

## 6 ACTUACIONES Y PROPULSIÓN

En este capítulo se van a estudiar las características propulsivas del motor requerido por la aeronave para llevar a cabo su misión, junto con las actuaciones del UAV. En primer lugar se ha de determinar el tipo de motor que se adecúe a las características de la aeronave, así como el tipo de energía consumido por el mismo. De ello dependerán fuertemente las actuaciones de la aeronave: velocidades que se pueden alcanzar, alcances, autonomías, etc. Se impondrán una serie de requisitos mínimos en actuaciones como velocidades mínimas requeridas en ciertos segmentos, gradientes de subida, velocidades máximas, autonomías o entrada en pérdida, que determinarán en el diagrama de relación empuje – peso frente a carga alar la región en la que se permite establecer el punto de operación de la aeronave. Como se comentó en el apartado de aerodinámica, se realizarán los cálculos con la polar parabólica dada por la ecuación 13.

De la relación empuje – peso se determinarán las características que necesita nuestro motor para poder volar, mientras que de la carga alar ( $W/S$ ) se determinará la superficie alar una vez que se conoce el máximo peso al despegue.

La misión de la aeronave contiene varios tramos bien diferenciados:

- Despegue: lanzamiento a mano del UAV desde una velocidad inicial de  $1.1V_{stalldirty}$  hasta una velocidad final de  $1.25V_{stalldirty}$
- Subida desde la altura de despegue hasta la altura de crucero.
- Crucero hasta la zona donde se llevará a cabo la misión de vigilancia (alcance de 3 km aproximadamente)
- Crucero de vigilancia, en el que se tomarán las fotografías y/o vídeos
- Crucero para el regreso a la zona donde se llevará a cabo el aterrizaje (alcance de 2 km aproximadamente)
- Descenso desde la altura de crucero hasta tierra
- Aterrizaje sobre la panza

A continuación se detallan las actuaciones deseadas para el UAV:

- Velocidad de subida:  $V_{subida} = 10 \text{ m/s}$
- Velocidad de crucero:  $V_{crucero} = 16 \text{ m/s}$
- Velocidad de crucero en la toma de fotografías:  $V_{crucero} = 13 \text{ m/s}$
- Velocidad máxima: mayor que 20 m/s
- Velocidad de entrada en pérdida en configuración sucia (flaperones desplegados):  
 $V_{stalldirty} = 8 \text{ m/s}$
- Altura de crucero:  $h_{crucero} = 100 \text{ m}$
- Tiempo de aceleración en el despegue:  $t_{desp} < 1s$
- Autonomía: 60 minutos aproximadamente

## 6.1 Diagrama T/W – W/S

Este diagrama es de vital importancia puesto que a partir de la elección del punto de operación de la aeronave, y de unas restricciones que se imponen se definirá el empuje necesario en el despegue y la carga alar en el mismo que será la que determine la superficie alar. Una vez elegido el punto de operación, la aeronave estará completamente definida y permitirá conocer las actuaciones del mismo, de ahí que sea uno de los primeros pasos a realizar en el proceso de diseño. En primer lugar se analizará esta relación para cada segmento y la restricción que se impone para determinar los posibles puntos de operación permitidos. Posteriormente se mostrará este diagrama junto con la elección de este punto de operación que estará encuadrado dentro de la región permitida.

### Despegue

El tramo de despegue es crítico en el diseño de este UAV puesto que será lanzado a mano. La imposición que se le atribuye a la aeronave en este segmento es que sea capaz de acelerar desde una velocidad inicial de  $V_i = 1.1V_{stalldirty}$  hasta  $V_f = 1.25V_{stalldirty}$  en un tiempo inferior a un segundo. El movimiento en el despegue mediante lanzamiento manual es bastante complicado de modelar puesto que en el momento de la suelta, la velocidad del UAV no es lo suficientemente elevada como para que la sustentación equilibre el peso, por lo que se tiene un ligero movimiento descendente hasta que acelera a la velocidad adecuada para remontar el vuelo. Es muy importante la forma de lanzar la aeronave, puesto que un mal lanzamiento puede causar la entrada en pérdida de la misma y su posterior caída. Es importante notar que siempre se debe lanzar en la dirección del viento y en sentido contrario al que sopla para tener una mayor velocidad aerodinámica, que es la velocidad relativa de la aeronave con respecto a la corriente incidente con la que se calculan las fuerzas aerodinámicas (sustentación, resistencia y fuerza lateral). Por ejemplo, la sustentación se calcula como sigue:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad \text{con} \quad V = V_{UAV} - V_{viento} \quad (69)$$

donde  $V_{UAV}$  es la velocidad absoluta del UAV respecto a tierra y  $V_{viento}$  es la velocidad del viento, considerada positiva cuando tiene la dirección de avance de la aeronave. Si el UAV se lanza con el viento de cara, velocidad del viento negativa, se tendrá una velocidad aerodinámica mayor que al ir elevada al cuadrado en la sustentación produce un aumento muy elevado de la misma. También es importante notar que el UAV se debe lanzar horizontal con un fuerte impulso, ya que si se lanzara con un cierto ángulo como si fuera una jabalina, se produciría la entrada en pérdida del UAV.

