_{max}}$ un poco inferior a 1,5 y con una entrada en pérdida suave a los 15° de ángulo de ataque, en adelante α .
- El perfil HQ3514, también diseñado para utilizarse en planeadores, obteniendo un $C_{L_{max}}$ un poco superior a 1,5 y con una entrada en pérdida suave entorno a $\alpha = 15$.
- El último perfil analizado ha sido el NACA 2412. Sus características son similares a los dos perfiles analizados anteriormente pero su C_D versus α no se mantiene constante, el valor mínimo de C_D se obtiene para un valor de $\alpha = 0$, mientras que para los perfiles HQ3014 y HQ3514 su valor mínimo de C_D se puede considerar constante en un rango que va de $\alpha = -4$ a $\alpha = 8$.

Por lo tanto, el perfil escogido para el ala principal del UAS será el HQ3514 ya que presenta una entrada en pérdida suave, un C_D bajo para un amplio rango de ángulos de ataque y además un $C_{L_{max}}$ mayor que el proporcionado por el perfil HQ3014.

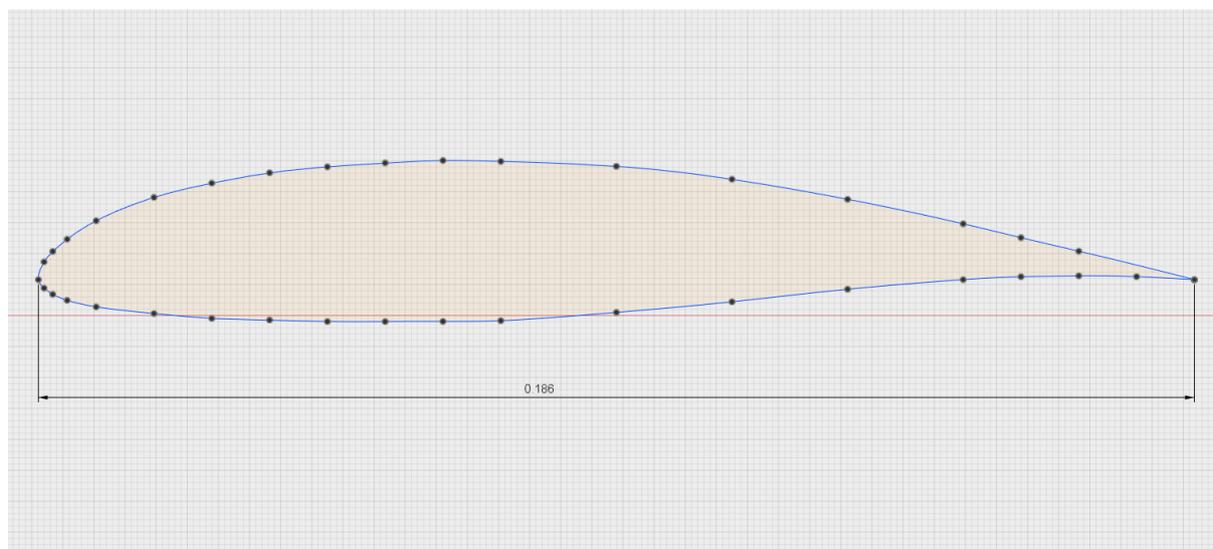


Figura 19: Vista del perfil HQ3514 en la cuerda media aerodinámica

La cuerda en el encastre será mayor que en la punta para dotar al ala de flecha. En una primera aproximación se han tomado los parámetros geométricos del ala mostrados en la tabla 5.

A su vez, se han añadido winglets de punta de ala para disminuir la resistencia inducida. El ala cuenta con superficies de control o alerones y flaps. Se ha considerado que los slats no son necesarios ya que añaden complejidad mecánica y aumentan el peso de la aeronave. Además, esta misión no requiere de ángulos de ataque elevados.

Analizando un amplio conjunto de aeronaves (comerciales, aviación general, etc) se ha decidido que la deflexión máxima del flap sea de 40° positivos, eso es, con el borde de

Parámetro	Dimensión
c_{root}	0,25 m
c_{tip}	0,1 m
c_w	0,1857 m
b_w	2,2 m
S_w	0,4 m^2
Λ_{LE}	2°
$\Lambda_{c/4}$	0°
Λ_{TE}	$-5,8^\circ$
AR_w	13,3 (-)

Tabla 5: Parámetros geométricos del ala principal

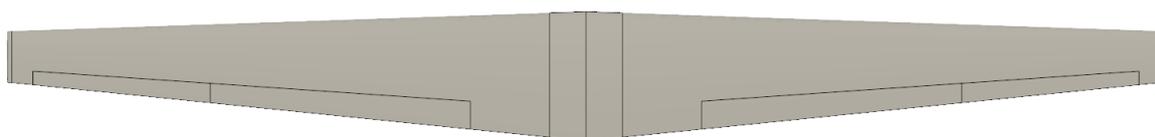


Figura 20: Vista en planta del ala trapezoidal

fuga del flap hacia abajo. El tipo de flap es simple con ranura. Esta aporta cantidad de movimiento al extradós y mantiene la capa límite pegada al perfil.

Por otro lado, la deflexión de los alerones se ha considerado posible en un rango que va de los -10° a 15° , siendo una deflexión positiva cuando el borde de fuga del alerón está hacia abajo.

Usando un programa de modelado en 3D se ha dado movimiento a estos elementos y en la figura 21 se puede observar el ala con deflexión máxima de flaps. Asimismo, se ha decidido usar el 60% del espacio destinado a superficies móviles para los flaps y el 40% restante para los alerones. La cuerda de los flaps y de los alerones supone el 25% de la cuerda total del perfil. Estas proporciones de cuerda y envergadura de las superficies móviles se han obtenido al realizar un análisis de aeronaves semejantes pero también se podrían obtener en función del coeficiente de sustentación máximo necesario. Estos valores podrán cambiar si más adelante se necesita un $C_{L_{max}}$ mayor, etc.

Más adelante se estimarán distintos parámetros como el CD_0 del ala, su coeficiente de Oswald, el $C_{L_{max}}$ en configuración limpia y el $C_{L_{max}}$ con deflexión máxima de flaps ($\delta_f = 40$).

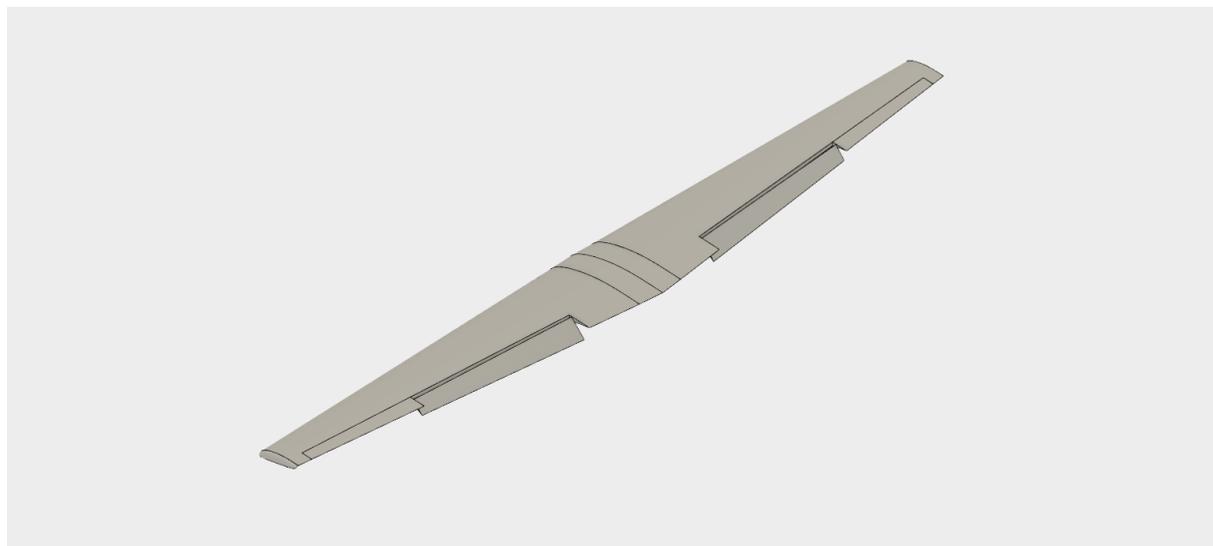


Figura 21: Deflexión máxima de flaps, $\delta_f = 40$

Se da por concluida esta sección donde se ha realizado un primer diseño del ala principal y de los elementos que la componen como flaps y superficies de control. También se ha seleccionado el perfil aerodinámico del ala para que cumpla con los requerimientos de vuelo a baja velocidad y entrada en pérdida suave y progresiva.

En la siguiente subsección se acometerá el diseño del fuselaje con el objetivo de encontrar una forma aerodinámica y esbelta que permita transportar el gimbal y el resto de componentes como la electrónica, el motor y las baterías.

3.4. Fuselaje

Como se ha comentado anteriormente, el fuselaje deberá almacenar y transportar en su interior los diferentes componentes del UAS como baterías y electrónica. Por lo tanto, esta sección tratará de estimar una forma adecuada del mismo para cumplir con los requisitos de la misión.

A la hora de escoger el tipo y forma de fuselaje nos basaremos en aviones semejantes. Se buscará que la sección frontal del mismo sea lo menor posible para disminuir la resistencia aerodinámica. Se supone que la esbeltez típica de los fuselajes de aviación comercial se encuentra entre valores de 8 y 12 (-) pero en el caso de los UAS este parámetro se reduce a valores entre 4 y 6 (-).

La esbeltez del fuselaje se representa por λ_f , donde l_f es la longitud en metros y a_f es la anchura o el diámetro máximo, también en metros:

$$\lambda_f = \frac{l_f}{a_f} (-) \quad (7)$$

Además, hay que tener en cuenta que debe haber espacio suficiente en el interior del fuselaje para la aviónica, gimbal y baterías. En una primera estimación y teniendo en cuenta las dimensiones del gimbal con una diámetro de 0,16 metros se considera una longitud de fuselaje (l_f) de 0,8 m y una anchura (a_f) de 0,2 m obteniendo una esbeltez de $\lambda_f = 4$.

Actualmente, el gimbal es el elemento más limitante ya que sus dimensiones son 266 mm de altura y 160 mm de anchura. La cabeza del mismo sobresaldrá por debajo del fuselaje para tener una mayor visibilidad pero se debe tener en cuenta que esto aumentará la resistencia aerodinámica del UAS.

Por otro lado, las baterías que llevará la aeronave también ocuparán un cierto volumen dentro del fuselaje por lo que en secciones posteriores se estudiará el espacio que ocupan las baterías y se comparará con el espacio interior del fuselaje para confirmar que las dimensiones del mismo son correctas.

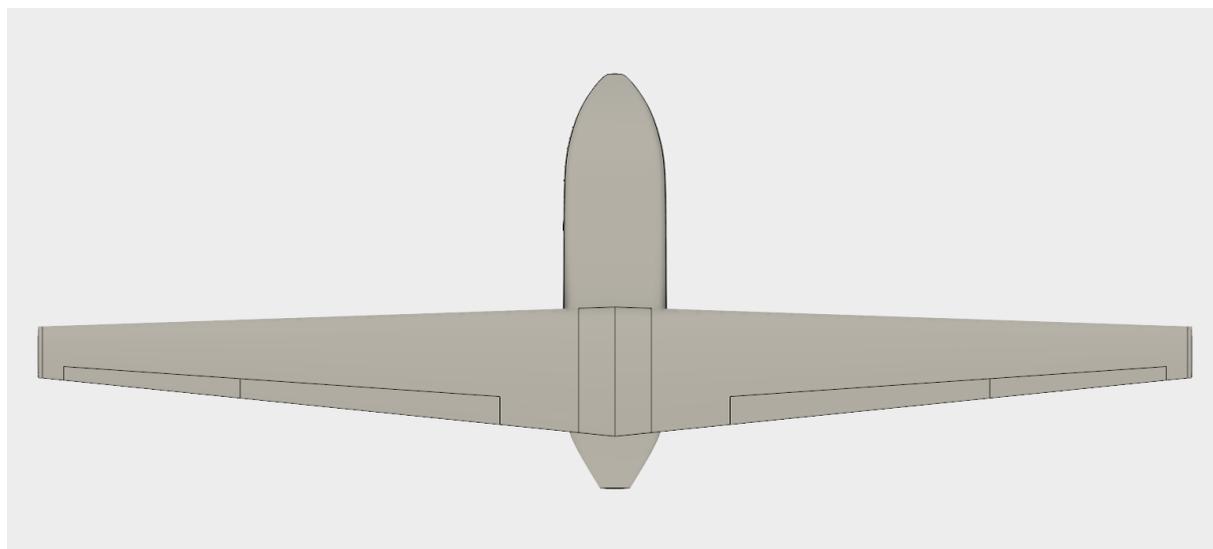


Figura 22: Vista en planta del fuselaje y el ala

El fuselaje posee un morro que va aumentando progresivamente sus dimensiones para adaptar el flujo. A su vez, la cola del mismo (figura 23), también posee un estrechamiento para conseguir el mismo efecto. La sección de la cola podrá ir variando durante el diseño para adaptarse a las dimensiones del motor eléctrico.

El motor irá montado en la parte trasera del fuselaje tal y como se analizará en la sección 3.5. Se debe tener en cuenta que el motor deberá posicionarse en la zona más alejada del suelo por varias razones:

- En primer lugar, la hélice del motor posee un cierto diámetro y por lo tanto la distancia del motor al suelo debe ser superior al radio de la hélice para que ésta no impacte contra el terreno.
- Por otro lado, al realizar la maniobra de aterrizaje o despegue, es decir, con el morro hacia arriba, hay riesgo de que la hélice impacte contra el suelo. Para evitarlo se debe tener en cuenta que la hélice no penetre el plano imaginario que une las ruedas del tren de aterrizaje principal con el extremo inferior de la cola.
- A su vez, si el UAS realizará operaciones en pistas no asfaltadas, las piedras, polvo u otros objetos podrían impactar con la hélice. Por lo tanto, la hélice debería estar lo más alejada posible del suelo. En este caso, el UAS operará en pistas asfaltadas y por lo tanto este requerimiento no afectará al diseño.



Figura 23: Forma cónica de la parte trasera del fuselaje

Finaliza la sección encargada del diseño del fuselaje. Se ha obtenido una forma esbelta capaz de albergar el gimbal en su interior, así como los demás componentes. En la siguiente sección se realizará la elección del tipo de planta propulsora de la aeronave.

3.5. Planta propulsora

En este apartado se realizará la selección del tipo de motor, el número de motores, la posición de los mismos, etc. En este caso, la primera decisión se centrará en escoger si el sistema de propulsión será un motor eléctrico (E), un motor de combustión interna (MCIA) o un jet.

Basándose en la figura 3 se observa que la mayoría de los aviones con un MTOW inferior a 30 kg y una PL menor a 6 kg poseen un sistema de propulsión basado en un motor eléctrico con una hélice y un sistema de alimentación de baterías de Polímero de Litio (LiPo).

Este tipo de motores eléctricos ofrecen una serie de ventajas frente a los motores MCIA:

- Su potencia se mantiene constante con la variación de altura. En los motores MCIA disminuye la potencia al aumentar la altitud debido a la disminución de la densidad del aire.
- Su mantenimiento y puesta en funcionamiento es mucho más sencillo. El motor MCIA cuenta con muchas partes móviles y complejos sistemas anti-hielo, etc.
- Los motores eléctricos son menos ruidosos que los MCIA y por lo tanto la estela de ruido es menor.
- La potencia entregada al eje del motor es constante y no depende del número de revoluciones del mismo.

Por lo tanto, el tipo de motor escogido será eléctrico con una hélice propulsora, es decir, situada en la parte trasera de la línea central del fuselaje. Se ha escogido esta posición basándose en los aviones semejantes estudiados. Además, desde el punto de vista aerodinámico, la hélice detrás del fuselaje re-energiza el flujo que pasa por el ala principal ya que la hélice succiona el aire que tiene delante. A su vez, la estela turbulenta de la hélice no baña el ala principal y la visión directa hacia delante no se ve afectada por lo que este tipo de configuración es muy utilizada en misiones de reconocimiento y vigilancia.

Asimismo, el fuselaje consigue apantallar y proteger el motor y la hélice de posibles impactos de pájaros, piedras e insectos... aunque presenta ciertas desventajas como que la estela del mismo baña a la hélice y al motor que están detrás, disminuyendo su rendimiento propulsivo.

En secciones posteriores se analizará mediante el diagrama de restricciones la potencia necesaria del motor eléctrico y el modelo matemático del empuje para motores de hélice. Se supondrá que las baterías LiPo son capaces de conseguir una densidad específica de energía de 250 Wh/kg y una densidad volumétrica energética de 500 Wh/L [2].

En conclusión, la elección del motor eléctrico supondrá ventajas frente al MCIa en términos de mantenimiento y complejidad mecánica aunque la autonomía de la aeronave se verá reducida. Esto se debe a que aquellas aeronaves que poseen motores MCIa ven su autonomía maximizada debido a la densidad energética de los combustibles fósiles frente a las baterías LiPo.

3.6. Empenaje de cola

La cola es la encargada de generar los momentos de cabeceo que permiten a la aeronave ascender, descender y realizar el movimiento de guiñada. Esta sección proporcionará el análisis de la cola de las aeronaves semejantes y permitirá escoger un empenaje de cola que cumpla con las restricciones de la misión.

Existen diferentes tipos de configuraciones de colas, convencionales, cruciformes, en T, cola en H, en V, etc. También hay colas compuestas por dos extensiones o cuerpos cilíndricos anclados al ala principal, en el extremo de estas varillas se suelen montar las superficies de control de la cola. Este tipo de colas se denominan “twin boom”. Su configuración puede ser convencional, en H, en T o en V [3].

La elección de la cola se basará en los aviones semejantes estudiados en la sección 3.1. Se aprecia en la figura 24 que la mayoría de ellas son del tipo “twin boom inverted V”.

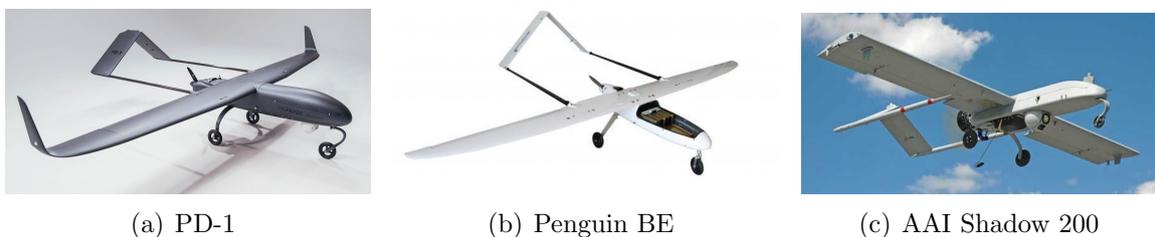


Figura 24: Cola twin boom inverted V en UAS semejantes

En este caso, se elegirá una cola del tipo “twin boom T” por varios motivos:

- En primer lugar, se decide poner el estabilizador horizontal en la parte superior del estabilizador vertical para que la estela turbulenta de la hélice no incida directamente sobre esta superficie.
- Por otro lado, si el estabilizador horizontal se coloca a la misma altura que el ala principal puede darse el caso de que la estela lo bañe causando una pérdida de control del mismo. Variando la altura del estabilizador respecto del ala se consigue paliar este efecto.

- No se escoge la cola twin boom inverted V porque resulta más compleja que la twin boom T.

Cabe destacar que el ala principal genera una deflexión del flujo que pasa a través de ella, este downwash varía con la sustentación de la misma (por ejemplo al bajar los flaps, etc). La estabilidad estática por lo tanto se puede ver afectada. Este efecto, tal y como se ha comentado disminuye colocando el estabilizador horizontal en alto.

Además, cuando la aeronave entra en pérdida o en barrena, los estabilizadores deben poder seguir actuando. Si la estela turbulenta bañara estas superficies, la recuperación sería imposible debido a que los estabilizadores no podrían realizar su función correctamente.

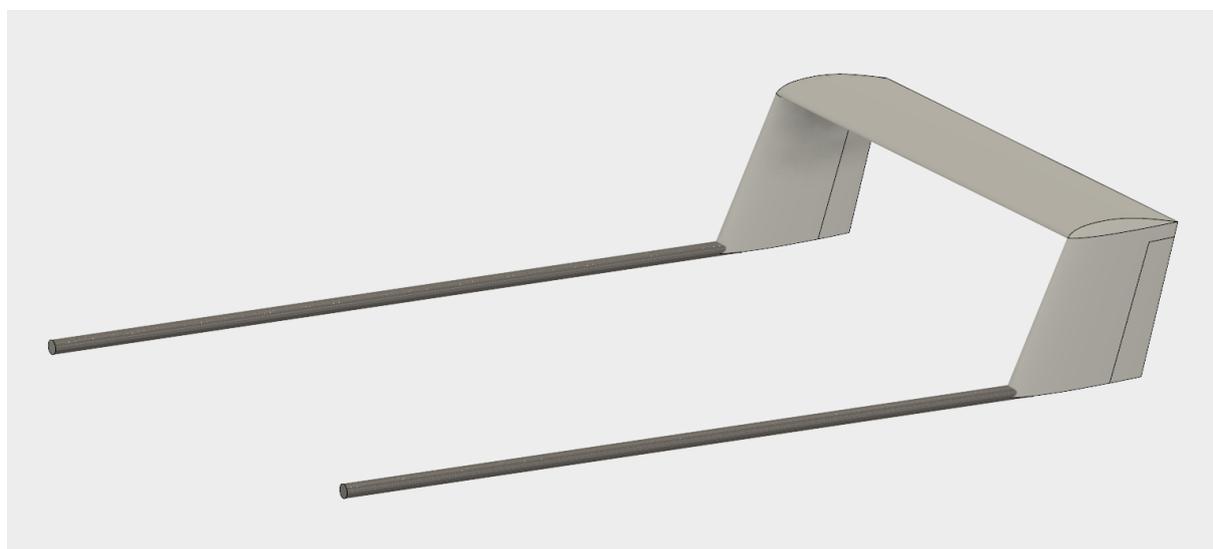


Figura 25: Cola twin boom T del UAS

Se procede a modelar la cola de nuestro UAS. La cola estará compuesta por dos estabilizadores verticales con forma trapezoidal con perfil NACA 0015. Se ha escogido este perfil ya que es simétrico y solo producirá sustentación o lift cuando se deflece, es decir, cuando posea cierto ángulo de ataque respecto la corriente incidente. Sus parámetros geométricos son los mostrados en la tabla 6.

Parámetro	Dimensión
c_{root}	0,1 m
c_{tip}	0,08 m
c_r	0,09 m
b_r	0,1 m
S_r	0,09 m^2

Tabla 6: Parámetros geométricos del estabilizador vertical

Por lo tanto, al haber dos estabilizadores verticales, la superficie total es $S_r = 0,18m^2$. A su vez, el estabilizador horizontal está formado por el mismo perfil que el estabilizador vertical, el NACA 0015, no posee flecha y se mueve la pieza entera. Se ha decidido escoger perfiles simétricos para que solo produzcan sustentación en el caso de que se deflecten las superficies respecto a la corriente incidente.

Parámetro	Dimensión
c_t	0,08 m
b_t	0,4 m
S_t	$0,32 m^2$

Tabla 7: Parámetros geométricos del estabilizador horizontal

Por último, las varillas que unen el conjunto ala principal-estabilizadores poseen una longitud de 0,5 metros. Esta longitud, al igual que los parámetros de las tablas 6 y 7 podrán ir variando durante las iteraciones del diseño o cuando se estudie la estabilidad longitudinal de la aeronave.

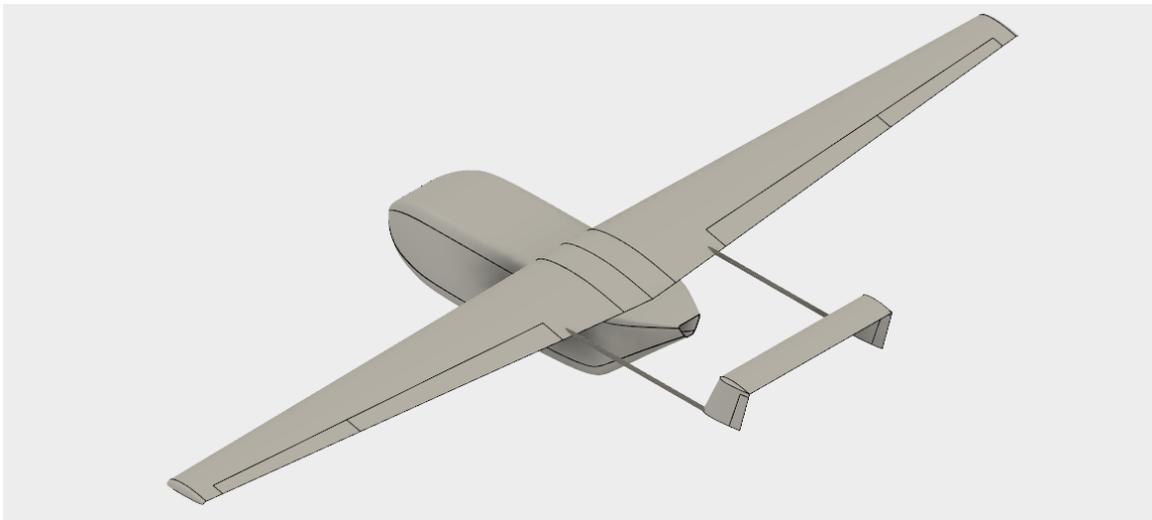


Figura 26: UAS con el fuselaje, las alas y la cola

Definido el empenaje de cola, la próxima sección culminará con el diseño del tren de aterrizaje y tras esto se procederá a calcular la Polar de la aeronave.

3.7. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es una parte importante de la aeronave ya que amortigua los impactos en el aterrizaje y permite al avión operar en pistas preparadas. En esta sección se escogerá el tipo de tren que llevará el UAS basándose en los requisitos de la misión.

Existen 2 tipos principales de trenes de aterrizaje: el tren triciclo, muy usado en la actualidad, y el tren convencional usado en las primeras aeronaves. El tren triciclo será el escogido debido a sus ventajas frente al tren convencional como una mayor estabilidad en la frenada, mayor visibilidad en las maniobras de despegue y aterrizaje, etc.

Como se puede apreciar en la sección 3.1, en todos los casos, el tren de aterrizaje es del tipo triciclo fijo. Esto aumenta la resistencia total de la aeronave ya que el tren no se recoge y se mantiene extendido durante todo el vuelo pero tiene otras ventajas como el ahorro de peso y de complejos sistemas de retracción y extensión del tren. Además si el tren fuera móvil habría que reservar espacio suficiente dentro del fuselaje para albergarlo. Esto conllevaría aumentar las dimensiones del fuselaje, aumentando el peso.

Algunos UAS semejantes como el Penguin BE (sección 3.1.4) cuentan con diferentes sistemas de despegue y aterrizaje. Pueden despegar y aterrizar en aproximadamente 100 metros de pista o también pueden ser lanzados por una catapulta o desde un coche en movimiento. Estas 2 últimas formas de lanzamiento permiten quitar el tren de aterrizaje del UAS y por lo tanto disminuir la resistencia aerodinámica del mismo. Para aterrizar en estos casos utilizan sistemas de paracaídas y airbags o redes.



Figura 27: Vista en perfil del tren triciclo fijo

La altura del tren de aterrizaje se ha diseñado de tal forma que la cabeza del gimbal no impacte contra el suelo y el tren de aterrizaje principal se ha situado en una posición en la que el centro de gravedad del avión quede entre la rueda de morro y el tren principal para que la aeronave sea estable en tierra.



