

Diseño de un UAV estratosférico para dar cobertura de comunicaciones en zonas remotas.

Jorge Gómez Bosch
Grado en Ingeniería Aeroespacial
4º Curso

Tutor: Andrés Omar Tiseira Izaguirre

Co-tutor: Luis Miguel García-Cuevas González



Dedicado a Eva, por tantas y largas noches.

Agradecimientos

Tras un trabajo de tantos y tantos meses, tantas y tantas horas dedicadas y tanta gente implicada, es difícil expresar con palabras la gratitud por tantos esfuerzos. Primero de todo, agradecerse a Eva Bernat, quien me ha tenido que aguantar todas las noches de trabajo, más de lo que ella quisiera. Sin su continuo apoyo este trabajo no estaría donde está ahora, ya que gracias a su inestimable ayuda pude seguir adelante a pesar de las baterías.

Cómo no, agradecimientos muy especiales para el CMT y en concreto para Andrés Tiseira y para Luis Miguel García, quienes han hecho posible que este trabajo salga adelante. Gracias a sus ideas y su incansable dedicación, este trabajo ha llegado a ser lo que es. Tantas horas en el despacho intentando plantear algo tan fuera de lo común finalmente han merecido la pena.

A Hugo Suárez, compañero y amigo, también le quiero hacer una mención especial. Sin ti este trabajo no existiría. Tuyas han sido las grandes ideas y el mérito de haberme animado a seguir al principio, cuando más negro lo veíamos.

Pero los agradecimientos no son sólo por este trabajo. Con esto concluyen 5 años de grado, con lo cual no puedo no mencionar a todos los maravillosos profesionales de la UPV, y en concreto de la ETSID que me han ayudado desde que entré aquí. He tenido grandes profesores que me han hecho amar lo que estudiaba y no tirar la toalla con mi pasión.

También me gustaría agradecer a los profesores que me ayudaron a entrar en la universidad. Mención especial tiene Miguel Ángel Díaz, profesor de Física y Mecánica de 2º de Bachillerato del I.E.S. Alquibla, quien me hizo amar la física. Gracias a él descubrí que con la física no hay nada imposible, y que esta siempre da una explicación a lo que otros pueden considerar magia. Muchas gracias Miguel Ángel por ese gran esfuerzo cuando más difícil es educarnos.

Y cómo no, el agradecimiento más especial es para mi familia, que aunque no terminasen de entender del todo qué era ese trabajo que tanto tiempo me quitaba, nunca dudaron en darme su apoyo a lo largo de toda mi vida.

Muchas gracias de corazón a todos.

Resumen

En un mundo cada vez más globalizado, donde gracias al desarrollo de las nuevas tecnologías es posible conectar entre sí a todo el mundo, se hace necesario que la cobertura de estas señales que nos han permitido evolucionar hacia un mundo donde las distancias son cada vez menores llegue a todo el mundo por igual.

Pero en ocasiones esto no es posible. Bien sea debido a dificultades geográficas, fallos en los servicios de comunicaciones en tierra o incluso por inclemencias meteorológicas, grandes zonas de la Tierra aún no disponen de esta cobertura esencial para su modernización.

Es de esta necesidad de la que surge un nuevo concepto: Céfiro. Céfiro es una aeronave diseñada para dar cobertura a zonas remotas desde la estratosfera, donde operará. Gracias a su motor eléctrico y a su diseño similar al de un planeador puede volar durante 3 días sin necesidad de tomar tierra para recargar baterías, cubriendo un área similar a la de Irlanda.

Gracias a este novedoso concepto de aeronave repetidora de señales se pretende hacer competencia a los satélites de comunicaciones y a proyectos de grandes empresas como el Proyecto Loon de Google, proyectos que, a pesar de su demostrada utilidad, presentan deficiencias que Céfiro puede cubrir con creces.

Otra de las ventajas que presenta Céfiro es su gran versatilidad. Además de antenas de repetición también está diseñado para portar una cámara de largo alcance, que le permita, desde la estratosfera, cartografiar y reconocer el terreno que se encuentra bajo él.

Índice

Agradecimientos	II
Resumen	III
Índice de figuras	VI
Índice de tablas	VIII
I Desarrollo teórico	9
Desarrollo teórico	9
1. Planteamiento inicial	9
2. Dimensionamiento inicial	14
2.1. Estado del arte	14
2.2. Dimensionamiento de pesos	18
2.2.1. Peso en vacío (OEW)	18
2.2.2. Carga de pago (PL)	19
2.2.3. Peso de combustible (FW)	20
2.2.4. Peso definitivo	20
2.3. Estudio aerodinámico	20
2.3.1. Primera estimación del ala	20
2.3.2. Curva polar del avión	26
2.4. Primera estimación de la planta motora	36
2.4.1. Primera estimación del motor	36
2.4.2. Primera estimación de la hélice	36
3. Selección del punto de diseño	38
3.1. Crucero	38
3.2. Despegue	40
3.3. Ascenso en segundo segmento	42
3.4. Aterrizaje	44
3.5. Selección del punto de diseño	45
4. Estabilidad longitudinal	46
4.1. Downwash	46
4.2. Dimensionamiento del timón horizontal	47
4.3. Estabilidad longitudinal	50
4.4. Punto neutro	52
5. Segunda iteración	52
5.1. Curva polar	52
5.2. Estimación del motor	53
5.3. Estimación de la hélice	53
5.4. Selección del punto de diseño	53
5.4.1. Crucero	54

5.4.2.	Despegue	55
5.4.3.	Ascenso en segundo segmento	55
5.4.4.	Aterrizaje	56
5.4.5.	Selección del punto de diseño	56
5.5.	Estabilidad longitudinal	57
6.	Cálculo de la autonomía de Céforo	57
6.1.	Elección de las celdas de batería	57
6.2.	Autonomía durante el descenso planeado	58
6.3.	Autonomía durante el ascenso propulsado	61
6.4.	Despegue	62
6.5.	Ascenso hasta 11000m	63
6.6.	Ascenso hasta 20000m	64
6.7.	Planeo hasta 11000m	64
6.8.	Planeo hasta 0m	64
6.9.	Aterrizaje	64
6.10.	Autonomía total	65
6.10.1.	Autonomía de misión con potencia máxima (60kW)	65
6.10.2.	Autonomía de misión con potencia mínima (52kW)	66
6.11.	Selección del régimen de vuelo	66
7.	Desarrollo de la misión	66
8.	Estudio paramétrico	71
8.1.	Margen estático	71
8.2.	Motor necesario si se mejora la eficiencia de la hélice η_p	72
8.3.	Autonomía con un motor menor	73
8.4.	Autonomía si se remolca la aeronave	73
8.4.1.	Remolque hasta 11000m	74
8.4.2.	Remolque hasta 20000m	74
8.5.	Autonomía si se incrementa el peso de las baterías	74
9.	Conclusiones y desarrollo futuro	75
II	Pliego de condiciones	78
	Pliego de condiciones	78
	Presupuestos	83
9.1.	Presupuesto de hardware	83
9.2.	Presupuesto de Software	83
9.3.	Costes laborales	84
9.4.	Presupuesto total	84

Índice de figuras

Índice de figuras

1.	Vista frontal de Céfiro	9
2.	Corrientes de aire para 10km de altitud	10
3.	Corrientes de aire para 18km de altitud	10
4.	Corrientes de aire para 30km de altitud	11
5.	Corrientes de 127km/h a 46°N	11
6.	Corrientes de 72 km/h a 45°N	12
7.	Corrientes de aire a 10 hPa	12
8.	Corrientes en Europa a 70hPa	13
9.	Corrientes en Norte América a 70hPa	13
10.	Corrientes en Sud América a 70hPa	14
11.	Aspect Ratio vs Superficie alar	15
12.	Potencia vs MTOW	16
13.	Potencia vs Superficie alar	17
14.	SWE-400 LE de Trakka Systems	19
15.	Especificaciones SWE-400 LE	19
16.	Diagrama de fuerzas en un avión	20
17.	Perfil NACA 63 ₂ -615	21
18.	Curva C_l - α del perfil NACA63 ₂ -615	22
19.	Perfil NACA 6412	22
20.	Curva C_l - α del perfil NACA 6412	23
21.	Curva polar del perfil NACA 6412	23
22.	Perfil NACA 2412	24
23.	Curva C_l - α del perfil NACA 2412	24
24.	Curva polar del perfil NACA 2412	25
25.	Plano de la forma en planta del ala	26
26.	Diedro del ala	26
27.	Perfil NACA 0012	30
28.	Detalle de la cámara del MQ-1 Predator	32
29.	Dimensiones del fuselaje de Céfiro	33
30.	Detalle de la sección máxima del fuselaje de Céfiro	34
31.	Curva polar de Céfiro	35
32.	Potencia en función del radio de la hélice	38
33.	Limitación de crucero	40
34.	Limitación de despegue	41
35.	Fuerzas en un avión en ascenso	42
36.	Limitación de ascenso en segundo segmento	44
37.	Limitaciones del punto de diseño	45
38.	Selección del punto de diseño	46
39.	Fuerzas y momentos en vuelo rectilíneo horizontal uniforme	47
40.	Distancias entre los distintos elementos de Céfiro	48
41.	Coficiente de momentos para el perfil NACA 6412	48
42.	Coficiente de momentos para el perfil NACA 0012	49
43.	Superficie del timón horizontal en función de su cuerda	50
44.	Coficiente de momentos respecto al centro de gravedad en función del ángulo de ataque α_w	51
45.	Curva polar de Céfiro para la segunda iteración	53
46.	Potencia necesaria en crucero en función del radio de la hélice para la segunda iteración	54
47.	Limitación de crucero	54
48.	Limitación de despegue	55
49.	Limitación de ascenso en segundo segmento	55

50.	Limitaciones del punto de diseño	56
51.	Selección del punto de diseño	57
52.	Equilibrio de fuerzas en un avión planeando	59
53.	Fuerzas en un avión en ascenso	61
54.	Antena direccional y antena omnidireccional	67
55.	Diagrama de radiación de una antena direccional	67
56.	Diagrama de radiación de una antena direccional muy concentrada	68
57.	Dimensiones del volumen de cobertura de Céfito	68
58.	Detalle del volumen de cobertura de Céfito	69
59.	Área de cobertura de un sólo avión	69
60.	Área de cobertura de un sólo avión, reduciendo el radio de la trayectoria	70
61.	Posible solución para cobertura ininterrumpida con varios aviones	70
62.	Área a la que dan cobertura 15 aviones	71
63.	Variación del margen estático respecto a la distancia GC	72
64.	Relación entre la eficiencia de la hélice y la potencia que debe suministrar el motor para volar en crucero	72
65.	Autonomía de la misión en función del peso de las baterías	74

Índice de tablas

Índice de tablas

1.	Datos atmosféricos	14
2.	Datos de geometría de planeadores	15
3.	Datos de UAV	16
4.	Datos de Perlan II	17
5.	Datos de motores Yuneec	18
6.	Tabla de pesos	20
7.	Datos geométricos del perfil NACA 63 ₂ -615	22
8.	Datos geométricos del perfil NACA 6412	24
9.	Datos geométricos del ala de Céfire	26
10.	Valores típicos de k en función del acabado superficial	28
11.	Datos para obtener los coeficientes del ala	29
12.	Datos geométricos del perfil NACA 0012	30
13.	Datos para obtener los coeficientes del timón horizontal	30
14.	Datos para obtener los coeficientes del timón vertical	31
15.	Datos para obtener los coeficientes del fuselaje	33
16.	Datos obtenidos a partir del estudio de las distintas actuaciones	46
17.	Datos para obtener las dimensiones del timón horizontal	49
18.	Dimensiones del timón horizontal	50
19.	Comparativa de parámetros entre la primera y segunda iteración	53
20.	Datos obtenidos a partir del estudio de las distintas actuaciones	56
21.	Consumo en función del regimen de vuelo	57
22.	Catálogo de baterías	58
23.	Duración de las baterías en función del régimen de vuelo	58
24.	Parámetros de vuelo para el descenso en planeo	60
25.	Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado	62
26.	Parámetros de vuelo para el despegue	63
27.	Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado hasta 11000 metros	63
28.	Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado hasta 20000 metros	64
29.	Parámetros de vuelo para el aterrizaje	65
30.	Duración de las actuaciones	65
31.	Autonomía total	66
32.	Drenaje de corriente del motor Yuneec Power Drive 40	73
33.	Duración de las actuaciones para el motor de 40kW	73
34.	Coste de amortización del hardware	83
35.	Coste de amortización del software	84
36.	Costes laborales	84
37.	Presupuesto total del proyecto	84

Parte I

Desarrollo teórico

1. Planteamiento inicial

En este presente trabajo se pretende realizar el diseño preliminar de una aeronave no tripulada, Céfiro, capaz de volar en la estratosfera, donde deberá mantenerse el máximo tiempo posible en vuelo sin tener que volver a tierra.

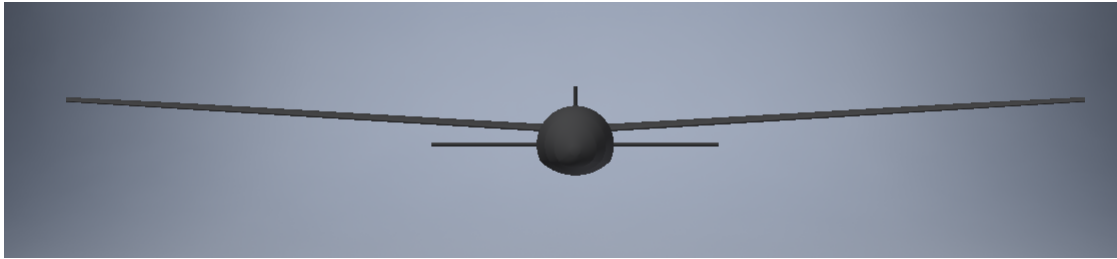


Figura 1: Vista frontal de Céfiro

La misión principal para la que es diseñada es para dar cobertura a zonas que, o bien por su complicada orografía, por condiciones climatológicas adversas o por desastres naturales, es imposible que mediante antenas repetidoras en tierra lleguen las comunicaciones. Además, esta aeronave será muy versátil, puesto que en función de los componentes que se incluyan como carga de pago podrá realizar tanto su misión principal de mejora de cobertura, como labores de vigilancia y cartografía, incorporando cámaras y sensores de largo alcance.

Haciendo un estudio de mercado sobre las aeronaves que en la actualidad realizan estas misiones, se ha encontrado que no hay ninguna de ala fija. Todas las que hay son globos aerostáticos de helio (como el Project Loon de Google) o satélites de órbita baja. Entonces, ¿por qué innovar con una aeronave de ala fija? La respuesta es clara si se estudian las desventajas que poseen las anteriores aeronaves:

- Los globos aerostáticos de helio son mucho más económicos, pero su principal desventaja es que prácticamente son incontrolables. Están a merced de las corrientes de aire. Céfiro, al ser una aeronave de ala fija con motor, puede desplazarse en función de las necesidades de cobertura.
- En cambio, los satélites de órbita baja, además de ser mucho más costosos, poseen una latencia muy elevada, puesto que al estar mucho más alejados de la emisora de la señal, esta tarda mucho más tiempo en llegar al satélite, y en rebotar hasta el objetivo.

Una vez se ha determinado el tipo de aeronave, lo siguiente que hay que determinar es su cota de vuelo. Céfiro está diseñado para volar en la estratosfera, capa de la atmósfera que comprende entre los 11 y los 20km (según el modelo de Atmósfera Estandar Internacional. Diversos son los motivos que han hecho que se tomara esta decisión, puesto que, aunque son muchos los inconvenientes de volar a tanta altura, las ventajas que presenta son mayores.

El primer motivo por el que se decide volar a tanta altitud es que, cuánto más alto vuele la aeronave, mayor área puede cubrir. Además, no interferirá con las rutas de vuelo de aviones comerciales, lo cual facilita mucho su operación. Es una aeronave pensada para sobrevolar durante largos periodos de tiempo zonas en las que realizará misiones de comunicaciones, seguridad, vigilancia o cartografía, y por tanto, serán zonas pobladas y con una alta densidad de tráfico aéreo. Por este motivo, aumentar la cota de vuelo hasta la estratosfera es un acierto.

Otro aspecto a tener en cuenta de la estratosfera es su baja densidad atmosférica. Esto podría ser un inconveniente para otras aeronaves, puesto que al haber muy baja densidad (del orden del 10% del valor de la densidad atmosférica a nivel del mar) necesitarían, o bien grandes superficies alares, lo cual haría necesario estructuras muy reforzadas, o bien motores capaces de proporcionar velocidades muy elevadas, disparando el consumo. Ambos motivos harían que estas aeronaves fuesen de un elevado coste, o prácticamente inviables. No sucede lo mismo con esta aeronave. Es cierto que la baja densidad hace necesaria un ala muy grande en comparación a otras aeronaves de similares características, pero al no estar diseñada para transportar grandes cargas, puede permitirse menor peso estructural, al necesitar menos refuerzos. Esto también es una ventaja, pues le permite necesitar una menor velocidad de vuelo, lo cual es beneficioso para aumentar la autonomía de la aeronave. Además, para las misiones que llevará a cabo la aeronave es más propicia una baja velocidad de vuelo. No son sólo estas las ventajas de una reducida velocidad de crucero. Esto también hace posible barajar diversos tipos de motor, y no necesariamente recurrir a los motores a reacción como el resto de aeronaves estratosféricas hasta la fecha. De este razonamiento surge este estudio, en el que se comprobará si realmente es viable una aeronave propulsada a hélice que pueda operar en la estratosfera.

Finalmente, para determinar la altitud de vuelo de esta aeronave se estudiaron las corrientes en diferentes cotas. En las siguientes imágenes se muestran para altitudes, de 250 hPa (10 km), 70 hPa (18 km) y 10 hPa (30 km), las corrientes de aire existentes en toda la tierra:

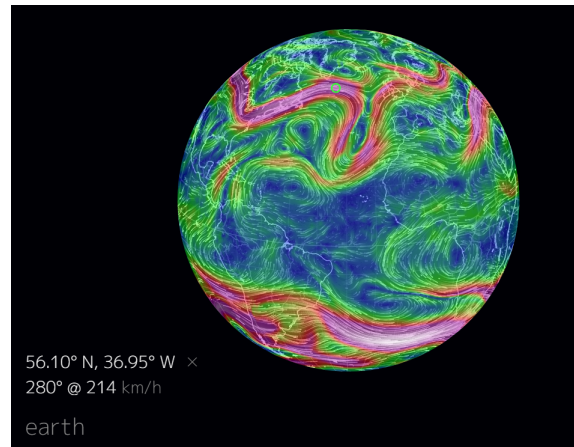


Figura 2: Corrientes de aire para 10km de altitud

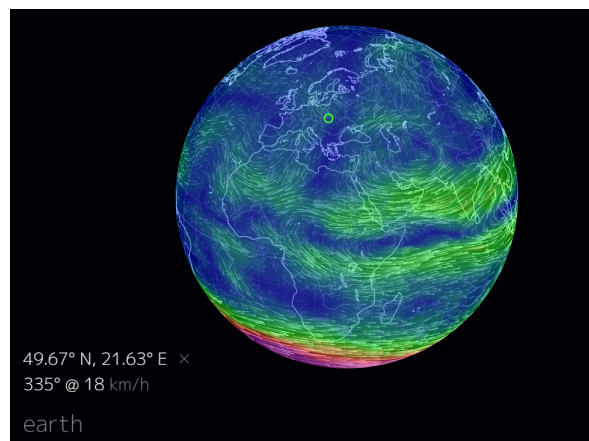


Figura 3: Corrientes de aire para 18km de altitud

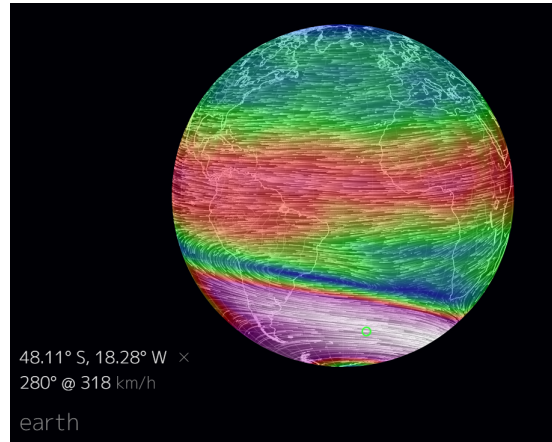


Figura 4: Corrientes de aire para 30km de altitud

Como se puede apreciar en estas imágenes, existen corrientes de aire que se desplazan alrededor de la Tierra, tanto en el hemisferio norte como en el hemisferio sur. La intensidad de estas corrientes va aumentando al aumentar la altitud. Estas intensidades alcanzan sus valores máximos a 250 hPa (10km, tropopausa), donde las velocidades llegan a valores de hasta 200km/h, lo que dificulta la operación ahí. A partir de ahí los valores de estas corrientes disminuyen en las cotas de 70hPa (18km) y vuelven a subir hasta 10hPa (30km).

Si se analizan las corrientes existentes a 250hPa se puede apreciar como estas son poco homogéneas, varían mucho su intensidad en una variación pequeña de latitud y longitud:

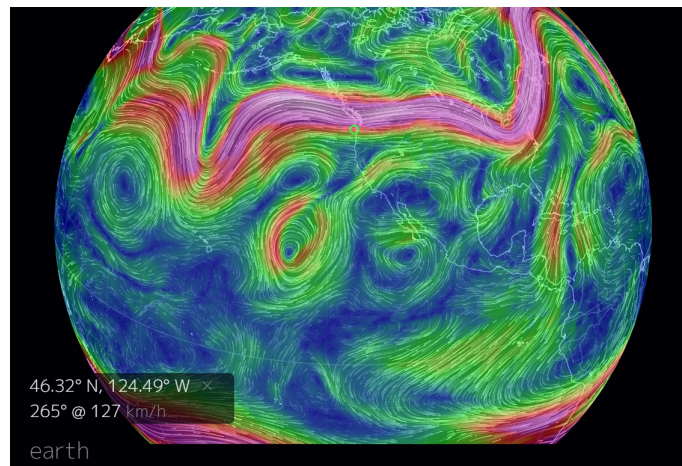


Figura 5: Corrientes de 127km/h a 46°N

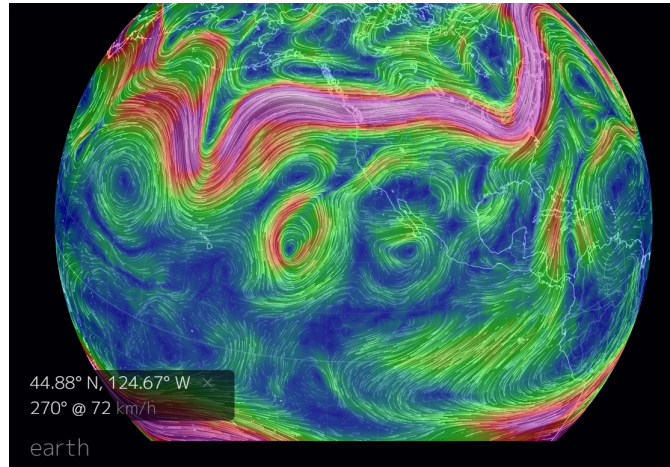


Figura 6: Corrientes de 72 km/h a 45°N

En estas imágenes se aprecia como en una variación de latitud de algo más de un grado, las velocidades varían en 50km/h, lo cual es muy perjudicial para cualquier aeronave. Por lo tanto no es aconsejable volar a esta altitud. Podría realizarse un estudio en profundidad de las corrientes en esta altitud para comprobar la viabilidad de un vuelo a esta altitud, pero no es lo que se pretende en este trabajo.

Si ahora se estudian las corrientes a 10hPa de altitud, se puede apreciar que son más homogéneas. Si que es cierto que hay mucha diferencia de velocidades entre unos puntos y otros, pero estas diferencias se producen en distancias mayores, por lo que sí sería posible realizar vuelos a esta altitud:

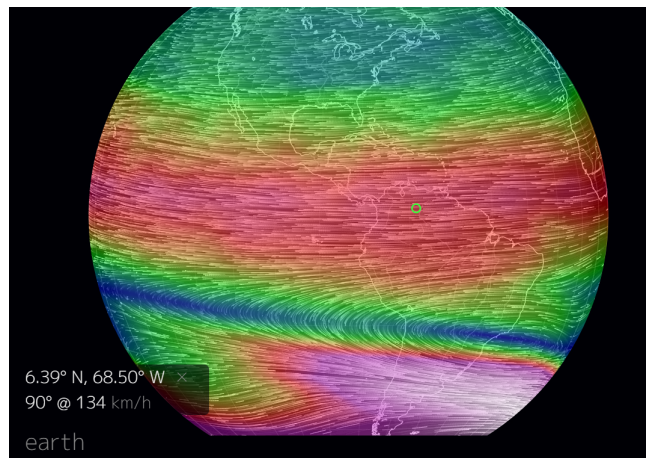


Figura 7: Corrientes de aire a 10 hPa

El inconveniente que tiene esta altitud es su escasa densidad. A 30km de altitud la densidad atmosférica (según ISA) es de $0.018\text{kg}/\text{m}^3$, (del orden de un 1.5 % de la densidad media a nivel del mar), unas 10 veces menos que a 70hPa. Al no haber casi densidad es muy difícil que una aeronave de ala fija y motor de hélice pueda propulsarse. Se requeriría una superficie alar tremendamente grande que pudiese sustentar con muy poca velocidad, puesto que al no haber densidad la hélice prácticamente no generaría empuje.

Finalmente, estudiando las corrientes a 70hPa se obtienen los siguientes resultados:

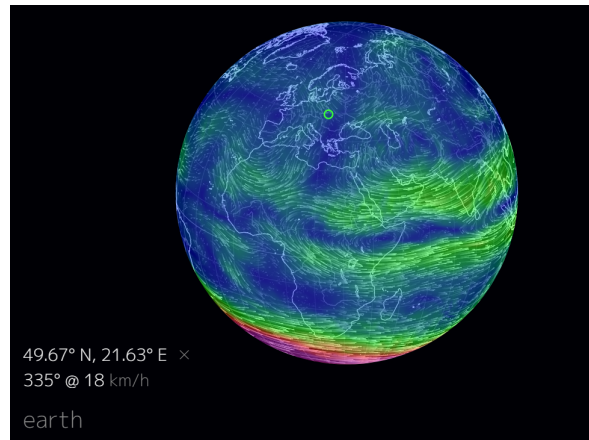


Figura 8: Corrientes en Europa a 70hPa

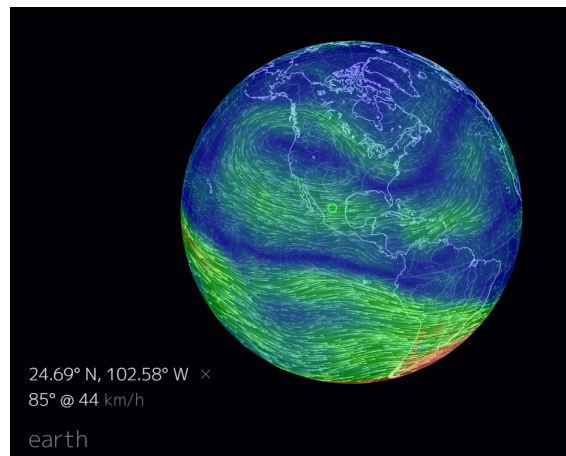


Figura 9: Corrientes en Norte América a 70hPa

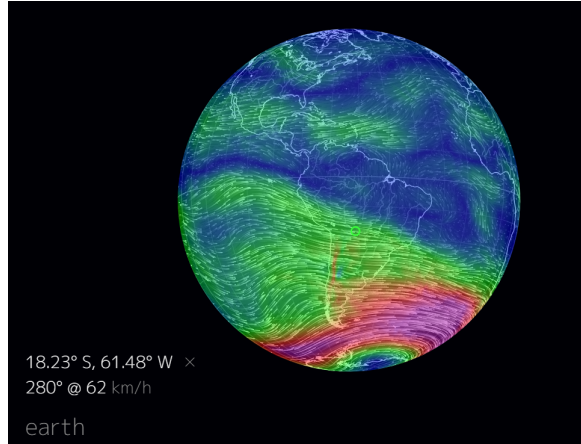


Figura 10: Corrientes en Sud América a 70hPa

Se puede apreciar como las corrientes en el hemisferio norte son a penas significativas, haciéndose relativamente mayores en el hemisferio sur. Aún así estas variaciones de velocidad no son tan pronunciadas como en el caso de 250hPa de altitud, y la densidad es mayor que a 10hPa de altitud, por lo que se fija 70hPa (18km) como la altitud a la que operará la aeronave. En la Tabla 1 se muestran algunos valores atmosféricos de relevancia para cálculos posteriores, obtenidos a partir de las expresiones de atmósfera ISA para la estratosfera (ecuación 1):

$$\rho(z) = \rho_{11} e^{\left(-\frac{g_0}{RT_{11}}(z-z_{11})\right)} \quad (1)$$

Cota de vuelo	18000m
Temperatura	216.6K
Densidad (ρ)	0.12 kg/m ³
Viscosidad cinemática (ν)	1.215·10 ⁻⁴ m ² /s

Tabla 1: Datos atmosféricos.

2. Dimensionamiento inicial

2.1. Estado del arte

Tras realizar el primer paso en el diseño de cualquier aeronave, que es definir su misión, el siguiente paso es analizar los datos básicos del resto de aeronaves que hay en el mercado, para saber dónde se encuentra la competencia y tomar estimaciones de los primeros datos que tendrá la aeronave, en un primer estudio inicial.

En el presente caso, este segundo paso ha sido muy difícil de realizar, puesto que son escasas las aeronaves con la misma misión que operan a esas altitudes, por lo que se han tomado datos tanto de UAV militares, para obtener información de pesos de los componentes de aviónica y potencia de motores, y planeadores, para obtener información de perfiles y geometría alar. Como se trata de una aeronave cuya principal misión es maximizar la autonomía, se ha considerado que la mejor opción es que su diseño sea muy similar al de un planeador adaptado a la estratosfera. También se encontró información sobre un proyecto aún en fase de desarrollo realizado por Airbus: Perlan, más concretamente la segunda fase, Perlan II. Se trata de una aeronave sin motor y tripulada, que pretende alcanzar la estratosfera aprovechando las corrientes que se crean

cerca de las grandes cordilleras montañosas. La información sobre esta aeronave también es útil a la hora de comparar y obtener una primera aproximación de las dimensiones necesarias para esta aeronave.

En la Tabla 2 se muestran los valores más representativos de geometría alar de aviones planeadores:

Planeadores	L-23 Super Blaník	DG 808-C	Binder EB-29	ASW 27
Superficie alar (m ²)	19.15	11.81	16.8	9
Envergadura (m)	16.2	18	29.3	15
Cuerda (m)	1.25	0.66	0.57	0.64
Aspect Ratio	13.6	27.42	51.1	25
Diedro (°)	5			3.25
Flecha (°)	3			3.64
Perfil	NACA 63 ₂ A-615			DU 89-134/14
OEW (kg)	310	350	570	245
MTOW (kg)	510	600	850	500

Tabla 2: Datos de geometría de planeadores

En el gráfico (Figura 11) se muestra una comparativa entre la superficie alar de los planeadores y su Aspect Ratio, para hacernos una idea de dónde debe caer el de esta aeronave.