Por todo lo considerado anteriormente, el modelado del movimiento en el despegue es bastante complicado de realizar, por lo que se ha supuesto que se trata de un vuelo rectilíneo acelerado entre las velocidades anteriormente impuestas:

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V \\ \frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D \\ L &= W\end{aligned}\quad (70)$$

Combinando las anteriores ecuaciones, se puede llegar a una expresión del tiempo empleado para acelerar entre las velocidades inicial  $V_i$  y final  $V_f$  :

$$t_{desp} = \frac{1}{g} \int_{V_i}^{V_f} \frac{V^2 dV}{-\frac{\rho C_{D_0}}{2(W/S)} V^4 + \left(\frac{T}{W}\right) V^2 - K_1 \frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (71)$$

La anterior integración proporciona un resultado bastante complejo, que se puede expresar en función de varios parámetros:

$$t_{desp} = \frac{CV_1}{2(V_1^2 - V_2^2)} \ln \frac{|V_i - V_1|}{V_i + V_1} \frac{V_f + V_1}{|V_f - V_1|} - \frac{CV_2}{2(V_1^2 - V_2^2)} \ln \frac{|V_i - V_2|}{V_i + V_2} \frac{V_f + V_2}{|V_f - V_2|} \quad (72)$$

$$V_1^2 = \frac{a + \sqrt{a^2 - 4c}}{2} \quad V_2^2 = \frac{a - \sqrt{a^2 - 4c}}{2}$$

$$C = \frac{2W/S}{g\rho C_{D_0}} \quad a = \frac{2W/ST/W}{\rho C_{D_0}} \quad c = \frac{4(W/S)^2 K_1}{\rho^2 C_{D_0}}$$

Imponiendo en la ecuación 72 que  $t_{desp} < 1s$ , es posible obtener una relación entre la relación empuje – peso requerida para cada valor de la carga alar. Esta imposición produce la curva roja en la Figura 98, por lo que todos los puntos de operación que quedan por encima de la curva roja serán posibles para el UAV.

### Subida

En el tramo de subida se impone un **gradiente de subida mínimo del 15%** con una velocidad vertical superior a 1.5 m/s. De las ecuaciones de la dinámica en subida se obtendrá la relación deseada entre carga alar y relación empuje-peso. Se considerarán despreciables las variaciones del empuje con la altura debido a que éstas son muy pequeñas: menos de 100 m. Las ecuaciones del movimiento en subida son:

$$T = D + W \sin \gamma_{climb} \quad L = W \cos \gamma_{climb} \quad V_v = V \sin \gamma_{climb} \quad (73)$$

Operando, se obtiene la siguiente relación:

$$\left. \frac{T}{W} \right)_{sub} = \frac{D}{W} + \sin \gamma_{climb} = \frac{q_{sub} C_{D_0}}{W/S} + \frac{K \cos^2 \gamma_{climb}}{q_{sub}} \frac{W}{S} + \sin \gamma_{climb} \quad (74)$$

La altura se produce entre los 0 metros de altura si se considera que se despegue a nivel del mar, hasta la altura de crucero, por lo que se usarán las propiedades del aire (densidad y temperatura) medias entre ambas alturas. De igual forma que para la curva de despegue, la región de puntos que queda por encima de la curva amarilla del diagrama (Figura 98) representa los posibles puntos de operación que cumplen los requisitos especificados.

### Crucero

La restricción que se impone en el tramo de crucero es que la **velocidad máxima sea superior a 20 m/s**. Procediendo de igual forma que en los tramos anteriores se obtiene la relación buscada:

$$T = D \quad L = W \quad (75)$$

$$\left. \frac{T}{W} \right)_{crucero} = \frac{1}{L/D} = \frac{1/2 \rho_{cruc} V_{max}^2 C_{D_0}}{W/S} + \frac{K}{1/2 \rho_{cruc} V_{max}^2} \frac{W}{S} \quad (76)$$

Los puntos que quedan por encima de la curva azul de la Figura 98 representan los puntos de operación que satisfacen la restricción impuesta.