Figura 28: Vista en alzado del tren triciclo fijo

Esta sección pone punto y final al diseño inicial de los componentes de la aeronave. En consecuencia, la próxima sección tratará de calcular la Polar de la aeronave y se estimarán los coeficientes de resistencia parásita e inducida, así como el coeficiente de sustentación.

3.8. Cálculo de la Polar

En esta sección se pretende obtener la Polar de la aeronave que se ha diseñado en las secciones anteriores. El conocimiento de esta proporciona información muy útil que permite obtener la curva de eficiencia aerodinámica (EA) así como el coeficiente de sustentación de la aeronave conociendo el coeficiente de resistencia y viceversa. También se puede saber la contribución de la resistencia inducida y la parásita para una velocidad de vuelo dada.

La expresión de la Polar tendrá la forma:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + K \cdot C_L^2 \quad (8)$$

donde:

- C_D = Coeficiente de Resistencia
- C_{D_0} = Coeficiente de Resistencia Parásita
- C_{D_i} = Coeficiente de Resistencia Inducida
- K = Constante de Resistencia Inducida
- C_L = Coeficiente de Sustentación

3.8.1. Estimación del C_{D_0}

Para realizar la estimación del C_{D_0} se seguirá un protocolo secuencial de actuación para los distintos componentes (ala, fuselaje, varillas, estabilizador horizontal y vertical, etc). Se usarán los parámetros y dimensiones reales de la aeronave.

Para las superficies del ala principal, empenaje horizontal y vertical se deben conocer los parámetros de cuerda media aerodinámica y su respectivo espesor en ese punto. El cociente entre el espesor y la cuerda media aerodinámica se llamará espesor adimensional ($t_W = t_w/c_w$, $t_T = t_t/c_t$ y $t_R = t_r/c_r$).

Se seguirá un procedimiento similar con los otros componentes del UAS como son el fuselaje, las varillas, el tren de aterrizaje, etc.

El C_{D_0} varía con la altura (z) y con el Mach, es decir $C_{D_0}(z, M)$. En este caso se considerará constante ya que las variaciones son pequeñas volando lejos de régimen transónico, para una configuración fija del avión. Para cada configuración la aeronave tendrá una Polar diferente como se verá más adelante.

Elemento	t/c (-)	Longitud (m)	S_{wet} (m^2)
Ala	0,14	-	0,794
Estabilizador Horizontal	0,13	-	0,064
Estabilizador Vertical	0,12	-	0,038
Fuselaje	-	0,8	0,302
Gimbal	-	0,16	0,04
Varillas	-	0,475	0,032

Tabla 8: Parámetros geométricos usados para obtener el C_{D_0}

Elemento	C_f (-)	L (-)	R_{LS} (-)	FR (-)	R_{wb} (-)
Ala	0,0055	2,00003	1,081	-	-
Estabilizador Horizontal	0,0065	2,00003	1,081	-	-
Estabilizador Vertical	0,0063	1,81001	1,06	-	-
Fuselaje	0,0041	-	-	4,1	1,31
Gimbal	0,0056	-	-	1,6	-
Varillas	0,0046	-	-	47,5	-

Tabla 9: Parámetros adimensionales para obtener el C_{D_0}

Los resultados obtenidos en la tabla 10 muestran la contribución de cada parte de la aeronave al $C_{D_0 Total}$. Además, se muestra el tanto por ciento del total con el que contribuye cada elemento. El valor de $C_{D_0 Total} = 0,034$ (-) es elevado. Esto puede deberse a la contribución del gimbal que sobresale del fuselaje y contribuye con un C_{D_0} de 0,0071 (-), equivalente a un 21 % del total de la aeronave. Otro elemento que contribuye al C_{D_0} pero

en menor medida es el tren de aterrizaje fijo, con un C_{D_0} que ronda el 4,5 % del total. El ala es el elemento que más contribuye al coeficiente de resistencia parásita con un 46 % del total.

Elemento	C_{D_0} (-)	% del Total
Ala	0,0157	46,15
Estabilizador Horizontal	0,0015	4,34
Estabilizador Vertical	0,0008	2,32
Fuselaje	0,0069	20,36
Gimbal	0,0071	20,96
Barillas	0,0005	1,42
Tren	0,0015	4,45
Total	0,034	100

Tabla 10: C_{D_0} de cada elemento y su contribución en el $C_{D_0 Total}$

La resistencia parásita o C_{D_0} se ha calculado considerando la resistencia generada por cada uno de los componentes de la aeronave: ala, empenaje horizontal y vertical, fuselaje, tren de aterrizaje fijo, etc... con la aparición frecuente de diversos factores que tratan de representar los efectos de interferencia mutua de las diferentes partes del avión entre sí.

La resistencia se calcula aditivamente, es decir el $C_{D_0 Total}$ total es la suma de cada uno de los coeficientes $C_{D_0_i}$ de cada uno de los n componentes:

$$C_{D_0 Total} = \sum_{i=1}^n C_{D_0_i} \quad (9)$$

Los coeficientes de cada elemento se calculan siguiendo el método desarrollado en [4] y [5], sustituyendo los datos presentados en las tablas 8, 9 y 10.

- Ala:

$$C_{D_{0w}} = C_{f_w} \cdot (1 + L_w \cdot t_W + 100 \cdot t_W^4) \cdot R_{LS_w} \cdot \frac{S_{wet_w}}{S_w} \quad (10)$$

- Empenaje Horizontal y Vertical:

$$C_{D_{0t}} = C_{f_t} \cdot (1 + L_t \cdot t_T + 100 \cdot t_T^4) \cdot R_{LS_t} \cdot \frac{S_{wet_t}}{S_t} \quad (11)$$

Análogamente:

$$C_{D_{0r}} = C_{f_r} \cdot (1 + L_r \cdot t_R + 100 \cdot t_R^4) \cdot R_{LS_r} \cdot \frac{S_{wet_r}}{S_r} \quad (12)$$

- Fuselaje:

$$C_{D_{0f}} = C_{f_f} \cdot \left(1 + \frac{1,3}{FR_f^{1,5}} + \frac{44}{FR_f^3} \right) \cdot R_{wf} \cdot \frac{S_{wet_f}}{S_w} \quad (13)$$

- Varillas:

$$C_{D_{0var}} = C_{f_{var}} \cdot Q_{var} \cdot \left(1 + \frac{0,35}{FR_{var}} \right) \cdot \frac{S_{wet_{var}}}{S_w} \quad (14)$$

El parámetro $Q_{var} = 1,3$ representa el factor de interferencia, en este caso, para elementos situados a una distancia moderada del ala. Su valor es simplemente orientativo.

- Tren de aterrizaje: El coeficiente $C_{D_{0f}}$ no es sencillo de evaluar. Se pueden usar diferentes expresiones estadísticas como:

$$C_{D_{0tren}} = \frac{0,664}{1000} \cdot \left(\frac{(MTOW \cdot g)^{0,81}}{S_w} \right) \quad (15)$$

ó las expresiones mencionadas en el libro "Fluid-Dynamic Drag" [7], donde

$$C_{D_{0tren}} = 0,8 \cdot \left(\frac{S_{frontal\ ruedas}}{S_w} \right) \quad (16)$$

Suponiendo que las ruedas poseen unas dimensiones de 5 cm de diámetro y 0,5 cm de ancho (datos extraídos del concurso Air Cargo Challenge de EUROAVIA) y que el MTOW se corresponde al obtenido en la sección 3.2.

Los resultados obtenidos en 15 y 16 difieren en un orden de magnitud entre ellos, siendo más pequeño el $C_{D_{0tren}}$ de la expresión 16. La ecuación 15 es una expresión estadística basada en aeronaves de aviación general, cuando nos alejamos de ese grupo de aeronaves, el resultado obtenido se puede alejar de la realidad.

La expresión 16 esta basada en aviones radio control y UAS y por lo tanto usaremos este resultado para incluirlo en el sumatorio de la expresión 9. El valor de 0,8 de la misma se obtiene de la figura 38 extraída del libro de Hoerner [7]. Donde el parámetro e/d en este caso, posee un valor de e/d = 2,4 (-) y del cual se obtiene el valor de $C_{D_0} = 0,8$ (-).

A continuación, se realiza una pequeña introducción al significado de los parámetros introducidos en las ecuaciones para calcular el C_{D_0} de cada elemento:

- El parámetro adimensional L depende de la geometría alar y del Mach [6]; su valor viene dado por la ecuación:

$$L = \frac{(2 - M^2) \cdot \cos[\Lambda_{c/4}]}{\sqrt{1 - M^2 \cdot \cos^2[\Lambda_{c/4}]}} \quad (17)$$

- A su vez, R_{LS} es un factor de corrección de superficie sustentadora. Depende de la geometría del ala y del número de Mach, según la expresión empírica:

$$R_{LS} = 1,0533769 - 0,277805 \cdot M + 0,58473 \cdot M^2 + 0,2273 \cdot (\cos[\Lambda_{c/4}] - 0,78) \quad (18)$$

- FR representa el coeficiente de esbeltez o fineza y dependiendo del elemento se calcula de una forma u otra. En este caso, para obtener el coeficiente de esbeltez del fuselaje (FR_f) se ha usado la expresión 19 ya que se trata de un cuerpo cerrado de sección irregular:

$$FR_f = \frac{Longitud}{\sqrt{Seccion_{max}}} \quad (19)$$

Por otro lado, para las varillas se ha usado la expresión 20:

$$FR_{var} = \frac{Longitud}{Diametro_{max}} \quad (20)$$

3.8.2. Coeficiente de Resistencia Inducida

Una vez calculado el coeficiente de resistencia aerodinámica parásita, procedemos a calcular el coeficiente de resistencia inducida. Este se puede expresar como:

$$C_{Di} = K \cdot C_L^2 \quad (21)$$

donde K es una constante adimensional que agrupa los siguientes términos:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR_w \cdot e_{oswald}} \quad (-) \quad (22)$$

En la ecuación anterior, e_{oswald} es el factor de Oswald. Este no admite expresión analítica general. Puede estimarse, para un ala trapezoidal mediante una ecuación estadística que lo relaciona con el alargamiento alar y con la flecha en $c/4$ expresada en radianes. Existen diferentes métodos estadísticos que permiten estimarlo.

El primero pertenece al método usado en el libro “Fundamentals of Airplane Flight Mechanics” [9]:

$$e_{oswald} = (1 - 0,045 \cdot AR_w^{0,68}) \cdot (1 - 0,227 \cdot \Lambda_{c/4w}^{1,615}) = 0,74 (-) \quad (23)$$

El otro método se puede encontrar descrito en el “USAF DATCOM” [5]

$$e_{oswald} = \frac{1,1 \cdot C_{L\alpha}}{R \cdot C_{L\alpha} + \pi \cdot (1 - R) \cdot AR_w} = 0,89 (-) \quad (24)$$

con:

$$R \simeq 0,0004 \cdot \lambda_1^3 - 0,008 \cdot \lambda_1^2 + 0,0501 \cdot \lambda_1 + 0,8642 (-) \quad (25)$$

donde:

$$\lambda_1 = \frac{AR_w}{\cos[\Lambda_{LE}]} \cdot \lambda (-) \quad (26)$$

Los resultados obtenidos en las expresiones 23 y 24 difieren en el resultado, se hace la media entre ambos (expresión 27) ya que no se dispone de otras fuentes de información. Otra opción sería obtener la Polar para cada uno de los coeficientes de Oswald obtenidos y ver la diferencia.

$$e_{oswald} = 0,81 (-)$$

Se da por concluida la obtención de los coeficientes de resistencia parásita e inducida y se procede a calcular el coeficiente de sustentación para obtener la Polar de la aeronave.

3.8.3. Coeficiente de Sustentación

Conocido el coeficiente de resistencia parásita y la constante de resistencia inducida, en esta subsección se obtendrá el coeficiente de sustentación que permitirá representar la Polar del avión despejando de la ecuación 8 donde C_L es la única incógnita. Despejando se obtiene:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_D - C_{D_0}}{K}} (-) \quad (27)$$

Representando el resultado en una gráfica, se obtiene la Polar del UAS (figura 29).

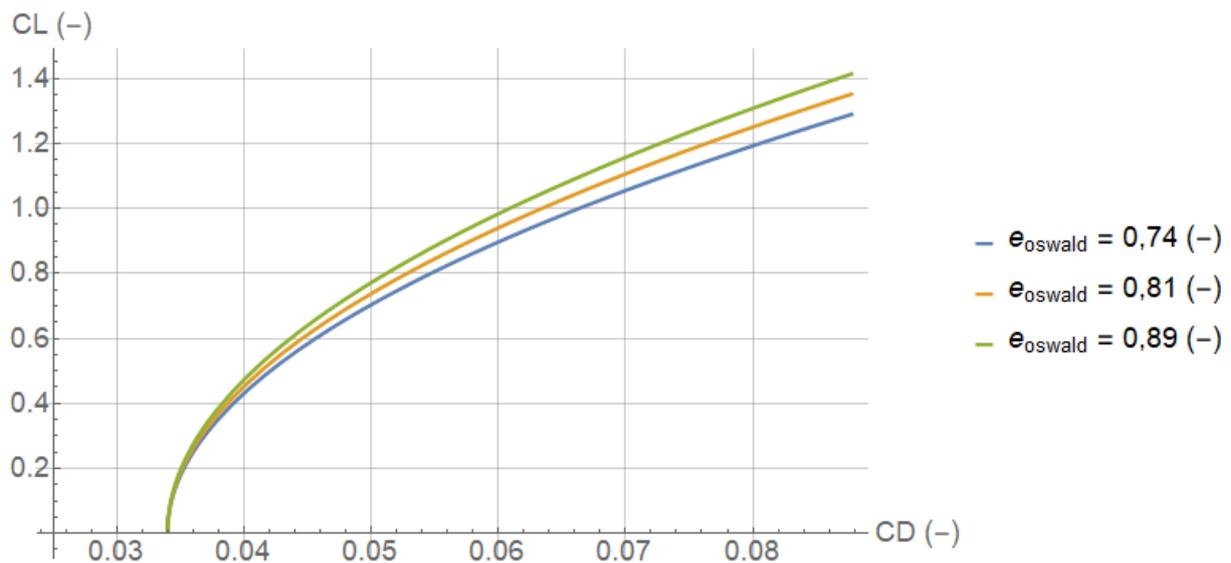


Figura 29: Polar del UAS en configuración limpia

Como se ha comentado en la sección 3.8.2, el factor de Oswald en las expresiones 23 y 24 difiere en el resultado y por lo tanto se ha escogido la media entre ambos. Con el fin de observar como afecta esta decisión a la Polar se han tenido en cuenta los 3 factores de Oswald. Se aprecia que al aumentar el factor de Oswald, para un C_D dado, el coeficiente de sustentación es mayor. Estas diferencias también afectan a la eficiencia aerodinámica para un coeficiente de sustentación dado como se puede ver a continuación:

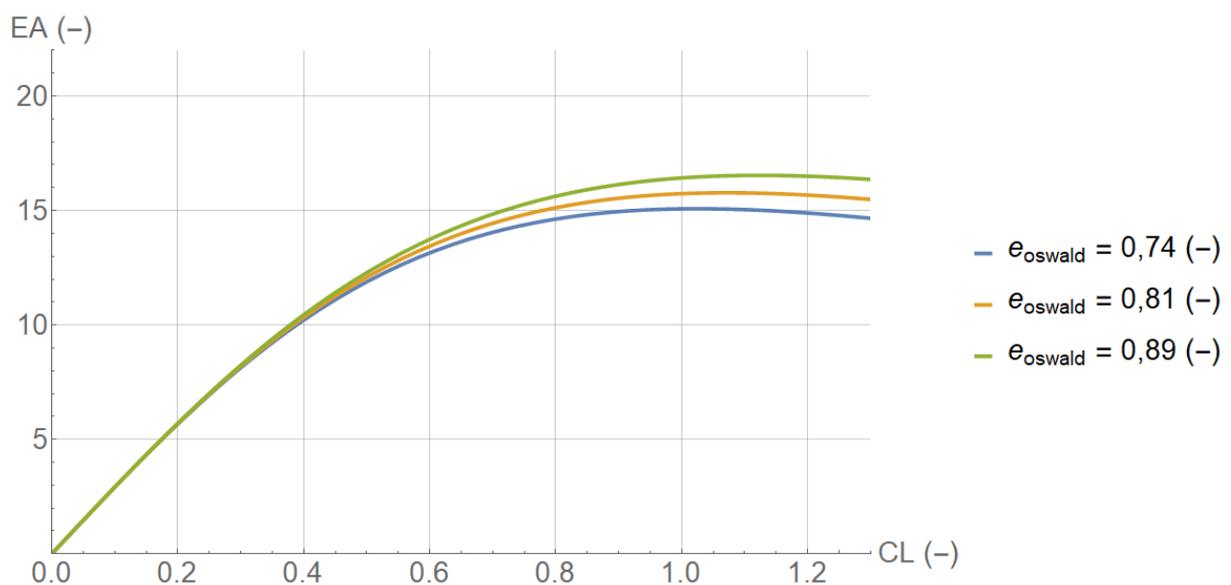


Figura 30: Eficiencia aerodinámica vs. Coeficiente de sustentación

Se aprecian 2 zonas diferenciadas, la primera donde las tres curvas siguen la misma trayectoria y la segunda donde para un coeficiente de sustentación dado la eficiencia aerodinámica varía. Se puede apreciar que cuando el factor de Oswald aumenta, también lo hace la eficiencia aerodinámica máxima.

La expresión de la eficiencia aerodinámica máxima es:

$$EA_{max} = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{K \cdot C_{D_0}}} \quad (28)$$

Particularizando esta expresión para los diferentes factores de Oswald se obtiene la eficiencia aerodinámica máxima en cada caso.

e_{oswald} (-)	K (-)	EA_{max} (-)
0,74	0,032	15,1
0,81	0,030	15,8
0,89	0,027	16,5

Tabla 11: EA_{max} para diferentes factores de Oswald con $C_{D_0} = 0,034$ (-)

En conclusión, la elección del valor del factor de Oswald afectará a la EA_{max} de la aeronave. Al ser estimado un valor por diferentes métodos estadísticos que difieren en el resultado se ha decidido escoger la media entre ambos por lo que habrá que tenerlo en cuenta.

Hasta este momento, se ha obtenido la Polar de la aeronave en configuración limpia pero también es de gran interés conocerla en configuraciones de aterrizaje como por ejemplo con máxima deflexión de flaps. Estos elementos modifican la Polar del UAS y por lo tanto habrá que calcularla.

Se aplicará el documento “Fundamentals of Airplane Flight Mechanics” [9] para obtener los valores que se necesitan de $\Delta C_{L_{FLAPS}}$, $\Delta C_{D_{FLAPS}}$, $C_{L_{max}}_{LIMPIO}$ y $C_{L_{max}}_{FLAPS}$. Estos parámetros son importantes aunque deben tomarse con cautela, son simplemente orientativos.

- El incremento del coeficiente de sustentación debido a los flaps es:

$$\Delta C_{L_{FLAPS}} \simeq C_{L_{FLAPS}_{REF}} \cdot (K_3 \cdot K_4 \cdot K_5 \cdot K_6 \cdot K_7 \cdot K_8) \cdot (K_{13} \cdot K_{14}) \quad (29)$$

$$\Delta C_{L_{FLAPS}} \simeq 0,6 (-)$$

- El incremento del coeficiente de resistencia debido a los flaps es:

$$\Delta C_{D_{FLAPS}} \simeq C_{D_{FLAPS}_{REF}} \cdot (K_{16} \cdot K_{17} \cdot K_{18} \cdot K_{19} \cdot K_{20}) \quad (30)$$

$$\Delta C_{D_{FLAPS}} \simeq 0,04 (-)$$

- El coeficiente de sustentación máxima del avión en configuración limpia es:

$$C_{L_{max} LIMPIO} \simeq C_{L_{max} REF} \cdot (K_1 \cdot K_2) \cdot (K_{13} \cdot K_{14}) + K_{15} \quad (31)$$

$$C_{L_{max} LIMPIO} \simeq 1,3 (-)$$

- El coeficiente de sustentación máxima con flaps es:

$$C_{L_{max} FLAPS} \simeq K_{15} + (K_{13} \cdot K_{14}) \cdot ((K_1 \cdot K_2) \cdot C_{L_{max} REF} + (K_3 \cdot K_4 \cdot K_5 \cdot K_6 \cdot K_7 \cdot K_8) \cdot C_{L_{FLAPS} REF}) \quad (32)$$

$$C_{L_{max} FLAPS} \simeq 1,9 (-)$$

Las constantes anteriores se obtienen de los gráficos del procedimiento mencionado anteriormente donde:

- $K_1, K_2, K_3, K_4, K_5, K_7, K_8, K_9, K_{11}, K_{12}, K_{15}, K_{16}, K_{18}, K_{19}, K_{20}$ son constantes
- K_{10} es nula ya que no hay slats.
- K_6 y K_{17} dependen de la deflexión de los flaps.
- K_6 y K_{17} dependen de la deflexión de los flaps.
- K_{13} es función de la velocidad y la altitud.
- K_{14} es función del Mach.

Los resultados obtenidos a partir de los gráficos publicados por la NASA para aviación general son relativamente fiables para aviones similares. Sin embargo, si el tipo de avión estudiado se aleja de la aviación general, como es el caso, los resultados obtenidos pueden ser menos fiables, pero no se alejarán mucho de la realidad.

Una vez obtenido el incremento de sustentación y de resistencia que produce la deflexión máxima de los flaps a 40° y siguiendo los mismos pasos que para representar la Polar del avión en configuración limpia, obtenemos la Polar con los flaps extendidos al máximo.

Se observa que el $C_{L_{max}}$ en configuración limpia es de 1,3 y no tendría sentido extender los flaps al máximo antes de obtener ese coeficiente ya que para un mismo C_L , el coeficiente de resistencia sería mayor que en configuración limpia.

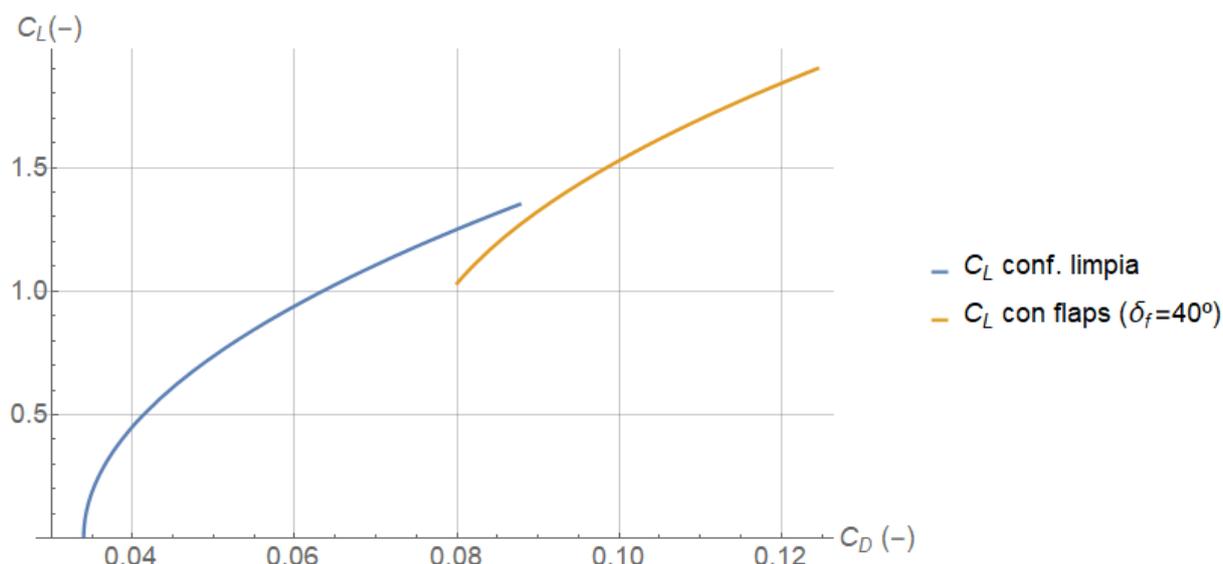


Figura 31: Polar del UAS en configuración limpia y con flaps

Tal y como se ha obtenido en la ecuación 32, con flaps extendidos al máximo se puede llegar hasta un $C_{L_{max}}$ de 1,9. Evidentemente, los flaps no pasan de estar retraídos a estar extendidos al máximo.

Dependiendo de la maniobra o la operación a realizar, la deflexión de los flaps variará. En el despegue, los flaps suelen deflectarse pocos grados para mejorar un poco la sustentación pero no aumentar mucho la resistencia aerodinámica. En los aterrizajes, la deflexión de los flaps suele ser máxima, para obtener la máxima sustentación a la mínima velocidad posible.

Esto se debe a que la velocidad de aterrizaje sobre la pista conviene que sea lo más pequeña posible ya que las ruedas del tren de aterrizaje pasan de estar quietas a girar a mucha velocidad. Además, al reducir la velocidad el impacto es menor.

Se pone punto y final al cálculo de la Polar de la aeronave. Como se ha podido seguir durante la sección, se ha calculado la Polar del UAS para diferentes configuraciones: limpia y con máxima deflexión de flaps. En la próxima sección se abarcará el cálculo de las actuaciones de la aeronave y se definirá su punto de diseño.

4. Actuaciones

En esta sección se analizarán las diferentes actuaciones u operaciones realizadas por la aeronave una vez definida su configuración, MTOW, etc. Se plantearán las ecuaciones de las operaciones de despegue, ascenso, vuelo en crucero y aterrizaje y se elegirá un punto de diseño que cumpla con todas las restricciones.

Esta gráfica se denomina diagrama de actuaciones y permite obtener la potencia necesaria para el despegue con un MTOW conocido, así como la carga alar de la aeronave, que se representa mediante el cociente MTOW vs. superficie alar.

La elección de un parámetro del avión influirá sobre todos los demás, hasta ahora el diseño del UAS se ha basado en aviones semejantes. El diagrama de actuaciones nos permitirá obtener un refinamiento de los parámetros y a su vez, evitar sobredimensionamientos de los elementos, asegurándonos de que sea capaz de cumplir con todas las fases de la operación.

4.1. Despegue

La primera fase de vuelo tras el rodaje por pista es el despegue. En esta subsección se presentará esta maniobra y se realizará un estudio de la influencia de los parámetros de la ecuación 33 sobre esta fase del vuelo.

La distancia de despegue se define como la distancia horizontal desde el inicio de la maniobra hasta que la aeronave alcanza una altura de 11 m (35 ft) sobre el nivel del suelo. Esta distancia puede variar en función de la altitud de despegue, el peso del avión y la temperatura de operación. Para realizar los cálculos se trabajará con la atmósfera ISA.

Suponiendo que el trabajo realizado por la fuerza de empuje durante la distancia de despegue es igual a la energía cinética de la aeronave al final del mismo, se puede llegar a la expresión de la limitación de despegue. Se está suponiendo que se desprecia la fuerza de resistencia aerodinámica.

$$\frac{P_{max}}{MTOW} = k_{TO_{prop}} \cdot \left(\frac{MTOW/S_w}{\sigma \cdot C_{L_{max\ TO}}} \right)^{1,5} \cdot \frac{1}{S_{TO}} \quad (33)$$

Los parámetros de la ecuación se analizan a continuación:

- $k_{TO_{prop}}$ es un parámetro que agrupa una serie de constantes como el coeficiente de rozamiento con la pista (μ), la gravedad (g), la densidad del aire a nivel del mar (ρ_0), el coeficiente que multiplica a V_{stall} para obtener V_2 , etc.

