

# Trabajo Fin de Grado Grado en Ingeniería Aeroespacial

## Optimización del diseño de las actuaciones y de la planta propulsora del INTA-ALO para la minimización del consumo energético

Autor: Juan Cantisán Campillos

Tutores: Antonio Franco Espín y Sergio Esteban Roncero

**Dpto. Ingeniería Aeroespacial  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2023





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

# **Optimización del diseño de las actuaciones y de la planta propulsora del INTA-ALO para la minimización del consumo energético**

Autor:

Juan Cantisán Campillos

Tutores:

Antonio Franco Espín y Sergio Esteban Roncero

Profesores Contratados Doctores

Dpto. Ingeniería Aeroespacial  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2023



Trabajo Fin de Grado: Optimización del diseño de las actuaciones y de la planta propulsora del INTA-ALO para la minimización del consumo energético

Autor: Juan Cantisán Campillos

Tutores: Antonio Franco Espín y Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



# Agradecimientos

---

Este trabajo es el último paso de cuatro años llenos de momentos. Muchos momentos de aprendizaje, tanto a nivel intelectual cómo a nivel personal. Momentos de alegría, momentos de incertidumbre y momentos de superación.

Así me gustaría agradecer a todas las personas que me han acompañado en este camino. A mi familia, que día a día me ha apoyado de forma inquebrantable y que siempre me ha dado la calma en los momentos de inestabilidad. Por ellos: *Siempre algo bueno en el día.*

A Laura, que juntos hemos crecido y recorrido estos cuatro años.

A mis amigos, todos ellos, los que han estado desde los primeros recuerdos, los que me ha dado la escuela llenándola de risas y calidez así cómo los que me dio Aachen siendo hogar cuando casa estaba muy lejos.

Por último me gustaría agradecer a mis tutores, Sergio Esteban Roncero y Antonio Franco Espín, los cuales me han guiado y enseñado en todo el proceso del trabajo.

*Juan Cantisán Campillos  
Sevilla, 2023*

*Nunca te rindas*





# Resumen

---

**E**l objetivo de este trabajo es el estudio y optimización de las actuaciones y la planta propulsora de una aeronave con planta de potencia eléctrica.

El avión estudiado es el INTA ALO, avión de reconocimiento y vigilancia en tiempo real con capacidad de recolección de imágenes en el espectro visible y de infrarrojos. La misión estudiada por su parte, es la que dicho avión desarrolla en el centro de investigación del Arenosillo.

En el desarrollo del trabajo se ha estudiado la configuración inicial de la aeronave, obteniendo los consumos de potencia y energía. Posteriormente se ha desarrollado el proceso de optimización, identificando las posibilidades de mejora a introducir en la nueva configuración.

Una vez seleccionada la configuración final, se han vuelto a calcular los consumos de potencia y energía para la misma, comparando estos con los resultados iniciales, verificándose así las mejoras introducidas por las modificaciones.



# Abstract

---

The objective of this work is the study and optimization of the actions and the propulsion plant of an aircraft with electric power plant.

The aircraft studied is the INTA ALO, a real-time reconnaissance and surveillance aircraft with image collection capacity in the visible and infrared spectrum. The mission studied, on the other hand, is the one that this aircraft develops in the Arenosillo research center.

In the development of the work, the initial configuration of the aircraft has been studied, obtaining the power and energy consumption. Subsequently, the optimization process has been developed, identifying the possibilities of improvement to be introduced in the new configuration.

Once the final configuration has been selected, the power and energy consumption for it has been recalculated, comparing these with the initial results, thus verifying the improvements introduced by the modifications.

... -translation by google-



# Índice Abreviado

---

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Contexto	1
1.2 Motivación	7
1.3 Estructura del proyecto	7
<b>2 Estudios Iniciales</b>	<b>9</b>
2.1 Misión de Vuelo	9
2.2 Geometría	11
2.3 Masa en vacío	14
2.4 Modelo Propulsivo	14
2.5 Planta de Potencia	18
2.6 Características Aerodinámicas	21
<b>3 Actuaciones</b>	<b>31</b>
3.1 Metodología de resolución	31
3.2 Segmentos de Vuelo	33
3.3 Ascenso Acelerado	34
3.4 Ascenso Helicoidal	35
3.5 Vuelo Horizontal Rectilíneo	36
3.6 Viraje	37
3.7 Planeo de descenso	38
<b>4 Análisis de la misión</b>	<b>39</b>
4.1 Ascenso Acelerado	39
4.2 Ascenso Helicoidal	43
4.3 Tramo rectilíneo en crucero	45
4.4 Tramo de viraje en crucero	47
4.5 Conjunto de la misión	49
4.6 Comprobación de las hipótesis	50

<b>5 Optimización</b>	<b>53</b>
5.1 Consumo de Energía	53
5.2 Configuración con masa óptima de baterías	56
5.3 Optimización global de la misión	62
5.4 Análisis de la misión para la nueva configuración	74
<b>6 Modificación de la planta propulsora</b>	<b>85</b>
6.1 Modelo Propulsivo	86
6.2 Optimización global de la misión para el nuevo modelo propulsivo	89
6.3 Estudio de la configuración final	99
<b>7 Conclusiones</b>	<b>109</b>
7.1 Verificación de los resultados	109
7.2 Propuestas de mejora	111
<i>Índice de Figuras</i>	113
<i>Índice de Tablas</i>	117
<i>Bibliografía</i>	119

# Índice

---

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<i>Índice Abreviado</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Contexto	1
1.1.1 El avión eléctrico	2
1.1.2 Hidrógeno como combustible	3
1.1.3 Sustainable Aviation Fuel (SAF)	6
1.2 Motivación	7
1.3 Estructura del proyecto	7
<b>2 Estudios Iniciales</b>	<b>9</b>
2.1 Misión de Vuelo	9
2.2 Geometría	11
2.3 Masa en vacío	14
2.4 Modelo Propulsivo	14
2.5 Planta de Potencia	18
2.6 Características Aerodinámicas	21
2.6.1 Velocidad de entrada en pérdida	29
<b>3 Actuaciones</b>	<b>31</b>
3.1 Metodología de resolución	31
3.2 Segmentos de Vuelo	33
3.3 Ascenso Acelerado	34
3.4 Ascenso Helicoidal	35
3.5 Vuelo Horizontal Rectilíneo	36
3.6 Viraje	37
3.7 Planeo de descenso	38
<b>4 Análisis de la misión</b>	<b>39</b>
4.1 Ascenso Acelerado	39
4.2 Ascenso Helicoidal	43
4.3 Tramo rectilíneo en crucero	45

4.4	Tramo de viraje en crucero	47
4.5	Conjunto de la misión	49
4.6	Comprobación de las hipótesis	50
<b>5</b>	<b>Optimización</b>	<b>53</b>
5.1	Consumo de Energía	53
5.2	Configuración con masa óptima de baterías	56
5.2.1	Ascenso acelerado	56
5.2.2	Ascenso helicoidal	58
5.2.3	Tramo rectilíneo en crucero	59
5.2.4	Tramo de viraje en crucero	60
5.2.5	Misión completa	61
5.3	Optimización global de la misión	62
5.3.1	Límites de operación	70
5.3.2	Figura de mérito	73
5.4	Análisis de la misión para la nueva configuración	74
5.4.1	Tramo de ascenso acelerado	75
5.4.2	Ascenso Helicoidal	77
5.4.3	Tramo rectilíneo en crucero	79
5.4.4	Tramo de viraje en crucero	81
5.4.5	Conjunto de la misión	83
<b>6</b>	<b>Modificación de la planta propulsora</b>	<b>85</b>
6.1	Modelo Propulsivo	86
6.2	Optimización global de la misión para el nuevo modelo propulsivo	89
6.2.1	Obtención de las superficies de resultados	89
6.2.2	Definición de la región admisible de operación	96
6.2.3	Figura de mérito	99
6.3	Estudio de la configuración final	99
6.3.1	Ascenso Acelerado	100
6.3.2	Ascenso Helicoidal	103
6.3.3	Tramo rectilíneo de crucero	104
6.3.4	Tramo de viraje en vuelo de crucero	106
6.3.5	Conjunto de la misión	107
<b>7</b>	<b>Conclusiones</b>	<b>109</b>
7.1	Verificación de los resultados	109
7.2	Propuestas de mejora	111
	<i>Índice de Figuras</i>	113
	<i>Índice de Tablas</i>	117
	<i>Bibliografía</i>	119



# Notación

---

<i>ALO</i>	Avión ligero de observación
<i>BMS</i>	Battery Management System
<i>C</i>	Capacidad eléctrica
<i>C<sub>D</sub></i>	Coefficiente de resistencia
<i>C<sub>D0</sub></i>	Coefficiente de resistencia ante sustentación nula
<i>C<sub>D1</sub></i>	Término lineal de la polar del coeficiente de resistencia
<i>C<sub>D2</sub></i>	Término cuadrático de la polar del coeficiente de resistencia
<i>C<sub>L</sub></i>	Coefficiente de sustentación
<i>C<sub>L0</sub></i>	Coefficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo
<i>C<sub>Lα</sub></i>	Pendiente del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque
<i>C<sub>Lmax</sub></i>	Máximo coeficiente de sustentación
<i>C<sub>m</sub></i>	Coefficiente de momentos
<i>C<sub>P</sub></i>	Coefficiente de potencia de la hélice
<i>C<sub>T</sub></i>	Coefficiente de tracción de la hélice
<i>D</i>	Resistencia aerodinámica
<i>D<sub>prop</sub></i>	Diámetro de la hélice
<i>E</i>	Energía consumida
<i>E<sub>dis</sub></i>	Energía disponible para el desarrollo de la misión
<i>E<sub>ned</sub></i>	Energía consumida en la misión
<i>ESC</i>	Electronic Speed Controller
<i>g</i>	Aceleración de la gravedad
<i>h<sub>0</sub></i>	Altura de salida de la catapulta
<i>h<sub>1</sub></i>	Altura al iniciar el ascenso helicoidal
<i>h<sub>f</sub></i>	Altura de crucero
<i>INTA</i>	Instituto nacional de técnica aeroespacial
<i>J</i>	Parámetro de avance de la hélice
<i>m<sub>bat</sub></i>	Masa de baterías
<i>L</i>	Fuerza de sustentación
<i>LiPo</i>	Lithium-ion polymer
<i>m<sub>bat</sub></i>	Masa de baterías instalada
<i>n</i>	Velocidad de giro
<i>n<sub>load</sub></i>	Factor de carga
<i>P</i>	Potencia eléctrica

---

$P_U$	Potencia útil
$R_e$	Número de Reynolds
$S$	Superficie alar
$T$	Empuje
$t$	Tiempo
$U$	Tensión eléctrica
$V_0$	Velocidad de salida de la catapulta
$V_1$	Velocidad de crucero
$V_s$	Velocidad de entrada en pérdida
$x$	Posición en el eje x
$y$	Posición en el eje y
$W$	Peso
$\chi$	Ángulo de guiñada de la velocidad
$\varepsilon$	Ángulo de ataque de la tracción
$\eta$	Rendimiento propulsivo
$\eta_m$	Rendimiento motor
$\eta_{mp}$	Rendimiento moto-propulsor
$\gamma$	Ángulo de asiento de la velocidad
$\mu$	Ángulo de balance de la velocidad
$\rho$	Densidad del aire
$\rho_{bat}$	Densidad energética de las baterías

# 1 Introducción

---

El objetivo de este trabajo es el estudio y optimización del diseño de las actuaciones y de la planta propulsora de una aeronave con planta de potencia eléctrica. Concretamente se ha estudiado el *Avión Ligero de Observación (ALO)* del *Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial*. El trabajo realizado se sustenta en los estudios previos realizados por *Valeria de la Torre Gutiérrez* en su trabajo de fin de grado *Análisis y simulación de RPAS con sistema híbrido de supercondensadores, baterías y pilas de combustible* [1].

## 1.1 Contexto

El sector aeroespacial se enfrenta en los próximos años al reto de ser capaz de responder a las demandas de la sociedad en una realidad marcada por la globalización y escasez de los recursos. En respuesta a esta demanda social podemos ver las directrices marcadas por las entidades gubernamentales para los próximos años. Dentro del marco del sector aeroespacial europeo, podemos tomar como punto de referencia los objetivos recogidos en [2], donde se resume la visión de la aviación europea para los próximos años. En el se estipulan objetivos según 5 puntos principales que son:

- Cumplir con las necesidades sociales y del mercado
- Mantener y ampliar el liderazgo del mercado
- Protección del medioambiente y de las fuentes de energía
- Asegurar los niveles de seguridad y protección
- Fomentar la investigación educación

Si profundizamos en los objetivos fijados para el año 2050 referente al tercer punto anteriormente expuesto encontramos:

- Conseguir una reducción del 75 % de las emisiones de  $CO_2$  por pasajero y kilómetro para cumplir con los objetivos fijados por ATAG [3]. A su vez una reducción del 90 % de las emisiones de óxidos de nitrógeno ( $NO_x$ ). Por otro lado reducir en un 65 % las emisiones de ruido de las aeronaves.
- Eliminar todas las emisiones de las aeronaves en las operaciones de taxiing
- Diseño y manufacturación de aeronaves reciclable
- Establecimiento de Europa como un centro de excelencia en combustibles alternativos.
- Posicionamiento en primera línea en el estudio atmosférico y establecimiento de un plan de acción ambiental.

A continuación vamos a presentar cuales son las distintas vías de estudio que se han abierto respecto a los sistemas de propulsión y generación de potencia de las aeronaves como respuesta a estas nuevas demandas presentadas.

### 1.1.1 El avión eléctrico

La propulsión eléctrica se enfrenta a una serie de dificultades entre las que cabe destacar la necesidad de la reducción del peso mediante la inclusión de nuevos materiales, reducción del volumen de los medios electrónicos, innovación en el diseño de la estructura de la aeronave, así como la principal, que es el aumento de la eficiencia energética de las baterías y por tanto de su densidad [4], la cual permita introducirlas como un sustituto real a los modos de propulsión tradicionales para la aviación comercial. Dichas dificultades provocan que el futuro inmediato de la aviación eléctrica tenga su aplicación en lo que se conoce como movilidad área urbana así como desplazamientos de corta y media distancia.

- La movilidad aérea urbana consiste en el empleo del espacio aéreo urbano, periurbano y rural para el transporte tanto de personas como de mercancías. Este nuevo tipo de movilidad introduciría una nueva serie de ventajas como son [5]:
  - Reducción de entre 15 y 40 minutos para desplazamiento en vía urbana así como de al rededor de una reducción del 70% del tiempo de acción en servicios médicos o de emergencia.
  - Eliminación de las emisiones contaminantes de  $CO_2$  y reducción de las emisiones acústicas gracias al uso de la propulsión eléctrica.
  - Descongestión de la movilidad urbana.
  - Aumento de la seguridad, al ser menor la probabilidad de verse involucrado en un accidente fatal.
  - Mayores posibilidades de desarrollo para regiones aisladas o remotas

Sumadas a las dificultades ya mencionadas con anterioridad de la propulsión eléctrica, es necesario recalcar como la movilidad urbana hace necesario el desarrollo de las aeronaves VTOL, es decir aquellas aeronaves que tienen la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente, puesto que en un contexto urbano, las operaciones de despegue y aterrizajes tradicionales son inviables. A su vez más allá de las dificultades tecnológicas existen otro tipo de dificultades como son la aceptación social de este tipo de movilidad, así como un coste relativamente accesible para el público. Al ser este un campo en gran desarrollo es curioso observar las distintas respuestas ante las dificultades que se plantean. A modo de ejemplo real podemos destacar el *Volocopter VC200* de la empresa *E-Volo*, conformado por un multirrotor de 18 rotores los cuales aportan una gran estabilidad. Se pretende que dicho multirrotor se introduzca en los juegos olímpicos de París 2024 a modo de prueba de implementación de un sistema UAM en un evento multitudinario.



Figura 1.2 Lillium [7].



Figura 1.1 Volocopter VC200 [6].

- Como ya anunciamos otro de los puntos cercanos de aplicación de la propulsión eléctrica recae sobre lo que se conoce como *Regional Air Mobility*. Este consiste en la conexión de núcleos urbanos separados por distancias de entre 40 y 200 kilómetros con unas velocidades de crucero de entorno a los 300 km/h. Como prototipo para este tipo de movilidad encontramos el *Lillium Jet* de la empresa *Lilium GmbH*. Dicha aeronave de 7 plazas presenta una estructura conformada por canard y ala principal con *ducted fans* distribuidos a lo largo del ala principal. Además dicha aeronave cuenta con la capacidad de orientar los mismos para completar aterrizajes y despegues verticales. Esta configuración le permite a pesar de no tener una gran eficiencia en el despegue y aterrizaje, compensarla con una gran eficiencia en el tramo de crucero gracias al ala fija.

### 1.1.2 Hidrógeno como combustible

Para los vuelos de media y larga distancia, las baterías no parecen una solución viable debido a su incapacidad de alimentar la aeronave con la energía requerida para el cumplimiento de la misión. Así se abre otra de las vías de investigación hacia la descarbonización de la aviación, que es el empleo del hidrógeno como combustible.

El hidrógeno es el elemento químico más abundante en la naturaleza pudiendo obtenerse a partir de los compuestos de los que forma parte como son, el agua, hidrocarburos, alcoholes o biogases.

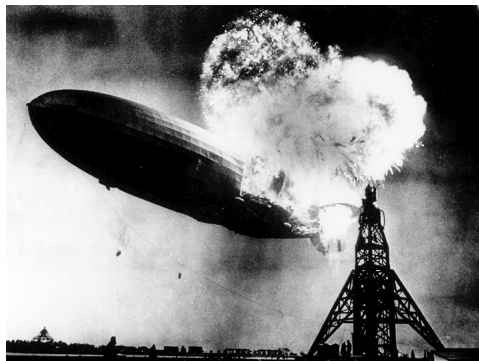
El hidrógeno puede obtenerse mediante dos procedimientos [8]:

- **Hidrógeno Verde:** El cual se obtiene a través de la electrolisis del agua, al separarse los átomos de hidrógeno y oxígeno al someterlos a altas corrientes eléctricas. Si bien es necesario señalar como el coste de dicho proceso de obtención es alto, al ser necesaria una gran cantidad de energía. A su vez en el caso de que dicha energía no proviniese de fuentes renovables, la huella climática de dicha fuente de energía dejaría de ser nula, al producirse emisiones de  $CO_2$  en el proceso de obtención.

- Hidrógeno gris: El cual se obtiene del proceso de reformado del gas natural mediante agua. Este proceso tiene un mayor rendimiento y por lo tanto es el más empleado a día de hoy. Si bien presenta la desventaja de generar emisiones de  $CO_2$  en su obtención.

La ventaja de emplear el hidrógeno como combustible recae en que en su combustión con el oxígeno no genera gases contaminantes que son introducidos en la atmósfera, sino que por contra generan agua como producto de la reacción. Siendo así el proceso de combustión libre de huella de carbono. Además el hidrógeno presenta una densidad energética de 2.5 veces la del queroseno [9]. Esto implicaría una posible reducción del peso de combustible que es necesario transportar.

Si bien el hidrógeno presenta una gran problemática que es su baja densidad. Así el hidrógeno líquido requiere de cuatro veces mayor volumen que el queroseno, afectando a la configuración del avión y por lo tanto a sus prestaciones. A su vez es destacable señalar las violentas reacciones del hidrógeno al mezclarse con el oxígeno, muestra de ello es el famoso accidente del dirigible *LZ 129 Hindenburg*



**Figura 1.3** Accidente del LZ 129 Hindenburg [10].

Además de poder ser empleado como combustible líquido en sustitución del queroseno, el hidrógeno tiene aplicación en las pilas de hidrógeno, similares a una batería, donde la energía acumulada en la molécula de hidrógeno es liberada mediante una reacción electroquímica.

El funcionamiento del mismo es [11]: En el ánodo el hidrógeno reacciona con un catalizador de forma que este se disocia en un electrón y un protón. El electrón evoluciona por el circuito generando una corriente eléctrica. Por su parte el protón evoluciona a través del electrolito. Por último en el cátodo el oxígeno reacciona con el ion y con el agua generando agua y calor, los cuales pueden ser reaprovechados para otras aplicaciones.

Como casos reales de prototipos de aeronaves que emplean el hidrógeno como combustible encontramos la familia *ZEROe* de *Airbus* en sus tres configuraciones como turbofan, turboprop y la más llamativa como *Blended Wing Body*. Todas ellas presentan una configuración híbrida donde el hidrógeno se emplea tanto como combustible líquido como en pilas de hidrógeno.



**Figura 1.4** ZEROe Turbofan [12].



**Figura 1.5** ZEROe Turboprop [12].



**Figura 1.6** ZEROe Blended Wing Body [12].

La configuración como BWB en la que la aeronave se asemeja a un ala volante en la que se

consiguen grandes eficiencias aerodinámicas al emplear un fuselaje con forma de perfil permitiendo que todo el conjunto del avión genere sustentación. Así dicha configuración permite reducir los costes operativos al disminuir el consumo de combustible, aumentando a su vez la capacidad de carga de pago [13]. Si bien esta configuración puede parecer muy innovadora podemos encontrar ejemplos en la aviación como es el bombardero *B-2 Spirit Stealth Bomber* con más de 30 años de servicio.



Figura 1.7 B-2 Spirit Stealth Bomber [14].

### 1.1.3 Sustainable Aviation Fuel (SAF)

A pesar de las ideas vistas con anterioridad, en el corto y medio plazo parece improbable que dichas soluciones sean viables para aviones de gran capacidad de carga de pago. Por lo tanto surgen los combustibles sostenibles para aviación. Estos presentan la ventaja que emplean las mismas infraestructuras de distribución y la misma tecnología de motores que los combustibles tradicionales, pero consiguiendo reducir la huella de carbono[15]. Podemos diferenciar entre dos tipos de *SAF*. Los biocombustibles y los combustibles *PtL* (*Power to Liquids*). Mediante el término biocombustible, diferenciamos entre los combustibles tradicionales, de aquellos cuyo origen proviene de materias primas alternativas obtenidas de la naturaleza [9]. Algunas de las distintas materias primas empleadas como *SAF* o que se plantea su uso podemos encontrar:

- Residuos Municipales
- Residuos de celulosa
- Aceites vegetales y grasas animales procedentes de la industria alimenticia
- Azúcar y almidón
- Aceite de palma y soja

Si bien el empleo de biocombustibles tiene también efectos ambientales negativos como son la deforestación, la sustitución de cultivos de uso humano para la producción de biocombustibles o la competencia por el agua o la tierra de cultivo [15].

Por su parte los combustibles sintéticos son aquellos que no provienen de fuentes biológicas. El proceso de obtención de combustibles sintéticos más prometedor es el que se conoce como *PtL*. En este se obtiene hidrógeno verde a través de un proceso de electrólisis del agua con fuentes de energía renovables. Se obtiene  $CO_2$  mediante un proceso de captura también mediante fuentes de energía renovables. Por último se combinan ambos dando lugar al combustible sintético [9].



## 1.2 Motivación

Como se comentó en la sección 1.1, el sector aeroespacial se enfrenta en los próximos años a una adaptación necesaria para cumplir los requisitos medioambientales y de sostenibilidad existentes en el mercado actual. Así este trabajo busca ser un ejemplo de aplicación sobre un avión real, del proceso teórico necesario para la optimización del consumo energético y por lo tanto, la reducción del consumo de recursos.

La configuración del *ALO* estudiada en el trabajo es la configuración eléctrica del mismo con planta de potencia compuesta por baterías tipo LiPo. Durante el trabajo nos centraremos en el estudio de la planta propulsora y de las actuaciones de la aeronave, manteniendo fijos el resto de sistemas de la plataforma. De esta forma no entraremos en el estudio de la modificación de otras variables como podría ser la aerodinámica o la estructura de la aeronave.

## 1.3 Estructura del proyecto

El camino realizado hasta la definición de la configuración final propuesta de la aeronave ha pasado por:

- Una primera contextualización de las demandas existentes en el mercado en los puntos referentes a la sostenibilidad medioambiental, así como una exposición de las principales vías de estudio existentes.
- Presentación de las características que definen nuestra aeronave bajo estudio así como de la misión a realizar por la misma
- Estudio de la misión realizada por la aeronave, planteamiento de las expresiones matemáticas que la modelan por medio de la mecánica de vuelo y posterior resolución de dichas expresiones para la obtención de las variables del problema en cada uno de los segmentos de vuelo de la misión.
- Estudio de las actuaciones de la aeronave en su configuración inicial anterior al proceso de optimización.
- Desarrollo del proceso de optimización.
- Obtención de la configuración final y análisis de los resultados para verificación de las modificaciones introducidas.
- Propuesta de mejoras futuras.



## 2 Estudios Iniciales

---

En este capítulo presentaremos la geometría y las características tecnológicas de la aeronave así como describiremos la misión a realizar por la misma. Profundizaremos en el modelo propulsivo empleado para la posterior resolución de las actuaciones por medio de las ecuaciones de la mecánica del vuelo. Por último estudiaremos los modelos empleados para la planta de potencia de la aeronave. Si bien un dimensionado exacto de los mismos lo obtendremos tras los procesos de optimización que desarrollaremos en el capítulo 5. Por último se presentan los resultados del estudio aerodinámico de la aeronave. Cabe señalar como la información presentada en el actual capítulo se sustenta en los estudios realizados en [1], punto de partida de este trabajo.



Figura 2.1 INTA ALO [1].

### 2.1 Misión de Vuelo

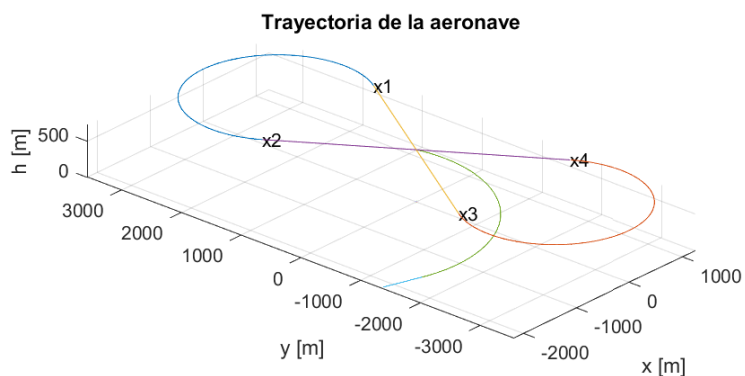


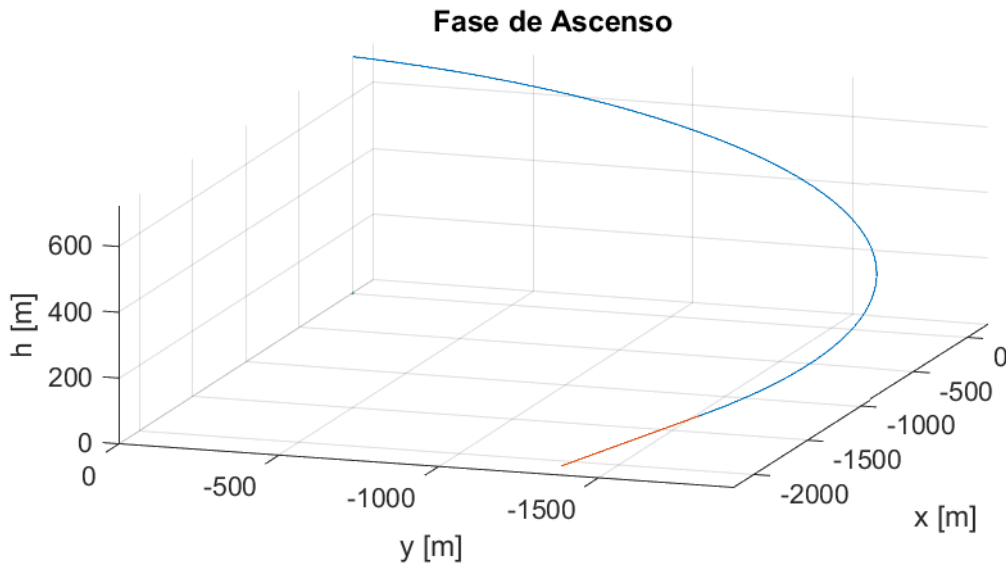
Figura 2.2 Trayectoria de la misión.

Nuestra aeronave, el INTA ALO (Avión Ligero de Observación) es un UAV del programa español de aviones no tripulados. El mismo es un avión completamente autónomo, incluso en las operaciones de despegue y aterrizaje.

Si bien existen distintas aplicaciones, su uso principal es para la vigilancia y observación en tiempo real, con la capacidad de recoger imágenes tanto en el espectro visible como de infrarrojos comunicándolas a un centro de control [22].

En concreto nos centraremos en la misión en el CEDA (Centro de Experimentación de el Arenosillo). Dicha misión consta de 5 fases distintas, las cuales se estudiarán en profundidad en el capítulo 3. Podemos distinguir:

- Una primera fase de lanzamiento, donde la aeronave, por medio de una catapulta es proyectada de forma que el avión alcanza una velocidad inicial  $v_0 = 15\text{m/s}$  y una altura inicial de  $h_0 = 30\text{m}$ .
- Tras la fase de lanzamiento la aeronave asciende hasta la altura de crucero  $h_f = 720\text{m}$ . Esto lo realiza por medio de dos ascensos distintos. Uno primero rectilíneo con el fin de alejarse de la costa una distancia de 500 m. Así en caso de fallo incontrolable la aeronave no causaría ningún daño a los bañistas y en caso de fallo controlable podría volver a la pista. Una vez alcanza dicha distancia de la costa, termina de ascender realizando una hélice de radio  $R = 1250\text{m}$  para mantenerse a la distancia indicada. Podemos ver en la figura 2.3 la trayectoria concreta seguida por la aeronave en la fase de ascenso.



**Figura 2.3** Trayectoria de Ascenso.

- Fase de crucero, donde se realiza la vigilancia de la línea de costa. Para ello realiza un circuito en forma de infinito conformado por dos tramos diagonales de longitud  $d_{13} = d_{24} = 3900\text{m}$ , formando un rectángulo de lados  $l_{14} = l_{23} = 3283.36\text{m}$ , y dos tramos de viraje, que forman un par de semicircunferencias de radio  $R_{23} = R_{14} = 1250\text{m}$ . El sector circular recorrido en el tramo de viraje es de  $\beta = 245.32^\circ$ . Se completa un tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos, lo que supone para una velocidad de crucero  $V_1 = 32\text{m/s}$ , un total de 9 vueltas a dicho circuito.

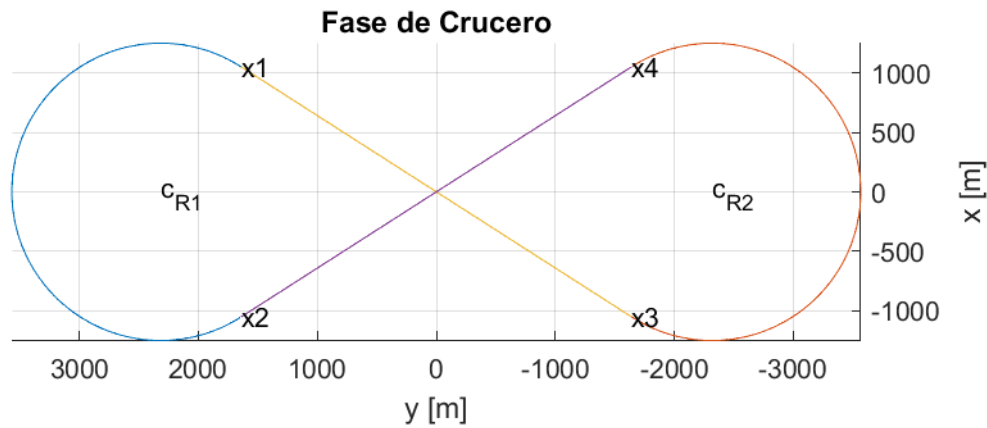


Figura 2.4 Segmentos de Crucero [1].

- Por último se realiza una fase de descenso en planeo hasta una altitud de 200 m, altitud a la cual se despliega el paracaídas para la recuperación del ALO.

En la tabla (2.1) esquematizamos y ampliamos la información expuesta con anterioridad sobre los distintos segmentos de vuelo:

Tabla 2.1 Resumen de la misión.

Segmento	$V_0$ [m/s]	$V_f$ [m/s]	$h_0$ [m]	$\gamma$ [°]	$h_f$ [m]	t [min]
Lanzamiento	0	15	0	-	30	-
Ascenso Acelerado	15	32	30	10	118.16	0.36
Ascenso helicoidal	32	32	118.16	10	720	1.805
Crucero	32	32	720	0	720	86.74
Descenso	32	28.5	720	-2.54	200	6.75

## 2.2 Geometría

A continuación se expone la geometría de la aeronave. Esta se caracteriza por presentar una geometría modular compuesta por tres elementos principales, que son:

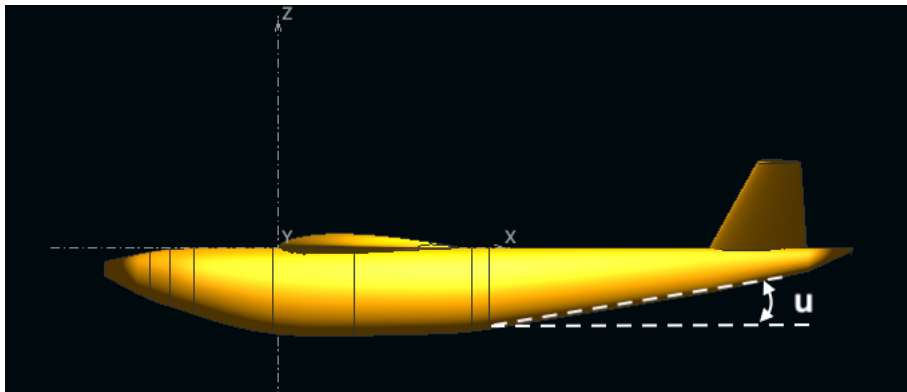
- Fuselaje: Es el elemento de unión con el resto de módulos y en el se alojará la carga de pago así como los sistemas y equipos necesarios para la operación de la aeronave. Se encuentra conformado por dos secciones distintas acopladas mediante una unión sólida. Podemos señalar como el diámetro de las mismas no es constante, alcanzándose las máximas áreas frontales en el encastre con el ala y las mínimas en la unión con la cola. A su vez, cabe indicar, que la sección frontal no está compuesta por círculos perfectos, sino que presenta un cierto achatamiento en los costados. Por último señalar que este está compuesto por fibras de vidrio en una matriz de epoxi. Incluimos a continuación las características relevantes del fuselaje en la tabla (2.2).



**Figura 2.5** Geometría del ALO [1].

**Tabla 2.2** Parámetros del fuselaje [1].

Superficie Mojada	1.283	$m^2$
Longitud	1.65	$m$
Diámetro máximo	0.098	$m$
Esbeltez	8.42	-
Factor de forma	1.2116	-

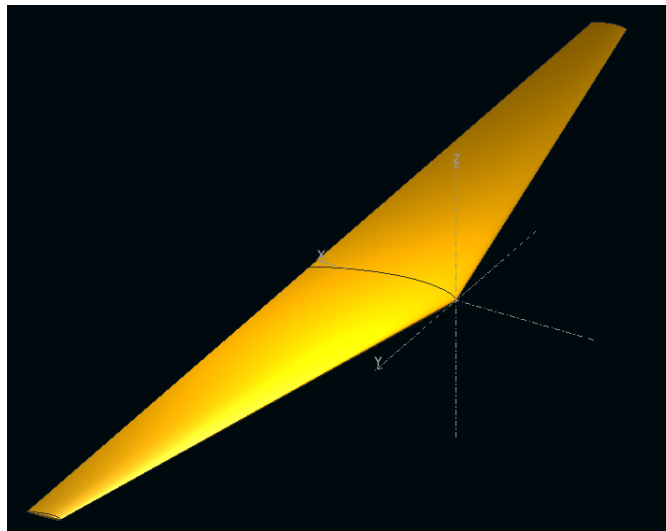


**Figura 2.6** Perfil del ALO [1].

- Ala: Se trata de un ala trapezoidal con simple estrechamiento y puntas ligeramente redondeadas. El perfil del mismo es un NACA 2412. El ala esta compuesto por una estructura sándwich de capas de fibra Nomex. En la tabla (2.3) se incluyen los parámetros más significativos del ala.
- Estabilizador: Este presenta una configuración en V, compuesta por capas de fibra de vidrio con núcleo de Rohacell, empleándose un NACA 0012. En la tabla (2.4) podemos observar las características principales del estabilizador.

**Tabla 2.3** Parámetros del ala [1].

Superficie Alar	0.85	$m^2$
Envergadura	3.03	$m$
Alargamiento	10.82	-
Cuerda media geométrica	0.281	$m$
Cuerda en el encastre	0.327	$m$
Cuerda media en la punta	0.106	$m$
Estrechamiento	0.233	-
Flecha en el borde de ataque	13	$^\circ$

**Figura 2.7** Ala [1].**Tabla 2.4** Parámetros del estabilizador [1].

Superficie	0.133	$m^2$
Cuerda media geométrica	0.177	$m$
Cuerda en el encastre	0.245	$m$
Envergadura	0.750	$m$
Estrechamiento	0.449	-
Altura de la punta sobre el plano horizontal	0.263	$m$
Flecha en el borde de ataque	15.25	$^\circ$
Ángulo con el plano horizontal	35	$^\circ$

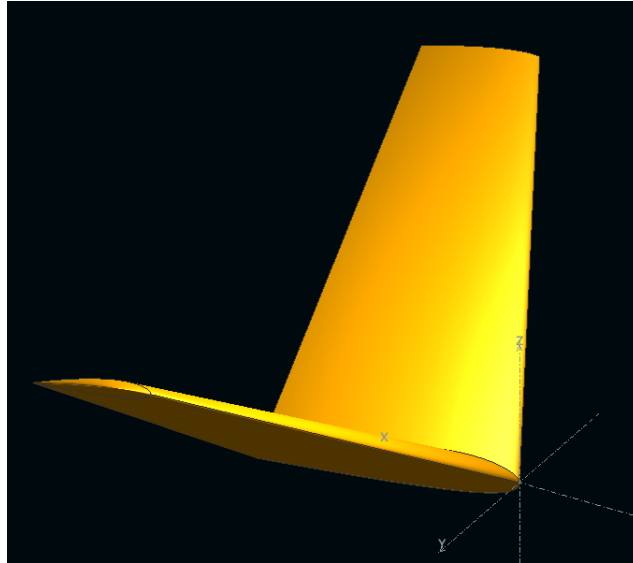


Figura 2.8 Estabilizador [1].

### 2.3 Masa en vacío

A continuación se va a presentar la relación de masas de los distintos elementos que conforman la aeronave. Si bien cabe señalar que de dicha relación de masas vamos a excluir la masa de baterías. Puesto que nuestro objetivo es precisamente optimizar el peso de baterías necesario para la misión de vuelo, no podemos fijar un valor de las mismas.

Así presentamos el desglose de masas en vacío del avión según la tabla (2.5).

Tabla 2.5 Relación de masas en vacío [1].

Masa	kg
Motor eléctrico	1.9
Hélice	0.4
FCS	0.31
Módulo de telemetría	0.2
Paracaídas y arnés	2.3
BMS y soporte de la batería	0.95
ESC y ensamblaje	2.39
Batería auxiliar del FCS	1.37
Fuselaje	3.5
Ala	3
Estabilizador	0.8
Cableado	0.35
<b>TOTAL</b>	<b>17.47</b>

### 2.4 Modelo Propulsivo

El empuje se consigue en la aeronave por medio de un sistema propulsivo conformado por un motor eléctrico y una hélice. Como punto de partida en nuestro estudio tomamos la hélice empleada por el



ALO en su configuración eléctrica. Esta se trata de una hélice tripala 28x12 3 Blatt. Compuesta por fibra de carbono, presentamos a continuación las características de dicha hélice en la tabla (2.6).

**Tabla 2.6** Características de la hélice [1].

Diámetro del eje de transmisión	10mm
Perfil	Clark Y
Espesor relativo del perfil	11.7%
Espesor máx. cuerda	30%
Velocidad de giro máxima	8000 rpm



**Figura 2.9** Hélice 28x12 3 Blatt [18].

En nuestro estudio caracterizamos el funcionamiento de la hélice por medio de los coeficientes adimensionales de la misma. La evolución de los mismos son comunes a todas las hélices de una misma familia y nos permiten comparar de forma objetiva y sin pérdida de información unas familias con otras. Así emplearemos:

$$T = \rho (nD_{prop})^2 D_{prop}^2 C_T(J) \quad P = \rho (nD_{prop})^3 D_{prop}^2 C_P(J) \quad \eta = \frac{C_T}{C_P} J$$

Donde:

- $T$ : Tracción
- $P$ : Potencia
- $\eta$ : Rendimiento propulsivo de la hélice
- $C_T$ : Coeficiente de tracción
- $C_P$ : Coeficiente de potencia
- $J$ : Parámetro de avance de la hélice
- $D_{prop}$ : Diámetro de la hélice
- $\rho$ : Densidad del aire
- $n$ : velocidad de giro de la hélice

Quedando así definidos el coeficiente de tracción  $C_T$ , el coeficiente de potencia  $C_P$  y el rendimiento propulsivo de la hélice  $\eta$ . Podemos observar como estos son funciones del parámetro de avance de la hélice, siendo este:

$$J = \frac{V}{nD_{prop}}$$

El modelo propulsivo de la hélice se obtiene a partir de los datos obtenidos por medio del software *PropCalc*, los cuales se presentan en [1]. Dicho software calcula los valores de los distintos parámetros dada una geometría concreta de la hélice, comparándola con los datos experimentales de otras hélices disponibles de su librería.