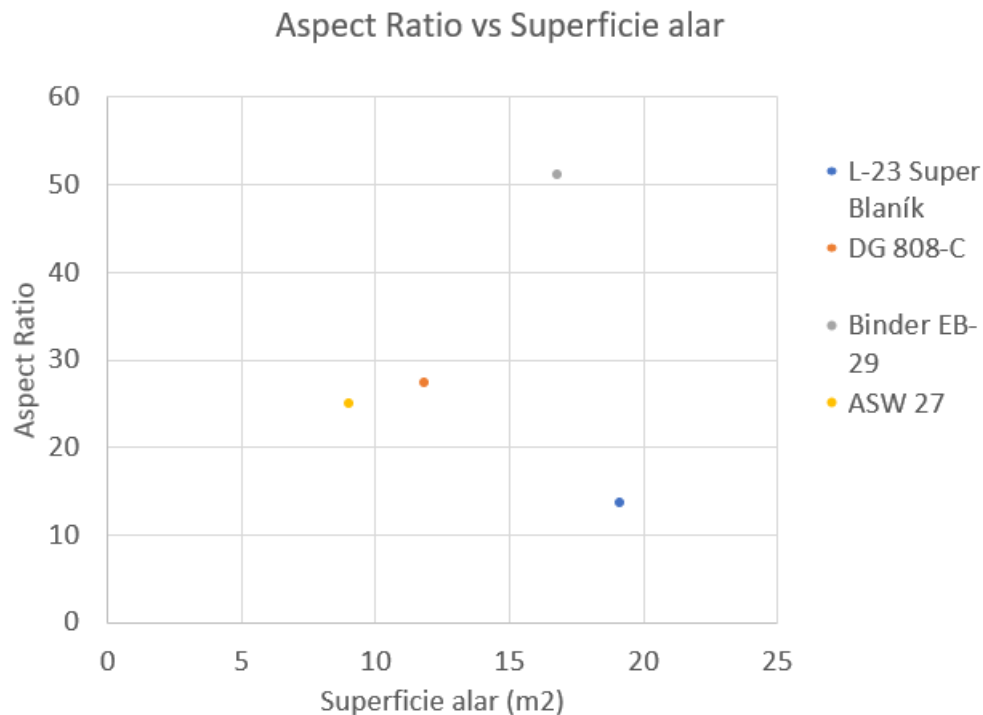


Figura 11: Aspect Ratio vs Superficie alar

Como se puede apreciar, a excepción del Blaník, hay una tendencia lineal entre el resto de planeadores, por lo que esta aeronave deberá guardar una relación semejante.

A partir de estos datos se podrá comprobar si los valores obtenidos de geometría alar se alejan de la realidad o se va bien encaminado.

En la tabla 3 se muestran datos sobre motores y pesos de algunos UAV:

UAV	MQ-1 Predator	MQ-1C Eagle	MQ-9 Reaper
Potencia del motor (kW)	74	100	671
MTOW (Kg)	1020	1630	4760
MFW (kg)	284	272	1814
Superficie alar (m ²)	11.5	15.4	20.1

Tabla 3: Datos de UAV

A continuación en las gráficas 12 y 13 se muestra la relación entre la potencia y el peso máximo al despegue y la superficie alar de estos UAV. Como esta aeronave tendrá también propulsión a hélice y unas características de dron de seguridad y vigilancia, estos datos darán una idea de si el motor calculado está dentro de la tendencia mostrada en las siguientes gráficas:

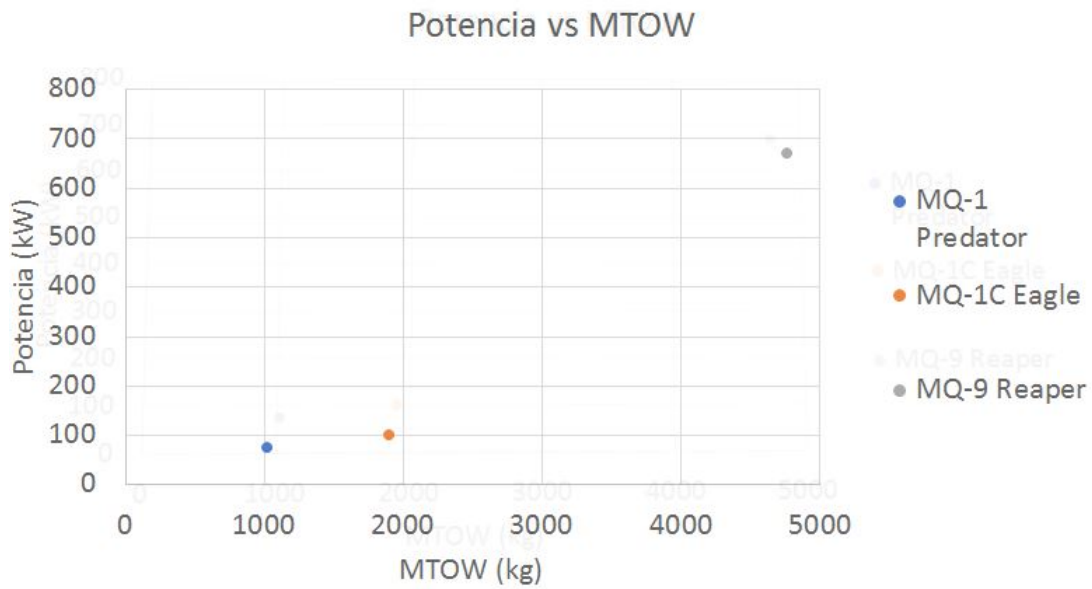


Figura 12: Potencia vs MTOW

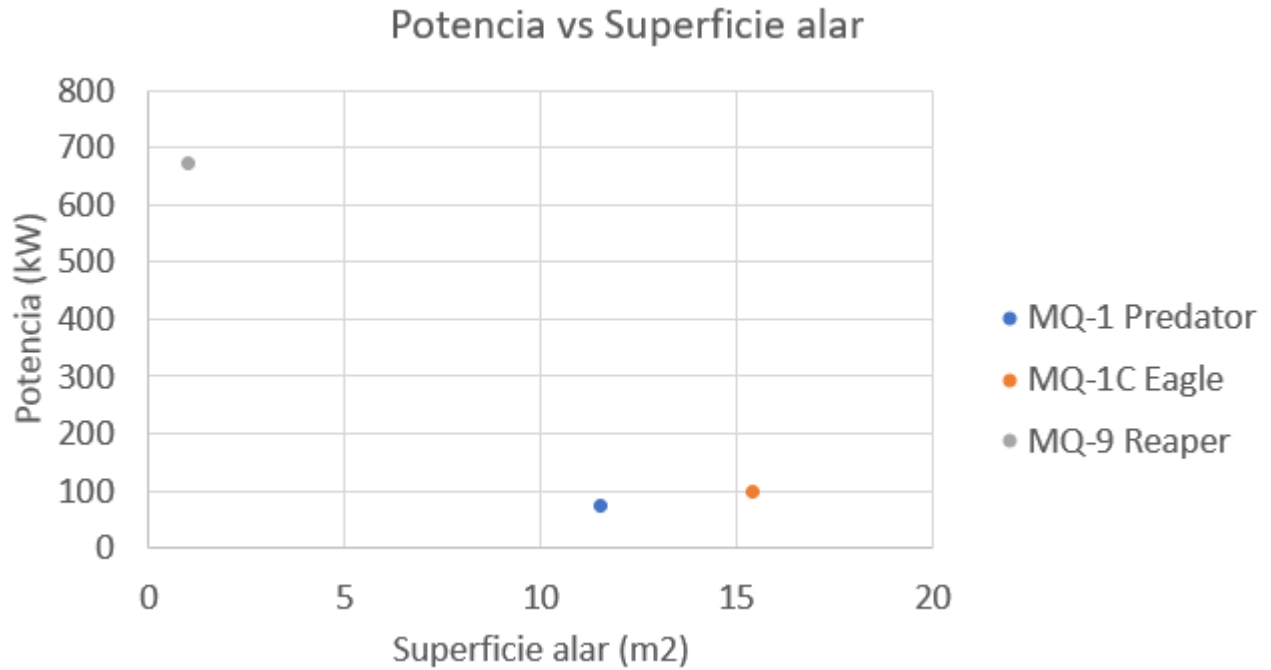


Figura 13: Potencia vs Superficie alar

Finalmente, en la siguiente tabla (Tabla 4) se muestran los datos más importantes sobre Perlan II, la aeronave que más se asemeja a Céfiro:

	Perlan II
Superficie alar (m ²)	25
Envergadura (m)	25
Cuerda (m)	0.925
Aspect Ratio	27
Flecha (°)	1.5
Diedro (°)	2.5
OEW (kg)	574
MTOW (kg)	900
Velocidad de crucero (m/s)	220

Tabla 4: Datos de Perlan II

2.2. Dimensionamiento de pesos

El siguiente paso en todo diseño de aeronaves es fijar los distintos pesos de la aeronave, en base a las especificaciones de la misión y basándose en los pesos de aeronaves semejantes.

Esta aeronave se va a estudiar para portar un motor de hélice eléctrico, con lo cual este apartado se simplifica considerablemente.

Tras realizar un estudio sobre motores eléctricos para aeronaves propulsadas a hélice, se concluyó que los dos motores más óptimos son de la casa Yuneec. Estos son Yuneec Power Drive 40 y Yuneec Power Drive 60. En la Tabla 5 se muestran los datos más importantes sobre estos motores:

Motor	Yuneec Power Drive 40	Yuneec Power Drive 60
Potencia (kW)	40	60
Peso (kg)	19	30
Diámetro (m)	0.24	0.28
Relación Potencia/Peso (kW/kg)	2.1	2.0
Revoluciones para máxima potencia (rpm)	2400	2400

Tabla 5: Datos de motores Yuneec

Con estos valores, y cuando se estime la curva polar de la aeronave, y más adelante el punto de diseño, se elegirá el motor, intentando utilizar el más pequeño, el de 40kW, al ser menor su peso.

El primer parámetro que se fija es el MTOW. Se impone un valor de 600kg, que se desglosará más adelante, explicando las suposiciones que han llevado a este valor.

2.2.1. Peso en vacío (OEW)

Se supone que el OEW de esta aeronave tendrá un valor de 540kg. Si nos fijamos en la Tabla 4, vemos que Perlan II tiene un OEW de 574kg, valor que no se aleja del impuesto para esta aeronave. Aunque Perlan II no cuenta con motor, es un avión mucho más grande de lo que será esta aeronave, tanto en superficie alar como en volumen de fuselaje, puesto que ha de portar a dos tripulantes. Por tanto, tendrá más peso estructural que esta aeronave, lo que se compensará con el peso del motor.

Si se miran los planeadores de la Tabla 2 observamos que el OEW de los planeadores (a excepción del Binder EB-29, cuya envergadura es mucho mayor que la del resto, y por tanto la estructura debe ir más reforzada) ronda los 300kg. Este dato hace pensar que el peso sin motor de esta aeronave estará en torno a 300kg. Puede incluso ser más reducido, pues estos planeadores están hechos de aluminio, y no de materiales compuestos. Pero para estar siempre del lado conservador, se mantendrá este valor de 300kg.

Como hemos visto en la tabla sobre los motores Yuneec (Tabla 5), y siendo conservadores, el motor más pesado tiene una masa de 30kg. Teniendo en cuenta que falta añadir el peso de la hélice y de la caja reductora se supone un peso total del motor de 50kg, teniendo en cuenta la ligereza de las actuales hélices de materiales compuestos.

Es difícil estimar el peso de aviónica y comunicaciones. Pero al tratarse de una aeronave de similares características que Perlan II, y teniendo en cuenta que la misión de Perlan II es muy similar a la de Céfitro (las antenas de repetición de Céfitro cuentan como carga de pago), se puede concluir que los pesos de aviónica serán similares en ambos, por lo que se mantiene el OEW de 540kg.

Sólo falta incluir el peso de las baterías. De 540kg de OEW restamos 350kg de motor más estructura y aviónica. Los 190kg restantes son de baterías, dato que sería similar al MFW de los UAV más pequeños

(Tabla 3). Este es un valor que nos da mucha flexibilidad, pues en caso de que finalmente se hubieran sobredimensionado los pesos, se podría aumentar el peso de las baterías, y por tanto la autonomía de la aeronave, que es lo que se busca maximizar en esta aeronave.

Estas baterías se encontrarán alojadas en el interior de las alas, como si de combustible se tratase. Así se aprovecha ese espacio vacío y además ayuda a disminuir el efecto de las cargas aerodinámicas en el ala.

2.2.2. Carga de pago (PL)

Como se ha comentado en el apartado 1, esta aeronave es muy versátil, pues en función de la misión deseada puede portar unos sensores u otros, que serán la carga de pago, puesto que no ha de transportar pasaje, mercancía ni tripulación. Este trabajo se plantea para que la aeronave porte unas antenas de repetición de señales.

De máxima carga de pago restan 60kg ($MTOW-OEW=MPL=60kg$). Es difícil encontrar información sobre pesos de antenas para tanto alcance, pero se estima que con un peso de 60kg será suficiente.

También se ha encontrado información sobre una cámara, que se podría incluir en el avión por si cambia la misión. Esta cámara es la SWE-400 LE, de Trakka Systems (Figura 14).



Figura 14: SWE-400 LE de Trakka Systems

De las especificaciones de esta cámara obtenemos los siguientes valores de alcance:

Object	Detection	Recognition	Identification
Man	9.7 km	2.9 km	1.55 km
Vehicle	16.6 km	6.4 km	3.5 km

Figura 15: Especificaciones SWE-400 LE

En esta tabla (Tabla 15) se muestra que esta cámara de 30kg de peso es capaz de detectar un vehículo a 16.6km, valor de altitud que se acerca a los 18km a los que volará la aeronave. Por tanto, se puede suponer que con una cámara del doble de peso (MPL=60kg) se conseguirán unos alcances y resoluciones mucho mayores. Nuevamente, este dato es bastante conservador, pues posiblemente no sea necesario una cámara de 60kg. Aun así se estudia la aeronave para una carga de pago máxima de 60kg.

Como se ha comentado anteriormente, la misión principal de esta aeronave no es la de fotografía ni reconocimiento, sino la de dar cobertura a zonas remotas. El llevar la cámara es una misión secundaria. Por tanto, en caso de necesitar más carga de pago, se podría penalizar parte de peso de baterías y por tanto penalizar la autonomía para poder incorporar una cámara más pesada y de más resolución.

2.2.3. Peso de combustible (FW)

Como se ha especificado anteriormente, esta aeronave será propulsada por un motor eléctrico, por lo que no es necesario contemplar peso de combustible. El símil al combustible para esta aeronave sería el peso de las baterías, que ya se ha analizado en el OEW, pues va incluido ahí.

2.2.4. Peso definitivo

En la siguiente tabla (Tabla 6) se muestra el desglose final de pesos de la aeronave:

		Peso (kg)
OEW	Peso de la estructura	300
	Peso del motor	50
	Peso de las baterías	190
	OEW Total	540
MPL		60
MFW		0
MTOW		600

Tabla 6: Tabla de pesos

2.3. Estudio aerodinámico

Una vez se han definido los pesos de la aeronave, el siguiente paso es realizar el estudio aerodinámico del avión. Primero se obtiene una primera estimación de la superficie alar, y con estos datos se puede obtener un valor de la polar del avión, y por tanto una primera aproximación del motor.

2.3.1. Primera estimación del ala

Imponiendo equilibrio estático de fuerzas en el avión volando en crucero, se puede obtener una primera aproximación de la superficie alar:

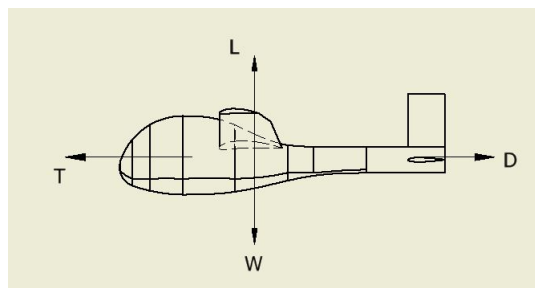


Figura 16: Diagrama de fuerzas en un avión

De aplicar equilibrio en la componente vertical obtenemos:

$$\Sigma F_y = 0 \quad (2)$$

$$L - W = 0; \quad (3)$$

$$\frac{1}{2}\rho S C_L v_c^2 = W_{TO} \quad (4)$$

$$S = \frac{2W_{TO}}{\rho v_c^2 C_L} \quad (5)$$

Ahora bien, para la obtención de la superficie alar es necesario imponer una velocidad de crucero y un perfil alar.

Velocidad de crucero Se obtendrá el valor de la velocidad basándose en los datos proporcionados sobre Perlan II (Tabla 4). Se puede ver que éste vuela en crucero a 220km/h. Teniendo en cuenta que Céfiro va propulsado, se fija la velocidad de crucero de Céfiro en 300km/h.

Coefficiente de sustentación C_l Para la obtención del valor de C_l hay que realizar un estudio de perfiles aerodinámicos. Esta aeronave precisa de un perfil que proporcione mucha sustentación para ángulo de ataque nulo o muy bajo, dado que la densidad a 18000m de altitud es muy baja, y por tanto el motor podrá proporcionar poca velocidad. No es relevante que la entrada en pérdida se produzca antes de lo habitual, pues no va a realizar maniobras complicadas. Además debe ser un perfil esbelto para minimizar al máximo el coeficiente de resistencia.

De los datos de geometría de planeadores (Tabla 2) se obtiene que el avión Super Blaník L-23 utiliza un perfil NACA 63₂-615, presentado en la imagen siguiente (Figura 17)

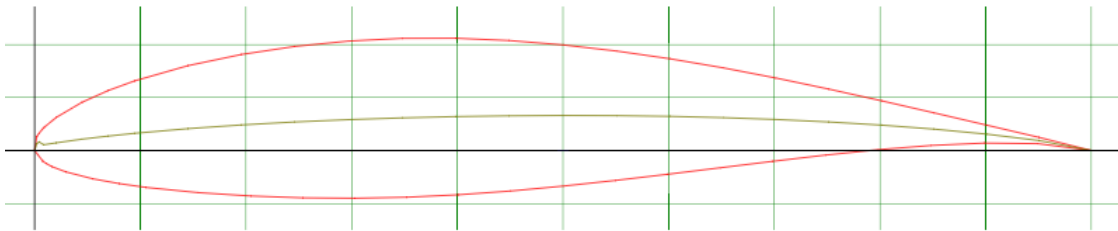


Figura 17: Perfil NACA 63₂-615

Para obtener su curva de $C_l-\alpha$ hay que obtener un número de Reynolds aproximado de vuelo:

$$Re = \frac{c_{ala} v}{\nu} = \frac{1 \times 83,33}{1,215 \times 10^{-4}} = 6,86 \times 10^5 \quad (6)$$

Donde el valor de velocidad es el impuesto antes ($v=83.33\text{m/s}$), el valor de la viscosidad cinemática (ν) se encuentra en la Tabla 1, y el valor de la cuerda aun no se conoce, pero basándose en valores de cuerda alar de otros planeadores (Tabla 2) se puede ver que rondará el metro. De todos modos se trata de la obtención de un

Reynolds aproximado, por lo que el valor no variará significativamente si la cuerda resulta no ser de un metro.

Con este valor de Reynolds ya se puede estudiar la curva de sustentación (Figura18)

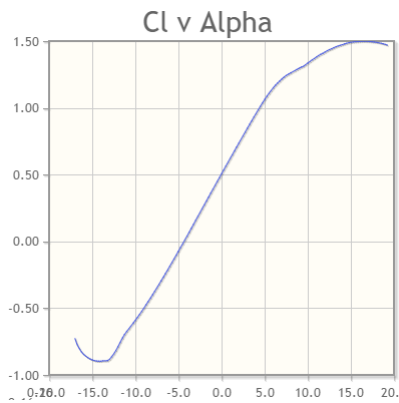


Figura 18: Curva C_l - α del perfil NACA63₂-615

En la Tabla 7 se muestran algunos datos geométricos del perfil:

$C_{l(\alpha=0)}$	0.5
Máximo espesor	15 %
Posición de máximo espesor	34.8 %
Curvatura máxima	3.3 %
Posición de máxima curvatura	50 %

Tabla 7: Datos geométricos del perfil NACA 63₂-615

De la gráfica (Figura 18) se obtiene que el coeficiente de sustentación C_l para 0° de ángulo de ataque es de 0.5. Es un buen valor, pero buscando en bases de datos se encontró otro perfil que aún mejoraba el valor de este coeficiente para el mismo ángulo de ataque, un perfil también de la serie NACA, el NACA 6412 (Figura 19). La necesidad de encontrar un perfil que maximice el coeficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo radica en que el perfil ha de dar mucha sustentación para baja velocidad, generando el menor drag posible.

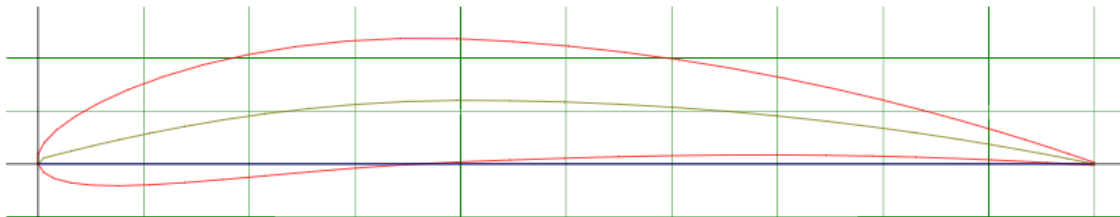


Figura 19: Perfil NACA 6412

En las Figuras 20 y 21 se presentan su curva de sustentación y su curva polar:

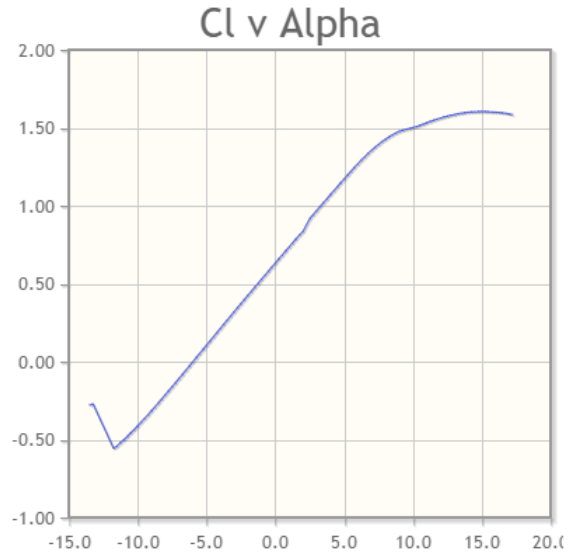


Figura 20: Curva C_l - α del perfil NACA 6412

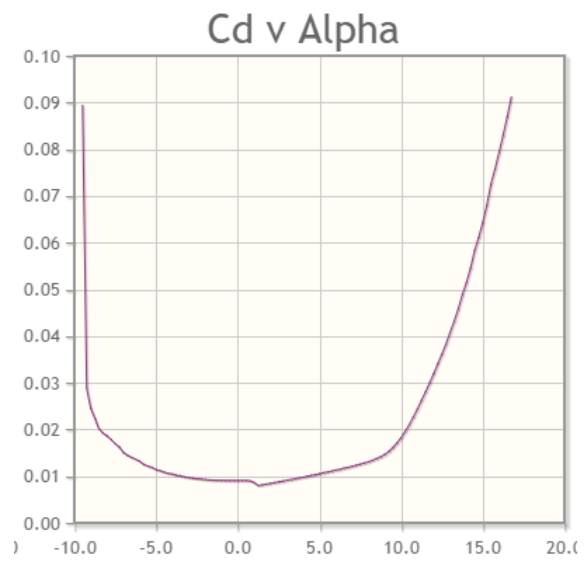


Figura 21: Curva polar del perfil NACA 6412

En la siguiente tabla (Tabla 8) se muestran algunos datos relevantes sobre este perfil:

$C_{l(\alpha=0)}$	0.65
Máximo espesor	12 %
Posición de máximo espesor	30.1 %
Curvatura máxima	6 %
Posición de máxima curvatura	39.6 %

Tabla 8: Datos geométricos del perfil NACA 6412

Como se puede apreciar, este perfil para un ángulo de ataque de 0° proporciona un C_l aun mayor, de valor 0.65, lo cual ya se podía predecir comparando las curvaturas relativas de ambos perfiles. Además, como se verá más adelante, el perfil NACA 63₂-615 posee un espesor relativo máximo mayor que este perfil, lo que aumenta considerablemente el valor de la resistencia.

Se fija este valor de 0.65 como valor de sustentación para el cálculo de la superficie alar. Pero este valor de sustentación también lo puede conseguir un perfil de menor curvatura con más ángulo de ataque. La elección final de un perfil u otro depende de la resistencia que genere para el mismo valor de sustentación. Para comparar con un perfil con menos curvatura se va a estudiar el perfil NACA 2412:

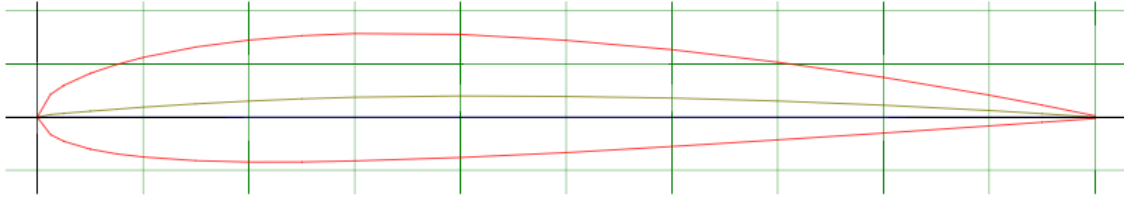


Figura 22: Perfil NACA 2412

Las curvas de coeficiente de sustentación y de resistencia que presenta este perfil son las siguientes:

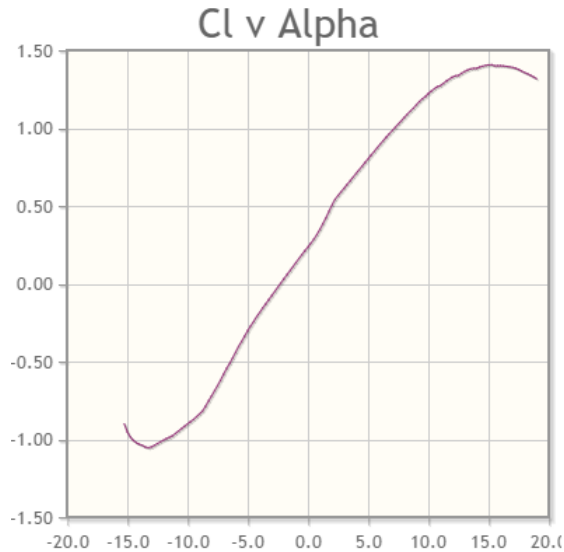


Figura 23: Curva C_l - α del perfil NACA 2412

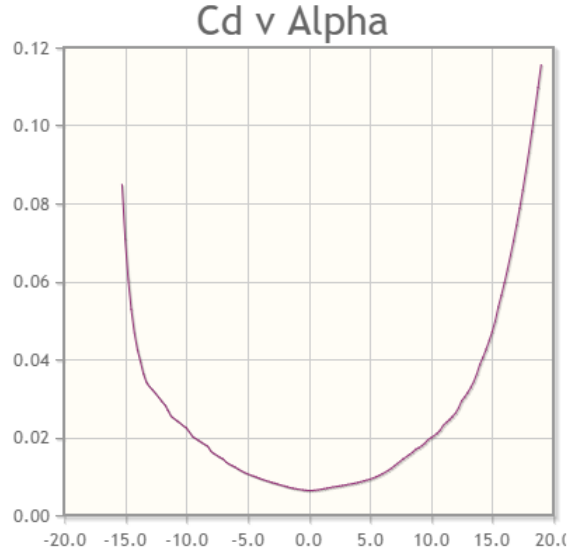


Figura 24: Curva polar del perfil NACA 2412

El perfil NACA 6412 para un ángulo de ataque de 0° presenta un $C_d=0.01$. El perfil NACA 2412, presenta un coeficiente de sustentación $C_l=0.65$ para 4° de ángulo de ataque. Para este valor de ángulo de ataque, el perfil muestra también un coeficiente de resistencia $C_d=0.01$. Entre ambos perfiles a penas hay diferencia en el coeficiente de resistencia aerodinámica. Como aerodinámicamente ambas opciones son igualmente válidas, se analizará el aspecto constructivo. Constructivamente es mucho más sencillo montar un ala que no tenga ángulo de ataque respecto del fuselaje. Por tanto el NACA 6412 será el perfil que se utilizará para Céfitro.

Con todos los valores fijados, se puede volver a la ecuación 5 y de ahí despejar el valor de la superficie alar:

$$S = \frac{2gMTOW}{\rho v_c^2 C_L} = \frac{2 \times 9,81 \times 600}{0,12 \times 83,33^2 \times 0,65} = 21,71 \approx 22m^2 \quad (7)$$

Se obtiene un valor de superficie alar de $22m^2$. Si se compara este valor con los de planeadores (Tabla 2) y con los de Perlan II (Tabla 4) se puede ver que necesita más superficie que los planeadores troposféricos, y algo menos de superficie alar que Perlan II. Es un resultado lógico, pues los planeadores troposféricos necesitan menos superficie alar al operar en unas condiciones de atmósfera en las que la densidad es mayor, y requerirá menor superficie alar que Perlan II ya que su MTOW es 300kg menor.

Para reducir la resistencia del ala, conviene aumentar el alargamiento al máximo posible, es decir, la relación entre la envergadura y la superficie. Para maximizar esto, sin comprometer la integridad estructural de la aeronave ni aumentar los refuerzos necesarios en el encastre, lo que haría aumentar el peso considerablemente, se fija un valor de superficie alar de $22 m^2$ y la cuerda media en 1m.