El coeficiente de rozamiento depende de las condiciones de la pista y de parámetros de la aeronave como la presión de las ruedas y el estado de las mismas. Un valor típico para pistas de hormigón o asfalto seco suele ser $\mu = 0,02$ (-). Por otro lado, un valor típico del parámetro k_{TOprop} puede ser:

$$k_{TOprop} = 2,156 \frac{m^4}{kg \cdot s}$$

- $C_{L_{max}TO}$ representa el coeficiente de sustentación máximo en el despegue, se supone una deflexión máxima de los flaps de 20^0 para realizar la maniobra de despegue. Se ha obtenido el coeficiente de sustentación máximo mediante el mismo procedimiento usado en la sección 3.8.3.

$$C_{L_{max}TO} = 1,76 (-)$$

Asimismo, la deflexión de los flaps se podría aumentar si fuera necesario para obtener un coeficiente de sustentación máximo más elevado a pesar de que la misión de diseño no tiene limitada la longitud de la pista. Esto es debido a que algún cliente podría usar el UAS para otro tipo de misiones en el que la longitud de la pista si que fuera un requisito limitante y por lo tanto necesitará despegar con un coeficiente de sustentación mayor.

- S_{TO} es la distancia de despegue. Como la aeronave opera en pistas asfaltadas y en buenas condiciones, con longitudes superiores a 500 metros, se considera que la distancia de despegue para obtener las limitaciones del mismo será de 450 metros. Al disminuir S_{TO} , la limitación de despegue se vuelve más restrictiva, aumentando su pendiente, tal y como se puede observar en la figura 32.
- σ es la ecuación que define la variación de la densidad en función de la altitud. Al disminuir σ la restricción de despegue se vuelve más restrictiva, aumentando su pendiente.

En primer lugar, se representa la limitación de despegue (ecuación 33) para una altitud de 0 m AMSL, variando la distancia de despegue para observar como afecta este parámetro a la ecuación 33.

Al reducir la distancia de despegue, la pendiente de la curva aumenta (figura 32). Esto significa que para un mismo MTOW y una misma superficie alar, la potencia máxima del motor al disminuir la carrera de despegue debe aumentar, como es lógico.

A continuación, se repetirá el mismo procedimiento, pero en este caso variando la altitud del aeropuerto origen y manteniendo constante S_{TO} . Se debe tener en cuenta que el aeropuerto más elevado de España es el aeropuerto de Teruel con una altitud de 1026 metros AMSL. Por lo tanto, se tomarán valores de altitud desde el nivel del mar a 2000

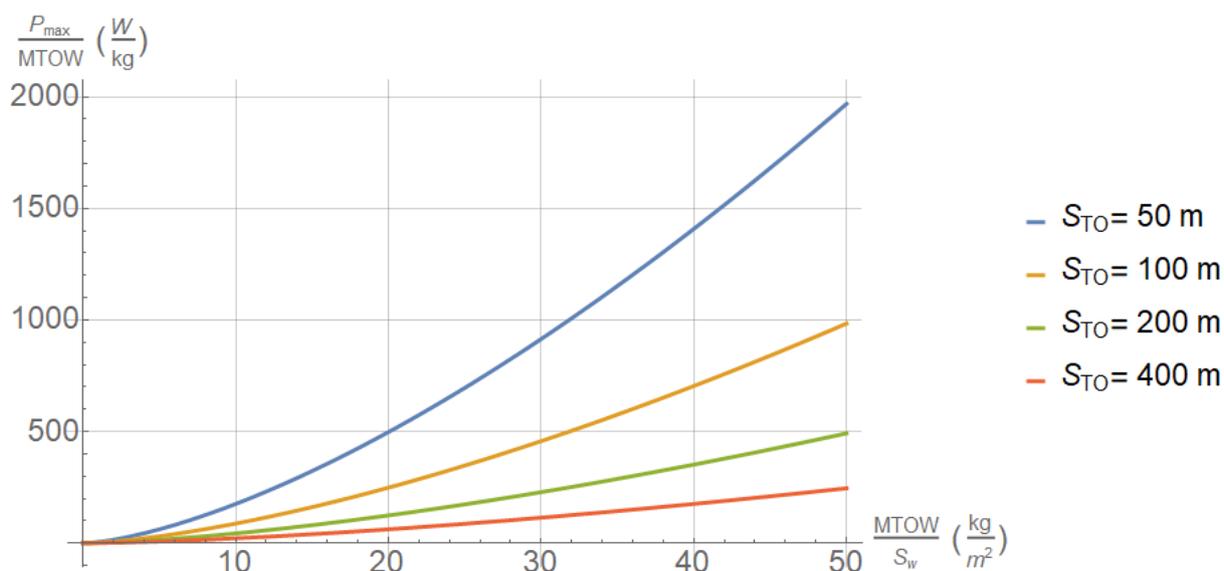


Figura 32: Limitación en despegue a nivel del mar para diferentes S_{TO}

metros. Esta altitud de 2000 metros no representa a ningún aeropuerto español, pero sí a aeródromos franceses como el altipuerto de Courchevel situado a 2008 m AMSL con una pista de 537 metros de longitud.

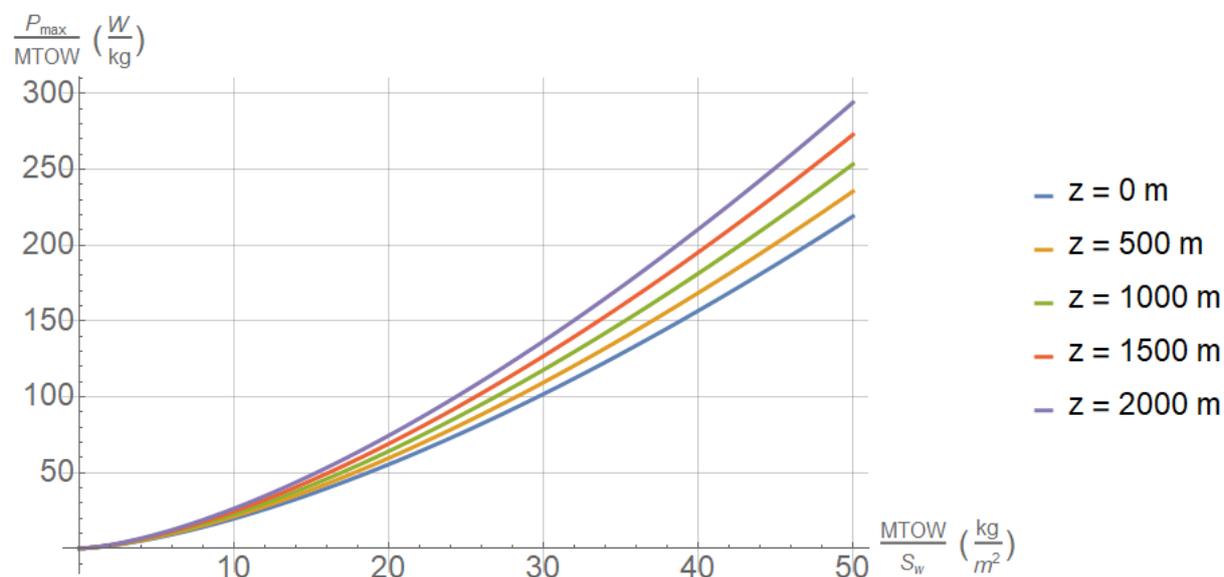


Figura 33: Limitación en despegue, altitud variable

La pendiente de la restricción de despegue de la figura 33 aumenta al hacerlo la altitud de despegue. Para una potencia y un MTOW dados, el avión deberá disminuir su carga alar si quiere despegar en aeropuertos elevados. Esto quiere decir, que su superficie alar aumentará, disminuyendo así la carga de la misma.

4.2. Ascenso

Tras el despegue, la aeronave debe ascender hasta la altitud de crucero. Partiendo de las ecuaciones de mecánica de vuelo que estudian el vuelo de ascenso cuasiestacionario y operando se llega a la ecuación:

$$\frac{P_{max}}{MTOW} = \frac{V_2}{\eta_p} \cdot \left(\frac{P_{max}}{P_{ascenso}} \right) \cdot \left(\frac{C_{D_{ascenso}}}{C_{L_{ascenso}}} + \gamma_{ascenso} \right) \cdot \left(\frac{W_{ascenso}}{W_{TO}} \right) \quad (34)$$

donde:

- El cociente $\left(\frac{P_{max}}{P_{ascenso}} \right)$ tiene un valor unidad debido a que el motor eléctrico mantendrá su potencia constante durante el ascenso. Esto no pasaría si el motor escogido hubiese sido un MCI, al aumentar la altitud, la potencia entregada hubiera disminuido debido al descenso de la densidad del aire.

$$\frac{P_{max}}{P_{ascenso}} = 1 (-)$$

- El valor $\frac{C_{D_{ascenso}}}{C_{L_{ascenso}}}$ representa el inverso de la eficiencia aerodinámica (EA). El ascenso se realiza con el tren fuera, ya que es fijo y no se retrae, y a una velocidad menor que la de crucero. Es de esperar que la EA durante el ascenso sea inferior a la de crucero. Basándonos en valores típicos usaremos un valor de EA = 8 (-).
- $\gamma_{ascenso}$ representa el ángulo de ascenso en radianes, en este caso se impone un valor típico de $\gamma_{ascenso} = 10^\circ = 0,17$ rad.
- $\frac{W_{ascenso}}{W_{TO}}$ es la unidad ya que en las aeronaves con propulsión eléctrica, el peso se mantiene constante en todas las fases del vuelo. Esto se debe a que no consumen gasolina como las aeronaves con MCI y por lo tanto el peso no varía.

$$\frac{W_{ascenso}}{W_{TO}} = 1 (-)$$

- η_p representa la eficiencia propulsiva de la hélice. Depende del régimen de giro, de la velocidad de vuelo y del paso de las palas. Modificando el paso o la velocidad de giro de la hélice, es posible mantener un rendimiento propulsivo alto. Basándose en valores típicos se supone que:

$$\eta_p = 0,8 (-)$$

Como se puede apreciar, la ecuación 34 no depende de la carga alar de la aeronave. Por lo tanto, la limitación será una línea horizontal que subirá o bajará en el diagrama de actuaciones en función de la velocidad o el ángulo de ascenso impuesto, el rendimiento propulsivo de la hélice, la eficiencia aerodinámica, etc.

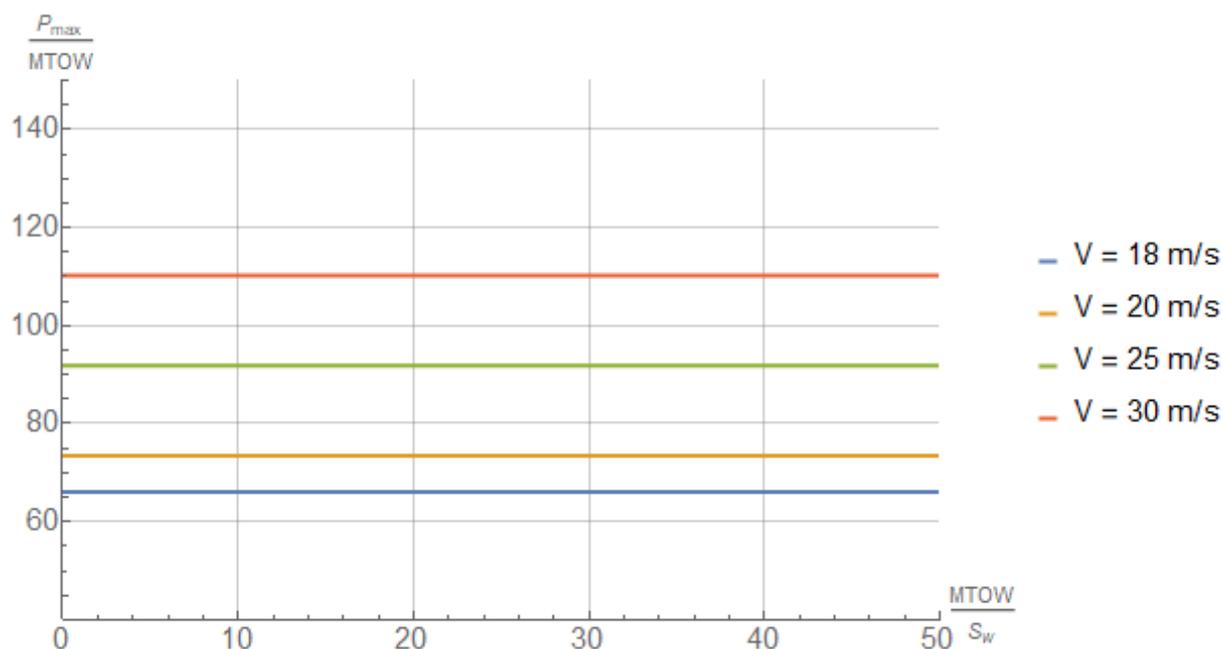


Figura 34: Limitación en ascenso para diferentes velocidades

Para el caso de la figura 34, se observa que al imponer una velocidad de ascenso mayor, la limitación en ascenso se vuelve más restrictiva desplazándose hacia arriba.

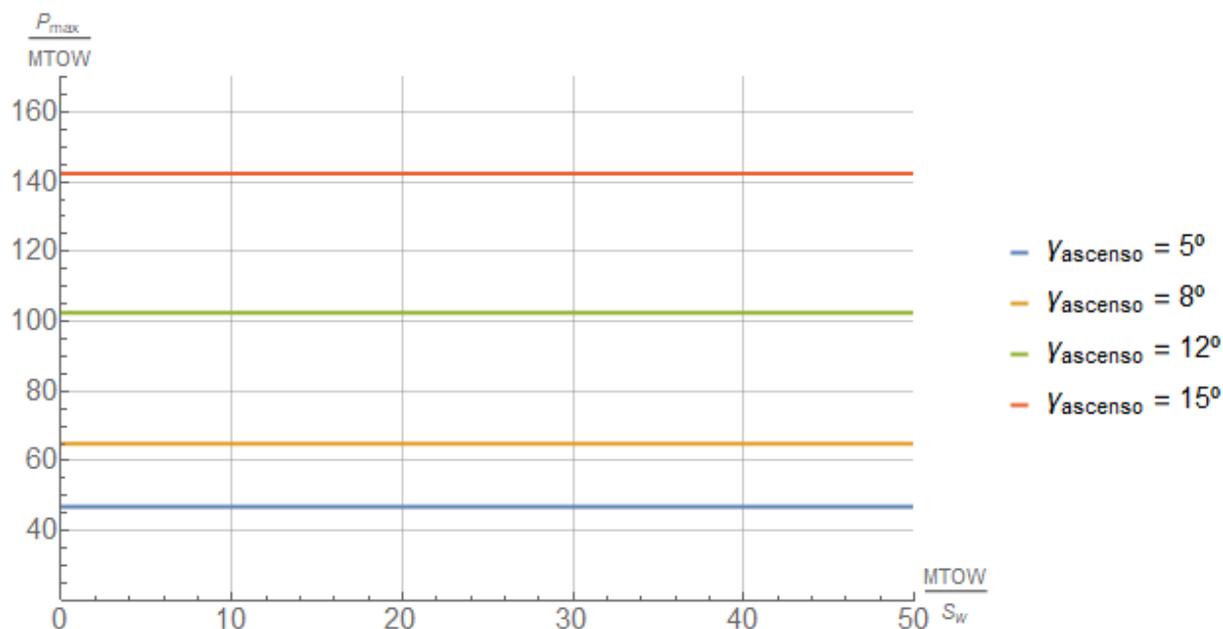


Figura 35: Limitación en ascenso para diferentes ángulos con una velocidad de 20 m/s

En la figura anterior, se presentan las limitaciones de ascenso volando a velocidad constante ($V = 22 \text{ m/s}$) y variando el ángulo de ascenso. Evidentemente, al aumentarlo, el ascenso se vuelve más restrictivo. Por otro lado, a mayor eficiencia aerodinámica durante el ascenso, menor será la potencia requerida. Asimismo, si la eficiencia propulsiva de la hélice disminuye, la potencia requerida aumentará.

En estas secciones se han analizado las fases de despegue y ascenso de la aeronave y se ha visto la influencia que tienen algunos parámetros sobre las limitaciones. En las próximas secciones se abordarán las fases de crucero y aterrizaje.

4.3. Crucero

Gran parte de la duración del vuelo tendrá lugar en la fase de crucero. Durante esta fase, el avión se encuentra en equilibrio de fuerzas. Las fuerzas que actúan sobre el mismo se pueden descomponer en empuje, resistencia, peso y sustentación.

$$\sum_{i=1}^n F_i = 0 \quad (35)$$

Para que el sumatorio de las mismas sea nulo, la resistencia (D) es igual al empuje (T) y el peso (W) es igual a la sustentación (L).

$$L_{cr} = W_{cr} \quad (36)$$

$$T_{cr} = D_{cr} \quad (37)$$

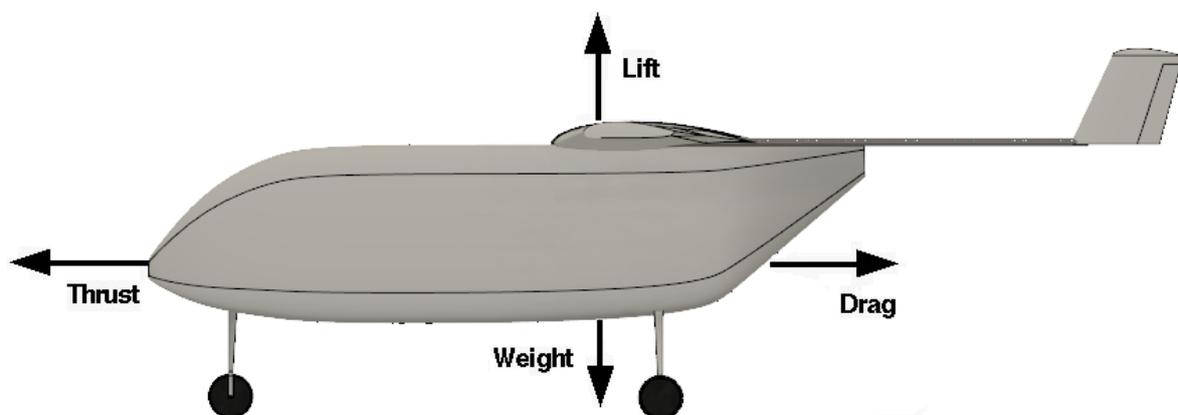


Figura 36: Equilibrio de fuerzas en crucero

El equilibrio de momentos de cabeceo, aunque todavía no se sabe si es posible cumplirlo, se supondrá nulo.

$$\sum_{i=1}^n M_i = 0 \quad (38)$$

Para obtener la ecuación que rige la limitación de crucero se debe desarrollar la expresión 39 y operando con ella se obtiene la ecuación 40, expresión que rige la limitación de esta fase del vuelo.

$$\frac{D \cdot V_{\infty}}{\eta_p} \leq P_{max} \quad (39)$$

$$\frac{P_{max}}{MTOW} = \frac{C_{D_0} \cdot g \cdot \rho \cdot V^3}{2 \cdot g \cdot \eta_p \cdot MTOW / S_w} + \frac{2 \cdot g \cdot K \cdot MTOW / S_w \cdot V}{\eta_p \cdot \rho \cdot V^2} \quad (40)$$

Representando gráficamente la expresión 40 se obtiene la región válida para diseñar la aeronave en crucero. Esta condición suele ser la menos restrictiva. A continuación se presentan una serie de gráficas para ver la dependencia de la ecuación con la velocidad y la altitud de crucero.

En primer lugar, se mantiene constante la velocidad de crucero y se varía la altitud, haciendo que varíe la densidad (figura 37):

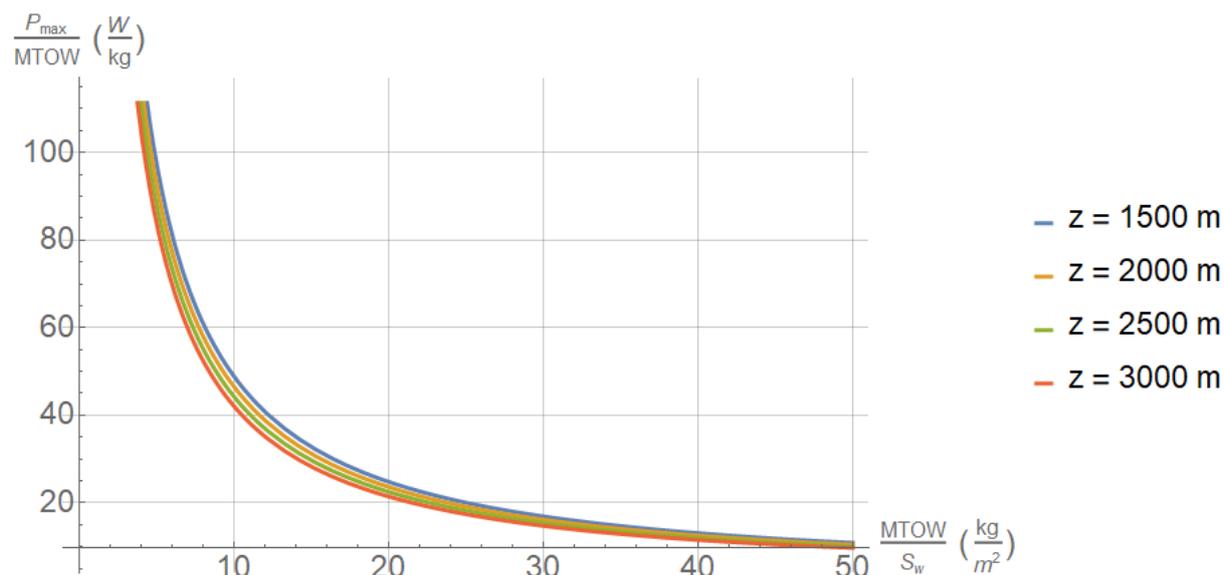


Figura 37: Limitación en crucero, velocidad constante y altitud variable

Se observa que la variación de altitud no afecta prácticamente a la limitación en crucero. Se representará a continuación, la misma limitación pero en este caso, variando la

velocidad y manteniendo la altitud constante.

La altitud de crucero son 2500 metros. Se ha escogido esa cifra basándose en las alturas máximas del terreno donde operará el avión (1500 m) y sumándole una altitud de 1000 metros sobre el nivel del terreno.

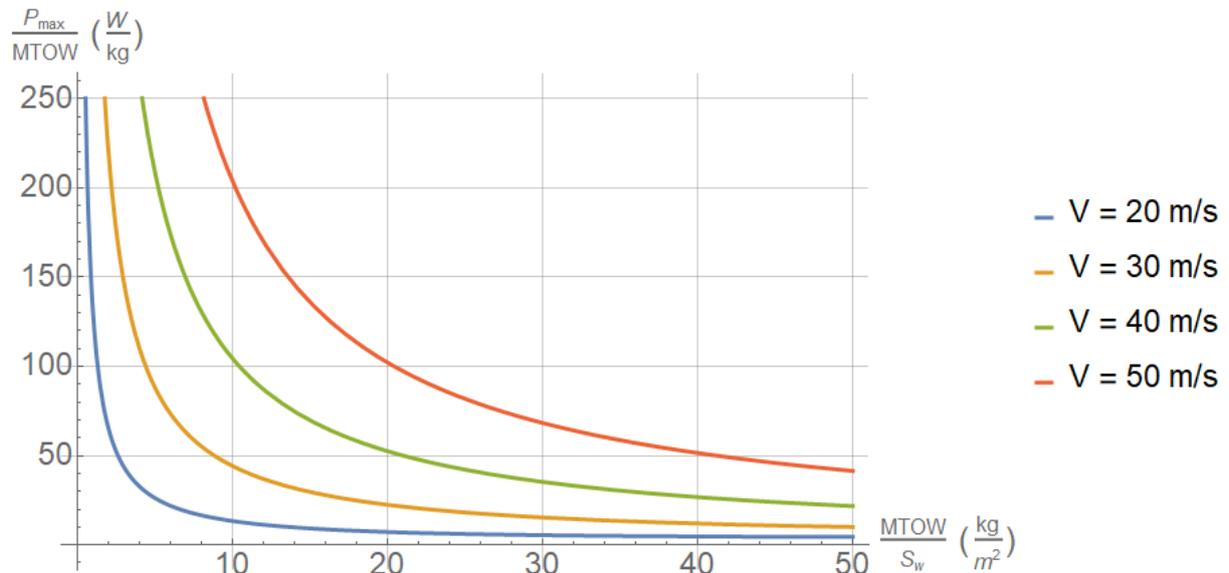


Figura 38: Limitación en crucero, velocidad variable y altitud constante

Se puede observar como al aumentar la velocidad de vuelo, la limitación de crucero se desplaza hacia arriba y hacia la derecha, siendo más restrictiva. Para un peso dado, al aumentar la velocidad se necesita más potencia (figura 38).

En este momento cabe preguntarse cual es la eficiencia aerodinámica máxima de la aeronave y a que velocidad se produce. Esta velocidad se denomina velocidad de máxima eficiencia aerodinámica o velocidad de mínima resistencia aerodinámica y nos permitirá alcanzar la máxima autonomía volando en crucero. Su expresión matemática es:

$$V^* = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho(z) \cdot S_w}} \cdot \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \quad (41)$$

Por lo tanto, para una altitud de crucero de 2500 metros y con los demás parámetros conocidos se obtiene una velocidad de mínima resistencia aerodinámica de aproximadamente 23,2 m/s. Representando gráficamente la limitación de crucero para la velocidad de mínima resistencia y máxima autonomía volando a una altitud de crucero de 2500 m AMSL se obtiene:

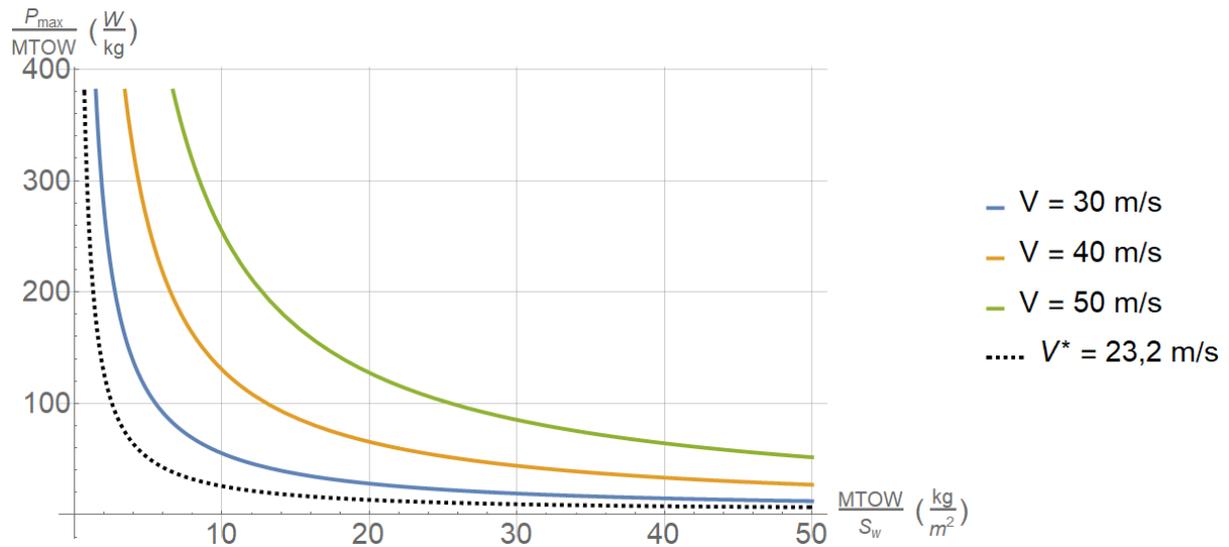


Figura 39: Limitación en crucero, velocidad de mínima resistencia a 2500 m AMSL

Se da por concluida esta sección en la que se ha obtenido la respectiva limitación de la fase de crucero. Seguidamente, se estudiará la última fase del vuelo correspondiente al aterrizaje.