Así llegamos a la siguiente combinación de valores para los coeficientes de tracción y potencia de la hélice en función del parámetro de avance de la misma, que se presenta en la tabla (2.7).

**Tabla 2.7** Datos modelo propulsivo [1].

J	$C_T$	$C_P$
0.05	0.1501	0.0592
0.08	0.1478	0.0598
0.1	0.145	0.0604
0.13	0.1418	0.0608
0.16	0.1383	0.0611
0.18	0.1346	0.0612
0.21	0.1305	0.0612
0.24	0.1263	0.061
0.26	0.1219	0.0606
0.29	0.1172	0.0601
0.32	0.1124	0.0593
0.34	0.1074	0.0584
0.37	0.1023	0.0573
0.4	0.0972	0.0559
0.42	0.0918	0.0544
0.45	0.0863	0.0526
0.48	0.0808	0.0507
0.51	0.0751	0.0485
0.53	0.0693	0.0461
0.56	0.0635	0.0435
0.59	0.058	0.0411
0.61	0.052	0.0382
0.64	0.0453	0.0347
0.67	0.0387	0.0309
0.69	0.0326	0.0276
0.72	0.027	0.0245
0.75	0.0215	0.0215
0.77	0.016	0.0182
0.8	0.0104	0.0146
0.83	0.0055	0.0118
0.85	0.0008	0.0092

A partir de dichos datos podemos construir un modelo propulsivo sin más que realizar una interpolación de los mismos. Se ha optado por una interpolación polinómica de cuarto grado. A continuación mostramos los coeficientes de los polinomios para  $C_T$  y  $C_P$  respectivamente en las tablas (2.8) y (2.9).

**Tabla 2.8** Coeficientes de  $C_T$ .

$a_{04}$	0.096532637847043
$a_{03}$	-0.045771468454582
$a_{02}$	-0.139521376301423
$a_{01}$	-0.089687046109937
$a_{00}$	0.155560479386069

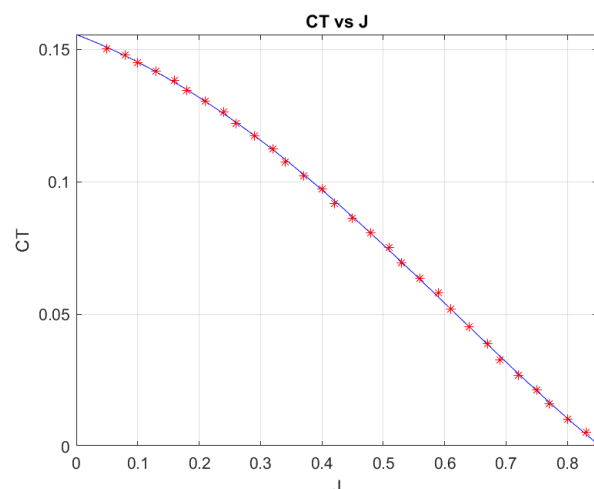
**Tabla 2.9** Coeficientes de  $C_P$ .

$b_{04}$	0.229523503741999
$b_{03}$	-0.365247933917316
$b_{02}$	0.061580839898921
$b_{01}$	0.012218645413529
$b_{00}$	0.058728999629957

Donde  $C_T$  y  $C_P$  vienen dados según:

$$C_T = \sum_{i=0}^4 a_{0i} \cdot J^i \qquad C_P = \sum_{i=0}^4 b_{0i} \cdot J^i$$

Con esta información estamos en posición de representar las curvas de  $C_T$ ,  $C_P$  y  $\eta$  frente a  $J$ , las cuales definen el modelo propulsivo para la familia a la que pertenece nuestra hélice. Así mostramos las figuras (2.10),(2.11),(2.12) respectivamente. En ellas los asteriscos rojos representan los valores de la tabla (2.7)



**Figura 2.10**  $C_T$  vs J (28x12 3 Blatt).

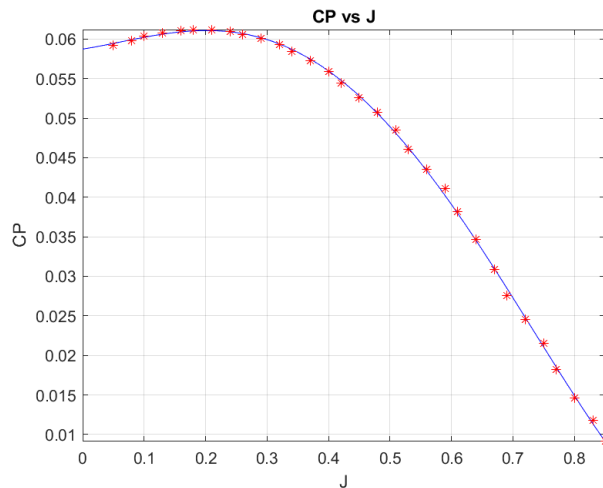


Figura 2.11  $C_p$  vs J (28x12 3 Blatt).

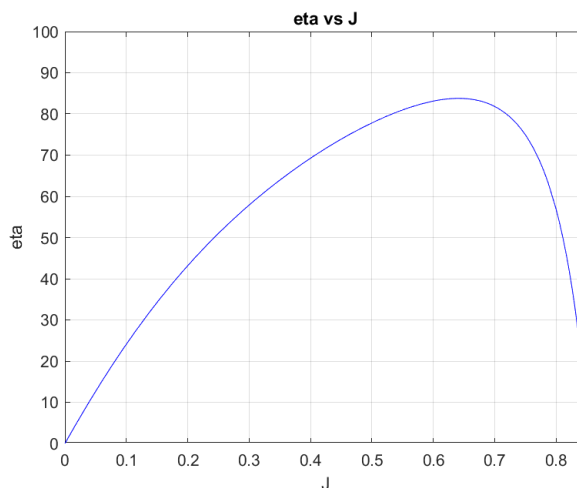


Figura 2.12  $\eta$  vs J (28x12 3 Blatt).

En el capítulo 6 observaremos la variabilidad del problema ante el uso de distintas familias de hélices, si bien en primera instancia nos centraremos en el estudio de la familia 28x12 3 Blatt al ser esta la familia de la hélice original del ALO en su configuración eléctrica.

Por último es necesario recordar como nuestra hélice de partida en el ALO es en una hélice tripala. Si se deseara estudiar el efecto del número de palas en la hélice es sencillo obtener el diámetro equivalente de hélices de la misma familia pero con distinto número de palas, sin más que aplicar que:

$$D_n = D_m \left( \frac{m}{n} \right)^{(1/4)}$$

Donde  $n$  y  $m$  representan en cada caso el número de palas de la hélice [23].

## 2.5 Planta de Potencia

Inicialmente el INTA ALO presentaba una planta de potencia conformada por un motor de combustión de dos tiempo bicilíndrico. Si bien dicha configuración permitía cumplir con los requisitos de la misión, en la búsqueda de una optimización de la autonomía, disminución del ruido y siguiendo

la tendencia 'More electric aircraft', se sustituye dicha planta de potencia por un sistema totalmente eléctrico. Para ello se eliminaron todos los sistemas relacionados con el motor de combustión. A su vez se introdujeron nuevos sistemas:

- Motor eléctrico *Predator 37-6 brushless* del fabricante *Plettenberg*. Dicho motor permite alcanzar potencias de hasta  $15kW$  de continua y una potencia de pico de  $20kW$ . Con una masa de  $1.95kg$  puede ser alimentado por baterías de 12 a 14 celdas LiPo con un rendimiento máximo del 87 %, siendo su constante de velocidad  $k_v = 155rpm/V$ . [19] [24]

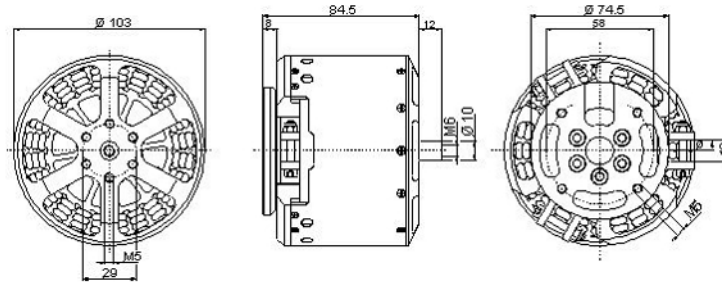


Figura 2.13 Dimensiones del motor eléctrico [19].

- ESC (Electronic Speed Controller) para el control de la velocidad del motor. Se emplea el modelo *HBC series V7 25063-3* de *MGM-ComPro* el cual es un controlador de alto rendimiento para motores *BLDC* como el nuestro con unas grandes prestaciones de tamaño y peso,  $0.55Kg$ , lo que lo hace muy atractivo para aplicaciones aeronáuticas [20].



Figura 2.14 ESC *HBC series V7 25063-3* de *MGM-ComPro* [20] .

- Baterías de tipo litio polimérico (LiPo). El modelo empleado es *GLPA875170 16000 15C 3.7V* del fabricante *Grepow Co*. De la tabla (2.10) podemos extraer las características principales. En la configuración inicial se utilizaban dos paquetes de 14 baterías conectadas en serie. de tal forma que podemos obtener la energía total almacenada del conjunto según:

$$U_{Total} = n^{\circ} \text{ de baterías en serie} \cdot U_{Batera} = 51.8V$$

$$C_{Total} = n^{\circ} \text{ de paquetes en paralelo} \cdot C_{Batera} = 32000mAh$$

$$E_{Total} = U_{Total} \cdot C_{Total} = 1657.6Wh$$

De esta forma podemos estimar la densidad energética de nuestro conjunto de baterías a partir de la configuración inicial según:

$$\rho_{bat} = \frac{E_{Total}}{m_{bat0}} = 195.7Wh/kg$$

donde  $m_{bat0}$  representa la masa de baterías en la configuración inicial, la cual era de 8.47 kg

**Tabla 2.10** Características de la batería [1].

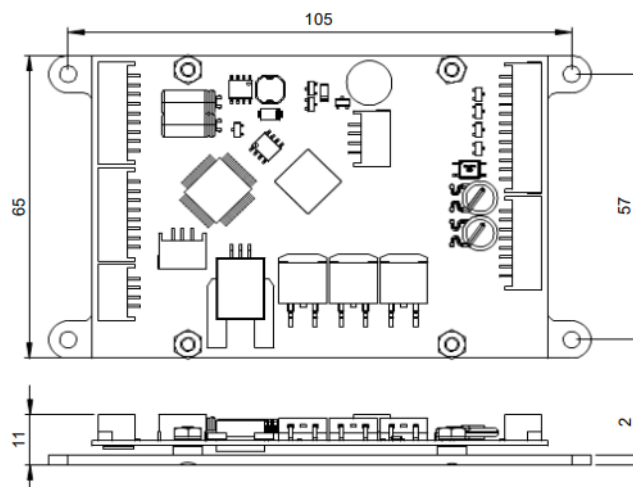
Capacidad Nominal	16000mAh
Capacidad mínima	14900mAh
Voltaje Nominal	3.7V
Masa	0.356kg
Dimensiones	18.5x9.1x1.1 (cm)

Podemos compara dicha densidad energética con la de otras baterías de tipo litio polimérica del mercado según la tabla (2.11), obtenida de los datos proporcionados por los distintos fabricantes, observando como nuestra estimación se encuentra dentro de los valores típicos de las baterías en el mercado.

**Tabla 2.11** Comparación con otros modelos de baterías.

Fabricante	Shenzhen Hondark Electronics	Renata batteries	MikroElektronika
Modelo	TY902030-500mAh	ICP622540PMT	SR674361P
C(mAh)	500	600	2000
V(V)	3.7	3.7	3.7
masa(g)	8	11	45
$\rho_{bat}$ (Wh/kg)	231.25	201.81	164.4

- Por último es necesario introducir un BMS (Battery Management System). El modelo empleado fue *Tiny BMS s516 150* de la compañía *Energus Power Solution*. El mismo mide y gestiona el nivel de voltaje y carga individual de distintas células homogeneizando las mismas. A su vez durante la carga da lugar a procesos de sangrado en aquellas células más cargadas obteniendo un nivel equilibrado entre todas las células, además de una monitorización del proceso de carga. También permite desconectar aquellas células en las que se registren niveles de corriente o voltaje fuera de margen así como control de temperatura de las mismas. Por último señalar, cómo a su vez es capaz de recargar celdas durante operaciones de vuelo.



**Figura 2.15** *Tiny BMS s516 150*[21].

## 2.6 Características Aerodinámicas

Puesto que es de interés en el estudio del ALO exponemos a continuación un resumen de los resultados del estudio aerodinámico desarrollado en [1]. En ellos se explica detalladamente el procedimiento para obtener cada uno de los resultados aquí expuestos, por lo que se recomienda acudir a ellos para una mayor profundidad.

En los mismos se hizo uso del software XFLR5 tanto para el estudio del fuselaje como del estabilizador así como posteriormente se empleó el *Component Buildup Method* con el fin de incluir el efecto del fuselaje en la resistencia aerodinámica.

Para el perfil NACA-2412 del ala y el perfil NACA-0012 del estabilizador se realizó un análisis del tipo '*Batch Analysis*' en el cual se barrió para números de Reynolds desde  $0.5 \cdot 10^5$  hasta  $0.5 \cdot 10^6$ , Reynolds dentro de los cuales se encuentran los Reynolds típicos de la misión, siendo el Reynolds de crucero:

$$\begin{aligned} \rho &= 1.142 \text{ kg/m}^3 & V &= 32 \text{ m/s} \\ \mu &= 1.79 \cdot 10^{-5} \text{ kg/ms} & c &= \text{CMA} \end{aligned}$$

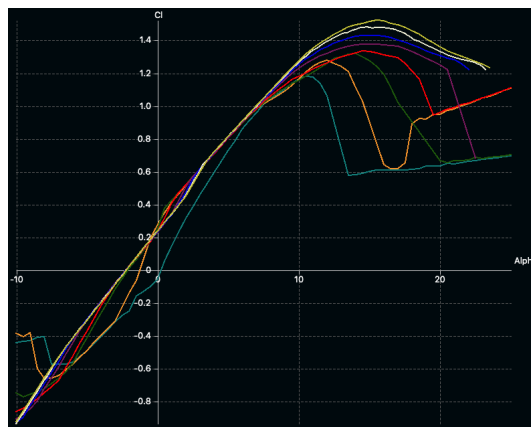
$$R_e = \frac{\rho V c}{\mu} = 6.73 \cdot 10^5$$

Por su parte también se realizó un barrido para ángulos de ataque que iban desde  $\alpha = -10^\circ$  hasta  $\alpha = 25^\circ$ .

Podemos encontrar las características más relevantes de los perfiles del ala y del estabilizador para el número de Reynolds en crucero en la tabla (2.12). A su vez representamos las gráficas obtenidas de dichas características para los números de Reynolds y ángulos de ataque señalados.

**Tabla 2.12** Características más relevantes del perfil del ala y estabilizador [1].

	$C_{lmax}$	$\alpha$	$E_{amax}$	$\alpha$
NACA-2412	1.42	$15^\circ$	96	$5^\circ$
NACA-0012	1.275	$15^\circ$	67.1	$6.5^\circ$



**Figura 2.16** NACA 2412  $C_l$  vs  $\alpha$  [1].

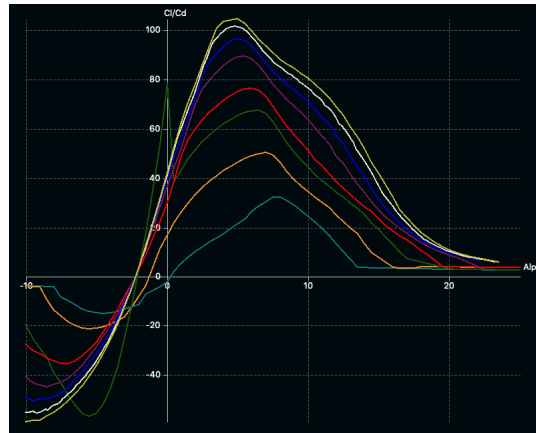


Figura 2.17 NACA 2412  $E$  vs  $\alpha$  [1].

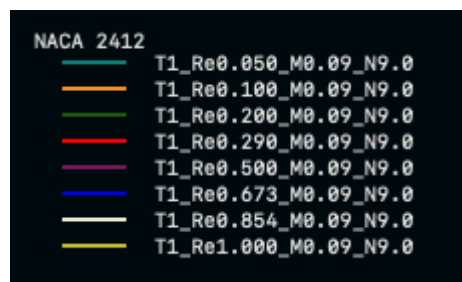


Figura 2.18 NACA 2412 Leyenda del Reynolds [1].

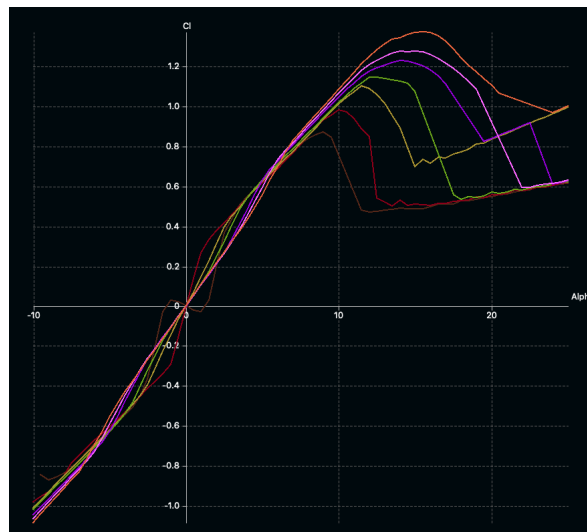


Figura 2.19 NACA 0012  $C_l$  vs  $\alpha$  [1].



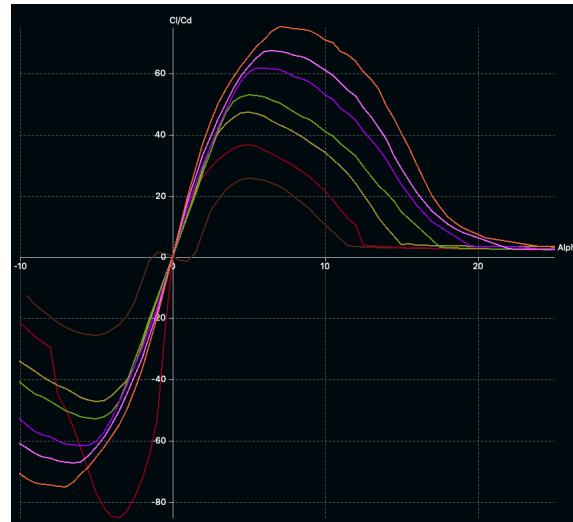


Figura 2.20 NACA 0012  $E_a$  vs  $\alpha$  [1].

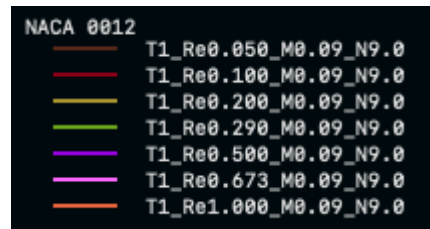


Figura 2.21 NACA 0012 Leyenda del Reynolds [1].

Las figuras (2.18) y (2.21), representan la leyenda empleada para representar el Reynolds en las gráficas asociadas a los perfiles NACA 2412 y NACA 0012 respectivamente. Así el número de Reynolds correspondiente se obtiene de multiplicar el valor que sigue a Re por  $10^5$ .

El estudio del ala se realizó para la velocidad constante de crucero y nuevamente en el mismo rango de ángulos de ataque anteriormente mencionados. Así se obtuvo las gráficas de la polar del ala, coeficiente de sustentación, coeficiente de momentos y eficiencia del mismo. Representamos estos según las gráficas (2.22),(2.23),(2.24) y (2.25) respectivamente.

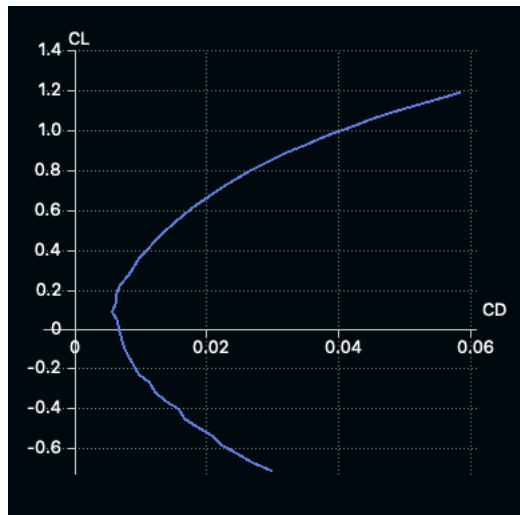


Figura 2.22 Polar del ala [1].

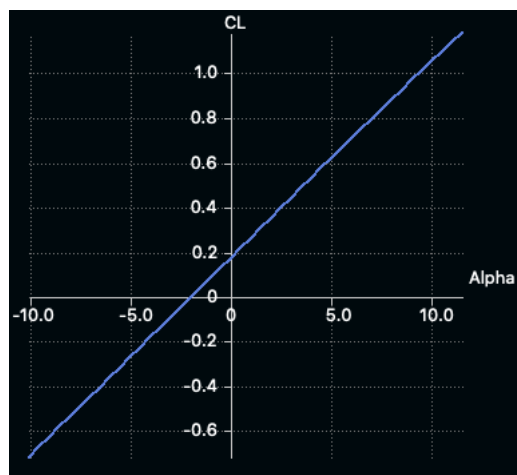


Figura 2.23  $C_L$  vs  $\alpha$  Ala [1].

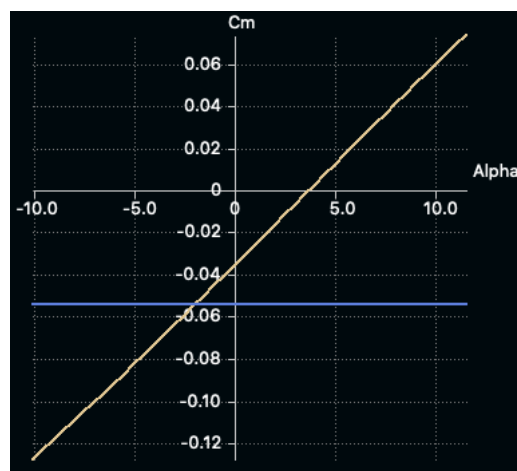


Figura 2.24  $C_m$  vs  $\alpha$  Ala [1].

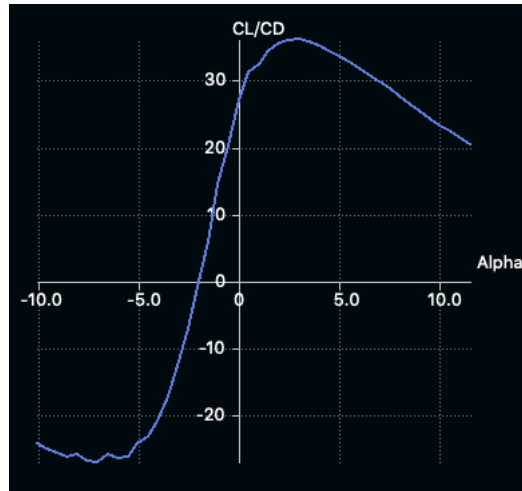


Figura 2.25  $E_a$  vs  $\alpha$  Ala [1].

Cabe señalar que en la figura (2.24), se ha representado en azul el coeficiente de momentos respecto del centro aerodinámico, y en amarillo, respecto del centro de gravedad.

De los principales resultados podemos destacar:

- Para un coeficiente de sustentación nulo se obtiene un coeficiente de resistencia  $C_{D0} = 0.0067$ .
- Para un ángulo de ataque nulo, el coeficiente de sustentación es  $C_{L0} = 0.172$ , siendo la pendiente del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque  $C_{L\alpha} = 5.08 \text{rad}^{-1}$ .
- La máxima eficiencia aerodinámica del ala es  $E_{a_{max}} = 35.8$  y se obtiene para un ángulo de ataque  $\alpha = 2.6^\circ$
- El centro aerodinámico se encuentra a  $x_{ca} = 0.222\text{m}$  de la cuerda dando lugar a un momento  $C_{m0} = -0.054$

Para el estudio del estabilizador se realizó un proceso análogo al del ala. Así representamos la polar del estabilizador, coeficiente de sustentación, coeficiente de momentos y eficiencia del mismo. Representamos estos según las gráficas (2.26),(2.27),(2.28) y (2.29) respectivamente.

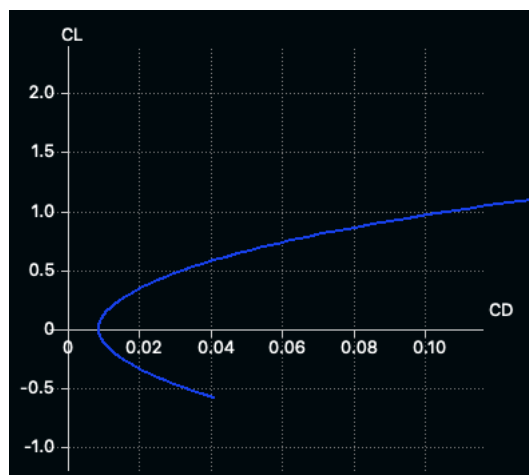


Figura 2.26 Polar del estabilizador [1].

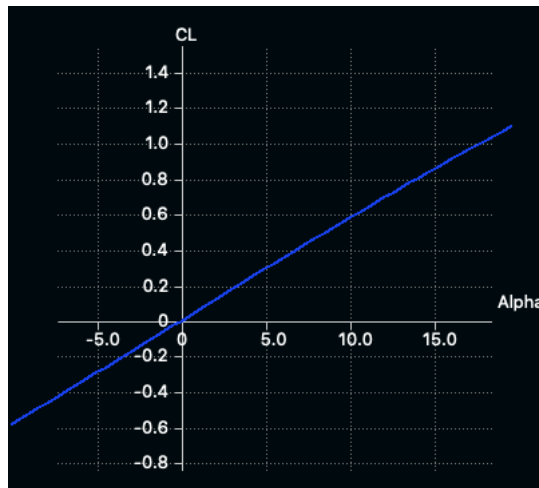


Figura 2.27  $C_L$  vs  $\alpha$  Estabilizador [1].

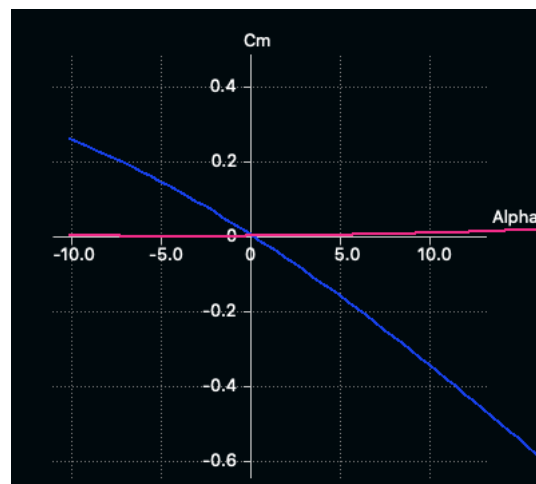


Figura 2.28  $C_m$  vs  $\alpha$  Estabilizador [1].

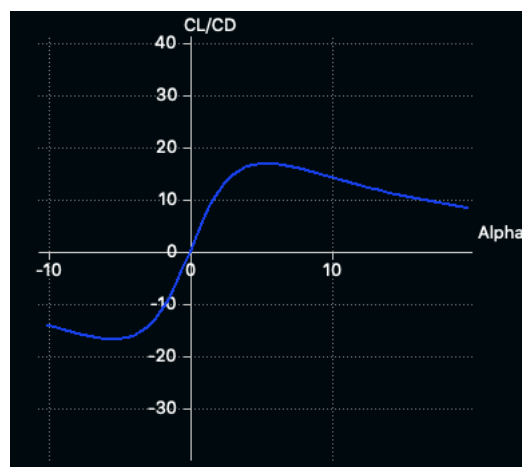


Figura 2.29  $E_a$  vs  $\alpha$  Estabilizador [1].

En la figura (2.28), se representa en azul el valor del coeficiente de momentos respecto del centro de gravedad, mientras que la curva rosa nos muestra el mismo respecto del centro aerodinámico.

Se obtienen los siguientes resultados:

- Se obtiene un coeficiente de resistencia  $C_{D0} = 0.0087$  para un  $C_L = 0$  siendo la polar independiente del ángulo de ataque debido a la simetría del perfil.
- Lógicamente se obtiene un valor de  $C_{L0}$  nulo con una pendiente de  $C_{L\alpha} = 3.3503 \text{ rad}^{-1}$ , al estar conformado el estabilizador por un perfil simétrico.
- La posición del centro aerodinámico del estabilizador se encuentre a  $x_{cc} = 0.0098\text{m}$ , siendo  $C_{m0} = 0$

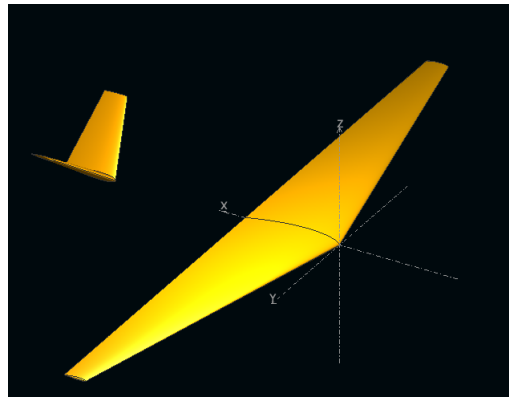


Figura 2.30 Conjunto ala más estabilizador [1].

Podemos estudiar a su vez el conjunto conformado por el ala más el estabilizador de cola. Así podemos representar la polar, el coeficiente de sustentación, coeficiente de momentos y eficiencia de dicho conjunto según las figuras (2.31),(2.32),(2.33) y (2.34) respectivamente.

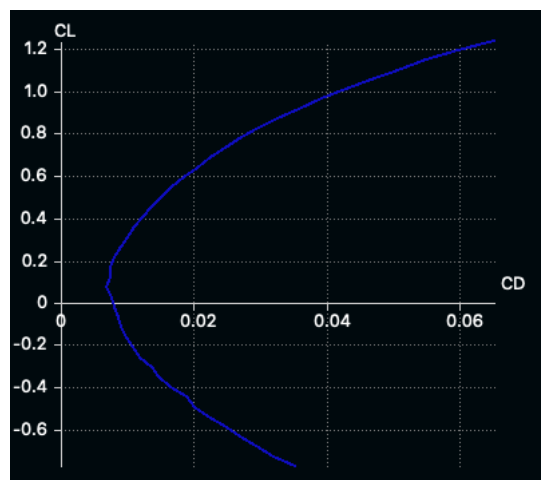


Figura 2.31 Polar del conjunto ala más estabilizador [1].

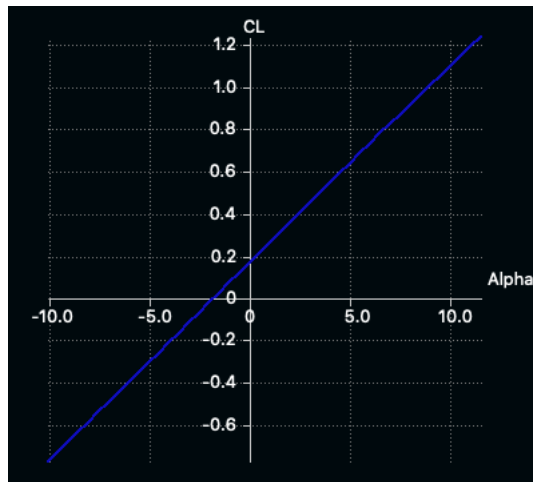


Figura 2.32  $C_L$  vs  $\alpha$  del conjunto ala más estabilizador [1].

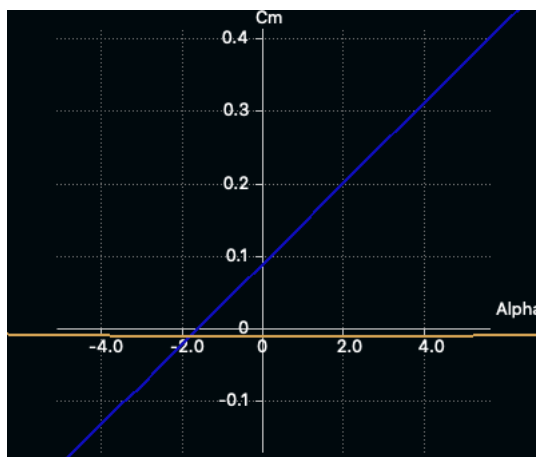


Figura 2.33  $C_m$  vs  $\alpha$  del conjunto ala más estabilizador [1].

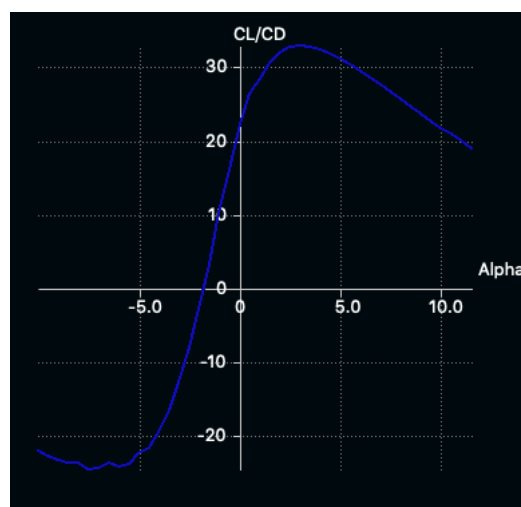


Figura 2.34  $E_a$  vs  $\alpha$  del conjunto ala más estabilizador [1].

Podemos obtener una expresión numérica de la polar del conjunto ala más estabilizador. Para ello asumimos que esta sigue la forma:

$$C_D = C'_{D0} + C'_{D1} \cdot C_L + C'_{D2} \cdot C_L^2$$

Tomando valores de la gráfica y resolviendo el sistema de ecuaciones llegamos a unos valores de los coeficientes según la tabla (2.13):

**Tabla 2.13** Valores de los coeficientes de la polar del conjunto ala más estabilizador.

$C'_{D0}$	0.008
$C'_{D1}$	-0.00570511694
$C'_{D2}$	0.03962189

A su vez se obtiene un valor de  $C_{L0} = 0.166$  con una pendiente  $C_{L\alpha} = 5.3817rad^{-1}$ . A su vez se obtiene un coeficiente de sustentación máximo de  $C_{Lmax} = 1.392$ . A su vez una eficiencia aerodinámica máxima de  $E_{max} = 32.8$  para  $\alpha = 3^\circ$ . Cabe señalar como por otro lado se obtiene la posición del centro aerodinámico del conjunto para  $x = 0.269m$  así como el valor de  $C_{m0}$  respecto a dicho punto, en marrón, y en azul respecto al centro de gravedad del conjunto. La estabilidad de la aeronave es un problema que ya se abordó en [1], por lo que no se estudiará en el presente trabajo.

Al incluir el fuselaje al conjunto ala más estabilizador, este modifica la polar obtenida con anterioridad, al introducir este una resistencia parásita. Es decir, modifica el valor de  $C_{D0}$ . Para ello se lleva a cabo un estudio según el método *Component Builup Method*, explicado según [23], del que obtenemos una resistencia parásita del fuselaje de  $C''_{D0} = 0.01075452$ , de forma que los coeficientes de la polar del avión completo toman los valores mostrados en la tabla (2.14), siguiendo la polar la forma expresada en (2.1).

**Tabla 2.14** Valores de los coeficientes de la polar de la aeronave.

$C_{D0}$	$C'_{D0} + C''_{D0} = 0.01875452$
$C_{D1}$	-0.00570511694
$C_{D2}$	0.03962189

$$C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L + C_{D2} \cdot C_L^2 \tag{2.1}$$

### 2.6.1 Velocidad de entrada en pérdida

Una vez llegados a este punto podemos obtener la velocidad de entrada en pérdida  $V_s$  de la aeronave así como la velocidad mínima de vuelo  $V_{min} = 1.2 \cdot V_s$  para un peso dado.

Definiendo el factor de carga según:

$$n_{load} = \frac{L}{W} \qquad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

Siendo  $\rho$  la densidad del aire a la cota de vuelo, S la superficie alar y W el peso del avión.

Operando podemos llegar a:

$$V = \sqrt{\frac{2n_{load}W}{\rho S C_L}} \tag{2.2}$$

Y sea la velocidad de entrada en pérdida aquella que se da cuando el coeficiente de sustentación alcanza su valor máximo:

$$V_s = \sqrt{\frac{2n_{load}W}{\rho SC_{Lmax}}} \quad (2.3)$$

Por su parte:

$$V_{min} = 1.2 \cdot \sqrt{\frac{2n_{load}W}{\rho SC_{Lmax}}} \quad (2.4)$$

Supongamos a continuación la configuración con el peso de baterías inicial ( $m_{bat} = 8.47kg$ ) en el segmento de crucero, tal que:

**Tabla 2.15** Parámetros de la velocidad de entrada en pérdida en crucero.

Magnitud	Valor	Unidad
$n_{load}$	1	-
$\rho$	1.142 ( $h = 720m$ )	$kg/m^3$
W	254.4714	N
S	0.85	$m^2$
$C_{Lmax}$	1.392	-

En ese caso se verifica que:

$$V_s = 19.4076m/s$$

$$V_{min} = 23.289m/s$$



## 3 Actuaciones

---

En este capítulo vamos a analizar los distintos segmentos que componen la misión de vuelo estudiando los mismos empleando las ecuaciones de la mecánica de vuelo con el fin último de poder calcular la potencia y energía consumida en cada uno de los tramos.

### 3.1 Metodología de resolución

A continuación incluimos las ecuaciones de vuelo simétrico en el plano vertical de la mecánica de vuelo que utilizaremos para resolver los distintos tramos[16].

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (3.1)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (3.2)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3.3)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \varepsilon - D - mg \sin \gamma \quad (3.4)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = (L + T \sin \varepsilon) \sin \mu \quad (3.5)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = (L + T \sin \varepsilon) \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (3.6)$$

A su vez emplearemos las siguientes definiciones:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.7)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.8)$$

$$\eta_{mp} = \eta \cdot \eta_m = \frac{P_U}{P} = \frac{T \cdot V}{P} \quad (3.9)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L + C_{D2} \cdot C_L^2 \quad (3.10)$$

Añadimos un comentario sobre la notación empleada:

- $T$ : Tracción
- $D$ : Resistencia aerodinámica
- $L$ : Sustentación
- $g$ : Aceleración de la gravedad
- $C_L$ : Coeficiente de sustentación
- $C_D$ : Coeficiente de resistencia
- $P_U$ : Potencia útil
- $P$ : Potencia eléctrica
- $\eta_{mp}$ : Rendimiento motopropulsivo
- $\eta$ : Rendimiento propulsivo
- $\eta_m$ : Rendimiento motor
- $x$ : Posición según el eje  $x$
- $y$ : Posición según el eje  $y$
- $h$ : Altitud
- $V$ : Velocidad de la aeronave
- $\mu$ : Ángulo de balance de la velocidad
- $\gamma$ : Ángulo de asiento de la velocidad
- $\chi$ : Ángulo de guiñada de la velocidad
- $\varepsilon$ : Ángulo de ataque del empuje
- $S$ : Superficie alar.
- $m$ : Masa de la aeronave

Además de las ecuaciones de la mecánica de vuelo, emplearemos en este análisis el modelo propulsivo de la hélice presentado en la sección 2.4, donde recordamos que obtuvimos las expresiones de los coeficientes  $C_T$ ,  $C_P$  así como del rendimiento propulsivo de la hélice  $\eta$  en función del parámetro de avance de la misma  $J$ . Recordamos a su vez como se cumplía que:

$$T = \rho(nD_{prop})^2 D_{prop}^2 C_T(J) \quad P = \rho(nD_{prop})^3 D_{prop}^2 C_P(J) \quad \eta = \frac{C_T}{C_P} J \quad (3.11)$$

Por su parte recordamos como el rendimiento del motor viene dado por una constante de valor  $\eta_m = 0.87$ .

Una vez llegados a este punto tenemos todas las herramientas necesarias para obtener el consumo energético en cada uno de los tramos. Particularizando las ecuaciones de la mecánica del vuelo a cada uno de los segmentos podemos obtener la condición de empuje necesaria en cada uno de los tramos. Dado el empuje necesario y la velocidad de vuelo, podremos obtener el parámetro de

avance de la hélice necesario para cumplir con dichos requerimientos operando en la expresión del empuje en función del coeficiente de tracción (3.11) y resolviendo la ecuación:

$$C_T = \frac{T}{\rho D_{prop}^2 V^2} J^2 = k J^2 \quad (3.12)$$

Una vez conocida  $J_{sol}$ , podemos introducirla en nuestro modelo propulsivo y obtener el rendimiento de la hélice y dado el mismo obtener el consumo de potencia eléctrica despejando de la definición del rendimiento motopropulsivo (3.9) según:

$$P = \frac{T \cdot V}{\eta \cdot \eta_m} \quad (3.13)$$

Es necesario puntualizar que se ha considerado la densidad del aire constante en los distintos tramos de vuelo, tomando en cada caso la densidad con el mayor consumo de potencia para permanecer en el lado de la seguridad en nuestra optimización. Si bien confirmaremos la veracidad de esta hipótesis más adelante en la sección (4.6). Por otro lado se ha considerado un ángulo de ataque del empuje nulo, es decir,  $\varepsilon = 0$ .

## 3.2 Segmentos de Vuelo

La misión se compone de 5 segmentos de vuelo distintos, los cuales podemos diferenciar en dos de ascenso, dos de crucero y uno de descenso.