### Velocidad de entrada en pérdida en configuración sucia

En este apartado se va a imponer la restricción de la entrada en pérdida en configuración sucia (con los flaperones desplegados). La entrada en pérdida en sucio es susceptible de producirse en el tramo de despegue, puesto que es cuando se tienen velocidades más bajas y los flaperones se encuentran totalmente desplegados para poder levantar el vuelo. De la siguiente ecuación, se puede obtener la máxima carga alar permitida para la velocidad de entrada en pérdida especificada:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_{stalldirty}^2 S C_{L_{maxdirty}} \Rightarrow \frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stalldirty}^2 C_{L_{maxdirty}} = 73.06 Pa \quad (77)$$

Esta restricción está representada por la curva de color negro de la Figura 98 y los posibles puntos de operación son los que quedan a su izquierda. Para la elección de la carga alar se tomará un pequeño factor de seguridad (3%) respecto a la carga alar anteriormente especificada.

### Viraje nivelado en crucero de vigilancia

En este segmento se impondrá un factor de carga de diseño máximo que puede soportar la aeronave durante un viraje. Al factor de carga, que se define como  $n = \frac{L}{W}$ , se le impone un valor máximo de diseño de  $n_{max\ pos} = 2.4$ , por lo que se tendrá otra curva que represente la

región de puntos en los que podrá operar. Asumiendo que en el viraje la dirección del empuje está alineada con la velocidad aerodinámica, se tienen las siguientes ecuaciones:

$$T = D \quad n = \frac{L}{W} = \frac{L}{D} \frac{T}{W} \quad (78)$$

Operando con estas ecuaciones y teniendo presente la definición del factor de carga, se obtiene:

$$n = \sqrt{\frac{1/2\rho_{cruc} V_{crucero}^2}{K \left(\frac{W}{S}\right)} \left( \frac{T}{W} - \frac{1/2\rho_{cruc} V_{crucero}^2 C_{D_0}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \right)} \quad (79)$$

A partir de la ecuación 79, se puede obtener la relación empuje-peso en función de la carga alar para esta condición límite de viraje. Los puntos que quedan por encima de la curva fucsia de la Figura 98 determinan la región permitida:

$$\frac{T}{W} = \frac{K}{1/2\rho_{cruc} V_{crucero}^2} \frac{W}{S} n^2 + \frac{1/2\rho_{cruc} V_{crucero}^2 C_{D_0}}{\frac{W}{S}} \quad (80)$$

### Máxima carga de potencia

En la Figura 98 aparece una curva azul discontinua que representa la máxima carga de potencia que el motor seleccionado es capaz de producir en el momento del despegue. En el despegue es cuando se necesita la mayor potencia del motor, por lo que será decisivo a la hora de elegirlo. Obviamente, esta curva azul se determina una vez se ha seleccionado el motor de la aeronave.

$$\left. \frac{T}{W} \right)_{desp} = 0.3727 \quad (81)$$

### Diagrama TW – WS

Tras las anteriores consideraciones, el diagrama resultante es el siguiente:

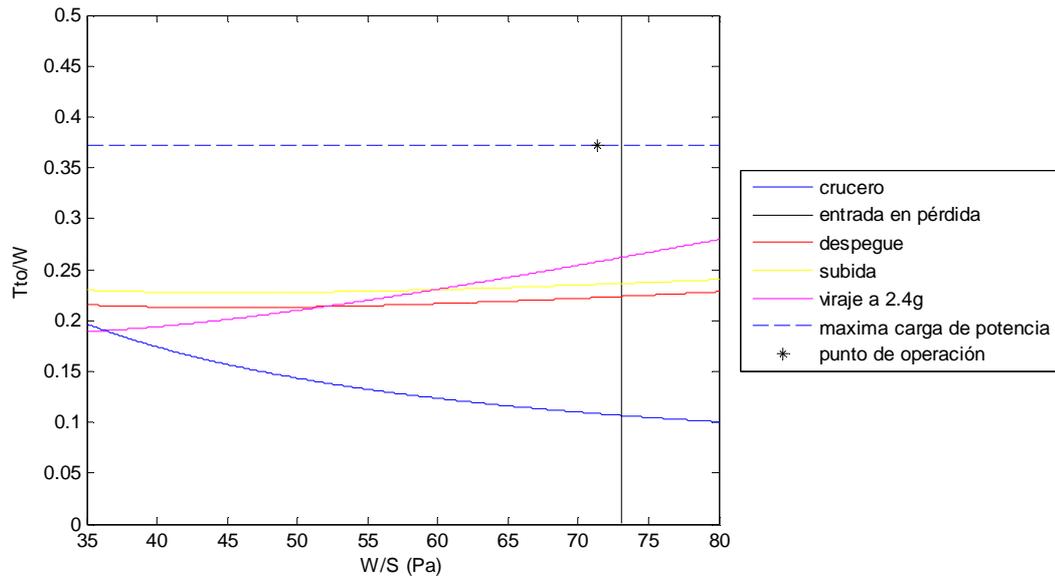


Figura 98: Diagrama empuje – peso frente a carga alar

Tras la elección del motor y con el margen de seguridad respecto a la entrada en pérdida, se tiene el siguiente punto de operación (representado por el asterisco negro):