La forma en planta del ala será trapezoidal. No se impondrá ningún ángulo de flecha por diversos motivos: el primero de todos es que para las velocidades a las que va a volar no es necesario el uso de flecha. Además, así se evita retrasar más el centro de gravedad y tener que reforzar la estructura del encastre. Con esto también se consigue mejorar la sencillez en la fabricación. Se impone un ligero estrechamiento, pero manteniendo el valor de $22 m^2$ de superficie alar. Para mejorar la estabilidad, se impone también un ligero ángulo de diedro, similar al que presentan otros planeadores, de 3.5°

En la siguiente tabla (Tabla 9) se presenta un resumen de todos los datos geométricos del ala:

Superficie alar (m^2)	22
Envergadura (m)	22
Cuerda media (m)	1
Alargamiento	22 %
Diedro ($^\circ$)	3.5
Flecha ($^\circ$)	0

Tabla 9: Datos geométricos del ala de Céfiro

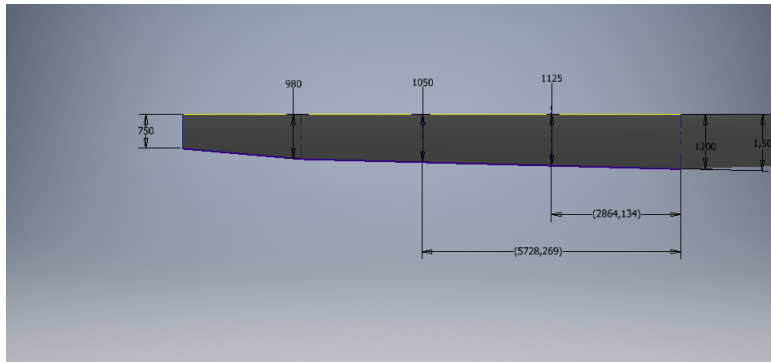


Figura 25: Plano de la forma en planta del ala

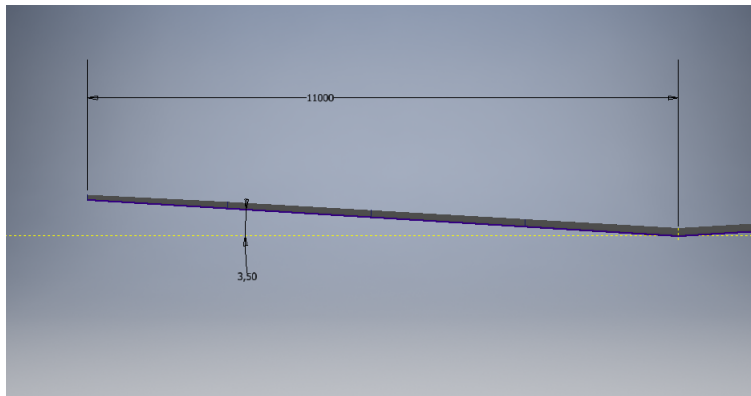


Figura 26: Diedro del ala

Una vez se ha obtenido la superficie alar, el siguiente paso es obtener una aproximación de la curva polar del avión para poder estimar el motor.

2.3.2. Curva polar del avión

Para obtener la curva polar de Céfiro se supondrá una aproximación de la misma del tipo

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

Donde el primer término (C_{D_0}) corresponde al término de resistencia parásita, y el segundo término (KC_L^2) al término de la resistencia inducida.

Cálculo de la resistencia parásita C_{D_0} La resistencia parásita es aquella que incluye las resistencias de fricción y de presión no ligadas a la sustentación. El cálculo de este término se basa en aplicar la analogía

de placa plana a cada uno de los elementos del avión (ala, timones, fuselaje, góndolas motoras, interacciones entre elementos...).

Si consideramos una placa plana rectangular de las mismas dimensiones que el ala, y que esta se desplaza por el aire a una velocidad de crucero, como el ángulo de ataque es nulo, no hay sustentación, pero sí hay resistencia aerodinámica, que se puede aproximar por:

$$D = \frac{1}{2} \rho v_c^2 S_{wet} C_f \quad (9)$$

Donde:

- S_{wet} es la superficie mojada de la placa plana ($2 \cdot b \cdot c$)
- C_f es el coeficiente de fricción medio, que a su vez depende de:
 - Mach
 - Reynolds
 - Capa límite laminar o turbulenta

Como se puede apreciar en la ecuación 9, esta analogía de placa plana se estudia para alas, y por tanto, para obtener el coeficiente de resistencia de los elementos como el fuselaje y las góndolas motoras habrá que corregir el resultado mediante un factor de forma (FF). Este factor de forma tiene las siguientes consideraciones:

- Las velocidades en el extradós son mayores que en la placa plana y con una distribución no uniforme.
- La capa límite engorda y se desprende. La corriente externa actúa sobre el exterior de la capa límite, por lo que la forma del perfil es diferente de la teórica.
- El grosor del perfil hace que la superficie mojada sea mayor de $2 \cdot b \cdot c$.

Por tanto, este factor de forma depende de los parámetros geométricos que definen al cuerpo en volúmen.

Además, esta teoría de placa plana estudia elementos aislados los unos de los otros. Esto no sucede así en la realidad. Para estudiar el avión completo se debe añadir un factor de corrección (FI) debido a las resistencias de interferencias.

Combinando los coeficientes de resistencia asociados a cada uno de estos elementos según la analogía de placa plana corregida por sus factores de forma (FF) y de interferencia (FI) se puede obtener la primera aproximación teórica del coeficiente de resistencia parásita (C_{D_0}) del avión:

$$C_{D_0} = \frac{\sum_i C_{f_i} S_{W_{et_i}} FF_i FI_i}{S_W} \quad (10)$$

Ahora se va a proceder a obtener el valor de cada uno de los coeficientes y factores de cada elemento del avión.

Ala

C_f El primer paso es obtener el valor de C_f . Como se ha mencionado antes, el valor de C_f depende de si el régimen es laminar o turbulento:

- Si el régimen es laminar, se aplica la ecuación de Blasius:

$$C_f = 1,328 Re^{-\frac{1}{2}} \quad (11)$$

- Si el régimen es turbulento:

$$C_f = 0,455 (\log_{10} Re)^{-2,58} (1 + 0,144 M^2)^{-0,65} \quad (12)$$

Para el caso de régimen turbulento, el coeficiente de fricción no decae hasta 0 al aumentar el número de Reynolds hasta valores extremos. Antes de ello, el coeficiente de fricción deja de caer y permanece constante a partir de un número de Reynolds llamado de corte, que depende del acabado superficial. Los números de Reynolds a utilizar son, por tanto, los siguientes:

- Número de Reynolds de vuelo:

$$Re = \frac{cv_c}{\nu} \quad (13)$$

- Número de Reynolds de corte, que tiene en cuenta la rugosidad de la placa plana. Esta se mide mediante una longitud k , que indica el valor de la rugosidad superficial. En la siguiente tabla (Tabla 10) se muestran valores típicos de k en función del acabado superficial del avión, obtenidos del libro de Torenbeek:

Superficie	k (m)
Pintura de camuflaje sobre aluminio	$1,015 \times 10^{-5}$
Pintura lisa	$0,634 \times 10^{-5}$
Chapa metálica de fábrica	$0,405 \times 10^{-5}$
Chapa metálica pulida	$0,152 \times 10^{-5}$
Composite producido por moldeo	$0,052 \times 10^{-5}$

Tabla 10: Valores típicos de k en función del acabado superficial

Como céfiro va a estar fabricado en materiales compuestos para reducir peso, se va a tomar un valor de k de $0,052 \times 10^{-5}$ m.

Además, este valor de Reynolds de corte también se puede obtener para régimen subsónico y para régimen Transónico y Supersónico:

- Subsónico:

$$Re_{corte} = 38,21 \left(\frac{c}{k} \right)^{1,053} \quad (14)$$

- Transónico y Supersónico:

$$Re_{corte} = 38,21 \left(\frac{c}{k} \right)^{1,053} M^{1,16} \quad (15)$$

Como se ha explicado anteriormente, el C_f disminuye al aumentar el número de Reynolds, pero deja de hacerlo a partir de un determinado valor, el Reynolds de corte, que depende del acabado superficial. Este número de Reynolds se ha podido obtener gracias a la experiencia empírica, observando el valor de Reynolds para el cual el C_f turbulento no cae.

En cambio, para el régimen laminar no existe este Reynolds de corte. Antes de saturar el $C - f$ se produce la transición a régimen turbulento. Es por este motivo que se utiliza el Reynolds de corte para obtener el C_f turbulento.

El siguiente paso es obtener el valor del factor de forma del ala.

FF Del libro de Raymer se obtiene la siguiente fórmula para obtener el factor de forma (FF) para alas, cola y superficies similares:

$$FF_{ala} = \left[1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1,34M^{0,18} (\cos \Lambda_m)^{0,28} \right] \quad (16)$$

Donde

- t/c es el espesor relativo del perfil
- $(x/c)_m$ es la posición relativa del máximo espesor.
- Λ_m es la flecha.

Finalmente sólo queda estimar el factor de interferencia FI.

FI Los factores de interferencia típicos oscilan entre FI=1 y FI=1.4. Tratando de ser lo más conservadores posible se tomará un valor de FI=1.4 para todos los elementos.

S_{wet} La superficie mojada del ala es:

$$S_{wet,ala} = 2bc \quad (17)$$

Coefficientes para el ala Con todas las ecuaciones planteadas sólo resta sustituir en las ecuaciones los valores del ala de Céfiro para obtener los valores de los coeficientes. Para mayor comodidad, en la siguiente tabla(Tabla 11) se presentan todos los valores necesarios:

c (m)	1
b (m)	22
v_c (m/s)	83.33
$\nu(18000m)$ (m^2/s)	$1,215 \times 10^{-4}$
k (m)	$0,405 \times 10^{-5}$
Velocidad del sonido, a(18000m) (m/s)	295
M	0.282
t/c	0.12
$(x/c)_m$	0.301

Tabla 11: Datos para obtener los coeficientes del ala

Si sustituimos estos valores en las ecuaciones anteriores, obtenemos los siguientes resultados:

- $Re_{vuelo} = 6,86 \times 10^5$ (Eq 13)
- $Re_{corte,subsonico} = 1,58 \times 10^8$ (Eq 14)
- $Re_{corte,transonico} = 4,26 \times 10^7$ (Eq 15)
- $Re = 6,86 \times 10^5$
- $C_{f,laminar} = 0,0016$ (Eq 11)
- $C_{f,turbulento} = 0,0048$ (Eq 12)
- $C_{f,ala} = 0,0048$
- $FF_{ala} = 1,34$ (Eq 16)
- $FI_{ala} = 1,4$
- $S_{wet,ala} = 44m^2$ (Eq 17)

Timón horizontal A la hora de calcular el coeficiente de resistencia, tanto del timón horizontal como del vertical, se considerará que son alas, por lo tanto, todas las ecuaciones anteriormente mencionadas son válidas. Lo único que cambia son los valores de geometría. Estos aún no se pueden calcular, por lo que simplemente se pueden estimar en base a valores de otros aviones. Más adelante se obtendrán valores provenientes del estudio de la estabilidad longitudinal, y se hará otra iteración actualizando los nuevos valores de gemoetría.

Lo que sí se puede fijar ahora es el perfil utilizado, tanto para el timón horizontal como para el vertical. En ambos casos el perfil a utilizar es un perfil de la serie NACA, el NACA 0012:

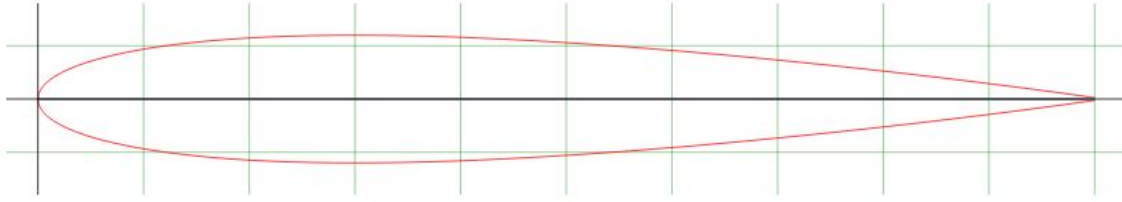


Figura 27: Perfil NACA 0012

Se elige este perfil por dos motivos. El primero de ellos es que es un perfil simétrico, como la mayoría de los que suelen ser utilizados en los timones de los aviones en la actualidad. Además, esta ausencia de curvatura, junto con su poco espesor reducen la resistencia que generan frente a otro tipo de perfiles.

En la siguiente tabla (Tabla 12) se muestran las características geométricas más importantes de este perfil:

$Cl_{(\alpha=0)}$	0
Máximo espesor	12 %
Posición de máximo espesor	30 %
Curvatura máxima	0 %
Posición de máxima curvatura	0 %

Tabla 12: Datos geométricos del perfil NACA 0012

En la siguiente tabla (Tabla 13) se muestran los datos necesarios para obtener los coeficientes del timón horizontal:

c (m)	0.3
b (m)	4
v_c (m/s)	83.33
$\nu(18000m)$ (m^2/s)	$1,215 \times 10^{-4}$
k (m)	$0,405 \times 10^{-5}$
Velocidad del sonido, a(18000m) (m/s)	295
M	0.282
t/c	0.12
$(x/c)_m$	0.3

Tabla 13: Datos para obtener los coeficientes del timón horizontal

Con estos datos, los resultados obtenidos son los siguientes:

- $Re_{vuelo} = 2,06 \times 10^5$ (Eq 13)
- $Re_{corte,subsonico} = 4,46 \times 10^7$ (Eq 14)
- $Re_{corte,transonico} = 1,20 \times 10^7$ (Eq 15)
- $Re = 2,06 \times 10^5$
- $C_{f,laminar} = 0,0029$ (Eq 11)
- $C_{f,turbulento} = 0,0061$ (Eq 12)
- $C_{ftimonhorizontal} = 0,0061$
- $FF_{timonhorizontal} = 1,35$ (Eq 16)
- $FI_{timonhorizontal} = 1,4$
- $S_{wet,timonhorizontal} = 2,4m^2$ (Eq 17)

Timón vertical Como se ha comentado en el apartado anterior, los cálculos para los coeficientes son idénticos a los de ala y timón horizontal, cambiando sólo los valores de geometría del timón vertical (el perfil es el mismo que el del timón horizontal) respecto a los anteriores, como se muestra en la tabla 14:

c (m)	0.2
b (m)	1
v_c (m/s)	83.33
$\nu(18000m)$ (m^2/s)	$1,215 \times 10^{-4}$
k (m)	$0,405 \times 10^{-5}$
Velocidad del sonido, a(18000m) (m/s)	295
M	0.282
t/c	0.12
$(x/c)_m$	0.3

Tabla 14: Datos para obtener los coeficientes del timón vertical

Los valores de los coeficientes para el timón vertical son, por tanto:

- $Re_{vuelo} = 1,37 \times 10^5$ (Eq 13)
- $Re_{corte,subsonico} = 2,91 \times 10^7$ (Eq 14)
- $Re_{corte,transonico} = 7,83 \times 10^6$ (Eq 15)
- $Re = 1,37 \times 10^5$
- $C_{f,laminar} = 0,0036$ (Eq 11)
- $C_{f,turbulento} = 0,0066$ (Eq 12)
- $C_{ftimonvertical} = 0,0066$
- $FF_{timonvertical} = 1,35$ (Eq 16)
- $FI_{timonvertical} = 1,4$
- $S_{wet,timonvertical} = 0,4m^2$ (Eq 17)

Fuselaje El coeficiente de fricción para fuselajes se obtiene basándose en las mismas ecuaciones que para alas. En cambio, la ecuación de factor de forma es diferente, quedando así:

$$FF_{fuselaje} = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right) \quad (18)$$

Donde f es la esbeltez, que se define de la siguiente manera:

- Si la sección es circular:

$$f = \frac{l}{d} \quad (19)$$

- Si la sección no es circular:

$$f = \frac{l}{\sqrt{\left(\frac{4}{\pi}\right) A_{max}}} \quad (20)$$

Por tanto, para obtener los coeficientes del fuselaje es necesario previamente definir la geometría del fuselaje en sus aspectos más básicos.

Como sucede en otros UAV que incorporen cámaras, estas están sobresaliendo del fuselaje (ver Figura 28):



Figura 28: Detalle de la cámara del MQ-1 Predator

Una ventaja que va a presentar Céforo es la integración de la cámara dentro del fuselaje, para así reducir la resistencia aerodinámica al máximo, y poder maximizar la autonomía. Pero esto presenta determinadas desventajas:

- Al estar la cámara integrada en el interior del fuselaje, una parte de este ha de ser de un material transparente para que la cámara pueda captar imágenes. Esto podría ser un problema en caso de que el fuselaje tuviera que ir presurizado si transportase pasajeros. Como no es así, en esa zona del fuselaje se incorporará una plancha de algún material plástico, reforzándose también esa zona del fuselaje, aunque no tanto como si fuera un avión presurizado.
- Para evitar reflejos en las imágenes, el eje visual de la cámara ha de estar siempre perpendicular a la protección transparente. Para evitar estos reflejos lo que se hará es construir el vientre del fuselaje con sección circular, cuyo radio se encontrará en el eje de giro de la cámara.

A parte de tener en cuenta estas consideraciones, que son estrictamente de la misión, hay que tener otros aspectos en cuenta.

El primero de todos es que, como se ve en la ecuación 18, aumentar la esbeltez reduce el factor de forma, y por tanto la resistencia. Por tanto conviene reducir al máximo la sección del fuselaje y aumentar su longitud.

Para que la cámara quepa sin problemas en el interior del fuselaje y pueda maniobrar sin interferir con el resto de equipamiento, se dará un diámetro máximo de 1.5 m.

Por otro lado, se impone una longitud de fuselaje de 6m, suficiente para incorporar todos los equipos, la cámara, y el motor que también ira albergado en la parte trasera del fuselaje. Además, como se ha comentado antes, alargar el fuselaje hace que se reduzca la resistencia.

Otro factor a tener en cuenta es que, si el fuselaje es más ancho que alto, generará un poco de sustentación, lo cual favorece mucho a este avión, pues así puede maximizar su autonomía.

El fuselaje ha de albergar el motor en la parte trasera. El motor más grande (Yunec Power Drive 60) tiene un diámetro de 0.28m (ver Tabla 5). Para reducir la resistencia conviene que se produzca una transición desde la parte más ancha del fuselaje, donde es ligeramente achatado, hacia la cola, donde va a tener sección circular constante. La sección en la cola tendrá un diámetro de 0.5m para albergar al motor y todos los componentes que necesite con holgura.

Con todas estas consideraciones obtenemos un fuselaje de 6m de longitud, cuyo diámetro máximo será de 1.5m. Su morro será lo más redondeado posible para reducir resistencias. La parte central será achatada para aumentar la resistencia, y de manera suave se producirá una transición hasta la cola, donde será de sección

circular de diámetro 0.5m.

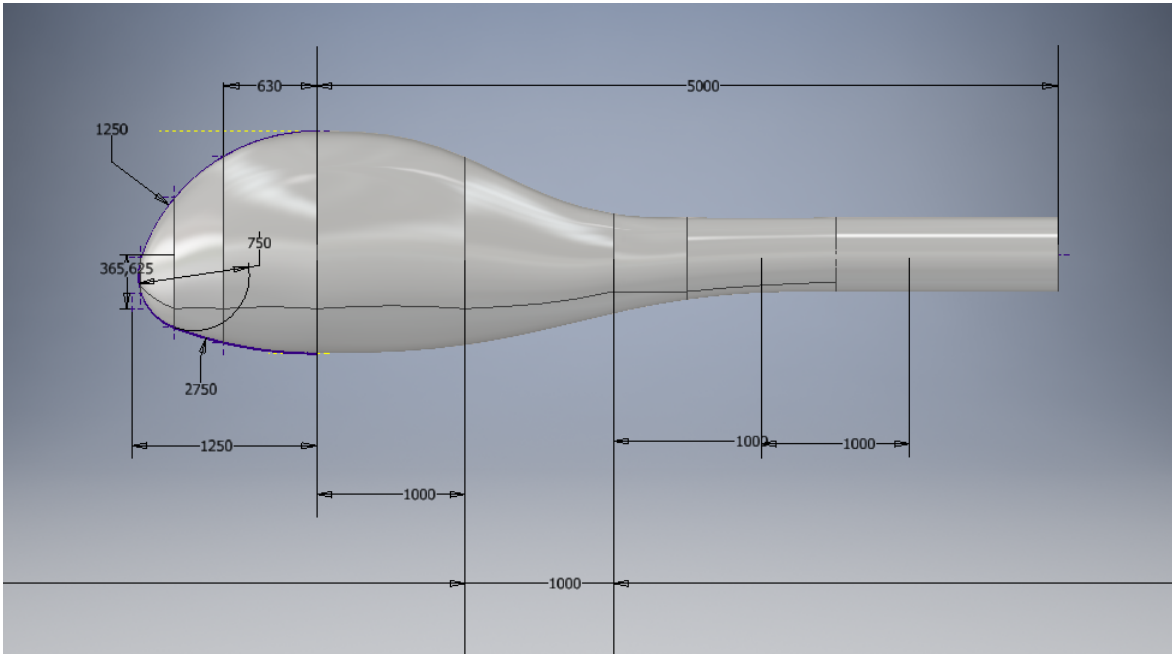


Figura 29: Dimensiones del fuselaje de Céfiro

En la siguiente tabla se muestran los parámetros necesarios para obtener los coeficientes para el cálculo de la resistencia del fuselaje (Tabla15):

longitud, l (m)	6
diámetro máximo, d (m)	1.5
Área máxima, A_{max} (m^2)	1.99
v_c (m/s)	83.33
$\nu(18000m)$ (m^2/s)	$1,215 \times 10^{-4}$
k (m)	$0,405 \times 10^{-5}$
Velocidad del sonido, $a(18000m)$ (m/s)	295
M	0.282

Tabla 15: Datos para obtener los coeficientes del fuselaje

Con estos valores ya se puede sustituir en las ecuaciones anteriores y obtener los valores de los coeficientes para el fuselaje, teniendo en cuenta que ahora para obtener el factor de forma ya no se utiliza la ecuación 16 sino la ecuación 18. Además, para calcular el número de Reynolds, tanto el de vuelo como los de corte, hay que cambiar la longitud característica. En el caso de alas y empenajes, la longitud característica es c , para fuselajes esta longitud es la longitud del fuselaje l .

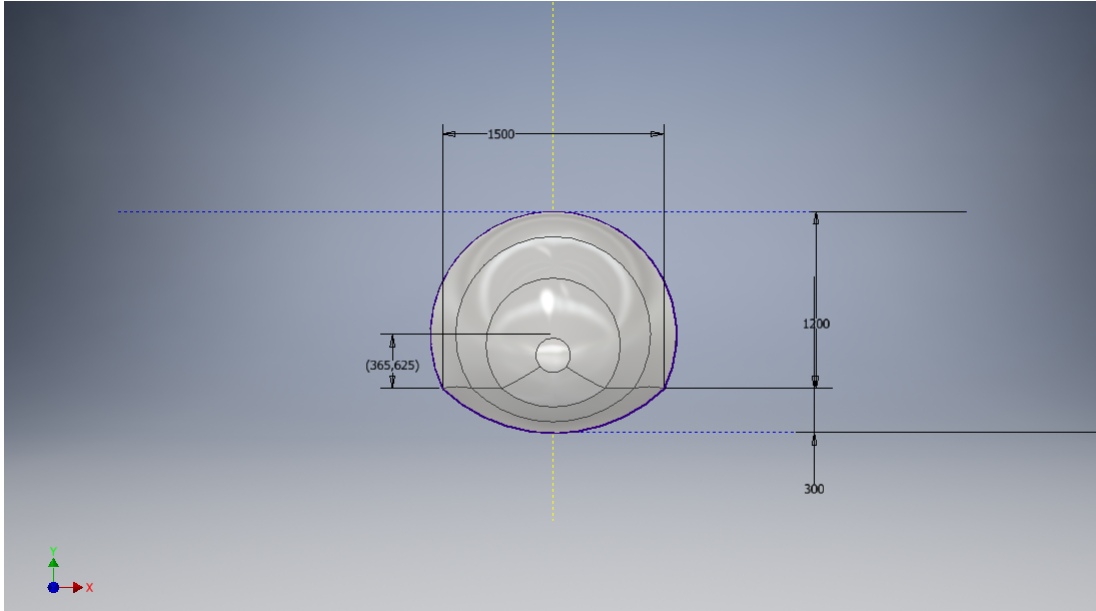


Figura 30: Detalle de la sección máxima del fuselaje de Céfire

- Número de Reynolds de vuelo:

$$Re = \frac{lv_c}{\nu} \quad (21)$$

- Número de Reynolds de corte:

- Subsónico:

$$Re_{corte} = 38,21 \left(\frac{l}{k} \right)^{1,053} \quad (22)$$

- Transónico y Supersónico:

$$Re_{corte} = 38,21 \left(\frac{l}{k} \right)^{1,053} M^{1,16} \quad (23)$$

La superficie mojada del fuselaje se aproximará a la de un cilindro de sección área máxima. De esta manera se consigue tener un valor claramente conservador, pues la superficie mojada será menor que esta:

$$S_{wet, fuselaje} = A_{max}l \quad (24)$$

Los valores finalmente quedan:

- $Re_{vuelo} = 4,12 \times 10^6$ (Eq 21)
- $Re_{corte, subsonico} = 1,04 \times 10^9$ (Eq 22)
- $Re_{corte, transonico} = 2,81 \times 10^8$ (Eq 23)
- $Re = 4,12 \times 10^6$
- $C_{f, laminar} = 0,0007$ (Eq 11)
- $C_{f, turbulento} = 0,0035$ (Eq 12)
- $C_{f, fuselaje} = 0,0035$
- $FF_{fuselaje} = 2,13$ (Eq 18)

- $FI_{fuselaje} = 1,4$
- $S_{wet,fuselaje} = 11,96m^2$ (Eq 24)

Cómo el motor irá integrado dentro del fuselaje, y no hay ningún elemento más que vaya fuera del fuselaje, ya tenemos calculados por separado todos y cada uno de los coeficientes. Por tanto, si aplicamos la ecuación 10 obtendremos el valor de C_{D_0} :

$$C_{D_0} = \frac{\sum_i C_{f_i} S_{Wet_i} F F_i F I_i}{S_W} = 0,025 \quad (25)$$

Cálculo de la resistencia inducida De acuerdo con la teoría clásica, el coeficiente de resistencia inducida C_{D_i} queda así:

$$C_{D_i} = \frac{1}{\pi A e} C_L^2 \quad (26)$$

Donde 'A' es el alargamiento del ala ($A=b^2/S$), y 'e' es el factor de Oswald. Este factor de Oswald se puede obtener a partir de aviones similares. Para alas sin flecha, la expresión que propone Raymer para obtener este factor es:

$$e = 1,78 (1 - 0,045A^{0,68}) - 0,64 \quad (27)$$

Sustituyendo con los valores del ala de Céfiro (Tabla 9) obtenemos los siguientes valores:

$$e = 1,78 (1 - 0,045A^{0,68}) - 0,64 = 0,48464 \quad (28)$$

$$K = \frac{1}{\pi A e} = 0,0298 \quad (29)$$

Por tanto, ya tenemos todos los valores para la curva polar del avión:

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 = 0,025 + 0,0298 C_L^2 \quad (30)$$

En la siguiente imagen (Figura 31) se puede ver graficada esta curva:

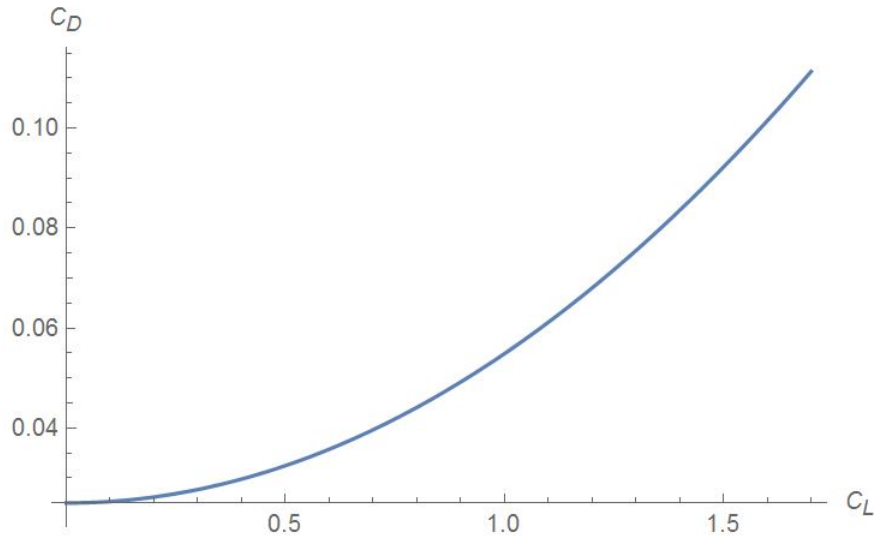


Figura 31: Curva polar de Céfiro

Como dato relevante a destacar para su uso posterior, comentar que para el C_L de crucero, obtenemos un valor de C_D de:

$$C_D(C_L = 0,65) = 0,0250 + 0,0298 \times 0,65^2 = 0,0376 \quad (31)$$

Con este valor del coeficiente de resistencia del avión, ya es posible obtener un primer valor de la potencia necesaria para el motor.

2.4. Primera estimación de la planta motora

2.4.1. Primera estimación del motor

Del equilibrio de fuerzas en el eje X, para un avión volando en crucero (Figura 16), se obtiene la siguiente expresión:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho S v_c^2 C_D \quad (32)$$

De la ecuación anterior (ecuación 32), conocemos todos los parámetros, incluido el valor de C_D , pues es el mencionado anteriormente, para el avión volando en crucero. Sustituyendo obtenemos que el empuje necesario es de 345 N.

Este es el dato que necesitarían las aeronaves que operan con motores a reacción. Para aviones propulsados a hélice, como Céfiro, se trabaja con la potencia. Para convertir de empuje a potencia se utiliza la siguiente expresión:

$$P = \frac{Tv}{\eta_p} \quad (33)$$

Donde P es la potencia suministrada por el motor en Watios, T es el empuje en Newtons, v es la velocidad a la que opera la aeronave, y el valor de η_p se conoce como eficiencia de la hélice. Este valor relaciona la potencia que suministra el motor con el empuje real que obtiene. Es un valor muy difícil de obtener y requiere de un estudio aerodinámico en profundidad de la hélice. Para ser lo mas conservadores posibles, se toma el menor de los valores típicos, es decir, $\eta_p = 0,6$, teniendo en cuenta que en la realidad este valor puede ser mucho mayor, alcanzando valores de hasta 0.8 y 0.9.

Por tanto, volviendo a la ecuación anterior (ecuación 33) e introduciendo los valores de empuje (T), velocidad de crucero (v) y eficiencia de la hélice (η_p) se obtendrá el valor de potencia necesaria para poder volar en crucero, que permitirá realizar una primera estimación del motor necesario:

$$P = \frac{Tv}{\eta_p} = 48kW \quad (34)$$

Con este valor de potencia necesaria en crucero, el único motor disponible es el Yuneec Power Drive 60, que suministra una potencia de 60kW (Tabla 5). El motor anterior sólo llega a suministrar 40kW, lo cual es insuficiente para mantener el vuelo en crucero. La ventaja que tiene tener que sobredimensionar el motor es que le permitirá realizar otras maniobras como el despegue mucho más apuradas.