4.4. Aterrizaje

Tras haber realizado la vigilancia, la aeronave vuela de regreso al aeródromo para realizar el aterrizaje. Este se cuantifica como la distancia horizontal necesaria para detener la aeronave por completo desde una altura de 15 m sobre el umbral de la pista. Para obtener la ecuación que define la restricción en esta fase de la misión se puede proceder de la misma forma que en la sección 4.1. En este caso, la energía cinética de la aeronave al inicio de la maniobra debe ser igual al trabajo realizado por la fuerza de frenado durante la distancia recorrida o S_L . Operando se llega a:

$$\frac{MTOW}{S_w} = \left(\frac{W_{TO}}{W_{landing}}\right) \cdot k_L \cdot \sigma \cdot C_{L_{max L}} \cdot S_L \quad (42)$$

Donde:

- k_L agrupa todas las constantes al igual que k_{TO} , en este caso:

$$k_L = \frac{\mu \cdot g \cdot \rho_0}{1,23^2} \quad (43)$$

μ representa el coeficiente de rozamiento con la pista. En el aterrizaje, con los frenos actuando, un valor típico de μ puede ser $\mu = 0,35$ (-).

A su vez, valores típicos de k_L se encuentran entre 2 y 3 N/m^3 . En este caso, sustituyendo los valores en la ecuación 43 se obtiene un valor de:

$$k_L \simeq 2,8 \frac{N}{m^3} \simeq 0,3 \frac{kg}{m^3}$$

- $\frac{W_{TO}}{W_{landing}}$ al igual que en el ascenso y en todas las fases del vuelo, este cociente vale la unidad debido a que no se produce ninguna variación de masa durante el vuelo.
- El coeficiente de sustentación máximo en el aterrizaje es aquel que se obtiene con la máxima deflexión de flaps ($\delta_f = 40^\circ$). Tal y como se ha calculado en la sección 3.8.3, el valor de este coeficiente será:

$$C_{L_{max L}} = 1,9 (-)$$

- La distancia de aterrizaje S_L se supondrá la misma que la de despegue ya que las pistas donde se realizará esta maniobra no poseen una longitud restrictiva, es decir $S_L = 450$ metros.

La restricción o limitación del aterrizaje es independiente de la relación $P_{max}/MTOW$. Por lo tanto, al aumentar la restricción de la distancia de aterrizaje (figura 40), es decir, al reducir la distancia del mismo, la restricción se desplaza hacia la izquierda, haciendo que la carga alar máxima disminuya. Esto conlleva que el ala se sobredimensione, aumentando el peso de la estructura y por ende el MTOW de la aeronave.

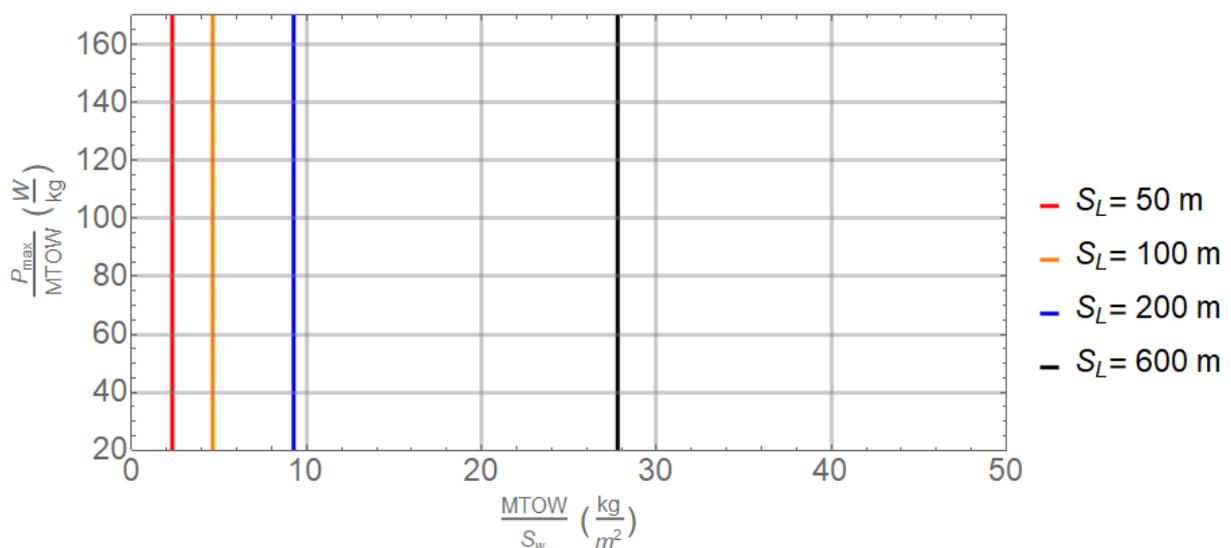


Figura 40: Limitación en aterrizaje, S_L máxima con un $C_{L_{max L}} = 1,9 (-)$

El coeficiente de sustentación máxima en el aterrizaje es un parámetro de diseño dependiendo de la pista disponible para realizar el aterrizaje. En este caso, al operar en aeródromos y aeropuertos con pistas largas y asfaltadas, las distancias de despegue y aterrizaje no presentan ninguna limitación. Del mismo modo, el coeficiente de sustentación máxima también influye en la velocidad de entrada en pérdida o stall en la maniobra de aterrizaje. Conviene que esta velocidad sea lo más baja posible para que la toma de contacto sea suave y la aeronave se mantenga estable y controlada tras el contacto de las ruedas con la pista. Además, cuanto menor sea la velocidad de aterrizaje, menor será la pista necesaria porque el UAS se detendrá antes.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L_{max}}}} \quad (44)$$

Se puede analizar el desplazamiento de la limitación de aterrizaje para diferentes configuraciones de aterrizaje o $C_{L_{max}}$ como por ejemplo en configuración limpia, con 20 grados de deflexión y con deflexión máxima de flaps imponiendo una longitud de aterrizaje de 450 metros.

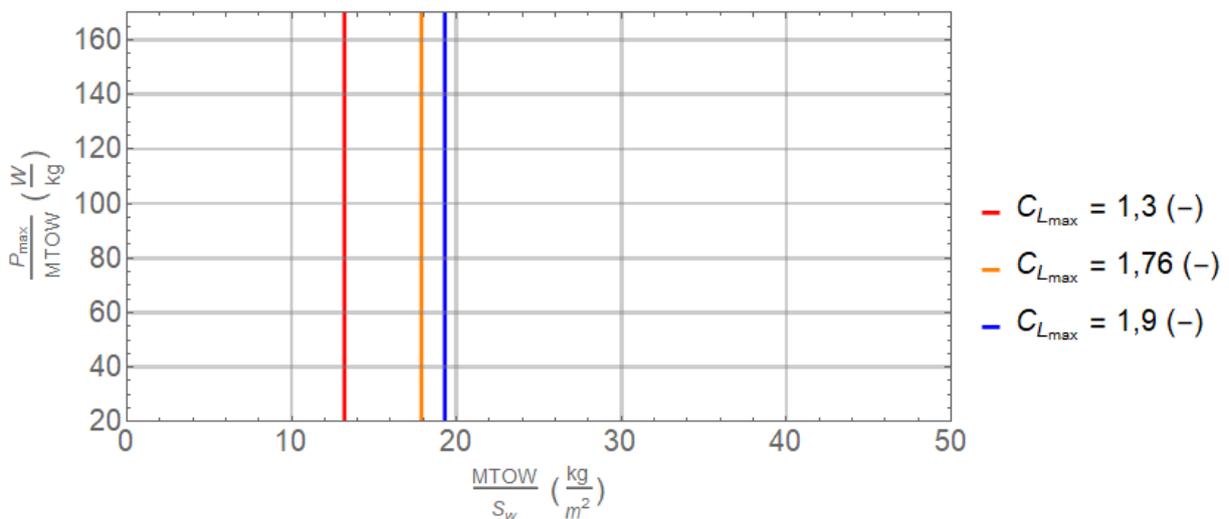


Figura 41: Limitación en aterrizaje, $S_L = 450$ m y $C_{L_{max}}$ variable

Se observa que al disminuir el $C_{L_{max}}$, la carga alar máxima del ala disminuye, desplazándose la restricción de aterrizaje hacia la izquierda. Esto quiere decir que para un coeficiente de sustentación menor, la superficie alar (S_w) debe ser mayor, con el respectivo aumento del peso de la estructura y por ende del MTOW de la aeronave. Por lo tanto, convendrá escoger un valor alto de C_L para mover la restricción hacia la derecha y obtener una carga alar elevada. Cabe destacar que, esta restricción comparada con las de las otras fases representa la máxima carga alar posible, ya que las demás restricciones se encuentran a la izquierda de la misma.

Se da por finalizada la sección y se procede a presentar todas las limitaciones juntas en un mismo diagrama, denominado diagrama de limitaciones, que nos permitirá seleccionar

el punto de diseño de la aeronave y validar si el diseño realizado hasta este momento cumple con los requerimientos de la misión.

4.5. Selección del punto de diseño

Tras analizar las diferentes actuaciones de la misión: despegue, ascenso, crucero y aterrizaje; se representarán gráficamente las diferentes restricciones en el diagrama de limitaciones.

La zona válida para cumplir con las restricciones se encuentra a la derecha de la restricción de aterrizaje, por encima de la de despegue y ascenso y a la izquierda de la de aterrizaje. Se representa a continuación gráficamente.

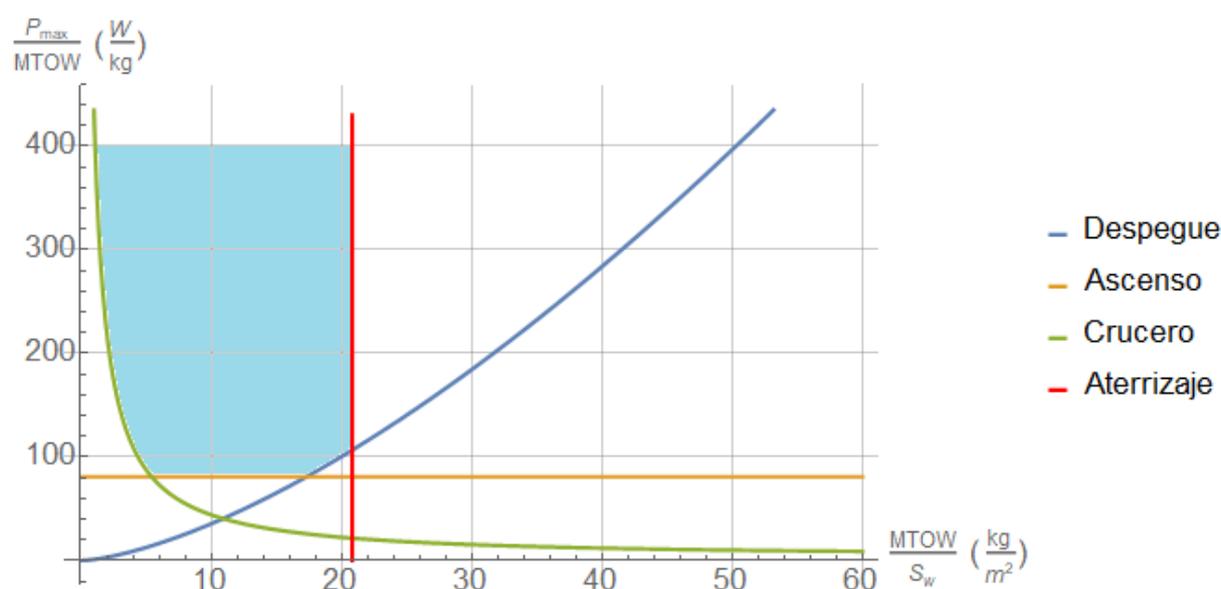


Figura 42: Zona válida del diagrama de limitaciones

El área azul representa el área válida para escoger el punto de diseño. Conviene escoger un punto situado:

- A la derecha para conseguir una carga alar elevada, evitando sobredimensionar el ala y por ende, disminuyendo el peso de la estructura.
- Lo más abajo posible para no sobredimensionar la potencia del motor, un motor más potente conlleva mayor peso, mayor consumo, etc.

Los parámetros escogidos para realizar el diseño de la aeronave se van a basar en la misión con las condiciones más estrictas, es decir, volando a una altitud elevada y realizando el despegue y el aterrizaje en un aeropuerto elevado. Los datos seleccionados son los siguientes:

Parámetro	Dimensión
Elevación del aeródromo	1500 m
S_{TO}	450 m
$C_{L_{TO}}$	1,76 (-)
$\gamma_{ascenso}$	10°
Velocidad de ascenso	22 m/s
Altitud de crucero	2500 m
Velocidad de crucero	V^*
S_L	450 m
$C_{L_{max}}$	1,9 (-)

Tabla 12: Parámetros actuaciones

El diagrama de limitaciones usando los datos de la tabla 12 quedará así:

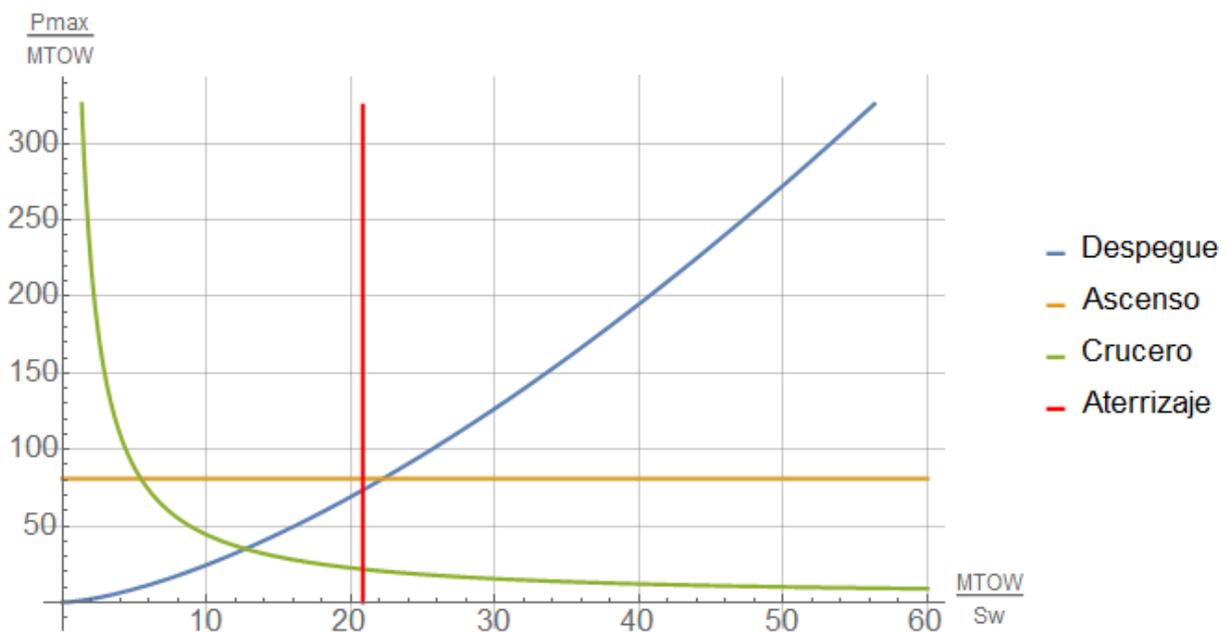


Figura 43: Diagrama de limitaciones operando con los parámetros de la tabla 12

Como se puede apreciar en este caso, el ascenso y el aterrizaje representan la limitación en cuanto a la potencia máxima del motor y la carga alar máxima respectivamente.

Diseñar un motor que tuviera la potencia máxima requerida sería un proceso costoso en tiempo y en dinero. En consecuencia, se realizará un estudio de mercado de los diferentes motores cercanos a la potencia requerida y se escogerá el más adecuado.

En este caso, tras analizar diferentes empresas de motores eléctricos, se decide escoger la empresa KDE Direct, líder mundial en fabricación y diseño de sistemas multi-rotor y mono-rotor para UAS. El motor que mejor se adapta a nuestros requisitos es el KDE500XF-925-G3 con una potencia de 1295 W. Los datos del mismo se presentan a continuación:

Parámetro	Valor
Peso	175 g
P_{max} en continuo	1295 W
P_{max} de pico	1845 W
Dimensiones	ϕ 41 x 37.5 mm

Tabla 13: Especificaciones del motor eléctrico

Conocida la potencia máxima (P_{max}) que entrega el motor y el MTOW de la aeronave, se puede calcular y representar el cociente como una línea horizontal en el diagrama de limitaciones.

$$\frac{P_{max}}{MTOW} = 115,62 \frac{W}{kg} \quad (45)$$

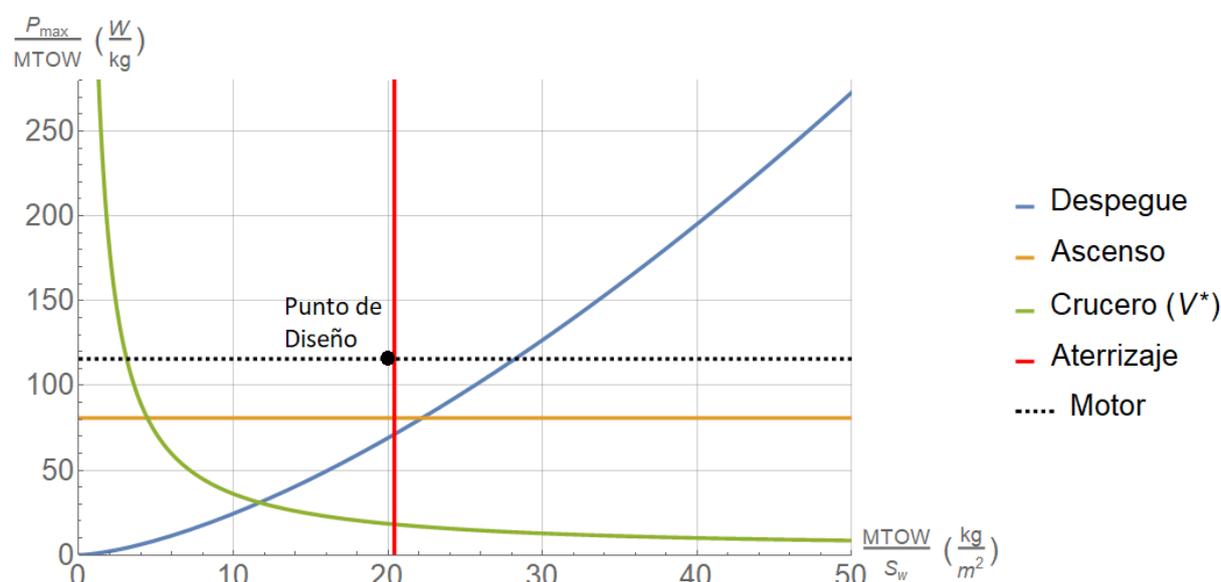


Figura 44: Diagrama de limitaciones: elección del punto de diseño

Conocido el punto de diseño, se puede obtener la superficie alar requerida despejando de la ecuación 46.

$$\frac{MTOW}{S_w} = 20 \quad (46)$$

Obteniendo un valor de $S_w = 0,56 \text{ m}^2$, el cuál no se corresponde con la superficie alar actual del UAS de $0,4 \text{ m}^2$. Por lo tanto, habrá que realizar una iteración modificando la superficie alar y recalculando los diferentes parámetros como la geometría del ala, el coeficiente de resistencia, el diagrama de actuaciones... y ver de nuevo si cumple con las restricciones.

4.6. Proceso iterativo del punto de diseño

En esta subsección se rediseñará la superficie alar del UAS para conseguir la nueva superficie de $S_w = 0,56 \text{ m}^2$ obtenida mediante el diagrama de limitaciones en la ecuación 46 de la sección anterior. La variación de los parámetros geométricos del ala afectará a la resistencia aerodinámica del UAS y por lo tanto habrá que recalcular el nuevo C_{D_0} , así como la nueva Polar y todos los parámetros relacionados.

En este caso y tras realizar un análisis de como varía el MTOW al variar la superficie alar, se considerará que el MTOW se mantiene constante. Esto se debe a que no se puede encontrar una correlación entre S_w y MTOW en aviones semejantes. Se intenta encontrar una relación entre b_w y MTOW pero tampoco se consigue debido a la variabilidad de los datos.

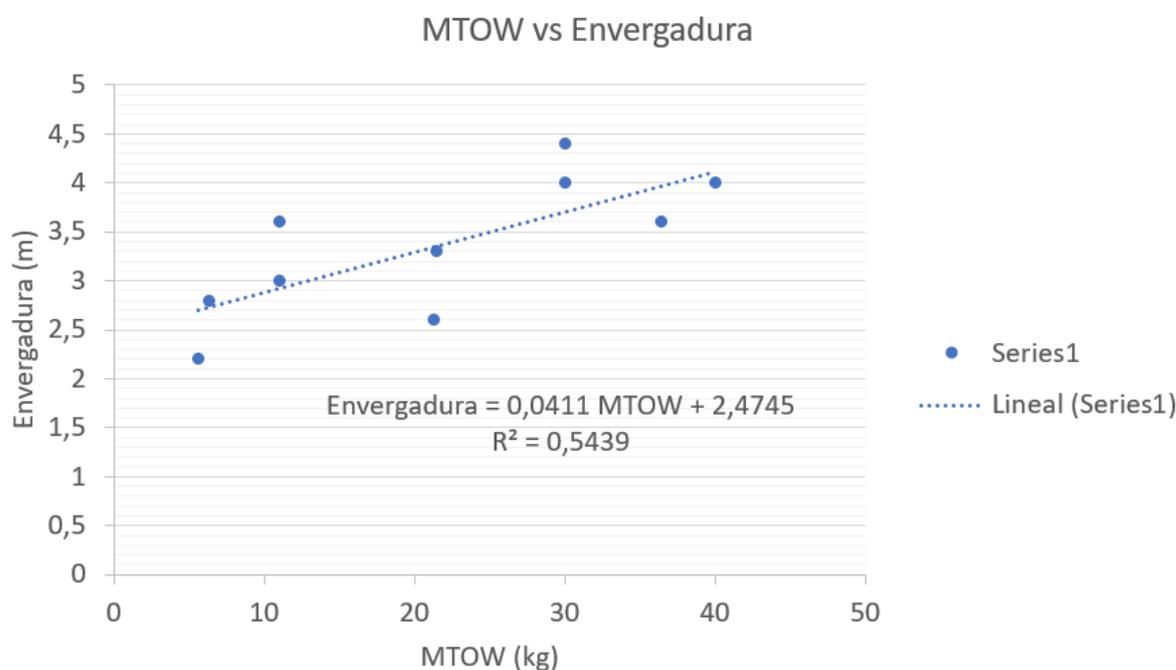


Figura 45: Correlación entre MTOW y envergadura

Como se puede observar, para un mismo MTOW, existen varias envergaduras y por lo tanto, ningún tipo de correlación (exponencial, lineal, logarítmica, polinómica, potencial, etc) consigue un R^2 mayor a 0,56.

También se han analizado otras posibles soluciones como dividir el MTOW en:

$$MTOW = MTOW_{sin\ ala} + M_{ala} \quad (47)$$

Siendo la masa del ala (M_{ala}) proporcional a la superficie de la misma. No se ha podido encontrar una constante adecuada debido a los diferentes métodos de fabricación de las alas y por lo tanto se ha descartado el uso de esta solución.

En definitiva, tal y como se ha comentado anteriormente, el MTOW se mantendrá constante en esta iteración siendo este $MTOW = 11,2$ kg.

Al aumentar la superficie alar, los parámetros geométricos del ala variarán. A continuación se presenta una tabla resumen con las nuevas dimensiones del ala. La flecha en $c/4$ se mantiene con un valor de 0° .

Parámetro	Dimensión
c_{root}	0,3 m
c_{tip}	0,1 m
c_w	0,2167 m
b_w	2,8 m
S_w	0,56 m^2
Λ_{LE}	2°
$\Lambda_{c/4}$	0°
Λ_{TE}	$-6,1^\circ$
AR_w	15,3 (-)

Tabla 14: Parámetros geométricos del ala principal tras la primera iteración

Parámetro	Dimensión
t/c	0,138 (-)
C_f	0,0053 (-)
L	2,00003 (-)
R_{LS}	1,081 (-)

Tabla 15: Parámetros adimensionales usados para obtener el C_{D_0} del ala

En el cálculo del C_{D_0} del avión se debe tener en cuenta que al aumentar S_w los respectivos cocientes entre las superficies mojadas de cada componente y la superficie alar (ecuación 48) disminuirán al ser S_w mayor.

$$\frac{S_{wet_i}}{S_w} \quad (48)$$

Por lo tanto, es de esperar que en los resultados que se presentan a continuación, el C_{D_0} de alguno de los componentes sea menor que el obtenido para el UAS con $S_w = 0,4$ m^2 , cuyos valores están presentados en la tabla 10 de este trabajo. La reducción en el C_{D_0} se presenta mediante la variable ΔC_{D_0} .

Una vez se ha estimado el nuevo C_{D_0} , se procede a calcular el coeficiente de resistencia inducida y a continuación, siguiendo el mismo procedimiento que en la sección 3.8, se representará gráficamente la Polar del nuevo UAS.

Elemento	C_{D_0}	% del Total	ΔC_{D_0}
Ala	0,0151	53,84	-0,0006
Estabilizador Horizontal	0,001	3,72	-0,0005
Estabilizador Vertical	0,0006	1,99	-0,0002
Fuselaje	0,0049	17,45	-0,002
Gimbal	0,005	17,97	-0,0021
Barillas	0,0003	1,22	-0,0002
Tren	0,0011	3,81	-0,0004
Total	0,028	100	-0,006

Tabla 16: C_{D_0} tras la primera iteración

El coeficiente de resistencia inducida variará respecto al inicial debido a que el alargamiento alar a cambiado y el coeficiente de Oswald también, se puede apreciar en la tabla 17 los resultados obtenidos tras la primera iteración del diseño.

Parámetro	Diseño inicial	Primera iteración	Incremento (Δ)
AR_w (-)	13,3	15,3	2
e_{oswald} (-)	0,81	0,79	-0,01
K (-)	0,0295	0,0264	-0,0031

Tabla 17: Constante de resistencia inducida tras la iteración

Como se puede observar, aunque el coeficiente de Oswald disminuye, el alargamiento alar aumenta y por lo tanto, el coeficiente de resistencia inducida es menor para el nuevo UAS. Cabe destacar que, al igual que en el diseño inicial, el coeficiente de Oswald se ha obtenido mediante la media de los resultados de 2 procedimientos distintos. El primero extraído del libro “Fundamentals of Airplane Flight Mechanics” [9] y el segundo del “USAF DATCOM” [5].

$$e_{oswald} = (1 - 0,045 \cdot AR_w^{0,68}) \cdot (1 - 0,227 \cdot \Lambda_{c/4w}^{1,615}) = 0,71 (-) \quad (49)$$

$$e_{oswald} = \frac{1,1 \cdot C_{L\alpha}}{R \cdot C_{L\alpha} + \pi \cdot (1 - R) \cdot AR_w} = 0,87 (-) \quad (50)$$

Se procede a presentar la Polar en configuración limpia y la eficiencia aerodinámica vs. el coeficiente de sustentación de la aeronave inicial frente a la obtenida tras el proceso de iteración. También se presentará el nuevo diagrama de limitaciones obtenido tras la iteración, donde se supone que se mantienen los coeficientes de sustentación del despegue y el aterrizaje del diseño inicial, mientras que el coeficiente de sustentación máximo en

configuración limpia ha variado de 1,3 (-) a 1,16 (-) como se puede apreciar en la figura 46.