- **Fase de Lanzamiento:** En esta fase la aeronave es lanzada mediante una catapulta de tal forma que alcanza a una altura de  $h_0 = 30$  metros una velocidad de  $V_0 = 15$  m/s, momento en el que se inicia la fase de ascenso. Cabe señalar como si comparamos dicha velocidad con la velocidad con la velocidad de entrada en pérdida obtenida en (5.1), la primera esta muy por debajo de la velocidad de entrada en pérdida. Por lo tanto podemos afirmar cómo en la configuración inicial, el avión entraría en pérdida nada más abandonar la plataforma de lanzamiento, no siendo posible el cumplimiento de la misión. Esto volverá a verse señalado en el capítulo 4 e implicará una modificación de la plataforma de lanzamiento, incrementando la velocidad de salida en el capítulo 5, de tal forma que en la configuración final propuesta, si sea posible llevar a cabo la misión.
- **Ascenso Acelerado:** Es el primero de los segmentos de ascenso. Consiste en un ascenso con ángulo de subida  $\gamma = 10^\circ$ , en el cual bajo una aceleración constante la velocidad evoluciona desde  $V_0 = 15$  m/s hasta  $V_1 = 32$  m/s, que será la velocidad de crucero. En este segmento nos alejaremos una distancia de 500 metros de la costa en un tiempo de 21.6 segundos. Dicha distancia se ha seleccionada para asegurar un posible rescate mediante planeo en caso de fallo controlado, así como en el caso de fallo catastrófico, no comprometer la seguridad de los bañistas.
- **Ascenso Helicoidal:** Con este segmento completamos la fase de ascenso. Con el fin, ya mencionado, de mantenernos a una distancia de la costa de 500 metros, alcanzamos la altura de crucero  $h_f = 720$  m a través de un ascenso helicoidal, el cual se realiza a una velocidad de  $V_1 = 32$  m/s, ángulo de subida de  $\gamma = 10^\circ$  y radio de la hélice de  $R = 1250$  m
- **Crucero:** El cual esta formado por cuatro tramos de vuelo horizontal, dos de viraje y dos de vuelo rectilíneo que en planta forman un infinito. El radio de giro en el viraje será el mismo que el de la hélice de subida,  $R = 1250$  m, recorriéndose un sector circular de  $\beta = 245.32^\circ$ . Mientras las diagonales de los tramos rectilíneos tienen una longitud de 3900 m. Todo este tramo se realizará a una velocidad  $V_1 = 32$  m/s y una altura de  $h_f = 720$  m. Puesto que se

pide un vuelo de crucero de duración de 90 minutos, se completaran 9 vueltas de vigilancia para la velocidad de crucero definida.

- **Descenso y recuperación:** Por último la fase de descenso y recuperación en la que la aeronave desciende con un ángulo de descenso  $\gamma_d = 2.54^\circ$  hasta una altura de  $h_d = 200\text{m}$  realizando un planeo. A esta altura el paracaídas de la aeronave se abre para su recuperación.

### 3.3 Ascenso Acelerado

Vamos a analizar a continuación el segmento de ascenso acelerado. Como ya hemos enunciado este se realizará desde unas condiciones iniciales  $h_0 = 30\text{m}$  y  $V_0 = 15\text{m/s}$  recorriéndose 500m alejándonos de la costa, a un ángulo de subida de  $\gamma = 10^\circ$ , con una aceleración constante y en un tiempo de  $t = 21.6\text{s}$ . Al finalizar este ascenso habremos alcanzado la velocidad de crucero  $V_1 = 32\text{m/s}$ . Particularizando las ecuaciones de la mecánica del vuelo para el caso expuesto y con las pertinentes hipótesis nos queda:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (3.14)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3.15)$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \gamma \quad (3.16)$$

$$0 = L - mg \cos \gamma \quad (3.17)$$

Puesto que la aceleración es constante sabemos que la aceleración será igual al aumento de velocidad partido por el aumento de tiempo, con lo que también podremos obtener una expresión de la velocidad en función del tiempo según:

$$\frac{dV}{dt} = a = \frac{V_1 - V_0}{\Delta t} = \frac{32 - 15}{21.6} = 0.787\text{m/s}^2$$

$$v(t) = at + V_0$$

Conocida la velocidad podemos obtener las leyes en función del tiempo del resto de términos según:

$$C_L(t) = \frac{2W \cos \gamma}{\rho S V^2(t)} \quad (3.18)$$

La cual hemos obtenido operando en la ecuación (3.17) y aplicando la definición (3.7).

$$CD(t) = C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L(t) + C_{D2} \cdot C_L^2(t)$$

$$D(t) = \frac{1}{2} \rho V^2(t) S C_D(t)$$

Y operando en (3.16), obtenemos la condición de empuje en el segmento.

$$T(t) = \frac{W}{g} a + D(t) + W \sin \gamma$$

Una vez obtenemos los requerimientos de empuje y velocidad en cada instante de tiempo, podemos obtener el parámetro de avance de la hélice  $J_{sol}$  que resuelve la ecuación (3.12) expuesta al principio del capítulo e introducirlo en el modelo propulsivo, obteniendo así el rendimiento de la hélice y por

último, despejando del rendimiento motopropulsivo según (3.9), la potencia consumida en cada instante de tiempo.

Una vez conocida la ley temporal de la potencia consumida, podremos obtener la energía requerida en este segmento integrando la misma según:

$$E_{necesaria} = \int_0^{t=21.6s} P(t) dt$$

### 3.4 Ascenso Helicoidal

Con este ascenso conseguimos alcanzar la altura final de crucero manteniéndonos a la distancia de seguridad ante fallo respecto de la costa. Para ello recorreremos la hélice de radio  $R = 1250\text{m}$  con un ángulo de subida de  $\gamma = 10^\circ$ . Así partimos de una altura inicial de  $h_1 = 118.163\text{m}$  llegando hasta una altura final de  $h_f = 720\text{m}$ . Todo este tramo se realizará a la velocidad de crucero de  $V_1 = 32\text{m/s}$ .

Las ecuaciones de la mecánica del vuelo simétrico, aplicadas a este caso quedarían:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (3.19)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (3.20)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3.21)$$

$$0 = T - D - mg \sin \gamma \quad (3.22)$$

$$mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (3.23)$$

$$0 = L \cos \mu - mg \cos \gamma \quad (3.24)$$

De la ecuación (3.24) obtenemos el factor de carga según

$$n_{load} = \frac{L}{W} = \frac{\cos \gamma}{\cos \mu}$$

Por otro lado, la velocidad de giro se relaciona con el radio de la hélice y con la velocidad tangencial según:

$$\dot{\chi} = \frac{V}{R}$$

Por lo que sustituyendo este valor en la ecuación (3.23) y aplicando la definición del factor de carga, podemos obtener el valor del ángulo de alabeo:

$$\mu = \arctan \frac{V^2}{gR \cos \gamma}$$

Conocido el valor del ángulo de alabeo, conocemos también el factor de carga, lo que nos permite obtener la condición de empuje según:

$$C_L = \frac{2n_{load}W}{\rho S V^2}$$

$$CD = C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L + C_{D2} \cdot C_L^2$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

$$T = D + W \sin \gamma$$

Una vez conocidos los requerimientos de empuje y velocidad obtenemos el parámetro de avance de la hélice  $J_{sol}$  resolviendo la ecuación (3.12). Introduciendo este en el modelo propulsivo, podemos obtener el rendimiento de la hélice, lo que nos permite obtener la potencia consumida aplicando la expresión (3.13). Una vez conocida dicha potencia, podemos obtener la energía necesaria para este segmento de vuelo, sin más que multiplicar por la duración del mismo, al ser esta potencia constante en el tiempo. Así:

$$E_{necesaria} = P \cdot t_{AH}$$

donde

$$t_{AH} = \frac{h_f - h_1}{V_1 \sin \gamma} = 1.805 \text{ min}$$

### 3.5 Vuelo Horizontal Rectilíneo

Este tramo es uno de los dos que conforman el segmento de crucero. El mismo se realiza a velocidad y altura constante,  $V_1 = 32 \text{ m/s}$   $h_f = 720 \text{ m}$ , respectivamente. Por cada vuelta de las 11 totales al circuito que se realizan, se recorrerán en vuelo horizontal rectilíneo dos diagonales, cada una de ellas de  $d_{12} = d_{34} = 3900 \text{ m}$  de longitud. Particularizando las ecuaciones de la mecánica del vuelo para este caso, nos queda:

$$\frac{dx}{dt} = V \quad (3.25)$$

$$0 = T - D \quad (3.26)$$

$$0 = L - W \quad (3.27)$$

En este caso es sencillo obtener el requerimiento de empuje según:

$$C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$$

$$CD = C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L + C_{D2} \cdot C_L^2$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

$$T = D$$

Y una vez conocido el empuje necesario y la velocidad de vuelo, podemos obtener el parámetro de avance de la hélice  $J_{sol}$  resolviendo la ecuación (3.12) y aplicando la definición del rendimiento propulsivo (3.9) obtener la potencia consumida. Puesto que esta potencia consumida es constante en el segmento, podremos obtener la energía necesaria para realizar el segmento sin más que multiplicar por la duración del mismo:

$$E_{necesaria} = P \cdot t_{VHR}$$

donde

$$t_{VHR} = \frac{d_{12}}{v_1} = 2.03 \text{ min}$$

### 3.6 Viraje

El tramo de viraje es el segundo de los tramos de crucero. Este se realiza a una altura de  $hf = 720\text{m}$  a una velocidad  $V_1 = 32\text{m/s}$  y con un radio de giro de  $R = 1250\text{ m}$ , recorriéndose un sector circular de  $\beta = 245.32^\circ$ . Particularizando las ecuaciones de la mecánica del vuelo para este caso particular nos queda:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \chi \quad (3.28)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \chi \quad (3.29)$$

$$0 = T - D \quad (3.30)$$

$$\frac{W}{g} V \frac{d\chi}{dt} = L \sin \mu \quad (3.31)$$

$$0 = L \cos \mu - W \quad (3.32)$$

De la ecuación (3.32) podemos despejar el factor de carga aplicando su definición, tal que

$$n_{load} = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \mu}$$

A su vez la velocidad de giro se relaciona con la velocidad tangencial y el radio de giro según

$$\dot{\chi} = \frac{V}{R}$$

por lo que introduciendo esto en (3.31) y aplicando la definición del factor de carga, podemos obtener el ángulo de alabeo:

$$\mu = \arctan \frac{V^2}{gR}$$

Una vez conocemos el ángulo de alabeo, conocemos el factor de carga, por lo que podemos obtener el empuje necesario según:

$$C_L = \frac{2n_{load}W}{\rho S V^2}$$

$$CD = C_D = C_{D0} + C_{D1} \cdot C_L + C_{D2} \cdot C_L^2$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

$$T = D$$

Y una vez conocido los requerimientos de empuje y velocidad podemos obtener el valor del parámetro de avance de la hélice  $J_{sol}$  que cumple la ecuación (3.12) e introduciéndolo en el modelo propulsivo, obtener la eficiencia de la hélice. Una vez que conocemos la misma, podemos despejar la potencia consumida de la definición del rendimiento propulsivo (3.9). Conocida la potencia, al ser esta constante, obtenemos la energía necesaria, sin más que multiplicando por la duración del segmento:

$$E_{necesaria} = P \cdot t_{Viraje}$$

donde

$$t_{Viraje} = \frac{\beta}{\dot{\chi}} = \beta \frac{R}{V} = 2.79\text{min}$$

### 3.7 Planeo de descenso

El tramo de planeo es el último de los segmentos previo a la apertura del paracaídas de la aeronave y recuperación de la misma. En el la aeronave descendiendo con un ángulo de descenso de  $\gamma_d = 2.54^\circ$  hasta una altura de  $h_d = 200\text{m}$ , a la cual el paracaídas se abre para la recuperación de la aeronave. En dicho segmento la velocidad evoluciona desde la velocidad de crucero  $v_1 = 32\text{m/s}$  hasta una velocidad de  $V_f = 28.5\text{m/s}$ . Este segmento no será estudiado, proponiéndose su estudio más adelante en el capítulo 7



## 4 Análisis de la misión

---

Una vez hemos desarrollado las expresiones que nos permiten calcular el consumo de potencia y energía en cada uno de los segmentos, vamos a analizar los resultados que se obtienen para la configuración inicial. Es decir vamos a imponer un peso inicial de baterías de  $m_{bat} = 8.47\text{kg}$ , lo que supone un peso total de la aeronave de  $m_{total} = m_{bat} + m_{vacio} = 25.94\text{kg}$ . Recordamos que la hélice empleada era una hélice tripala de diámetro 28 pulgadas, (0.7112m).

### 4.1 Ascenso Acelerado

Cabe destacar como este es el único de nuestros segmentos en el cual la velocidad varía a lo largo del mismo, por lo que las variables del problema como ya hemos visto son funciones del tiempo. En primer lugar es relevante representar la evolución del consumo de potencia en el desarrollo del segmento según la figura (4.1). Donde se recuerda que la potencia consumida viene dada por:

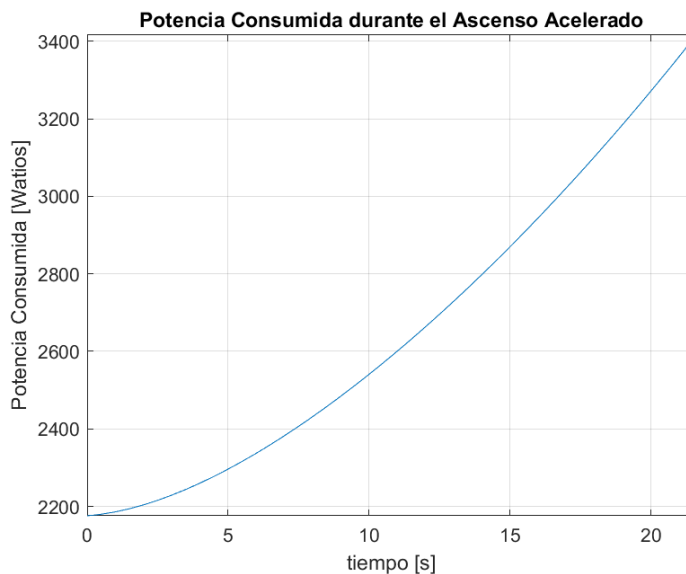
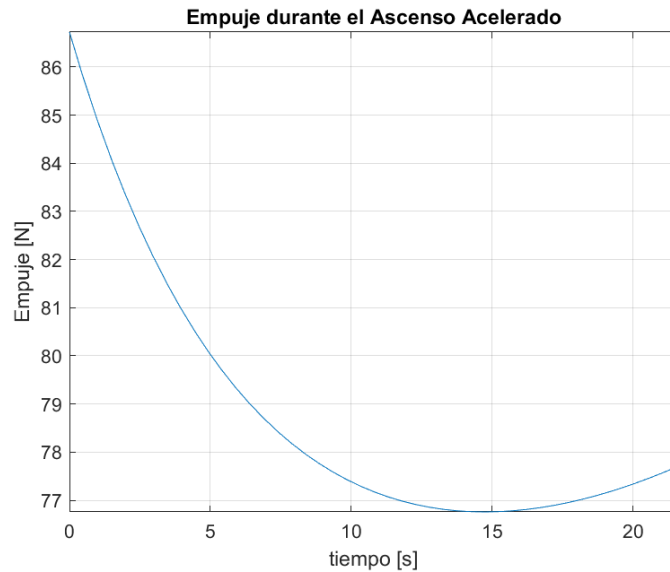


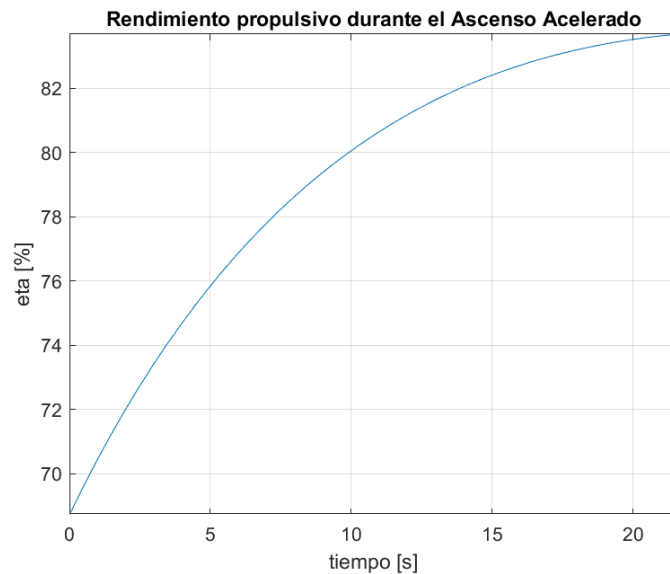
Figura 4.1 Consumo de potencia durante el ascenso acelerado.

$$P = \frac{TV}{\eta_p \eta_m} \quad (4.1)$$

Sabemos que la velocidad presenta una evolución lineal con el tiempo, al ser la aceleración constante en este segmento, evolucionando desde  $V_0 = 15\text{m/s}$  hasta  $V_1 = 32\text{m/s}$ . Por su parte podemos observar el comportamiento del empuje y del rendimiento propulsivo en las figuras (4.2) y (4.3) respectivamente. En un principio podría generar confusión el hecho de que tanto la evolución del



**Figura 4.2** Empuje durante el ascenso acelerado.



**Figura 4.3** Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado.

rendimiento propulsivo como la del empuje, nos harían pensar que el consumo de potencia tiende a decrecer, si bien si representamos el consumo de potencia útil, figura (4.4), es decir el que se daría para un rendimiento propulsivo y un rendimiento motor unidad obtenemos una función monótona creciente en el tiempo, por lo que el efecto de la aceleración se impone a la reducción del empuje dando lugar a un aumento del consumo de potencia.

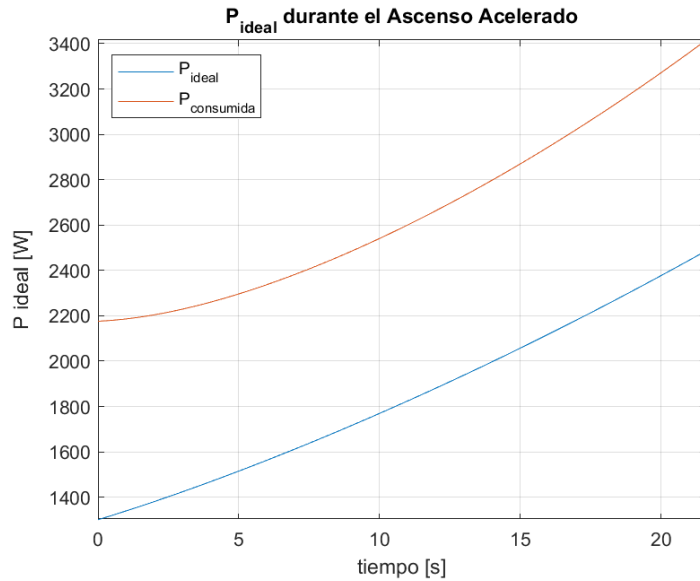


Figura 4.4 Consumo de potencia útil durante el ascenso acelerado.

El responsable de que el consumo de potencia no siga la evolución del consumo de potencia útil es la evolución del rendimiento propulsivo así como el valor constante del rendimiento motor. Es interesante obtener la evolución del parámetro de avance en una serie de puntos a lo largo del ascenso e introducirlos en nuestro modelo propulsivo. Así obtenemos la figura (4.5), de la cual observamos como durante el ascenso evolucionamos por la curva del rendimiento propulsivo acercándonos al valor de  $J_{opt}$ , para el cual el rendimiento propulsivo es máximo.

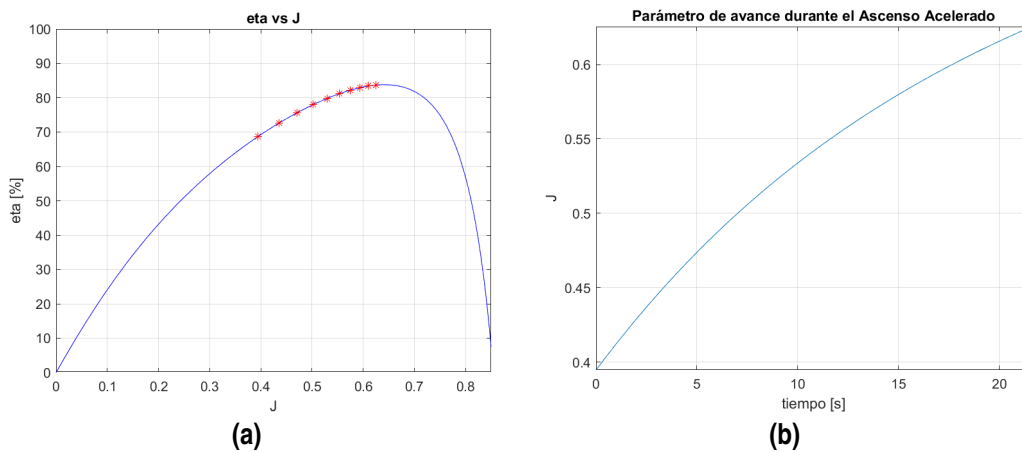
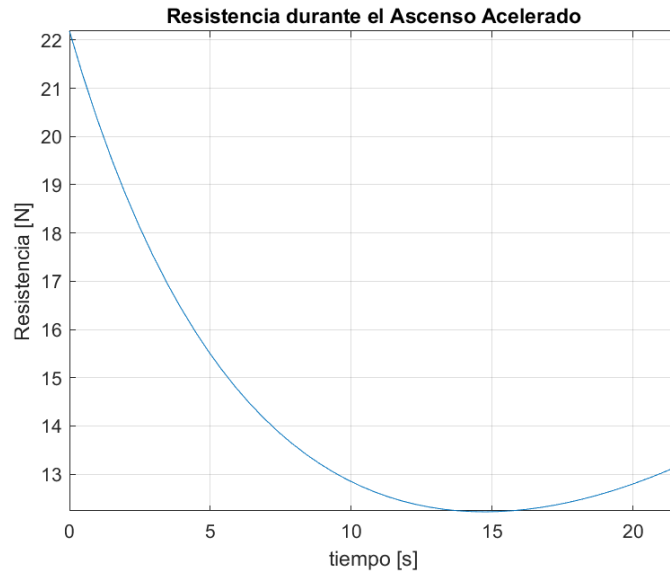


Figura 4.5  $\eta$  vs  $J$  durante el ascenso acelerado.

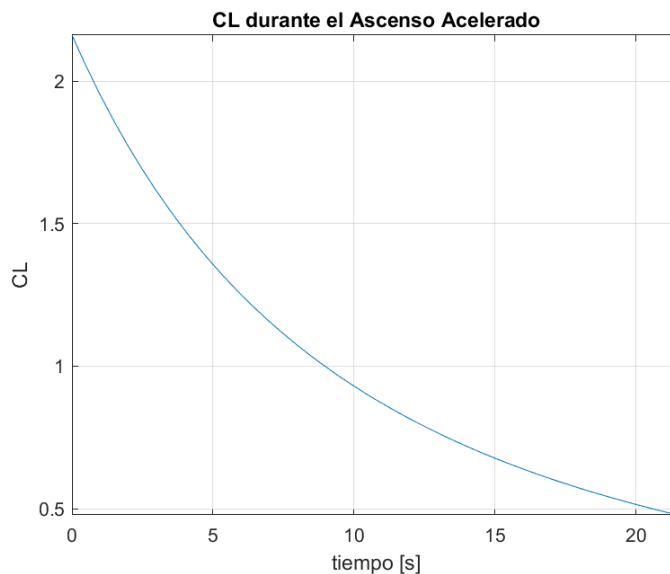
Es interesante estudiar también la caída del empuje. Puesto que el ángulo de ascenso y la aceleración son constantes durante el ascenso, la evolución del empuje viene determinada por la resistencia aerodinámica. Esta a su vez es función de la velocidad de vuelo y del coeficiente de sustentación, de forma implícita, en el coeficiente de resistencia. Podemos observar en las figuras (4.6) y (4.7) dichas evoluciones a lo largo del ascenso. Podemos así concluir como la caída del coeficiente de sustentación al aumentar la velocidad tiene un mayor efecto que dicho propio aumento. Así se obtiene una caída de la resistencia y por ende del empuje.

A su vez no debe pasar desapercibida el valor del coeficiente de sustentación. Si bien este presenta

una evolución monótona decreciente observamos como su valor máximo durante el ascenso es del orden de  $C_{Lmax} \approx 2.2$ . Esto hecho es muy alarmante, puesto que como vimos en el capítulo 2 el valor del coeficiente de sustentación máximo es  $C_{Lmax} = 1.392$ . Por lo tanto llegamos a la conclusión que con las condiciones de lanzamiento de la catapulta actual la aeronave entraría en pérdida nada más abandonar la base de lanzamiento. Esto va a hacer necesario una modificación de la velocidad de lanzamiento para el posible desarrollo de la misión. Dichas modificaciones se llevarán a cabo en el próximo capítulo, donde se procede a la optimización de la misión.



**Figura 4.6** Resistencia aerodinámica durante el ascenso acelerado.



**Figura 4.7** Coeficiente de sustentación durante el ascenso acelerado.

A continuación recogemos en la tabla (4.1) las magnitudes numéricas más relevantes de la fase de ascenso con la configuración seleccionada en distintos intervalos de tiempo distribuidos linealmente a lo largo del mismo:

**Tabla 4.1** Variables más relevantes durante el ascenso acelerado.

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.3142	0.8813	0.6318	0.4749	-
$T$	79.7187	77.1796	76.8087	77.7070	$N$
$D$	15.1803	12.6412	12.2703	13.1686	$N$
$n$	3388.7	3657.4	3972.5	4316.3	$rpm$
$\eta$	76.25	80.53	82.77	83.68	%
$P$	2311.7	2587.8	2959.5	3415.5	$W$
$E_{consumida}$	3.3326	6.9974	11.1513	15.9270	$Wh$

## 4.2 Ascenso Helicoidal

A diferencia del segmento anterior, en este y los sucesivos, los cálculos se simplifican considerablemente al realizarse los mismos a velocidad constante, siendo esta velocidad la velocidad de crucero  $V_1 = 32m/s$ . Para dicha velocidad de vuelo obtenemos un ángulo de alabeo  $\mu = 4.8468^\circ$ . Introduciendo esto en las expresiones desarrolladas en el capítulo 3, obtenemos nuestra condición de empuje según:

**Tabla 4.2** Condición de empuje en ascenso helicoidal.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.4766	-
$C_D$	0.0250	-
$T$	57.3408	$N$

Imponiendo dicha condición de empuje podemos obtener el valor del parámetro de avance de la hélice que cumple con dicha condición interceptando nuestro  $C_T$  del modelo propulsivo con la parábola definida por:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

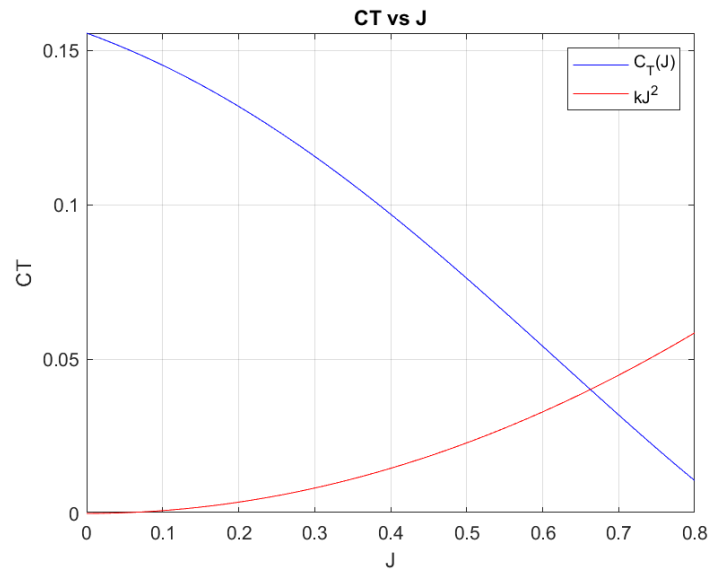


Figura 4.8 Corte de la condición de empuje con  $C_T$  en el ascenso helicoidal.

De forma que obtenemos que para esta condición de empuje el parámetro de avance de la hélice es  $J = 0.6627$ . Podemos así obtener los valores de  $C_P$  y  $\eta$  de la hélice como:

$$C_P = 0.0318$$

$$\eta = 0.8357$$

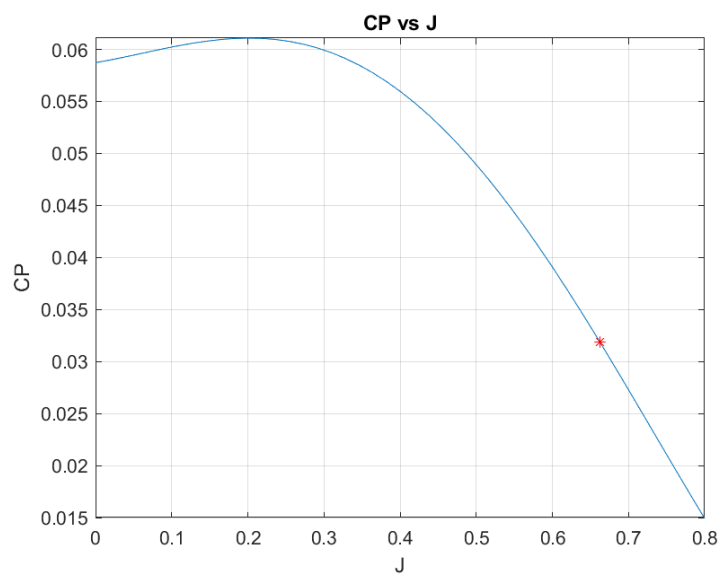


Figura 4.9 Valor del coeficiente de potencia en el ascenso helicoidal.

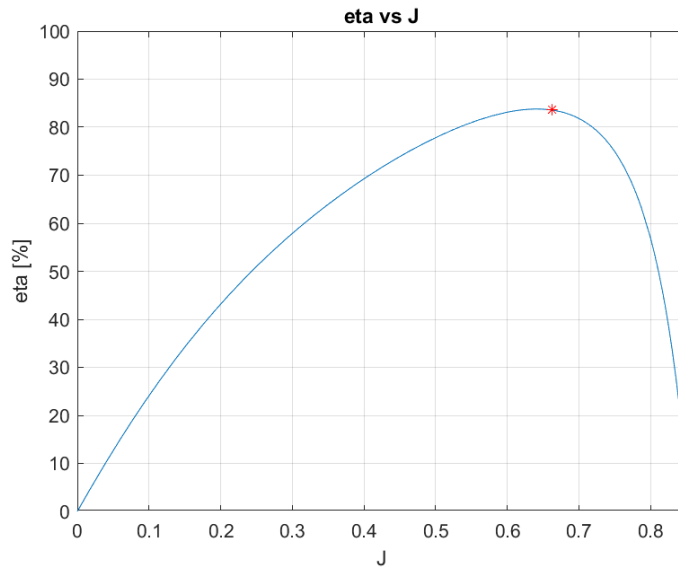


Figura 4.10 Valor del rendimiento propulsivo en el ascenso helicoidal.

Cabe destacar que en este segmento y en esta configuración, el rendimiento propulsivo está muy cercano al máximo. Una vez conocido el rendimiento propulsivo podemos obtener el consumo de potencia y energía según:

$$P_{consumida} = 2523.8W \qquad E_{consumida} = 75.9304Wh$$

Por último puntualizar como la velocidad de giro del motor en este segmento viene dada por  $n = 4073.6rpm$ .

### 4.3 Tramo rectilíneo en crucero

El tramo rectilíneo es uno de los dos de crucero. Este nuevamente se da a velocidad constante, por lo que se trata de un segmento estacionario. Para una velocidad de crucero de  $v_1 = 32m/s$  obtenemos una condición de empuje que viene dada por las expresiones desarrolladas en el capítulo 3 según:

Tabla 4.3 Condición de empuje en vuelo rectilíneo en crucero.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.5115	-
$C_D$	0.0262	-
$T$	13.0226	N

Una vez conocida nuestra condición de empuje podemos obtener el parámetro de avance de la hélice que cumple con dicha condición de empuje. Para ello obtenemos la intersección de nuestro modelo propulsivo con la parábola:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

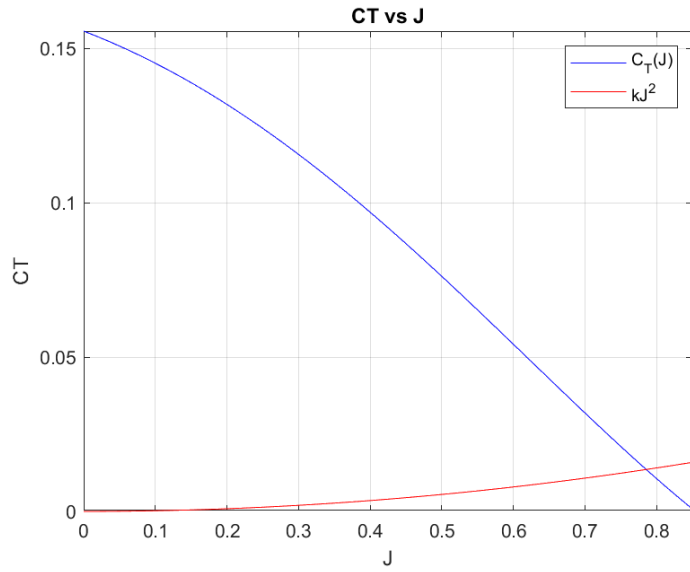


Figura 4.11 Corte de la condición de empuje con  $C_T$  en vuelo rectilíneo de crucero.

Así el parámetro de avance viene dado por  $J = 0.7855$  siendo por su parte el coeficiente de potencia y el rendimiento propulsivo de la hélice:

$$C_p = 0.0167$$

$$\eta = 0.6399$$

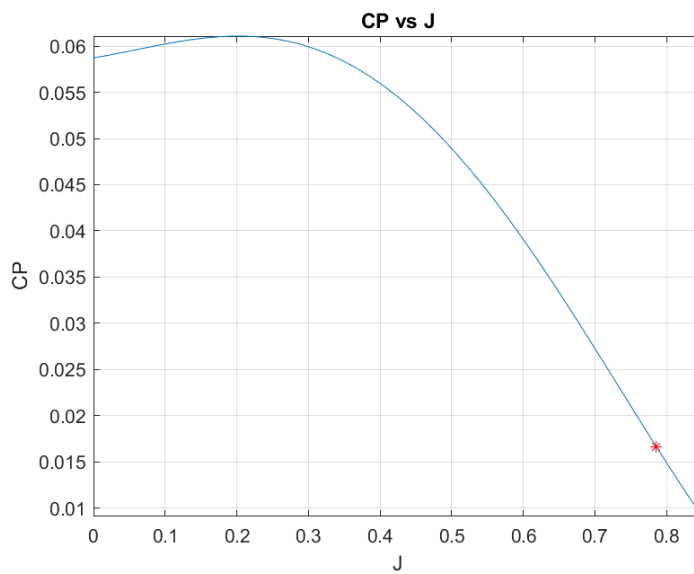


Figura 4.12 Valor del coeficiente de potencia en vuelo rectilíneo de crucero.



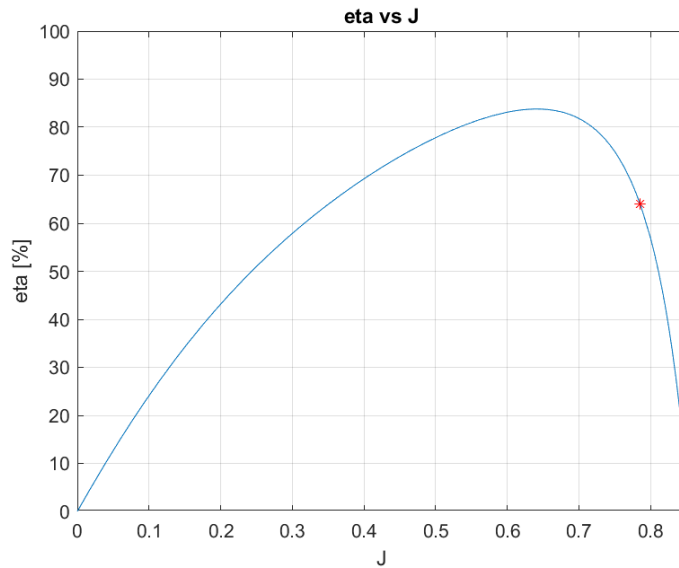


Figura 4.13 Valor del rendimiento propulsivo en el vuelo rectilíneo de crucero.

Es destacable como el rendimiento propulsivo en el tramo rectilíneo de crucero es considerablemente inferior al rendimiento máximo. Puesto que el tramo de crucero es el que se desarrolla durante un mayor porcentaje de tiempo de la misión, esto penaliza considerablemente el consumo energético total. Una vez conocido el rendimiento propulsivo podemos obtener el consumo de potencia y energético:

$$P_{consumida} = 748.5507W \qquad E_{consumida} = 25.3416Wh$$

Por último puntualizar como la velocidad de giro del motor en este segmento es  $n = 3436.7\text{rpm}$ .

### 4.4 Tramo de viraje en crucero

Con este tramo se cierran los segmentos de crucero. Como ya hemos estudiado, este tramo se realiza a velocidad constante de  $v_1 = 32\text{m/s}$ . Por lo tanto se trata de un segmento estacionario. Para dicha velocidad el ángulo de balanceo que permite completar la trayectoria es  $\mu = 4.7735^\circ$ . Para dicha velocidad y ángulo de balanceo se obtiene la condición de empuje aplicando las expresiones vistas en el capítulo 3.

Tabla 4.4 Condición de empuje durante el viraje de crucero.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.5133	-
$C_D$	0.0263	-
$T$	13.0535	N

Conocida dicha condición de empuje podemos obtener el parámetro de avance que cumple con la misma obteniendo la intersección de nuestro modelo propulsivo con la parábola definida según:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

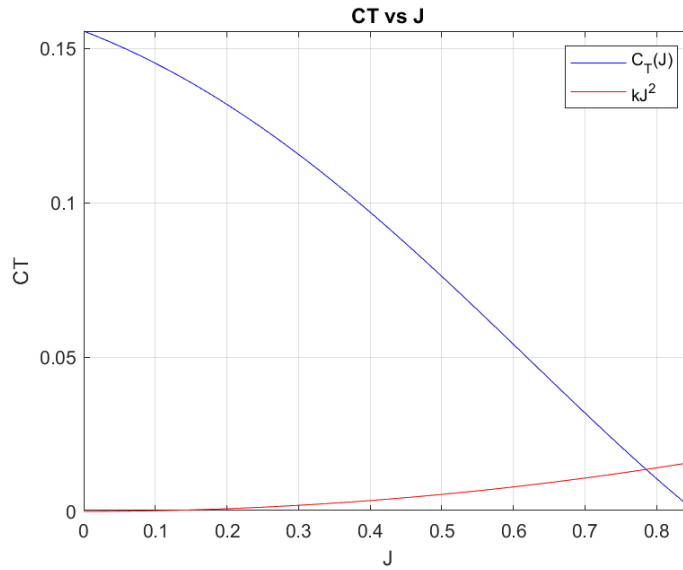


Figura 4.14 Corte de la condición de empuje con  $C_T$  en vuelo rectilíneo de crucero.

Así obtenemos el parámetro de avance de la hélice en este segmento como  $J = 0.7854$ . Para dicho parámetro de avance obtenemos un valor del coeficiente de potencia y rendimiento propulsivo de la hélice de:

$$C_p = 0.0167$$

$$\eta = 0.6405$$

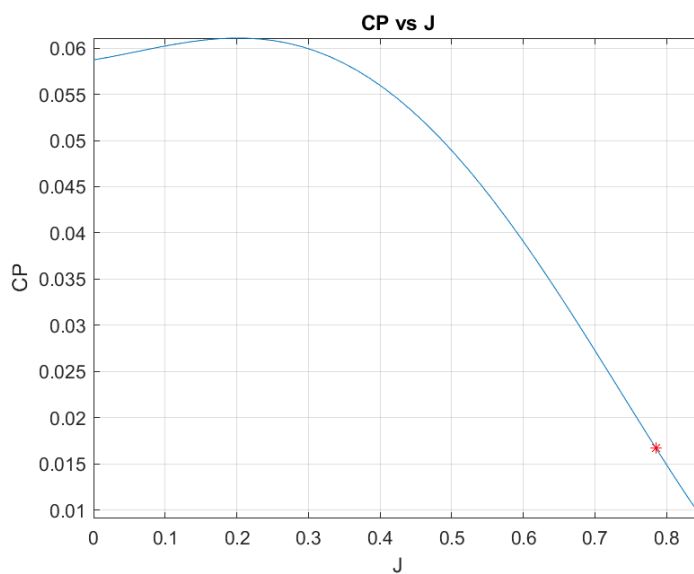


Figura 4.15 Valor del coeficiente de potencia en el viraje de crucero.

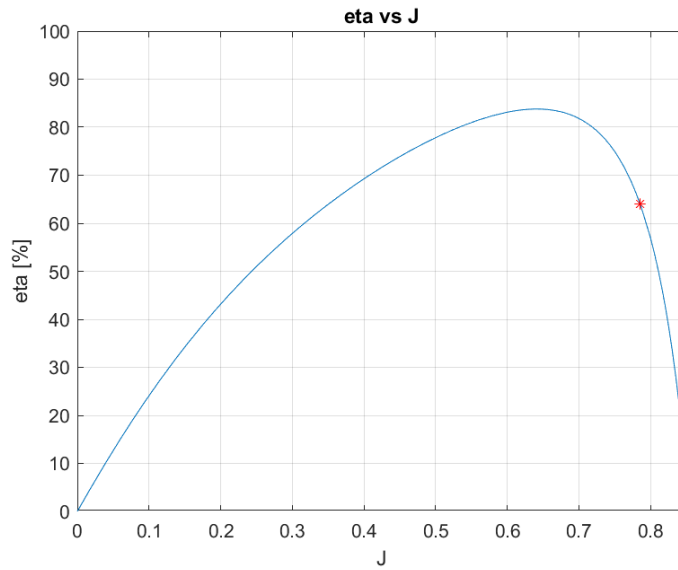


Figura 4.16 Valor del rendimiento propulsivo en el viraje de crucero.