También se ha de destacar que este valor de potencia en crucero se ha obtenido a partir de una estimación muy conservadora del valor de la eficiencia de la hélice. Siendo muy optimistas y considerando $\eta_p = 0,8$, el valor de la potencia en crucero se reduce a 36 kW solamente, permitiendo equipar a Céfiro con un motor menor. Aun así se mantiene la estimación conservadora para esta primera iteración.

2.4.2. Primera estimación de la hélice

Como se ha comentado en el apartado anterior, un factor muy importante a tener en cuenta para la planta motriz es el estudio de la eficiencia aerodinámica de la hélice.

Aunque en este presente trabajo no se pretende realizar un estudio en profundidad sobre la aerodinámica de la hélice, si que se realizará una primera aproximación a uno de sus parámetros más característicos: el radio. Este es un valor muy importante, porque al tratarse de un elemento rotatorio, puede darse el caso de que la punta de la hélice se encuentre en régimen supersónico y el resto de la hélice no, lo cual es muy perjudicial, tanto para la propia hélice como para la eficiencia de la misma. Para paliar este posible efecto se impone un valor máximo de Mach en punta de pala, que será de 0.6. Este valor de Mach máximo no es más cercano a uno porque hay que considerar que la velocidad que ven los puntos de la hélice es la suma de la velocidad asociada al giro de la hélice, más la velocidad de traslación del avión. Por tanto:

$$M = \frac{v}{a} = \frac{\omega R}{a} \quad (35)$$

De la ecuación anterior se despeja el valor del radio de la hélice, teniendo en cuenta la limitación de Mach máximo en punta de pala. El valor de velocidad del sonido en la cota de vuelo de 18000 metros ya se ha obtenido en el cálculo de la polar (ver Tabla 11). Sólo falta determinar las revoluciones (ω) a las que opera el motor.

Como se puede ver en la tabla 5), el motor Yuneec Power Drive 60 da su máxima potencia para 2400rpm. En este caso se está estudiando la hélice para vuelo en crucero, por lo que no son necesarios los 60kW de potencia. Por tanto, para crucero se estima que las revoluciones necesarias rondarán los 1000rpm.

Sustituyendo estos valores en la ecuación 35 y despejando el valor del radio de la hélice se obtiene:

$$R_{max} = \frac{Ma}{\omega} = 1,7m \quad (36)$$

Aunque 1.7m es el valor máximo para cumplir la condición de Mach máximo en punta de pala de 0.6, no tiene por qué ser el óptimo. Si se estudia la Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM) se puede obtener una relación entre la potencia y el radio de la hélice.

De TCM se obtiene la siguiente expresión:

$$v_i(R) = \frac{-v_\infty}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_\infty}{2}\right)^2 + \frac{1}{2} \frac{T}{\rho\pi R^2}} \quad (37)$$

En esta primera expresión obtenemos una relación entre la velocidad inducida por la hélice y el radio de la misma. En esta expresión v_i es la velocidad inducida por la hélice, v_∞ es la velocidad a la que se desplaza la aeronave y T es el empuje (el suficiente para vencer a la resistencia aerodinámica en crucero).

Como también sabemos de la TCM, la potencia se obtiene multiplicando el empuje por la velocidad que ve la hélice, es decir, la suma de la velocidad inducida más la velocidad a la que se desplaza la aeronave, y dividiendo entre la eficiencia de la hélice, ya que para obtener resultados, la TCM realiza la simplificación de considerar la hélice como un disco actuador poroso. Por tanto:

De TCM se obtiene la siguiente expresión:

$$P(R) = \frac{T(v_i(R) + v_\infty)}{\eta_p} = \frac{T}{\eta_p} \left(\frac{v_\infty}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_\infty}{2}\right)^2 + \frac{1}{2} \frac{T}{\rho\pi R^2}} \right) \quad (38)$$

Graficando esta expresión para valores de radio entre 1 m y 1.7 m se obtiene la siguiente curva (Figura 32):

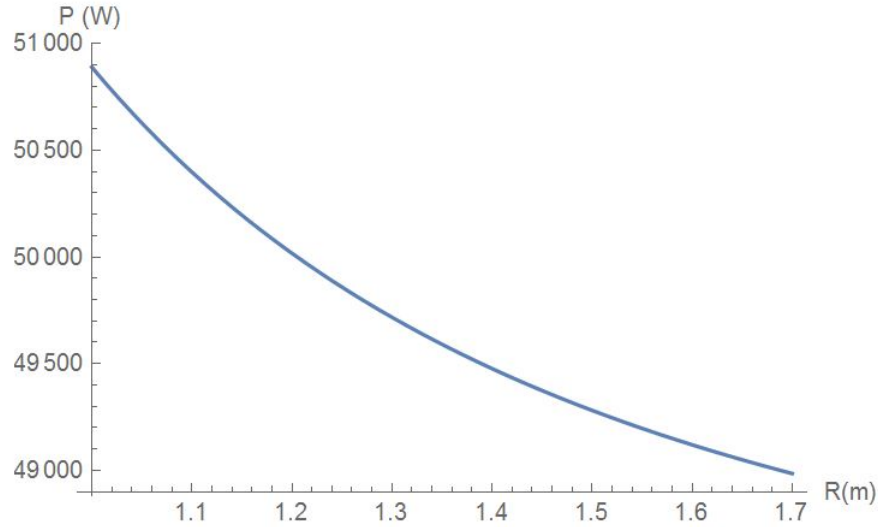


Figura 32: Potencia en función del radio de la hélice

Como se aprecia en la gráfica, aumentar el radio de la hélice hace que disminuya la potencia necesaria para cumplir las especificaciones requeridas, por lo que conviene que la hélice tenga el valor de radio máximo. Por tanto, se define como estimación inicial un valor de radio de 1.7m. Además, de la TCM se obtiene que para un valor de radio $R=1.7$ m, la potencia de motor necesaria es de 48kW, valor idéntico al predicho a través del estudio de la resistencia en crucero. Esto es un indicador de que se avanza por el camino correcto.

3. Selección del punto de diseño

Hasta ahora, se han obtenido los parámetros más importantes de la aeronave: pesos, geometría, aerodinámica, planta propulsora... Ahora el siguiente paso es comprobar que el avión puede realizar las maniobras para las que está diseñado. Para ello, se van a estudiar las maniobras de crucero, despegue, aterrizaje y subida en segundo segmento, utilizando métodos rápidos y simplificados, pero que aportarán una buena precisión.

Lo normal en este punto del diseño de cualquier aeronave es comparar como varía la potencia necesaria en despegue en función de la carga alar para cada actuación, y a partir de esta relación seleccionar el motor deseado. En este caso no se puede proceder de la misma manera, pues la oferta de motores eléctricos está muy limitada. Como se ha comprobado antes, la única opción disponible es un motor que genera 60kW de potencia, por lo que, en este estudio, en vez de ser la potencia el parámetro de estudio en cada maniobra, será un input.

3.1. Crucero

Del equilibrio de fuerzas en crucero se obtienen las siguientes expresiones (Figura 16):

$$\left. \begin{aligned} L &= W \\ T &= D \end{aligned} \right\} \quad (39)$$

De esta ecuación (Ecuación 39) se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}}{C_L} = \frac{C_{D_0}}{C_L} + \frac{C_L}{\pi A e} \quad (40)$$

Del equilibrio de fuerzas en el eje Z obtenemos el valor de C_L :

$$C_L = \frac{W/S_W}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (41)$$

Sustituyendo la ecuación 41 en la ecuación 40 se obtiene la siguiente expresión:

$$\frac{T}{W} = \frac{C_{D_0} + \frac{1}{2}\rho v^2 S_W}{W} + \frac{W}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_W \pi A e} \quad (42)$$

Donde todos los parámetros están referidos a las condiciones de vuelo en crucero. Como se quiere obtener la expresión en función del empuje y peso en despegue, se aplica la siguiente relación:

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \frac{T_c}{W_c} \frac{T_{TO}}{T_c} \frac{W_c}{W_{TO}} \quad (43)$$

Donde el subíndice X_{TO} implica despegue, y el subíndice X_c implica crucero.

Juntando ambas expresiones (Ecuación 43 y Ecuación 42) se obtiene finalmente:

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} = \left(\frac{T_{TO}}{T_c} \right) \left[\frac{C_{D_0} \frac{1}{2}\rho v_c^2}{\left(\frac{W_{TO}}{S_W} \right)} + \frac{\left(\frac{W_{TO}}{S_W} \right) \left(\frac{W_c}{W_{TO}} \right)^2}{\frac{1}{2}\rho v_c^2 \pi A e} \right] \quad (44)$$

Esta expresión (Ecuación 44) es la que se utilizaría para aviones con motor a reacción. Para motores propulsados a hélice basta con aplicar la relación entre empuje y potencia obtenida anteriormente (Ecuación 33) y la expresión final queda:

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \left(\frac{P_{TO}}{P_c} \right) \left(\frac{v_c}{\eta_p} \right) \left[\frac{C_{D_0} \frac{1}{2}\rho v_c^2}{\left(\frac{W_{TO}}{S_W} \right)} + \frac{\left(\frac{W_{TO}}{S_W} \right) \left(\frac{W_c}{W_{TO}} \right)^2}{\frac{1}{2}\rho v_c^2 \pi A e} \right] \quad (45)$$

Con esta expresión se consigue lo que se buscaba, que es relacionar la potencia de despegue con la carga alar en crucero (W_{TO}/S_W).

Normalmente, la manera de proceder es imponer una velocidad de crucero, obtener la curva de potencia en despegue respecto a carga alar para crucero, y a partir de ahí obtener los valores de potencia válidos para poder volar en crucero. En este caso se va a operar de manera distinta. Dado que por temas de mercado se impone la potencia máxima en despegue (60kW), se estudiará cuál es la velocidad de crucero óptima. Del equilibrio en el eje Z se puede obtener la relación entre la velocidad de crucero y el peso en despegue, dado que, al ser un avión eléctrico que no pierde combustible, el peso permanece invariable durante todo el trayecto. La expresión de la velocidad de crucero queda así:

$$v_c = \sqrt{\left(\frac{W_{TO}}{S_W} \right) \frac{2}{\rho C_L}} \quad (46)$$

Ahora sustituyendo este valor de velocidad de crucero en la limitación de crucero se obtiene la siguiente curva:

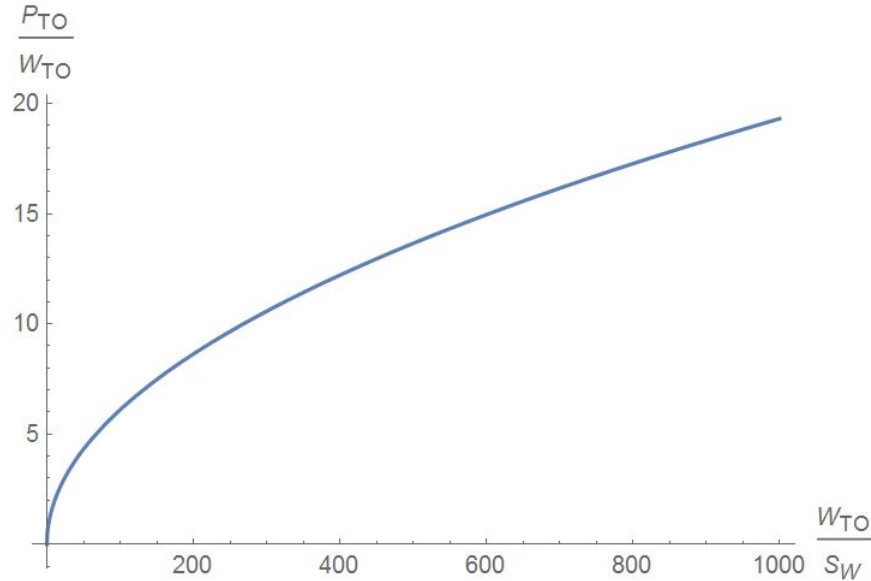


Figura 33: Limitación de crucero

Se puede apreciar como, si en vez de imponerse la velocidad de crucero, se deja en función de la carga alar, la gráfica de potencia en despegue para la limitación en crucero cambia completamente.

Valores de potencia por encima de esta curva cumplirán los requisitos de vuelo en crucero, pero por debajo no.

Cabe destacar que el valor obtenido es de $P_{TO}/W_{TO} = 9,8$. Si se despeja sólo el valor de la potencia en despegue, multiplicando el peso en despegue por este valor de 10 se obtiene una potencia necesaria de 58.7 kW, por lo que el motor puede cumplir la limitación de crucero. De haberse procedido como suele hacerse, fijando la velocidad de crucero, se habría obtenido otra curva completamente distinta, y otro valor de potencia en despegue necesaria. Este dato sirve como comprobante de que los cálculos realizados son correctos.

También se puede comprobar que, la velocidad de crucero obtenida según la ecuación 46 para el valor de carga alar impuesto por diseño es de 82.78m/s, valor muy próximo al impuesto por diseño. Se seguirá manteniendo el valor de velocidad de crucero de 83.33m/s, pues, es posible volar con una velocidad mayor que la mínima de crucero sin tener que retocar la geometría alar. En cambio, si el valor de velocidad de crucero impuesto fuese menor que el que se obtiene en la limitación de crucero habría que modificar el ala.

3.2. Despegue

La distancia de despegue se puede obtener a partir de un modelo simplificado, considerando el despegue como una conversión de energía cinética. El trabajo realizado por el empuje durante la distancia de despegue, S_{TOFL} (minorado por un factor de eficiencia η_{TO} se emplea en hacer que el peso del avión al despegue alcance la velocidad v_2 , que es la velocidad a la que se considera que el avión ha despegado, cuando está a una altura de 35ft:

$$\eta_{TO} T_{TO} S_{TOFL} = \frac{1}{2} \frac{W_{TO}}{g} v_2^2 \quad (47)$$

Igual que sucedía en crucero, hay que realizar la conversión de empuje a potencia, mediante la expresión 33, sólo que aplicando los valores de potencia, empuje y velocidad para el caso del despegue:

$$T_{TO} = \frac{\eta_P P_{TO}}{\frac{v_2}{2}} \quad (48)$$

Donde para la conversión se ha considerado una velocidad constante y de valor la velocidad media que lleva la aeronave durante el despegue, $v_2/2$. Esta es una hipótesis muy simplificadora, pero completamente válida para esta primera iteración en la que no se pretende obtener una gran precisión.

Volviendo a la ecuación 47 y sustituyendo el valor anterior de empuje en el despegue, se puede despejar el valor de la distancia de despegue:

$$S_{TOFL} = \frac{1}{4} \frac{W_{TO}}{g} \frac{v_2^3}{\eta_{TO} P_{TO} \eta_P} \quad (49)$$

De esta ecuación todo es conocido excepto la velocidad v_2 . Esta se obtiene a partir de la velocidad a la que el avión deja de tocar tierra (cuando la sustentación se iguala al peso), multiplicada por un factor 1.2, tal y como estipula la norma CS 23.51:

$$v_2 = 1,2v_{TO} = 1,2\sqrt{\frac{W_{TO}}{S_W} \frac{2}{\rho_{TO} C_{L_{TO}}}} \quad (50)$$

Hay que tener en cuenta que ahora las condiciones son las del aeródromo donde se despegue. Se mantiene el C_L de crucero, dado que por simplicidad se intentará no introducir dispositivos hipersustentadores en el ala. La densidad para este caso es la densidad media, $\rho_{TO} = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

Con esto ya hemos conseguido obtener una expresión de la distancia de despegue en función de la variable que buscamos, la carga alar. Ahora, sólo resta despejar el término P_{TO}/W_{TO} de la expresión de la distancia de despegue (Ecuación 49) y obtendremos la limitación por despegue:

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{1}{4} \frac{1}{g} \frac{v_2^3}{\eta_{TO} S_{TOFL} \eta_P} \quad (51)$$

Si graficamos esta expresión queda así:

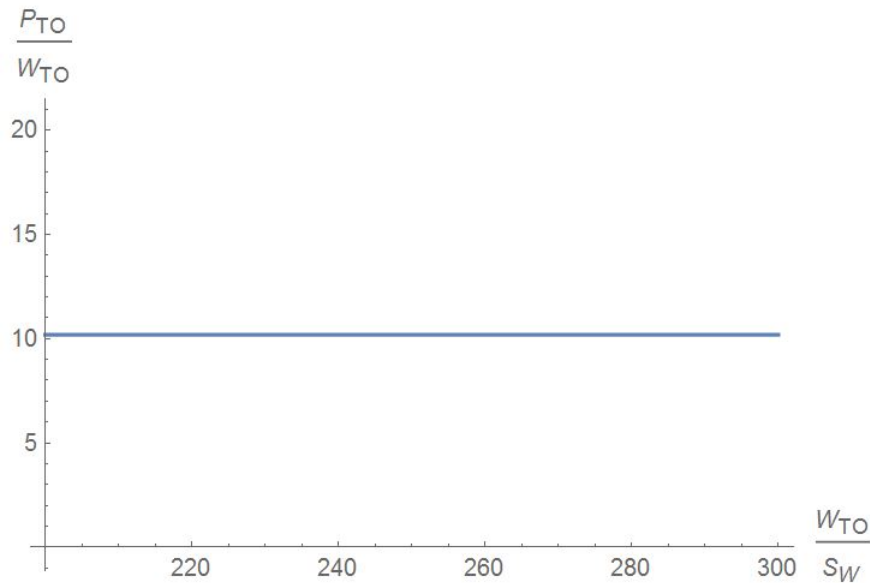


Figura 34: Limitación de despegue

Donde valores por encima de esta línea recta cumplirán la limitación de despegue.

Como se puede apreciar, se obtiene una línea recta en el valor 10.2, el valor que da una potencia en despegue de 60kW. Esto es debido a que en vez de imponer valores de v_2 y de distancia de despegue, se impone el valor de la potencia en despegue, los 60kW. Por tanto, lo que se puede obtener de esta limitación es la velocidad v_2 y la distancia de despegue en función de la carga alar. Sustituyendo el valor de carga alar impuesto para Céfiro, se obtiene una distancia de despegue de solamente 210m. Aún así, la norma CS 23.59 establece que la longitud de despegue debe ser 1.15 veces la longitud de despegue normal, por lo tanto obtendremos una longitud de despegue:

$$S_{TOFL} = 1,15S_{TO} = 240m \quad (52)$$

La norma CS 23 dicta que la longitud de despegue debe ser la mayor de la distancia de despegue con un fallo de motor o 1.15 veces la distancia normal de despegue. En el caso de Céfiro, al contar con un sólo motor, sólo se considera el segundo caso.

Esta longitud de despegue es muy baja en comparación con la de otras aeronaves, pero es lógica si se considera que es una aeronave diseñada para operar en una atmósfera con una densidad muy baja, y además lleva un motor sobredimensionado debido a la escasez de modelos en el mercado.

3.3. Ascenso en segundo segmento

Para calcular la limitación de ascenso en segundo segmento primero hay que buscar en la norma CS 23 el ángulo mínimo con el que debe ascender la aeronave. En el apartado CS 23.65 dice que la pendiente debe ser al menos de un 4%, es decir un ángulo de 2.3° .

Igual que para vuelo en crucero, se parte del equilibrio de fuerzas para un avión en ascenso:

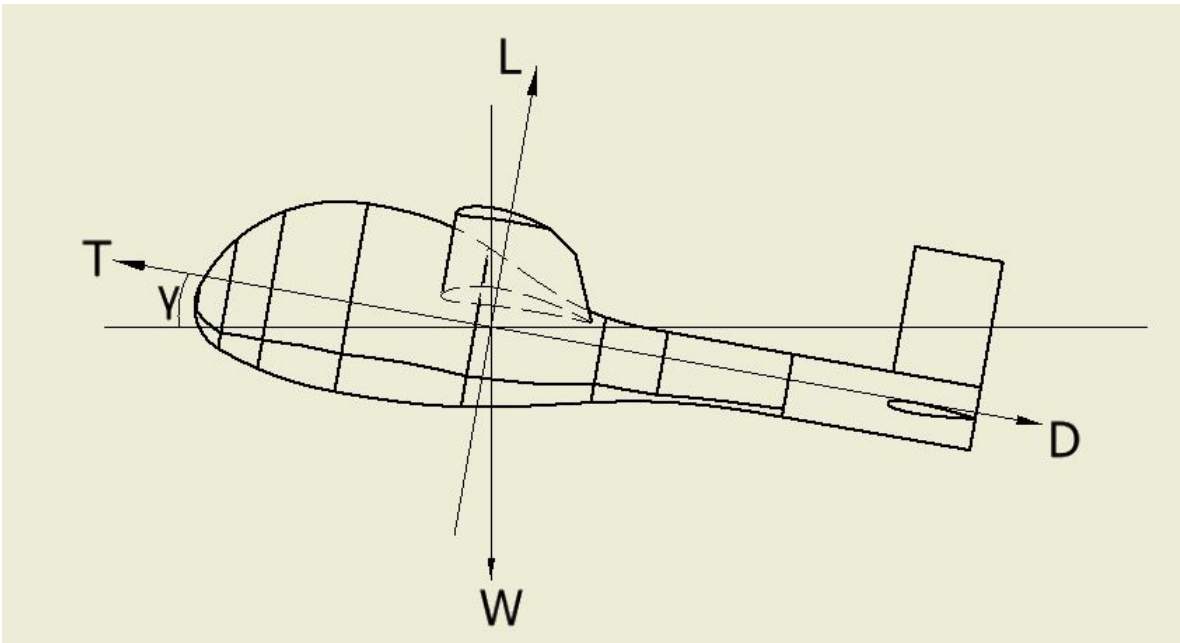


Figura 35: Fuerzas en un avión en ascenso

$$\left. \begin{aligned} L - W \cos \gamma &= 0 \\ T - D - W \sin \gamma &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (53)$$

Como el ángulo de ascenso es pequeño, se puede asumir que el seno será igual al ángulo y que el coseno será igual a la unidad, quedando:

$$\left. \begin{array}{l} L = W \\ T = D + W \end{array} \right\} \quad (54)$$

De estas dos ecuaciones se puede obtener:

$$\frac{T_2}{W_2} = \frac{D_2}{W_2} + \gamma_2 = \left(\frac{C_D}{C_L} \right)_2 + \gamma_2 \quad (55)$$

Donde el subíndice 2 se refiere a condiciones de ascenso en segundo segmento.

Por otra parte, también tenemos que:

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} = \frac{T_{TO}}{W_{TO}} \quad (56)$$

Si dividimos la ecuación 56 entre la ecuación 55, y aplicamos el cambio de empuje a potencia expresado en la ecuación 33, obtenemos la siguiente ecuación:

$$\frac{P_{TO}}{W_{TO}} = \frac{P_{TO}}{P_2} \frac{v_2}{\eta_p} \left[\left(\frac{C_D}{C_L} \right)_2 + \gamma_2 \right] \quad (57)$$

Donde la P_2 es la potencia en el ascenso, potencia ligeramente mayor que la de crucero, con un valor de 50kW, C_{L_2} es ligeramente mayor que en crucero, dado que el avión está ascendiendo con un ángulo de 2.3° ($C_{L_2} = 0,85$).

Si se grafica la expresión anterior se obtiene la siguiente curva:

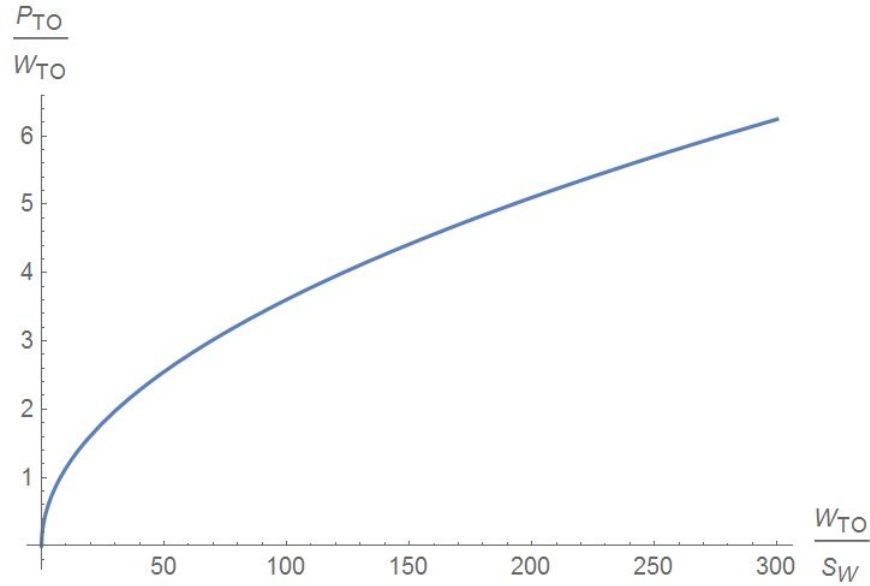


Figura 36: Limitación de ascenso en segundo segmento

Los valores por encima de esta curva cumplirán la limitación de ascenso en segundo segmento.

3.4. Aterrizaje

De manera análoga a como se operaba durante el despegue, para obtener la distancia de despegue también se realiza un balance energético: la energía cinética del avión en el punto inicial de aterrizaje es igual al trabajo realizado por la fuerza de frenado durante toda la distancia de aterrizaje S_{LFL} , donde la fuerza de frenado tiene de valor el peso multiplicado por un coeficiente de rozamiento η_a :

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} v_3^2 = F_R S_{LFL} \quad (58)$$

Donde v_3 se define por norma CS 23.73 como $1.3 v_{SL}$, la velocidad de entrada en pérdida durante el aterrizaje:

$$v_3 = 1.3 v_{SL} = 1.3 \sqrt{\frac{W_L}{\frac{1}{2} \rho_L S_W C_{LL}}} \quad (59)$$

Como se puede apreciar en la ecuación anterior (Ecuación 59), la velocidad v_3 es función de la variable carga alar, tal y como se buscaba, dado que al ser un avión sin combustible, el peso al aterrizaje es el mismo que en el despegue. Si ahora se sustituye el valor de v_3 en la ecuación 58 y se despeja la distancia de aterrizaje, se obtiene la siguiente expresión:

$$S_{LFL} = \frac{W_L v_3^2}{2gF_R} = \frac{v_3^2}{2g\eta_L} \quad (60)$$

Donde se puede apreciar que la distancia de aterrizaje no depende de la potencia del motor. Era de esperar pues para el aterrizaje se ha considerado que se realiza con el motor apagado. Por tanto de esta limitación podemos obtener una primera estimación de la distancia de aterrizaje, que para el caso de carga alar impuesto en las especificaciones de diseño es de 96m.

En el punto de diseño, esta limitación corresponderá con una línea recta vertical en el valor de carga alar máxima, que es el impuesto por diseño:

$$\frac{W_{TO}}{S_W} = \frac{600 \times 9,8}{22} = 267,27 \quad (61)$$

Valores a la derecha de esta línea vertical cumplirán la limitación de aterrizaje, pues implicarán distancias de aterrizaje más largas.

3.5. Selección del punto de diseño

Una vez se han obtenido todas las curvas de limitación de cada una de las actuaciones, se juntan todas en una gráfica, y teniendo en cuenta las restricciones de cada una de ellas se obtiene el punto de diseño:

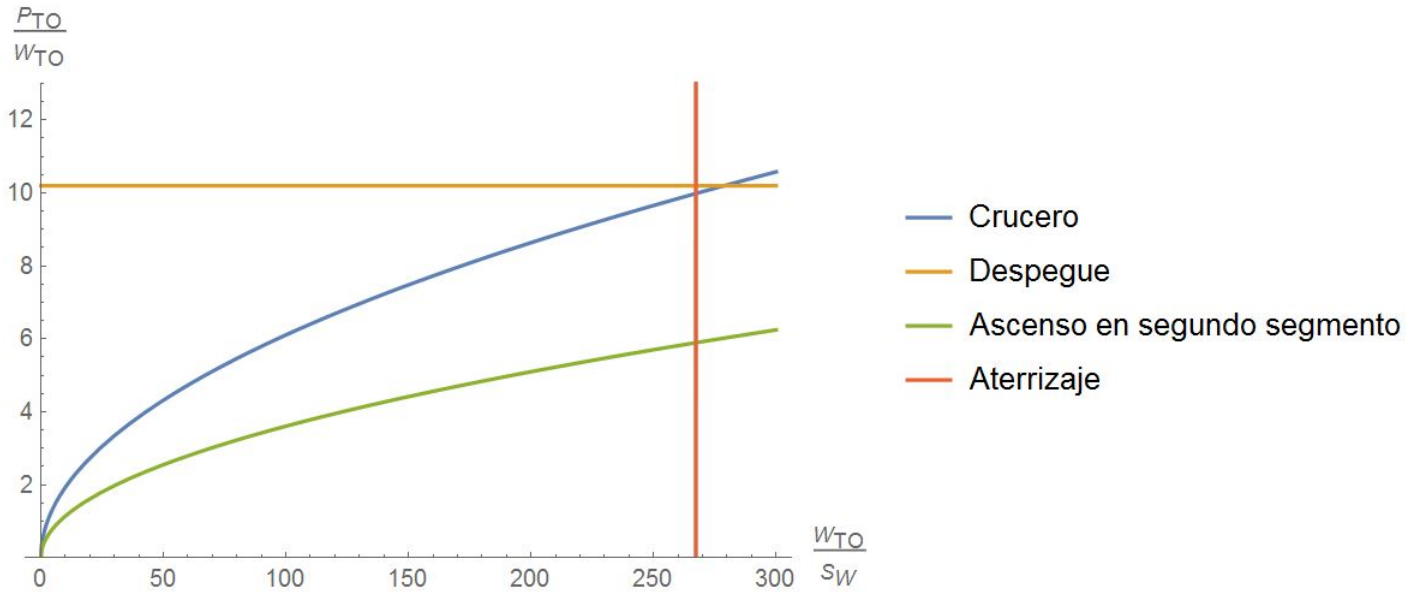


Figura 37: Limitaciones del punto de diseño

En esta gráfica se puede apreciar como cuanto más hacia arriba se va, mayor es la potencia del motor y por tanto este se está sobredimensionando. Si nos desplazamos hacia la derecha, la carga alar aumenta, lo que hace que se reduzca el volumen disponible para las baterías. En cambio, si nos desplazamos hacia la izquierda, la carga alar se va haciendo cada vez menor, lo que implica un mayor peso estructural y más problemas debidos a ráfagas. Por tanto es conveniente quedarse lo más abajo posible, y no tener valores de carga alar demasiado bajos. Basándonos en las limitaciones que se han obtenido para Céfiro, lo más favorable es quedarse sobre las dos restricciones más limitantes, la de despegue y la de aterrizaje, con lo cual el punto de diseño será la intersección entre ambas limitaciones:

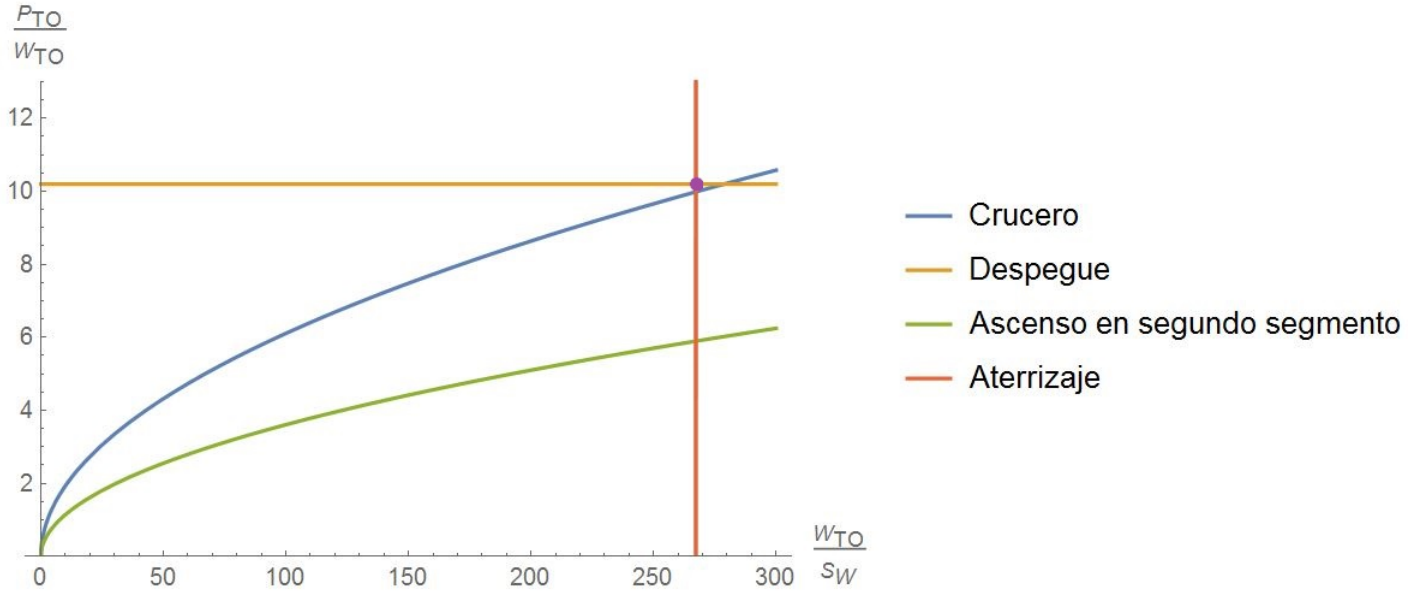


Figura 38: Selección del punto de diseño

Si se eligiese un punto por debajo de este, la potencia que estaría suministrando el motor durante el despegue sería insuficiente, pues incumpliría la limitación de despegue. Por encima si que cumple la limitación, pero se está sobredimensionando el motor, lo cuál tampoco es favorable.