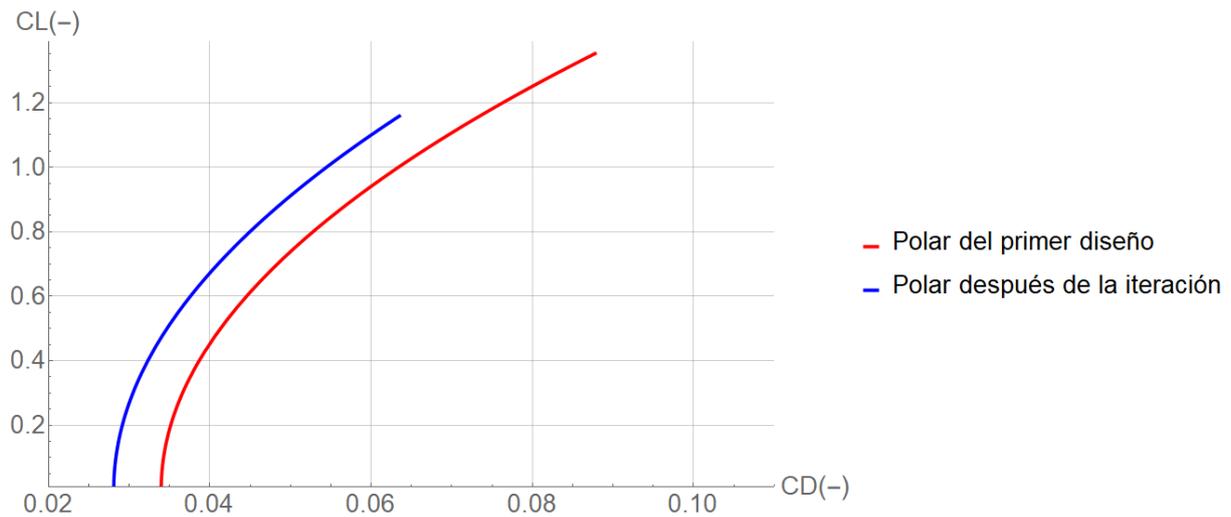


Figura 46: Polar de la aeronave tras la primera iteración

Al disminuir el coeficiente de resistencia inducida la Polar se ha desplazado hacia la izquierda. La constante de resistencia inducida (K) también ha disminuido pero su efecto sobre el término $K \cdot C_L^2$ no se aprecia en la figura anterior.

Como se podía esperar, la eficiencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación también ha sufrido variaciones, aumentando su pendiente y por ende la eficiencia aerodinámica máxima de la aeronave.

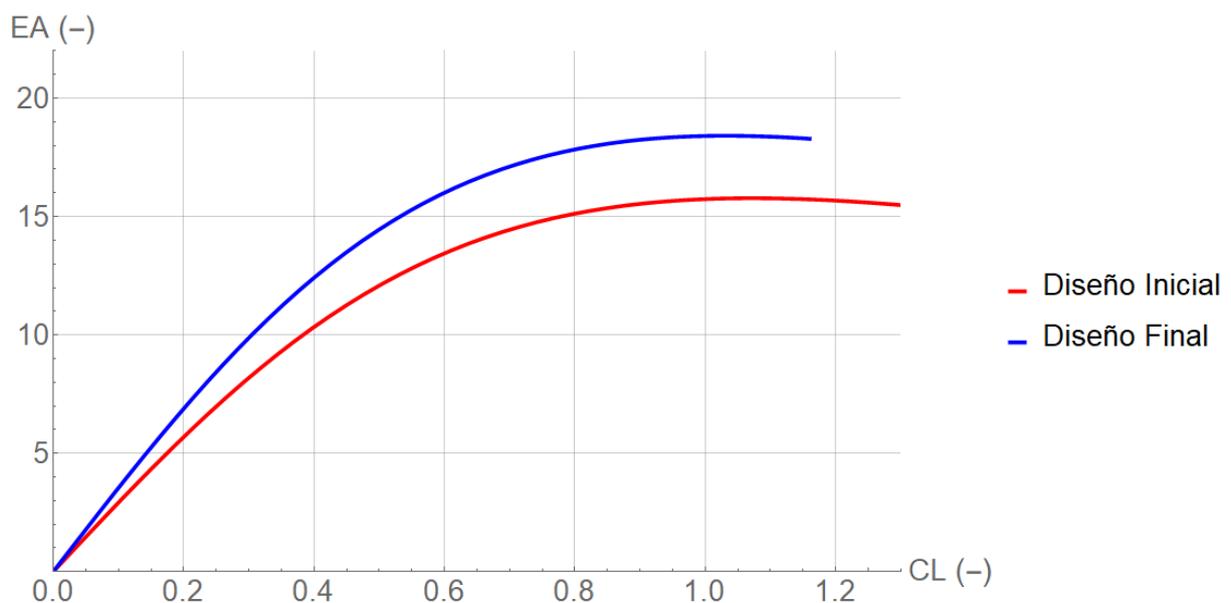


Figura 47: Comparación de la Eficiencia Aerodinámica vs. el Coeficiente de Sustentación

Se aprecia que la eficiencia aerodinámica máxima del diseño final tras el proceso ite-

rativo es mayor que la del diseño inicial. Asimismo, este valor se logra para un coeficiente de sustentación (C_L^*) levemente inferior.

La expresión del coeficiente de sustentación de máxima eficiencia aerodinámica es:

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (51)$$

Los resultados numéricos de la eficiencia aerodinámica máxima y el coeficiente de sustentación para el que se logra EA_{max} se presentan a continuación:

Diseño	EA_{max}	C_L^*
Inicial	15,8	1,07
Final	18,4	1,03

Tabla 18: Diferencias en la EA_{max} de la aeronave

Otra opción es representar la eficiencia aerodinámica de la aeronave en función de la velocidad para diferentes altitudes. Esta información es muy útil ya que dependiendo de la altitud de vuelo se podrá escoger una velocidad que maximice la eficiencia aerodinámica y por ende, la autonomía de vuelo.

La eficiencia aerodinámica para vuelo en fase de crucero se puede expresar como:

$$EA = \frac{C_L}{C_D} = \frac{L}{D} = \frac{MTOW \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot C_{D0} \cdot \rho(z) \cdot Sw \cdot V^2 + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho(z) \cdot Sw \cdot V^2}} \quad (52)$$

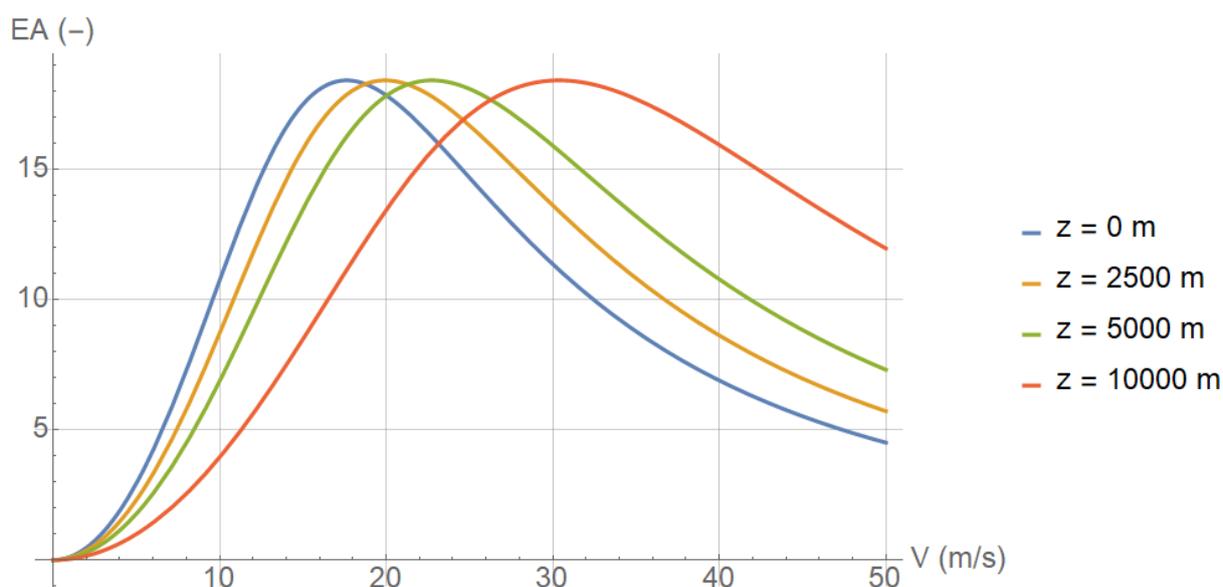


Figura 48: Curva de eficiencia frente a velocidad a varias altitudes de vuelo

En conclusión, al aumentar la altitud de vuelo, la curva de eficiencia aerodinámica se desplaza hacia la derecha. Este desplazamiento conlleva aumentar la velocidad de la aeronave para volar en condiciones de máxima eficiencia y por lo tanto máxima autonomía.

En la sección 4.7 referente al dominio de vuelo se analizará con mayor profundidad el parámetro de máxima eficiencia aerodinámica. Al fin y al cabo, el objetivo es volar con la denominada velocidad de mínima resistencia si se quiere maximizar la autonomía de la misión.

Se da por finalizado el estudio de la Polar y de la eficiencia aerodinámica y se procede a presentar, como se ha explicado previamente, el nuevo diagrama de limitaciones obtenido tras la iteración suponiendo que los coeficientes de sustentación del despegue y el aterrizaje son los mismos que los del diseño inicial.

$$C_{L_{max\ TO}} = 1,76 (-)$$

$$C_{L_{max\ L}} = 1,9 (-)$$

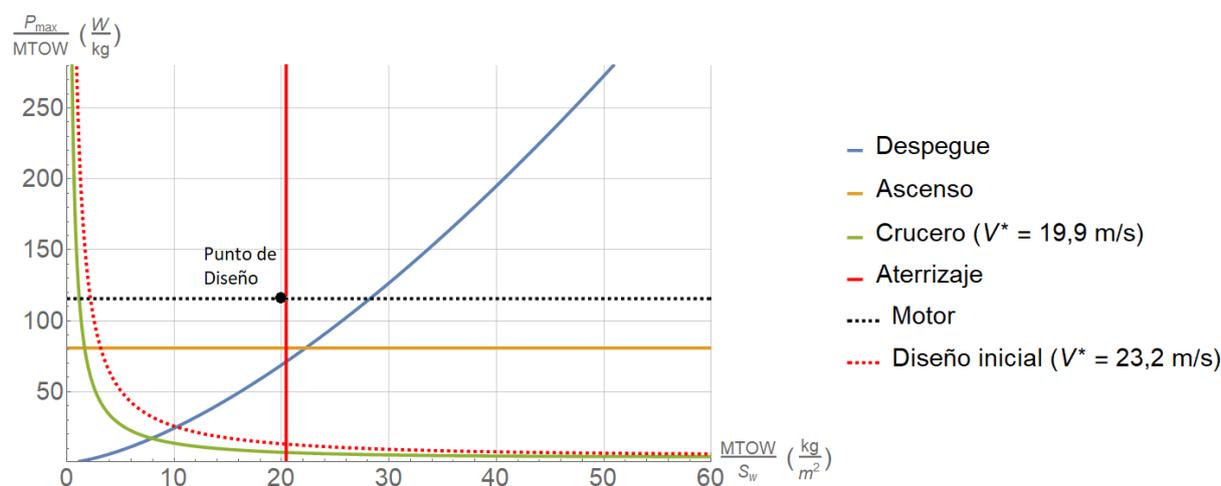


Figura 49: Diagrama de limitaciones tras la primera iteración

Al mantener los coeficientes de sustentación del despegue y el aterrizaje constantes, las nuevas limitaciones de estas fases del vuelo no varían. La limitación del ascenso tampoco varía ya que los parámetros son los mismos que los usados en la sección 4.2.

La única limitación que varía es la de crucero dado que ha variado el C_{D_0} y el coeficiente de resistencia inducida y por lo tanto también ha variado la velocidad de mínima resistencia aerodinámica de 23,2 m/s en el diseño inicial a 19,9 m/s tras la iteración de la aeronave. Como se ha comentado anteriormente, esta velocidad supone volar con máxima eficiencia aerodinámica, maximizando la autonomía del vuelo.

Esta limitación no afecta al punto de diseño ya que se encuentra a la izquierda del mismo y como se ha comentado anteriormente el punto de diseño que se busca está situado

lo más a la derecha y lo más abajo posible dentro del diagrama de limitaciones.

Del punto de diseño, se extrae la superficie alar necesaria para un MTOW de 11,2 kg. Esta coincide con la superficie actual del UAS y por lo tanto, se da por finalizado el proceso iterativo. La tabla resumen presenta los principales parámetros del UAS obtenido.

Parámetro	Dimensión
Carga de Pago	2,2 kg
MTOW	11,2 kg
Envergadura (b_w)	2,8 m
Superficie Alar (S_w)	0,56 m^2
$C_{L_{max}}$ (flaps 40°)	1,9 (-)
AR_w	15,3 (-)
$C_{D_0 Total}$	0,028 (-)

Tabla 19: Especificaciones del UAS

Se puede dar por concluido el análisis de las actuaciones de la aeronave. A lo largo de esta sección se ha estudiado con detenimiento las actuaciones de despegue, ascenso, crucero y aterrizaje. El conocimiento de las mismas ha permitido elaborar el diagrama de limitaciones de la aeronave y validar el diseño que se había hecho hasta ese momento basándose en aeronaves semejantes. Tras la validación, se ha visto necesario aumentar la superficie alar del UAS para cumplir con la restricción de aterrizaje. Un proceso iterativo ha permitido rediseñar la aeronave y obtener la nueva superficie alar, así como los nuevos valores del coeficiente de resistencia total del avión y su nueva Polar.

Cabe destacar que en otro tipo de aviones o incluso en la aeronave que se ha diseñado existen otros tipos de limitaciones que se pueden añadir al diagrama como la limitación de velocidad de entrada en pérdida, otras limitaciones de ascenso como una pendiente mínima del mismo, pendientes mínimas en la maniobra de frustrada de aterrizaje y limitaciones por maniobrabilidad (típico de aviones acrobáticos y militares). En este caso se ha considerado que para esta misión las limitaciones impuestas de despegue, ascenso, crucero y aterrizaje son suficientes.

En la siguiente sección se trabajará con el dominio de vuelo del UAS, separando las restricciones propulsivas de las aerodinámicas y obteniendo el techo de vuelo de la aeronave. A su vez, se representarán las velocidades de entrada en pérdida y de mínima resistencia aerodinámica y se verá su variación con la altitud de vuelo.

4.7. Dominio de vuelo

Tal y como se ha comentado anteriormente, el objetivo de esta sección será el análisis del dominio de vuelo de la aeronave diseñada, tanto a nivel de prestaciones propulsivas como aerodinámicas. Se utilizarán las ecuaciones de mecánica de vuelo para el vuelo horizontal en un plano vertical para obtener el dominio o envolvente de vuelo de la aeronave.

Se define el dominio de vuelo como la zona límite en la que puede mantenerse un vuelo horizontal nivelado con:

$$L = W \quad (53)$$

Existen limitaciones propulsivas, dadas por el máximo empuje disponible, este se consigue para la potencia máxima que da el motor de 1295 W. Usando la igualdad de $T = D$, se alcanza la ecuación 54.

$$T(V, z) = \frac{1}{2} \cdot \rho(z) \cdot S_w \cdot V^2 \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho(z) \cdot S_w \cdot V^2} \quad (54)$$

donde:

$$T(V, z) = \frac{(9 \cdot C + \sqrt{3} \cdot \sqrt{4 \cdot B^3 + 27 \cdot C^2})^{1/3}}{2^{1/3} \cdot 3^{2/3}} - \frac{B \cdot \left(\frac{2}{3}\right)^{1/3}}{(9 \cdot C + \sqrt{3} \cdot \sqrt{4 \cdot B^3 + 27 \cdot C^2})^{1/3}} \quad (55)$$

con:

$$B = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot W_0 \cdot \eta_p \cdot V_0 \quad (56)$$

$$C = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot (W_0 \cdot \eta_p)^2 \quad (57)$$

Representando gráficamente la ecuación anterior se obtiene el dominio de vuelo para limitaciones propulsivas. Este alcanza un techo de vuelo elevado, esta cifra se debe al tipo de propulsión que usa el aparato. Tal y como se discutió en la sección 3.5 referente a la planta propulsora, los motores eléctricos no se ven afectados por la variación de la altitud, es decir, por la variación de la densidad del aire.

El resultado obtenido en la figura 50 es extremadamente optimista con el techo de vuelo y la velocidad, llegando a alcanzar valores muy elevados. Esto se debe a que la potencia máxima de 1295 W del motor no es necesaria para la fase de crucero, siendo los valores típicos de potencia durante esta fase, entre un 30 % y un 50 % de la potencia máxima.

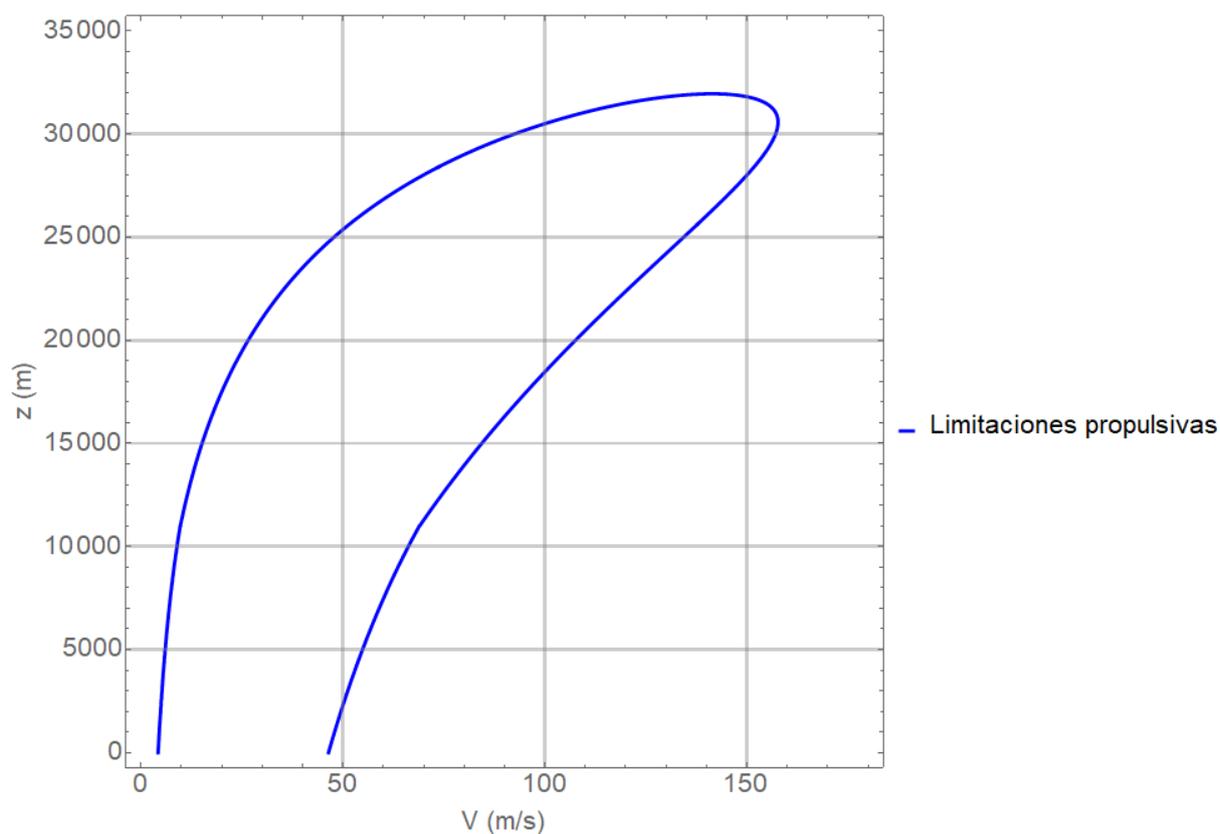


Figura 50: Dominio de vuelo por limitaciones propulsivas con potencia máxima

Usando el diagrama de la limitación en crucero se observa con una superficie alar de $0,56 \text{ m}^2$ y un MTOW de $11,2 \text{ kg}$ la potencia necesaria para volar con máxima eficiencia aerodinámica a una altitud de 2500 m AMSL es bastante inferior a la potencia máxima del motor. Se ha decidido representar, en la figura 51, la limitación de crucero con diferentes potencias de motor.

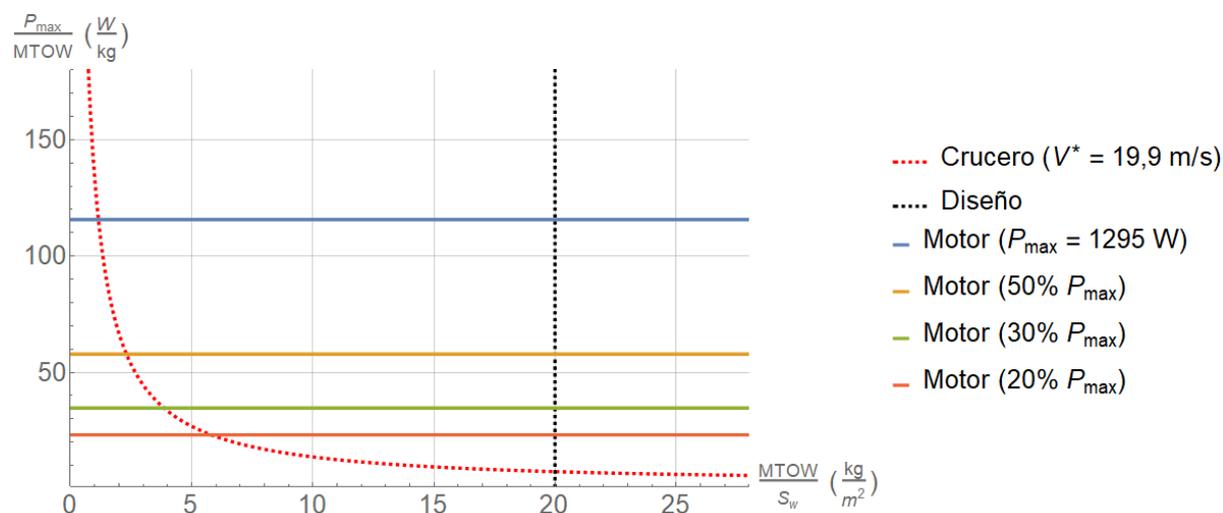


Figura 51: Limitación de crucero volando con diferentes potencias

En este caso, la intersección entre la línea azul y la línea negra a rayas representa el punto de diseño escogido en secciones anteriores. Se aprecia que para una potencia de motor equivalente al 20 % de la potencia máxima, la aeronave cumple con la limitación de crucero volando con máxima eficiencia aerodinámica a una altitud de 2500 metros.

Se ha decidido representar el dominio de vuelo (figura 52) para diferentes potencias inferiores a la máxima del motor para obtener resultados más coherentes que el obtenido en la figura 53.

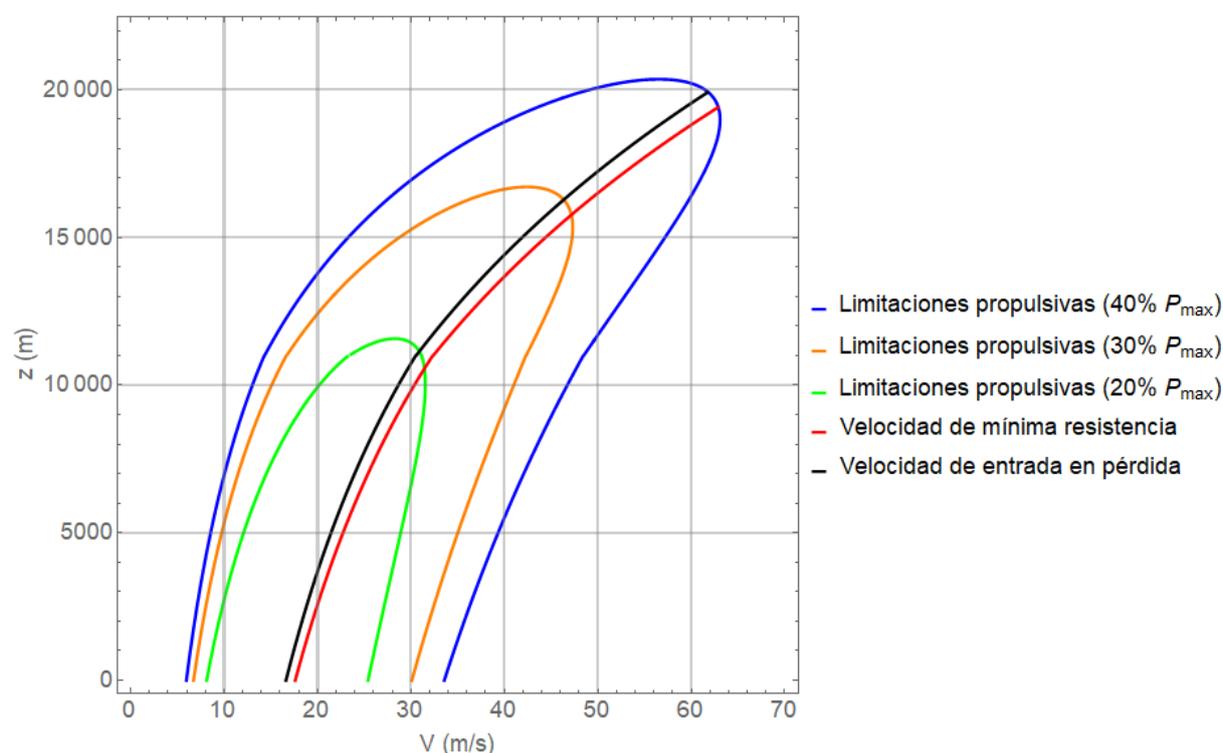


Figura 52: Dominio de vuelo para potencias inferiores a la máxima

Hay que destacar que normalmente el techo de vuelo se calcula a partir de la ecuación que define el dominio de vuelo, con la condición de que la solución matemática para la velocidad no sea doble sino única.

En este caso, ese techo de vuelo hipotético es inalcanzable debido a las limitaciones aerodinámicas, es decir, el motor proporciona empuje necesario para igualar a la resistencia pero el ala no produce suficiente sustentación para igualar al peso de la aeronave.

Como se ha mencionado, existen limitaciones aerodinámicas relacionadas con el coeficiente de sustentación máximo. Esta limitación se obtiene graficando la ecuación 44 de la velocidad de entrada en pérdida donde la densidad dependerá de la altitud de vuelo y por ende V_{stall} será función de la altitud, la configuración de la aeronave y del MTOW de la misma.