Podemos observar como así como ocurría durante el tramo rectilíneo, en el tramo de viraje, el rendimiento propulsivo de la hélice es relativamente bajo respecto al máximo rendimiento. Nuevamente al ser este uno de los tramos que conforman un gran porcentaje de la misión, este bajo rendimiento genera una gran penalización del consumo de energía total.

Una vez conocido el rendimiento propulsivo, podemos obtener la potencia y energía consumida. Así:

$$P_{consumida} = 749.6656W \qquad E_{consumida} = 34.8286Wh$$

Por último puntualizar como la velocidad de giro del motor durante este segmento es  $n = 3437.3rpm$ .

### 4.5 Conjunto de la misión

Es interesante analizar los datos obtenidos. Así presentamos en la tabla (4.5) el consumo de potencia y energía para cada tramo. Es necesario puntualizar como para el ascenso acelerado se ha representado la potencia que se obtiene de aplicar el teorema del valor medio tal que:

$$E_{Asc.Acel.} = \int_0^{\Delta t} P_{Asc.Acel.} dt = \bar{P}_{Asc.Acel.} \Delta t \tag{4.2}$$

puesto que dicho segmento, a diferencia del resto, no es estacionario.

Tabla 4.5 Resumen de consumos de potencia y energía por tramos.

Segmento	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	2652.5	0.36	15.927
Ascenso Helicoidal	2523.8	1.805	75.9304
Tramo Rectilíneo de crucero	748.5507	2.03	25.3416
Tramo de Viraje en crucero	749.6656	2.7875	34.8286

A su vez sabemos que el circuito de crucero se completa un total de 9 veces para una velocidad

de crucero  $V_1 = 32\text{m/s}$  siendo el tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos. Al estar cada tramo de crucero compuesto por dos tramos de viraje y dos rectilíneos, podemos observar como el consumo de energía total en el tramo de crucero es:

$$E_{\text{crucero}} = 2 \cdot 9(E_{\text{Rect.}} + E_{\text{Vir.}}) = 1083.0636\text{Wh}$$

De forma que obtenemos el consumo total de energía siendo este la suma de los consumos en ascenso acelerado, ascenso helicoidal y crucero como:

$$E_{\text{TOTAL}} = E_{\text{Asc.Acel}} + E_{\text{Asc.Heli.}} + E_{\text{crucero}} = 1174.921\text{Wh}$$

A su vez recuperamos el valor de la energía inicial instalada en la aeronave:

$$E_{\text{DISPONIBLE}} = 1657.6\text{Wh}$$

Por lo tanto, en la configuración inicial, es posible realizar la misión existiendo un margen de seguridad. Sin embargo cabe realizar un comentario. Podemos observar como el tramo de crucero representa el 92.18 % del consumo energético en la misión. Según como hemos visto en las secciones anteriores dichos tramos se realizaban con rendimientos según:

$$\eta_{\text{Trm.Rect}} = 0.6399 \qquad \eta_{\text{Trm.Vir}} = 0.6405$$

es decir, con rendimientos lejanos del rendimiento máximo,  $\eta_{\text{max}} \approx 85\%$ . Esto se debe a que el parámetro de avance de la hélice se encuentra en crucero por encima del valor  $J = J_{\text{opt}}$ .

Así se puede explotar el margen de mejora de eficiencia en crucero modificando la velocidad de vuelo y el diámetro de la hélice hasta obtener valores del parámetro de avance cercanos al óptimo. Esto puede permitirnos disminuir considerablemente el consumo energético y por ende el peso de baterías necesario.

## 4.6 Comprobación de las hipótesis

Antes de avanzar con el desarrollo de la optimización de la misión es necesario comprobar la hipótesis que realizamos en el capítulo 3, donde asumimos que las variaciones del valor de la densidad del aire son despreciables en cada segmento. Puesto que los tramos rectilíneo y de viraje en crucero se realizan a una cota de vuelo fija de  $h_f = 720\text{m}$  en dichos tramos nuestra hipótesis se verifica. Si bien en los tramos de ascenso acelerado y helicoidal se producen variaciones en la densidad. Así debemos verificar como dichas variaciones son tan pequeñas, que su efecto sobre el consumo de energía y por ende la masa de baterías necesaria es despreciable.

Para el caso del ascenso acelerado pasamos de una altura inicial  $h_0 = 30\text{m}$  a una altura final  $h_1 = 118.1635\text{m}$ , siendo  $\gamma = 10^\circ$  el ángulo de ascenso y donde se ha tenido en cuenta que en la fase de ascenso acelerado, nos alejamos 500m de la línea de costa. Así evaluamos el valor de las variables del problema para la densidad correspondiente a la densidad inicial, a la densidad final y a una densidad intermedia correspondiente a una altura de  $h_A = \frac{h_0 + h_1}{2} = 74.0817$ . Representamos dichos valores en la tabla (4.6)

**Tabla 4.6** Efecto de la densidad en el ascenso acelerado.

Magnitud	$\rho_0 = 1.2215kg/m^3$	$\rho_A = 1.2163kg/m^3$	$\rho_1 = 1.2112kg/m^3$
$C_L$	2.1433	2.1525	2.1615
$T_{max}[N]$	86.5608	86.6424	86.7232
$D_{max}[N]$	22.0225	22.1040	22.1848
$J_{max}$	0.6265	0.6260	0.6255
$n_{max}[rpm]$	4309.3	4312.8	4316.3
$\eta_{max}[\%]$	83.6948	83.6885	83.6820
$P_{max}[W]$	3417.0	3416.2	3415.5
$E_{consumida}[Wh]$	15.9069	15.9169	15.9270

Así podemos observar como la variación del consumo energético es del 0.13 %, suficientemente pequeña como para que podamos tomar como válida la hipótesis realizada de variaciones de la densidad despreciables durante el ascenso acelerado, lo que simplifica considerablemente el problema. Podemos observar como de las densidades estudiadas, aquella que da lugar a un mayor consumo energético se da al asumir una densidad de  $\rho_1 = 1.2112kg/m^3$  correspondiente a una altura de  $h_1 = 118.1635m$ . Por lo tanto se justifica la consideración de esta densidad como constante, para operar en el lado de la seguridad, en los cálculos referentes al ascenso acelerado.

Si a continuación consideramos el ascenso helicoidal, en este evolucionamos desde una altura inicial  $h_1 = 118.1635m$  hasta una altura final  $h_f = 720m$  correspondiente a la altura de crucero. Así nuevamente vamos a evaluar las variables del problema para las densidades iniciales y finales así como una densidad intermedia correspondiente a la altura  $h_B = 419.0817m$ . Representamos dichos resultados en la tabla (4.7)

**Tabla 4.7** Efecto de la densidad en el ascenso helicoidal.

Magnitud	$\rho_1 = 1.2112kg/m^3$	$\rho_B = 1.1765kg/m^3$	$\rho_f = 1.1425kg/m^3$
$C_L$	0.4766	0.4907	0.5053
$T[N]$	57.3408	57.1976	57.0654
$D[N]$	13.1974	13.0541	12.9220
$J$	0.6627	0.6596	0.6564
$n[rpm]$	4073.6	4092.9	4112.8
$\eta[\%]$	83.57	83.63	83.68
$P[W]$	2523.8	2515.7	2508.3
$E_{consumida}[Wh]$	75.9304	75.6845	75.4623

Observamos como las variaciones de la energía consumida son del 0.61 % por lo que confirmamos que las variaciones de la densidad son despreciables y por lo tanto podemos simplificar considerablemente el problema tomando esta como constante. Al observarse como la densidad que da lugar a un mayor consumo energético es la correspondiente a  $\rho_1 = 1.2112kg/m^3$  tomaremos dicho valor como el valor de la densidad durante el ascenso helicoidal, con el fin de operar en el lado de la seguridad.

Es curioso observar como existe un cambio de tendencia en el consumo energético entre el ascenso acelerado y el ascenso helicoidal. Esto se debe a que mientras en el ascenso acelerado, la demanda de potencia aumenta en el desarrollo del mismo, en el ascenso helicoidal la demanda de potencia es constante fijada una densidad. Si bien al seleccionar una densidad menor, esta disminuye.



# 5 Optimización

---

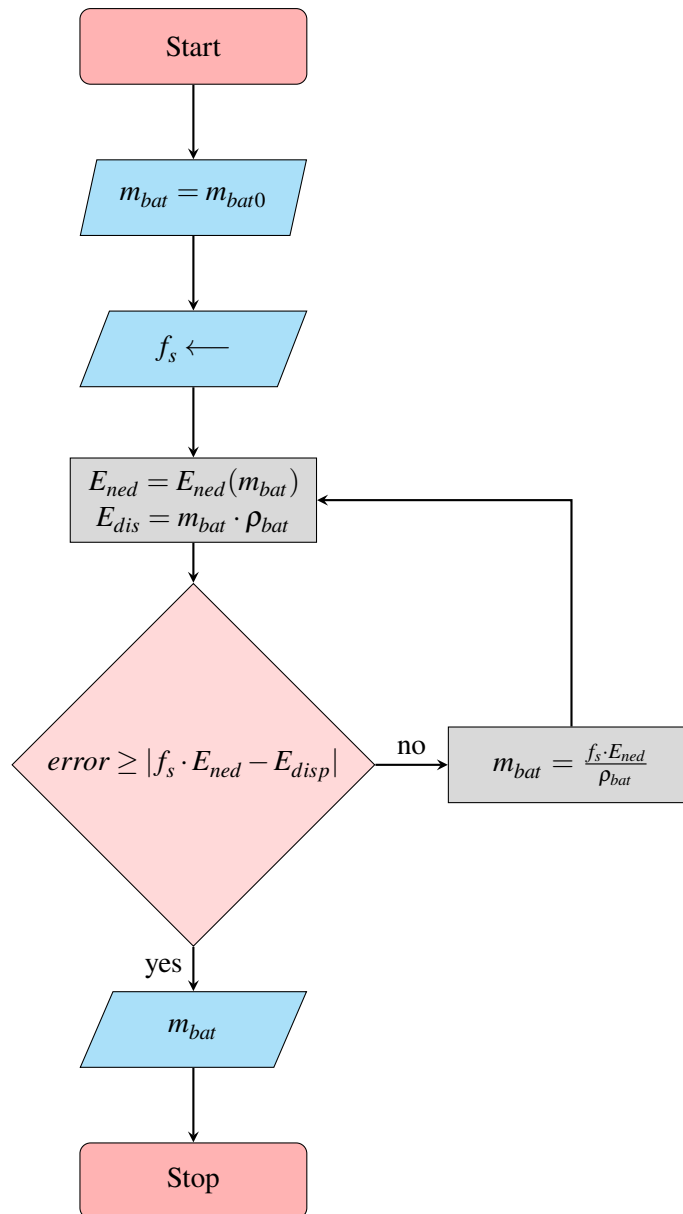
En este capítulo vamos a desarrollar los procesos de optimización de la configuración de la aeronave y de la misión con el fin de obtener el menor consumo posible en el desarrollo de la misma, de forma que los costes de operación así como el impacto ambiental sean mínimos. Para ello vamos a realizar en primer lugar un proceso iterativo en el que fijadas las actuaciones y fijada las características de la hélice se obtendrá la energía total necesaria para el desarrollo de la misión y por lo tanto, la masa de batería que cumple con las especificaciones. Posteriormente, estudiaremos el impacto de la velocidad de crucero y la hélice considerada en el consumo de energía. Este análisis permitirá determinar los valores óptimos de dichas variables de decisión de modo que se minimice el peso de baterías cumpliendo con ciertas restricciones operacionales y de los distintos componentes.

## 5.1 Consumo de Energía

En el capítulo 3 se obtuvieron haciendo uso tanto de la mecánica del vuelo como del modelo propulsivo presentado en el capítulo 2, las expresiones que nos permitían obtener la energía requerida para completar cada segmento de vuelo y por ende sumando la aportación de cada tramo, la energía requerida para completar la misión completa. En el capítulo 4 estudiamos la configuración inicial de la aeronave en la que el peso de baterías era  $m_{bat} = 8.47\text{kg}$  y la hélice empleada era una 28x12 3 Blatt. A continuación, vamos a desarrollar un proceso iterativo que nos permita, dadas unas actuaciones fijas, y dada una configuración de la planta propulsora, establecer cuál es la masa de baterías mínima que nos permite completar la misión. Es decir, cuál es la masa de baterías tal que se cumple que:

$$f_s \cdot E_{requerida} = E_{disponible}$$

Por razones de seguridad no podemos almacenar exclusivamente la energía necesaria para el desarrollo de la misión, sino que hemos de transportar un sobrante de energía que puede ser necesaria ante situaciones fuera de diseño imprevistas. Por ello definimos un factor de seguridad  $f_s$ , tal que la energía disponible es un tanto por ciento determinado mayor que la energía requerida. Así presentamos a continuación el siguiente diagrama de flujo en la figura (5.1) en el que se presenta la filosofía seguida en nuestro proceso iterativo:



**Figura 5.1** Diagrama de flujo de la optimización del peso de baterías.

Dicha filosofía se explica según:

1. Tomamos una masa inicial de baterías. En este caso es lógico considerar como masa inicial la masa instalada en la configuración inicial, es decir  $m_{bat0} = 8.47\text{kg}$ .
2. Debemos definir un valor para el factor de seguridad. Para poder estudiar la tendencia al variar el mismo, estudiaremos tres casos distintos:  $f_s = 1.1$ ,  $f_s = 1.2$  y  $f_s = 1.3$ .
3. Para dicha masa de baterías se obtienen, empleando las expresiones desarrolladas en el capítulo 3, la energía necesaria para completar la misión de vuelo. Por otro lado, puesto que en el capítulo 2 modelamos nuestras baterías por medio de su densidad energética  $\rho_{bat}$ , conocidas la masa de baterías instaladas en la aeronave podemos conocer la energía disponible almacenada en dichas baterías.
4. A continuación se define un error máximo admisible entre la energía requerida y la energía disponible. Podríamos definir un error absoluto tan fino como quisiéramos, asumiendo un



mayor coste computacional. Se ha optado por asumir un error absoluto máximo de 0.5Wh. Así a continuación procedemos a evaluar el error absoluto cometido para la masa de baterías en la iteración, de tal forma que si el error absoluto cometido es mayor que el máximo error absoluto admisible, debemos actualizar la masa de baterías. Actualizamos dicho valor calculando cual es la diferencia existente entre la energía necesaria y la energía disponible para el desarrollo de la misión y dividimos dicha diferencia por la densidad energética de nuestras baterías. Al actualizar de esta forma la masa de baterías observamos que lo que hacemos es añadir a la masa de baterías anterior, el gap de diferencia entre la masa de baterías instalada y la masa de baterías requerida.

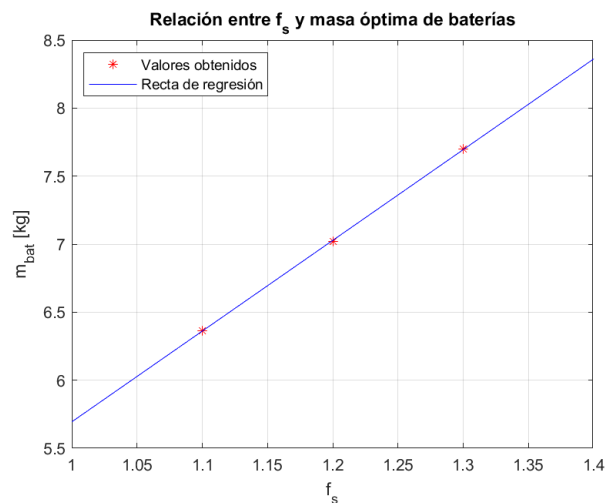
- Una vez hemos actualizado el valor de la masa volvemos a obtener las energías requeridas y disponibles realizando dicho bucle hasta que se cumpla con el error absoluto máximo definido. Una vez dicha condición se verifica, hemos obtenido la masa de baterías óptima que nos permite cumplir con la misión.

A continuación llevamos a cabo dicha iteración para las condiciones originales del problema, es decir, suponemos que la misión se lleva acabo siguiendo los segmentos idénticamente a como se han expuesto en el capítulo 3. A su vez suponemos que la hélice empleada será la 28x12 3 Blatt expuesta en el capítulo 2. El diámetro de la hélice original es de 28 pulgadas, o lo que es lo mismo, 0.7112m. Así tomando como masa inicial la masa de baterías de  $m_{bat0} = 8.47\text{kg}$  y llevando a cabo nuestro proceso iterativo presentado en la figura (5.1) obtenemos que la mínima masa de baterías que es capaz de cumplir con los requisitos de la misión para cada uno de los factores de seguridad anteriormente mencionados son:

**Tabla 5.1** Masas óptimas de baterías en la configuración inicial para distintos factores de seguridad.

	$f_s = 1.1$	$f_s = 1.2$	$f_s = 1.3$
$m_{bat} [kg]$	6.3641	7.0218	7.6976

En la figura (5.2) hemos representado la masa óptima de baterías calculada frente al factor de seguridad empleado así como la recta de regresión de dichos valores. Gráficamente observamos cómo es correcto asumir un comportamiento lineal de la masa de baterías necesaria frente al factor de seguridad seleccionado. En apoyo a esta idea hemos calculado el coeficiente de correlación lineal obteniendo un valor  $r = 0.999969423682407$ .



**Figura 5.2** Relación entre  $f_s$  y masa óptima de baterías.

## 5.2 Configuración con masa óptima de baterías

Sin entrar en tanto detalle como se hizo en el capítulo 4, presentamos los resultados más significativos de las actuaciones para las masas de baterías asociadas a los distintos factores de seguridad obtenidas en la sección (5.1) tras el proceso iterativo. De esta manera podremos observar la evolución de las variables del problema ante distintos niveles de seguridad y por tanto masas de baterías.

### 5.2.1 Ascenso acelerado

Como sabemos este tramo no se realiza a velocidad constante. Por lo tanto existe una evolución de las variables a lo largo del segmento. A continuación representamos la evolución del coeficiente de sustentación, empuje, rendimiento propulsivo y potencia consumida a lo largo de la misión en las figuras (5.3), (5.4), (5.5), y (5.6) respectivamente, para los tres factores de seguridad estudiados.

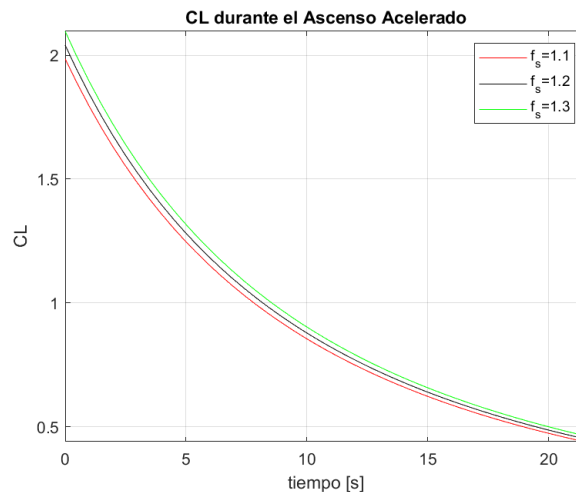


Figura 5.3 Coeficiente de sustentación durante el ascenso acelerado.

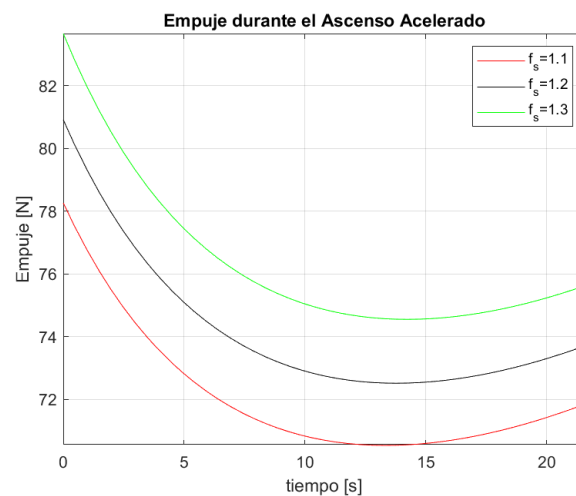


Figura 5.4 Empuje durante el ascenso acelerado.

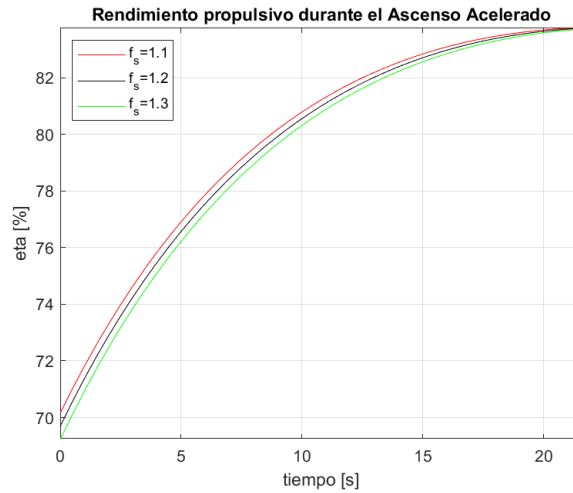


Figura 5.5 Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado.

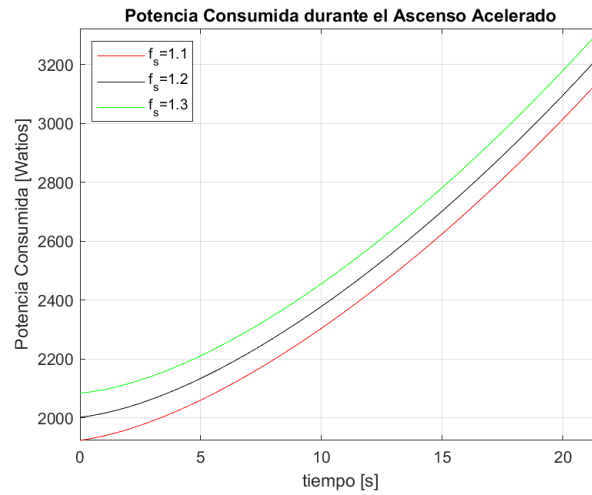


Figura 5.6 Potencia consumida durante el ascenso acelerado.

A su vez presentamos en las tablas (5.2),(5.3) y (5.4) las variables para cuatro instantes linealmente distribuidos a lo largo del segmento, para cada uno de los factores de seguridad definidos.

Tabla 5.2  $f_s = 1.1$ .

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.2075	0.8097	0.5805	0.4364	-
$T$	72.5645	70.6943	70.7090	71.8496	$N$
$D$	13.2656	11.3954	11.4101	12.5507	$N$
$n$	3293.7	3574.7	3898.5	4248.8	$rpm$
$\eta$	77.30	81.22	83.14	83.77	$\%$
$P$	2075.8	2350.3	2712.4	3154.6	$W$
$E_{consumida}$	2.9708	6.2816	10.0723	14.4670	$Wh$

Tabla 5.3  $f_s = 1.2$ .

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.2408	0.8321	0.5965	0.4484	-
$T$	74.8166	72.7436	72.6413	73.7085	$N$
$D$	13.8813	11.8083	11.7061	12.7732	$N$
$n$	3324.0	3601.1	3922.2	4270.4	$rpm$
$\eta$	76.96	81.00	83.03	83.75	%
$P$	2149.5	2424.9	2790.3	3237.1	$W$
$E_{consumida}$	3.0834	6.5051	10.4100	14.9250	$Wh$

Tabla 5.4  $f_s = 1.3$ .

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.2751	0.8551	0.6129	0.4608	-
$T$	77.1481	74.8610	74.6353	75.6249	$N$
$D$	14.5315	12.2443	12.0186	13.0082	$N$
$n$	3354.9	3628.1	3946.4	4292.5	$rpm$
$\eta$	76.62	80.78	82.90	83.72	%
$P$	2226.3	2502.4	2871.0	3322.4	$W$
$E_{consumida}$	3.2011	6.7382	10.7618	15.4013	$Wh$

Podemos observar como al aumentar el factor de seguridad y por tanto aumentar el peso de la aeronave, se requiere un mayor empuje, figura (5.4, puesto que el resto de variables que intervienen en el valor del coeficiente de tracción de la hélice permanecen constantes, esto implica un mayor  $C_T$  y por lo tanto un menor valor de  $J$ .

Al encontrarnos a la izquierda del  $J_{opt}$  para el caso del ascenso acelerado, esto implica, que al aumentar el factor de seguridad, el rendimiento propulsivo en el segmento disminuye, figura (5.5). Esto sumado al aumento del empuje, provoca que un aumento del factor de seguridad, genere un mayor consumo energético.

## 5.2.2 Ascenso helicoidal

En la tabla (5.5) se muestran los parámetros más relevantes en el desarrollo del ascenso helicoidal para la nueva configuración de baterías asociado a cada uno de los factores de seguridad.

Tabla 5.5 Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal.

Magnitud	$f_s = 1.1$	$f_s = 1.2$	$f_s = 1.3$	Unidades
$C_L$	0.4380	0.4500	0.4625	-
$T$	53.1343	54.4414	55.7907	$N$
$D$	12.5746	12.7624	12.9617	$N$
$n$	4026.1	4043.4	4061.2	$rpm$
$J$	0.6715	0.6687	0.6659	-
$\eta$	83.33	83.42	83.49	%
$P$	2345.3	2400.6	2457.8	$W$
$E$	70.5597	72.2218	73.9441	$Wh$

Observamos cómo al aumentar el factor de seguridad y por lo tanto aumentar la masa de baterías, la condición de empuje es mayor, lo que implica que el corte con la parábola:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

Se produce para un valor de  $J$  menor, por lo que al encontrarnos en este caso a la derecha del  $J_{opt}$ , da lugar a un crecimiento del rendimiento propulsivo. Si bien debido al aumento de la condición de empuje, de forma global, el consumo energético crece.

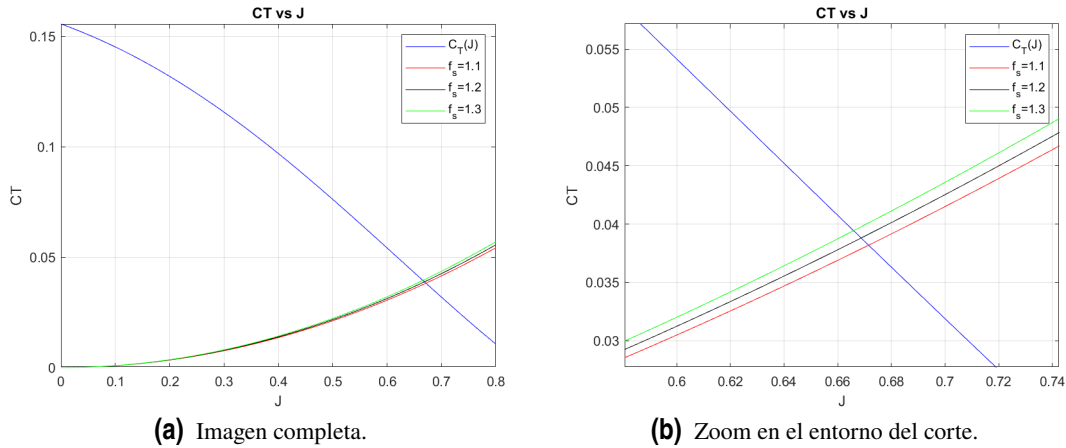


Figura 5.7 Corte con  $C_T$  en el ascenso helicoidal.

5.2.3 Tramo rectilíneo en crucero

Mostramos a continuación los parámetros más relevantes del tramo rectilíneo en la nueva configuración asociado a cada uno de los factores de seguridad:

Tabla 5.6 Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo.

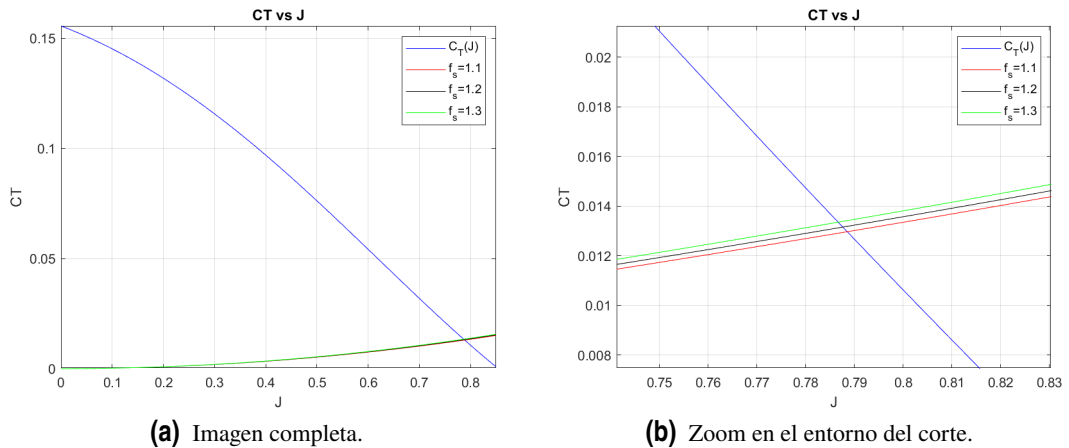
Magnitud	$f_s = 1.1$	$f_s = 1.2$	$f_s = 1.3$	Unidades
$C_L$	0.4700	0.4829	0.4963	-
$T$	12.3378	12.5444	12.7636	$N$
$D$	12.3378	12.5444	12.7636	$N$
$n$	3423.7	3427.7	3431.8	$rpm$
$J$	0.7885	0.7876	0.7867	-
$\eta$	62.6903	63.0924	63.5092	%
$P$	723.8823	731.3122	739.2058	$W$
$E$	24.5064	24.7580	25.0252	$Wh$

Podemos observar nuevamente la tendencia al modificar el factor de seguridad. Así un mayor factor de seguridad implica una mayor masa de baterías, aumentando la condición de empuje. Esto provoca, que el corte con la parábola:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

Se produce para un valor de  $J$  menor, por lo que al encontrarnos en este caso a la derecha del  $J_{opt}$ ,

da lugar a un crecimiento del rendimiento propulsivo. Si bien debido al aumento de la condición de empuje, de forma global, el consumo energético crece.



**Figura 5.8** Corte con  $C_T$  en el segmento rectilíneo.

## 5.2.4 Tramo de viraje en crucero

Mostramos una vez más los parámetros más relevantes del segmento para los distintos factores de seguridad en la tabla (5.7).

**Tabla 5.7** Variables más relevantes durante el tramo de viraje.

Magnitud	$f_s = 1.1$	$f_s = 1.2$	$f_s = 1.3$	Unidades
$C_L$	0.4716	0.4846	0.4980	-
$T$	12.3635	12.5716	12.7925	$N$
$D$	12.3635	12.5716	12.7925	$N$
$n$	3424.2	3428.2	3432.4	$rpm$
$J$	0.7884	0.7875	0.7865	-
$\eta$	62.74	63.14	63.56	%
$P$	724.8058	732.2935	740.2483	$W$
$E$	33.6736	34.0215	34.3910	$Wh$

Al igual que en los segmentos anteriores al aumentar el factor de seguridad, y por lo tanto la masa de baterías instalada, el corte de la parábola:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

Se produce para un valor de  $J$  menor, por lo que al encontrarnos en este caso a la derecha del  $J_{opt}$ , da lugar a un crecimiento del rendimiento propulsivo. Si bien debido al aumento de la condición de empuje, de forma global, el consumo energético crece.

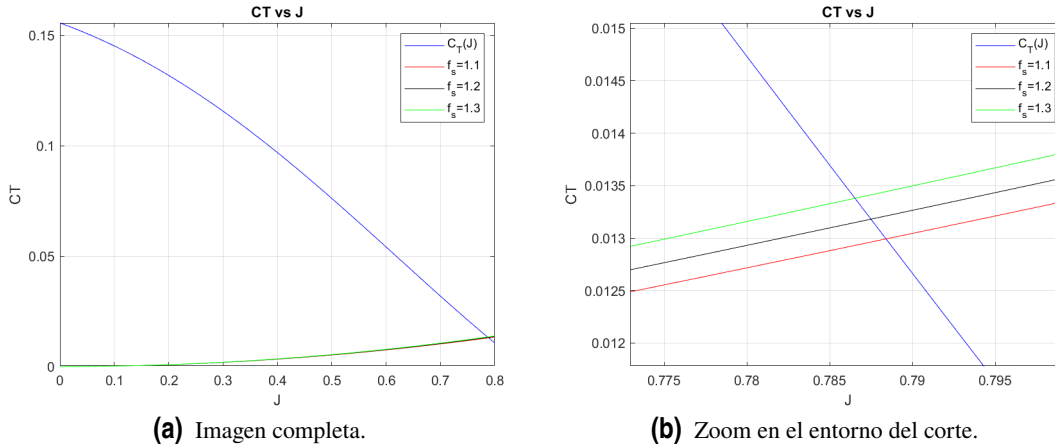


Figura 5.9 Corte con  $C_T$  en Viraje.

5.2.5 Misión completa

Si recogemos los consumos energéticos estudiados con anterioridad en las tablas (5.8), (5.9) y (5.10) para cada uno de los factores de seguridad estudiados:

Tabla 5.8 Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.1$ ).

Segmento	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	2411.16	0.36	14.4670
Ascenso Helicoidal	2345.3	1.805	70.5597
Tramo Rectilíneo de crucero	723.8823	2.03	24.5064
Tramo de viraje en crucero	724.8058	2.79	33.6736

Tabla 5.9 Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.2$ ).

Segmento	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	2487.5	0.36	14.9250
Ascenso Helicoidal	2400.6	1.805	72.2218
Tramo Rectilíneo de crucero	731.3122	2.03	24.7580
Tramo de viraje en crucero	732.2935	2.79	34.0215

Tabla 5.10 Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.3$ ).

Segmento	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	2566.88	0.36	15.4013
Ascenso Helicoidal	2457.8	1.805	73.9441
Tramo Rectilíneo de crucero	739.2058	2.03	25.0252
Tramo de viraje en crucero	740.2483	2.79	34.3919

Donde recordamos que la potencia que se muestra para el ascenso acelerado se obtiene de aplicar el teorema del valor medio.

Puesto que para la velocidad de crucero  $V_1 = 32m/s$ , sabemos que se completan un total de

9 vueltas al circuito, en el tiempo de vigilancia establecido de 90 minutos, podemos obtener el consumo energético en el crucero para cada uno de los factores de seguridad según:

$$E_{crucero} = n^{\circ} \text{ de vueltas} \cdot 2 \cdot (E_{Trm.Rect.} + E_{Trm.Vir.})$$

Siendo la energía total consumida:

$$E_{TOTAL} = E_{Asc.Ace.} + E_{Asc.Hel.} + E_{crucero}$$

Por otro lado sabiendo que nuestras baterías vienen caracterizadas por una densidad energética de  $\rho_{bat} = 195.7Wh/kg$ , podemos obtener la energía almacenada en las mismas recuperando la masa de baterías instalada para cada factor de seguridad según la tabla (5.1), tal que:

$$E_{DISPONIBLE} = \rho_{bat} \cdot m_{bat}$$

En la tabla (5.11) recogemos dichos resultados para cada uno de los factores de seguridad:

**Tabla 5.11** Consumos para cada factor de seguridad.

	$f_s = 1.1$	$f_s = 1.2$	$f_s = 1.3$
$E_{crucero} [Wh]$	1047.24	1058.031	1069.51
$E_{TOTAL} [Wh]$	1132.2374	1145.1477	1158.7908
$m_{bat} [kg]$	6.3641	7.0218	7.6976
$E_{DISPONIBLE} [Wh]$	1245.1666	1373.9751	1506.1443

Podemos nuevamente observar la linealidad existente con el factor de seguridad seleccionado tanto de la energía consumida como disponible en la figura (5.10), con un coeficiente de regresión lineal para la energía disponible de  $r = 0.999972364568082$  y para la energía consumida de  $r = 0.999873062225148$ .

Una vez verificada la linealidad del problema con el factor de seguridad vamos a seleccionar el valor de este que emplearemos de aquí en adelante en el problema. Así debe existir una solución de compromiso entre la seguridad y el coste energético en la selección del mismo. El factor de seguridad seleccionado será  $f_s = 1.25$ , marcado con círculos negros en la figura (5.10).

Calculamos la masa de baterías, energía almacenada y energía consumida para dicho factor de seguridad, tal que, para  $f_s = 1.25$ , obtenemos:

$$m_{bat} = 7.3578kg \quad E_{dis} = 1440.4Wh \quad E_{ned} = 1151.9Wh$$

### 5.3 Optimización global de la misión

Con el proceso iterativo anterior hemos definido la masa de baterías necesaria para cumplir los requisitos de la misión para las actuaciones y diseño de la planta propulsiva iniciales. Si bien como ya hemos comentado en secciones anteriores es posible observar como el rendimiento de los tramos de crucero, que son aquellos que representan el mayor consumo energético en el desarrollo de la misión, son bastante pobres. Estos son del orden del 63%, pudiendo observarse que son valores lejanos al valor máximo del rendimiento propulsivo, el cual es del orden de  $\eta_{opt} \approx 0.85$ . Es decir, debemos ajustar el parámetro de avance en los segmentos de crucero, de tal forma que en ellos el rendimiento propulsivo sea máximo.



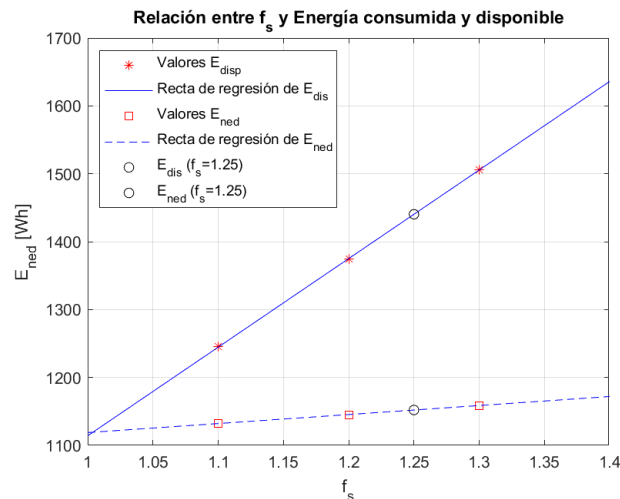


Figura 5.10 Linealidad del problema con  $f_s$ .

Vamos a estudiar qué combinación de la velocidad de cruce y diámetro de la hélice optimizan nuestro consumo energético y por lo tanto, minimizan el peso de baterías necesario. Cabe señalar cómo, se emplean las mismas curvas características que la hélice original. Es decir, se emplean hélices de la misma familia y con el mismo ángulo de paso geométrico nominal. Para ello definimos un intervalo de estudio para cada variable de decisión:

- Diámetros que varían desde 12 a 48 pulgadas, o lo que es lo mismo, desde 0.3048m hasta 1.2192m.
- Velocidades de cruce que varían desde los 18m/s hasta los 34m/s.

Establecemos una discretización de 50 puntos tanto para las velocidades de cruce como para los diámetros de la hélice, de tal forma que tenemos  $50 \times 50 = 2500$  combinaciones distintas de velocidades de cruce y diámetros entre las que comparar. Dichos problemas pueden resolverse sin más que sustituir los valores particulares de la velocidad de cruce y diámetro de la hélice en las expresiones ya vistas.

Es necesario puntualizar que antes de obtener las variables para cada combinación de parámetros, someteremos cada problema al proceso iterativo presentado en la sección (5.1), de forma que calculemos, para cada combinación de parámetros, la masa de baterías óptima para el desarrollo de la misión.

Una vez definidas para cada problema la combinación de velocidad de cruce, diámetro de la hélice y masa de baterías tenemos un problema cerrado que nos permite calcular todas las variables del mismo empleando las expresiones vistas en el capítulo 3. De esta forma somos capaces de resolver los  $50 \times 50$  problemas

Llegados a este punto, hemos de introducir una modificación en las actuaciones. Como ya adelantamos en el capítulo 4, la velocidad de entrada en pérdida es superior a la velocidad de salida de la catapulta. Esto provocaría que la aeronave entrase en pérdida al abandonar la plataforma de lanzamiento, no siendo capaz de completar la misión. Por lo tanto para que los resultados que obtengamos sean verídicos y se pueda dar el correcto desarrollo de la misión, hemos de aumentar dicha velocidad de salida.

Sería interesante poder realizar un análisis sobre las fuerzas que intervienen en el lanzamiento y resolver el movimiento acelerado. Si bien, puesto que carecemos de dicha información optamos por imponer que la velocidad de salida de la catapulta para la configuración final seleccionada tras el proceso iterativo, sea mayor que la velocidad de entrada en pérdida. Es necesario puntualizar que dicho aumento de la velocidad de salida implica una mejora de las características de la plataforma de lanzamiento, si bien, nosotros no entraremos en ese estudio.

Una vez realizada dicha modificación, podemos llevar a cabo nuestro análisis global obteniendo las siguientes superficies de las variables del problema para cada combinación de velocidad y diámetro de la hélice, junto a las cuales se presentan sus curvas de nivel, de forma que podamos analizar de forma precisa su comportamiento.

Dichos mapas de optimización nos son de gran utilidad, puesto que nos muestran visualmente el comportamiento del problema ante variaciones de la velocidad de crucero y del diámetro de la hélice instalada.