$$\left. \frac{W}{S} = 71.4 \frac{N}{m^2} \quad \frac{T}{W} \right)_{desp} = 0.3727 \quad (82)$$

Esta elección de la carga alar permite determinar la superficie alar del UAV al haber definido un peso máximo al despegue de MTOW=4.2 kg:

$$\frac{W}{S} = 71.4 \frac{N}{m^2} \quad W = 41.202N \quad \Rightarrow \quad S = 0.5771m^2 \quad (83)$$

## 6.2 Combinación motor + hélice

### 6.2.1 Motor

Puesto que el UAV que se pretende diseñar es una aeronave ligera con actuaciones no muy exigentes, se opta por usar una combinación de motor eléctrico sin escobillas más hélice para proporcionar el empuje suficiente en cada etapa de vuelo. Existen otras posibilidades como los motores de combustión interna que son capaces de aportar una mayor potencia, pero tienen como inconveniente su mayor peso, la generación de muchas vibraciones, su alto precio y la suciedad que acarrea su operación. Los motores eléctricos son baratos, limpios y ligeros, y además se tiene una gran variedad de tamaños y potencias según el fabricante.

Dentro de los motores eléctricos, se pueden distinguir entre los motores con o sin escobillas. Se ha elegido un motor sin escobillas ya que presentan varias ventajas frente a los que sí tienen: presentan una mayor relación par – peso, son más eficientes, fiables, menos ruidosos, más duraderos, son capaces de proporcionar más potencia y son capaces de reducir la

interferencia electromagnética. Además, debido a que el bobinado se encuentra en el estátor, no está sujeto a fuerzas centrífugas elevadas y la refrigeración del mismo es mucho más sencilla.

El motor elegido es el siguiente: AXI 2826/10. Se trata de un motor eléctrico sin escobillas bastante robusto y ligero que proporciona pares muy elevados, permitiendo rotar a hélices de gran diámetro y paso sin necesidad de usar una caja de cambios. Sus características principales son las siguientes:

<b>rpm/V (<math>K_v</math>)</b>	920
<b>Eficiencia máxima</b>	84%
<b>Corriente a carga nula (<math>I_0</math>) a 10 V</b>	1.7 A
<b>Resistencia interna (<math>R_m</math>)</b>	42 mohm
<b>Diámetro x longitud</b>	35 x 48 mm
<b>Diámetro del eje</b>	5 mm
<b>Peso (con cables)</b>	181 g

Figura 99: Especificaciones del motor eléctrico AXI 2826/10



Figura 100: Motor AXI 2826/10

### 6.2.2 Hélice

La hélice es el elemento que genera el empuje disponible para vencer la resistencia aerodinámica y poder avanzar hacia adelante. La hélice es girada por el eje del motor, transmitiendo su energía cinética al fluido en el que se mueve, acelerándolo y generando tracción.

El primer punto a considerar es el número de palas necesarias para la hélice: a mayor número de palas, menor diámetro será necesario de las mismas. Cabe destacar que el diámetro de las palas de la hélice determinará la altura a la que se tiene que elevar el motor para que la punta de las mismas no contacte con el tubo de cola. Tomando una solución de compromiso, se decide por utilizar una hélice bipala para que haya la menor interferencia posible entre palas y el aire le llegue a cada una lo más limpio posible, suponiendo una mayor eficiencia. La hélice es una pieza crítica ya que se encuentra totalmente desprotegida estando expuesta a golpes. Se usan principalmente tres materiales para las hélices en este tipo de UAVs: madera, fibra de carbono, o nylon reforzado con fibra de vidrio. Esta última es la opción elegida debido a su gran resistencia, aunque son menos eficientes y más pesadas que las de los otros materiales.