A su vez, se introduce el concepto de velocidad de mínima resistencia aerodinámica (V^*) o máxima eficiencia aerodinámica. Esta representa una velocidad de vuelo para la cuál la resistencia aerodinámica es la mínima posible cumpliendo la condición de vuelo estacionario equilibrado horizontal. Su expresión matemática se obtiene derivando la resistencia aerodinámica respecto a la velocidad e igualando a cero el resultado para encontrar el mínimo:

$$V^* = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho(z) \cdot S_w}} \cdot \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} \quad (58)$$

Se observa que la expresión depende del peso de la aeronave, la altitud de vuelo, la constante de resistencia inducida y el coeficiente de resistencia parásita. En este caso, al ser el MTOW constante, la velocidad de mínima resistencia aerodinámica solo variará con la altitud para un valor de K y C_{D_0} dados.

La envolvente de vuelo con el motor a máxima potencia y en configuración limpia junto con la velocidad de entrada en pérdida y la de mínima resistencia aerodinámica se presentan a continuación:

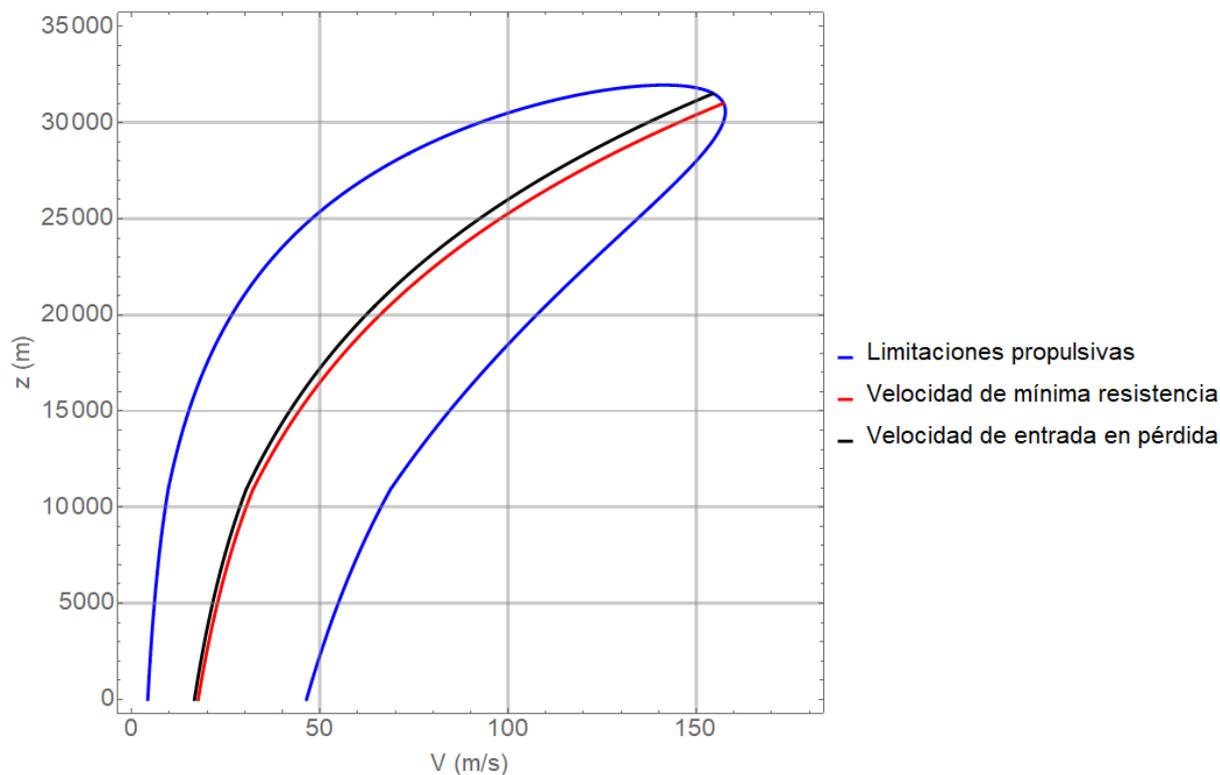


Figura 53: Dominio de vuelo en configuración limpia y máxima potencia

En definitiva, el dominio de vuelo que se ha obtenido en esta sección es muy optimista y seguramente el techo de vuelo real de la aeronave no llegaría a la altitud de la figura

53. Sin embargo, la altitud máxima de la aeronave durante la misión será de 2500 metros AMSL y por lo tanto, lo que suceda a mayor altitud no afecta al diseño.

El optimismo de los resultados puede deberse a que no se han tenido en cuenta las variaciones que sufren el coeficiente de sustentación máximo y el coeficiente de resistencia parásita debido a la disminución del número de Reynolds, así como la disminución del rendimiento propulsivo al aumentar la altitud. Sin embargo, para las altitudes de vuelo a las que volará la aeronave, estos parámetros se pueden considerar prácticamente constantes sin cometer un error elevado.

Se pone punto y final a esta sección donde el conocimiento del dominio de vuelo de la aeronave ha permitido encontrar el rango de velocidades en los que puede operar la aeronave en función de la altitud.

Las siguientes secciones tratarán de obtener la autonomía y el alcance del UAS y validar estos resultados con los requisitos definidos en la sección 2.

4.8. Autonomía

El conocimiento de la autonomía de vuelo de una aeronave es muy importante cuando se trata de misiones de vigilancia y reconocimiento. Esta sección obtendrá la autonomía del UAS diseñado y validará que cumple con los requisitos de la misión.

Tal y como se ha comentado anteriormente, en misiones de vigilancia y reconocimiento es interesante mantenerse el mayor tiempo posible volando, esto supone encontrar una velocidad que maximice el tiempo de vuelo. Esta velocidad podría la de mínima resistencia aerodinámica. Suponiendo que se está realizando el estudio de la máxima autonomía para una altitud de crucero equivalente a 2500 metros, la velocidad de mínima resistencia será:

$$V^* \simeq 20 \frac{m}{s}$$

A esa velocidad se puede calcular la fuerza de resistencia sustituyendo en la ecuación:

$$D(V, z) = \frac{1}{2} \cdot \rho(z) \cdot S_w \cdot V^2 \cdot C_{D_0} + \frac{2 \cdot K \cdot W^2}{\rho(z) \cdot S_w \cdot V^2} \quad (59)$$

Suponiendo el equilibrio de fuerzas ($T = D$) y sabiendo que el modelo del empuje matemático del motor esta definido en la ecuación 55. Se puede despejar la potencia (W_0) que debe suministrar el motor para igualar a la resistencia.

La autonomía de la aeronave dependerá de la masa de las baterías y por ende, de la densidad energética de las mismas. Para esta aeronave no se pueden aplicar las típicas ecuaciones de mecánica de vuelo para obtener la autonomía y el alcance máximo debido a que estas están desarrolladas para aeronaves que varían su masa durante el vuelo y que poseen un consumo específico determinado. Por lo tanto, la autonomía de las baterías se puede modelar como:

$$Autonomia = \frac{E_{baterias}}{W_0} (h) \quad (60)$$

La energía de las baterías dependerá de la masa de estas que posea el avión. Como se mencionó en la sección 3.5, la densidad energética de las baterías LiPo se supondrá de 250 Wh/kg. Se presupone también que esta densidad energética es útil en su totalidad, es decir, el avión puede extraer toda esa energía de las baterías sin que estas se deterioren o disminuya su vida útil.

Por lo tanto, la autonomía del UAS dependerá de muchos parámetros como la velocidad de crucero, la cantidad de baterías a bordo, la masa de la carga de pago, etc. Para poder llevar a cabo un análisis con mayor profundidad, resulta interesante conocer como contribuye cada uno de los elementos al peso. Como se comentó en la sección 3.2 referente a la primera estimación de peso, el MTOW de la aeronave se compone de la suma de la carga de pago, las baterías y el peso operativo en vacío o más comúnmente conocido por sus siglas en inglés OEW (Operating Empty Weight). Este último está compuesto por

diferentes componentes como la estructura, el motor, el tren de aterrizaje y la aviónica de la aeronave.

El MTOW por lo tanto se puede expresar como:

$$MTOW = PL + M_{bat} + M_{OEW} \quad (61)$$

Actualmente, se conoce que la carga de pago (PL) de la aeronave equivale al gimbal escogido en la sección 3.2 con un peso de 2,2 kg. Por otro lado, basándose en el avión semejante Penguin BE presentado en la sección 3.1.4 se puede obtener el porcentaje que supone el M_{OEW} sobre la masa total de la aeronave. Este porcentaje se puede representar por:

$$\alpha_{OEW} = \frac{M_{OEW}}{MTOW} \quad (62)$$

En el caso del Penguin BE se obtiene que el M_{OEW} es de 10,5 kg que supone un 48,8 % sobre su MTOW, por lo tanto:

$$\alpha_{OEW} = 0,488 (-)$$

Se supone que al ser aeronaves muy similares, se podrá conseguir un porcentaje de peso en vacío igual al del Penguin BE. En consecuencia, el peso de la aeronave en vacío (sin carga de pago ni baterías) será de 5,46 kg. En resumen, la composición de pesos en el UAS que se ha diseñado será:

	Masa (kg)	% del Total
PL	2,2	19,6
M_{bat}	3,54	31,6
M_{OEW}	5,46	48,8
MTOW	11,2 kg	100

Tabla 20: Pesos de la aeronave

Conocida la contribución de la carga de pago y las baterías, así como el peso en vacío. Se puede analizar la autonomía de la aeronave volando con su peso máximo al despegue variando la masa de baterías que posee así como su carga de pago. Estos permitirá obtener la autonomía máxima del UAS que se dará cuando la carga de pago sea nula y por lo tanto los 2,2 kg de carga de pago pasen a ser 2,2 kg de baterías extra. En ese caso, el UAS volará con 5,74 kg de baterías y el resto será el peso en vacío.

Cabe destacar que el método utilizado para obtener el peso de la aeronave en vacío se ha basado en aviones semejantes y que por lo tanto, su valor podría oscilar en una fase más avanzada del diseño en la que se posea un refinamiento de la estructura y de los componentes internos (servos, cables, electrónica, etc). Esta incertidumbre se analizará

más adelante.

Representando gráficamente la autonomía para una altitud de crucero de 2500 m AMSL en función de la velocidad de vuelo y la carga de pago se obtiene el siguiente diagrama:

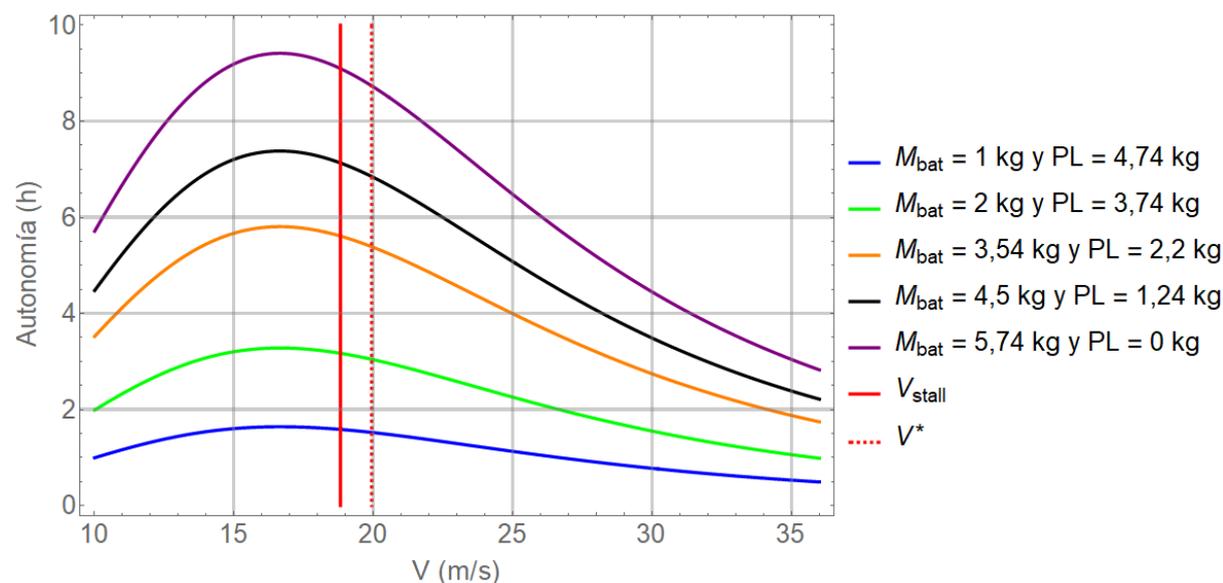


Figura 54: Autonomía de vuelo a una altitud de vuelo de 2500 m AMSL

Como se puede observar, la máxima autonomía se alcanza para una velocidad que se encuentra por debajo de la velocidad de entrada en pérdida, lo cual es físicamente imposible. Esto se debe a que la resistencia inducida de la aeronave es muy baja y la resistencia parásita es elevada y por lo tanto conviene volar a muy bajas velocidades. También se debe tener en cuenta que el C_{D_0} se ha supuesto constante, es decir, que no depende de la velocidad y de la altitud. Esta hipótesis solo es válida cuando se vuela a velocidades bajas y el rango de altitudes de vuelo es pequeño.

Aún así, se observa que la diferencia entre el máximo de autonomía y el valor correspondiente a la velocidad de mínima resistencia no es muy grande y por lo tanto se decide volar a esa velocidad. Se aprecia como el aumentar la velocidad, la autonomía disminuye. Asimismo, cuanto mayor es la masa de baterías y por ende mayor es la energía disponible, mayor es la autonomía para una misma velocidad.

El UAS también puede volar a otras altitudes de crucero así que se presentará un diagrama en el que la carga de pago sea la de diseño y la altitud varíe para ver como influye a la autonomía del mismo.

Se observa que la autonomía casi no varía con la altitud de vuelo. Esto es debido a que el rango de altitudes de vuelo es pequeño comparado con el resultado que se podría obtener para aviones comerciales.

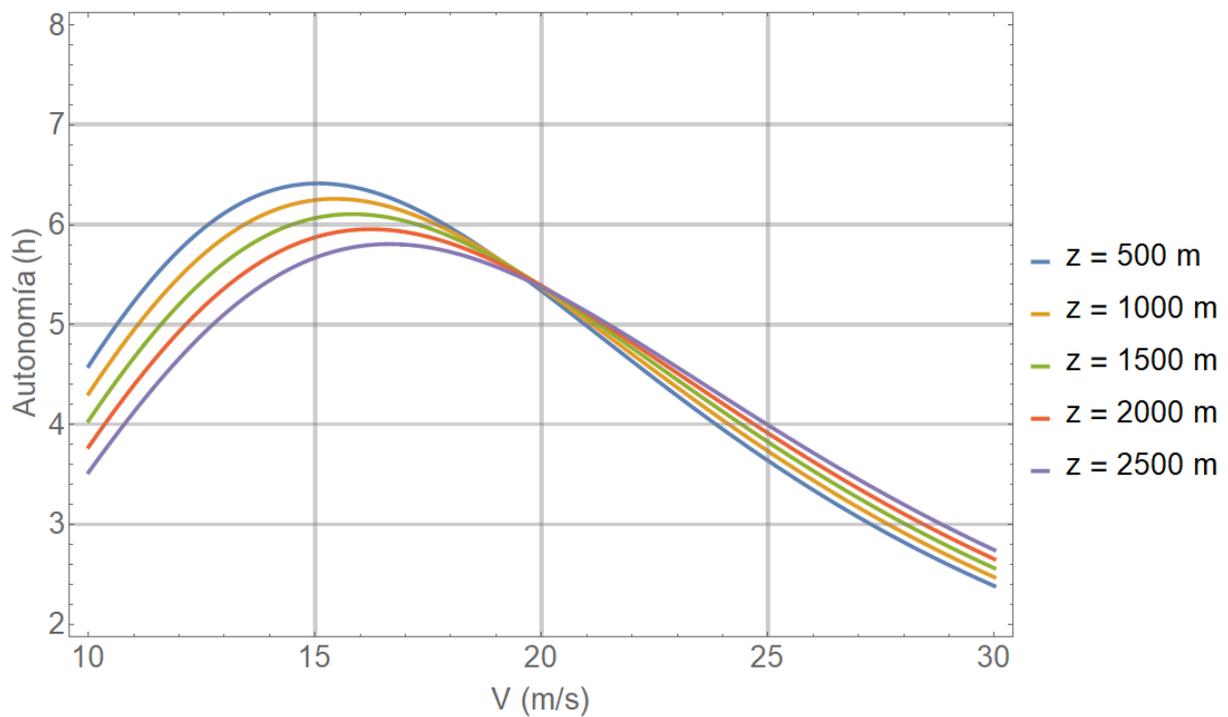


Figura 55: Autonomía de vuelo en función de la altitud con $PL = 2,2$ kg

Se da por concluido el análisis de la autonomía del UAS. Se ha comprobado que la autonomía del mismo cumple con los requisitos de la misión, centrándose esta en la vigilancia de bosques y campos con el fin de prevenir la aparición y propagación de los incendios.

La siguiente sección tratará de obtener el alcance de la aeronave diseñada para validar que el alcance de la misma cumple con el especificado en los requisitos de la misión. Asimismo, se presentará el diagrama Carga de pago vs Alcance que permitirá obtener gráficamente el alcance de la aeronave en función de la carga de pago y la masa de las baterías.

4.9. Alcance

A lo largo de esta sección se pretende encontrar el alcance de la aeronave diseñada y estudiar su comportamiento en función de la altitud y la carga de pago transportada. Asimismo, se validará que el alcance obtenido cumple con los requisitos de la misión definidos en la sección 2.

Siguiendo el mismo procedimiento usado en la sección anterior se puede obtener el alcance del UAS. La única diferencia es que este caso, la potencia entregada por el motor se define como:

$$W_0 = \frac{E_{baterias}}{Alcance} \cdot V \quad (63)$$

y por lo tanto, despejando el alcance:

$$Alcance = \frac{E_{baterias}}{W_0} \cdot V \quad (64)$$

Representando gráficamente el resultado de igualar el empuje a la resistencia se obtiene la variación del alcance en función de la carga de pago y por ende de la masa de baterías que puede transportar el UAS.

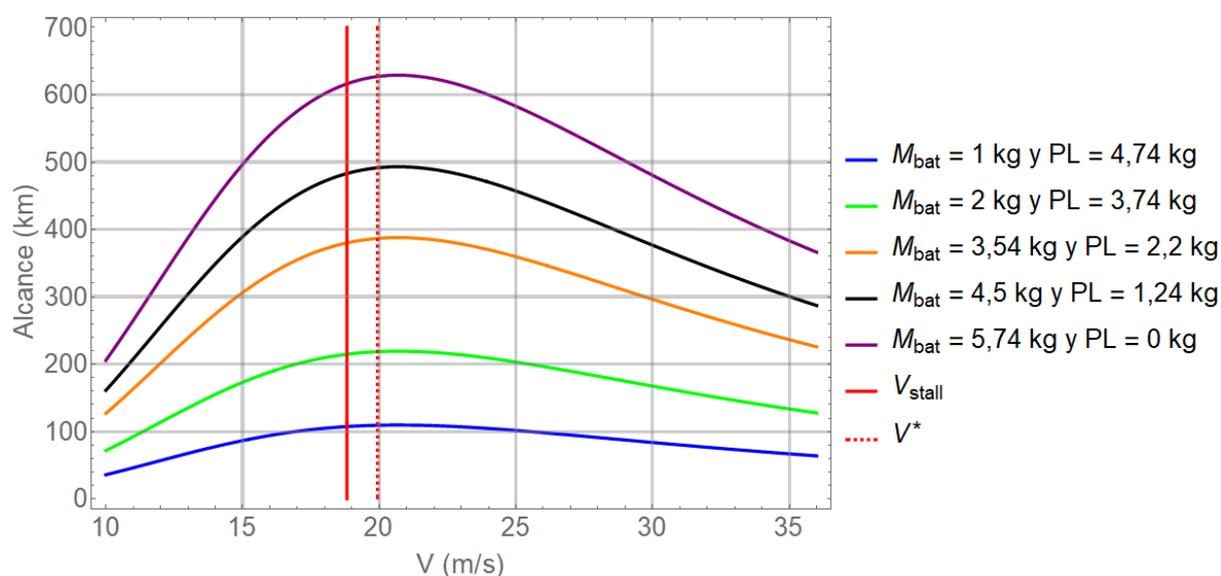


Figura 56: Alcance a una altitud de vuelo de 2500 m AMSL variando PL y M_{bat}

Se obtiene la misma tendencia que para la autonomía. En este caso, la velocidad a la que se produce el máximo alcance es superior a la de máxima autonomía. Si se usará un modelo propulsivo simplificado, la velocidad de mínima resistencia supondría el máximo alcance ya que se trata de un avión con hélices, sin embargo, el modelo propulsivo utilizado posee mayor complejidad y la velocidad de mínima resistencia no coincide exactamente

con la de máximo alcance aunque se encuentra muy cercana. Por otro lado, se representará el alcance para una carga de pago estándar de 2,2 kg y se verá como influye la altitud de vuelo.

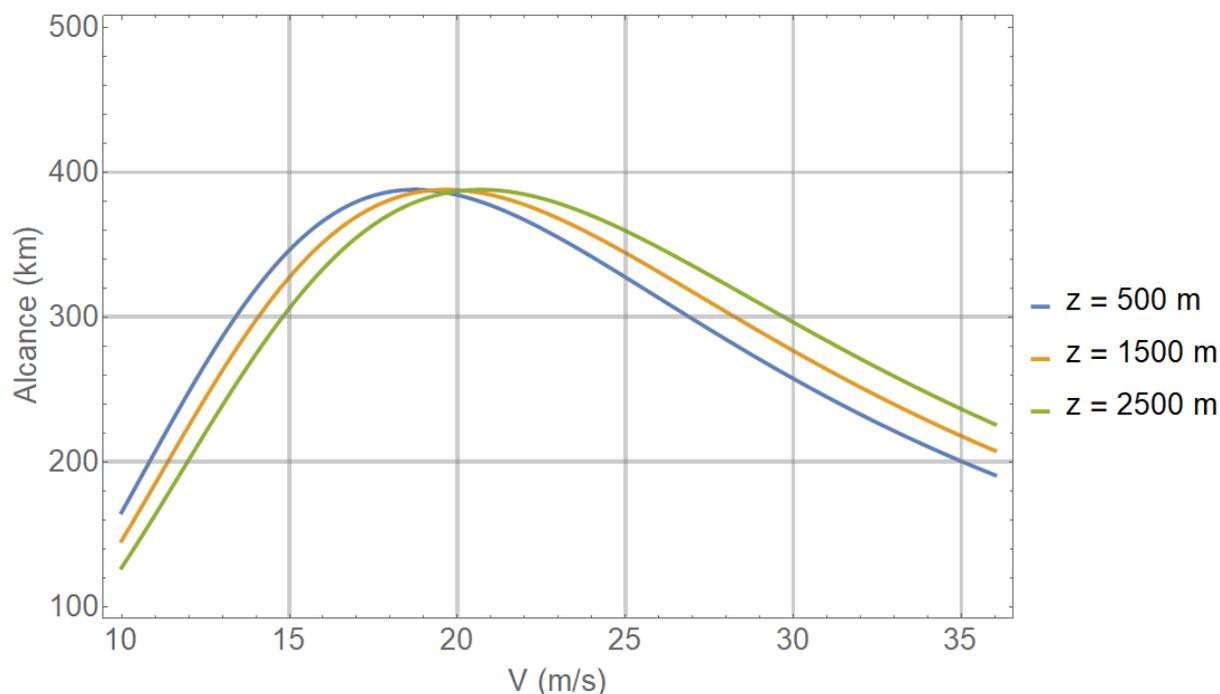


Figura 57: Alcance en función de la altitud con PL = 2,2 kg

Se aprecia que un aumento de la altitud de crucero conlleva un desplazamiento de la curva hacia la derecha manteniéndose siempre el alcance máximo constante. En este caso, se obtiene un alcance máximo de 390 km, el cual cumple con el requisito impuesto en la sección de análisis del problema de 380 km.

Se decide presentar un diagrama carga de pago vs. alcance. Este caso es diferente al típico diagrama utilizado en los aviones de transporte comercial donde se definen pesos del combustible como el combustible necesario para la rodadura por pista, el del viaje, las reservas, así como la cantidad de pasajeros y el OEW.

En este caso, la aeronave posee el peso de las baterías, la carga de pago y el peso en vacío definidos en la tabla 20. Por lo tanto, la carga máxima de baterías podrá ser de 5,74 kg cuando la carga de pago sea nula y el avión vuele con el MTOW de diseño equivalente a 11,2 kg. Hay que recordar que en este caso, el peso de la aeronave en vacío se ha estimado mediante correlaciones de aviones semejantes y que por lo tanto podría variar en fases más avanzadas del diseño. Es decir, se realizará un análisis de como afectaría la variación del OEW en el alcance.

El diagrama de carga de pago vs. alcance se ha definido para 2 velocidades diferentes, en primer lugar, la de máxima eficiencia aerodinámica y por otro lado la velocidad de máximo alcance. La variación entre ambas dista en menos de 10 km.

Evidentemente, al aumentar la velocidad de vuelo, la autonomía disminuirá pero se aumentará el alcance. En las misiones de vigilancia conviene volar en condiciones de máxima autonomía en vez de máximo alcance. Como ya se ha comentado, en este caso, la diferencia en el alcance de la aeronave es mínima.

Crucero	Carga de pago (kg)	Alcance (km)
V max alcance	2,2	395
	0	635
V min res	2,2	389
	0	626,4

Tabla 21: Datos diagrama carga de pago vs. alcance

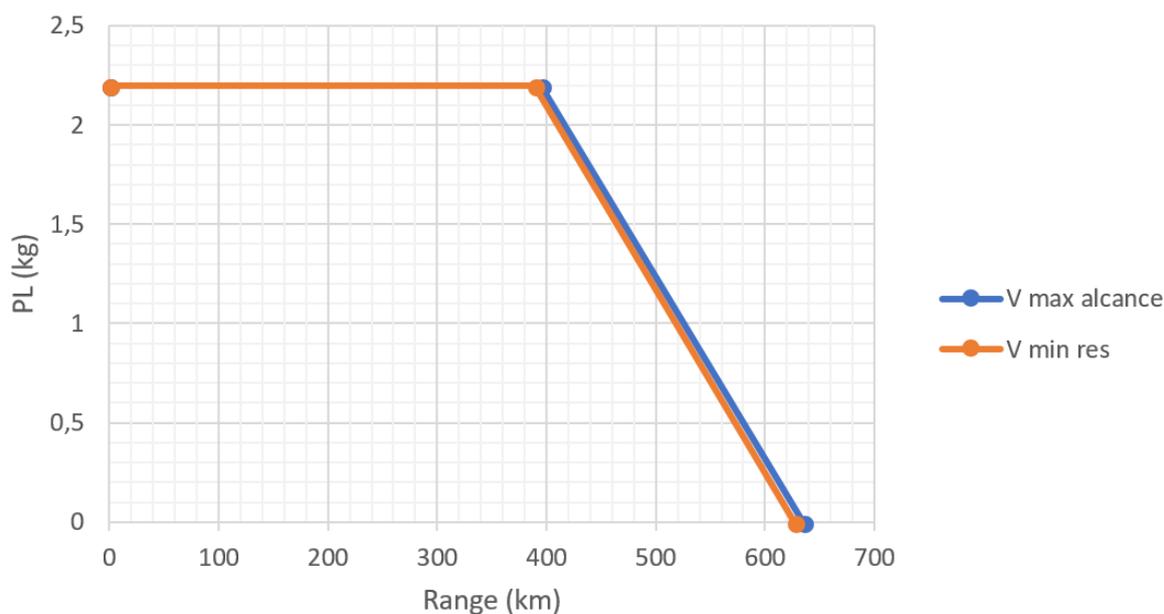


Figura 58: Diagrama carga de pago vs. Alcance

Actualmente el peso en vacío de la aeronave o OEW supone un 48,8% del MTOW de la misma. Este peso condiciona en el caso de llevar una carga de pago nula cuál es la máxima cantidad de baterías que se pueden llevar a bordo. Se supondrá una variación del $\pm 5\%$ para ver como afecta al alcance del UAS.