De la figura (5.11) destaca el gran crecimiento de la masa de baterías al seleccionar altas velocidades de crucero y grandes diámetros de la hélice de forma simultánea. Por contra para bajas velocidades de crucero y diámetros medios, se alcanza un mínimo en la masa de baterías que es necesario instalar.

Para entender dicha tendencia es útil visualizar las figuras (6.7) y (5.14). En ellas observamos como el rendimiento propulsivo de la hélice cae hasta valores del 50%, 40% al operar a altas velocidades de crucero empleando altos diámetros de la hélice. A su vez es destacable observar la existencia de una banda en la región de velocidades y diámetros estudiada, en la que el rendimiento es máximo. Al operar dentro de dicha banda, conseguiremos para una velocidad de crucero deseada, obtener el menor consumo energético.

Si bien no solo debemos fijarnos en la masa de baterías y el rendimiento propulsivo, puesto que existen otras variables que delimitan el rango de operación.

Así es relevante estudiar la velocidad de entrada en pérdida. La velocidad de entrada en pérdida en crucero viene dada según:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}} \quad (5.1)$$

Puesto que todas las variables a excepción del peso de la aeronave permanecen constantes en este estudio, podemos observar como la velocidad de entrada en pérdida de la aeronave, sigue la tendencia de la superficie del peso de baterías. De esta forma alcanza nuevamente un máximo para altas velocidades de crucero y grandes diámetros de hélice. Por contra alcanza un mínimo para bajas velocidades y diámetros medios, contenido dentro de la franja del rendimiento máximo. Es relevante destacar cómo esta variable nos impone una restricción en la zona de operación, puesto que debe existir un margen de seguridad entre la velocidad de vuelo y la velocidad de entrada en pérdida.

Por último es interesante observar la tendencia de las superficies (5.17) y (5.19). En ella se presentan las revoluciones alcanzadas por la hélice en el ascenso acelerado y en crucero. Es destacable señalar cómo el segmento del ascenso acelerado es aquel en el que se alcanzan las máximas revoluciones del motor. Basándonos en la figura (5.18), podemos observar cómo esta variable es prácticamente independiente de la velocidad de crucero, siendo aproximadamente rectas horizontales. Podemos ver cómo las máximas revoluciones se alcanzan al reducir el diámetro de la hélice. En la figura (5.20), observamos como las revoluciones durante el segmento de crucero siguen aproximadamente la misma tendencia para bajas velocidades de vuelo y bajos diámetros de la hélice. Si bien conforme aumenta la velocidad de vuelo, las revoluciones presentan dependencia de la velocidad de vuelo, más acusada esta conforme mayor sea el diámetro de la hélice.

En las siguientes páginas presentamos las figuras comentadas con anterioridad:

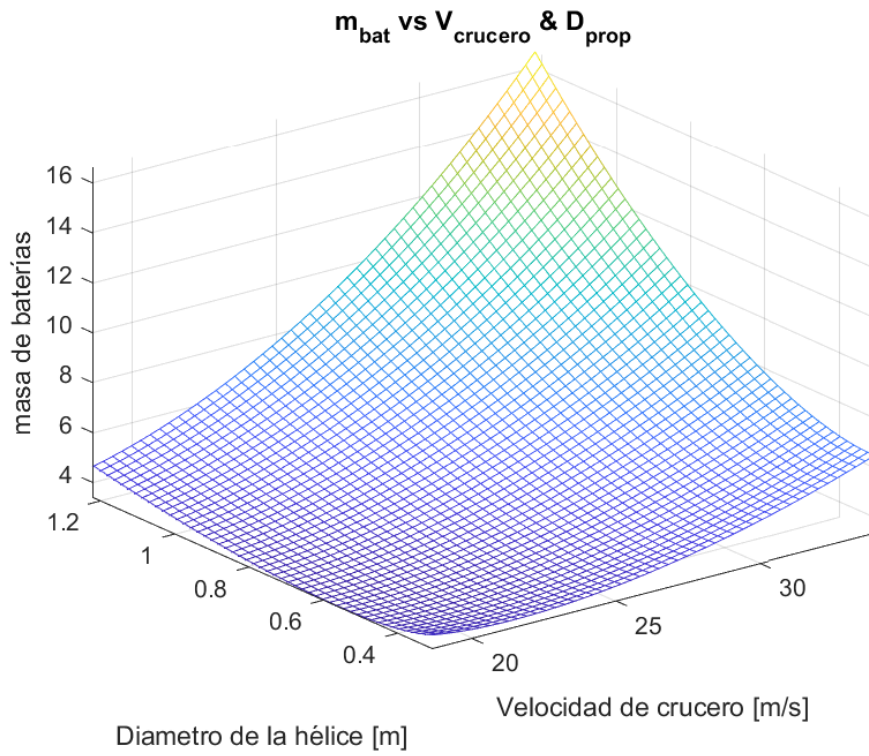


Figura 5.11 Superficie de masa de baterías.

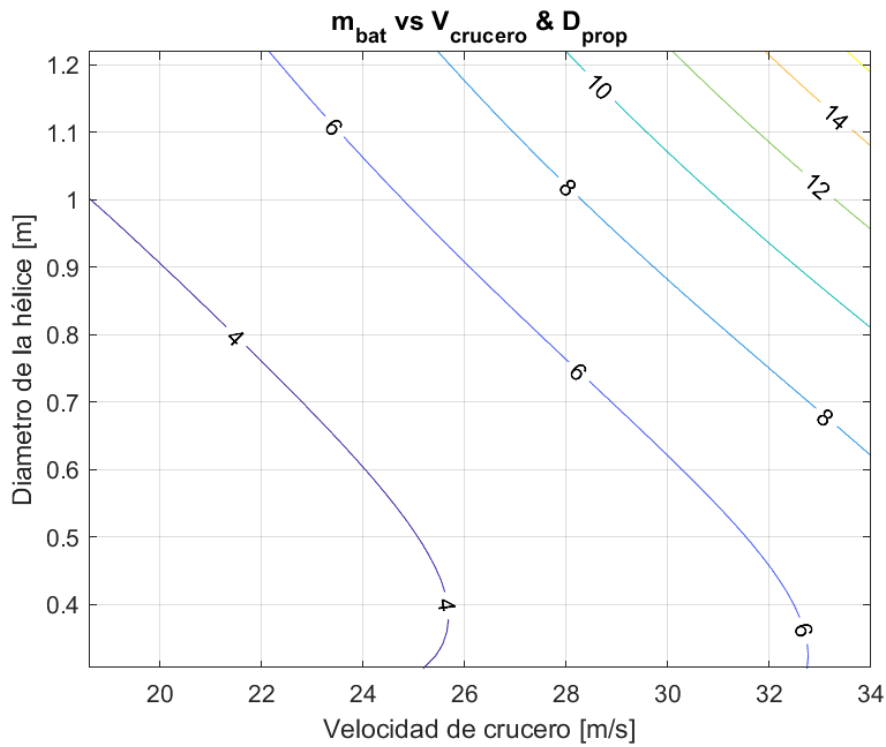
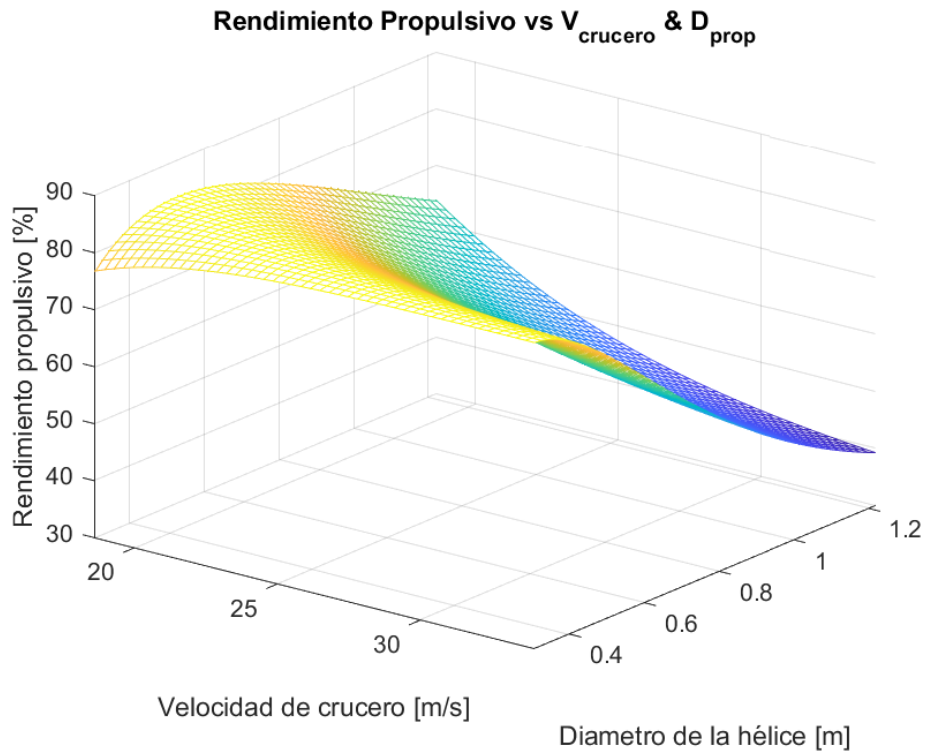
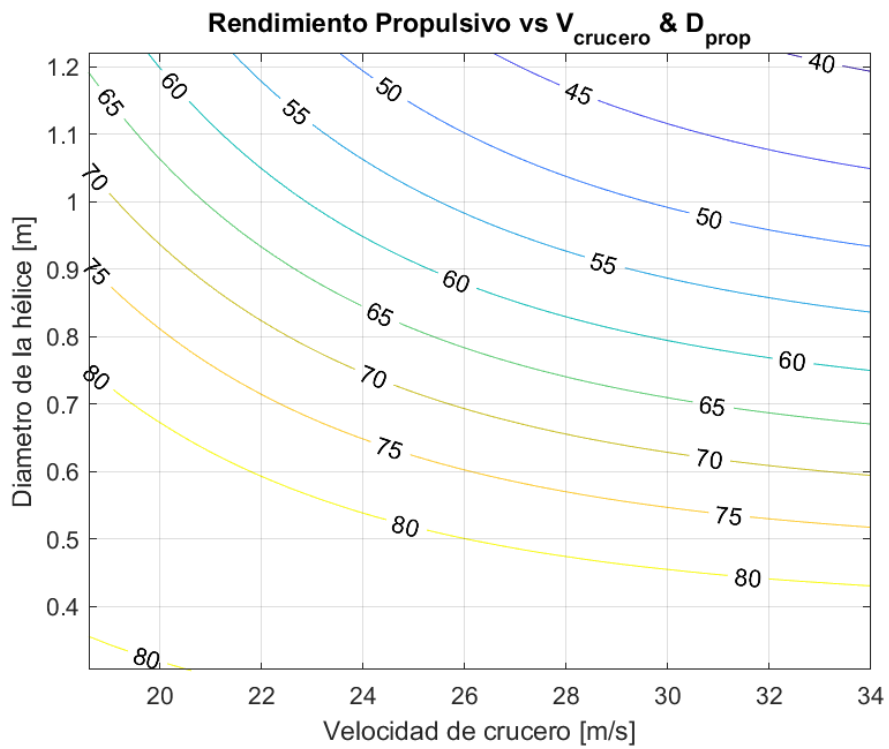


Figura 5.12 Curvas de nivel de la superficie de masa de baterías.



**Figura 5.13** Superficie del rendimiento propulsivo.



**Figura 5.14** Curvas de nivel de la superficie del rendimiento propulsivo.

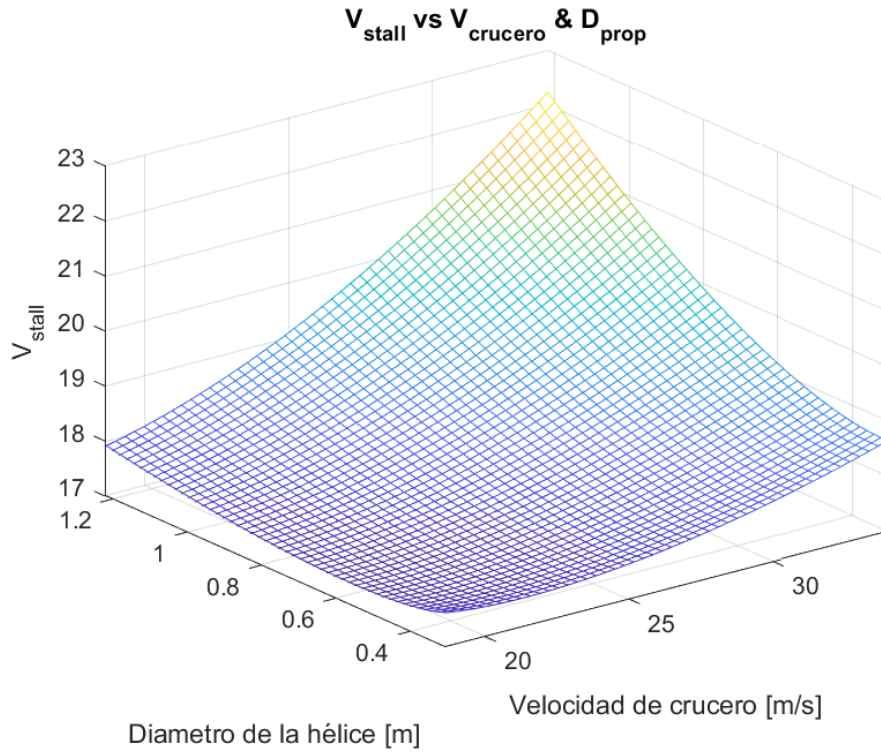


Figura 5.15 Superficie de la velocidad de entrada en pérdida.

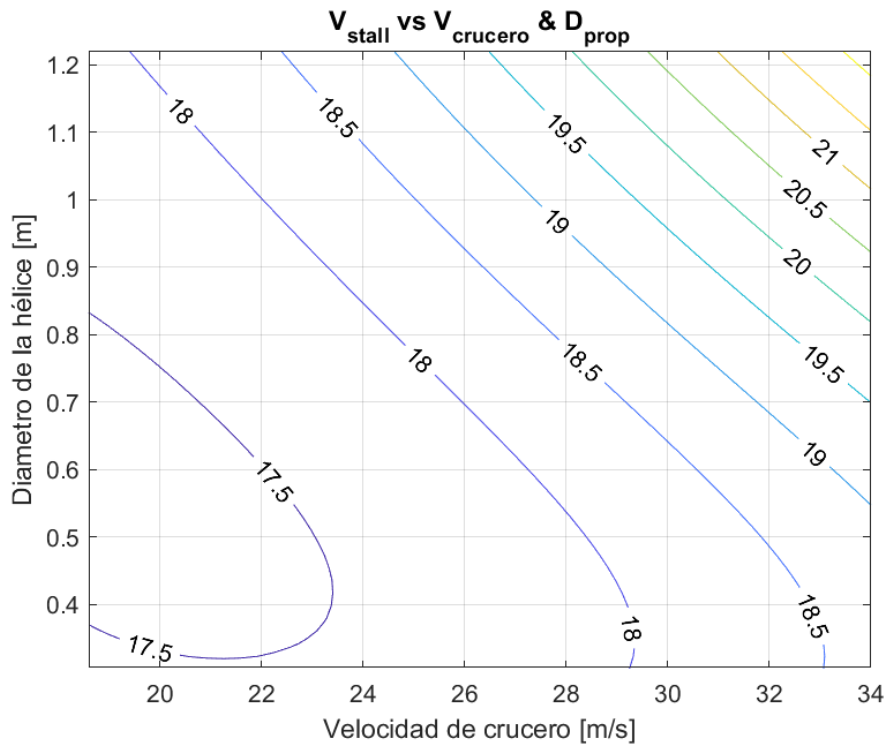


Figura 5.16 Curvas de nivel de la superficie de la velocidad de entrada en pérdida.

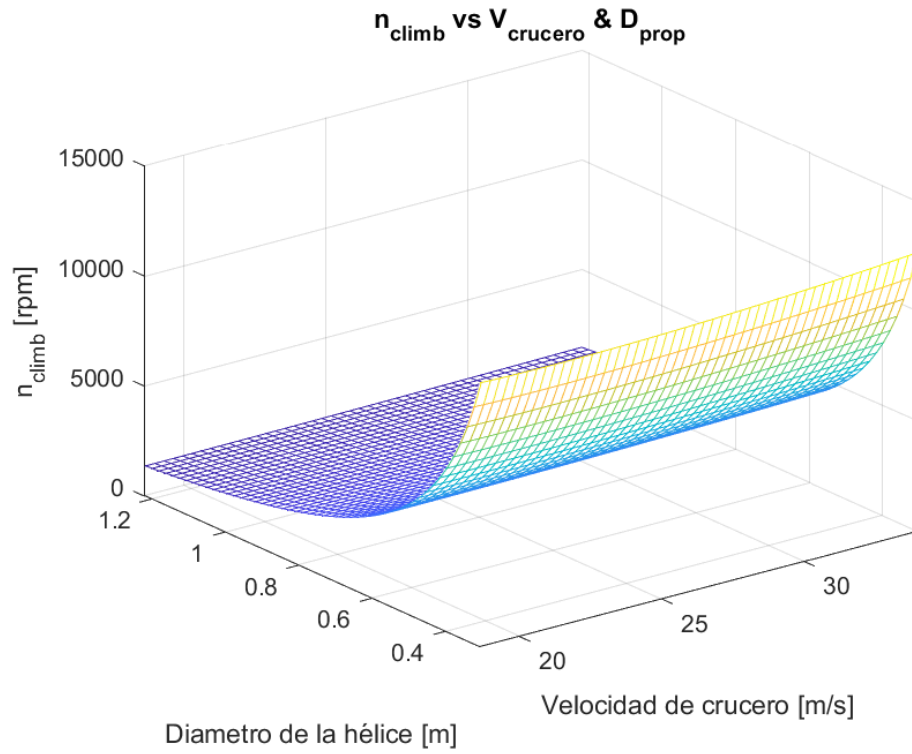


Figura 5.17 Superficie de las revoluciones durante el ascenso acelerado.

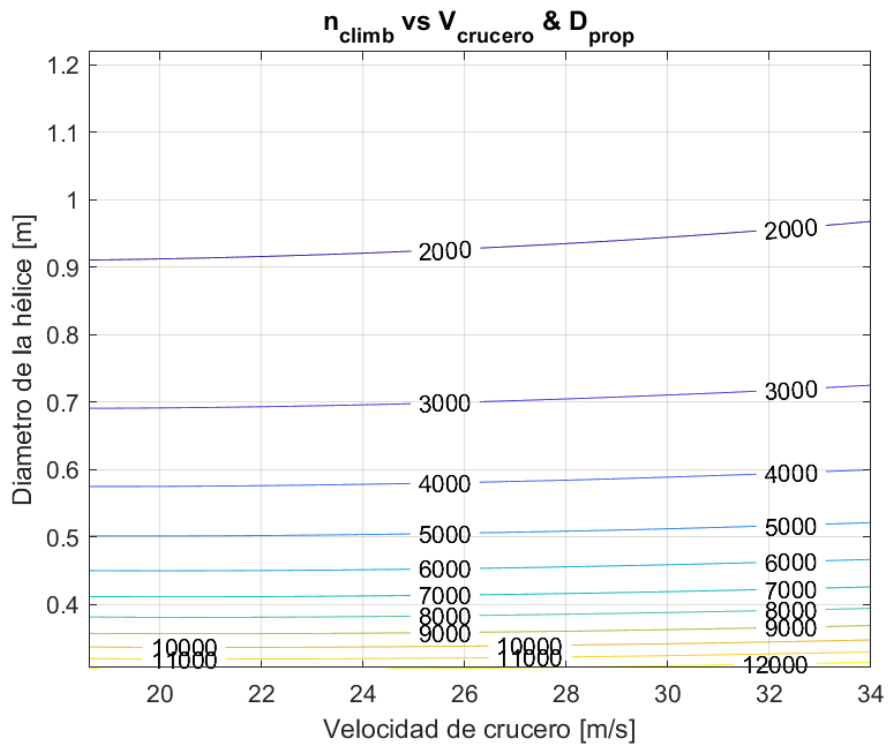


Figura 5.18 Curvas de nivel de la superficie de las revoluciones durante el ascenso acelerado.

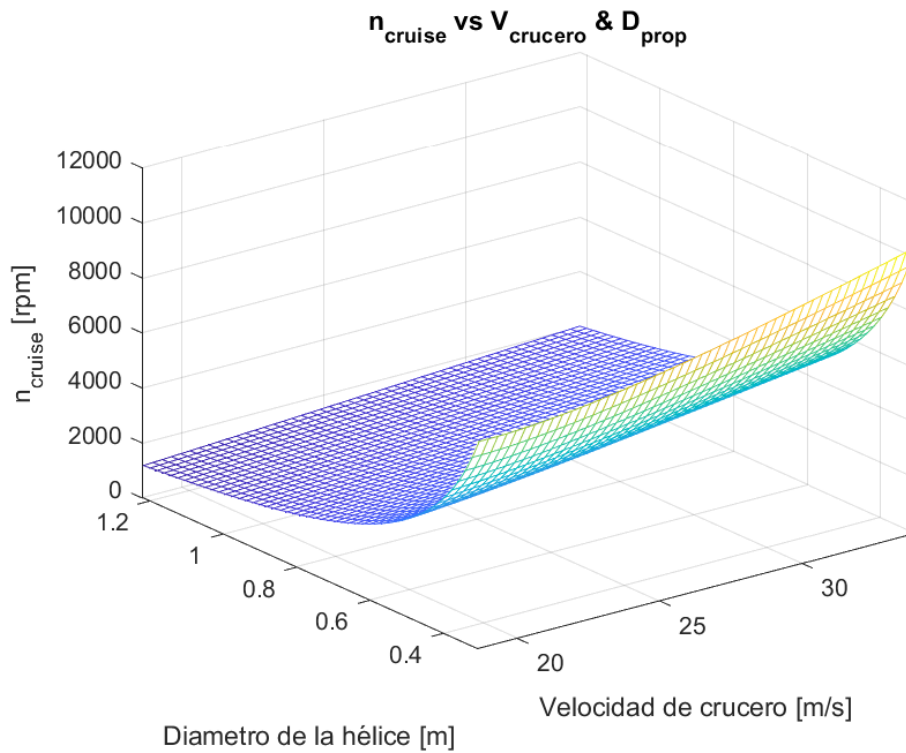


Figura 5.19 Superficie de las revoluciones durante el vuelo de crucero.

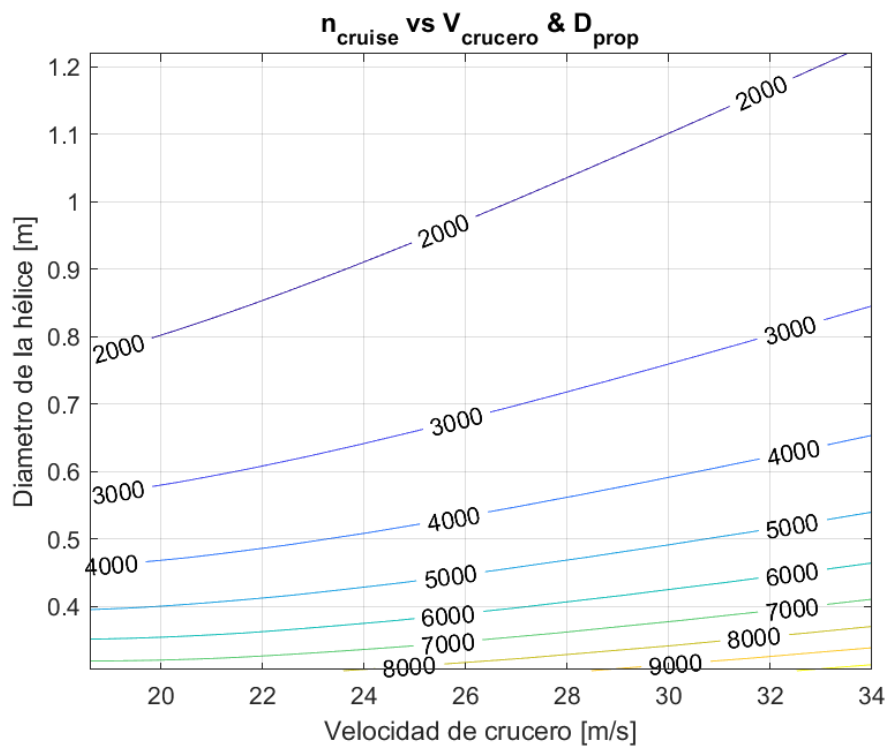


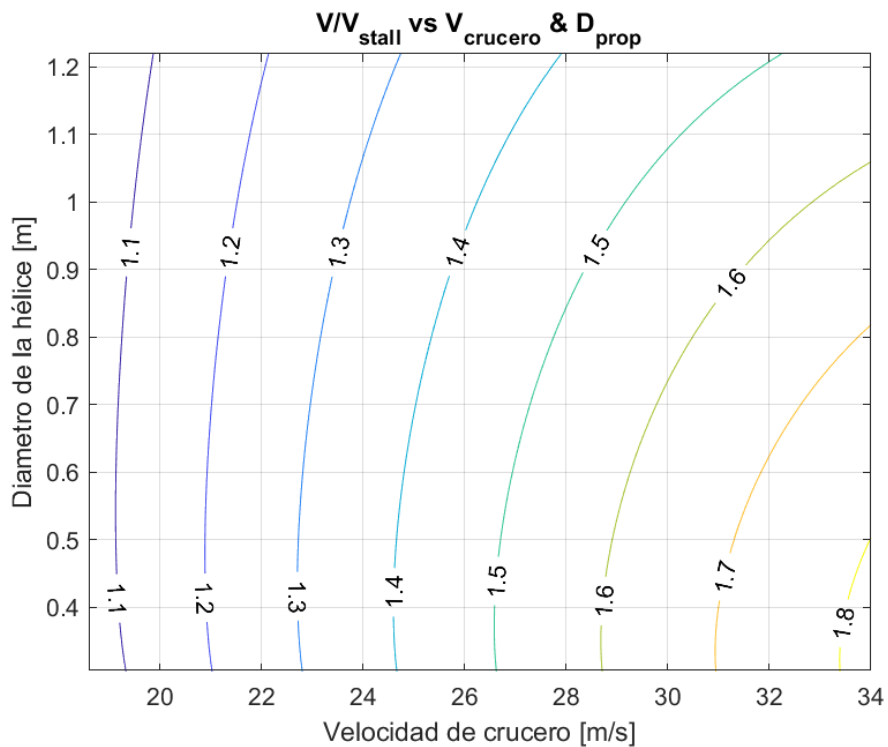
Figura 5.20 Curvas de nivel de la superficie de las revoluciones durante el vuelo de crucero.

### 5.3.1 Límites de operación

Cómo ya hemos indicado existe una tendencia que nos indica que sería deseable operar a bajas velocidades de crucero y con diámetros medios de la hélice. Si bien a la hora de llevar a cabo la selección de la combinación del diseño de las actuaciones y del diseño de la planta propulsora que minimizan el consumo de energía hemos de tener en cuenta una serie de restricciones que delimitan la región en el plano  $V$  &  $D_{prop}$  dentro del cual es posible el desarrollo de la misión:

- Debe existir un margen de seguridad entre la velocidad de vuelo de crucero y la velocidad de entrada en pérdida definida por (5.1). Donde  $C_{Lmax} = 1.392$  es el coeficiente de sustentación máximo en vuelo de crucero obtenido en los estudios aerodinámicos del avión en [1]. Así vamos a definir un margen de la velocidad de crucero con la velocidad de entrada en pérdida, tal que  $\frac{V_{crucero}}{V_{stall}} = 1.2$ . Podemos representar en la figura (5.21), la comparación entre la velocidad de vuelo en crucero y la velocidad de entrada en pérdida, observándose, como es lógico pensar, cómo para mayores velocidades de vuelo, existe un mayor margen de operación con la velocidad de entrada en pérdida. Por su parte, aun que con una dependencia menor, observamos como al aumentar el diámetro de la hélice, el margen con la velocidad de entrada en pérdida es menor, debido al aumento del peso de la aeronave con el diámetro de la hélice.

Observamos así como la curva  $V_{crucero}/V_{stall} = 1.2$  nos delimita el plano  $V$  &  $D_{prop}$  hacia la derecha de la misma.



**Figura 5.21** Comparación de la velocidad de vuelo con la velocidad de entrada en pérdida.

- El motor a su vez introduce unas revoluciones máximas las cuales no se pueden superar. De los valores proporcionados por el fabricante, así cómo conocida la tensión a la que se alimenta el motor, podemos establecer la velocidad de giro máxima del motor cómo  $n_{max} = 8029rpm$ . Podemos observar del capítulo 4, así como en las figuras (5.18) y (5.18) como las máximas revoluciones del motor se dan en el tramo de ascenso acelerado.



Como ya señalamos anteriormente la evolución de las curvas de revoluciones durante el ascenso acelerado constantes es aproximadamente independiente de la velocidad y siguiendo una evolución aproximadamente igual a  $D_{prop} = cte.$ , dando lugar a curvas aproximadamente horizontales. Podemos observar ese comportamiento especialmente para bajas velocidades y diámetros.

Por su parte las curvas de revoluciones durante la fase de crucero siguen una evolución parecida, si bien esta evolución se pierde conforme crece la velocidad de vuelo en crucero así como los diámetros de la hélice son mayores.

Cabe señalar como al observar la figura (5.18), podemos establecer que, la curva  $n = n_{max}$  nos delimita la región admisible, por encima de la misma.

- Por último la propia hélice nos establece unas revoluciones máximas que tampoco pueden ser superadas. Podemos observar de los datos de la hélice en la tabla (2.6), como dichas revoluciones máximas son  $n_{max} = 8000\text{rpm}$ . Por lo tanto podemos observar como en nuestro problema el motor no es el elemento limitante respecto a las máximas revoluciones que podemos alcanzar, sino que es la hélice.

Las revoluciones máximas para una hélice no suelen ser constantes y se establecen en función del diámetro de la misma como ya estudiaremos más adelante [17]. Si bien, en el caso de la hélice 28x12 3 Blatt, el fabricante nos ha establecido unas revoluciones máximas constantes. En cualquier caso si asemejamos nuestra hélice a las hélices del tipo 6, establecidas por [17], por ser las que más se asemejan a nuestra hélice, se establece un límite en función del diámetro de la hélice tal que:

$$n < 225000/D_{prop}$$

Donde las revoluciones del motor vienen dadas en revoluciones por minuto y el diámetro de la hélice en pulgadas. Es decir podemos establecer un límite tal que el producto de las revoluciones de la hélice y el diámetro expresado en metros debe ser menor que:

$$n \cdot D_{prop} < 225000 \frac{0.0254}{60} = 95.25 \left[ \frac{\text{rev} \cdot \text{m}}{\text{s}} \right]$$

Si representamos el producto de las revoluciones del motor por el diámetro de la hélice en el plano estudiado obtenemos las figuras (5.22) y (5.23) para el ascenso acelerado y crucero respectivamente:

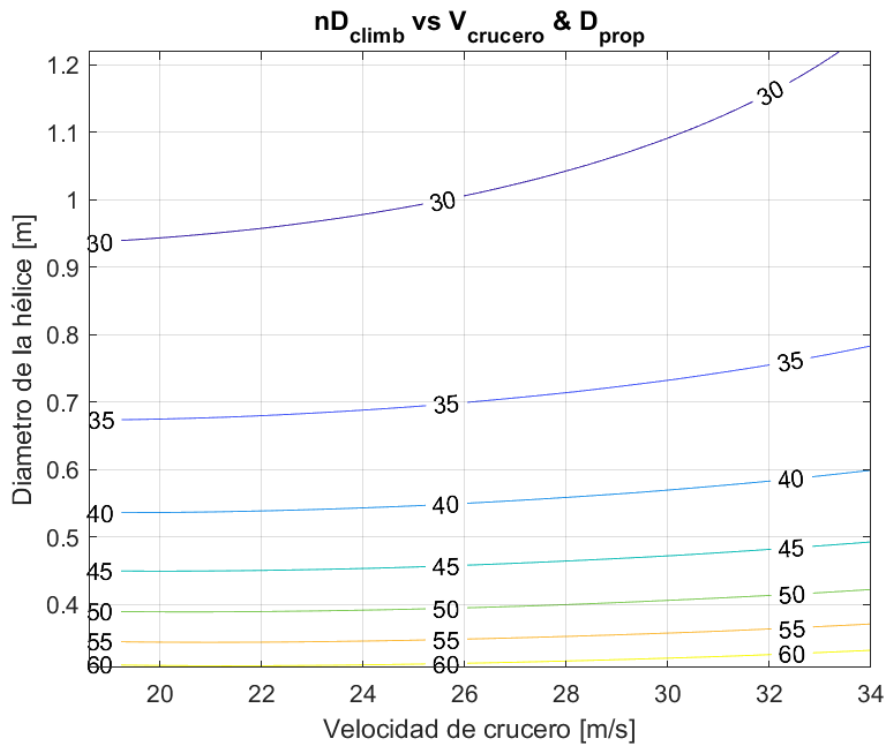


Figura 5.22 Curvas de nivel del producto  $nD$  en ascenso acelerado.

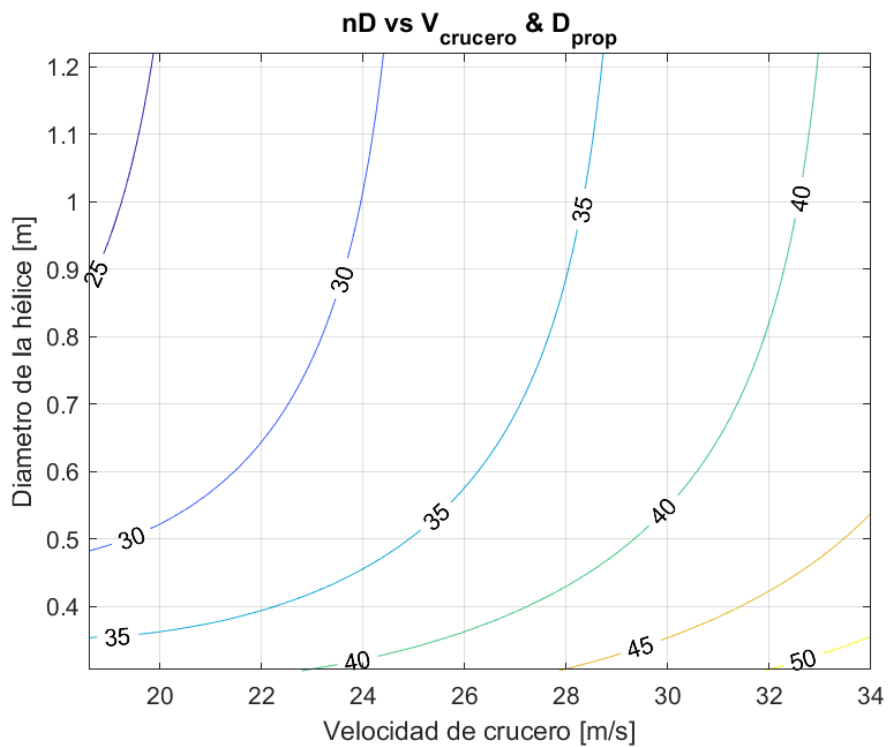


Figura 5.23 Curvas de nivel del producto  $nD$  en crucero.

Observamos como dicha condición se cumple en toda la región estudiada. Por lo que imponiendo las restricciones de la hélice dependientes del diámetro no establecen ninguna

restricción. En cualquier caso, mantendremos la condición impuesta por el fabricante por el cual las revoluciones deben estar por debajo de  $n_{max} = 8000rpm$ .

Podemos observar nuevamente en las figuras (5.18) y (5.18), como la fase de ascenso acelerado es la más restrictiva, delimitándonos esta la región admisible, por encima de ella.

### 5.3.2 Figura de mérito

Si a continuación representamos las curvas de nivel de la superficie definida por la relación entre el peso de baterías y el peso total de la aeronave en cada nivel, y sobre dichas curvas de nivel delimitamos las regiones definidas en el apartado (5.3.1), podemos definir la región dentro de la cual la aeronave puede operar y por lo tanto la región dentro de la cual podemos optimizar el peso de baterías. De esta forma podemos llegar a la figura (5.24).

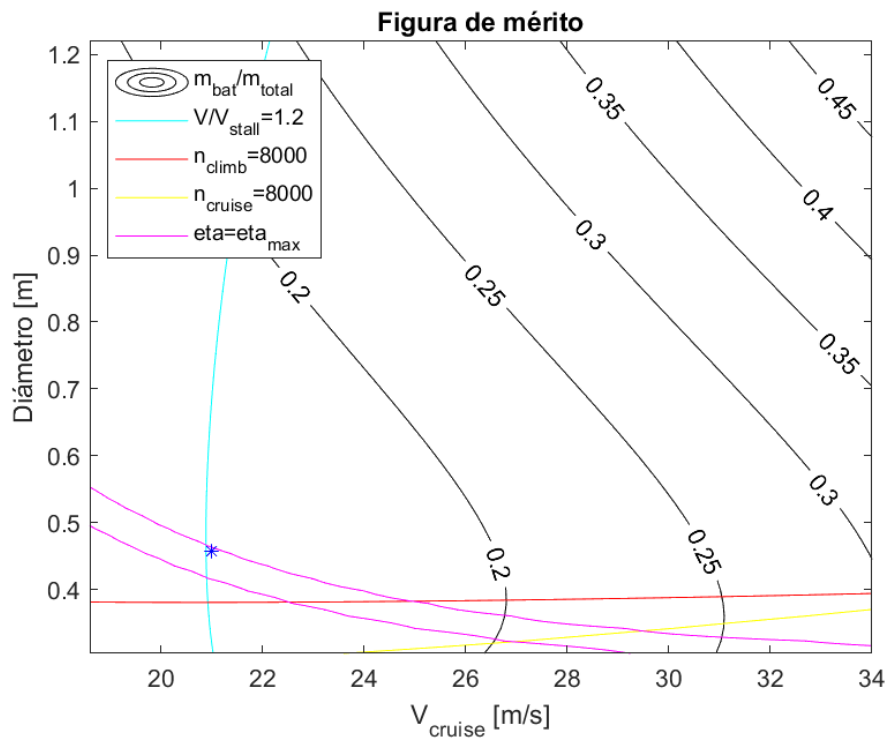


Figura 5.24 Figura de mérito.

Si aproximamos el valor máximo del rendimiento propulsivo según  $\eta_{max} = 83.7\%$ , podemos señalar que, la franja definida entre las curvas magenta, representa el corredor dentro del cual, se dan los rendimientos máximos.

Como ya habíamos previsto con anterioridad observamos como interesa reducir el diámetro de la hélice y la velocidad de crucero respecto de la configuración inicial, estando el diámetro limitado por las revoluciones máximas del motor y la velocidad de crucero por la velocidad de entrada en pérdida.

Del análisis de dicha figura podemos observar como una reducción del diámetro de la hélice de 28 pulgadas a 18 pulgadas (0.4572) y una reducción de la velocidad de crucero de  $V_1 = 32$  m/s a una nueva velocidad de crucero  $V'_1 = 21$  m/s definen nuestro punto óptimo de operación. Dicho punto de operación aparece representado en la figura (5.24) según el asterisco azul.

## 5.4 Análisis de la misión para la nueva configuración

A continuación vamos a estudiar la misión tramo por tramo para verificar las mejoras obtenidas gracias al proceso de optimización desarrollado en la sección (5.3). Es necesario señalar como vamos a emplear el modelo de la hélice 28x12 3 Blatt para un diámetro de la hélice de  $D_{prop} = 0.4572m$ . En este punto esto está justificado, puesto que nuestro objetivo es observar el margen de mejora teórico de la configuración inicial. Si bien en la práctica hemos de montar en la aeronave una hélice real que exista en el mercado, es decir, debemos buscar en el mercado una hélice del diámetro anteriormente mencionado, pero cuyos coeficientes característicos sigan una evolución similar a la hélice 28x12 3 Blatt. Esto lo llevaremos a cabo más adelante en el capítulo 6

A su vez es necesario observar como en la nueva configuración al reducirse la velocidad de vuelo en crucero, se disminuyen el número de vueltas que realizamos al circuito, si bien hemos mantenido constante el tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos. Con esta nueva velocidad de crucero observamos que el tiempo de duración de los segmentos de crucero es:

$$t_{Trm.Rec.} = 3.0952min \qquad t_{Trm.Vir.} = 4.2477min$$

Por ello en 90 minutos somos capaces de completar un total de 6 vueltas completas al circuito. De los resultados del proceso iterativo para la nueva configuración obtenemos que la masa de baterías óptima para completar la misión manteniendo un factor de seguridad de  $f_s = 1.25$  es:

$$m_{bat} = 3.3466kg$$

Si lo comparamos con el valor de la masa de baterías estimada para el mismo factor de seguridad en la configuración anterior ( $V_1 = 32m/s$  y  $D_{prop} = 0.7112$ ), hemos conseguido reducir la masa de baterías instalada en la aeronave en un 54.52%. Si recuperamos el valor de la densidad energética de las baterías  $\rho_{bat} = 195.7Wh/kg$ , observamos como la energía disponible para el desarrollo de la misión es de:

$$E_{DISPONIBLE} = m_{bat} \cdot \rho_{bat} = 655.3504Wh$$

A su vez también es interesante obtener la velocidad de entrada en pérdida para dicha masa de baterías. Podemos definir así dos velocidades de entrada en pérdida. Una que se da para los vuelos de ascenso, los cuales se realizan a una densidad  $\rho_1 = 1.2112kg/m^3$  y otra para los vuelos de crucero que se realizan a una densidad de  $\rho_f = 1.1425kg/m^3$ . Siendo el  $C_{Lmax} = 1.392$ , podemos obtener para esta masa de baterías la velocidad de entrada en pérdida en cada caso como:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}}$$

De forma que para cada caso obtenemos:

$$V_{sclimb} = 16.8818m/s \qquad V_{scruise} = 17.3819m/s$$

De haber impuesto en nuestro proceso iterativo un margen de seguridad con la velocidad de entrada en pérdida en el lanzamiento la velocidad de salida de la catapulta debería haberse modificado, alcanzando un valor de  $v_0 = 18.57m/s$ . De esta forma podemos observar que, tras esta modificación, sí somos capaces de llevar a cabo la misión, sin que entremos en pérdida nada más abandonar la plataforma de lanzamiento.