Si se desplaza el punto de diseño hacia la derecha, se incumple la limitación de aterrizaje. En cambio, desplazándolo hacia la izquierda se cumplen todas las limitaciones, pero la carga alar se va haciendo cada vez menor, lo que puede presentar problemas estructurales e inestabilidades frente a ráfagas, lo cual no es nada deseable.

Los valores finales en función de este punto de diseño se muestran en la siguiente tabla:

Potencia máxima en despegue (kW)	60
Carga alar (kg/m^2)	267.27
Longitud de despegue (m)	240
Longitud de aterrizaje (m)	96.4

Tabla 16: Datos obtenidos a partir del estudio de las distintas actuaciones

4. Estabilidad longitudinal

Una vez fijado el punto de diseño de Céforo, el siguiente paso es comprobar si este cumple los criterios de estabilidad longitudinal. Para saber si una aeronave es estable o no se necesitan como datos la posición del centro de gravedad, la posición y dimensiones del ala y de la cola, y también el valor de downwash que el ala genera en el timón horizontal. En esta iteración no se trabajará con valores muy precisos de ninguno de estos parámetros, pues el objetivo de esta primera iteración es obtener valores generales, no específicos, por lo que se recurrirá a simplificaciones para obtener los resultados.

4.1. Downwash

El downwash es una corriente de aire generada por el ala, que afecta al timón horizontal haciendo que este reduzca el ángulo de ataque efectivo que ve. Es un parámetro altamente difícil de predecir fuera del

túnel de viento, y por tanto hay infinidad de métodos basados tanto en teoría analítica como en resultados de aeronaves ya fabricadas. En este trabajo se presenta una fórmula muy sencilla basada en la experiencia, que nos permite hacernos una idea de en torno a qué valor oscilará el downwash:

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} \simeq -\frac{16}{\pi^3} \frac{C_{L\alpha}}{A} \simeq -\frac{C_{L\alpha}}{2A} \simeq -\frac{2\pi}{2 \times 22} \quad (62)$$

En esta ecuación, los inputs son el valor de alargamiento del ala (para Céfiro es 22), y la pendiente de la curva de sustentación ($C_{L\alpha}$), que para un perfil NACA de la serie 4 es 2π .

4.2. Dimensionamiento del timón horizontal

A pesar de que para el cálculo del C_{D_0} se hizo una estimación de la superficie del timón horizontal, esta se hizo en base a aviones semejantes. En este apartado en cambio, se obtendrá a partir de imponer el equilibrio longitudinal de fuerzas en el avión:

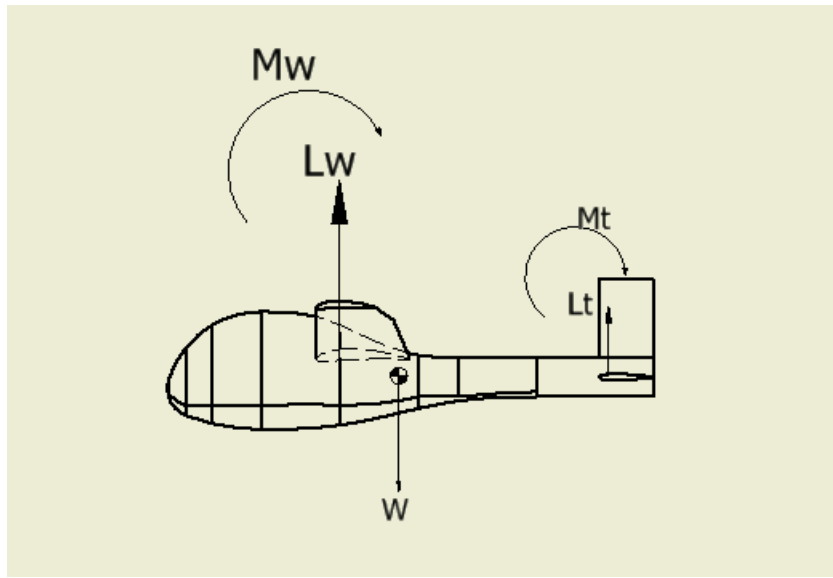


Figura 39: Fuerzas y momentos en vuelo rectilíneo horizontal uniforme

Lo único que es aún desconocido son las distancias entre cada uno de los componentes. Para empezar, se impone que el centro aerodinámico del ala se situará a una distancia MA de 2 metros, lo que viene a ser 1/3 del fuselaje, y el centro aerodinámico de la cola justo al final del fuselaje, es decir MT=6m. El ala se fija a 2m por motivos de espacio. Como se puede ver en la figura 40, colocándose ahí es donde menos volumen útil de fuselaje va a ocupar el encastre, teniendo en cuenta que debe ser ala alta y que no puede estar muy adelantada. Lo difícil ahora es obtener la posición del centro de gravedad, pues no se tienen datos concretos de pesos de ninguno de los componentes. Lo que sí se puede asegurar es que este estará retrasado respecto del ala pero a poca distancia, pues la mayor parte del peso de Céfiro se concentra en el ala, ya que es ahí donde se sitúan las pilas de baterías en su mayor parte. Por tanto, para la primera iteración se supondrá que el centro de gravedad estará retrasado 0.5m respecto del ala, es decir, AG=0.5m.

Con todos estos valores ya es posible aplicar equilibrio de momentos respecto del punto A para obtener el valor de la superficie del timón horizontal:

$$\Sigma M_A = W \times AG - L_T \times AC + M_W + M_T = 0 \quad (63)$$

De esta ecuación lo único desconocido son los valores de momento producido por el ala y momento producido por la cola. Para ello basta con acudir a las bases de datos sobre los perfiles del ala y de la cola para obtener las curvas de coeficientes de momentos:

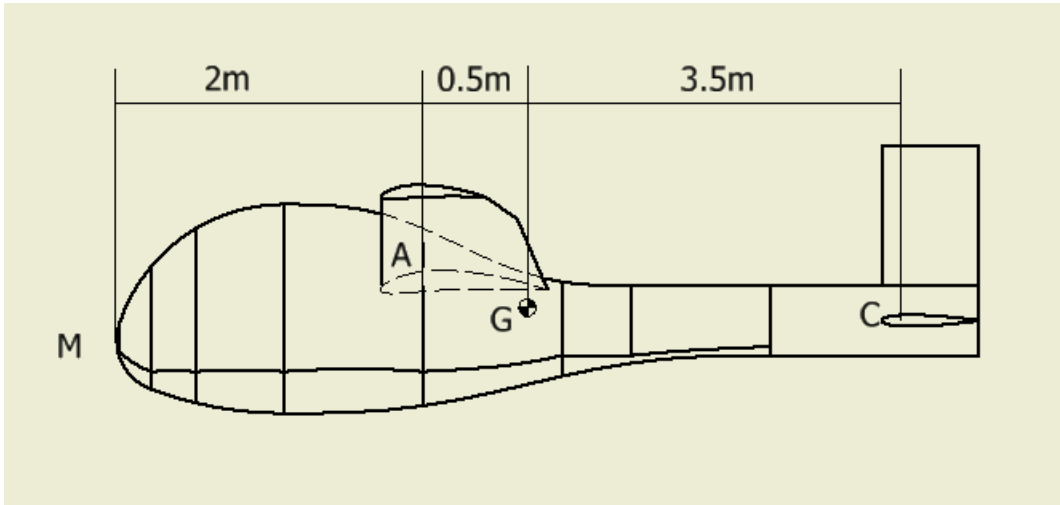


Figura 40: Distancias entre los distintos elementos de Céfiro

$$M_W = \frac{1}{2} \rho v^2 S_W c_w C_{M_W} \quad (64)$$

Ecuación que también es aplicable para el timón horizontal. Las gráficas de coeficiente de momentos para ambos perfiles son las siguientes:

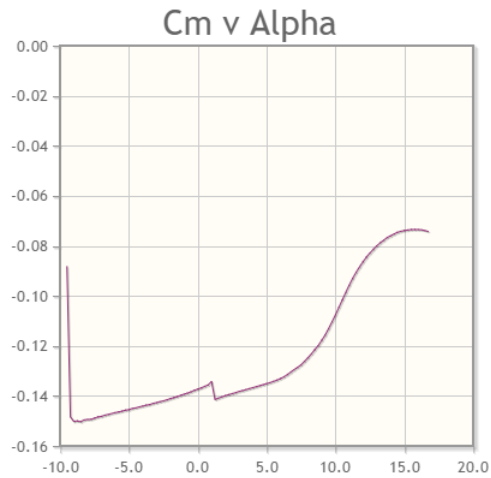


Figura 41: Coeficiente de momentos para el perfil NACA 6412

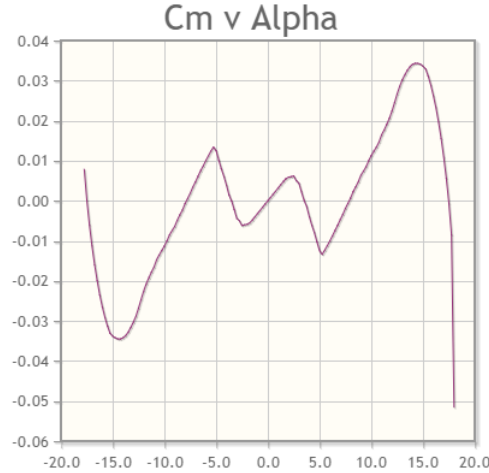


Figura 42: Coeficiente de momentos para el perfil NACA 0012

Con todos los parámetros ya conocidos, podemos seguir trabajando la ecuación 63 para poder despejar el valor de la superficie del timón horizontal:

$$W \times AG + \frac{1}{2}\rho v^2 S_W c_w C_{M_W} = \frac{1}{2}\rho v^2 S_T C_{L_T} AC - \frac{1}{2}\rho v^2 S_T c_T C_{M_T} \quad (65)$$

En esta ecuación, a excepción de las dimensiones del timón horizontal, el resto de parámetros son conocidos para vuelo en crucero. Aquellos que aun no se han utilizado en apartados anteriores aparecen en la siguiente tabla (Tabla 17). Despejando de la ecuación anterior el valor de la superficie del timón horizontal se obtiene:

$C_{L_T}(\alpha = 2,5^\circ)$	0.25
$C_{M_T}(\alpha = 2,5^\circ)$	0.005
$C_{M_W}(\alpha = 0^\circ)$	-0.14

Tabla 17: Datos para obtener las dimensiones del timón horizontal

Hay que destacar que para obtener estos valores no se ha tenido en cuenta el efecto del downwash porque como primera aproximación se ha considerado que este presenta un valor pequeño y se asume el error de no considerarlo. Al no considerar el downwash, el perfil de la cola tiene un ángulo de ataque igual al geométrico, de 2.5° .

$$S_T = \frac{W \times AG + \frac{1}{2}\rho v^2 S_W c_w C_{M_W}}{\frac{1}{2}\rho v^2 C_{L_T} AC - \frac{1}{2}\rho v^2 c_T C_{M_T}} \quad (66)$$

Como se puede ver en la ecuación anterior, nos queda el valor de la superficie del timón horizontal en función de su cuerda. Esta relación se ha graficado en la figura siguiente (Figura43):

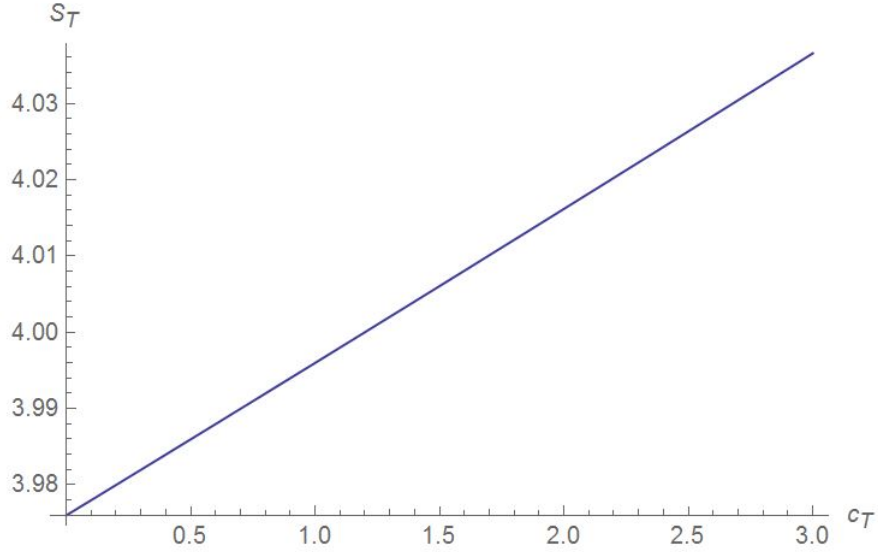


Figura 43: Superficie del timón horizontal en función de su cuerda

Si se impone un valor de cuerda de 0.7m se obtienen los siguientes valores de geometría de timón horizontal:

$c_T(m)$	0.7
$S_T(m^2)$	4
$b_t(m)$	5.71

Tabla 18: Dimensiones del timón horizontal

Para estas dimensiones, y por sencillez en la construcción, toda la superficie del timón horizontal será móvil.

4.3. Estabilidad longitudinal

Una vez se han definido las dimensiones del timón horizontal se puede proceder al cálculo de la estabilidad horizontal de Céfiro, lo que nos dirá si el avión es estable o hay que variar alguno de sus parámetros.

Ahora, en vez de tomar equilibrios respecto del punto A como se ha hecho en el apartado anterior, se toman respecto del centro de gravedad del avión, el punto G:

$$\Sigma M_G = L_W AG - L_T GC + M_W + M_T \quad (67)$$

$$\Sigma M_G = AG \frac{1}{2} \rho v^2 S_W C_{L_W} - GC \frac{1}{2} \rho v^2 S_T C_{L_T} + \frac{1}{2} \rho v^2 S_W c_W C_{M_W} + \frac{1}{2} \rho v^2 S_T c_T C_{M_T} \quad (68)$$

Si adimensionalizamos con $\frac{1}{2} \rho v^2 S_W C_W$ la ecuación anterior queda así:

$$\frac{\Sigma M_G}{\frac{1}{2} \rho v^2 S_W C_W} = C_{L_W} \frac{AG}{c_W} - \frac{S_T GC}{S_W c_W} C_{L_T} + C_{M_W} + \frac{S_T c_T}{S_W c_W} C_{M_T} \quad (69)$$

De esta última ecuación hay que destacar dos cosas. La primera y más importante es que el término del coeficiente de momento del timón horizontal es despreciable respecto al resto de términos. El coeficiente ya es menor que el resto de términos, pero además va multiplicado por un cociente entre la dimension del timón y la del ala, coeficiente claramente menor que la unidad. Segundo, al coeficiente que acompaña a C_{L_T}

se le conoce como coeficiente de volumen del estabilizador horizontal, y se caracteriza por v_h . Si seguimos trabajando la expresión anterior obtenemos:

$$C_{M_G} = C_{M_W} + a_W \alpha_W \frac{AG}{c_W} - v_h a_T \alpha_T \quad (70)$$

Donde a_X es la curva de sustentación del ala o del estabilizador y α_X es el ángulo de ataque que percibe cada uno de ellos. Que estos últimos sean distintos es debido al efecto del downwash y también a que geoméricamente ambas superficies no tienen por qué ser paralelas. Para el caso del estabilizador horizontal, el ángulo de ataque queda así:

$$\alpha_T = \alpha_W - i_T - \epsilon = \alpha_W - i_T - \left(\epsilon_0 + \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \alpha_W \right) = \alpha_W - i_T - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \alpha_W = \alpha_W - i_T + \frac{a_W}{2AR} \alpha_W \quad (71)$$

Si se sustituye el valor de α_T en la ecuación anterior y se agrupa en términos con α_W y sin, la expresión del coeficiente de momentos del avión queda:

$$C_{M_G} = C_{M_W} + a_W \alpha_W \frac{AG}{c_W} - v_h a_T \left(\alpha_W - i_T - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \alpha_W \right) \quad (72)$$

$$C_{M_G} = C_{M_W} + v_h a_T i_T + \left(a_W \frac{AG}{c_W} - v_h a_T \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \right) \right) \alpha_W \quad (73)$$

Si sustituimos valores se obtiene la siguiente expresión:

$$C_{M_G} = 0,034025 - 1,4163 \alpha_W \quad (74)$$

Para que el avión sea estable, los criterios que ha de cumplir son los siguientes:

- $\frac{\partial C_{M_G}}{\partial \alpha_W} < 0$
- $C_{M_G, 0} > 0$

Como se cumplen ambos criterios, se puede asegurar la estabilidad longitudinal del avión.

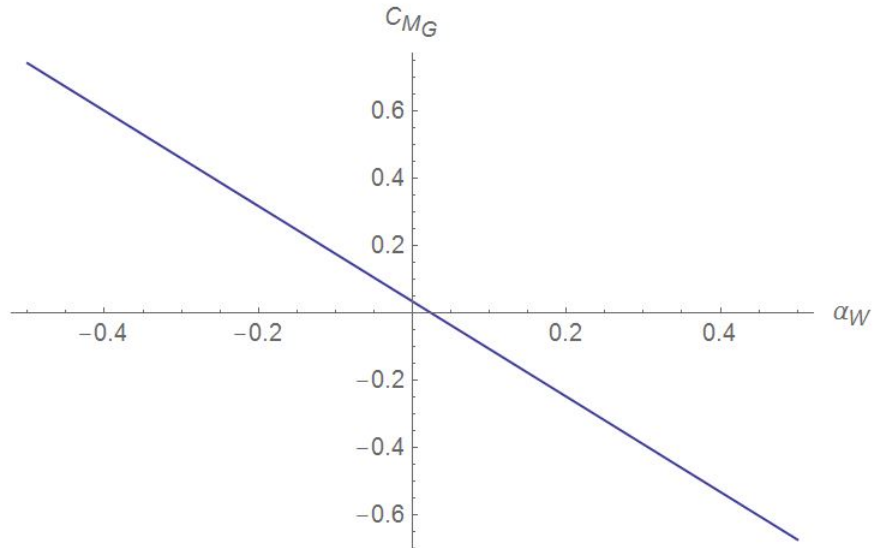


Figura 44: Coeficiente de momentos respecto al centro de gravedad en función del ángulo de ataque α_W

4.4. Punto neutro

Se define el punto neutro de una aeronave como aquel desde el cuál la variación del momento de cabeceo frente a una variación en el ángulo de ataque es nula. Esto quiere decir que la derivada del coeficiente de momentos respecto del ángulo de ataque ha de ser nula:

$$\frac{\partial C_{MG}}{\partial \alpha_W} = \left(a_W \frac{AN}{c_W} - v_h a_T \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \right) \right) \alpha_W = 0 \quad (75)$$

Donde AN es ahora la distancia que hay desde el centro aerodinámico del ala hasta el punto neutro. Si se despeja este valor queda:

$$AN = \frac{c_W}{a_W} v_h a_t \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_W} \right) = 0,72 \quad (76)$$

Este valor es el margen estático, y significa que lo más retrasado que puede estar el centro de gravedad respecto del centro aerodinámico es 72cm para seguir siendo estable. No es un valor muy elevado, pero es suficiente para que Céforo sea estable. Además, durante el vuelo su centro de gravedad no irá desplazándose al no perder combustible, por lo que si se fija bien en el diseño no habrá problemas de estabilidad en ningún momento.

5. Segunda iteración

Del equilibrio y estabilidad longitudinal se han obtenido unas nuevas dimensiones del timón horizontal que nada tienen que ver con las dimensiones que originalmente se impusieron para el cálculo del coeficiente C_{D_0} . Esto hace necesario volver al punto del cálculo de la polar del avión con estos nuevos valores, y a partir de ahí repetir cada paso con los nuevos valores que se van obteniendo.

5.1. Curva polar

Respecto a la curva polar, lo único que cambiará es el valor del coeficiente de fricción y el de superficie mojada del timón horizontal. Los valores obtenidos para esta segunda iteración son los siguientes:

- $Re_{vuelo} = 4,80 \times 10^5$ (Eq 13)
- $Re_{corte,subsonico} = 1,09 \times 10^8$ (Eq 14)
- $Re_{corte,transonico} = 2,93 \times 10^8$ (Eq 15)
- $Re = 4,80 \times 10^5$
- $C_{f,laminar} = 0,0019$ (Eq 11)
- $C_{f,turbulento} = 0,0051$ (Eq 12)
- $C_{f,timonhorizontal} = 0,0051$
- $FF_{timonhorizontal} = 1,35$ (Eq 16)
- $FI_{timonhorizontal} = 1,4$
- $S_{wet,timonhorizontal} = 8m^2$ (Eq 17)

Si se introducen estos cambios en el calculo del coeficiente de resistencia parásita, se obtiene finalmente la siguiente expresión de curva polar:

$$C_D = 0,027 + 0,0299C_L^2 \quad (77)$$

Como cabía esperar, al aumentar una de las superficies, el valor del coeficiente de resistencia aumenta, como se aprecia en esta imagen.

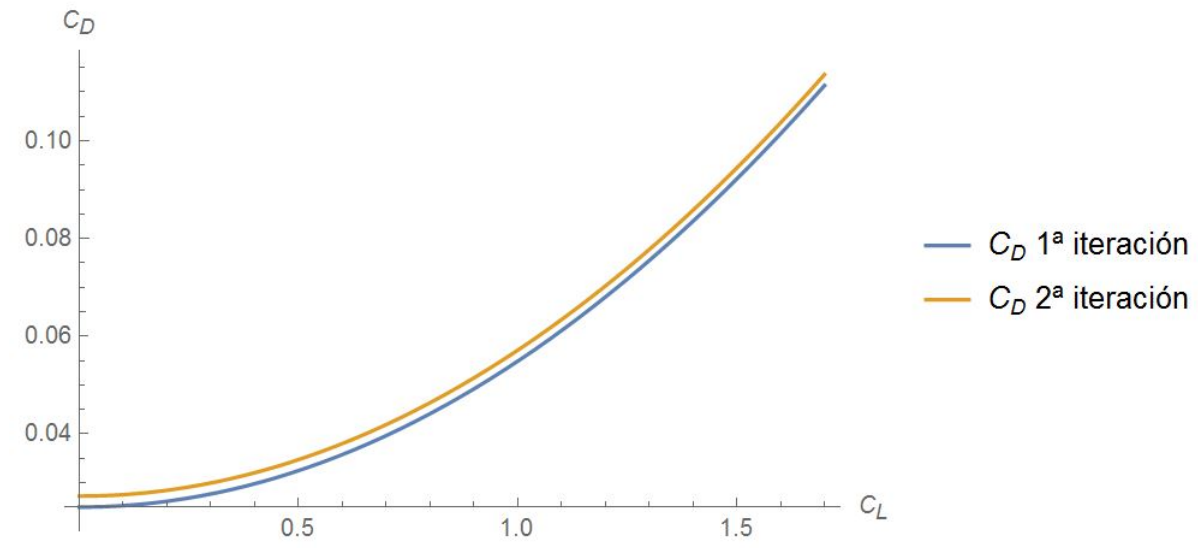


Figura 45: Curva polar de Céfiro para la segunda iteración

5.2. Estimación del motor

Igual que se realizaba para la primera iteración, se aplica el equilibrio de fuerzas en un avión volando en crucero y se obtiene la expresión 32, de la cual se obtiene que la nueva planta motora ha de proporcionar 365.5N, y por tanto 50.78kW. En la siguiente tabla se muestra una comparativa de como afecta el incremento de la superficie del timón horizontal en la curva polar y en la potencia necesaria para realizar el vuelo en crucero:

Iteración	C_{D_0}	$C_D(0,65)$	Empuje (N)	Potencia (kW)
Primera	0.025	0.0376	345	48
Segunda	0.027	0.0399	365.5	51
Incremento	8 %	6,12 %	5,94 %	5,94 %

Tabla 19: Comparativa de parámetros entre la primera y segunda iteración

Como vemos en la tabla 19, modificar el valor de superficie del timón horizontal hace que la potencia en crucero necesaria sea mayor, y por tanto el motor haya de ser mayor. Aun así, esto no es un inconveniente pues el motor fijado ya era de 60kW.

5.3. Estimación de la hélice

Respecto a la obtención de la hélice, como sólo varía el valor de empuje en crucero, el radio máximo de la hélice permanecerá invariable, no siendo así lo que sucede con la relación entre el radio de la hélice y la potencia necesaria en crucero:

Tal y como era de esperar, la tendencia decreciente de la potencia con el radio de la hélice se mantiene constante, pues sólo han cambiado valores. Lo que sucede ahora es que según la TCM, para una hélice con el radio máximo (1.7m), la potencia necesaria para volar en crucero es de 51.96kW, valor muy parecido al obtenido en función de la resistencia aerodinámica, por lo que se puede comprobar que se sigue en el camino correcto.

5.4. Selección del punto de diseño

Con estos nuevos valores es necesario volver a calcular las limitaciones para cada una de las actuaciones y poder seleccionar el punto de diseño. Las expresiones para cada una de estas actuaciones son exactamente

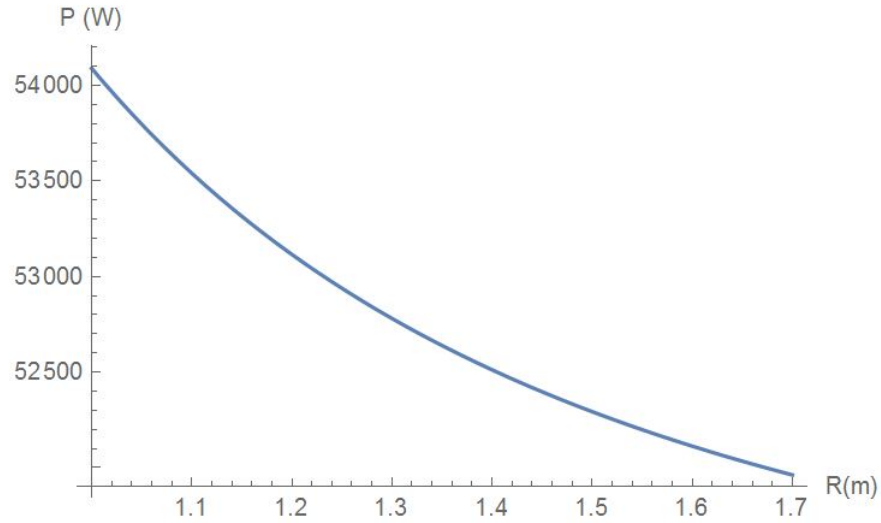


Figura 46: Potencia necesaria en crucero en función del radio de la hélice para la segunda iteración

iguales, lo único que varía es el valor de la resistencia y la potencia necesaria en crucero, por lo que las curvas prácticamente no cambiarán.

5.4.1. Crucero

La nueva potencia de crucero necesaria es ahora mayor, $P_c = 50,78kW$. Además hay que tener en cuenta que los valores de la curva polar también han cambiado. Introduciendo estas dos variaciones se obtiene la siguiente limitación de crucero:

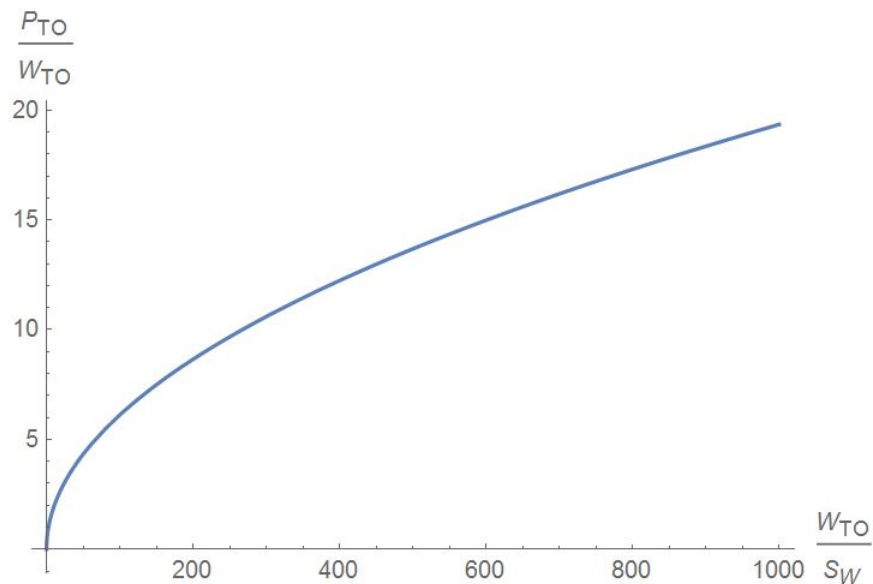


Figura 47: Limitación de crucero

La curva es prácticamente igual, aunque el valor de potencia máxima en despegue es ligeramente superior. Antes se obtenía un valor de potencia en despegue necesaria de 58.7 kW, siendo ahora de 58.8 kW, por lo que el motor sigue cumpliendo esta limitación.