La hélice será de paso fijo, con un diámetro y un paso que serán determinados mediante el programa Motocalc. El fabricante del motor suele dar algunas recomendaciones sobre el tipo de hélice adecuada para cada motor, especificando un rango de diámetro y de paso. Según las especificaciones del motor, la hélice adecuada para este motor debe tener un diámetro entre 11 y 14 in (28 – 35.6 cm) y un paso entre 6 y 8 in (15.2 – 20.3 cm). El paso de la hélice representa la distancia que avanza al dar una vuelta completa. El paso es análogo a la marcha de un coche: paso pequeño es análogo a marchas cortas (adecuadas para bajas velocidades con alta potencia disponible para acelerar) y paso grande es análogo a marchas altas (adecuadas a altas velocidades con baja potencia para acelerar). Tras los estudios realizados en Motocalc, y teniendo en cuenta que determinadas combinaciones de diámetro y paso pueden dar lugar a pérdidas en la hélice, se decidió por tomar la siguiente combinación: 12x7 in.

Diámetro (cm)	30.48
Paso (cm)	17.78

Tabla 26: Características geométricas de la hélice elegida



Figura 101: Hélice

El máximo diámetro que se puede aplicar a las palas viene limitado por el Mach de punta de pala que ha de ser subsónico por cuestiones de eficiencia y de ruido. La velocidad de punta de pala de la hélice se calcula a partir de la suma vectorial de la velocidad de rotación de la hélice

más la velocidad de avance de la aeronave, de forma que la punta de la pala describe en el avance una hélice cilíndrica:

$$V = \sqrt{V^2 + V_{punta}^2} = \sqrt{V^2 + (\pi nd)^2}$$

donde  $V$  es la velocidad de avance y  $n$  son las revoluciones por segundo a la que gira la hélice. El Mach de punta de pala se calcularía dividiendo esta velocidad por la velocidad del sonido en

las condiciones de vuelo:  $M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}}$ . Puesto que las velocidades a las que vuela el UAV

son bastante bajas, nunca se alcanzarán condiciones sónicas en las puntas de la hélice para el rango de diámetros que se estudiará. Por ejemplo, se calcula el Mach en la punta en el tramo con mayores revoluciones en el motor (despegue ya que el motor está al máximo de potencia) y el que la velocidad es mayor (crucero):

Tramo	Velocidad (m/s)	RPM	Mach en la punta
<b>Despegue</b>	~ 9.4	8026	0.377
<b>Crucero</b>	16	7204	0.341

Tabla 27: Mach en la punta de la hélice

### 6.3 Baterías

Las baterías son los componentes que almacenan la energía eléctrica que será suministrada al motor para que éste pueda girar. Existen varios tipos de baterías usadas en la actualidad para UAVs similares: de Níquel – Cadmio (Ni-Cd), de Níquel – Metal – Hidruro (Ni-MH), de Ion-Litio y de polímero de litio (Li-Po). Las baterías de litio presentan una capacidad específica (capacidad por unidad de masa) muy superior a las que presentan cadmio ya que presentan una mayor capacidad a igualdad de peso. Dentro de las baterías de litio, las más empleadas por sus mayores prestaciones son las de polímero de litio. Tienen una energía específica de 5 a 12 veces superior a las de Ni-Cd o Ni-MH, siendo además mucho más ligeras y más fácilmente adaptables a cualquier forma.

De esta forma, se opta por elegir baterías de polímero de litio (LiPo), que presentan las siguientes especificaciones técnicas:

Voltaje por celda (nominal)	3.7 V
Resistencia por celda (nominal)	0.008 ohms

Tabla 28: Especificaciones de las baterías LiPo

Los elementos de las baterías se pueden agrupar en serie o en paralelo para lograr la combinación de empuje – autonomía requerida.

- Combinación en serie: los voltajes de las baterías se suman pero la capacidad del bloque se mantiene constante.
- Combinación en paralelo: en este caso el voltaje del bloque es el mismo que el de una celda, pero las capacidades se suman.

El voltaje del bloque elegido, y por lo tanto el número de celdas en serie, está limitado por el motor y el ESC (variador). En cambio, la capacidad del bloque, y por lo tanto el número de celdas en paralelo, vendrá determinado por la autonomía deseada. La capacidad de una batería se define como la intensidad de corriente que es capaz de proporcionar por unidad de tiempo, midiéndose frecuentemente en miliamperios por hora (mAh). De este modo, se requiere una capacidad determinada para que a una intensidad de descarga dada, se tenga la autonomía requerida.