A su vez es destacable como la velocidad de crucero verifica también la condición de ser al menos 1.2 veces la velocidad de entrada en pérdida. Así solo sería necesario verificar la condición de que las revoluciones del motor están por debajo del valor máximo en cada uno de los tramos.

Llegados a este punto estamos en disposición de analizar tramo por tramo la misión para la nueva configuración con su correspondiente masa óptima de baterías.

#### 5.4.1 Tramo de ascenso acelerado

Para a nueva configuración representamos en las figuras (5.25),(5.26),(5.27) y (5.28). En ellas observamos respectivamente la evolución del coeficiente de sustentación, empuje, rendimiento propulsivo y potencia consumida durante el ascenso acelerado.

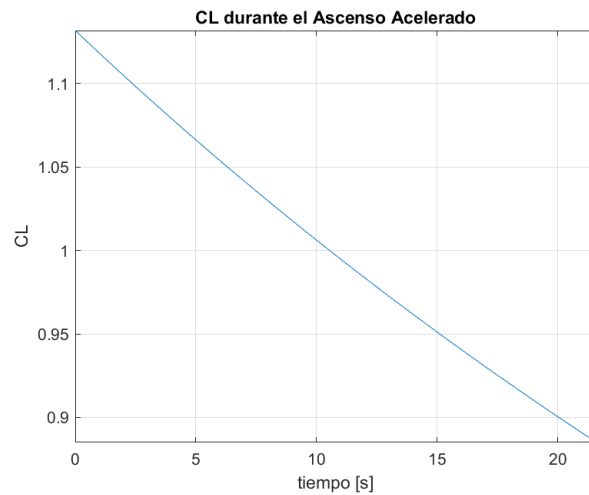


Figura 5.25 Coeficiente de sustentación durante el ascenso acelerado.

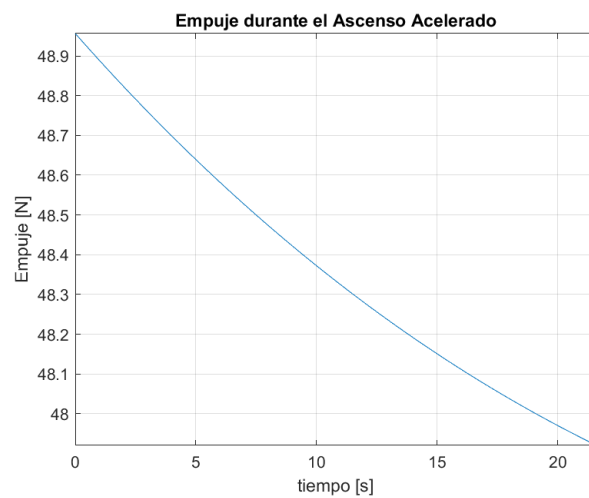
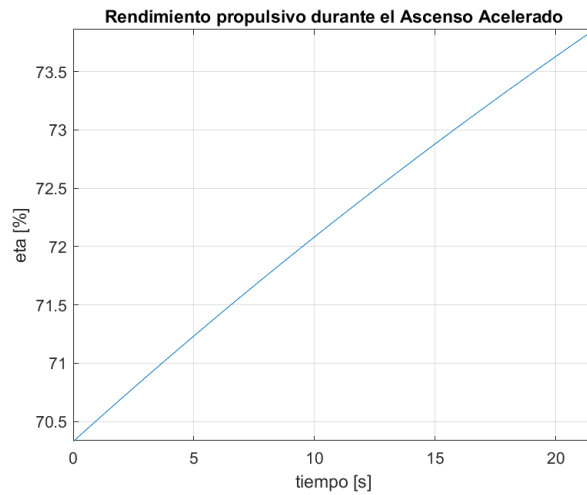
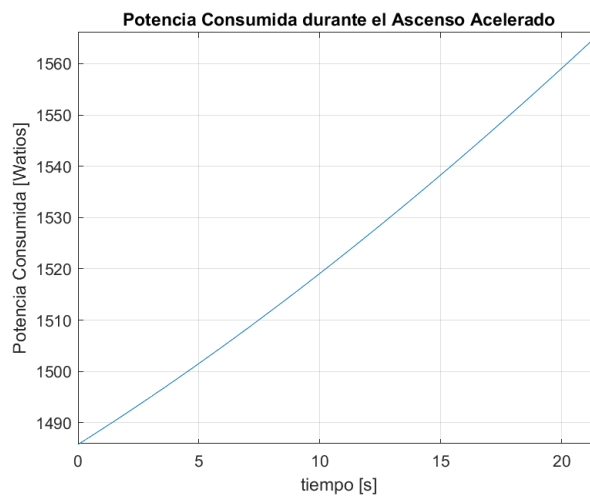


Figura 5.26 Empuje durante el ascenso acelerado.



**Figura 5.27** Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado.



**Figura 5.28** Potencia consumida durante el ascenso acelerado.

A su vez mostramos los valores de cada una de las variables del problema en cuatro instantes linealmente distribuidos a lo largo del tramo en la tabla (5.12)

**Tabla 5.12** Variables más relevantes durante el ascenso acelerado.

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.0614	0.9972	0.9386	0.8850	-
$T$	48.6168	48.3341	48.1036	47.9202	$N$
$D$	10.8527	10.5700	10.3395	10.1560	$N$
$J$	0.4212	0.4311	0.4406	0.4497	$rpm$
$n$	5974.5	6022.8	6074.2	6128.3	$rpm$
$\eta$	71.30	72.21	73.06	73.86	%
$P$	1502.9	1522.1	1543.2	1566.1	$W$
$E_{consumida}$	2.2345	4.5052	6.8062	9.1402	$Wh$

Recuperamos los valores del rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo energético de la configuración anterior en la tabla (5.13).

**Tabla 5.13** Consumo de la configuración anterior en el ascenso acelerado.

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$J$	0.4883	0.5503	0.5968	0.6322	—
$\eta$	76.96	81.00	83.03	83.75	%
$P$	2149.5	2424.9	2790.3	3237.1	$W$
$E_{consumida}$	3.0834	6.5051	10.4100	14.9250	$Wh$

Así podemos comparar la configuración actual ( $V_1 = 21m/s$  y  $D_{prop} = 0.4572m$ ) con la configuración inicial ( $V_1 = 32m/s$  y  $D_{prop} = 0.7112m$ ). Es interesante observar como en la nueva configuración el parámetro de avance de la hélice se reduce considerablemente en el segmento de ascenso acelerado. Esto conlleva al encontrarnos operando por valores inferiores del  $J_{opt}$  en este segmento, disminuciones del rendimiento propulsivo en este tramo. Si bien debido a la caída del peso de la aeronave, así como de la velocidad de vuelo, se produce una caída considerable del consumo de potencia y por ende, el consumo energético en este tramo se reduce en un 38.76% con la nueva configuración.

Podemos observar a su vez como las revoluciones máximas son inferiores a las revoluciones máximas de la hélice definidas por el fabricante ( $n_{max} = 8000rpm$ ), así como las definidas en función del diámetro por [17], siendo este tramo el más exigente con esta limitación. Por lo tanto nos encontramos dentro de la región admisible y los resultados son válidos.

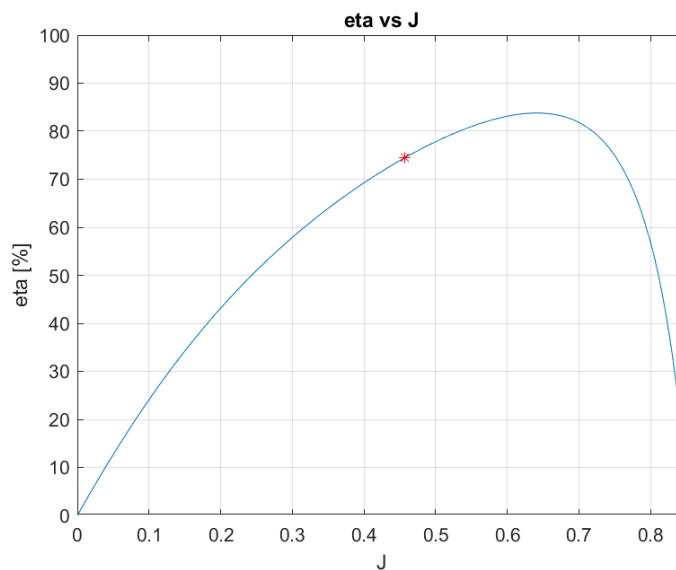
A su vez podemos observar nuevamente como con la modificación realizada en la catapulta, somos capaces de completar la misión al no superarse en ningún momento el valor del  $C_{Lmax}$ .

#### 5.4.2 Ascenso Helicoidal

Presentamos a continuación los valores más relevantes de las variables del problema para la nueva configuración ( $v_1 = 21m/s$  y  $D_{prop} = 0.4572m$ ) en la tabla(5.14). A su vez observamos en la figura (5.29) el punto de operación en este segmento sobre la gráfica  $\eta vs J$ . Por último recuperamos los datos del parámetro de avance, rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo de energía de este tramo para la configuración anterior ( $v_1 = 32m/s$  y  $D_{prop} = 0.7112m$ ) en la tabla (5.15).

**Tabla 5.14** Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.8856	-
$T$	45.5894	$N$
$D$	10.1647	$N$
$n$	6030.4	$rpm$
$J$	0.4570	-
$\eta$	74.48	%
$P$	1477.5	$W$
$E$	67.7346	$Wh$

**Figura 5.29** Rendimiento propulsivo durante el ascenso helicoidal.**Tabla 5.15** Consumo de la configuración anterior en el ascenso helicoidal.

$J$	$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
0.6687	83.42	2400.6	72.2218

Es destacable observar como el parámetro de avance en esta nueva configuración se ha modificado considerablemente, hacia valores menores. De la expresión:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = k J^2$$

Observamos como a pesar de que el empuje sea menor, tanto la velocidad como el diámetro han decrecido, lo que provoca que el valor de  $k$  en conjunto aumente, produciéndose el corte con la curva que define el coeficiente de tracción, para un valor del parámetro de avance menor. Esto se ve reflejado en la figura (5.30).



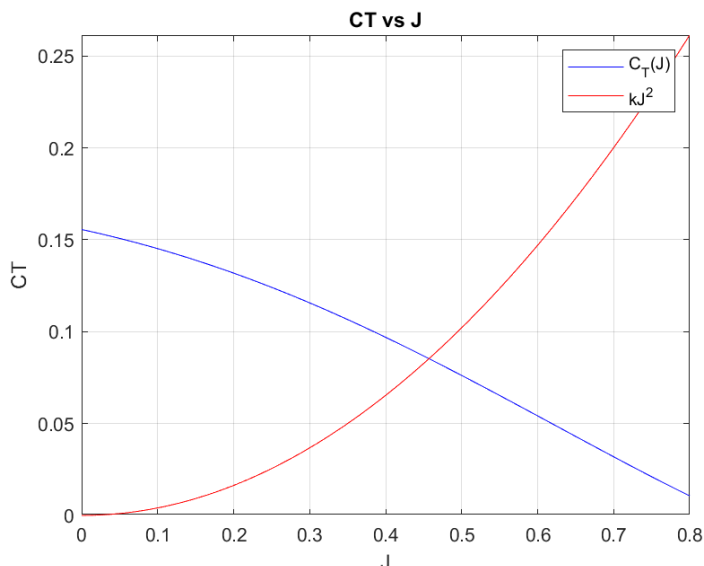


Figura 5.30 Punto de operación durante el ascenso helicoidal.

Es destacable señalar como esta variación del parámetro de avance de la hélice ha provocado que el rendimiento propulsivo decaiga, pasando de un valor de  $\eta = 83.42 \approx \eta_{max}$  a un valor de  $\eta = 74.48\%$ . Además es destacable como antes el valor del parámetro de avance se encontraba ligeramente superior al valor óptimo, siendo ahora inferior.

Cabe señalar como el tiempo de duración de este segmento se ha visto incrementado debido a la reducción de la velocidad a la que se realiza, de tal forma que antes se realizaba en un tiempo de  $t_{Asc.Hel} = 1.805min$  y ahora se realiza en un tiempo de  $t_{Asc.Hel} = 2.7507min$ .

A pesar del incremento del tiempo de duración y del empobrecimiento del rendimiento propulsivo, podemos observar como el consumo energético en este tramo se ha reducido en un 6.21%.

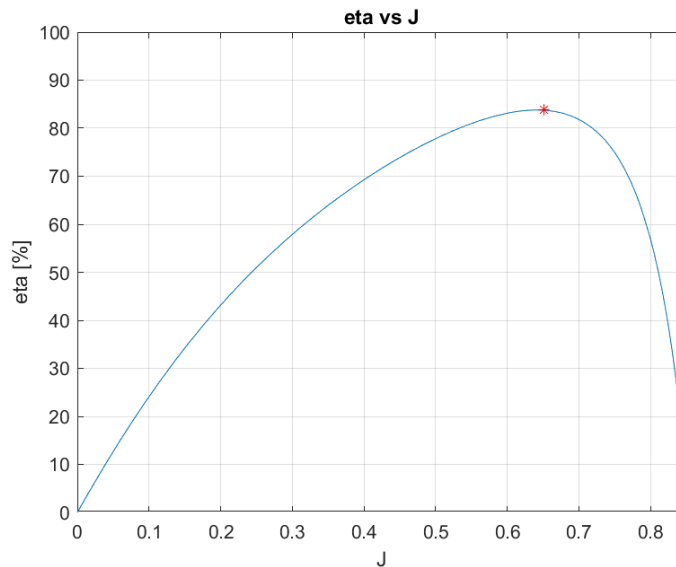
A su vez podemos señalar como las revoluciones del motor en este segmento son menores que las revoluciones máximas de la hélice  $n_{max} = 8000rpm$  marcadas por el fabricante, así como por las marcadas por [17] en función del diámetro de la hélice. Por lo tanto podemos afirmar que cumplimos con las restricciones definidas.

### 5.4.3 Tramo rectilíneo en crucero

A continuación representamos las variables del problema más relevantes para la nueva configuración ( $V_1 = 21m/s$  y  $D_{prop} = 0.4572m$ ) en la tabla (5.16). A su vez mostramos en la figura (5.31) el valor del rendimiento propulsivo así como recuperamos en la tabla (5.17) los valores del parámetro de avance, rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo energético de la anterior configuración ( $V_1 = 32m/s$  y  $D_{prop} = 0.7112m$ ).

**Tabla 5.16** Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo de crucero.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.9531	-
$T$	10.5543	$N$
$D$	10.5543	$N$
$n$	4228.5	$rpm$
$J$	0.6518	-
$\eta$	83.74	%
$P$	304.2312	$W$
$E$	15.6945	$Wh$

**Figura 5.31** Rendimiento propulsivo durante el tramo rectilíneo de crucero.**Tabla 5.17** Consumo de la configuración anterior en el tramo rectilíneo de crucero.

$J$	$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
0.7876	63.09	731.3122	24.7580

De forma análoga a como ocurría en los tramos anteriores el proceso de optimización provoca que el parámetro de avance en el que operamos decrezca, esto se debe a que el valor de la constante  $k$  en la expresión:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = k J^2$$

Decrece considerablemente produciéndose el corte con la curva que define nuestro modelo propulsivo para un valor del parámetro de avance menor. Podemos ver esto reflejado en la figura (5.32).

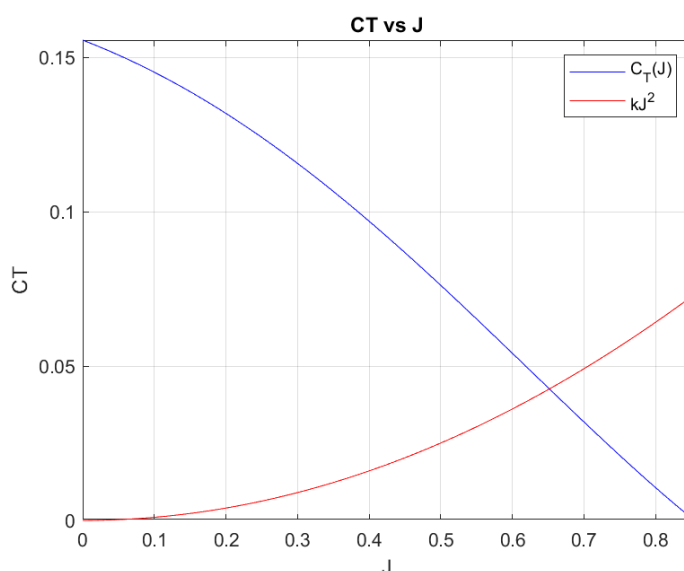


Figura 5.32 Punto de operación durante el tramo rectilíneo de crucero.

Podemos observar que a diferencia de en los tramos anteriores, en la nueva configuración mediante el proceso de optimización hemos sido capaces de modificar el valor del parámetro de avance de forma que para los tramos de crucero este sea aproximadamente el valor de  $J_{opt}$ , de forma que en estos tramos el rendimiento propulsivo sea máximo. Así podemos observar como en la nueva configuración en el tramo rectilíneo pasamos de tener un rendimiento propulsivo del  $\eta = 63.09\%$ , a tener un rendimiento propulsivo del  $\eta = 83.73\%$ . Podemos observar como esto, sumado al efecto de la caída del empuje y de la velocidad provoca una caída del consumo energético del  $36.68\%$  en el segmento de vuelo.

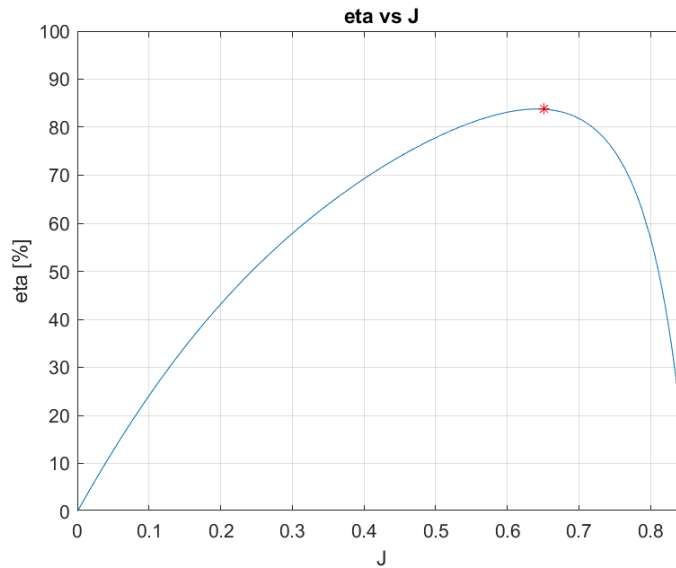
A su vez señalar como las revoluciones se encuentran por debajo del valor máximo así como la velocidad de crucero es mayor que 1.2 veces la velocidad de entrada en pérdida, por lo que nos encontramos dentro de los límites definidos.

#### 5.4.4 Tramo de viraje en crucero

A continuación presentamos las principales variables del problema para esta configuración ( $V_1 = 21m/s$  y  $D_{prop} = 0.4572m$ ) en la tabla (5.18). A su vez podemos observar en la figura (6.27) el rendimiento propulsivo en el segmento. Por último recuperamos los valores del parámetro de avance, rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo energético en el segmento para la configuración anterior ( $V_1 = 32m/s$  y  $D_{prop} = 0.7112m$ ) en la tabla (5.19).

Tabla 5.18 Variables más relevantes durante el tramo de viraje en crucero.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.9537	-
$T$	10.5635	$N$
$D$	10.5635	$N$
$n$	4229.1	$rpm$
$J$	0.6516	-
$\eta$	83.74	%
$P$	304.4930	$W$
$E$	21.5564	$Wh$



**Figura 5.33** Rendimiento propulsivo durante el tramo de viraje en crucero.

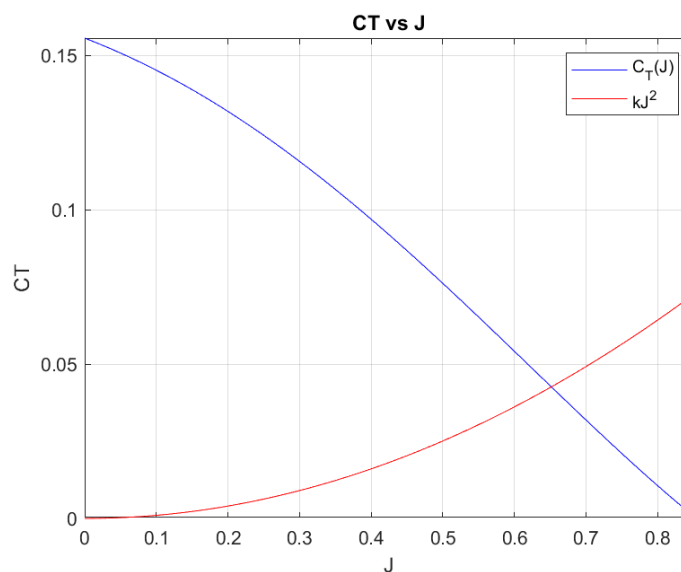
**Tabla 5.19** Consumo de la configuración anterior en el tramo de viraje en crucero.

$J$	$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
0.7875	63.14	732.2953	34.0215

Una vez más el efecto que provoca la nueva configuración es una reducción del parámetro de avance de la hélice puesto que la constante  $k$  en la expresión:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = k J^2$$

Crece a pesar de la caída del empuje, por la caída de la velocidad y del diámetro. Esto provoca que el corte con la curva que define el coeficiente de tracción en nuestro modelo propulsivo se da para un parámetro de avance menor. Esto podemos observarlo en la figura (5.34).



**Figura 5.34** Punto de operación durante el tramo de viraje en crucero.

Observamos como el efecto de esta disminución del parámetro de avance es nuevamente un gran aumento del rendimiento propulsivo en el segmento, pasando de valores de  $\eta = 63.14\%$  a valores de  $\eta = 83.74$ . Dicho aumento del rendimiento propulsivo sumado a la disminución de la velocidad de crucero así como del empuje da lugar a una caída del  $36.64\%$ . A su vez podemos observar como las revoluciones así como la velocidad de vuelo cumple con las restricciones impuestas.

#### 5.4.5 Conjunto de la misión

Vamos a estudiar el efecto global sobre la misión del proceso de optimización. Así recuperamos los valores del rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo energético de la misión en cada uno de los tramos y los presentamos en la tabla (5.20).

**Tabla 5.20** Consumos en la nueva configuración.

Segmento	$\eta$ [%]	Potencia [W]	Duración [min]	Consumo Energético [Wh]
Ascenso Acelerado	72.6075	1523.36	0.36	9.1402
Ascenso Helicoidal	74.48	1477.5	2.7507	67.7346
Tramo Rectilíneo	83.74	304.2312	3.0952	15.6945
Tramo de Viraje	83.74	304.4930	4.2477	21.5564

Donde cabe señalar que el rendimiento propulsivo presentado en el ascenso acelerado se corresponde con el rendimiento propulsivo medio en el mismo, así como la potencia consumida se corresponde con la potencia que se obtiene de aplicar el teorema del valor medio. Esto se presenta así al ser este tramo no estacionario. Si analizamos el consumo del tramo de crucero, debido al aumento de la duración de cada uno de los segmentos que lo componen causado por la reducción de la velocidad de crucero, se completan en la nueva configuración un total de 7 vueltas al circuito, manteniendo un tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos. Así obtenemos un consumo energético en el crucero de:

$$E_{crucero} = 2 \cdot 6 \cdot (E_{Trm.Rec.} + E_{Trm.Vir}) = 447.0108Wh$$

Siendo el consumo total de la misión:

$$E_{TOTAL} = E_{Asc.Ace.} + E_{Asc.Hel.} + E_{crucero} = 523.9551Wh$$

Recordemos que con la masa instalada de baterías la energía disponible era  $E_{DISPONIBLE} = 655.3504Wh$ , por lo que la energía disponible es 1.25 veces la energía necesaria para cumplir la misión, verificándose así el factor de seguridad impuesto.

Podemos observar como el tramo de crucero supone un  $85.31\%$  del consumo total de la misión. Por su parte el consumo energético en crucero, previo al proceso de optimización era,  $E_{crucero} = 1102.12Wh$ . Así podemos observar como gracias a modificar el parámetro de avance en crucero, de forma que consigamos mejoras del rendimiento propulsivo alcanzando valores cercanos al rendimiento propulsivo máximo, hemos conseguido reducir un  $59.44\%$  el consumo energético en el tramo de crucero. Así podemos llegar a la conclusión de que la nueva optimización a pesar de empobrecer el rendimiento propulsivo en los tramos de ascenso, consigue maximizar el mismo en los tramos de crucero, que son aquellos que tienen un peso mucho mayor en el consumo total de energía. Por lo tanto se justifica el empleo de la nueva configuración propuesta, consiguiendo la misma unos muy buenos resultados teóricos.



## 6 Modificación de la planta propulsora

---

Tras haber realizado el proceso de optimización, hemos llegado a la conclusión, que una reducción tanto del diámetro de la hélice como de la velocidad de crucero, nos permiten aumentar considerablemente el rendimiento propulsivo de la hélice en los tramos de crucero, dando lugar a una reducción del consumo energético en la misión, y por ende de la masa de baterías que es necesario instalar. Concretamente hemos observado como mediante una modificación del diámetro de la hélice y de la velocidad de crucero de:

$$D_{prop0} = 0.7112m \longrightarrow D_{prop} = 0.4572m$$
$$V_{10} = 32m/s \longrightarrow v_1 = 21m/s$$

Hemos sido capaces de reducir la masa de baterías de la configuración inicial a:

$$m_{bat0} = 8.47kg \longrightarrow m_{bat} = 3.3466kg$$

Si bien hay que tener en cuenta que todo el proceso de optimización que hemos llevado a cabo en el capítulo 5, consiste en un proceso teórico en el que consideramos una hélice que sigue el modelo propulsivo de la hélice 28x12, pero empleando un diámetro de  $D_{prop} = 18''$ . Sin embargo en la práctica hemos de instalar una hélice real existente en el mercado.

Así, hemos de seleccionar qué hélice da lugar a las mejoras teóricas vistas en el capítulo 5. Observamos como la tendencia es hacia una disminución del diámetro de la hélice, pasando de un diámetro de 28 pulgadas a uno de 18 pulgadas, siendo interesante emplear una hélice 18x8. Si bien la tendencia de disminuir el diámetro de la hélice nos invita a reducir el número de palas de la misma, empleando así una hélice bipala. Si bien dicha sustitución provoca, que debamos emplear diámetros del orden del 10% mayores. Así podríamos plantearnos emplear una hélice 20x8. En [29] podemos encontrar el catálogo de hélices con su respectiva ficha técnica del fabricante *APC Propellers*. Así nos proporcionan una relación de valores discretos del parámetro de avance de la hélice y sus correspondientes coeficientes de tracción y potencia asociados, con los que podemos llevar a cabo una interpolación polinómica, al igual que hicimos en el capítulo 2 para la familia de hélices 28x12, obteniendo finalmente nuestro modelo propulsivo.

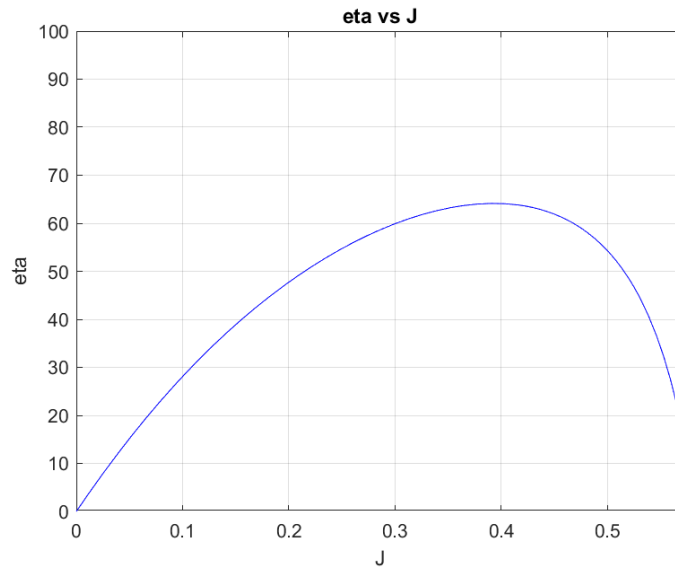


Figura 6.1 Rendimiento Propulsivo de la familia 20x8.

Si procedemos de esta forma para la familia 20x8 y obtenemos la evolución del rendimiento propulsivo de la hélice, podemos observar como los valores máximo del rendimiento propulsivo se encuentran en torno a  $\eta_{max} = 65\%$ , relativamente pobre respecto a los valores de la 28x12. Por lo tanto vamos a descartar el empleo de la familia 20x8 y vamos a aumentar el paso de la hélice, para asegurarnos un alto rendimiento en los tramos de crucero. De esta forma, vamos a optar por el empleo de la familia de hélices 20x18.

## 6.1 Modelo Propulsivo

A continuación presentamos el nuevo modelo propulsivo empleado, al sustituir la familia de hélices empleada. Para la obtención de las evoluciones de los coeficientes de tracción y potencia así como el rendimiento propulsivo de la hélice, vamos a proceder siguiendo la filosofía presentada en la sección anterior.

A continuación se presentan los valores discretos del parámetro de avance y de los coeficientes  $C_T$  y  $C_P$  para unas revoluciones medias de la hélice,  $n = 3000rpm$ , que nos proporciona el fabricante en [29].



**Tabla 6.1** Datos del modelo propulsivo de la familia 20x18.

$J$	$C_T$	$C_P$
0.0000	0.0986	0.0411
0.0370	0.0984	0.0423
0.0739	0.0982	0.0437
0.1109	0.0979	0.0451
0.1479	0.0975	0.0467
0.1849	0.0970	0.0483
0.2218	0.0964	0.0500
0.2588	0.0957	0.0518
0.2958	0.0947	0.0535
0.3327	0.0934	0.0551
0.3697	0.0918	0.0565
0.4067	0.0897	0.0576
0.4437	0.0871	0.0583
0.4806	0.0839	0.0586
0.5176	0.0804	0.0585
0.5546	0.0763	0.0578
0.5915	0.0719	0.0567
0.6285	0.0672	0.0551
0.6655	0.0623	0.0531
0.7024	0.0571	0.0507
0.7394	0.0517	0.0479
0.7764	0.0462	0.0447
0.8134	0.0406	0.0411
0.8503	0.0349	0.0372
0.8873	0.0291	0.0329
0.9243	0.0233	0.0284
0.9612	0.0175	0.0235
0.9982	0.0117	0.0183
1.0352	0.0059	0.0129
1.0722	0.0002	0.0072

Así de forma análoga a como hacíamos con el caso de la familia 28x12, podemos interpolar dichos datos y obtener las curvas de  $C_T$ ,  $C_P$  y  $\eta$  frente al parámetro de avance. Se ha obtenido por una interpolación polinómica de cuarto grado. Presentamos los coeficientes de dichos polinomios para  $C_T$  y  $C_P$  en las tablas (6.2) y (6.3) respectivamente:

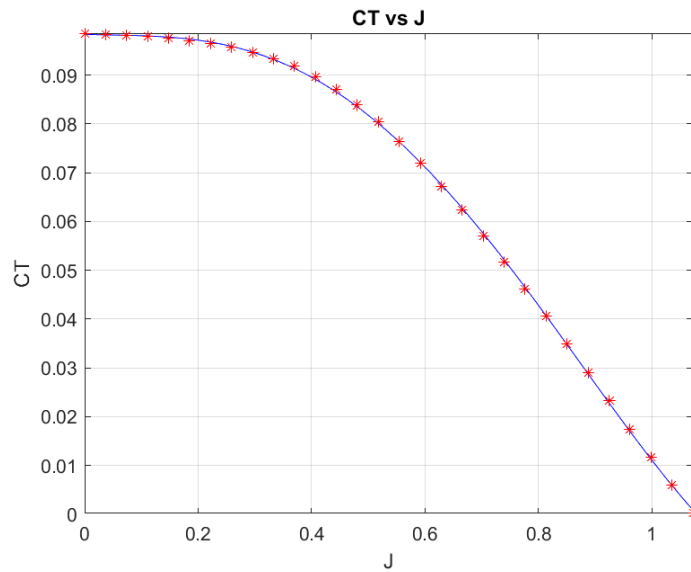
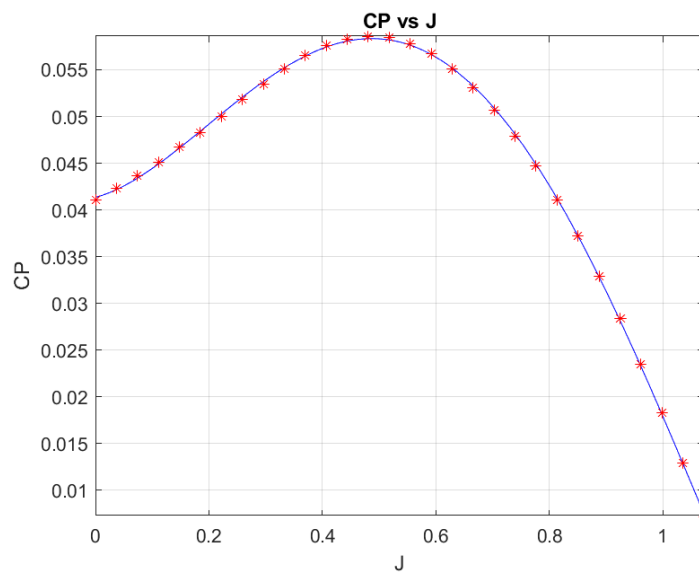
**Tabla 6.2** Coeficientes de interpolación para  $C_T$ .

$a_{04}$	0.141835189587338
$a_{03}$	-0.263076343492881
$a_{02}$	0.038114797453851
$a_{01}$	-0.004188678911656
$a_{00}$	0.098365596012088

**Tabla 6.3** Coeficientes de interpolación para  $C_P$ .

$b_{04}$	0.144761456128084
$b_{03}$	-0.367695163896408
$b_{02}$	0.183400004444809
$b_{01}$	0.016052784976435
$b_{00}$	0.041351451653009

Así estamos en disposición de representar las distribuciones de  $C_T$ ,  $C_P$  y  $\eta$  frente al parámetro de avance de la hélice según las gráficas (6.2), (6.3) y (6.4) respectivamente. Puntualizar como los asteriscos rojos representan los valores conocidos de la familia 20x18.

**Figura 6.2**  $C_T$  vs  $J$  (20x18).**Figura 6.3**  $C_P$  vs  $J$  (20x18).

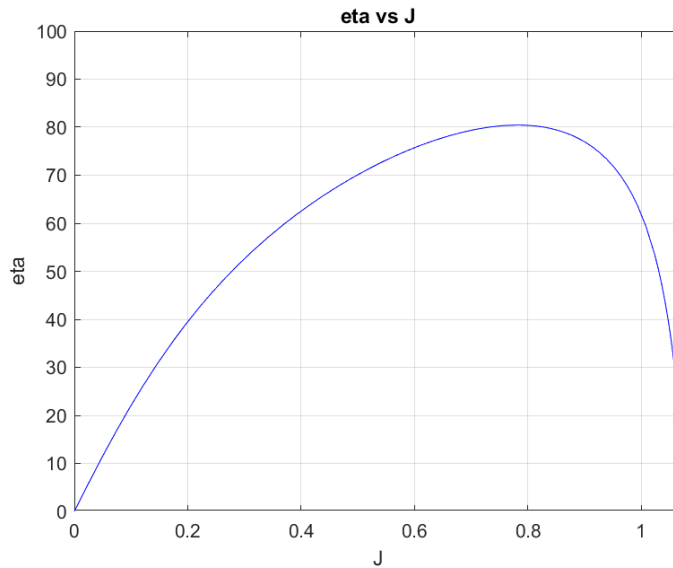


Figura 6.4  $\eta$  vs J (20x18).

Si comparamos la distribución del rendimiento propulsivo para esta familia de hélices, podemos observar como el rendimiento máximo es ligeramente inferior que en el caso de la familia 28x12.

## 6.2 Optimización global de la misión para el nuevo modelo propulsivo

A continuación vamos a realizar un proceso de optimización análogo al que realizábamos en el capítulo 5 para la nueva planta propulsora instalada. Esto nos va a permitir discernir como se modifican los resultados mediante la inclusión de la nueva configuración.

Puesto que en principio sabemos que el punto óptimo se encuentra en el entorno de  $D_{prop} = 20'' = 0.508m$  y  $v_1 = 21$  estudiaremos diámetros y velocidades que pertenezcan a los siguientes dominios:

$$D_{prop} \in [12'', 28'']$$

$$V_1 \in [20, 28]m/s$$

Cabe señalar como conceptualmente no hemos de modificar nada en el proceso de optimización desarrollado en el capítulo 5 al modificar la planta propulsora, exclusivamente hemos de sustituir el modelo propulsivo de la 28x12 por el de la 20x18, o por cualquier otra familia de hélices que se quisiese probar, en el paquete de funciones.

Puntualizar como en el desarrollo de este análisis global hemos mantenido la modificación de la velocidad de lanzamiento de la catapulta,  $V_0 = 18.57$ . Puesto que el objetivo es obtener una configuración de la planta propulsora que nos permita obtener el consumo mínimo teórico visto en el capítulo 5 y por lo tanto el mismo peso de baterías, en principio, con esta modificación verificaremos que el avión abandona la plataforma de lanzamiento con una velocidad superior a la velocidad de entrada en pérdida.

### 6.2.1 Obtención de las superficies de resultados

Como ya hemos indicado el proceso de optimización se sustenta sobre la misma lógica que en el caso de la familia de hélices 28x12:

- En primer lugar debemos obtener la masa de baterías óptima que cumple con los requisitos de la misión. Es decir, aquella mínima masa de baterías tal que se cumple que la energía

disponible es la energía requerida para el desarrollo de la misión, más un factor de seguridad del 25 %.

- Una vez hemos obtenido la masa de baterías que debemos instalar en la aeronave para cada combinación de las actuaciones y de la planta propulsora, estamos ante un problema cerrado en el que hemos fijado, la velocidad de vuelo de crucero, el diámetro de la hélice empleada y la masa de baterías instalada. Por lo tanto tenemos en cada uno de los  $N \times N$  casos distintos un problema cerrado, en el cual podemos obtener todas las variables del problema.

Al igual que hacíamos en el caso de la familia 28x12 llevamos a cabo una discretización de 50x50 combinaciones distintas de diámetros de hélices y velocidades de crucero. Llevando a cabo el proceso descrito podemos llegar a las superficies de las variables del problema en el plano  $V \& D_{prop}$ , representando así las superficies de la masa de baterías instalada, el rendimiento propulsivo, la velocidad de entrada en pérdida y las revoluciones del motor tanto en ascenso como en crucero, según las figuras (6.5),(6.7),(6.9),(6.11), y (6.13) respectivamente.

Para un mejor entendimiento de las mismas, es interesante representar las curvas de nivel de dichas superficies en el plano  $V \& D_{prop}$ . Así representamos dichas curvas en las figuras (6.6), (6.8), (6.10), (6.12) y (6.14) respectivamente.

De estas curvas de nivel podemos extraer como cualitativamente coinciden con las curvas de la familia 28x12. Es necesario tener precaución a la hora de comparar los resultados, en el hecho de que en el estudio de la 20x18 hemos reducido el plano  $V \& D_{prop}$  en el que estudiamos los mismos. Cabe señalar, como debido a que el rendimiento máximo en este modelo propulsivo es ligeramente menor, se obtienen masas de baterías mínimas algo mayores.