5.4.2. Despegue

En esta segunda iteración ninguno de los parámetros que afectan a la limitación de despegue se han modificado, por lo que se mantiene igual:

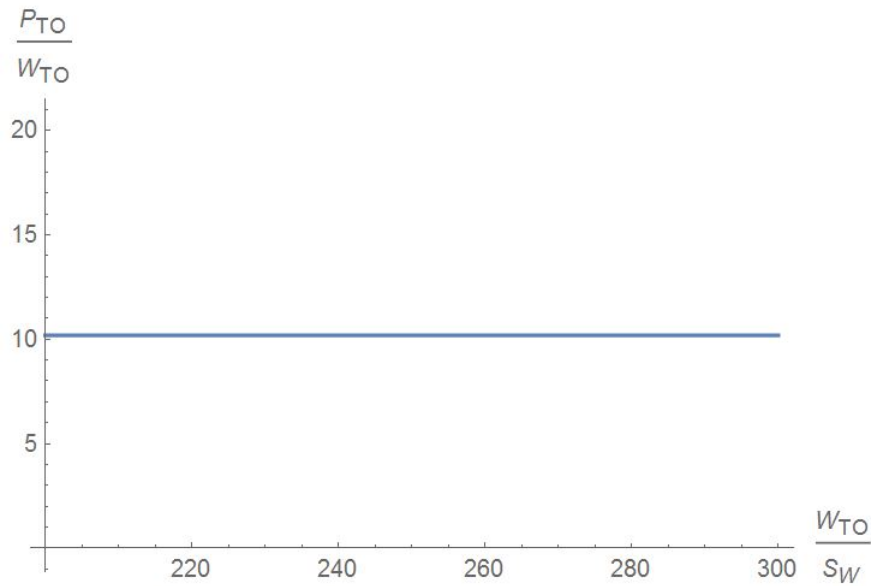


Figura 48: Limitación de despegue

5.4.3. Ascenso en segundo segmento

Igual que sucedía para la limitación de crucero, al aumentar la potencia en crucero necesaria al aumentar la resistencia aerodinámica, la potencia necesaria para realizar el ascenso en segundo segmento será también mayor, fijándose en un valor de 53000 kW:

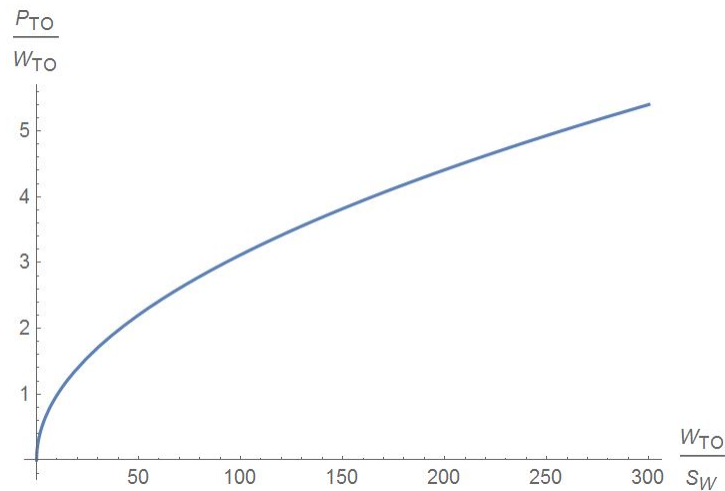


Figura 49: Limitación de ascenso en segundo segmento

Ahora esta limitación es menos restrictiva, pues se fija un valor de potencia de ascenso mayor que el que se fijaba en la primera iteración.

5.4.4. Aterrizaje

Respecto a la limitación de aterrizaje, ningún parámetro se modifica respecto a la misma limitación de la primera iteración, por lo que todo permanecerá igual.

5.4.5. Selección del punto de diseño

Juntando todas las limitaciones se obtienen las siguientes curvas:

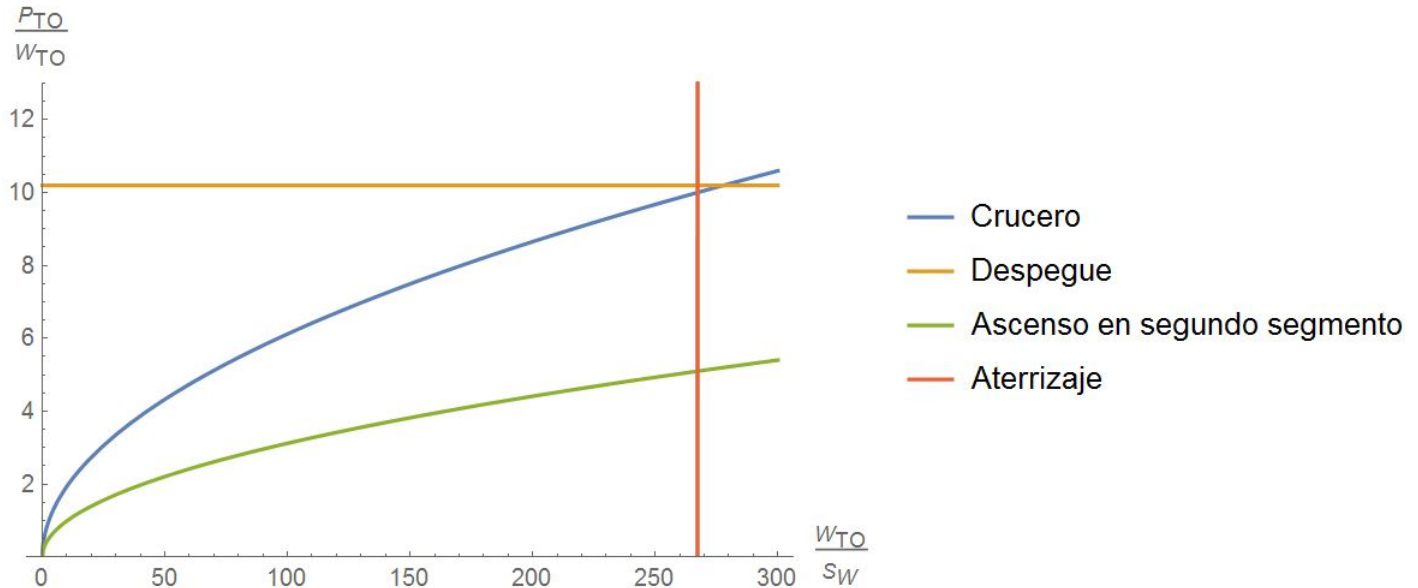


Figura 50: Limitaciones del punto de diseño

Como se ha visto en los apartados anteriores, las dos únicas limitaciones que se han visto afectadas han sido la de crucero y la de ascenso en segundo segmento. De la primera iteración se sabe también que las más limitantes son las de despegue y aterrizaje, por lo que se puede concluir que el punto de diseño será el mismo que el obtenido en la primera iteración:

Si se eligiese un punto por debajo de este, la potencia que estaría suministrando el motor durante el despegue sería insuficiente, pues incumpliría la limitación de despegue. Por encima si que cumple la limitación, pero se está sobredimensionando el motor, lo cuál tampoco es favorable.

Desplazándose hacia la derecha, se incumplen las restricciones de las actuaciones. Más hacia la izquierda, a pesar de que se cumple la limitación de aterrizaje, la carga alar es demasiado baja y puede presentar los problemas antes mencionados

Los valores finales en función de este punto de diseño se muestran en la siguiente tabla:

Potencia máxima en despegue (kW)	60
Carga alar (kg/m^2)	267.27
Longitud de despegue (m)	240
Longitud de aterrizaje (m)	96.4

Tabla 20: Datos obtenidos a partir del estudio de las distintas actuaciones

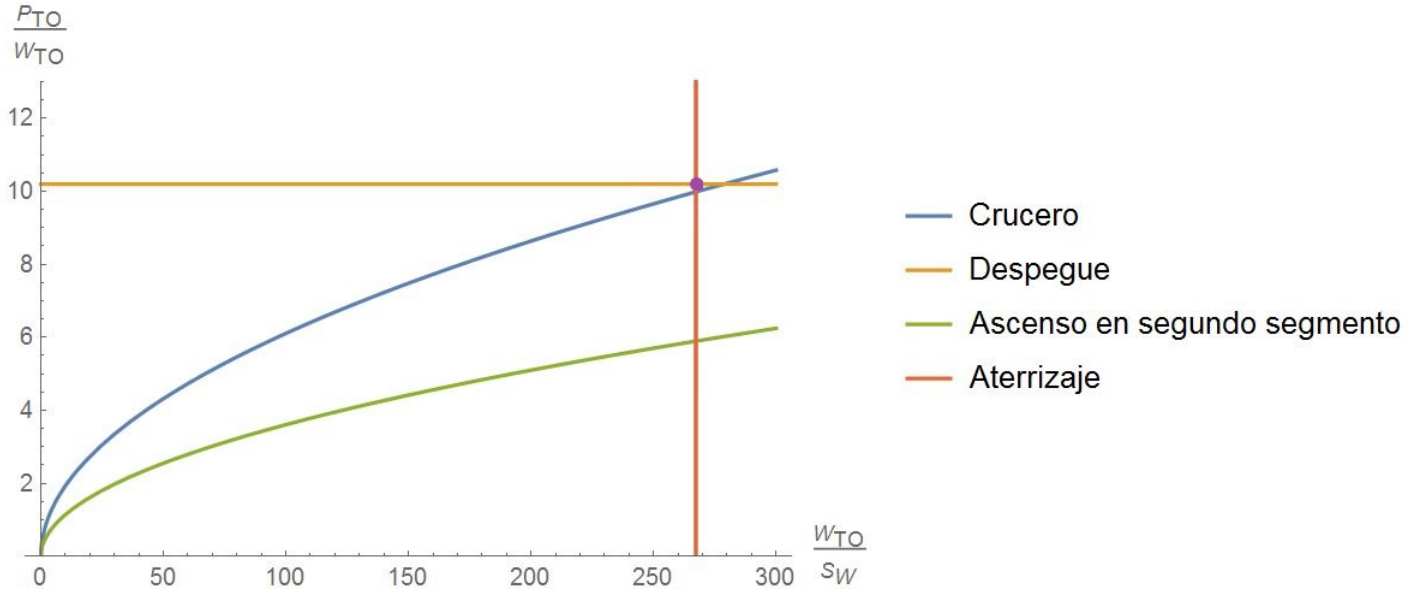


Figura 51: Selección del punto de diseño

5.5. Estabilidad longitudinal

La estabilidad longitudinal no varía entre la primera y segunda iteración, pues ya se calcula con los nuevos parámetros del timón horizontal. Por tanto se sigue manteniendo en esta segunda iteración que Céfiro es estable longitudinalmente.

6. Cálculo de la autonomía de Céfiro

Como se ha comentado al principio de este estudio, Céfiro es una aeronave diseñada para maximizar su autonomía. A parte de su geometría especialmente diseñada para ello, cuenta con una ventaja extra, y es que al estar propulsado por un motor eléctrico, puede apagarlo y encenderlo con relativa facilidad, y por tanto alternar durante su misión entre periodos de ascenso propulsado y descenso en planeo, permitiendo prolongar aún más el tiempo que puede operar sin necesidad de volver a tierra. En los siguientes apartados se realizará un estudio de la autonomía para cada una de estas actuaciones anteriormente citadas, así como un estudio sobre distintos tipos de baterías. Ambos estudios se juntarán permitiéndonos conocer la autonomía final de la aeronave.

6.1. Elección de las celdas de batería

Dado que se trata de un avión propulsado por un motor eléctrico, la elección de las baterías es un aspecto clave, pues en función de la relación entre la capacidad y el peso de las celdas se pueden conseguir autonomías muy diferentes.

De las especificaciones del motor Yuneec Power Drive 60 se obtienen dos regímenes de consumo de electricidad, para el motor dando potencia máxima y potencia en crucero:

Yuneec Power Drive 60	
Consumo para crucero (A)	Consumo para máxima potencia (A)
220	342

Tabla 21: Consumo en función del regimen de vuelo

Como era de esperar, cuanto mayor sea la potencia proporcionada por el motor, mayor será el consumo eléctrico. De aquí que, para calcular la autonomía, se planteen dos escenarios posibles: uno en el que los ascensos se realizarán con potencia muy cercana a la de crucero, lo suficiente como para realizar el ascenso, en el que el consumo será menor, pero tomará más tiempo realizar el ascenso, y otro con potencia máxima en el que el consumo es mayor, pero tarda menos tiempo en realizar el ascenso propulsado, permitiéndole realizar más ciclos de ascenso y planeo. Es difícil intuir cual de los dos escenarios es más favorable a la hora de maximizar la autonomía, pero más adelante se desarrollarán los cálculos.

Una vez conocido el drenaje de corriente del motor, calcular el tiempo que el motor puede estar encendido es muy sencillo, basta con dividir la capacidad de las baterías entre el drenaje de corriente del motor para obtener el tiempo para cada uno de los regímenes anteriores. Por tanto, sólo resta conocer los valores de capacidad de las celdas.

Los fabricantes agrupan las celdas en paquetes de varias, de las que dan la capacidad de cada paquete y su peso. Céfiro cuenta con 190kg disponibles para peso de las baterías, lo que significa que cuanto mayor sea el ratio capacidad/peso más óptimas serán las celdas para esta aplicación. En la siguiente tabla se muestran datos sobre algunas celdas existentes en el mercado:

	Capacidad (Ah)	Peso (kg)	Capacidad/peso (Ah/kg)	Nº de celdas totales	Capacidad total (Ah)
Panasonic	3.1	0.0465	66.67	4086	12666.67
Tridonio	4.5	0.255	17.65	745	3352.94
Sanyo	17.5	3.5	5	54	950
Alphaline	105	23	4.57	8	867.39
Leoch	1.3	0.5	2.6	380	494
EBL	3	0.2	15	950	2850

Tabla 22: Catálogo de baterías

Claramente hay unas celdas que destacan sobre las demás, las celdas Panasonic 18650. No en vano son las celdas que utiliza Tesla para sus coches eléctricos, por lo tanto son idóneas para Céfiro.

Conocida la capacidad de las celdas elegidas, se van a obtener dos tiempos de duración de las baterías, uno para el motor en crucero y otro para el motor con potencia máxima:

	Capacidad total (Ah)	Consumo del motor (A)	Tiempo de duración (h)
Crucero	12666.67	220	57.6
Potencia máxima	12666.67	342	37.04

Tabla 23: Duración de las baterías en función del régimen de vuelo

Conocido el tiempo que puede estar el motor funcionando, una vez se conozca el tiempo que invierte la aeronave en realizar los ascensos, se sabrá cuantos ciclos de ascenso y descenso puede realizar y se obtendrá la autonomía máxima de la aeronave.

6.2. Autonomía durante el descenso planeado

En la figura 52 se muestran las fuerzas que actúan sobre un avión durante una maniobra de descenso:

$$\left. \begin{aligned} W \sin \gamma_d - D &= 0 \\ L - W \cos \gamma_d &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (78)$$

Como se trata de maximizar la autonomía, el ángulo de descenso se considera pequeño, por lo que las ecuaciones quedan así:

$$\left. \begin{aligned} L &\simeq W \\ D &\simeq W \gamma_d \end{aligned} \right\} \quad (79)$$

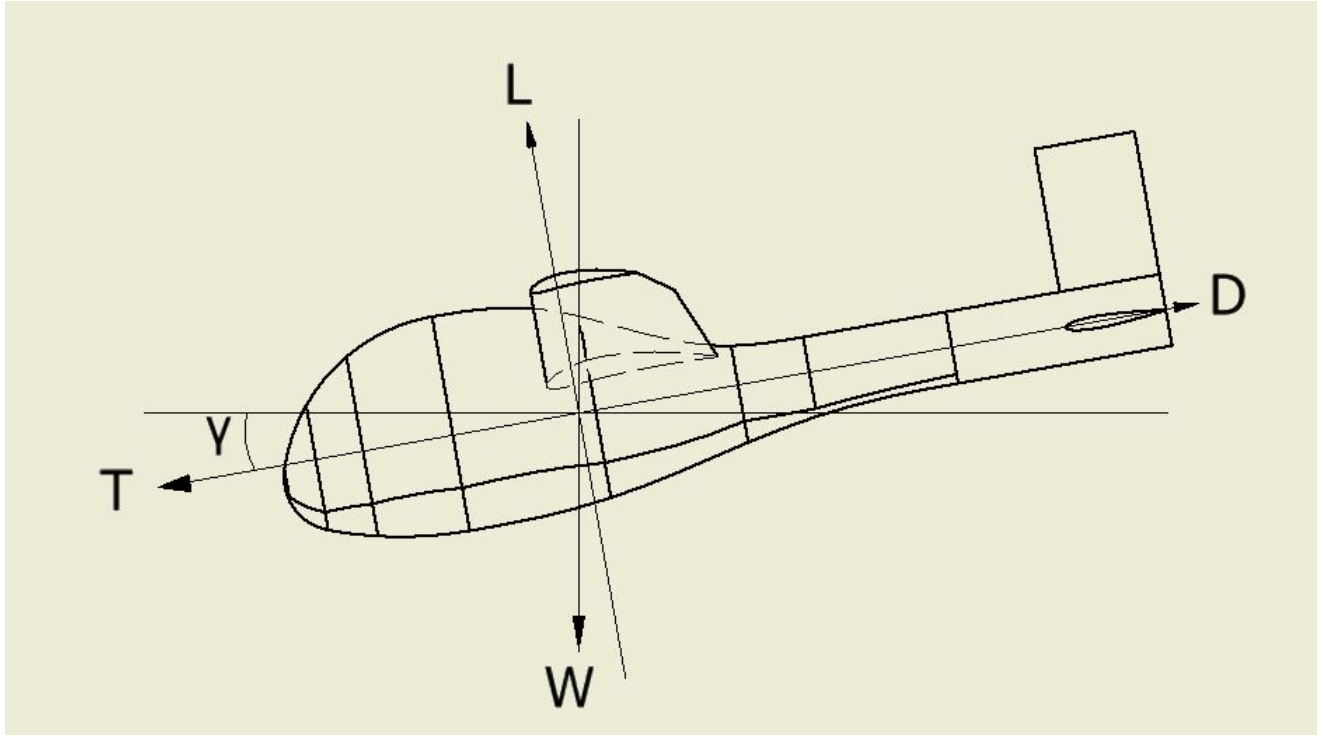


Figura 52: Equilibrio de fuerzas en un avión planeando

Si dividimos ambas ecuaciones, obtenemos la siguiente expresión:

$$\gamma_d = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{E} \quad (80)$$

Donde E es la eficiencia aerodinámica.

El objetivo de esta misión es maximizar la autonomía, por lo que para ello se ha de minimizar el valor de v_d , es decir, la velocidad de descenso. Si se pretendiese maximizar el alcance, en vez de minimizar v_d habría que minimizar γ_d , pero no es el caso.

Descomponiendo la velocidad de la aeronave (v_∞) en componentes horizontal y vertical, donde la componente vertical es la velocidad de descenso, se obtiene:

$$v_d = v_\infty \sin \gamma_d \simeq v_\infty \gamma_d \quad (81)$$

El valor de v_∞ se obtiene de igualar el peso a la sustentación:

$$v_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho S W C_L}} \quad (82)$$

Por tanto, e introduciendo el valor del ángulo de descenso obtenido en la ecuación 80, se obtiene la siguiente expresión para la velocidad de descenso:

$$v_d = v_\infty \frac{D}{W} = \frac{1}{W} \left(\frac{1}{2} \rho v_\infty^3 S C_{D_0} + K \frac{2W^2}{\rho v_\infty S} \right) \quad (83)$$

Donde K es el valor que acompaña a C_L^2 en la curva polar. Este valor de C_L^2 se obtiene también de igualar la sustentación al peso:

$$C_L = \frac{2W}{\rho S W v_\infty^2} \quad (84)$$

Como se pretende que v_d sea mínima, se deriva respecto de v_∞ y se iguala a 0, de donde se obtiene la velocidad infinito que hace mínima la velocidad de descenso:

$$\frac{\partial v_d}{\partial v_\infty} = \frac{1}{W} \left(\frac{3}{2} \rho v_\infty^2 S_W C_{D_0} - \frac{2KW^2}{\rho S_W v_\infty^2} \right) = 0 \quad (85)$$

Si se trabaja la expresión anterior, finalmente se obtiene un valor de v_∞ que minimiza la velocidad de descenso:

$$v_{\infty, v_{d_{min}}} = \left(\frac{1}{3} \right)^{\frac{1}{4}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S_W C_{L_{Opt}}}} \quad (86)$$

Donde $C_{L_{Opt}}$ es el valor que maximiza la eficiencia aerodinámica:

$$C_{L_{Opt}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (87)$$

Si ahora se sustituye este valor de v_∞ en la expresión de la velocidad de descenso, se obtendrá la expresión de la velocidad de descenso mínima:

$$v_{d, min} = v_{\infty, v_{d_{min}}} \gamma_d \quad (88)$$

Como se puede apreciar en las expresiones de cada uno de los términos, esta velocidad de descenso mínima depende de la cota de vuelo ya que depende de la densidad atmosférica. La relación entre la densidad y la altitud en la estratosfera se ha mencionado en el primer apartado (Ecuación 1). Por tanto esta velocidad de descenso no será constante en el tiempo, y para saber la autonomía de cada uno de los planeos habrá que integrar entre los valores de altitud máxima y mínima. Céfiro se ha calculado para que su altitud de diseño sea 18000m. No es conveniente que vuele muy por debajo de esta cota, ya que al disminuir las corrientes de aire se hacen mucho más intensas, por lo que se fija el límite inferior en 17000m. Por encima de 18000m la densidad atmosférica disminuye con la altitud de manera considerable, al igual que desciende la intensidad de las corrientes de aire. Por estos dos motivos, se fija el límite superior de 20000m. Por tanto, Céfiro realizará sus misiones entre los 17 y los 20km de altitud

$$Autonomia_descenso = \int_{17000}^{20000} \frac{1}{v_{d, min}(z)} dz = 846,717s \quad (89)$$

Por tanto, cada periodo de descenso planeado de 20km a 17km se hará en unos 15 minutos. Este es un valor pequeño comparado con otros tiempos de planeo, pero se ha de tener en cuenta que se está planeando en la estratosfera y no en la troposfera, por lo que es un valor aceptable. Además, también se supone que no se va a aprovechar la existencia de ninguna corriente ascendente de aire (igual que hace Perlan II), lo que aumentaría considerablemente la autonomía de cada periodo de planeo. Pero para ser lo más conservadores posible se acepta este valor mínimo de autonomía de planeo de 15 minutos.

En la siguiente tabla se resumen todos los valores de velocidades, ángulo de descenso y autonomía durante el descenso promediados a una cota de vuelo de 18000 m:

Parámetros de vuelo	
$v_{\infty, v_{d_{min}}}$ (m/s)	51.81
$v_{d_{min}}$ (m/s)	3.41
γ_d (°)	3.78
Autonomia (min)	14.11

Tabla 24: Parámetros de vuelo para el descenso en planeo

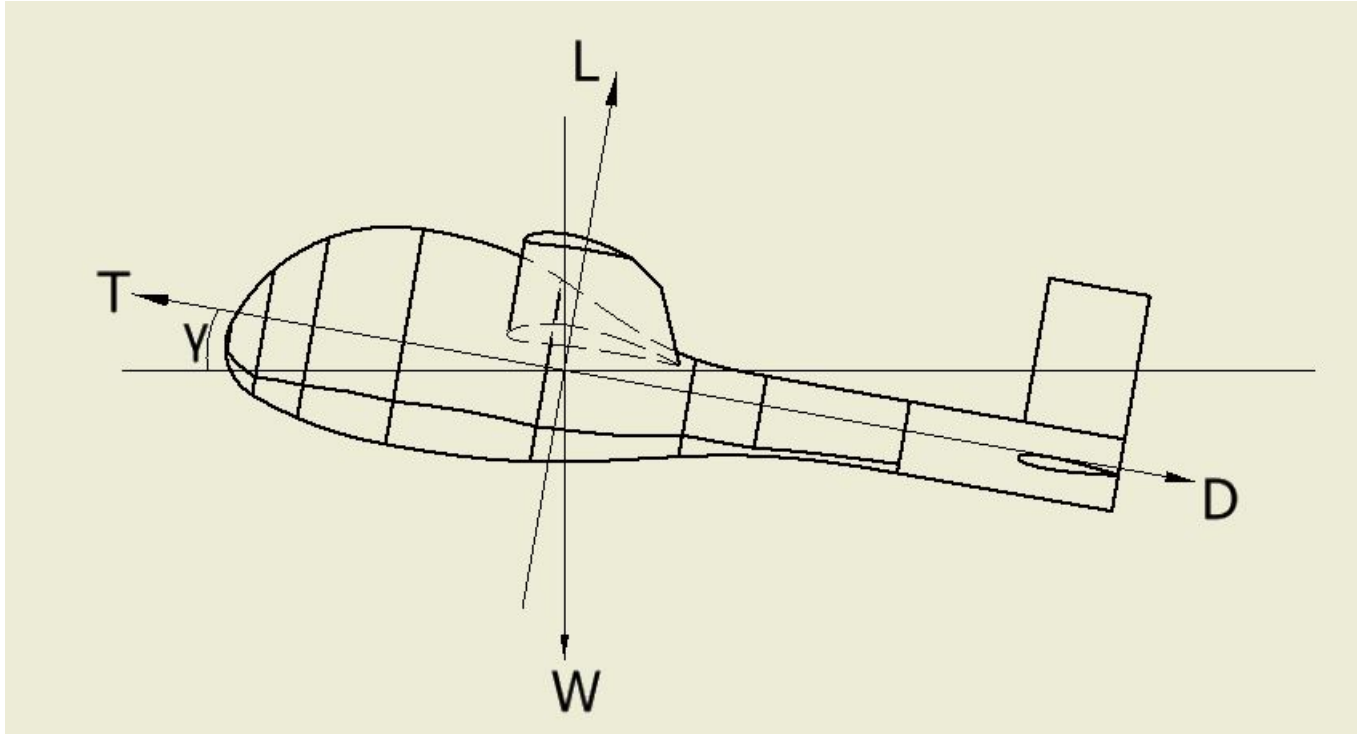


Figura 53: Fuerzas en un avión en ascenso

6.3. Autonomía durante el ascenso propulsado

Del equilibrio de fuerzas se obtienen las siguientes expresiones:

$$\left. \begin{aligned} T_a - D_a - W \sin \gamma_a &= 0 \\ L_a - W \cos \gamma_a &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (90)$$

De manera análoga a lo que sucedía en el descenso, se busca maximizar la autonomía, por lo que este ángulo de ascenso se puede considerar pequeño, por tanto:

$$\left. \begin{aligned} T_a &\simeq D_a + W \gamma_a \\ L_a &\simeq W \end{aligned} \right\} \quad (91)$$

De estas expresiones se tiene que, como la sustentación es igual al peso, el coeficiente de sustentación en ascenso será idéntico al coeficiente de sustentación en crucero ($C_{L_a} = C_{L_c}$). Como consecuencia de esto, $C_{D_a} = C_{D_c}$; $D_a = D_c = T_c$. Si ahora despejamos el valor del ángulo de ascenso γ_a se obtiene:

$$\gamma_a = \frac{T_a - D_a}{W} = \frac{T_a - T_c}{W} \quad (92)$$

$$\gamma_a = \frac{1}{W} \left[T_a - \left(\frac{1}{2} \rho S W v_\infty^2 C_{D_0} + K \frac{2W^2}{\rho v_\infty^2 S W} \right) \right] \quad (93)$$

De manera análoga a como sucedía para el caso de descenso en planeo, si se descompone la velocidad de la aeronave en sus componentes horizontal y vertical se obtiene la velocidad ascensional:

$$v_a = v_\infty \gamma_a = \frac{1}{W} \left[T_a v_\infty - \left(\frac{1}{2} \rho S W v_\infty^3 C_{D_0} + K \frac{2W^2}{\rho v_\infty S W} \right) \right] \quad (94)$$

Esta expresión de la velocidad ascensional está en función de 3 parámetros, la altura de vuelo, la velocidad respecto al aire, y el empuje de los motores para realizar el ascenso. Este último es un parámetro que

nosotros impondremos, ya que queremos estudiar dos casos, uno en el que el motor está dando una potencia ligeramente superior a la de crucero, y otro en el que el motor da la potencia máxima.

Para obtener la máxima autonomía hay que minimizar esta velocidad ascensional. Por tanto lo que hay que hacer es derivar respecto a la velocidad incidente e igualar a 0. Como la derivada no es sencilla, se resuelve mediante software informático. Esta derivada da un valor de velocidad incidente v_∞ en función de la altura y del empuje de los motores ($v_\infty = f(z, T_a)$). Pero como se sabe, el empuje en un avión propulsado a hélice es también función de la velocidad incidente ($v_\infty = f(z, P_a, v_\infty)$). Este cambio de empuje a potencia no se puede realizar antes de derivar, si no se pierde la relación con la potencia durante la actuación, lo cual carece de sentido.

Por tanto, se obtiene una velocidad incidente que es función de la velocidad incidente. La manera de resolver esto es iterativamente, dando un valor inicial a la velocidad incidente para una altura de 18000m (pues es la altura de diseño de la aeronave) e ir iterando hasta que la velocidad impuesta en la potencia sea la obtenida como velocidad incidente.

Este valor de velocidad es el que se tomará para relacionar empuje con potencia. Ahora se tiene $v_\infty = f(z)$, sólomente es función de la altitud. Esta expresión de velocidad incidente se puede sustituir en la expresión de la velocidad ascensional v_a , quedando la velocidad ascensional mínima, es decir, la que maximiza la autonomía.

También es posible obtener la expresión del ángulo de incidencia γ_a dividiendo ambas expresiones de velocidad.

Ahora sólo queda obtener valores para ambos regimenes de vuelo. Se elige 52kW como valor de potencia cercana a la de crucero ya que como el ángulo de ascenso es tan bajo, el valor mínimo de potencia necesario será muy próximo al valor de potencia necesaria en crucero (51kW). Además, cuanto menor sea la potencia utilizada, menor será la velocidad de ascenso y por tanto mayor el tiempo empleado en realizar la maniobra.

En la siguiente tabla se muestran los parámetros de vuelo para el ascenso propulsado:

Parámetros de vuelo		
	Potencia máxima (60 kW)	Potencia de crucero (52 kW)
$v_\infty, v_{a_{min}}$ (m/s)	75.356	72.866
$v_{a_{min}}$ (m/s)	1.73	1.11
γ_a (°)	1.32	0.87
Autonomía (minutos)	27.85	43.56

Tabla 25: Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado

Como se puede apreciar, hay una variación de casi 15 minutos entre ambos valores de potencia del motor. Esta diferencia de minutos puede ser determinante a la hora de elegir cual es el régimen de vuelo más apropiado para la misión.