En la designación de las baterías se emplea el parámetro “C”, que determina la capacidad de descarga máxima continua de la batería. Este parámetro tiene dimensiones de 1/h y sirve para determinar la corriente máxima continua que la batería es capaz de proporcionar:

$$I_{\max \text{ cont}} (A) = \text{mAh} \cdot C (1/h) \cdot 1e - 3 \quad (84)$$

Un aspecto importante de las baterías son las curvas de descarga que determinan cómo se consume la batería dependiendo del índice C de descarga. Como se puede apreciar en la Figura 102, el voltaje de una celda de una batería LiPo no es constante e igual a 3.7, si no que varía en función de la energía almacenada. Cuando la batería está totalmente cargada se tiene un voltaje por celda de 4.2 V, mientras que cuando se encuentra descargada este voltaje desciende hasta los 2.7 V aproximadamente. Sin embargo, es recomendable no descargar la batería por debajo de un voltaje mínimo de 3 V por celda (12 V para la combinación elegida para el UAV) ya que su potencia y capacidad nominal se pueden ver afectadas. Se puede apreciar en la Figura 102 como cuanto mayor sea el índice C de descarga, mayor será la intensidad de descarga y por lo tanto se descarga más rápidamente, cayendo su voltaje con más rapidez. También se puede observar que no es posible aprovechar el 100% de la carga guardada, ya que la capacidad que podemos aprovechar dependerá de la velocidad con la que queramos descargar esa capacidad (C). Lógicamente, a menor velocidad de descarga (menor C), mayor será la capacidad que se puede aprovechar ya que se llega antes al voltaje de corte.

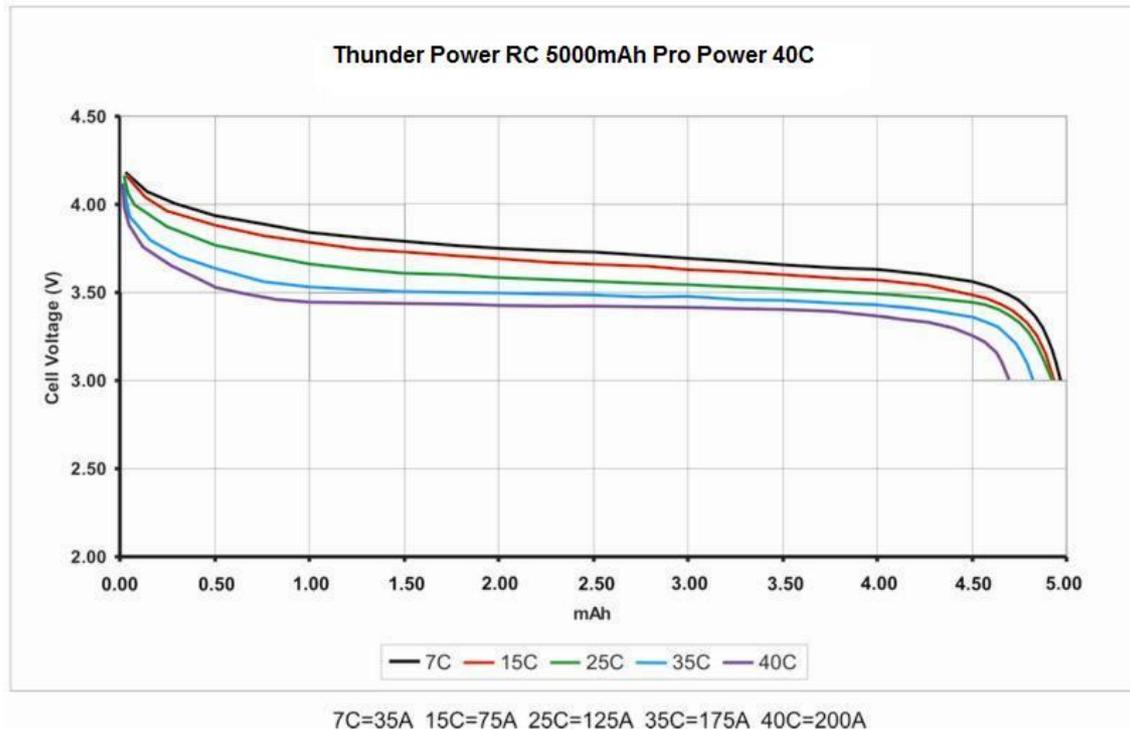


Figura 102: Curvas típicas de descarga de una batería LiPo

La batería LiPo elegida es la siguiente: Thunder Power TP3900 (G4 Prolite 20C). La combinación elegida ha sido un bloque de 4 celdas en serie y 3 en paralelo (4S3P), con celdas de 3900 mAh y 20C. Teóricamente, el bloque queda determinado por las siguientes características:

Capacidad (mAh)	$mAh = 3(\text{paralelo}) \cdot 3900 \text{ mAh} = 11700 \text{ mAh}$
Voltaje pack (V)	$V_{\text{bateria}} = 4(\text{serie}) \cdot 3.7V = 14.8V$
Intensidad de descarga máxima continua (A)	$I_{\text{max cont}} (A) = mAh \cdot C(1/h) \cdot 1e-3 = 234A$
Dimensiones (cm)	14 x 9 x 4.5
Peso (g)	1128

Tabla 29: Características del pack de batería elegido para la propulsión

En la Figura 103, aparece un esquema de la combinación de celdas utilizadas:

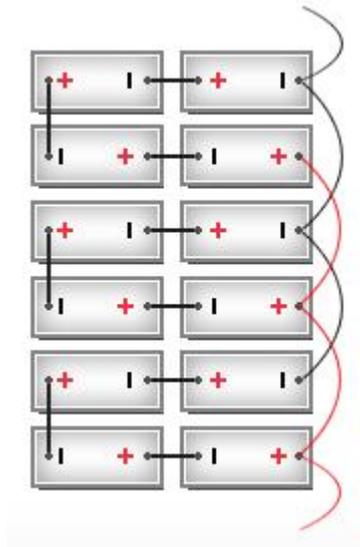


Figura 103: Pack 4S3P

## 6.4 Circuito eléctrico y propulsivo

### 6.4.1 Esquema

A continuación, en la Figura 104, se muestra un esquema del circuito eléctrico de la aeronave sin incluir la aviónica, que va conectada a una batería independiente de la del motor. En el siguiente esquema aparece el receptor RC, la batería, el variador (ESC: electronic speed controller) y los servos.

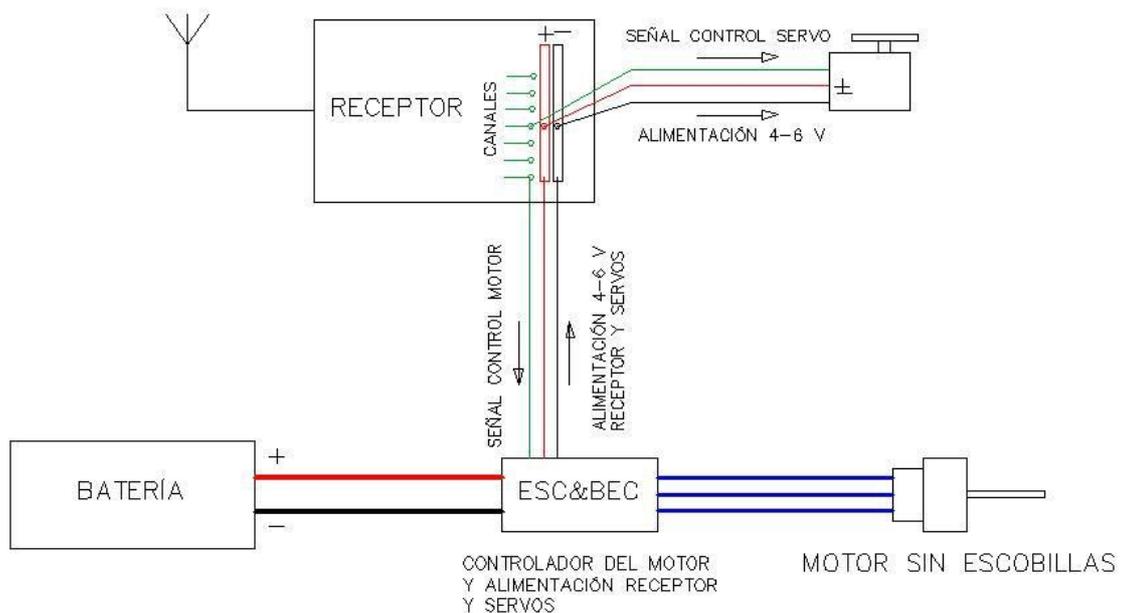


Figura 104: Esquema eléctrico del motor y los servos

La energía eléctrica es proporcionada por la batería al variador (ESC), que es el que se encarga de alimentar al motor, así como al receptor y a los servos. Esta capacidad del variador de proporcionar de 4 a 6 V al receptor y servo se denomina BEC (Battery Eliminator Circuit) y elimina la necesidad de disponer de una batería adicional para estos elementos. El receptor RC recibe las señales de control de la radio, las cuales son transmitidas a los servos y al variador respectivamente. Al variador le llega la señal referente a la posición de la "palanca" del motor y la transmite al motor determinándole la velocidad a la que debe girar.