En el caso de la familia 20x18, hemos estudiado la evolución del problema para diámetros algo menores, llegando hasta valores de 12". Esto nos permite observar como la evolución para diámetros a partir de 18",16" es de una masa de baterías creciente, por lo que no interesa seguir reduciendo el diámetro de la hélice. Esta evolución ya se podía proveer en la familia 28x12, donde observábamos que a bajas velocidades de crucero se alcanzaba un mínimo de la masa de baterías, para diámetros contenidos en  $D_{prop} \in [0.4,0.8]m$

En las siguientes páginas mostramos las figuras anteriormente mencionadas:

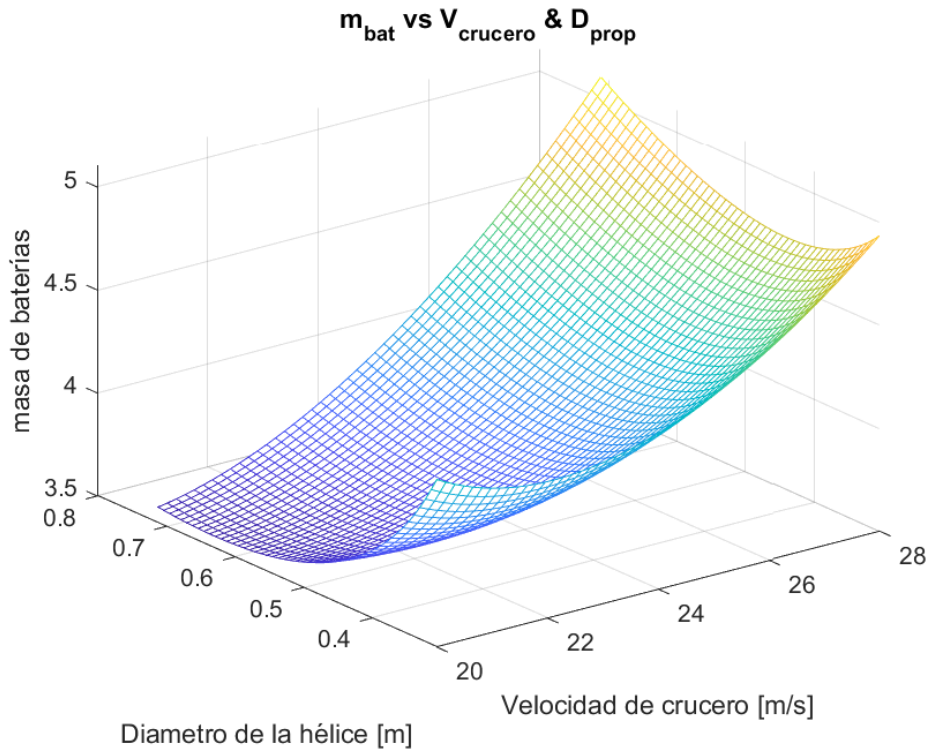


Figura 6.5 Superficie de la masa de baterías instalada.

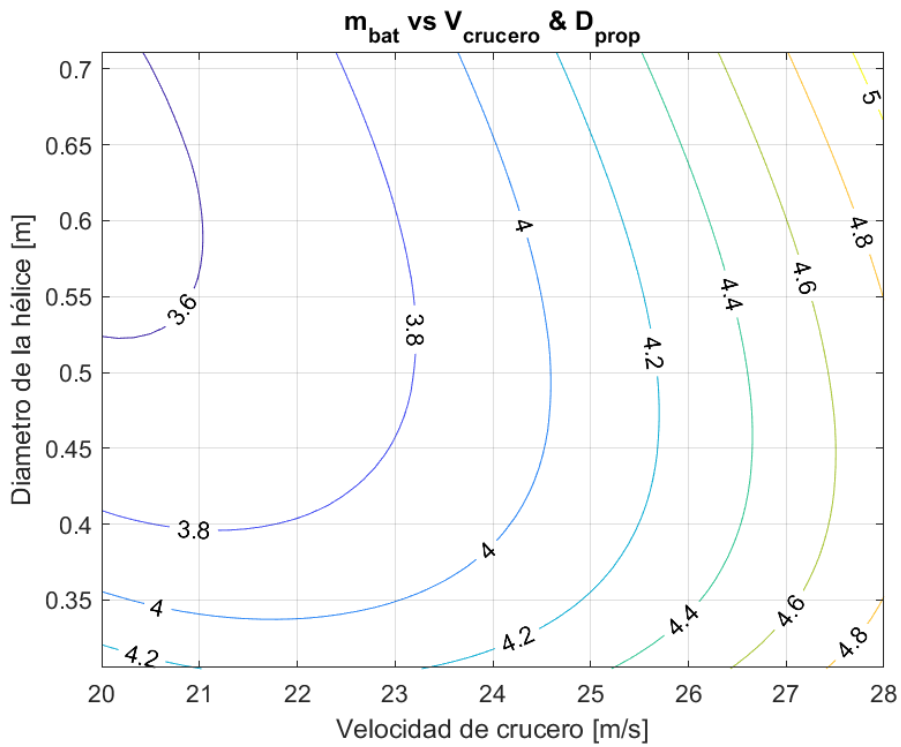
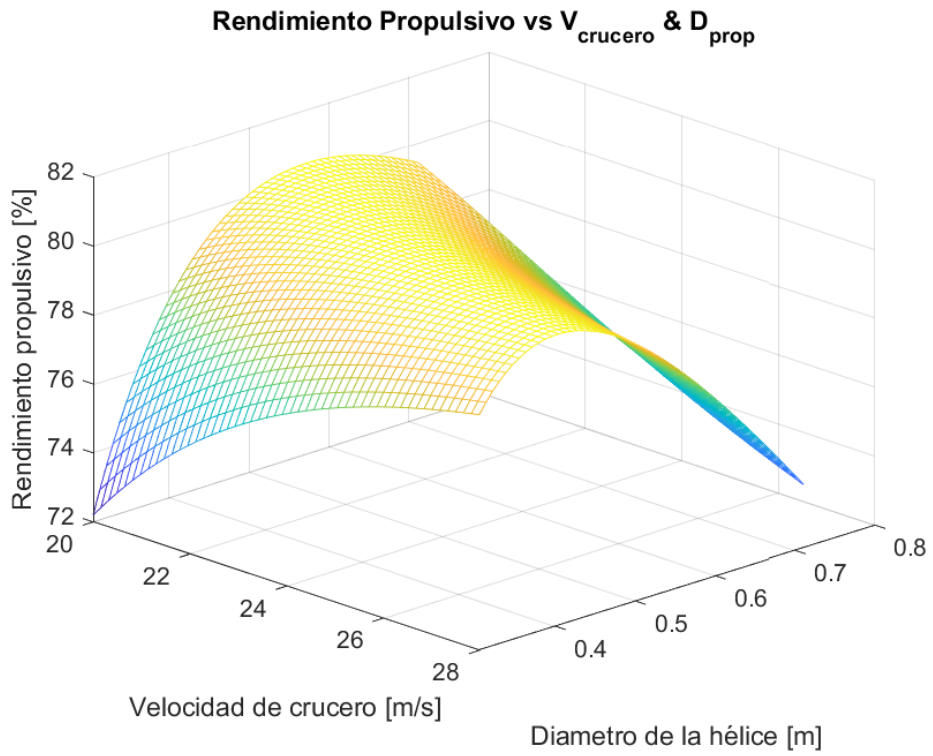
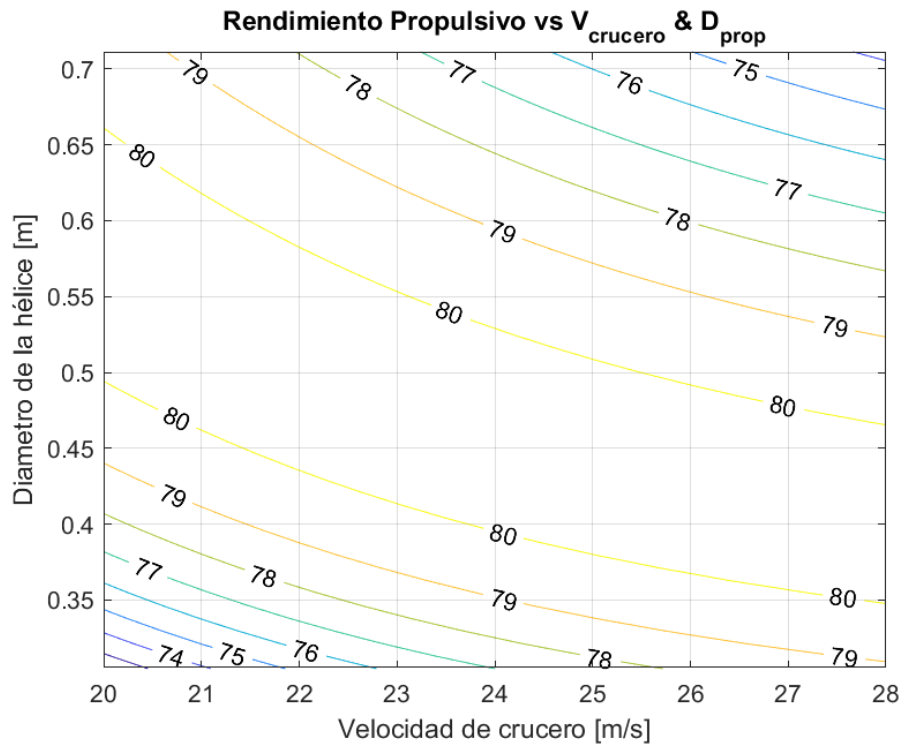


Figura 6.6 Curvas de nivel de la masa de baterías.



**Figura 6.7** Superficie del rendimiento propulsivo.



**Figura 6.8** Curvas de nivel del rendimiento propulsivo.

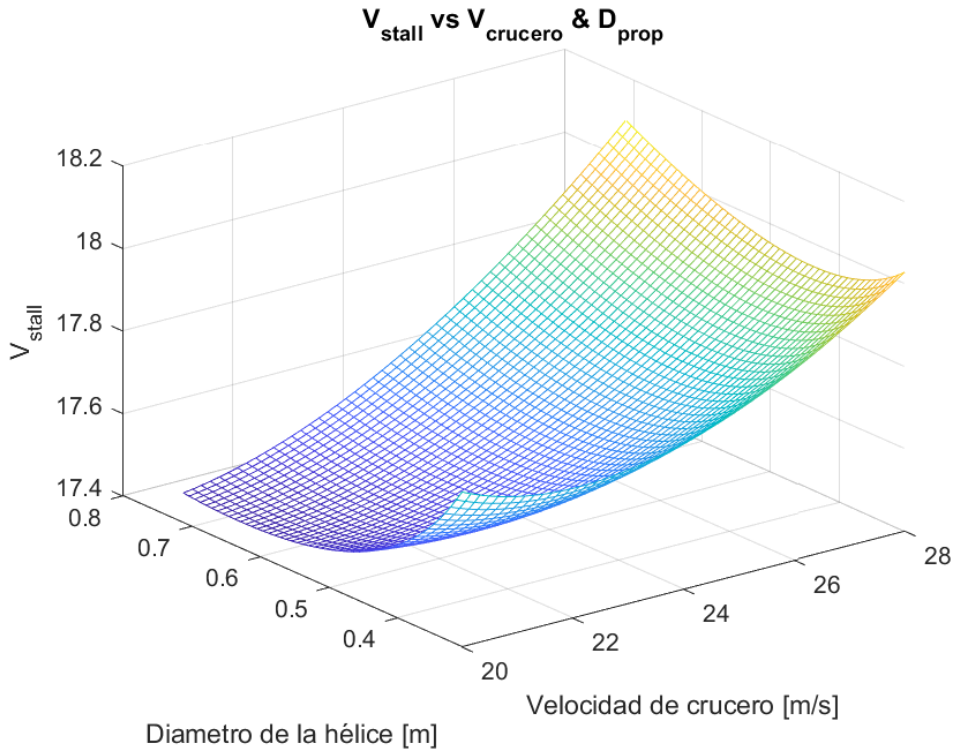


Figura 6.9 Superficie de la velocidad de entrada en pérdida.

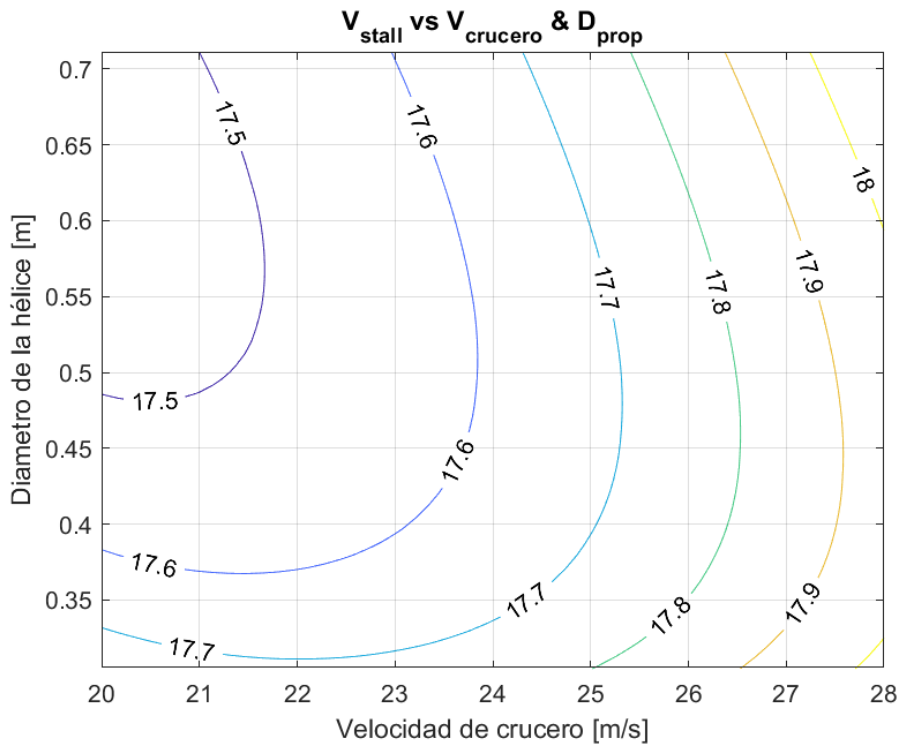


Figura 6.10 Curvas de nivel de la velocidad de entrada en pérdida.

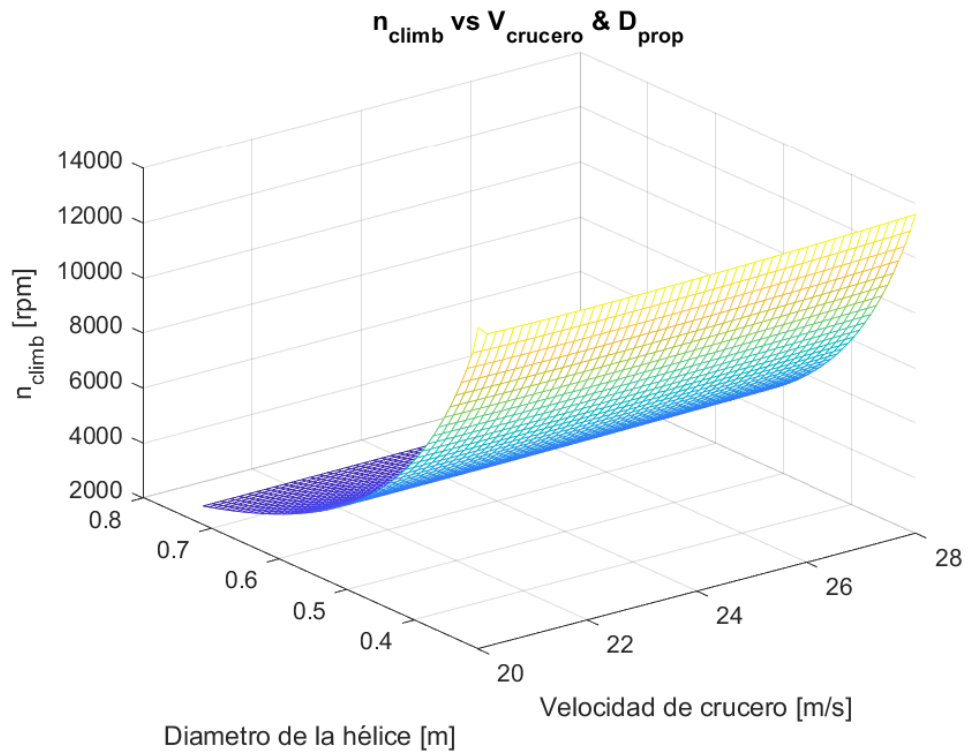


Figura 6.11 Superficie de las revoluciones del motor en ascenso.

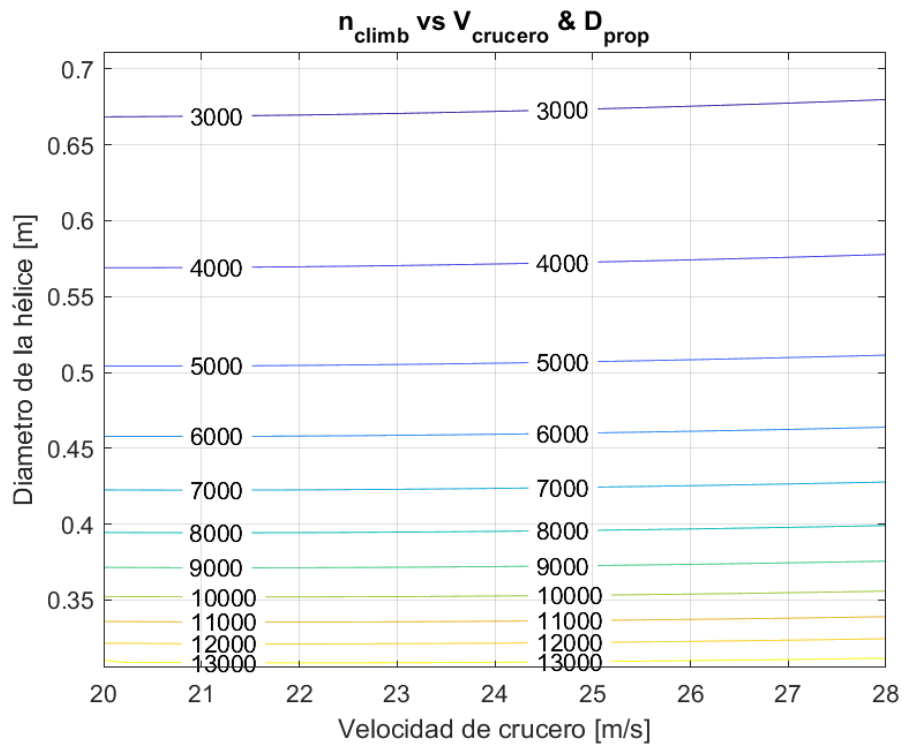


Figura 6.12 Curvas de nivel de las revoluciones del motor en ascenso.



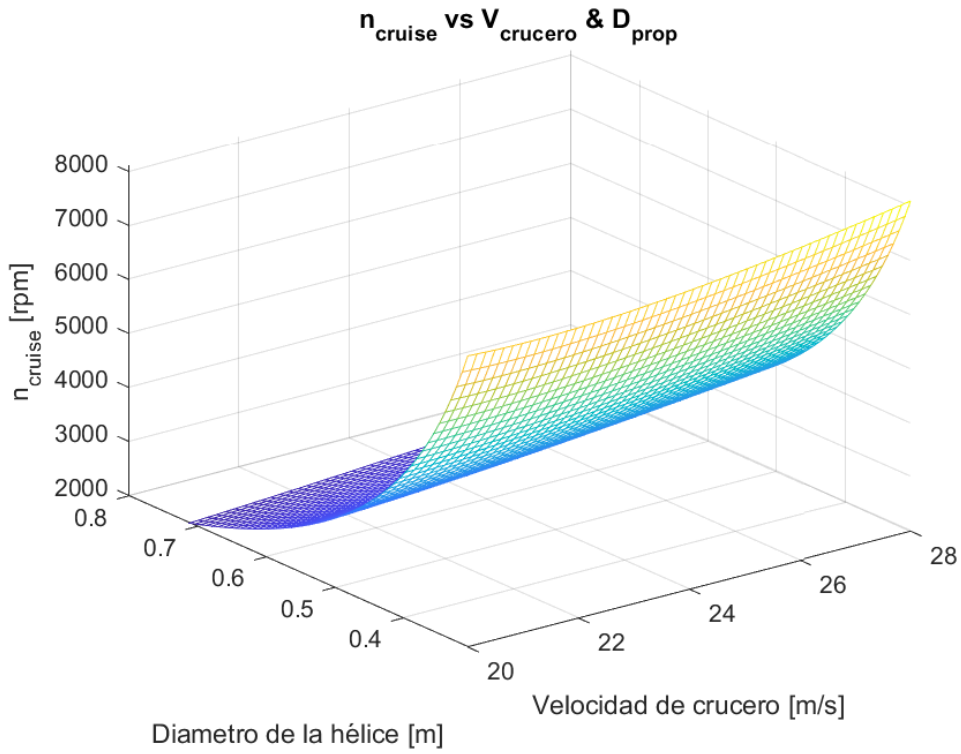


Figura 6.13 Superficie de las revoluciones del motor en crucero.

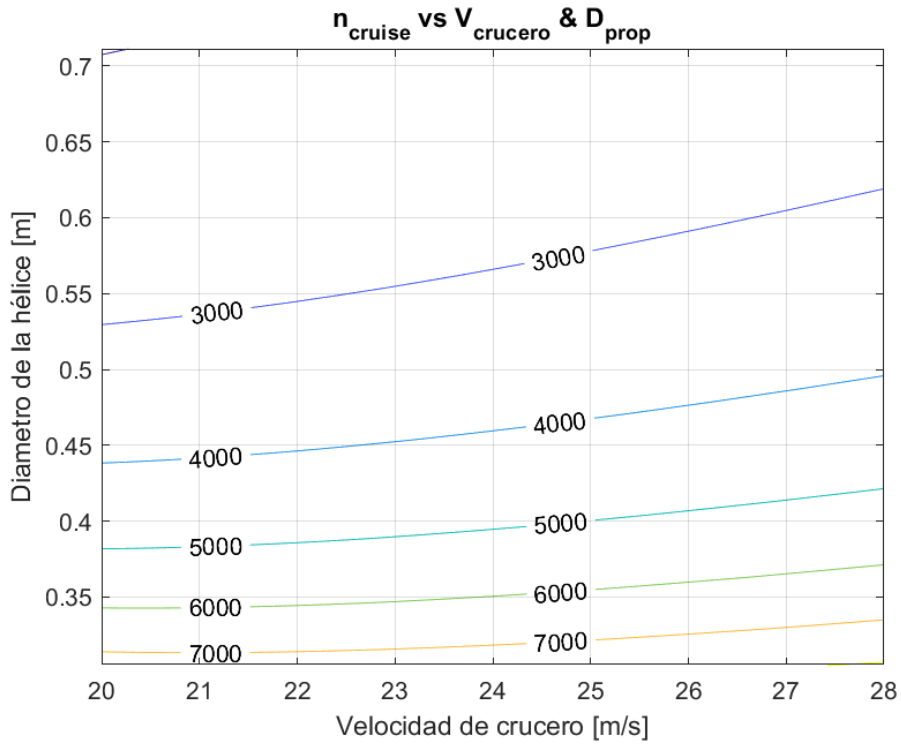


Figura 6.14 Curvas de nivel de las revoluciones del motor en crucero.

### 6.2.2 Definición de la región admisible de operación

Así como hacíamos en el caso de la familia de la hélice 28x12, hemos de establecer las regiones dentro de las cuales es posible operar la aeronave. Dichas fronteras son:

- Ha de existir un margen de seguridad entre la velocidad de crucero y la velocidad de entrada en pérdida de la aeronave para cada una de las configuraciones. Así nuevamente imponemos como la velocidad de crucero ha de ser al menos 1.2 veces la velocidad de entrada en pérdida. Si representamos en el plano  $V$  &  $D_{prop}$  el cociente entre la velocidad de crucero y la velocidad de entrada en pérdida según la figura (6.15):

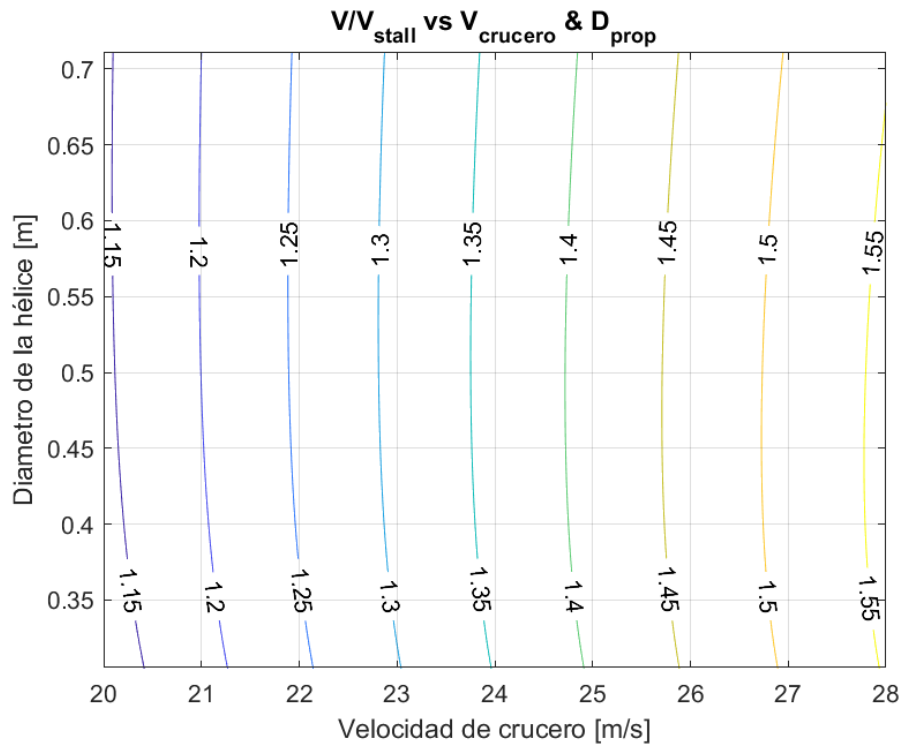


Figura 6.15 Cociente entre la velocidad de crucero y la velocidad de entrada en pérdida.

Podemos observar como la curva  $V/V_{stall} = 1.2$  nos define la región admisible de operación, hacia la derecha de la misma.

- El motor nos impone nuevamente una restricción de revoluciones máximas a las que puede operar. Nuevamente imponemos que estas revoluciones máximas del motor sean  $n_{max} = 8029rpm$ . Por lo tanto las curvas  $n_{climb} = 8029rpm$  y  $n_{cruise} = 8029rpm$  nos definen una región de operación por encima de las cuales debemos operar. Esto podemos observarlo en las figuras (6.12) y (6.14) respectivamente. A su vez cabe señalar, cómo la fase más restrictiva es la de ascenso acelerado. Si bien se verifica que exclusivamente para diámetros de hélices muy pequeños, las revoluciones del motor superen el valor máximo.
- Por último la hélice también fija unas revoluciones máximas que no deben ser superadas. En este caso el fabricante impone esta restricción por medio del producto entre las revoluciones de la hélice y el diámetro de la misma. Si tomamos los valores del fabricante, para hélices estándares como la nuestra, se establece un valor máximo de:

$$(n \cdot D)_{max} = 190000[rpm \cdot in] = 80.4333 \left[ \frac{rev \cdot m}{s} \right]$$

Podemos definir el parámetro  $\delta_{prop}$ , tal que nos relaciona el producto del diámetro de las revoluciones de la hélice por el diámetro de la hélice, con el valor máximo de dicho producto según:

$$\delta_{prop} = \frac{n \cdot D}{(n \cdot D)_{max}}$$

Podemos representar el valor de dicho parámetro tanto durante el segmento de ascenso como durante el segmento de crucero en el plano  $V&D_{prop}$  según las figuras (6.16) y (6.17) respectivamente.

Observamos nuevamente como la fase de ascenso acelerado es más restrictiva. Si bien cabe señalar, cómo en ninguna región del plano  $V&D_{prop}$ , se supera el valor de  $\delta_{prop} = 1$ , por lo tanto, podemos afirmar que la hélice, en la región estudiada, no impone ninguna restricción.

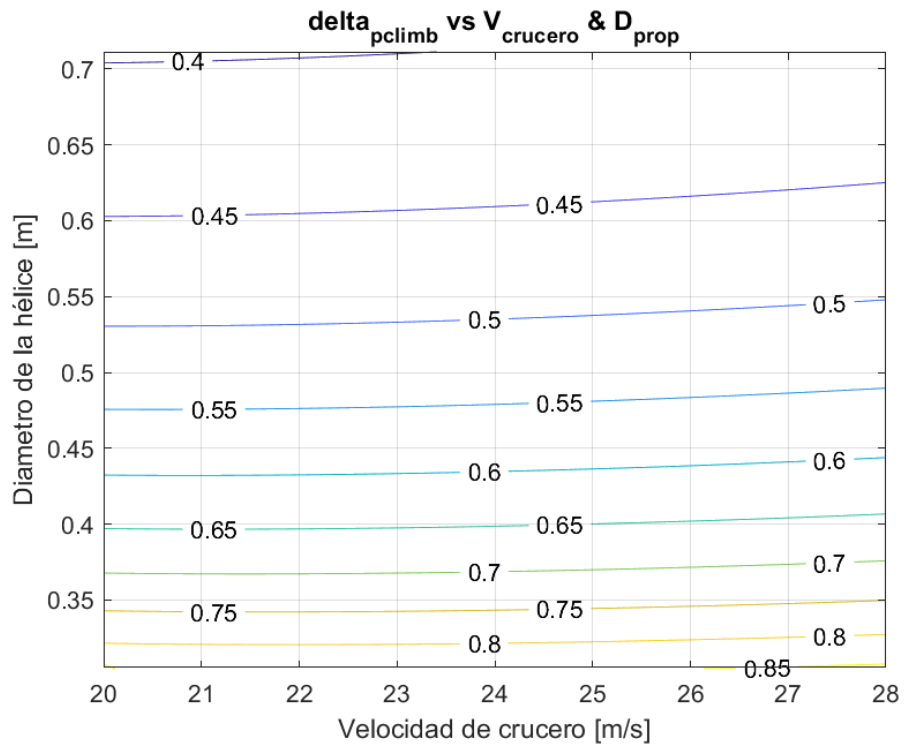


Figura 6.16 Parámetro  $\delta_{prop}$  durante la fase de ascenso acelerado.

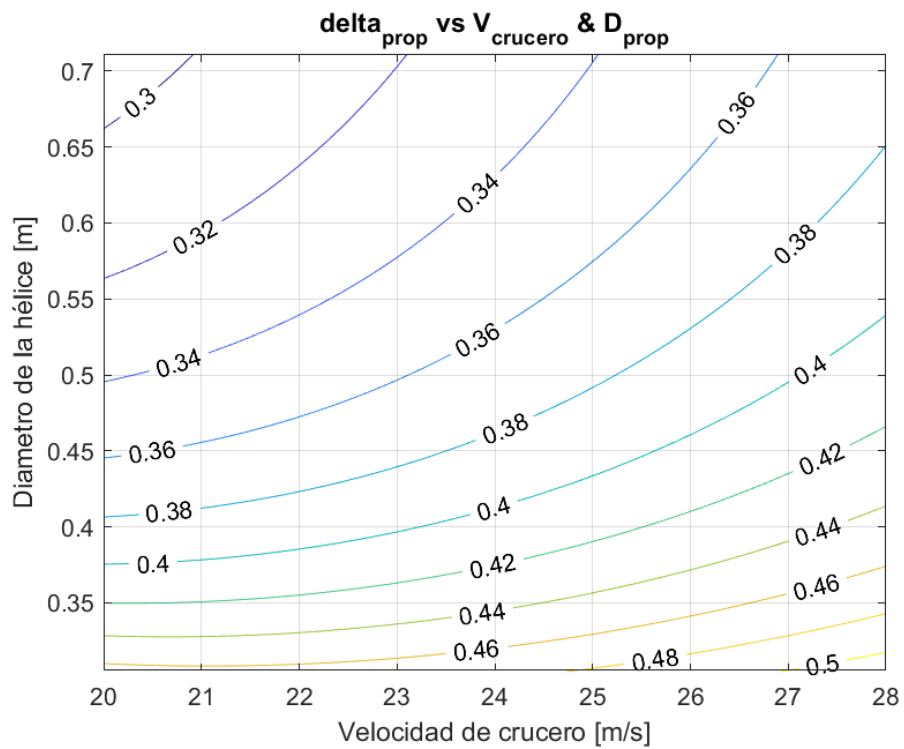


Figura 6.17 Parámetro  $\delta_{prop}$  durante la fase de crucero.

### 6.2.3 Figura de mérito

Una vez presentados los resultados en el plano  $V$  &  $D_{prop}$  y definidas las distintas regiones del problema dentro de las cuales podemos operar, podemos representar las curvas de nivel del cociente entre la masa de baterías y la masa total de la aeronave, delimitada dicha gráfica, por los distintos límites definidos en el apartado 6.2.2. Así mostramos la figura (6.18).

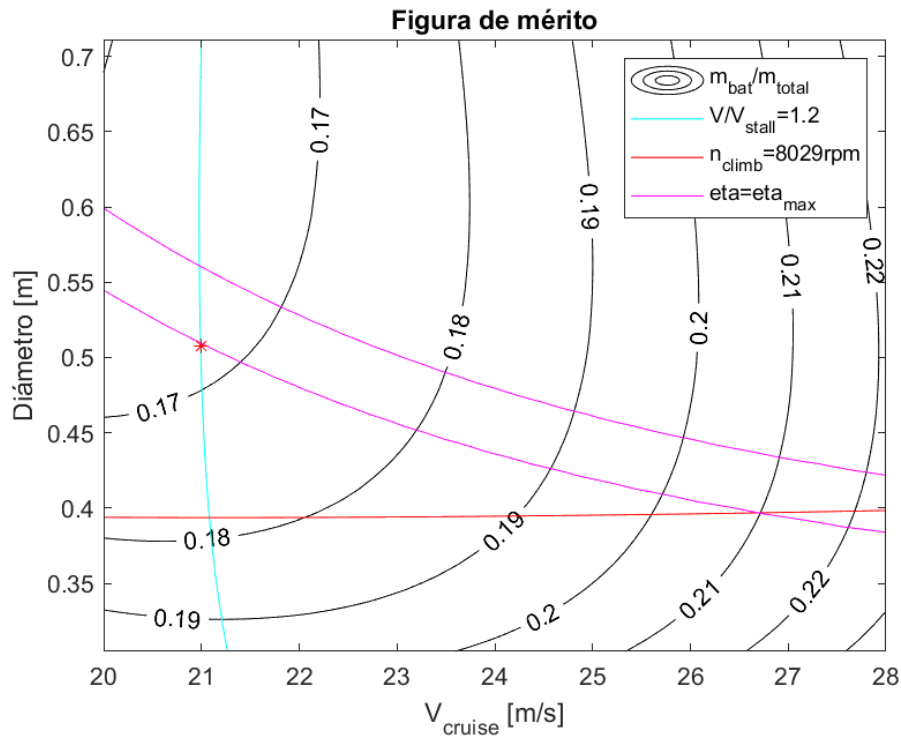


Figura 6.18 Figura de mérito.

Podemos observar como al introducir el nuevo modelo propulsivo se ha producido una variación en el punto óptimo de operación. Si bien la velocidad de crucero óptima sigue siendo  $v_1 = 21\text{m/s}$ , para el diámetro de la hélice podemos observar como la masa de baterías óptima no presenta una gran dependencia con el diámetro de la hélice, siempre y cuando este pertenezca a la región comprendida entre  $D_{prop} \in [0.45, 0.7]$ , es decir, con la nueva planta propulsora, el punto de operación se traslada a diámetros algo mayores.

En la figura (6.18), se ha representado a su vez, el corredor dentro del cual se alcanzan los máximos rendimientos propulsivos. A su vez, mostramos el punto de operación elegido, con la selección de la familia 20x18. Así podemos observar como el punto de operación seleccionado, pertenece a la franja de rendimientos propulsivos máximos, siendo un punto óptimo. Por lo tanto la configuración definida según:

- Hélice 20x18 del fabricante *APC Propellers*
- Velocidad de crucero de  $v_1 = 21\text{m/s}$

Define nuestra configuración final.

## 6.3 Estudio de la configuración final

Vamos a estudiar a continuación los resultados que nos aporta nuestra configuración elegida, en cada uno de los segmentos de vuelo que componen la misión. Para dicha configuración obtenemos

que la masa de baterías necesaria para cumplir los requisitos fijados es:

$$m_{bat} = 3.5398kg$$

Recordemos que el valor teórico de la masa mínima de baterías en el análisis global de la hélice 28x12 3 Blatt era  $m_{bat} = 3.2346kg$ . Así, podemos observar como con la familia 20x18, obtenemos unos resultados muy cercanos al valor teórico, con un error relativo del 9.43 %. Podemos achacar esta pequeña caída, a la pequeña reducción del valor máximo del rendimiento propulsivo en la familia 20x18 respecto de la 28x12.

Recordamos que al haber modificado la velocidad de vuelo, hemos reducido a su vez el número de vueltas que realizamos al circuito, si bien, hemos mantenido constante el tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos.

Si recuperamos el valor de la densidad energética de las baterías  $\rho_{bat} = 195.7Wh/kg$ , vemos como la energía disponible para completar la misión es:

$$E_{DISPONIBLE} = m_{bat} \cdot \rho_{bat} = 692.5024Wh$$

Por su parte es interesante obtener la velocidad de entrada en pérdida tanto para las fases de ascenso como de crucero de la misión.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}}$$

Así la velocidad de entrada en pérdida durante las fases de ascenso y crucero son respectivamente:

$$V_{sclimb} = 16.9599m/s$$

$$V_{scruise} = 17.4624$$

Observamos como cumplimos así con la condición impuesta de que la velocidad de crucero debía ser al menos 1.2 veces la velocidad de entrada en pérdida. A su vez cabe observar nuevamente, cómo gracias a la modificación de la velocidad de salida de la catapulta, somos capaces de abandonar la misma con una velocidad superior a la velocidad de entrada en pérdida y por lo tanto, ser capaces de completar la misión.

A continuación estudiamos tramo por tramo los resultados del problema para la configuración final instalando la masa de baterías óptima.

### 6.3.1 Ascenso Acelerado

Como ya sabemos este es el único tramo no estacionario del problema. En las figuras (6.19), (6.20), (6.21) y (6.22), podemos observar la evolución del coeficiente de sustentación, del empuje, del rendimiento propulsivo y de la potencia consumida a lo largo del segmento. A su vez en la tabla (6.4), representamos los valores de las variables en el segmento para cuatro instantes de tiempo distribuidos linealmente a lo largo de la misión. Por último recuperamos en la tabla (6.5), los valores del rendimiento propulsivo, consumo de potencia máximo y consumo energético, para la configuración inicial con la hélice 28x12 3 Blatt, velocidad de crucero  $v_1 = 32m/s$  y masa de baterías  $m_{bat0} = 8.47kg$ .

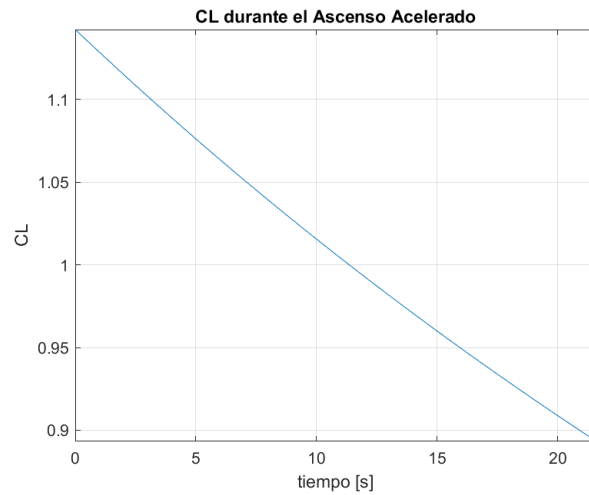


Figura 6.19 Coeficiente de sustentación durante el ascenso acelerado.

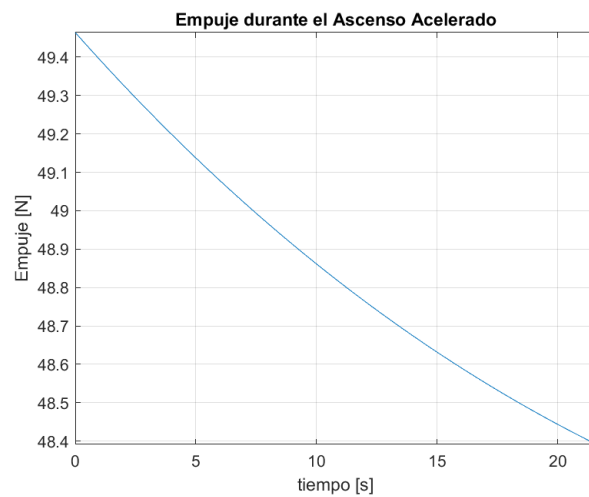


Figura 6.20 Empuje durante el ascenso acelerado.

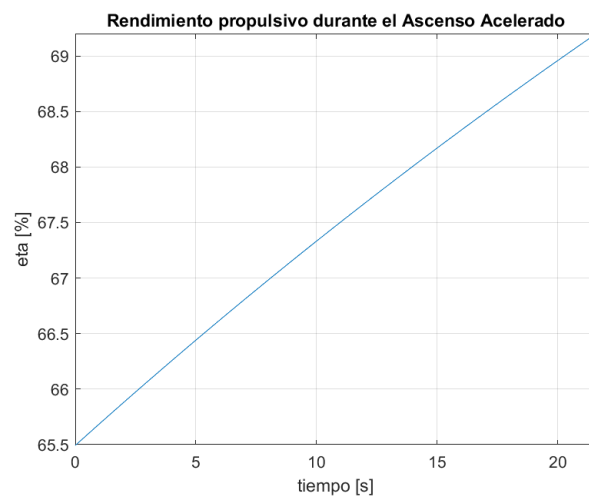
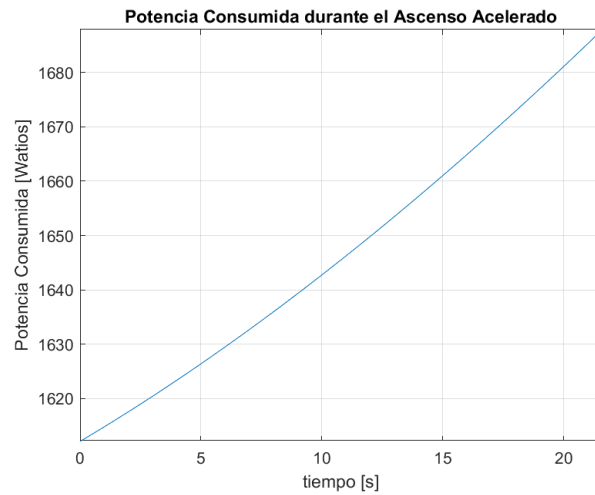


Figura 6.21 Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado.