6.4. Despegue

Hasta ahora se ha obtenido la autonomía de la misión de Céfiro, pero también hay que tener en cuenta para el cálculo de la autonomía total que la aeronave ha de despegar y ascender hasta 20000m, lo cual implica también un consumo de baterías.

Para calcular la autonomía en despegue, igual que se ha hecho para calcular la limitación del punto de diseño, se supone que la aeronave realiza todo el recorrido de despegue con una velocidad constante y de valor $v_2/2$. De las ecuaciones 50 y 49 podemos obtener la velocidad v_2 y la distancia de despegue en función de la potencia del motor. Esta última dependencia se aplica para considerar siempre los dos casos, uno en el

que el avión realiza la actuación con potencia máxima, consumiendo más pero durante menos tiempo, y otro caso en el que realiza la actuación con potencia mínima, en la que el consumo se reduce pero se incrementa el tiempo gastado en realizar la operación. Finalmente se obtienen los siguientes resultados:

Potencia (kW)	60	52
v_2 (m/s)	31	
Distancia de despegue (m/s)	208.73	240.84
Tiempo de despegue (s)	13.43	17.14

Tabla 26: Parámetros de vuelo para el despegue

6.5. Ascenso hasta 11000m

Este primer ascenso en el que la aeronave se posiciona a la altura deseada para la misión debe ser estudiado en dos tramos. Esto es debido a que las condiciones atmosféricas son diferentes antes y después de la tropopausa, por lo que se ha de separar el estudio en dos tramos: uno de 0 a 11000m, en el que las condiciones atmosféricas son las de la troposfera:

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{\lambda z}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{R\lambda}} \quad (95)$$

Donde ρ_0 es la densidad atmosférica a nivel del mar ($\rho_0 = 1,225 kg/m^3$), λ es el gradiente de temperatura en la troposfera ($\lambda = -6,5 \times 10^{-3} K/m$), T_0 es la temperatura en grados Kelvin a nivel del mar ($T_0 = 288,15 K$) y g_0 es la aceleración de la gravedad a altura $z=0$ ($g_0 = 9,81 m/s^2$).

Y otro tramo desde los 11000m hasta los 20000m en el que las condiciones atmosféricas son las de la estratosfera (Ecuación 1).

Las ecuaciones y el procedimiento para este tramo es idéntico al de ascenso propulsado, cambiando sólo la ecuación de la densidad atmosférica y los límites de integración. También cambia que, para obtener el empuje que proporciona el motor, en el ascenso en la troposfera se toma la velocidad incidente que minimiza la velocidad ascensional a 18000m. Ahora, en el tramo de la troposfera se tomará la velocidad que cumple la misma condición pero a 11000m. Se acepta esta suposición pues es la más conservadora de todas. Cuanto mayor sea la velocidad, menor será el empuje que proporciona el motor.

Suponiendo igual que antes dos regímenes de vuelo, uno con potencia máxima y otro con potencia algo superior a la de crucero se obtiene:

Parámetros de vuelo		
	Potencia máxima (60 kW)	Potencia mínima (52 kW)
$v_{\infty}, v_{a_{min}}$ (m/s)	20.73 - 38.01	19.76 - 36.24
$v_{a_{min}}$ (m/s)	1.82 - 3.33	1.72 - 3.15
γ_a (°)	5.02	4.99
Autonomía (minutos)	76.77	81.07

Tabla 27: Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado hasta 11000 metros

En esta tabla se muestra un intervalo de velocidades. Esto es debido a que todos estos valores dependen de la altitud de vuelo. En los apartados anteriores en los que se presentaba al autonomía de la misión, sólo se ofrece un valor, el valor a 18000m de altura, ya que las variaciones entre 20000m y 17000m son muy pequeñas. Además, 18000m es la altura de diseño de la aeronave, en la que se han realizado los cálculos.

Este intervalo de valores sirve además para ver como varían estos parámetros en función de la altitud y la potencia del motor, si se desea hacer un vuelo ascensional rectilíneo. La velocidad total de la aeronave debe aumentar, puesto que la densidad disminuye. En cambio, las velocidades ascensionales disminuyen, ya que el

ángulo de incidencia permanece constante.

Respecto a la potencia, cuanto mayor es esta, lógicamente mayor será la velocidad total de la aeronave. Se consigue lo que se busca, aumentar la potencia para realizar la maniobra lo más rápido posible y ver si así se consume más o menos.

6.6. Ascenso hasta 20000m

Para este segundo tramo basta con coger la expresión del tiempo de vuelo del ascenso propulsado y cambiar los límites de integración, quedando ahora entre 11000m y 20000m

$$Autonomia_ascenso = \int_{11000}^{20000} \frac{1}{v_{a,min}(z)} dz \quad (96)$$

De donde se obtienen los siguientes tiempos:

Parámetros de vuelo		
	Potencia máxima (60 kW)	Potencia de crucero (52 kW)
Tiempo de vuelo (minutos)	107.82	168.64

Tabla 28: Parámetros de vuelo para el ascenso propulsado hasta 20000 metros

6.7. Planeo hasta 11000m

Una vez Céfiro haya agotado sus baterías (manteniendo siempre un mínimo de capacidad para poder seguir operando y por emergencia), deberá realizar un planeo no propulsado para volver a Tierra, donde se le realizarán las labores de mantenimiento necesarias. El tiempo que tarda en descender no se considerará tiempo de misión, pero si es interesante conocerlo para tener en cuenta que, si es necesario que Céfiro baje a tierra en condiciones seguras, habrá que preverlo con la suficiente antelación.

Igual que sucedía con el ascenso hasta 20000m, también habrá que dividir este estudio en dos tramos, uno desde 20000m hasta 11000m (tropopausa), y otro desde 11000m hasta 0m.

Para este primer tramo, las ecuaciones son las mismas que las obtenidas para los ciclos de planeo de la misión, cambiando sólo los límites de la integral, que ahora serán de 20000m a 11000m, quedando un tiempo de descenso de 54.63 minutos. En este apartado de planeo, como el motor está apagado, no se puede hacer distinción entre potencia máxima y de crucero.

6.8. Planeo hasta 0m

Al cambiar las condiciones atmosféricas respecto al primer tramo de descenso desde 20000m a 11000m, las expresiones no quedarán exactamente iguales, pero si es idéntico el procedimiento: primero se obtiene la velocidad v_∞ que minimiza la velocidad de descenso. Con esta se obtienen los valores de C_L y C_D , y el ángulo γ_d , y finalmente la velocidad de descenso mínima, en función de la altitud. Finalmente, integrando la expresión de la velocidad se obtiene un tiempo de planeo hasta 0m de 130.27 minutos

6.9. Aterrizaje

Para obtener el tiempo en el aterrizaje se procederá de manera análoga a como se procede para obtener el tiempo de despegue, es decir suponiendo que todo el aterrizaje se realiza a velocidad constante y de valor $v_3/2$.

Aprovechando las expresiones obtenidas en el apartado de la limitación de aterrizaje se pueden obtener estos valores de v_3 y de distancia de aterrizaje, y a partir de ellos obtener el tiempo que tarda Céfiro en aterrizar:

Parámetros de vuelo	
v_3 (m/s)	33.68
Distancia de aterrizaje (m)	96.38
Tiempo de aterrizaje (s)	5.72

Tabla 29: Parámetros de vuelo para el aterrizaje

6.10. Autonomía total

Una vez se ha obtenido el tiempo de duración total de las baterías y el tiempo invertido en cada una de las actuaciones, es posible obtener el tiempo total que puede estar Céfitro en el aire.

En la siguiente tabla se muestra un resumen de los tiempos invertidos en cada actuación, en función de si se realizan con potencia máxima o con potencia de crucero:

	60 kW	52 kW
Duración de las baterías (h)	37.04	57.6
Duración del planeo entre 20000m y 17000m (min)	14.11	14.11
Duración del ascenso propulsado entre 17000m y 20000m	27.85	43.56
Duración del despegue (s)	13.43	17.14
Duración del ascenso propulsado entre 0m y 11000m (min)	76.77	81.07
Duración del ascenso propulsado entre 11000m y 20000m (min)	107.822	168.64
Duración del planeo entre 20000m y 11000m (min)	54.634	54.634
Duración del planeo entre 11000m y 0m (min)	130.27	130.27
Duración del aterrizaje (s)	5.72	5.72

Tabla 30: Duración de las actuaciones

Al observar esta tabla es fácil ver como los tiempos de planeo son mucho mayores en la troposfera que en la estratosfera, dado que la densidad en la troposfera es mucho mayor que en la estratosfera. Esta densidad mayor permite a la aeronave descender con menor velocidad, y por tanto estar más tiempo en el aire. Al revés sucede en los ascensos propulsados. La duración de estos es mayor en la estratosfera que en la troposfera por el mismo motivo. Al haber menos densidad en la estratosfera, la sustentación es menor y a la aeronave le cuesta más ascender.

Con todos los tiempos tabulados se procederá a calcular la autonomía de misión de Céfitro con potencia máxima y con potencia mínima.

6.10.1. Autonomía de misión con potencia máxima (60kW)

Con potencia máxima tenemos una duración total de las baterías de 37.04h, lo que son 133344s. Si a este tiempo le restamos el tiempo de despegue, el de ascenso propulsado hasta 11000m y el ascenso propulsado hasta 20000m, nos queda el tiempo total de baterías disponible para la misión:

$$t_{bateriasparalamision} = t_{baterias} - t_{despegue} - t_{ascensohasta11000m} - t_{ascensohasta20000m} = 33,96h \quad (97)$$

Este es el tiempo durante el cuál puede realizar ciclos de ascenso propulsado y descenso en planeo entre 20000 y 17000m. Cada ascenso de estos consume 27.85 minutos, por lo que podrá realizar 73 ciclos de ascenso. Por tanto, el tiempo total de misión será la suma del tiempo de los 73 ascensos propulsados entre 17000m y 20000m, más 73 planeos entre 20000m y 17000m. Por tanto el tiempo final de la misión es de:

$$t_{mision} = 73 \times t_{ascenso} + 73t_{planeo} = 51,17h \quad (98)$$

El tiempo que Céfitro puede estar realizando su misión considerando que el motor opera con máxima potencia es de 2.13 días.

6.10.2. Autonomía de misión con potencia mínima (52kW)

Con potencia de crucero, la duración máxima de las baterías es de 57.6h. Si restamos el tiempo de despegue y el de ascenso hasta 20000m obtenemos un tiempo de duración de las baterías para la misión de:

$$t_{bateriasparalamision} = t_{baterias} - t_{despegue} - t_{ascensohasta11000m} - t_{ascensohasta20000m} = 53,43h \quad (99)$$

Con estas 55.15h disponibles de duración de las baterías para realizar la misión, y teniendo en cuenta que el tiempo de cada ascenso es ahora de 43.56 minutos, podrá realizar 74 ciclos de ascenso y descenso propulsado, lo que le deja un tiempo total de misión de:

$$t_{mision} = 74 \times t_{ascenso} + 74t_{plano} = 70,74h \quad (100)$$

El tiempo total que podrá estar Céfiro realizando su misión es de 2.95 días considerando que realiza las actuaciones con potencia mínima.

6.11. Selección del régimen de vuelo

Ahora que se han obtenido los tiempos de misión para cada uno de los regímenes de vuelo, se puede comparar cual es más favorable, es decir, cual permite un mayor tiempo de operación:

	Tiempo de ascenso (h)	Tiempo de misión (h)	Tiempo de descenso (h)	Tiempo total (h)
Potencia máxima	3.08	51.17	3.08	57.33
Potencia mínima	4.16	70.74	3.08	77.98

Tabla 31: Autonomía total

Salta a la vista que el caso más favorable es en el que Céfiro vuela con potencia mínima, pues es el que permite un tiempo de misión mayor, casi un día más en el aire. Pero presenta una desventaja, y es que tarda más tiempo en llegar a la altura de vuelo de la misión, por lo que si se necesita que llegue antes a dar cobertura se penalizará la duración de la misión. Hay que destacar que una disminución de una hora en el tiempo de ascenso hace perder casi un día de duración de la misión.

También hay que tener en cuenta que todos estos tiempos se han obtenido suponiendo que toda la carga de las baterías se emplea en mover el motor. En la realidad esto no es así, pero hasta que no se fijen todos los componentes de aviónica que llevará Céfiro, no se puede saber realmente cual es el consumo de los mismos. Este estudio sirve para hacerse una idea de cuál es la autonomía ideal que puede llegar a alcanzar la aeronave, para estudiar si es viable continuar con el proyecto. En caso de haber obtenido un resultado ideal poco deseado, se habría concluido que el proyecto es inviable. Pero no es el caso. Además, hay que tener en cuenta que se ha obtenido una estimación del tiempo de vuelo suponiendo que durante los planeos la aeronave no aprovecha las corrientes para volver a subir, cosa que seguramente sucederá.

7. Desarrollo de la misión

La misión de Céfiro está clara, sobrevolar durante el máximo tiempo posible un área concreta para poder trabajar como repetidor de señales. Pero, ¿cuál es el área a la que una aeronave puede dar cobertura? ¿Cuántos aviones son necesarios para dar cobertura a una ciudad? ¿Qué ruta va a seguir la aeronave una vez esté en el aire? A todas estas preguntas se pretende dar respuesta en este apartado.

Lo primero de todo para saber el área que puede cubrir un avión es entender como funciona una antena. Una clasificación que se hace de las mismas es en función de su diagrama de radiación, es decir, la representación gráfica de las características de radiación en función de la dirección angular. Si una antena concentra mucha energía en una zona en concreto, estamos hablando de una antena direccional, y si en cambio no se prioriza ninguna zona del espacio, es decir, reparte de manera equitativa la energía, se trata de antenas omnidireccionales (Figura 54):

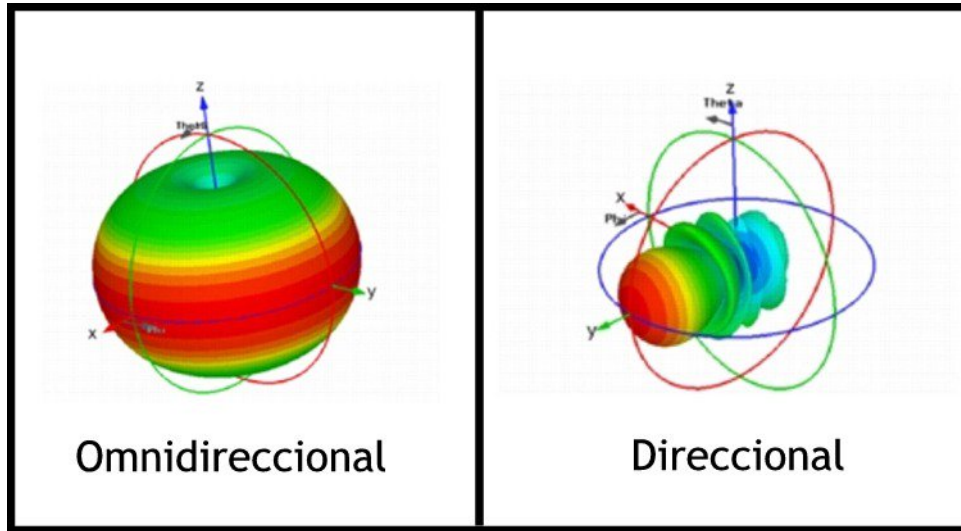


Figura 54: Antena direccional y antena omnidireccional

Nos interesa estudiar las antenas direccionales, pues son las que portará la aeronave para repetir las señales que reciba. Para saber el área que puede cubrir una aeronave, necesitamos acudir a este diagrama de radiación (Figura 56) y ver cual es el ángulo de radiación de las antenas direccionales. Estos valores varían mucho en función del tipo de antena, y cuanto más lejos se desea que llegue la radiación, normalmente menor es el ángulo. Valores típicos oscilan entre los 20° y los 45°, habiendo algunos que llegan hasta los 5°. Este último será el valor que se tomará, tratando como siempre en este estudio de ser conservadores, y puesto que Céfiro volará en la estratosfera, y la concentración ha de ser mayor.

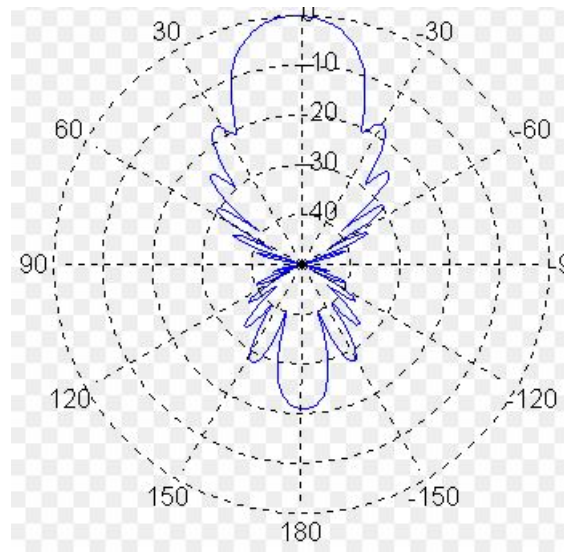


Figura 55: Diagrama de radiación de una antena direccional

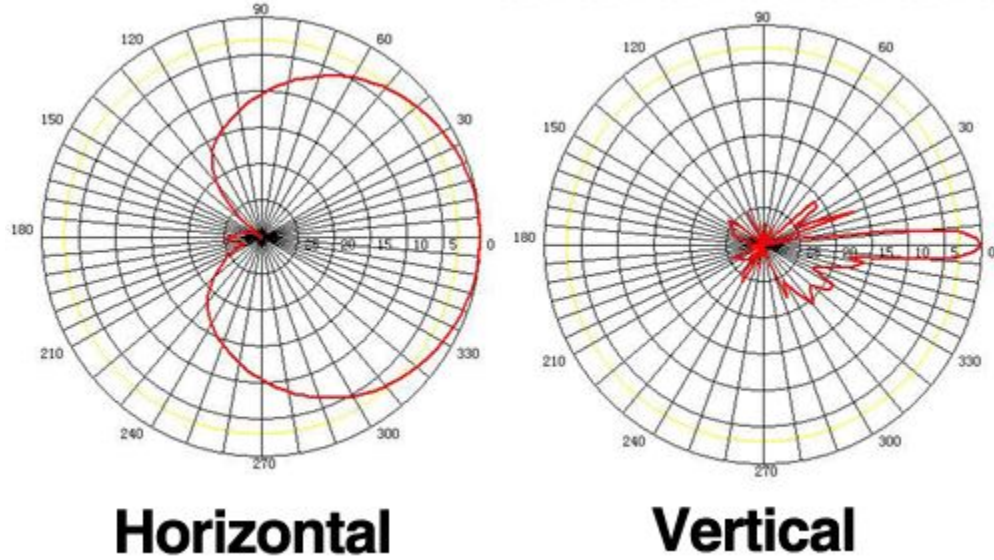


Figura 56: Diagrama de radiación de una antena direccional muy concentrada

Una vez fijado este valor para el ángulo de radiación, suponiendo que el volumen que generará esta antena direccional es un cono, cuyo vértice se encuentra en la aeronave y su base en la superficie de la tierra, es posible obtener el área a la que dará cobertura una aeronave, teniendo en cuenta que esta vuela a 18000m.

$$r = h \times \tan 5 = 18000 \tan 5 = 1574,8m \quad (101)$$

$$A = \pi \times r^2 = 7791094,06m^2 = 7,8km^2 \quad (102)$$

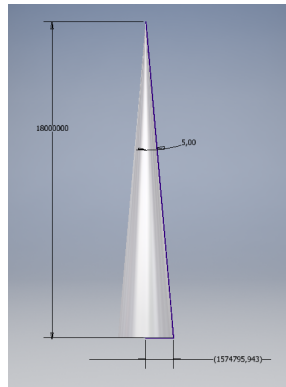


Figura 57: Dimensiones del volumen de cobertura de Céfiro

De aquí se obtiene que una sola aeronave puede cubrir un área de unos $7.8km^2$, unas 4 veces el área del Principado de Mónaco.

Teniendo en cuenta que la autonomía de misión de esta aeronave es de 70.74h, y teniendo en cuenta que vuela a una velocidad de crucero de unos 83.33m/s, se puede estimar que recorrerá una distancia $d=21221km$, como aproximación sencilla al alcance de la aeronave. Por tanto, durante toda la misión recorrerá un área igual a:

$$A_{mision} = \pi \times r^2 + 2r \times d = 66845,45km^2 \quad (103)$$



Figura 58: Detalle del volúmen de cobertura de Céfiro

Un área equivalente al área de Irlanda.

Por tanto, cuando la carga de pago se sustituya por cámaras de reconocimiento, Céfiro será capaz de rastrear un área igual al área de Irlanda en sólo 3 días, suponiendo un ángulo sólido para las imágenes igual al de la zona de cobertura de la antena.

El inconveniente que tiene dar cobertura mediante aeronaves de este tipo es que la cobertura que se ofrece si la aeronave realiza un vuelo lineal no es ininterrumpida. De hecho, suponiendo que el punto al que se desea dar cobertura esta justo sobre la trayectoria de la aeronave, sólo se le puede dar cobertura durante unos 38 s, el tiempo que tarda en recorrer una distancia igual al diámetro del área de cobertura. Cuanto más se aleje este punto de la trayectoria de la aeronave, menor será el tiempo de cobertura que recibirá.

Una posible solución para este problema es que la aeronave haga un vuelo circular sobre el área a la que se desea dar cobertura. El radio de esta trayectoria dependerá del área a la que se desea dar cobertura ininterrumpida. Pero si se deseara dar cobertura continua a los 7.8 km^2 a los que es capaz de proporcionar cobertura la antena, el radio de la trayectoria de la aeronave tendría que ser 0, es decir, que la aeronave realizase un vuelo estacionario. Algo imposible. Esto significa que el área máxima ininterrumpida a la que una aeronave puede dar cobertura es de 7.8 km^2 . Por lo tanto, esta solución no es la más óptima.

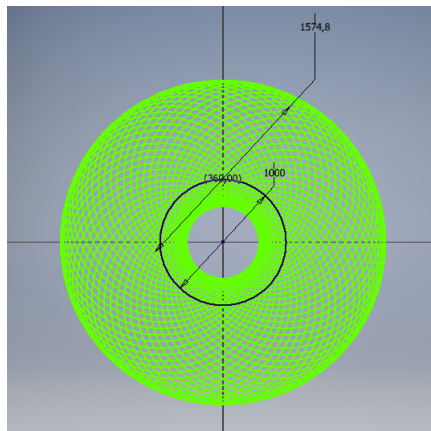


Figura 59: Área de cobertura de un sólo avión

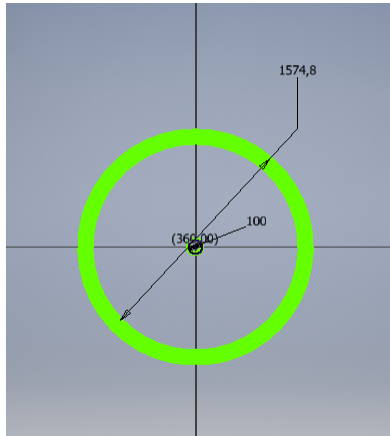


Figura 60: Área de cobertura de un sólo avión, reduciendo el radio de la trayectoria

Donde el círculo negro representa la trayectoria que debe seguir Céfiro y el área no rayada es la que tendrá cobertura ininterrumpida.

Estas imágenes se han obtenido dibujando varios círculos de radio el de cobertura de Céfiro a lo largo de la trayectoria circular. Cada círculo representa una posición del avión durante la trayectoria, por tanto el área interior que no esté rayada será el área de cobertura ininterrumpida.

Para solventar este problema se plantea el uso de varias aeronaves sobrevolando una zona en concreto. De esta manera se consigue aumentar el área a la que se puede dar cobertura ininterrumpida, y además modificar la geometría de la misma en función de la orografía del terreno.

En la figura siguiente se muestra una posible solución, en la que 15 aeronaves realizan una trayectoria de tipo hipódromo:

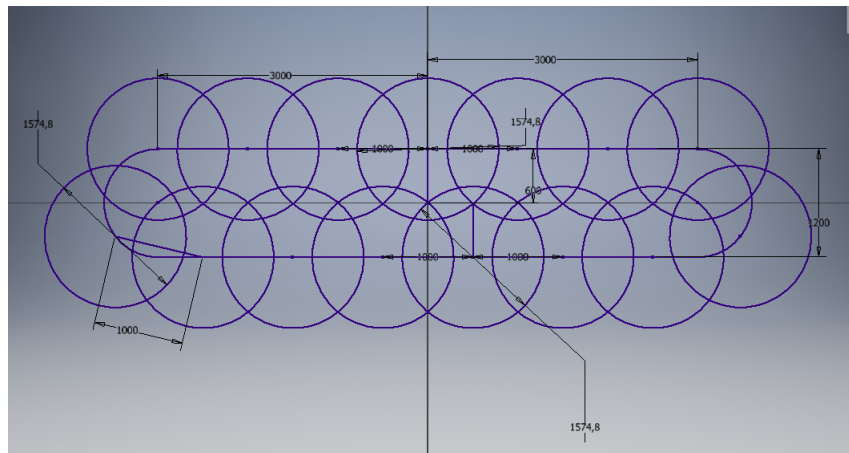


Figura 61: Posible solución para cobertura ininterrumpida con varios aviones

En este caso cada círculo representa un avión. Aquí, con 15 aviones distanciados 1km entre ellos se consigue dar cobertura ininterrumpida a un área de 17 km^2 .

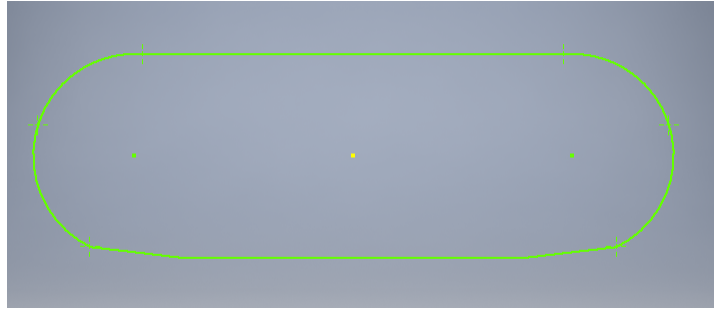


Figura 62: Área a la que dan cobertura 15 aviones

Como se ha visto, esta disposición de aeronaves y la trayectoria que siguen no es la más óptima. En el ejemplo propuesto se consigue dar cobertura a un área de 17 km^2 con 15 aeronaves, teniendo en cuenta que cada aeronave puede dar señal a 7.8 km^2 , no es la solución más eficiente, ya que de ese área que puede cubrir cada aeronave, sólo está cubriendo 1.13 km^2 , un 14.53 % del área que puede cubrir.

Por tanto, en función del área específica sobre la cual se desee dar cobertura necesitará de un número concreto de aeronaves, con una separación determinada entre ellas, y siguiendo una trayectoria específica que sea óptima.

8. Estudio paramétrico

Para realizar este estudio se han fijado muchos valores y parámetros, asumiendo esos valores como constantes. Pero también es interesante ver como se modifica el comportamiento del avión variando determinados parámetros, para saber hasta que punto puede ser interesante intentar modificarlos, tanto por las ventajas que producen como por sus perjuicios. Como ejemplo aclaratorio de esto: la variación paramétrica del coeficiente de resistencia demuestra que con una reducción del $x\%$ de este valor se consigue poder instalar una planta motora menor. En ese caso sería interesante realizar un estudio futuro más en profundidad para conseguir esa reducción en el coeficiente de resistencia. Sin embargo, si esta disminución de la resistencia implica un perfil más delgado que va a generar menos sustentación tal vez no sea tan interesante.

Como se ha repetido en diversas ocasiones, Céfiro es una aeronave diseñada para maximizar la autonomía de vuelo, con lo cual en los siguientes apartados se plantearán diversos estudios paramétricos orientados a poder mejorar esta autonomía, para saber si realmente interesa mejorar esos parámetros o no. Como caso extra también se presentará un pequeño estudio de como aumentar el margen estático, pues se ha obtenido un valor muy pequeño.

8.1. Margen estático

Del apartado de estabilidad longitudinal tenemos la siguiente expresión para el margen estático:

$$AN = \frac{c_w}{a_w} v_h a_t \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha_w} \right) \quad (104)$$

Donde vemos que el margen estático es función de la cuerda del ala, la pendiente de sustentación del ala, la pendiente de sustentación del timón horizontal, el coeficiente de downwash, y el coeficiente de volumen del timón horizontal:

$$v_h = \frac{S_T GC}{S_W c_w} \quad (105)$$

De todos estos parámetros, el más fácilmente modificable es la distancia GC, la que va del centro de gravedad al timón horizontal, que debe aumentar para que aumente el valor del coeficiente de volumen del

timón horizontal y con ello el margen estático. La manera de aumentar esta distancia GC es adelantando el ala.

En la siguiente gráfica se muestra como varía el margen estático en función de GC:

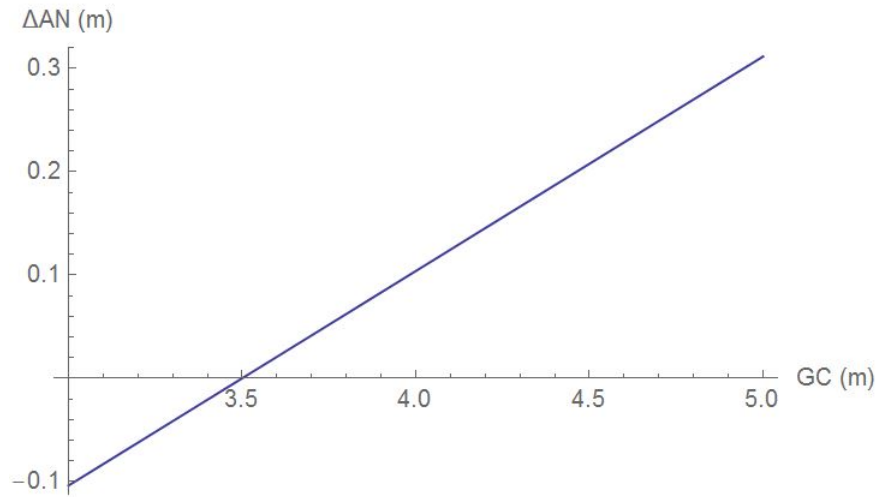


Figura 63: Variación del margen estático respecto a la distancia GC

Como se puede apreciar, adelantar un metro el centro de gravedad implica solo un aumento del margen estático de 20cm. Una vez se conozcan todos los componentes internos que deben alojarse dentro del fuselaje podrá estudiarse si se puede conseguir adelantar el centro de gravedad, y posteriormente estudiar si esto afecta a la estabilidad longitudinal haciendo inestable el avión o no.