Manteniendo la carga de pago en 2,2 kg y variando el peso en vacío se obtiene la cantidad de baterías que portaría la aeronave:

M_{OEW} (kg)	% del MTOW	M_{bat} (kg)	PL (kg)	Alcance (km)
4,91	43,8	4,09	2,2	445
5,46	48,8	3,54	2,2	395
6,03	53,8	2,97	2,2	330

Tabla 22: Variación del peso en vacío de la aeronave manteniendo MTOW constante

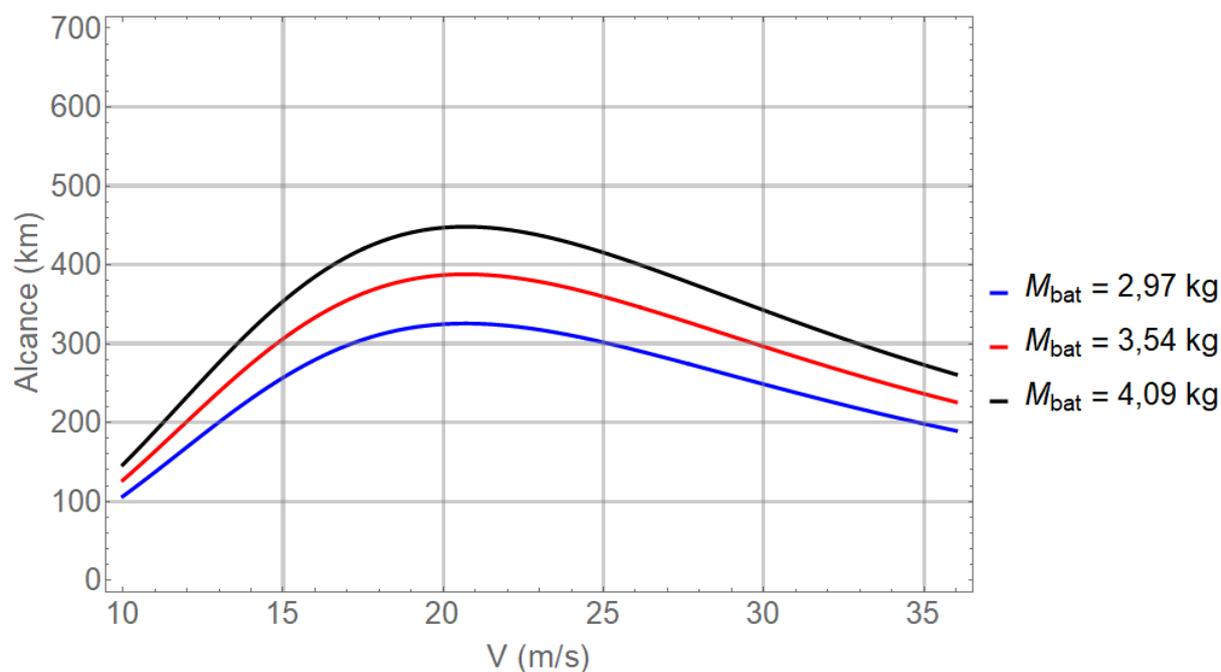


Figura 59: Alcance con peso en vacío variable y MTOW constante

Se puede apreciar como una variación de $\pm 5\%$ sobre el peso en vacío supone modificar bastante el alcance. En el caso más restrictivo con un porcentaje del peso en vacío mayor al 50% del MTOW, la aeronave no cumpliría con el requisito de la misión de 380 km.

Se da por concluida esta sección donde se ha analizado el comportamiento del alcance de la aeronave y se ha podido observar que el alcance máximo se mantiene constante al variar la altitud, siempre y cuando se vuele a la velocidad que lo maximice. En la siguiente sección se analizará la estabilidad estática longitudinal de la aeronave.

5. Estabilidad

En esta sección se hallará el centro aerodinámico del ala y del estabilizador horizontal, así como el centro de gravedad y el punto neutro de la aeronave con el fin de estudiar la estabilidad estática longitudinal de la misma.

5.1. Centro de gravedad

En primer lugar, se calculará el centro de gravedad del UAS. El método utilizado carece de elevada precisión pero su resultado no distará mucho del obtenido en secciones más avanzadas del diseño incluso de la aeronave real.

Se usará el libro “Metodología de diseño de aeronaves no tripuladas” [11] para extraer los porcentajes de pesos sobre el MTOW de los distintos componentes de la aeronave como la cola, las varillas, el fuselaje, el ala principal y el tren de aterrizaje de características similares. A su vez, se conoce el peso de las baterías, gimbal y motor. El origen de coordenadas para medir (x_i) parte del vértice del borde de ataque donde se juntan ambas semialas.

Componente	% del MTOW	M_i (kg)	x_i (m)
Ala	15	1,68	0,075
Cola	4	0,45	0,647
Varillas	2,2	0,25	0,35
Fuselaje	14	1,57	-0,049
Rueda de morro	4	0,45	-0,358
Tren principal	8	0,89	0,139
Baterías	31,6	3,54	0,048
Carga de pago	19,6	2,2	-0,15
Motor	1,6	0,18	0,324
TOTAL	100	11,2	-

Tabla 23: Peso de los componentes estructurales

donde:

$$x_{CDG} = \frac{\sum_{i=1}^n M_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n M_i} = 0,0257 \text{ m} \quad (65)$$

5.2. Punto neutro

Por otro lado, se debe obtener el punto neutro de la aeronave. Con este fin, se han de calcular los $C_{L_{\alpha_w}}$ y $C_{L_{\alpha_t}}$ del ala principal y del estabilizador horizontal respectivamente. Las ecuaciones serán:

$$C_{L_{\alpha_w}}(M) = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR_w}{2 + \sqrt{4 + AR_w^2 \cdot (1 - M^2 + \tan(\Lambda_{c/2})^2)}} \quad (66)$$

$$C_{L_{\alpha_t}}(M) = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR_t}{2 + \sqrt{4 + AR_t^2 \cdot (1 - M^2 + \tan(\Lambda_{c/2})^2)}} \quad (67)$$

Como se puede observar, estos coeficientes dependen del número de Mach, por lo tanto se graficarán para ver su comportamiento.

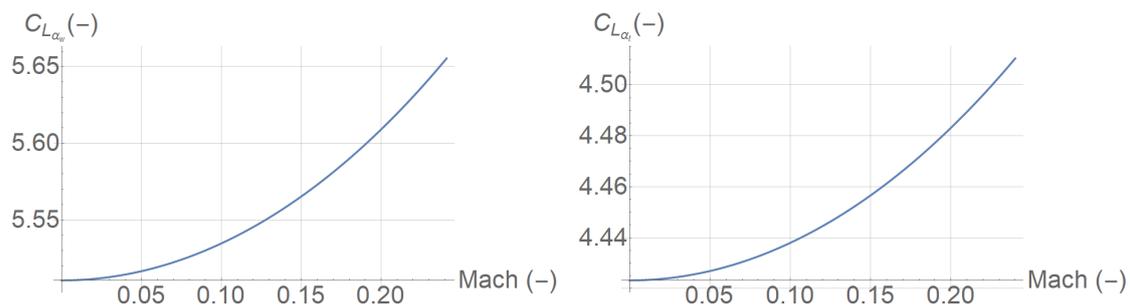


Figura 60: Comportamiento $C_{L_{\alpha_w}}$ y $C_{L_{\alpha_t}}$ con el número de Mach

Se aprecia que al aumentar el número de Mach, ambos coeficientes aumentan. También se puede obtener el coeficiente de resistencia inducida con la variación del número de Mach.

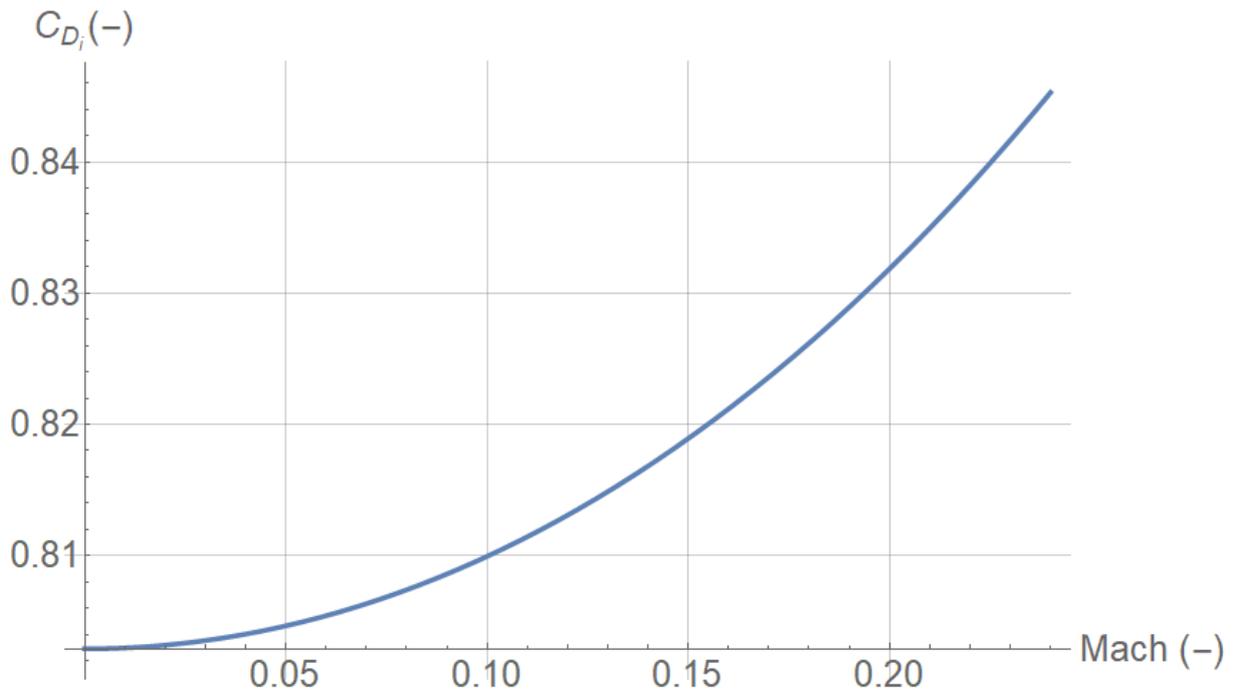


Figura 61: Comportamiento C_{D_i} con el número de Mach

En la figura 61 simplemente se pretendía representar como evoluciona el coeficiente de resistencia inducida al aumentar el Mach. Como ya se vio en secciones anteriores, al aumentar este, también lo hace la resistencia inducida de la aeronave.

Dejando aparte este pequeño inciso, una vez obtenido $C_{L_{\alpha_w}}$ y $C_{L_{\alpha_t}}$, se procede a calcular la desviación de la corriente generada por el ala principal sobre el estabilizador horizontal. Esta se obtiene utilizando un método semiempírico presente en el libro “USAF DATCOM” [5].

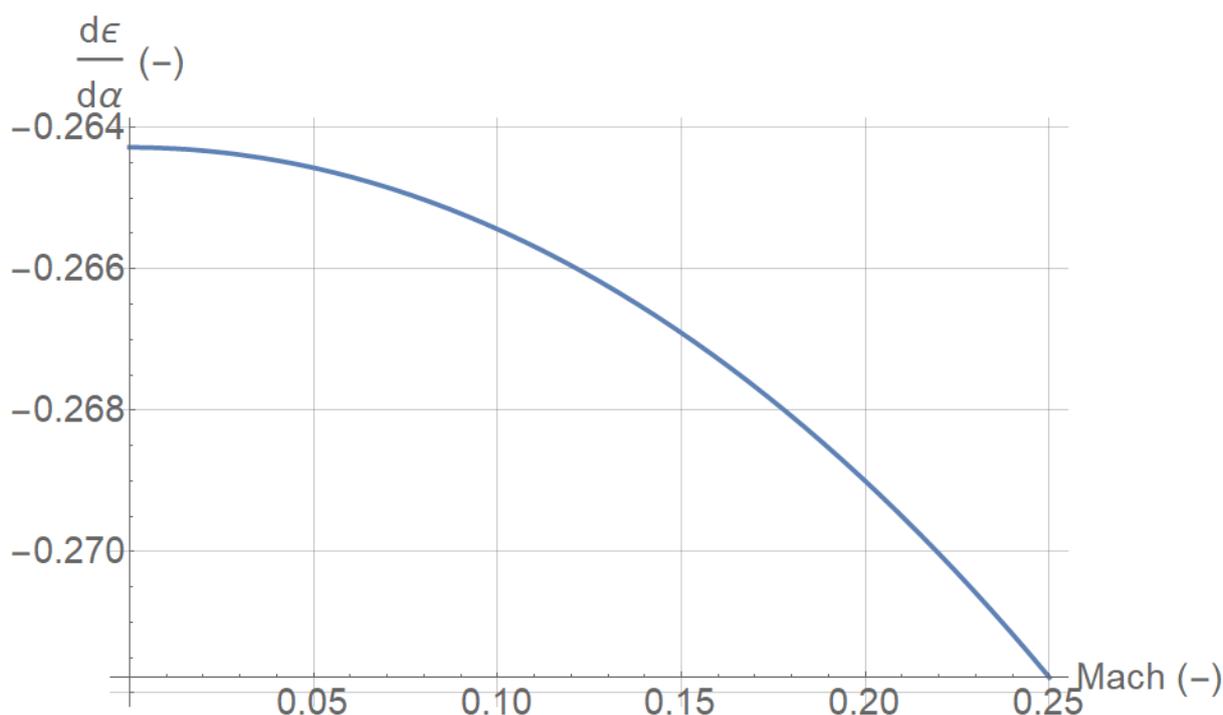


Figura 62: Desviación de la corriente en función del número de Mach

Conocidos todos los elementos que componen la ecuación del punto neutro de la aeronave, se procede a calcularlo para la velocidad de vuelo en crucero de 20 m/s a una altitud de 2500 m AMSL equivalente a Mach = 0,06 (-).

$$x_{PN} = \frac{C_{L_{\alpha_t}} \cdot \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{S_t}{S_w} \cdot x_{CA_t} + C_{L_{\alpha_w}} \cdot x_{CA_w}}{C_{L_{\alpha_t}} \cdot \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{S_t}{S_w} + C_{L_{\alpha_w}}} = 0,096 \text{ m} \quad (68)$$

En conclusión, comparando los resultados obtenidos del centro de gravedad y el punto neutro se puede afirmar que en este caso:

$$x_{CDG} < x_{PN} \quad (69)$$

En este caso, la aeronave no varía su masa durante el vuelo y por lo tanto su centro de gravedad se mantendrá constante durante el mismo, así como el punto neutro que por

definición es una constante fijada por la geometría y la aerodinámica del avión. Se puede afirmar que la aeronave posee estabilidad estática.

Otra forma de comprobar que la aeronave cumple con la estabilidad estática longitudinal es calculando el coeficiente C_{M_α} cuya expresión es:

$$C_{M_\alpha} = \left(\frac{x_{CDG} - x_{PN}}{c_w} \right) \cdot \left(C_{L_{\alpha_w}} + C_{L_{\alpha_t}} \cdot \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \cdot \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \right) = -1,87 (-) \quad (70)$$

Se garantiza la estabilidad estática ya que $C_{M_\alpha} < 0$.

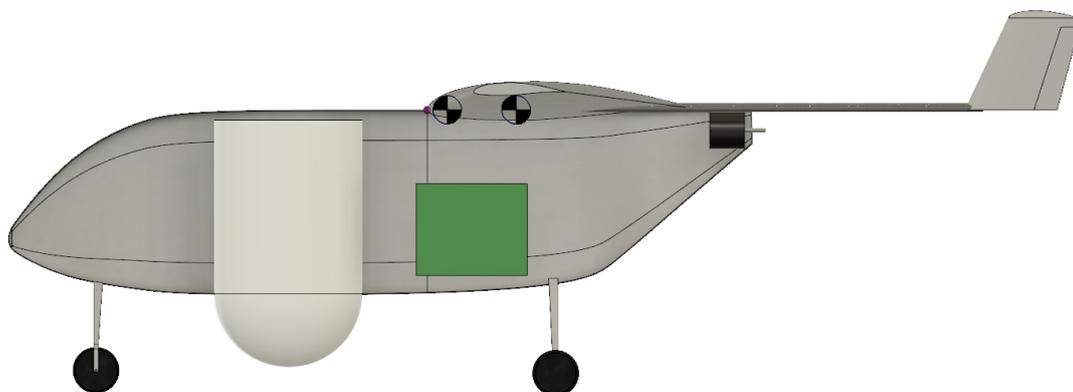


Figura 63: Posición de las baterías para $x_{CDG} < x_{PN}$

En la figura 63 se observan los diferentes componentes mencionados en la tabla 23 y su respectiva posición en la aeronave. En este caso, el centro de gravedad se encuentra a 0,0257 m del origen y el punto neutro a 0,096 m como se ha comentado anteriormente. Las baterías (en verde) ocupan un volumen aproximado de $1,8 \cdot 10^{-3} m^3$ (0,12 m x 0,15 m x 0,1 m) y su posición longitudinal puede variar para aumentar o disminuir el margen estático de la aeronave.

Por lo tanto, en la siguiente subsección se analizará cuál es la posición límite de las baterías en la que el centro de gravedad coincide con el punto neutro de la misma y a partir de la cuál la aeronave no cumpliría con la condición de estabilidad estática.

5.3. Límite de estabilidad estática

Las baterías son un elemento de la aeronave que tiene cierto desplazamiento admisible en el interior de la misma. Por lo tanto, será interesante conocer cuál será el desplazamiento admisible máximo manteniendo la condición de estabilidad estática.

Esta posición es aquella en la que el centro de gravedad de la aeronave coincide con el punto neutro de la misma. Esta condición se da cuando el centro de masas de las baterías se sitúa a 0,125 metros del origen, formado por la intersección del borde de ataque de las semialas. Se puede observar gráficamente en la siguiente figura.

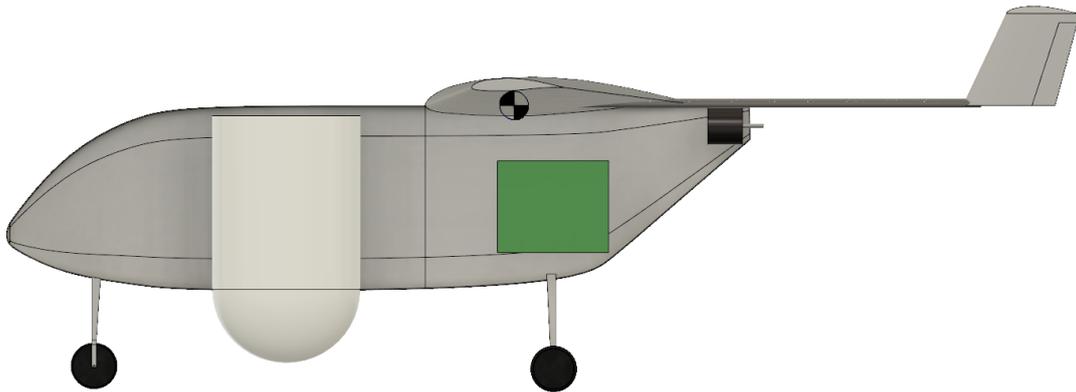


Figura 64: Posición de las baterías para $x_{CDG} = x_{PN}$

A partir de este punto, si se siguen alejando las baterías, el centro de gravedad será mayor que el punto neutro y la aeronave no cumplirá con la condición de estabilidad estática. Sin embargo, el diseño del fuselaje no permite que las baterías se alejen más debido al estrechamiento del mismo en su parte trasera.

En definitiva, en las últimas secciones se ha logrado validar que la aeronave cumple con la estabilidad estática longitudinal y cuál es su límite. Con este fin se han calculado el centro de gravedad y el punto neutro así como los parámetros asociados a estos.

La última sección de la memoria servirá de conclusión del trabajo realizado en este proyecto y permitirá obtener una visión general del mismo.

6. Conclusiones

Los resultados obtenidos a través del proceso de diseño conceptual han permitido obtener un UAS capaz de cumplir con los requisitos de diseño de la misión. Estos fueron impuestos tras el análisis del problema mediante las estadísticas de incendios forestales proporcionadas por el MAPAMA.

A su vez, el análisis de aeronaves semejantes permitió obtener correlaciones interesantes para el diseño inicial, al igual que facilitó la concepción de la aeronave en cuanto a su configuración y dimensiones iniciales.

En una primera aproximación, se obtuvieron los coeficientes de resistencia aerodinámica y coeficiente de sustentación, tanto en configuración limpia como con varias deflexiones de flaps, que permitieron representar la Polar de la aeronave en varias situaciones de vuelo.

Por otro lado, para poder validar que el diseño realizado hasta ese momento era correcto se construyó el diagrama de actuaciones de la aeronave, siendo las maniobras estudiadas el despegue, ascenso, crucero y aterrizaje. Asimismo, se estudió cómo afectaba la variación de los diferentes parámetros de las actuaciones al diagrama y que repercusiones tenía sobre la elección del punto de diseño. Una vez escogido éste, se llegó a la conclusión de que la superficie alar no cumplía con la restricción de aterrizaje y por lo tanto hubo que redimensionarla disminuyendo su carga alar, es decir, aumentando la superficie de la misma. Este nuevo diseño cumplió con todas las restricciones y por lo tanto se obtuvo la potencia necesaria del motor eléctrico para el peso máximo al despegue de 11,2 kg.

Obtenido el diseño final de la aeronave, se procedió a estudiar su dominio de vuelo, autonomía y alcance con el fin de comprobar que se cumplían los requisitos impuestos al inicio del proyecto. Asimismo, fue necesario analizar la estabilidad estática longitudinal de la misma.

En conclusión, el desarrollo de este proyecto ha permitido profundizar en el diseño de aeronaves no tripuladas y encontrar una solución ingeniosa para la vigilancia y prevención de incendios forestales ahorrando recursos y evitando la puesta en riesgo de vidas humanas.

7. Pliego de condiciones

7.1. Introducción

Actualmente, todo puesto de trabajo debe cumplir una serie de requisitos que cumplan con la normativa establecida para la prevención de riesgos laborales. El trabajo necesario para la realización de este proyecto se ha realizado acorde a la vigente legislación española, según la Ley 31/1995, de 8 de Noviembre, sobre Prevención de Riesgos Laborales incluida en el Real Decreto 488/1997, del 14 de abril, donde se definen las disposiciones mínimas de seguridad y salud relativas al trabajo con equipos que incluyen pantallas de visualización (PDV) [10].

Según el Boletín Oficial del Estado A-1997-8671:

- Se define PDV como una pantalla alfanumérica o gráfica, independientemente del método de representación visual utilizado.
- Se define como trabajador a cualquier persona que habitualmente y durante una parte relevante de su trabajo normal utilice un equipo con pantalla de visualización.

Quedan excluidos del ámbito de aplicación de este Real Decreto:

- Los puestos de conducción de vehículos o máquinas.
- Los sistemas informáticos embarcados en un medio de transporte.
- Los sistemas informáticos destinados prioritariamente a ser utilizados por el público.
- Los sistemas llamados portátiles, siempre y cuando no se utilicen de modo continuado en un puesto de trabajo.
- Las calculadoras, cajas registradoras y todos aquellos equipos que tengan un pequeño dispositivo de visualización de datos o medidas necesario para la utilización directa de dichos equipos.
- Las máquinas de escribir de diseño clásico, conocidas como máquinas de ventanilla.

Todo este proyecto se ha realizado en un ordenador portátil durante la totalidad del tiempo de trabajo, según la definición de trabajador, se deben aplicar las medidas de seguridad y salud recogidas en el Real Decreto 488/1997.

La utilización de pantallas de visualización puede acarrear una serie de daños y lesiones en el trabajador que se recogen a continuación:

- **Fatiga física.** Se deben fundamentalmente a las posturas incorrectas y al estatismo postural.

Las posturas incorrectas más habituales son las inclinación excesiva de la cabeza, rotación lateral de la cabeza, inclinación del tronco hacia delante, flexión excesiva de la mano respecto del eje del antebrazo o inclinación del fémur hacia abajo.

En cuanto al estatismo postural, se refiere a los efectos que provoca el mantenimiento de una postura estática repetitiva. Estos efectos nocivos suelen ser trastornos circulatorios, musculares, dorsalgias o lumbalgias.

- **Fatiga ocular.** El entorno de trabajo, su diseño y disposición intervienen en la formación de la fatiga visual. El trabajador debe prestar atención a la pantalla, el teclado y el documento que utilice, por lo que fuerza a un constante acoplamiento de la visión. Se deben tener en cuenta otros factores como la iluminación para facilitar la labor del trabajador.
- **Fatiga mental.** Consiste en una disminución de la eficiencia funcional mental debida generalmente a un esfuerzo intelectual o mental excesivo. Este trastorno se puede presentar puntualmente o en un periodo corto de tiempo, debido a una cantidad mayor de trabajo. Si por el contrario se presenta de una forma más duradera puede afectar considerablemente en la salud del trabajador provocando una disminución de la productividad, motivación, relaciones sociales, etc. La fatiga mental puede provocar síntomas somáticos, psíquicos o incluso trastornos del sueño.

En definitiva, con el objetivo de evitar las lesiones y trastornos mencionados, se recomienda realizar descansos periódicos de 10-20 minutos cada dos horas seguidas de trabajo como máximo. De esta forma, se realiza una desconexión mental y se consigue modificar la postura corporal disminuyendo las posibilidades de fatiga física.

7.2. Entorno de trabajo

El entorno de trabajo debe reunir una serie de requisitos que garanticen la seguridad y la salud del trabajador y que faciliten el desempeño de este durante su horario laboral. Estos requisitos tienen que ver con el espacio, la iluminación, las condiciones termohigrométricas y el ruido. El proyecto se ha llevado a cabo en espacios que cumplen los requisitos.

7.2.1. Espacio

El puesto de trabajo deberá estar acondicionado y dotado de espacio suficiente con el fin de que el trabajador pueda moverse y cambiar de postura con facilidad. Las dimensiones mínimas para los puestos de trabajo establecidas por el Real Decreto 486/1997, son las siguientes:

- 3 metros de altura desde el suelo hasta el techo. No obstante, en locales comerciales de servicios, oficinas y despachos, la altura podrá reducirse hasta 2,5 metros.
- 2 metros cuadrados de superficie libre para el trabajador.

A la hora de diseñar el puesto de trabajo, se debe tener en cuenta la variabilidad de las dimensiones antropométricas:

- 70 centímetros de anchura en el puesto de trabajo.
- 70 centímetros de profundidad debajo de la mesa en el puesto de trabajo.

Se cumplen todas estas necesidades de espacio en el lugar en el que se ha llevado a cabo el proyecto.

7.2.2. Iluminación

La iluminación, tanto natural como artificial, de los lugares de trabajo deberá permitir que los trabajadores dispongan de condiciones de visibilidad adecuadas para poder circular por los mismos y desarrollar en ellos sus actividades sin riesgo para su seguridad y salud.