**Figura 6.22** Potencia consumida durante el ascenso acelerado.

**Tabla 6.4** Variables más relevantes durante el ascenso acelerado.

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$C_L$	1.0713	1.0064	0.9473	0.8932	-
$T$	49.1142	48.8220	48.5828	48.3914	$N$
$D$	10.9996	10.7073	10.4682	10.2768	$N$
$J$	0.4489	0.4618	0.4742	0.4863	-
$n$	5044.9	5060.0	5078.6	5100.4	$rpm$
$\eta$	66.51	67.47	68.36	69.20	%
$P$	1627.6	1645.5	1665.7	1687.9	$W$
$E_{consumida}$	2.4222	4.8792	7.3648	9.8822	$Wh$

**Tabla 6.5** Consumo de la configuración inicial en el ascenso acelerado.

Magnitud	$t = 5.3838s$	$t = 10.7892s$	$t = 16.1946s$	$t = 21.6000s$	Unidades
$\eta$	76.25	80.53	82.77	83.68	%
$P$	2311.7	2587.8	2959.5	3415.5	$W$
$E_{consumida}$	3.3326	6.9974	11.1513	15.9270	$Wh$

Llegamos a una conclusión similar a la del capítulo 5. Con la nueva configuración, el rendimiento propulsivo durante el tramo de ascenso acelerado se empeora. Si bien debido a la reducción del empuje y de la velocidad de vuelo, de forma global el consumo de energía en el tramo se reduce en un 37.95% respecto a la configuración inicial.

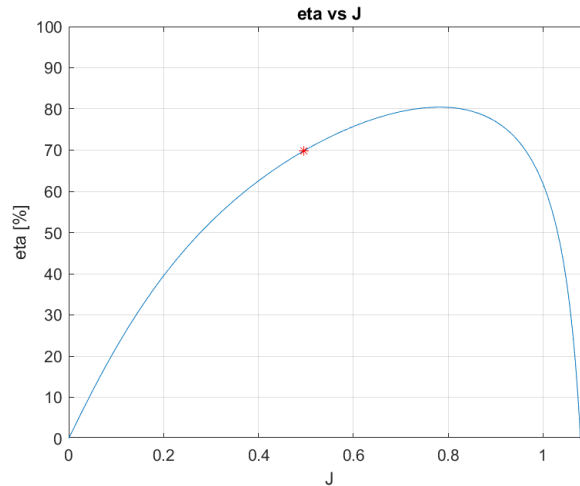
Si lo comparamos a su vez con la mejora teórica del capítulo 5, podemos observar como el nuevo modelo propulsivo provoca una caída del rendimiento propulsivo aun más acusada, dando lugar a un consumo energético algo mayor.

A su vez observar como con la modificación de la velocidad de lanzamiento el valor del  $C_L < C_{Lmax}$ , de forma que es posible completar la misión con una ligera mejora de la catapulta de lanzamiento. A su vez vemos que no superamos las revoluciones máximas del motor, por lo que nos encontramos dentro de la región admisible de operación.



### 6.3.2 Ascenso Helicoidal

A continuación presentamos el valor de las variables en el segmento. Así podemos mostrar el valor del rendimiento propulsivo durante el ascenso helicoidal en la figura (6.23). A su vez mostramos los resultados de las variables más relevantes en el mismo en la tabla (6.6). Por último recuperamos los valores del rendimiento propulsivo y consumos de potencia y energía de la configuración inicial en la tabla (6.7).



**Figura 6.23** Rendimiento propulsivo durante el ascenso helicoidal.

**Tabla 6.6** Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.8938	-
$T$	46.0390	$N$
$D$	10.2856	$N$
$n$	5001.1	$rpm$
$J$	0.4959	-
$\eta$	69.85	%
$P$	1590.9	$W$
$E_{consumida}$	72.9332	$Wh$

**Tabla 6.7** Consumo de la configuración inicial en el ascenso helicoidal.

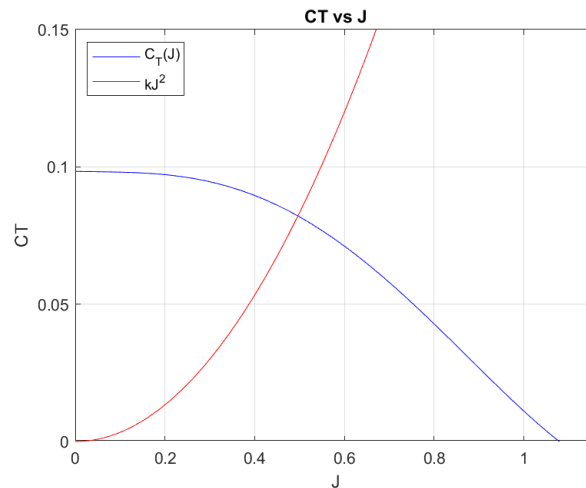
$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
83.57	2523.8	75.9304

Observamos la misma evolución que observábamos en el capítulo 5. Al modificar el punto de operación el corte de la curva  $C_T$  con la parábola definida por:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

Se produce para un valor del parámetro de avance menor, que el que se daría en este modelo propulsivo para la configuración inicial de diámetro y velocidad de crucero. Esto se debe a que con

el cambio del punto de operación el valor de la constante  $k$  crece.



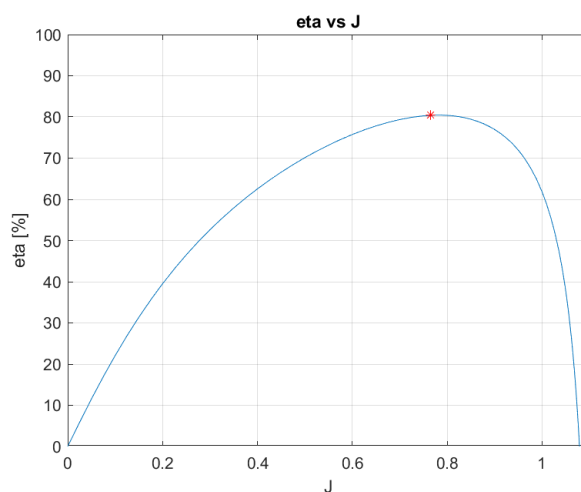
**Figura 6.24** Punto de operación en el ascenso helicoidal.

Esto provoca en el ascenso helicoidal una reducción del rendimiento propulsivo, que con el nuevo modelo propulsivo es incluso mayor que en el caso de la optimización teórica. A su vez debido a la nueva velocidad de crucero, el tiempo de duración del tramo de ascenso helicoidal es mayor que en el caso de la configuración inicial. Si bien debido a la caída de la masa de baterías que provoca una reducción del empuje así como una reducción de la velocidad, de forma global se produce un ligero decrecimiento del 3.95 % del consumo energético en el segmento en comparación con la configuración inicial.

A su vez es destacable como las revoluciones del motor son menores que las revoluciones máximas, por lo que nos encontramos dentro de la región admisible de operación.

### 6.3.3 Tramo rectilíneo de crucero

Una vez más presentamos el valor del rendimiento propulsivo en el segmento en la figura (6.25). A su vez presentamos las variables más relevantes del problema durante el segmento en la tabla (6.8). Por último recuperamos los datos del rendimiento propulsivo, consumo de potencia y consumo energético en la configuración inicial según la tabla (6.9).



**Figura 6.25** Rendimiento propulsivo durante el tramo rectilíneo en crucero.

**Tabla 6.8** Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo en crucero.

Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.9620	-
$T$	10.6872	$N$
$D$	10.6872	$N$
$n$	3240.1	$rpm$
$J$	0.7655	-
$\eta$	80.40	%
$P$	320.8482	$W$
$E_{consumida}$	16.5517	$Wh$

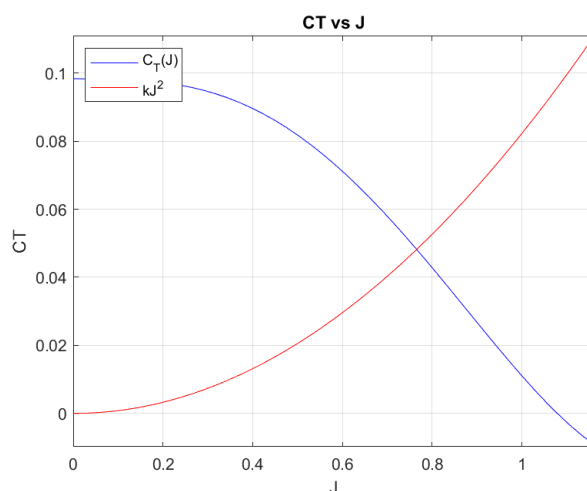
**Tabla 6.9** Consumo de la configuración inicial en el tramo rectilíneo de crucero.

$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
63.99	748.5507	25.3416

Al modificar la configuración ocurre nuevamente que el corte de la parábola definida por:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$

Se da lugar para un parámetro de avance de la hélice menor que el que tendría para este modelo propulsivo en la configuración inicial.

**Figura 6.26** Punto de operación en el tramo rectilíneo de crucero.

Podemos observar así, como hemos conseguido con esta configuración situarnos en un valor del rendimiento propulsivo muy cercano al del máximo de este modelo propulsivo y considerablemente superior al de la configuración inicial. Además como ya hemos visto los tramos de crucero son los que tienen una mayor contribución al consumo de energía total. Así la reducción del 34.68 % del consumo energético en el tramo rectilíneo de crucero, nos va a permitir reducir considerablemente el consumo total de la misión.

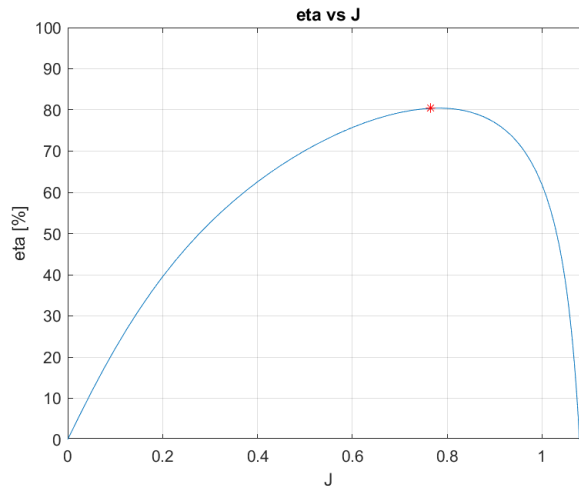
Si bien comentamos como al ser el rendimiento propulsivo de esta familia de hélices ligeramente inferior, el consumo energético de la configuración final en el tramo rectilíneo de crucero es

ligeramente superior al de la optimización teórica del capítulo 5.

Por último señalar, como las revoluciones del motor son inferiores a las revoluciones máximas. De esta forma podemos afirmar que nos encontramos dentro de la región admisible de operación.

### 6.3.4 Tramo de viraje en vuelo de crucero

Por último presentamos en la figura (6.27), el rendimiento propulsivo durante el tramo de viraje en crucero. A su vez mostramos en la gráfica (6.10) las variables más relevantes del problema en el tramo de viraje en crucero. Por último recuperamos los valores del rendimiento propulsivo, consumo de potencia y energético en el segmento para la configuración inicial en la tabla (6.11).



**Figura 6.27** Rendimiento propulsivo durante el tramo de viraje en crucero.

**Tabla 6.10** Variables más relevantes durante el tramo de viraje en crucero.

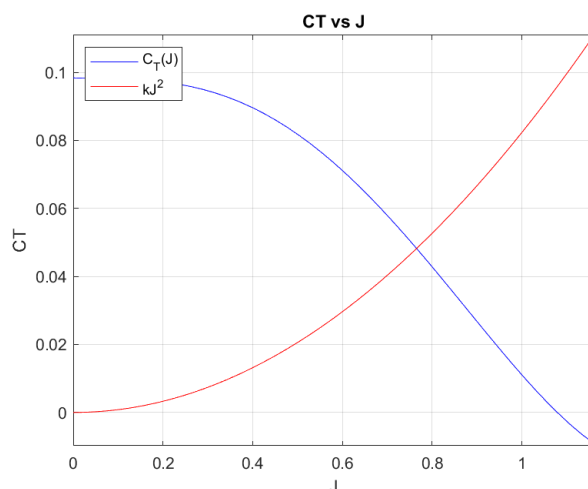
Magnitud	Valor numérico	Unidades
$C_L$	0.9626	-
$T$	10.6965	$N$
$D$	10.6965	$N$
$n$	3240.7	$rpm$
$J$	0.7654	-
$\eta$	80.40	%
$P$	321.1336	$W$
$E_{consumida}$	22.7344	$Wh$

**Tabla 6.11** Consumo de la configuración inicial en el tramo de viraje en crucero.

$\eta$	$P[W]$	$E[Wh]$
64.05	749.6656	34.8286

Nuevamente al operar con la nueva configuración el corte con la gráfica de  $C_T$  de la parábola definida según:

$$C_T = \frac{T}{\rho D^2 V^2} J^2 = kJ^2$$



**Figura 6.28** Punto de operación en el tramo de viraje en crucero.

Se da lugar para un parámetro de avance de la hélice menor que en el caso de la configuración inicial. Esto hace que operemos a un rendimiento propulsivo cercano al máximo, lo que nos permite reducir el consumo energético en el segmento en un 34.72 %, respecto de la configuración inicial. Esto tiene al igual que en el caso del tramo rectilíneo un gran impacto sobre el consumo de potencia total en la misión.

Cabe señalar como nuevamente, la configuración final da lugar a rendimientos propulsivos algo menores, que los predichos por la optimización teórica.

A su vez podemos observar como las revoluciones del motor son inferiores a las revoluciones máximas admisibles, por lo que operamos en la región admisible.

### 6.3.5 Conjunto de la misión

A continuación vamos a realizar un análisis global de la misión en la nueva configuración. Así resumimos los consumos de potencia y de energía por tramos en la tabla (6.28).

**Tabla 6.12** Consumos en la configuración final.

Segmento	$\eta$ [%]	Potencia [W]	Duración [min]	Consumo Energético [Wh]
Ascenso Acelerado	67.885	1647.03	0.36	9.8822
Ascenso Helicoidal	69.85	1590.9	2.7507	72.9332
Tramo Rectilíneo	80.40	320.8482	3.0952	16.5517
Tramo de Viraje	80.40	321.1336	4.2477	22.7344

Como ya habíamos visto con antelación la masa de baterías instalada en la aeronave en esta nueva configuración era  $m_{bat} = 3.5398$  kg, dando lugar a una energía disponible de:

$$E_{DISPONIBLE} = 692.5024Wh$$

Debido a la nueva velocidad de crucero, en el tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos, se completan un total de 6 vueltas de vigilancia durante el crucero. Esto provoca una energía consumida durante el crucero de:

$$E_{crucero} = 2 \cdot 6 \cdot (E_{Trm.Rec.} + E_{Trm.Vir.}) = 471.4332Wh$$

Por su parte la energía consumida en el conjunto de la misión es:

$$E_{TOTAL} = E_{Asc.Ace.} + E_{Asc.Hel} + E_{crucero} = 554.20441Wh$$

Por lo tanto podemos observar como:

- El tramo de crucero supone el 85.06 % del consumo total de energía en el desarrollo de la misión
- La energía disponible es 1.25 veces la energía requerida, por lo que en la nueva configuración es posible completar la misión, cumpliendo con el margen de seguridad definido.

# 7 Conclusiones

---

Recordamos el objetivo de este trabajo, el cual era el desarrollo teórico del proceso de optimización del diseño de las actuaciones y de la planta propulsora de la aeronave, con el fin de reducir el consumo energético y de recursos en el desarrollo de la misión de una aeronave real.

Así en este capítulo, recuperamos los consumos de la aeronave en su configuración inicial, para compararlos con los consumos obtenidos tras las modificaciones desarrolladas en el proceso de optimización, verificando así las mejoras obtenidas.

## 7.1 Verificación de los resultados

La configuración inicial venía definida por:

**Tabla 7.1** Configuración Inicial.

Magnitud	Valor	Unidades
Masa de baterías	8.47	kg
Configuración de la hélice	28x12 3 Blatt	-
Velocidad de crucero	32	m/s
Tiempo de vigilancia	86.715	min
Nº de vueltas de vigilancia	9	-

Dando lugar a un consumo de potencia y energía según la tabla (7.2):

**Tabla 7.2** Resumen de consumos de potencia y energía por tramos en la configuración inicial.

Segmento	Rendimiento propulsivo [%]	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	83.682	2652.5	0.36	15.927
Ascenso Helicoidal	83.57	2523.8	1.805	75.9304
Tramo Rectilineo de crucero	63.99	748.5507	2.03	25.3416
Tramo de Viraje en crucero	64.05	749.6656	2.7875	34.8286

Lo que daba lugar a un consumo energético final de:

$$E_{TOTAL} = 1174.921Wh$$

Por su parte la configuración final viene definida por:

**Tabla 7.3** Configuración Final.

Magnitud	Valor	Unidades
Masa de baterías	3.5398	kg
Configuración de la hélice	20x18	-
Velocidad de crucero	21	m/s
Tiempo de vigilancia	88.1148	min
Nº de vueltas de vigilancia	6	-

Señalar nuevamente cómo se ha mantenido un tiempo de vigilancia de aproximadamente 90 minutos, si bien esto ha dado lugar a una reducción del número de vueltas que se completan al circuito, al reducirse la velocidad de crucero. El consumo de potencia y energía en la nueva configuración es: tabla (7.4).

**Tabla 7.4** Resumen de consumos de potencia y energía por tramos en la configuración final.

Segmento	Rendimiento Propulsivo [%]	Potencia [W]	Duración [min]	Energía [Wh]
Ascenso Acelerado	67.885	1647.03	0.36	9.8822
Ascenso Helicoidal	69.85	1590.9	2.7507	72.9332
Tramo Rectilíneo	80.40	320.8482	3.0952	16.5517
Tramo de Viraje	80.40	321.1336	4.2472	22.7344

Dando lugar a un consumo energético final de:

$$E_{TOTAL} = 554.2044Wh$$

La conclusión más evidente a la que llegamos es, como con la nueva configuración conseguimos una disminución del consumo energético de:

$$E_{AHORRO} = 620.7166Wh$$

Lo que supone un ahorro del 52.83% respecto del consumo energético en la configuración inicial. Las ventajas de esto son evidentes:

- Reducción de los costes operativos de la misión.
- Reducción del impacto ambiental en el caso que la energía empleada para la carga de las baterías no provenga de fuentes renovables.
- Reducción del peso de baterías que es necesario embarcar, por lo que se podría estudiar un posible aumento de la carga de pago. Si bien puntualizar que esto último podría implicar un necesario aumento de la masa de baterías.

Si comparamos tramo a tramo cada configuración, es sencillo identificar el origen de esta mejora del consumo. La configuración inicial presenta un muy buen comportamiento para los tramos de ascenso, con rendimientos propulsivos cercanos al máximo. Si bien su comportamiento en los tramos de crucero es relativamente pobre, con rendimientos propulsivos lejanos del máximo. Al ser los tramos de crucero aquellos que representan un mayor porcentaje del consumo energético total de la misión, un rendimiento pobre en los mismos nos penaliza fuertemente el consumo total de energía.

Por contra en la configuración final podemos observar como el rendimiento propulsivo de los tramos de ascenso es relativamente pobre, sin embargo, el punto de operación de la aeronave es tal que el rendimiento propulsivo durante los tramos de crucero es máximo. Esto nos permite tener un



consumo mínimo durante el mayor porcentaje del consumo energético de la misión, dando lugar a la reducción global del consumo energético ya predicha.

Así como conclusión final podemos decir cómo, mientras la configuración inicial optimiza el consumo en ascenso, la configuración final optimiza el consumo en el tramo de crucero, consiguiendo una gran reducción del consumo global de la misión.

## 7.2 Propuestas de mejora

En el actual estudio se ha trabajado con un avión eléctrico cuya planta de potencia esta conformada por baterías de tipo LiPo, las cuales hemos caracterizado mediante una densidad energética de  $\rho_{bat} = 195.7 \text{kg}$ . De esta forma obtenemos resultados en los que podemos añadir libremente una masa de baterías exacta. Si bien esto no es del todo exacto, puesto que la posibilidad real con la que trabajamos es la de introducir un número discreto de celdas, y no porciones de estas, las cuales almacenan una cantidad exacta de energía y tienen un peso definido. Para obtener resultados más realistas, sería necesario realizar dicha consideración

Al trabajar con baterías hemos estudiado la primera de las vías de investigación propuestas en el capítulo 1. Si bien sería interesante, una vez implementada la nueva configuración, volver a realizar un análisis similar, esta vez modificando la planta de potencia. Particularmente sería muy interesante implementar una sustitución de las baterías por un sistema de pila de hidrógeno. La ventaja de introducir dicha modificación recae en la alta densidad energética del hidrógeno, con lo que podríamos conseguir reducciones incluso mayores del consumo energético, o en el caso deseado, aumentos de la autonomía de vuelo. De la mano de dicho nuevo estudio vendrían nuevas problemas a solucionar:

- Las pilas de hidrógeno presentan un muy buen comportamiento alimentando una potencia uniforme. Los tramos de crucero son ideales en este respecto puesto que presentan un consumo de potencia uniforme de 318 W durante un espacio prolongado de tiempo. Si bien podemos observar como los tramos de ascenso presentan picos en el consumo de potencia de entorno a los 1600 y 1900 W. Por lo tanto se abre la puerta a una planta de potencia híbrida con supercondensadores y baterías de apoyo a la pila de combustible en estos tramos. Sería interesante en este problema de hibridación realizar un proceso de optimización hasta alcanzar el grado de hibridación con un consumo energético menor.
- El hidrógeno presenta una muy baja densidad,  $\rho_{H_2} = 0,0899 \text{kg/m}^3$  para una temperatura de  $0^\circ$  y una presión de 1 atmósfera. Esto hace que aparezcan dificultades a la hora de almacenar el mismo para su consumo a lo largo de la misión. Por lo tanto aparecería un posible problema a estudiar sobre la posibilidad de incluir dichos tanques de hidrógeno en la configuración actual de la aeronave, así como la posible necesidad de modificar la misma.

En el desarrollo de este trabajo hemos trabajado en todo momento con hélices de paso fijo. Sería interesante llevar a cabo un estudio sobre la posibilidad de emplear hélices de paso variable. Esto nos permitiría operar en todos los segmentos de vuelo con un alto rendimiento propulsivo y no exclusivamente en el crucero. Si bien este tipo de hélices presentan un mayor costo, supondrían un peso extra y debido a su mayor complejidad, requieren de un mayor mantenimiento. En conclusión, deberíamos sopesar las ventajas e inconvenientes de la inclusión de dicho sistema. Para ello sería interesante obtener cual sería el punto de operación óptimo en cada uno de los segmentos, cuantificando los nuevos consumos energéticos en cada uno de los tramos.

Otras posibles posibilidades de mejora sería la introducción de sistemas de recuperación de energía durante la misión. Al respecto introducimos dos ideas:

- A día de hoy ya existen UAV que emplean la energía solar como fuente de potencia. Incluso encontramos el modelo *Zephyr HAPS*, cuyo concepto es una plataforma de telecomunicaciones que opera a grandes altitudes en la estratosfera donde las condiciones climáticas son prácticamente invariantes, consiguiendo una propulsión total mediante energía solar y vuelos continuados de hasta 65 días actualmente [10].

El objetivo en nuestra aeronave sería incluir células solares a lo largo de la envergadura del ala, las cuales nos permitirían recargar las baterías durante la misión, pudiendo reducir el peso de baterías inicial instalado. Esto a su vez podría favorecer el sistema híbrido en el caso de la inclusión de la pila de hidrógeno, reduciendo el espacio ocupado por las baterías y supercondensadores.

- Por último sería interesante desarrollar un estudio más profundo de la fase final de planeo, en la que no hemos entrado en este trabajo, para poder estudiar la posibilidad de una recarga de las baterías durante este tramo de descenso. Si bien esto no nos permitiría reducir la masa de baterías que sería necesario instalar en la aeronave, nos permitiría:
  - Reducir costes operativos
  - Disminuir los tiempos de recarga necesarios entre misión y misión
  - Disminuir la huella ecológica al reducirse el consumo energético en tierra, el cual puede proceder de fuentes no renovables.

# Índice de Figuras

---

1.2	Lillium [7]	3
1.1	Volocopter VC200 [6]	3
1.3	Accidente del LZ 129 Hindenburg [10]	4
1.4	ZEROe Turbofan [12]	5
1.5	ZEROe Turboprop [12]	5
1.6	ZEROe Blended Wing Body [12]	5
1.7	B-2 Spirit Stealth Bomber [14]	6
2.1	INTA ALO [1]	9
2.2	Trayectoria de la misión	9
2.3	Trayectoria de Ascenso	10
2.4	Segmentos de Crucero [1]	11
2.5	Geometría del ALO [1]	12
2.6	Perfil del ALO [1]	12
2.7	Ala [1]	13
2.8	Estabilizador [1]	14
2.9	Hélice 28x12 3 Blatt [18]	15
2.10	$C_T$ vs $J$ (28x12 3 Blatt)	17
2.11	$C_P$ vs $J$ (28x12 3 Blatt)	18
2.12	$\eta$ vs $J$ (28x12 3 Blatt)	18
2.13	Dimensiones del motor eléctrico [19]	19
2.14	ESC HBC series V7 25063-3 de MGM-ComPro [20]	19
2.15	Tiny BMS s516 150[21]	20
2.16	NACA 2412 $C_l$ vs $\alpha$ [1]	21
2.17	NACA 2412 $E$ vs $\alpha$ [1]	22
2.18	NACA 2412 Leyenda del Reynolds [1]	22
2.19	NACA 0012 $C_l$ vs $\alpha$ [1]	22
2.20	NACA 0012 $E_a$ vs $\alpha$ [1]	23
2.21	NACA 0012 Leyenda del Reynolds [1]	23
2.22	Polar del ala [1]	24
2.23	$C_L$ vs $\alpha$ Ala [1]	24
2.24	$C_m$ vs $\alpha$ Ala [1]	24
2.25	$E_a$ vs $\alpha$ Ala [1]	25
2.26	Polar del estabilizador [1]	25
2.27	$C_L$ vs $\alpha$ Estabilizador [1]	26
2.28	$C_m$ vs $\alpha$ Estabilizador [1]	26

2.29	$E_a$ vs $\alpha$ Estabilizador [1]	26
2.30	Conjunto ala más estabilizador [1]	27
2.31	Polar del conjunto ala más estabilizador [1]	27
2.32	$C_L$ vs $\alpha$ del conjunto ala más estabilizador [1]	28
2.33	$C_m$ vs $\alpha$ del conjunto ala más estabilizador [1]	28
2.34	$E_a$ vs $\alpha$ del conjunto ala más estabilizador [1]	28
4.1	Consumo de potencia durante el ascenso acelerado	39
4.2	Empuje durante el ascenso acelerado	40
4.3	Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado	40
4.4	Consumo de potencia útil durante el ascenso acelerado	41
4.5	$\eta$ vs J durante el ascenso acelerado	41
4.6	Resistencia aerodinámica durante el ascenso acelerado	42
4.7	Coefficiente de sustentación durante el ascenso acelerado	42
4.8	Corte de la condición de empuje con $C_T$ en el ascenso helicoidal	44
4.9	Valor del coeficiente de potencia en el ascenso helicoidal	44
4.10	Valor del rendimiento propulsivo en el ascenso helicoidal	45
4.11	Corte de la condición de empuje con $C_T$ en vuelo rectilíneo de crucero	46
4.12	Valor del coeficiente de potencia en vuelo rectilíneo de crucero	46
4.13	Valor del rendimiento propulsivo en el vuelo rectilíneo de crucero	47
4.14	Corte de la condición de empuje con $C_T$ en vuelo rectilíneo de crucero	48
4.15	Valor del coeficiente de potencia en el viraje de crucero	48
4.16	Valor del rendimiento propulsivo en el viraje de crucero	49
5.1	Diagrama de flujo de la optimización del peso de baterías	54
5.2	Relación entre $f_s$ y masa óptima de baterías	55
5.3	Coefficiente de sustentación durante el ascenso acelerado	56
5.4	Empuje durante el ascenso acelerado	56
5.5	Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado	57
5.6	Potencia consumida durante el ascenso acelerado	57
5.7	Corte con $C_T$ en el ascenso helicoidal	59
5.8	Corte con $C_T$ en el segmento rectilíneo	60
5.9	Corte con $C_T$ en Viraje	61
5.10	Linealidad del problema con $f_s$	63
5.11	Superficie de masa de baterías	65
5.12	Curvas de nivel de la superficie de masa de baterías	65
5.13	Superficie del rendimiento propulsivo	66
5.14	Curvas de nivel de la superficie del rendimiento propulsivo	66
5.15	Superficie de la velocidad de entrada en pérdida	67
5.16	Curvas de nivel de la superficie de la velocidad de entrada en pérdida	67
5.17	Superficie de las revoluciones durante el ascenso acelerado	68
5.18	Curvas de nivel de la superficie de las revoluciones durante el ascenso acelerado	68
5.19	Superficie de las revoluciones durante el vuelo de crucero	69
5.20	Curvas de nivel de la superficie de las revoluciones durante el vuelo de crucero	69
5.21	Comparación de la velocidad de vuelo con la velocidad de entrada en pérdida	70
5.22	Curvas de nivel del producto nD en ascenso acelerado	72
5.23	Curvas de nivel del producto nD en crucero	72
5.24	Figura de mérito	73
5.25	Coefficiente de sustentación durante el ascenso acelerado	75
5.26	Empuje durante el ascenso acelerado	75

5.27	Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado	76
5.28	Potencia consumida durante el ascenso acelerado	76
5.29	Rendimiento propulsivo durante el ascenso helicoidal	78
5.30	Punto de operación durante el ascenso helicoidal	79
5.31	Rendimiento propulsivo durante el tramo rectilíneo de crucero	80
5.32	Punto de operación durante el tramo rectilíneo de crucero	81
5.33	Rendimiento propulsivo durante el tramo de viraje en crucero	82
5.34	Punto de operación durante el tramo de viraje en crucero	82
6.1	Rendimiento Propulsivo de la familia 20x8	86
6.2	$C_T$ vs J (20x18)	88
6.3	$C_P$ vs J (20x18)	88
6.4	$\eta$ vs J (20x18)	89
6.5	Superficie de la masa de baterías instalada	91
6.6	Curvas de nivel de la masa de baterías	91
6.7	Superficie del rendimiento propulsivo	92
6.8	Curvas de nivel del rendimiento propulsivo	92
6.9	Superficie de la velocidad de entrada en pérdida	93
6.10	Curvas de nivel de la velocidad de entrada en pérdida	93
6.11	Superficie de las revoluciones del motor en ascenso	94
6.12	Curvas de nivel de las revoluciones del motor en ascenso	94
6.13	Superficie de las revoluciones del motor en crucero	95
6.14	Curvas de nivel de las revoluciones del motor en crucero	95
6.15	Cociente entre la velocidad de crucero y la velocidad de entrada en pérdida	96
6.16	Parámetro $\delta_{prop}$ durante la fase de ascenso acelerado	98
6.17	Parámetro $\delta_{prop}$ durante la fase de crucero	98
6.18	Figura de mérito	99
6.19	Coefficiente de sustentación durante el ascenso acelerado	101
6.20	Empuje durante el ascenso acelerado	101
6.21	Rendimiento propulsivo durante el ascenso acelerado	101
6.22	Potencia consumida durante el ascenso acelerado	102
6.23	Rendimiento propulsivo durante el ascenso helicoidal	103
6.24	Punto de operación en el ascenso helicoidal	104
6.25	Rendimiento propulsivo durante el tramo rectilíneo en crucero	104
6.26	Punto de operación en el tramo rectilíneo de crucero	105
6.27	Rendimiento propulsivo durante el tramo de viraje en crucero	106
6.28	Punto de operación en el tramo de viraje en crucero	107



# Índice de Tablas

---

2.1	Resumen de la misión	11
2.2	Parámetros del fuselaje [1]	12
2.3	Parámetros del ala [1]	13
2.4	Parámetros del estabilizador [1]	13
2.5	Relación de masas en vacío [1]	14
2.6	Características de la hélice [1]	15
2.7	Datos modelo propulsivo [1]	16
2.8	Coefficientes de $C_T$	17
2.9	Coefficientes de $C_P$	17
2.10	Características de la batería [1]	20
2.11	Comparación con otros modelos de baterías	20
2.12	Características más relevantes del perfil del ala y estabilizador [1]	21
2.13	Valores de los coeficientes de la polar del conjunto ala más estabilizador	29
2.14	Valores de los coeficientes de la polar de la aeronave	29
2.15	Parámetros de la velocidad de entrada en pérdida en crucero	30
4.1	Variables más relevantes durante el ascenso acelerado	43
4.2	Condición de empuje en ascenso helicoidal	43
4.3	Condición de empuje en vuelo rectilíneo en crucero	45
4.4	Condición de empuje durante el viraje de crucero	47
4.5	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos	49
4.6	Efecto de la densidad en el ascenso acelerado	51
4.7	Efecto de la densidad en el ascenso helicoidal	51
5.1	Masas óptimas de baterías en la configuración inicial para distintos factores de seguridad	55
5.2	$f_s = 1.1$	57
5.3	$f_s = 1.2$	58
5.4	$f_s = 1.3$	58
5.5	Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal	58
5.6	Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo	59
5.7	Variables más relevantes durante el tramo de viraje	60
5.8	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.1$ )	61
5.9	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.2$ )	61
5.10	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos ( $f_s = 1.3$ )	61
5.11	Consumos para cada factor de seguridad	62
5.12	Variables más relevantes durante el ascenso acelerado	76

5.13	Consumo de la configuración anterior en el ascenso acelerado	77
5.14	Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal	78
5.15	Consumo de la configuración anterior en el ascenso helicoidal	78
5.16	Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo de crucero	80
5.17	Consumo de la configuración anterior en el tramo rectilíneo de crucero	80
5.18	Variables más relevantes durante el tramo de viraje en crucero	81
5.19	Consumo de la configuración anterior en el tramo de viraje en crucero	82
5.20	Consumos en la nueva configuración	83
6.1	Datos del modelo propulsivo de la familia 20x18	87
6.2	Coefficientes de interpolación para $C_T$	87
6.3	Coefficientes de interpolación para $C_P$	88
6.4	Variables más relevantes durante el ascenso acelerado	102
6.5	Consumo de la configuración inicial en el ascenso acelerado	102
6.6	Variables más relevantes durante el ascenso helicoidal	103
6.7	Consumo de la configuración inicial en el ascenso helicoidal	103
6.8	Variables más relevantes durante el tramo rectilíneo en crucero	105
6.9	Consumo de la configuración inicial en el tramo rectilíneo de crucero	105
6.10	Variables más relevantes durante el tramo de viraje en crucero	106
6.11	Consumo de la configuración inicial en el tramo de viraje en crucero	106
6.12	Consumos en la configuración final	107
7.1	Configuración Inicial	109
7.2	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos en la configuración inicial	109
7.3	Configuración Final	110
7.4	Resumen de consumos de potencia y energía por tramos en la configuración final	110



# Bibliografía

---

- [1] V. de la Torre Gutiérrez, “Análisis y simulación de rpas con sistema híbrido de supercondensadores, baterías y pila de combustible,” Bachelor’s Thesis, Universidad de Sevilla, 2021.
- [2] C. Europea, D. M. y Transportes, and D. G. de Investigación e Innovación, *Flightpath 2050 : Europe’s vision for aviation : maintaining global leadership and serving society’s needs*. Publications Office, 2011.
- [3] Air transport action group. [Online]. Available: <https://www.atag.org/>
- [4] AERTEC. El futuro del avión eléctrico. [Online]. Available: <https://aertecsolutions.com/2014/11/26/el-futuro-del-avion-electrico/>
- [5] EASA. What is uam. [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/en/what-is-uam>
- [6] Volocopter. Urban air mobility. [Online]. Available: <https://www.volocopter.com/urban-air-mobility/>
- [7] A. McIntosh. (2021) Technology blog. [Online]. Available: <https://lilium.com/newsroom-detail/technology-behind-the-lilium-jet>
- [8] BAXI. Ventajas y desventajas del hidrogeno como fuente de energia. [Online]. Available: <https://www.baxi.es/ayuda-y-consejos/normativa-y-renovables/hidrogeno-ventajas-y-desventajas>
- [9] P. M. Rodríguez, “Estudio y modelo de las cadenas productivas de hidrógeno y saf en la futura aviación sostenible,” Master’s thesis, Universidad Politécnica de Madrid, 2021.
- [10] H. N. Geographic. la tragedia del zepelín hindenbug. [Online]. Available: [https://historia.nationalgeographic.com.es/a/tragedia-zepelin-nazi-hindenbug\\_14198](https://historia.nationalgeographic.com.es/a/tragedia-zepelin-nazi-hindenbug_14198)
- [11] M. A. M. Prats, *Aviónica y sistemas de ayuda a la navegación*. 4º de GIA, 2022.
- [12] Airbus. Zeroe. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>
- [13] NASA. Blended wing body – a potential new aircraft design. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/FS-2003-11-81-LaRC.html>
- [14] N. Grumman. B-2 spirit stealth bomber. [Online]. Available: <https://www.northropgrumman.com/what-we-do/air/b-2-stealth-bomber/>
- [15] ICAO, *Sustainable Aviation Fuels Guide*. International Civil Aviation Organization, 2018.

- [16] D. R. Rivas, *Apuntes de mecánica del Vuelo*. 4º de GIA, 2020-2021.
- [17] A. Proppellers. Rpm limits. [Online]. Available: <https://www.apcprop.com/technical-information/rpm-limits/#:~:text=Maximum%20RPM%3D190%2C000%2Fprop%20diameter%20%28inches%29%20%28For%20example%2C%20a%2010%2C%20976,engine%20prop%20should%20be%20limited%20to%2019%2C000%20RPM%29>
- [18] Lindinger. Falcon 28x12 carbon luftschraube 3-blatt. [Online]. Available: <https://www.lindinger.at/de/Flugzeuge/Flugzeug-Antriebe-Verbrenner/Luftschrauben/FALCON-28x12-Carbon-Luftschraube-3-Blatt/9722307>
- [19] Icare. Predator 37-6 evo. [Online]. Available: [https://icare-icarus.3dcartstores.com/Predator-37-6-Evo\\_p\\_497.html](https://icare-icarus.3dcartstores.com/Predator-37-6-Evo_p_497.html)
- [20] Aeroexpo. Controlador de motor brushless hbc1 30063. [Online]. Available: <https://www.aeroexpo.online/es/prod/mgm-compro/product-171210-35314.html>
- [21] Enepaq. Datasheet tiny bms s516 – 30a / 150a / 750a. [Online]. Available: <https://enepaq.com/product/battery-management-system-bms/>
- [22] I. N. de Técnica Aeroespacial. Avión ligero de observación alo. [Online]. Available: [https://www.inta.es/INTA/en/servicios/Productos\\_SGCOPLA-16/#](https://www.inta.es/INTA/en/servicios/Productos_SGCOPLA-16/#)
- [23] S. E. Roncero, *Apuntes de Cálculo de Aeronaves*. 4º de GIA, 2019-2020.
- [24] e Kart. Predator 37-6 evo. [Online]. Available: <https://www.e-kart.fr/information/notices-techniques/moteurs/190-le-moteur-brushless-predator-37-6>
- [25] M. Electronics. Datasheet icp622540pmt. [Online]. Available: [https://www.mouser.es/ProductDetail/Renata/ICP622540PMT?qs=WtvvTbtNXq%252b%252btyNPaFAxMQ%3D%3D&\\_gl=1\\*1133ty\\*\\_ga\\*OTc1OTQ3NDIxLjE2ODczMzQ5MDY.\\*\\_ga\\_1KQLCYKRX3\\*MTY4ODIxOTUyOS42LjAuMTY4ODIxOTUzMC41OS4wLjA.\\*\\_ga\\_15W4STQT4T\\*MTY4ODIxOTUyOS42LjAuMTY4ODIxOTUzMC4wLjAuMA..](https://www.mouser.es/ProductDetail/Renata/ICP622540PMT?qs=WtvvTbtNXq%252b%252btyNPaFAxMQ%3D%3D&_gl=1*1133ty*_ga*OTc1OTQ3NDIxLjE2ODczMzQ5MDY.*_ga_1KQLCYKRX3*MTY4ODIxOTUyOS42LjAuMTY4ODIxOTUzMC41OS4wLjA.*_ga_15W4STQT4T*MTY4ODIxOTUyOS42LjAuMTY4ODIxOTUzMC4wLjAuMA..)
- [26] ——. Datasheet sr674361p. [Online]. Available: [https://www.mouser.com/datasheet/2/272/SR674361P\\_RevB\\_-\\_Updated\\_datasheet-1272922.pdf](https://www.mouser.com/datasheet/2/272/SR674361P_RevB_-_Updated_datasheet-1272922.pdf)
- [27] T. Circuits. Datasheet ty902030-500mah. [Online]. Available: [https://tinycircuits.com/products/lithium-ion-polymer-battery-3-7v-500mah?\\_pos=1&\\_sid=948b3bc52&\\_ss=r](https://tinycircuits.com/products/lithium-ion-polymer-battery-3-7v-500mah?_pos=1&_sid=948b3bc52&_ss=r)
- [28] A. F. Espín, *Apuntes de fundamentos de propulsión*. 3º de GIA, 2019-2020.
- [29] A. Proppellers. Performance data. [Online]. Available: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>
- [30] Plettenberg nova 15. [Online]. Available: <https://plettenbergmotors.com/product/nova-15-en/>