8.2. Motor necesario si se mejora la eficiencia de la hélice η_p

De la segunda iteración se obtiene que el empuje necesario en crucero es de 365N. Si se fija también la velocidad a la velocidad de crucero, es posible obtener una relación entre la potencia que debe generar el motor y la eficiencia de la hélice:

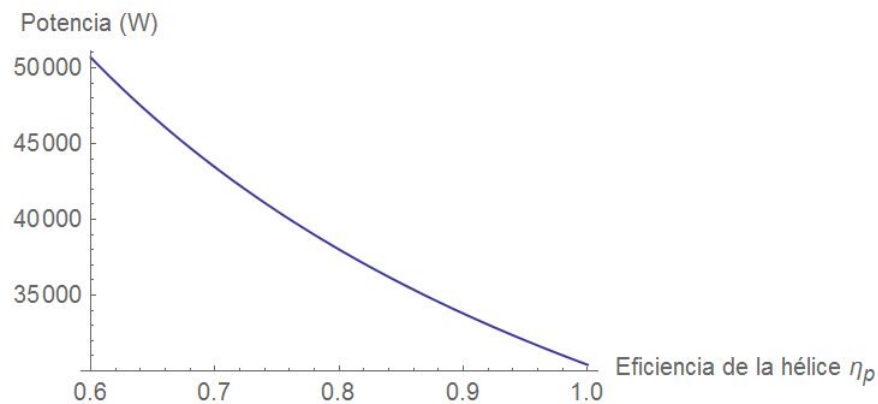


Figura 64: Relación entre la eficiencia de la hélice y la potencia que debe suministrar el motor para volar en crucero

De los motores eléctricos disponibles en el mercado, los dos que cumplían los requisitos para Céfire eran los de la marca Yuneec Power Drive 40 y Yuneec Power Drive 60. En este estudio se ha obtenido que el motor que debe portar Céfire es el de 60kW. Manteniendo las mismas condiciones, para que se pueda incorporar

el motor de 40kW, en crucero debe dar una potencia de 35kW, lo que implica una eficiencia de hélice de $\eta_p = 0,87$. Es un valor de eficiencia bastante elevado, pero las hélices actuales lo alcanzan. También habrá que estudiar si con el motor de 40kW y dada esa eficiencia de hélice es posible realizar las actuaciones y encuentran un punto de diseño o se descubre que el motor es insuficiente.

8.3. Autonomía con un motor menor

Partiendo de las características de la hélice y del motor del apartado anterior es posible obtener como quedaría la autonomía con este nuevo motor, el Yuneec Power Drive 40:

	Potencia máxima (40kW)	Potencia de crucero (35kW)
Drenaje de corriente (A)	285	180

Tabla 32: Drenaje de corriente del motor Yuneec Power Drive 40

Igual que antes, tenemos una capacidad total de 12666.67 Ah, por lo que el nuevo motor en régimen de crucero tiene una autonomía de 70.37h. El motor de 60kW tenía una autonomía para el mismo peso de baterías de 57.6h, lo que significa que reducir el motor supone un aumento de la autonomía del motor del 22%.

Respecto a las autonomías ya calculadas, sólo hay que modificar las de despegue y ascensos propulsados. Las ecuaciones y procedimientos son idénticos a los mostrados en los apartados anteriores, por lo que se muestran directamente los resultados de los tiempos de cada actuación, en régimen de consumo mínimo, pues a la larga este es el que da más autonomía. Para el motor de 60kW, la potencia mínima es de 52kW, por tanto, si se mantiene esta proporción de potencias, la potencia mínima para el motor de 40kW será de 35kW.

En la siguiente tabla se muestra la duración de cada una de las actuaciones para este nuevo motor:

	35 kW
Duración de las baterías (h)	70.37
Duración del planeo entre 20000m y 17000m (min)	14.11
Duración del ascenso propulsado entre 17000m y 20000m	47.81
Duración del despegue (s)	20.14
Duración del ascenso propulsado entre 0m y 11000m (min)	82.73
Duración del ascenso propulsado entre 11000m y 20000m (min)	185.11
Duración del planeo entre 20000m y 11000m (min)	54.634
Duración del planeo entre 11000m y 0m (min)	130.27
Duración del aterrizaje (s)	5.72

Tabla 33: Duración de las actuaciones para el motor de 40kW

Descontando el tiempo de ascenso se consigue una duración de las baterías durante la misión de 65.9 horas, lo que permite hacer 91 ciclos de ascenso y descenso. Con estos 91 ciclos finalmente se obtiene una duración total de la misión de 87.25 horas, unos 3.64 días. Antes se obtenía una autonomía durante la misión de 2.95 días, lo que supone un incremento de casi el 25%. Con esto se concluye que intentar equipar un motor menor en Céfiro es altamente beneficioso, pues se consigue incrementar la autonomía en más de un día.

8.4. Autonomía si se remolca la aeronave

Una posibilidad barajada durante el desarrollo de Céfiro era la de ser remolcado hasta una determinada altitud, donde encendería sus motores y podría comenzar su misión. Se supondrán dos casos, uno en el que es remolcado durante el despegue y el ascenso a 11000 m, y otro en el que se remolcará hasta los 20000 m:

8.4.1. Remolque hasta 11000m

De las 57.6h disponibles de tiempo de baterías, teniendo en cuenta que el motor está en régimen de potencia mínima, sólo hay que descontar el tiempo que tarda en ascender desde los 11000m hasta los 20000m, quedando 54.79 horas de tiempo de baterías disponible para realizar la misión. Con ese tiempo puede realizar 75 ciclos de planeo y ascenso propulsado entre 17000 y 20000m, lo que deja una autonomía final de 72.54h, 3.02 días. Si lo comparamos con las 70.74h de duración de la misión, se puede ver que el incremento en la autonomía total es de sólo 1.8h, un 2.54 %.

8.4.2. Remolque hasta 20000m

Partimos de la misma duración de baterías, 57.6h. Ahora es todo este tiempo el que se invierte en hacer ciclos de descenso y ascenso propulsado, lo que le permite realizar 79. Con este número de ciclos se obtiene una autonomía final de la misión de 76.26h, unos 3.18 días. Respecto a la autonomía que presenta la aeronave si no es remolcada es un incremento de 5.52h, un 7.8 %.

Hay que decir que ambos incrementos son bastante pequeños como para que salga a cuenta económicamente remolcar a la aeronave. Aun así este dato es importante conocerlo por si en el futuro es necesario incrementar la autonomía para alguna misión en concreto, puede ser interesante remolcar a Céfiro en vez de tener que mandar dos aeronaves.

8.5. Autonomía si se incrementa el peso de las baterías

Como se ha visto en el apartado destinado al dimensionamiento de pesos, 190kg de los 600kg del MTOW están destinados a las baterías. Con esos 190kg se obtiene una autonomía de 70.74 horas. En este apartado se pretende analizar como afecta el incremento o la disminución de este peso destinado a las baterías manteniendo constantes los 600kg de MTOW.

No es posible encontrar una expresión analítica sencilla que relacione directamente el peso de las baterías con la autonomía de la misión, pues el número de celdas y el número de ciclos son números enteros. Por tanto, se graficarán los resultados para diversos valores de pesos de baterías, mayores y menores que el peso de baterías de diseño:

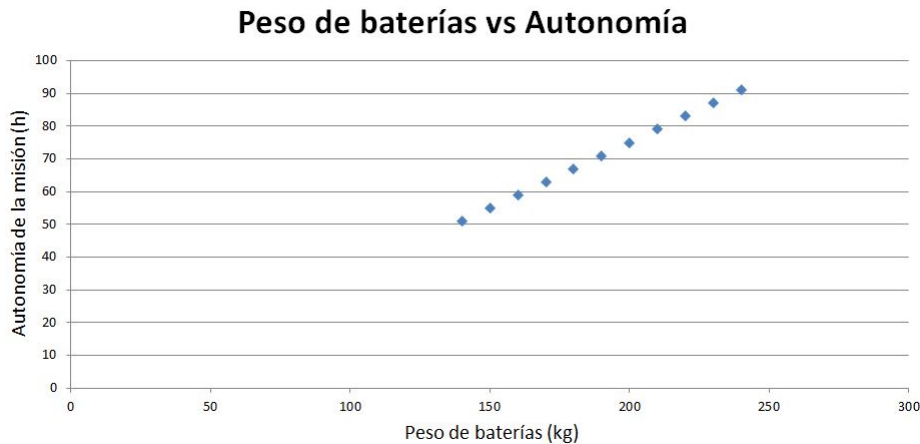


Figura 65: Autonomía de la misión en función del peso de las baterías

De esta figura (Figura 65) se pueden obtener algunas conclusiones, y es que por cada 50kg que se aumenta el peso de las baterías, se incrementa la autonomía de la misión en 20h, un 28.37 %. Es un incremento importante, por lo que más adelante será interesante tener en cuenta que una mínima reducción en el peso del resto de componentes puede aumentar considerablemente la autonomía final.

9. Conclusiones y desarrollo futuro

Aquí concluye la primera fase en el proceso de desarrollo de cualquier aeronave, pero ni mucho menos se ha terminado el diseño y se puede comenzar a fabricar. El objetivo de este estudio es comprobar la viabilidad de Céfiro, obteniendo resultados poco precisos, basados en su mayoría en aeronaves semejantes, pero completamente válidos para una primera aproximación.

Tras haber realizado este estudio, la conclusión que se obtiene es clara. Céfiro puede volar, además cumpliendo con creces su misión, siempre y cuando se mantengan los parámetros fijados para este estudio. Por tanto, el siguiente paso es realizar un exhaustivo estudio estructural para conseguir que todas las partes resistan las cargas aerodinámicas sin exceder el peso estructural máximo. Una vez se haya conseguido una estructura resistente habrá que volver a iterar porque se habrán modificado algunos parámetros y se habrán obtenido datos más precisos. También hay que tener en cuenta la disposición interna de los componentes, es decir, habrá que estudiar como se integran cada uno de los componentes dentro del fuselaje para que el centro de gravedad no se retrase demasiado y afecte a la estabilidad longitudinal... El diseño de la aeronave es complejo e iterativo, y requiere años de estudios, pero tras este primer paso ya se ha podido demostrar que es un proyecto viable.

Pero el desarrollo de Céfiro no acaba sólo en el diseño de la aeronave. También hay que realizar un estudio en profundidad de qué antenas debe portar, cuales son las más óptimas para cada una de las misiones que desee realizar. Y también como va a realizar estas misiones. En función del área que se sobrevuele habrá que optimizar el número de aeronaves que van a ser necesarias, cual va a ser la separación entre ellas, que trayectorias van a seguir...

Un punto a mejorar es la definición de las trayectorias de las aeronaves para dar cobertura ininterrumpida. En el ejemplo propuesto se consigue dar cobertura a un área de $17km^2$ con 15 aeronaves, teniendo en cuenta que cada aeronave puede dar señal a $7.8km^2$, no es la solución más eficiente.

Bibliografía

1. Jackson P. Jane's all the world's aircraft. Coulsdon: Jane's; 2005.
2. earth :: a global map of wind, weather, and ocean conditions [Internet]. Earth.nullschool.net. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://earth.nullschool.net>
3. International Standard Atmosphere (ISA) and Pressure Settings [Internet]. Weatherfaqs.org.uk. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://weatherfaqs.org.uk/book/export/html/174>
4. Home — Perlan Project [Internet]. Perlanproject.org. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://perlanproject.org>
5. Franchini S, López García O. Introducción a la ingeniería aeroespacial. México: AlfaOmega; 2013.
6. Gómez Tierno M, Pérez Cortés M, Puentes Márquez C. Mecánica del vuelo. [Madrid]: Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid; 2009.
7. Yuneec Power Drive 60 [Internet]. En.wikipedia.org. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Yuneec_Power_Drive_60
8. Yuneec Power Drive 40 [Internet]. En.wikipedia.org. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Yuneec_Power_Drive_40
9. Airfoil Tools [Internet]. Airfoiltools.com. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://airfoiltools.com>
10. Fernandez S. Todo sobre la batería Panasonic NCR18650B. La batería utilizada por Tesla [Internet]. forococheselectricos. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://forococheselectricos.com/2016/02/la-bateria-panasonic-ncr18650b.html>
11. Tridonic - Celdas NiCd 1,6 ? 4,5 Ah [Internet]. Tridonic.com. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://www.tridonic.com/es/products/NiCd-Accus-16-45-Ah.asp>
12. Goods S, Parts B, Components E, Akku D. 48V 17.5AH Sanyo Cell Tiger Shark Down Tube Frame Li-ion Battery Ebike Akku — eBay [Internet]. eBay. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://www.ebay.co.uk/itm/48V-17-5AH-Sanyo-Cell-Tiger-Shark-Down-Tube-Frame-Li-ion-Battery-Ebike-Akku-/182470943566>
13. Bateria 45 Amperes Alkaline en Mercado Libre Chile [Internet]. Listado.mercadolibre.cl. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://listado.mercadolibre.cl/bateria-45-amperes-alkaline>
14. Welcome to LEOCH Lead Acid Battery, VRLA battery, UPS Battery, Motorcycle Battery, Car Battery, Golf Cart Battery, Gel Battery [Internet]. Leoch.com. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://www.leoch.com/en/product.aspx>

15. EBL Rechargeable Batteries [Internet]. Eblmall.com. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <http://www.eblmall.com/batteries/>
16. Cuerva Tejero A. Teoría de los helicópteros. [Madrid]: Ibergarceta; 2012.
17. Roskam J. Airplane design. Lawrence (Kansas): DARcorporation; 2004.
18. Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Dordrecht: Springer Netherlands; 2010.
19. Raymer D. Aircraft design. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2012.
20. Anderson J. Fundamentals of aerodynamics. New York, NY: McGraw-Hill Education; 2017.
21. CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes — EASA [Internet]. Easa.europa.eu. 2017 [cited 25 June 2017]. Available from: <https://www.easa.europa.eu/certification-specifications/cs-23-normal-utility-aerobatic-and-commuter-aeroplanes>

Parte II

Pliego de condiciones

Introducción

Como se ha remarcado durante el desarrollo de este presente Trabajo de Fin de Grado, el proyecto únicamente consta de parte teórica, sin haberse realizado ensayos experimentales. Es por eso que en esta sección se recogen sólo los artículos del pliego de condiciones relacionados con las obligaciones de los trabajadores y su seguridad e higiene en el puesto de trabajo. Al final de cada artículo se indica cómo se ha aplicado el mismo durante la realización del trabajo.

Artículo I: Obligaciones y derechos de los trabajadores

Incumbe a los trabajadores, la obligación de cooperar en la prevención de riesgos profesionales en la empresa y el mantenimiento de la máxima higiene en la misma, a cuyos fines deberán cumplir fielmente los preceptos de esta Ordenanza y de sus instrucciones complementarias, así como las órdenes e instrucciones, que a tales efectos les sean dados por sus superiores.

Los trabajadores, expresamente, están obligados a:

- *Recibir las enseñanzas sobre materia en Seguridad e Higiene y sobre salvamento y socorrismo en los centros de trabajo que les sean facilitados por la empresa o en las instrucciones del Plan Nacional.*
- *Usar correctamente los medios de protección personal y cuidar de su perfecto estado de conservación.*
- *Dar cuenta inmediatamente a sus superiores de las averías y las deficiencias que puedan ocasionar peligros en cualquier centro o puesto de trabajo.*
- *Cuidar y mantener su higiene personal para evitar enfermedades contagiosas o molestias a los compañeros de trabajo.*
- *Someterse a los reconocimientos médicos preceptivos y vacunaciones o inmunizaciones ordenados por las Autoridades Sanitarias competentes o por el Servicio Médico de Empresas.*
- *No introducir bebidas u otras sustancias no autorizadas en los centros de trabajo. Tampoco se podrá presentar o permanecer en los mismos en estado de embriaguez o de cualquier otro género de intoxicación.*
- *Cooperar en la extinción de siniestros y en el salvamento de las víctimas de accidentes de trabajo en las condiciones que, en cada caso, fueren racionalmente exigibles.*

Todo trabajador, después de solicitar de su inmediato superior medios de protección personal de carácter preceptivo para la realización de su trabajo, queda facultado para demostrar la ejecución de éste, en tanto no le sean facilitados dichos medios, si bien deberá dar cuenta del hecho al Comité de Seguridad e Higiene o a uno de sus compañeros, sin perjuicio, además de ponerlo en conocimiento de la Inspección Provincial de Trabajo.

La normativa interna vigente en el Instituto CMT Motores Térmicos al respecto se ha seguido.

Artículo II: Seguridad estructural

Todos los edificios permanentes o provisionales, serán de construcción segura y firme para evitar riesgos de desplome y los derivados de los fenómenos atmosféricos. Por este motivo, los cimientos, pisos y demás elementos de los edificios ofrecerán resistencia suficiente para sostener y suspender con seguridad las cargas para las que han sido calculados.

Además, para preservar esta seguridad, se indicará por medio de rótulos o inscripciones las cargas que los locales pueden soportar o suspender, quedando totalmente prohibido sobrecargar los pisos y plantas de los edificios.

El desarrollo de este Trabajo de Fin de Grado se ha llevado a cabo en el interior del edificio 6D de la Universitat Politècnica de Valencia, edificio que cumple con la normativa relacionada con la seguridad estructural.

Artículo III: Superficies y cubicación

Los locales de trabajo reunirán las siguientes condiciones mínimas:

- *Tres metros de altura desde el piso al techo.*
- *Dos metros cuadrados de superficie por cada trabajador.*
- *Diez metros cúbicos para cada trabajador.*

No obstante, en los establecimientos comerciales, de servicios y locales destinados a oficinas y despachos, la altura a la que se refiere el apartado primero podrá quedar reducida hasta 2.5m, pero respetando la cubicación que se establece en el tercer apartado y siempre que el aire se renueve suficientemente.

Para el cálculo de la superficie y el volumen, no se tendrá en cuenta los espacios ocupados por máquinas, aparatos, instalaciones y materiales.

Nuevamente comentar que el edificio donde se realizó el trabajo cumple con las condiciones mínimas recogidas en el presente artículo.

Artículo IV: Suelos, techos y paredes

El pavimento constituirá un conjunto homogéneo, llano y liso, sin soluciones de continuidad; será de material consistente, no resbaladizo o susceptible de serlo con el uso y además de fácil limpieza. Estará al mismo nivel, y de no ser así se salvarán las diferencias de altura por medio de rampas con pendientes no superiores al 10%

Por otro lado, tanto los techos como las paredes deberán reunir las condiciones suficientes para resguardar a los trabajadores de las inclemencias del tiempo. Si han de soportar o suspender cargas deberán reunir las condiciones que se establezcan para estos en el artículo segundo.

La sala donde se realizó el trabajo cuenta con un pavimento homogéneo, llano y liso. Las cargas de techos y paredes reúnen las condiciones establecidas en el artículo segundo.

Artículo V: Disposiciones generales

Todos los lugares de trabajo o tránsito tendrán iluminación natural, artificial o mixta, pero en cualquier caso apropiada a las operaciones que en ellos se esté realizando. Aunque la luz, como se acaba de comentar,

puede ser natural o artificial, se intentará en la medida de lo posible que ésta sea natural.

Se deberá intensificar la iluminación en máquinas peligrosas, lugares de tránsito con riesgo de caídas, escaleras y salidas de urgencia.

La sala de trabajo dispone de grandes ventanales para aprovechar la luz natural, así como de luces artificiales blancas para evitar los reflejos. Las escaleras de emergencia están debidamente señalizadas.

Artículo VI: Iluminación de emergencia

En todos los centros de trabajo, se dispondrá de medios de iluminación de emergencia adecuados a las dimensiones de los locales y al número de trabajadores ocupados simultáneamente, capaces de mantener al menos durante una hora la intensidad de cinco luxes y mediante una fuente de energía que será independiente del sistema normal de iluminación.

Los cortes puntuales de luz producidos durante la estancia en el Instituto CMT-Motores Térmicos se informaron con suficiente antelación, impidiendo el imprevisto apagado de los equipos, con la consecuente pérdida de información. Además, el edificio cuenta con la correspondiente iluminación de emergencia.

Artículo VII: Ventilación, temperatura y humedad

En los lugares de trabajo y sus anexos se mantendrá, por medios naturales o artificiales, unas condiciones atmosféricas adecuadas, evitando el aire viciado, exceso de calor o de frío, humedad o sequía y los olores desagradables.

En ningún caso, el anhídrido carbónico ambiental, podrá sobrepasar la proporción de 50/10000, y el monóxido de carbono, la de 1/10000.

En los locales de trabajo cerrados, el suministro de aire fresco y limpio por hora y por trabajador, será al menos de 30 metros cúbicos, salvo que se efectúe una renovación total del aire varias veces por hora, no inferior a seis veces para trabajos sedentarios, ni a diez veces para trabajos que exijan un esfuerzo físico superior al normal. En el otro extremo, la circulación de aire en locales no cerrados se acondicionará de modo que los trabajadores no estén expuestos a corrientes molestas y que la velocidad del aire no exceda de 15 metros por minuto con temperatura normal, ni de 45 metros por minuto en ambientes extremadamente calurosos.

En los centros de trabajo expuestos a altas y bajas temperaturas, serán evitadas las variaciones bruscas por el medio que se considere más eficaz. Cuando la temperatura sea extremadamente distinta entre los lugares de trabajo, deberán existir locales de paso para que los operarios se adapten gradualmente de unas condiciones a las otras.

De acuerdo con todo lo anterior, se fijan como límites de temperatura y humedad en locales y para los distintos trabajos, siempre que el procedimiento de fabricación lo permita, los siguientes:

- *Para trabajos sedentarios: de 17 a 22° C.*
- *Para trabajos ordinarios: de 15 a 18° C.*
- *Para trabajos que exija acusado esfuerzo muscular: de 12 a 15° C.*

A pesar de estas limitaciones, todos los trabajadores estarán debidamente protegidos contra las irradiaciones directas y excesivas de calor. La humedad relativa de la atmósfera oscilará del 40 al 60%, salvo en instalaciones que haya peligro de generarse electricidad estática, en cuyo caso este valor se deberá limitar

necesariamente por debajo del 50%.

En aquellos trabajos, en los que por exigencias del proceso, los locales estén sometidos a un calor o frío extremo, se eliminará la permanencia de los operarios estableciendo, en cada caso, los turnos adecuados.

Todas las medidas recogidas en este artículo se cumplen en el puesto de trabajo gracias a los sistemas de ventilación y aire acondicionado, al tratarse de un puesto de trabajo cerrado.

Artículo VIII: Ruidos, vibraciones y trepidaciones

Este artículo no es aplicable para el presente trabajo, pues no existen máquinas que produzcan vibraciones ni ruidos desagradables en el lugar de trabajo.

Artículo IX: Protección contra contactos en equipos eléctricos

En las instalaciones y equipos eléctricos, para la protección de las personas contra los contactos con partes habitualmente en tensión, se adoptarán alguna de las siguientes prevenciones:

- *Se alejarán las partes activas de la instalación a distancia suficiente del lugar donde las personas habitualmente se encuentran o circulan, para evitar un contacto fortuito o por la manipulación de objetos conductores, cuando éstos puedan ser utilizados cerca de estas partes activas de la instalación.*
- *Se recubrirán las partes activas con el aislamiento apropiado, que permita conservar indefinidamente las propiedades del conductor y que limiten la corriente de contacto a un valor inocuo para las personas.*
- *Se interpondrán obstáculos que impidan todo contacto accidental con las partes activas de la instalación. Los obstáculos de protección deben estar fijados en forma segura y ser capaces de resistir los esfuerzos mecánicos usuales. Para la protección contra los riesgos de contacto con las masas de las instalaciones que puedan quedar accidentalmente con tensión, se adoptarán, en corriente alterna uno o varios de los siguientes dispositivos de seguridad:*
 - *Puesta a tierra de las masas. Las masas deben estar unidas eléctricamente a una toma de tierra o a un conjunto de tomas de tierra interconectadas, que tengan una resistencia apropiada. Las instalaciones, tanto con neutro aislado como con neutro unido a tierra, deben estar permanentemente controladas por un dispositivo que indique automáticamente la existencia de cualquier defecto de aislamiento, o que separe automáticamente la instalación o parte de la misma en la que esté el defecto de la fuente de energía de la que alimenta.*
 - *Dispositivos de corte automático o de aviso, sensibles a la corriente de defecto (interruptores diferenciales), o a la tensión de defecto (relés de tierra).*
 - *Unión equipotencial o por superficie aislada de tierra o de las masas (conexiones equipotenciales).*
 - *Separación de los circuitos de utilización de las fuentes de energía, por medio de transformadores o grupos convertidores, manteniendo aislados de tierra todos los conductores del circuito de utilización, incluso el neutro.*
 - *Poner doble aislamiento de los equipos y máquinas eléctricas.*

En el caso de que existan en la empresa circuitos alimentados mediante corriente continua, se adoptarán sistemas de protección adecuados para cada caso, similares a los que se acaban de mencionar para corriente alterna.

Se han tomado las protecciones necesarias para aislar cables y equipos eléctricos presentes en la sala donde se realizó el trabajo.

Artículo X: Electricidad estática

Dado que no hay riesgo de acumulación de electricidad estática en el puesto de trabajo, este artículo no ha sido tenido en cuenta.

Artículo XI: Recomendaciones sobre materias inflamables

Este artículo no se aplica tampoco puesto que en el lugar de trabajo no se almacenan ni acumulan materias inflamables.

Artículo XII: Prevención y extinción de incendios

En los centros de trabajo que ofrezcan peligro de incendios, con o sin explosión, se adoptarán las prevenciones que se indican a continuación, combinando su empleo con la protección general más próxima que puedan prestar los servicios públicos contra incendios:

- 1. Donde existan condiciones de agua a presión, se instalarán suficientes tomas o bocas de agua a distancia conveniente entre sí y cercanas a los puestos fijos de trabajo y lugares de paso personal, colocando junto a tales tomas las correspondientes mangueras, que tendrán la sección y resistencia adecuadas para soportar la presión.*
- 2. Cuando se carezca normalmente de agua a presión o ésta sea insuficiente, se instalarán depósitos con un volumen suficiente para poder combatir los posibles incendios.*
- 3. En los incendios provocados por líquidos, grasas, pinturas inflamables o polvos orgánicos, solo se deberá emplear agua, y esta deberá estar además muy pulverizada.*
- 4. No se empleará agua para extinguir fuegos en polvos de aluminio o magnesio en presencia de carburo de calcio u otras sustancias que al contacto con el agua produzcan explosiones, gases inflamables o incluso nocivos.*
- 5. En incendios que afecten a instalaciones eléctricas con tensión, se prohibirá el empleo de extintores de espuma química, soda ácida o agua.*
- 6. En la proximidad a los puestos de trabajo con mayor riesgo de incendio, se dispondrán, colocados en sitio visible y accesible fácilmente, extintores portátiles o móviles, sobre ruedas, de espuma física o química, mezcla de ambas o polvos secos, anídrido carbónico o agua, según convenga a la causa determinante del fuego a extinguir que sea más probable que haga su aparición.*
- 7. Cuando se empleen distintos tipos de extintores serán rotulados con carteles indicadores del lugar o clase de incendio en el que deban emplearse. Estos extintores serán revisados periódicamente y cargados según las normas de las casas constructoras inmediatamente después de usarlos.*

8. *Se instruirá al personal, cuando sea necesario, del peligro que presenta el empleo de tetracloruro de carbono y cloruro de metilo en atmósferas cerradas y de las reacciones químicas peligrosas que puedan producirse en los locales de trabajo entre los líquidos extintores y las materias sobre las que puedan proyectarse.*
9. *En las dependencias con alto riesgo de incendio, queda terminantemente prohibido fumar o introducir cerillas, mecheros o útiles de ignición. Esta prohibición se indicará con carteles visibles a la entrada y en los espacios libres de las paredes de tales dependencias.*
10. *Se prohíbe igualmente al personal introducir o emplear útiles de trabajo, no autorizados por la empresa que puedan ocasionar chispas por contacto o proximidad a sustancias inflamables.*
11. *Es obligatorio el uso de guantes, manoplas, mandiles o trajes ignífugos, y de calzado especial contra incendios, que las empresas facilitarán a los trabajadores para uso individual.*

A pesar del bajo riesgo de incendio en el puesto de trabajo, todo el edificio cuenta con los correspondientes agentes extintores de incendios y salidas de emergencia.

Presupuestos

En este apartado se presenta el presupuesto detallado estimado para este proyecto, donde se tienen en cuenta los costes de los equipos, licencias de software, el personal y las instalaciones. De cada uno de ellos se realiza un desglose de su coste, tanto por hora de uso como el total en el proyecto.

9.1. Presupuesto de hardware

El único Hardware utilizado durante todo el presente trabajo ha sido un ordenador de torre. Considerando un periodo de amortización de 5 años del mismo, se obtiene el siguiente presupuesto:

Coste de amortización	
Coste del ordenador (€)	900
Período de amortización (años)	5
Período amortizado (años)	1
Coste mensual de amortización (€)	15
Coste de amortización del ordenador (€)	180

Tabla 34: Coste de amortización del hardware

9.2. Presupuesto de Software

La mayor parte del proyecto se ha desarrollado en base al software comercial Wolfram Mathematica 10, cuyo coste anual es de 545€, y su período de amortización es de un año. Se ha considerado un uso de 5 meses.

Otro software utilizado durante el desarrollo de este trabajo ha sido Autodesk Inventor Professional 2016, con un coste anual de 2060€, amortizado también en un año. Este software ha sido utilizado durante un mes.

La redacción del proyecto se ha realizado con el software libre Latex, por lo que no se tiene en cuenta dentro de los presupuestos de software.

Finalmente, el programa Excel perteneciente a Microsoft Office 2016 también ha sido utilizado. Éste tiene un coste anual de 80€, considerándose amortizado en un año. Su uso ha sido de 2 meses.

Coste de amortización				
Software	Coste anual (€)	Uso (meses)	Amortización (años)	Coste de amortización (€)
Wolfram Mathematica 2010	545	5	1	227.08
Autodesk Inventor Professional 2016	2060	1	1	171.67
Microsoft Office 2016	80	2	1	13.33
Total				412.08

Tabla 35: Coste de amortización del software

9.3. Costes laborales

En este apartado se desglosa el coste relacionado con las horas trabajadas por parte de un único trabajador, cuyo salario bruto es de 27.35€/hora.

Trabajo realizado	Sueldo base (€/hora)	Horas trabajadas	Coste(€)
Revisión bibliográfica	27.35	100	2735
Implementación informática	27.35	300	8205
Análisis de resultados	27.35	50	1367.5
Elaboración del informe	27.35	140	3829.5
Total			16137

Tabla 36: Costes laborales

9.4. Presupuesto total

Considerando los presupuestos totales de cada uno de los desgloses, se obtiene el presupuesto total del proyecto.

Presupuesto total del proyecto	
Coste de amortización del hardware (€)	180
Coste de amortización del software (€)	412.08
Costes laborales (€)	16137
Total	16729.08

Tabla 37: Presupuesto total del proyecto