El nivel de luz para el uso de PVDs en una oficina de trabajo no puede ser, en general, inferior a 200 lux ni superior a 500 lux. Se adjuntan dos tablas referidas a los niveles mínimos de iluminación establecidos según la naturaleza del lugar de trabajo (tabla 24) y al nivel de iluminación medio recomendado en los diferentes lugares de trabajo en una oficina (tabla 25).

Zona o parte del lugar de trabajo	Lux
Zonas con bajas exigencias visuales	100
Zonas con exigencias visuales moderadas	200
Zonas con altas exigencias visuales	500
Zonas con exigencias visuales muy altas	1000
Áreas o locales de uso ocasional	50
Áreas o locales de uso habitual	100
Vías de circulación de uso ocasional	25
Vías de circulación de uso habitual	50

Tabla 24: Niveles mínimos de iluminación en los lugares de trabajo

Lugar o actividad en la oficina	Lux
Archivos, copadoras, áreas de circulación	300
Lectura, escritura, mecanografía, procesos de datos	500
Diseño asistido (CAD)	500
Salas de reunión	500
Puesto de recepción	300
Almacenes	200

Tabla 25: Nivel de iluminación medio recomendado en los diferentes lugares y tareas de una oficina

Con el objetivo de evitar reflejos o deslumbramientos de cualquier tipo de lámpara o flexo en las PVDs se debe poner en práctica una serie de medidas referidas a iluminación artificial:

- Se debe procurar que los puestos de trabajo se encuentren entre las filas de luminarias del techo y que los fluorescentes estén provistos de difusores o rejillas.
- Se pueden emplear pantallas con filtros y utilizar pintura de paredes y decoración de la sala clara y mate, sin brillos.

En cuanto a la iluminación natural, se deben seguir las siguientes recomendaciones:

- Las luminarias deben situarse respecto al puesto de trabajo de tal manera que la luz llegue al trabajador lateralmente.
- Se pueden emplear cortinas, persianas, estores o similares que amortigüen la iluminación que entra por las ventanas. También se pueden emplear mamparas en salas que tienen más de una ventana.
- No se deben ubicar los equipos de trabajo PVDs frente a las ventanas. Hay que orientar el puesto de trabajo de manera que las ventanas queden lateralmente.

El trabajo se ha realizado siguiendo las medidas que se han comentado anteriormente, siendo las paredes de la sala donde se ha llevado a cabo el proyecto de color blanco y gris mate. A su vez, el portátil posee filtros que han permitido que no se produzcan reflejos indeseados. Asimismo, la iluminación del flexo y de las ventanas de la sala han sido laterales.

7.2.3. Condiciones termohigrométricas

La exposición a las condiciones ambientales de los lugares de trabajo influyen de forma importante en el bienestar del trabajador y, por ende, en el éxito de las tareas a realizar. Es importante, por tanto, llevar a cabo un control de las condiciones termohigrométricas

para evitar poner en riesgo la seguridad y salud del trabajador y optimizar la productividad y los resultados del mismo.

Las condiciones de temperatura, humedad relativa y velocidad del aire se consideran importantes y se detallan a continuación:

Temperatura

Los intervalos válidos de temperatura dependen del tipo trabajo a desarrollar:

- Trabajos ligeros: entre 14°C y 25°C.
- Trabajos sedentarios (oficinas): entre 17°C y 27°C.

Además se deben tener en cuenta las recomendaciones para usuarios de PVDs:

- En verano: entre 23°C y 26°C.
- En invierno: entre 20°C y 24°C.

Asimismo, se debe tener en cuenta que los equipos utilizados no aporten calor adicional debido a su funcionamiento.

La temperatura de trabajo en la sala ha sido correcta en todo momento gracias a sistemas de control térmico como el aire acondicionado. En todo momento, la temperatura ha estado dentro del rango oportuno especificado anteriormente.

Humedad relativa

Los márgenes admitidos de humedad relativa para la buena ejecución de las tareas son los siguientes:

- La humedad relativa estará comprendida entre el 30 % y 70 %.

En cuanto a la recomendación, el intervalo se reduce entre 45 % y 65 % para prevenir la sequedad de los ojos y mucosas.

La humedad se ha mantenido dentro de los márgenes establecidos, por lo que no se ha padecido ningún tipo de sequedad.

Velocidad del aire

La velocidad del aire varía en función del tipo de trabajo y de las condiciones ambientales en las que se realice:

- Trabajos en ambientes no calurosos: 0,25 m/s.
- Trabajos sedentarios en ambientes calurosos: 0,5 m/s.
- Trabajos no sedentarios en ambientes calurosos: 0,75 m/s.

Es importante llevar a cabo un mantenimiento adecuado de los sistemas de climatización existentes en el centro de trabajo por personal cualificado. Es recomendable evitar las corrientes de aire y colocarse junto a salidas de aire acondicionado y calefacción.

7.2.4. Ruido

Se entiende por ruido como un sonido no deseado y molesto que perturba al ser humano. Este puede ser producido por la mezcla de las ondas sonoras de distintas frecuencias y amplitudes.

Los parámetros físicos empleados como indicadores para medir el ruido se enumeran a continuación:

- La presión acústica de pico (valor máximo instantáneo de la presión acústica).
- El nivel de exposición diaria al ruido.
- El nivel de exposición semanal al ruido.

En una oficina, el ruido puede ser generado por los equipos instalados en el puesto de trabajo (impresoras, fotocopiadoras, etc), por ruidos que provienen de la calle (tráfico, obras en vía pública, etc) o por conversaciones habituales de los trabajadores.

Se debe tener en cuenta el ruido como factor de riesgo importante pues puede provocar efectos indeseables como la perturbación de la atención y de la comunicación. Debido a esto, se establece que para la realización de tareas difíciles y complejas, que requieren concentración, el nivel sonoro continuo equivalente, que puede soportar un trabajador, no debería superar los 55 dB.

Se establece que el valor límite de exposición es de 87 dB (valor que tiene en cuenta la atenuación de los protectores auditivos individuales empleados por los trabajadores), y los valores de exposición que dan lugar a la acción se fijan en 80 dB, el valor inferior, y en 85 dB el valor superior.

Para realizar un correcto control del ruido, se actúa de las siguientes formas:

- Combatir el ruido en su fuente.
- Colocar barreras que aíslen el ruido y aumentar la distancia entre el trabajador y la fuente generadora de ruido.
- Emplear protectores auditivos

7.3. Equipo de trabajo

El equipo de trabajo del que dispone el trabajador debe ser el adecuado para evitar que influya negativamente en la productividad y comprometa su seguridad y salud. Para la realización de este trabajo, se dispone de una mesa, un ordenador portátil con touchpad, asiento de trabajo y material de escritura.

7.3.1. Superficie de trabajo

En este caso la superficie de trabajo consiste en una mesa que debe ser poco reflectante. Su color no debe ser demasiado cálido ni demasiado oscuro, evitando superficies brillantes y oscuras. Se recomiendan superficies mates en la mesa de trabajo.

La mesa debe permitir una colocación flexible del ordenador portátil, de los documentos utilizados y del material accesorio como lámparas de mesa, bibliografía y material de escritura. Para ello, se debe contar con el espacio suficiente que garantice, además, una posición cómoda de los trabajadores. Se recomiendan unas dimensiones de 160 x 90 cm.

El soporte de los documentos debe ser estable y regulable y estar colocado de tal modo que se reduzcan al mínimo los movimientos incómodos de la cabeza y los ojos. También, debe carecer de esquinas o aristas agudas con el fin de minimizar el daño en el caso de que el trabajador se golpee.

Durante la realización del proyecto se ha usado una mesa de color gris mate, con bordes redondeados y suficiente espacio como para colocar todos los elementos necesarios y mover el portátil libremente. Por lo tanto, se puede concluir que la superficie de trabajo cumple con los requisitos mencionados anteriormente.

7.3.2. Ordenador portátil

La pantalla del ordenador debe cumplir una serie de requisitos debido a la cantidad de horas que el trabajador emplea mirándola.

- Los caracteres de la pantalla deben verse claramente, con un tamaño y una separación adecuadas.

- La imagen de la pantalla debe ser estable, sin destellos ni centelleos.
- La pantalla debe permitir ajustar fácilmente la luminosidad, el contraste y el fondo.
- La pantalla debe ser orientable e inclinable para así poder adaptarlas a un mayor confort cuando el trabajador lo necesite.
- La diagonal de la pantalla de visualización de datos en el caso de su uso en oficinas, debe ser al menos de 35 centímetros.
- La pantalla debe situarse a un mínimo de 40 centímetros de los ojos del trabajador. Además, para evitar la fatiga visual y giros en el cuello debe estar colocada enfrente del trabajador.
- Se deben controlar los reflejos en la pantalla. Para ello, se pueden aplicar la siguientes medidas:
 - Emplear pantallas antirreflejo o colocar filtros antirreflejos adecuados.
 - Ubicar la pantalla de manera que se eviten los focos directos hacia ella.
 - El eje principal de la vista del trabajador debe ser paralelo a la línea de las ventanas.
 - Emplear dispositivos en las ventanas que dejen pasar la claridad pero no la luz directa del exterior.
- El ratón táctil incorporado por el ordenador debe estar correctamente calibrado.

7.3.3. Asiento de trabajo

El asiento debe proporcionar al usuario libertad de movimiento procurándole una postura confortable. Se recomienda la utilización de sillas con cinco apoyos en el suelo provistas también de un respaldo. En general, el asiento de trabajo debe ser estable.

El asiento de la silla debe tener una anchura ajustable a la anchura de las caderas (40-45 cm). La profundidad del asiento debería estar entre 38 y 42 cm y el borde del asiento debe ser redondeado y no presionar las piernas.

El respaldo deberá ser reclinable y su altura ajustable, con una suave prominencia para dar apoyo la zona lumbar, con las siguientes dimensiones:

- Anchura: 40-45 cm.
- Altura: 25-30 cm.
- Ajuste en altura de 15-25 cm.

Los mecanismos o dispositivos de ajuste se deben poder manejar con facilidad desde la posición normal de trabajo (en este caso sentado).

Es recomendable que el asiento y el respaldo estén fabricados con un material no transpirable. Se debe disponer de un reposapiés para aquellos que lo deseen o lo necesiten.

7.3.4. Organización del trabajo

La organización del trabajo se ha llevado a cabo distribuyendo equitativamente el tiempo de trabajo y el tiempo de descanso previniendo de esta manera la fatiga física, visual y mental. El usuario o trabajador ha sido el responsable de realizar las tareas pertinentes en cada momento y distribuir su tiempo del modo que él estimara oportuno. También es el responsable de hacer los descansos que considere necesarios tomando la iniciativa, de manera espontánea, evitando así los perjuicios de la exposición continua a una pantalla de ordenador.

8. Presupuesto

8.1. Introducción

En esta sección se analizarán los gastos asociados a este proyecto teniendo en cuenta diferentes elementos como los recursos humanos, licencias, equipos informáticos, etc. Se realizará un desglose de costes unitarios así como un desglose de los costes totales.

8.1.1. Equipo informático y licencia de software

Se procederá a enumerar los elementos que se han utilizado englobados dentro de esta subsección.

Componente	Nº unidades
Dell XPS 15 9560	1
Licencia TeXstudio	1
Licencia de Microsoft Office ®	1
Licencia de Wolfram Mathematica ®	1
Licencia de Autodesk Fusion 360 ®	1

Tabla 26: Equipo informático y licencias

8.1.2. Recursos humanos

Los recursos humanos que han intervenido durante la elaboración del trabajo han sido el alumno que ha realizado el trabajo fin de grado o TFG y los correspondientes Ph.D. Ingenieros aeronáuticos PDI de la Universidad Politécnica de Valencia (UPV) como tutor y cotutor del mismo.

Descripción	Nº personas
Ph.D. Ingeniero Aeronáutico	2
Estudiante realizando el TFG	1

Tabla 27: Recursos humanos

8.1.3. Lugar de trabajo

Este trabajo se ha realizado en la vivienda del estudiante siendo esta un colegio mayor situado en el campus de la UPV. Se tendrá en cuenta el gasto del colegio mayor ya que durante la estancia en él, la dedicación a sido exclusiva al trabajo fin de grado.

8.2. Costes unitarios

En primer lugar se calculará la tasa horaria para gastos materiales, incluyendo la amortización, y para gastos personales. Posteriormente se desglosará con detalle el coste parcial de cada grupo teniendo en cuenta estas tasas horarias.

Los materiales siempre poseen un valor residual al final de su vida útil. Por ello, para un cálculo preciso del coste unitario es necesario incluir la amortización del mismo. El coste de amortización es el siguiente:

$$amort. = \frac{VC - VR}{n} \quad (71)$$

donde:

- *amort.* representa la amortización en €/año.
- *VC* es el valor de compra en €.
- *VR* es el valor residual al cabo del periodo €.
- *n* es el periodo de amortización.

La tasa horaria se calculará como:

$$t_h = \frac{amort.}{horas_{trabajadas}/año} \quad (72)$$

En el caso de los precios unitarios del personal:

$$t_h = \frac{salarario\ bruto\ anual}{horas_{trabajadas}/año} \quad (73)$$

donde las horas dedicadas por el alumno suman un total de:

$$horas_{trabajadas}/año = 8\ semanas \cdot 40 \frac{horas}{semanales} = 320 \frac{horas}{año} \quad (74)$$

Por otro lado, las horas dedicadas por los docentes Ph.D Ingenieros aeronáuticos, teniendo en cuenta las diversas tutorías realizadas y la comunicación vía telemática han sido:

$$horas_{trabajadas}/año = 8\ tutorias \cdot 2 \frac{horas}{tutoria} + 16\ horas\ via\ telematica = 32 \frac{horas}{año} \quad (75)$$

8.2.1. Equipo informático

El coste unitario del equipo informático consiste en:

Ordenador Portátil

Se tendrá en cuenta el coste de amortización del equipo informático empleado. El equipo posee medio año de uso por lo que se considerará que su valor residual es del 70 %.

$$amort_{portatil} = \frac{1500 - 1050}{0,5} = 900 \text{ €/año} \quad (76)$$

Por lo tanto, la tasa horaria del portátil será:

$$t_h = \frac{900}{320} = 2,81 \text{ €/hora} \quad (77)$$

8.2.2. Licencia de software

El coste de las licencias se considera amortizado y sin valor residual. Algunas de las licencias son libres y no cuestan dinero. Se detalla a continuación:

- Licencia TeXstudio: el procesador de texto utilizado en este trabajo fin de grado es libre y su licencia gratuita.

$$t_h = \frac{0}{8760} = 0 \text{ €/hora} \quad (78)$$

- Licencia Microsoft Office (®): Una licencia estándar posee un valor aproximado de 60 €, por lo tanto:

$$t_h = \frac{60}{8760} = 0,02 \text{ €/hora} \quad (79)$$

- Licencia Wolfram Mathematica (®): La licencia anual del programa de este programa de cálculo ronda los 60 €

$$t_h = \frac{60}{8760} = 0,02 \text{ €/hora} \quad (80)$$

- Licencia Autodesk Fusion 360 (®): La licencia es gratuita por ser estudiante.

$$t_h = \frac{0}{8760} = 0 \text{ €/hora} \quad (81)$$

8.2.3. Recursos humanos

Alumno realizando el TFG

El alumno no ha recibido ningún tipo de salario por lo que el coste unitario es sueldo. No obstante, se estimará el presupuesto total del proyecto suponiendo que el alumno ha cobrado un sueldo por la realización de trabajo.

$$t_h = 10 \text{ €/hora} \quad (82)$$

Ph.D. Ingeniero aeronáutico

En este caso, para un Ph.D. Ingeniero aeronáutico se estima el salario según el portal de transparencia de la UPV y la cotización general de la seguridad social para el año 2018 en:

$$t_h = 14,62 + 4,55 = 19,17 \text{ €/hora} \quad (83)$$

8.2.4. Lugar de trabajo

Tal y como se ha comentado anteriormente, el trabajo se ha realizado en el alojamiento del estudiante, siendo este un colegio mayor situado en el campus de la UPV. Por lo tanto el coste por hora se puede modelar por:

$$t_h = 0,7 \text{ €/hora} \quad (84)$$

8.3. Desglose de costes totales

Se aporta el desglose de los costes unitarios y totales de todos los recursos empleados en este proyecto.

8.3.1. Equipo informático y software

Descripción	Tasa horaria (€/h)	Periodo (h)	Importe (€)
Dell XPS 15 9560	2,81	320	899,2
Licencia TeXstudio	0	120	0
Licencia de Microsoft Office (®)	0,02	16	0,32
Licencia de Wolfram Mathematica (®)	0,02	150	3
Licencia de Autodesk Fusion 360 (®)	0	44	0
TOTAL			902,52

Tabla 28: Costes totales del equipo informático y del software

8.3.2. Recursos humanos

Descripción	Tasa horaria (€/h)	Periodo (h)	Importe (€)
Alumno	10	320	3200
Ph.D.	19,17	32	613,44
TOTAL			3813,44

Tabla 29: Costes totales recursos humanos

8.3.3. Lugar de trabajo

Descripción	Tasa horaria (€/h)	Periodo (h)	Importe (€)
Alojamiento	0,7	320	224
TOTAL			224

Tabla 30: Costes totales lugar de trabajo

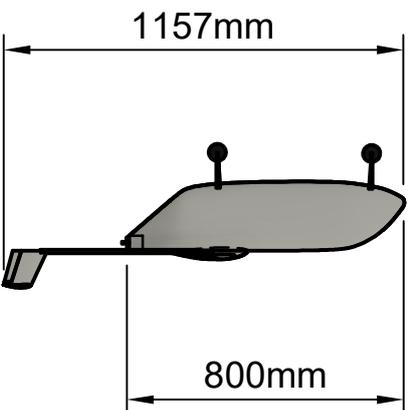
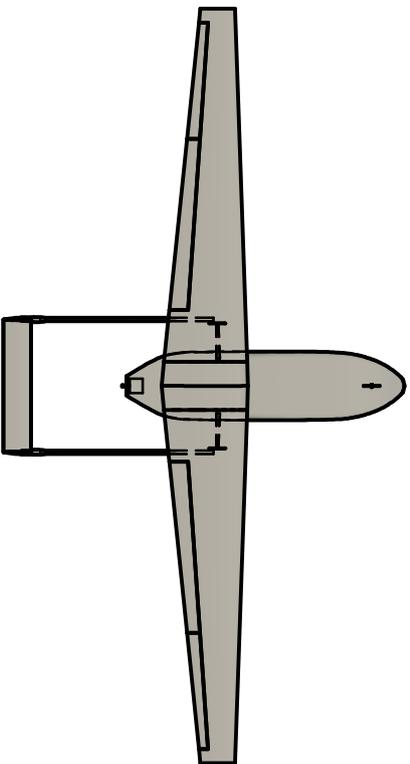
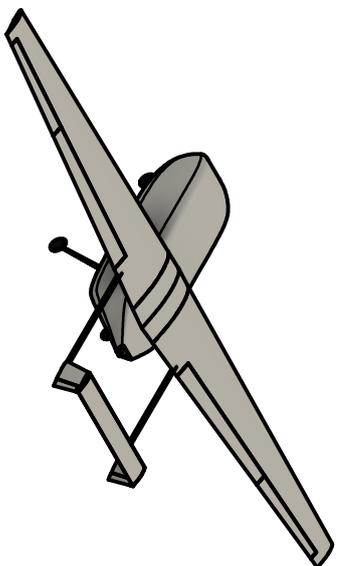
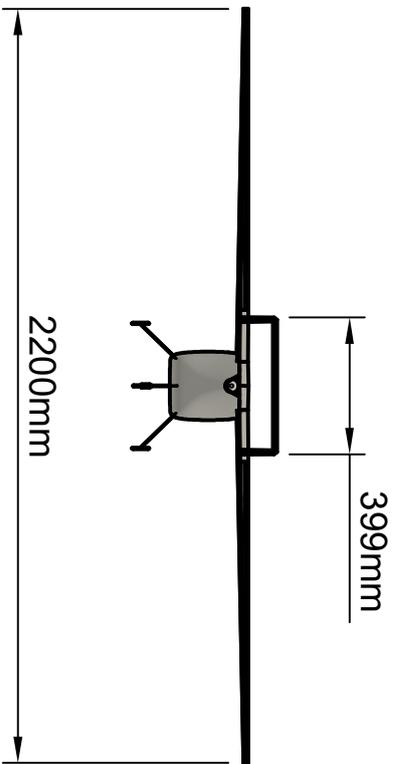
8.3.4. Resumen coste total

Descripción	Presupuesto (€)
Equipo informático y software	902,52
Recursos humanos	3813,44
Lugar de trabajo	224
TOTAL	4939,86

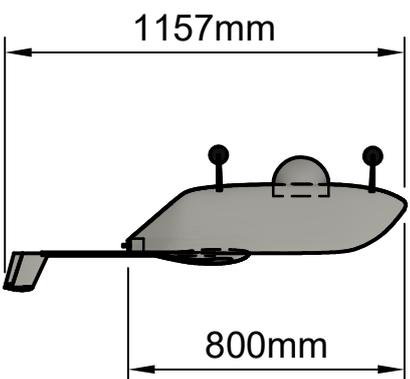
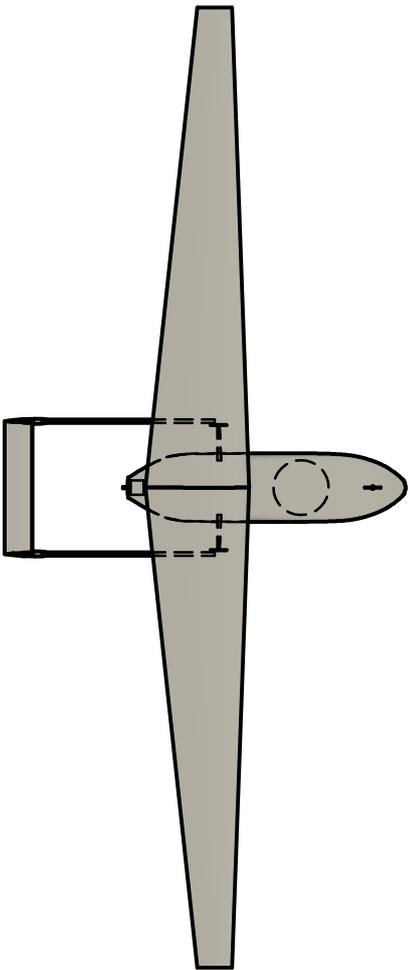
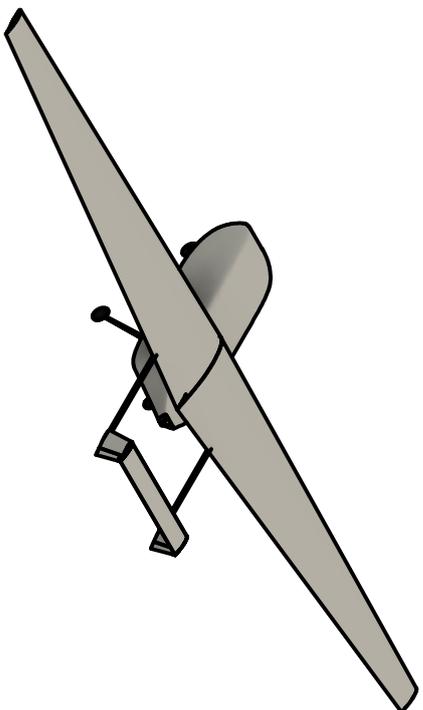
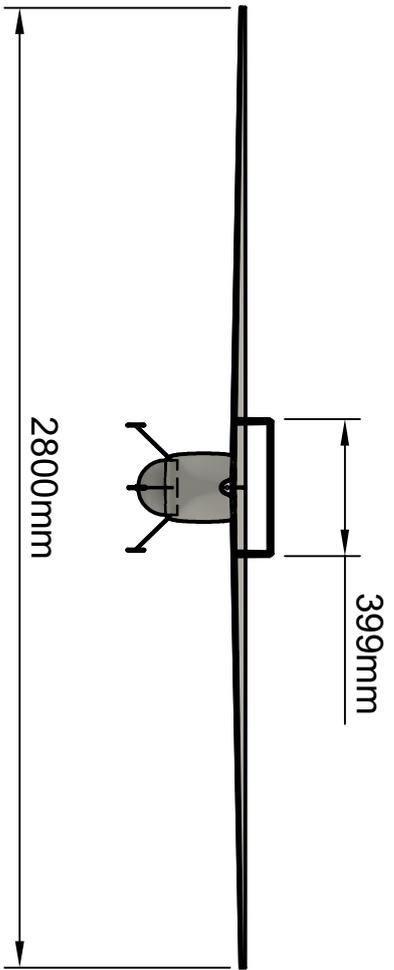
Tabla 31: Coste total del proyecto

9. Planos

En las siguientes páginas se adjuntan los planos del diseño inicial y del final respectivamente. Se debe tener en cuenta que el objetivo de estos planos no es detallar todas las cotas, el único propósito es obtener una visión general de la aeronave diseñada.



Dept.		Technical reference		Approved by	
Escala 1:22		Created by		Victor G	
Document type		Document status		DWG No.	
Title		Diseño Inicial UAS		1	
Rev.	Date of issue	Sheet		1/1	



Dept.		Technical reference		Approved by	
Escala 1:22		Victor G		Document status	
Created by		Document type		DWG No.	
Victor G		Diseño Final UAS		2	
Title		Rev.		Date of issue	
Diseño Final UAS		1/1		Sheet	
				1/1	

Referencias

- [1] TÉCNICOS DE ESTADÍSTICA DEL ÁREA DE DEFENSA CONTRA INCENDIOS FORESTALES; *Incendios Forestales en España Año 2014*. Madrid; Ministerio de Agricultura y Pesca, Alimentación y Medio Ambiente; 2017.
- [2] PILLCO F., M.; *Análisis y modelado de baterías de Ion Litio para vehículos eléctricos* [en línea] Universidad de Cuenca-Ecuador, Facultad de Ingeniería; Disponible en <http://dspace.ucuenca.edu.ec/jspui/handle/123456789/30316>
- [3] GUNDLACH, J.; *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Manassas, Virginia; AIAA EDUCATION SERIES; 2012.
- [4] AIAA; *Aerospace Design Engineers Guide*. New York; AIAA EDUCATION SERIES; 2003.
- [5] HOAK D., E.; FINCK R., D.; DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY, FORCE FLIGHT DYNAMICS LABORATORY (U.S); FLIGHT CONTROL DIVISION. *USAF DATCOM*. Irvine; 1978.
- [6] SHEVELL R., S.; *Fundamentals of Flight*. New Jersey; Prentice Hall; 1989.
- [7] HOERNER S., F.; *Fluid-dynamic drag*. 1992.
- [8] NICOLAI L., M. & CARICHNER G., E.; *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. AIAA; 2010.
- [9] HULL D., G.; *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. Berlin; Springer; 2010.
- [10] BOE; <http://www.boe.es/buscar/doc.php?id=BOE-A-1997-8671>
- [11] AGUDELO N., D.; SOLER L., J.P.; *Metodología de diseño de aeronaves no tripuladas - Teoría y fundamentos*. Editorial académica española; 2013.
- [12] RAYMER P., D.; *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Reston, Virginia; AIAA EDUCATION SERIES; 2012.
- [13] AUSTIN, R.; *Unmanned Aircraft Systems*. United Kingdom; WILEY; 2010.
- [14] MAGRANER R., J.P.; *Apuntes de mecánica de vuelo (118892)*. Grado en Ingeniería Aeroespacial, Universidad Politécnica de Valencia.