Para realizar los cálculos de potencias suministradas por el motor, pérdidas, eficiencias, intensidades y voltajes, se ha hecho uso del programa *Motocalc*. Este programa es capaz de estimar las actuaciones de un sistema de potencia eléctrico para una aeronave basándose en las características de la propia aeronave, del motor, de la batería, de la hélice y del variador. Mediante este programa se puede realizar también un análisis en vuelo para una determinada combinación de parámetros: paso de la hélice, posición de la palanca, velocidad de vuelo, etc. La elección de la combinación adecuada de motor más hélice se ha realizado haciendo uso de este programa, en función de los resultados que se extraían de sus análisis.

#### 6.4.2 Modelado

A continuación, se va a realizar un pequeño análisis del circuito eléctrico para ver cómo el programa *Motocalc* calcula todas las variables.

##### Motor

El motor está caracterizado por tres parámetros fundamentales: la intensidad de corriente a carga nula ( $I_0$ ), la resistencia interna ( $R_m$ ) y la constante rpm/V ( $K_v$ ). La intensidad que circula por el motor se calcula como sigue:

$$I_m = \frac{V_m - N/K_v}{R_m} \quad \Rightarrow \quad N = K_v (V_m - I_m R_m) \quad (85)$$

donde:

- $V_m$  : voltaje en los bornes del motor
- $N$  : revoluciones por minuto del motor (se designará como  $n$  para revoluciones por segundo y  $\omega = 2\pi n$  es la velocidad angular)

El par desarrollado por el motor ( $Q_m$ ) se puede calcular a partir de otra constante ( $K_t$ ) del motor que determina el par por amperio que es capaz de proporcionar:

$$Q_m = K_t (I_m - I_0) \quad (86)$$

Ambas constantes del motor están relacionadas mediante la expresión de la ecuación 87:

$$K_t = \frac{60}{2\pi K_v} \quad (87)$$

La potencia que suministra el motor está afectada por las pérdidas debidas a la resistencia interna del motor ( $P_{res} = R_m I_m^2$ ) y a la fricción mecánica y otras pérdidas en el hierro ( $P_{mec} = I_0 K_t \omega$ ):

$$P_{out} = P_{in} - P_{res} - P_{mec} \quad (88)$$

Como la potencia que es suministrada al motor se puede expresar como:

$$P_{in} = I_m V_m \quad (89)$$

y la potencia que se puede extraer en función del par es:

$$P_{out} = Q_m \omega \quad (90)$$

se obtiene la siguiente expresión:

$$Q_m \omega = K_t (I_m - I_0) \omega = I_m V_m - R_m I_m^2 - I_0 K_t \omega \quad (91)$$

La eficiencia del motor se calcula como la relación entre la potencia que puede suministrar y la que suministraría si no tuviera pérdidas, por lo que tras realizar algunas operaciones con las anteriores ecuaciones, se obtiene:

$$\eta_m = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \left(1 - \frac{I_0}{I_m}\right) \left(1 - \frac{I_m R_m}{V_m}\right) \quad (92)$$

En cuanto a la posición de la "palanca", se determinará para cada segmento de la misión de tal forma que la hélice proporcione el empuje necesario para cubrir dicho segmento con las condiciones de velocidad especificadas. Esto se explicará en el estudio detallado de cada segmento.

### Conexión batería – motor

La condición que relaciona el circuito de la batería con el del motor es que la intensidad que recorre ambos elementos es la misma, por lo que si al voltaje en los bornes de la batería se le llama  $V_b$  y a la resistencia del cable y del variador se le llama  $R_s$ , se tiene la siguiente expresión:

$$I_b = I_m \quad \Rightarrow \quad V_m = V_b - I_b R_s = V_b - I_m R_s \quad (93)$$

La resistencia total que ve la batería es la suma en serie de la del variador más la del motor:  $R_t = R_s + R_m$ . Se puede obtener la intensidad que recorre el motor en función del voltaje de la batería si en la ecuación 85 se introduce el voltaje del motor en función del de la batería, quedando:

$$I_m = \frac{V_b - \frac{N}{K_v}}{R_t} \quad (94)$$

El consumo de las baterías se calcula a partir del voltaje en la batería, la potencia que consume el motor y el tiempo de descarga:

$$\text{consumo}(mAh) = \frac{P_{in} t_{descarga}(h)}{V_b} \cdot 1e3 \quad (95)$$

### Hélice

La hélice es la que proporciona el empuje al acelerar la corriente incidente. Para calcular el empuje será necesario conocer la eficiencia de la hélice  $\eta_p$  a partir del parámetro de avance:

$J = \frac{V}{nD}$ , donde D es el diámetro de la hélice. Entrando en la siguiente figura con el parámetro de avance de cada segmento, se podrá determinar la eficiencia de la hélice.

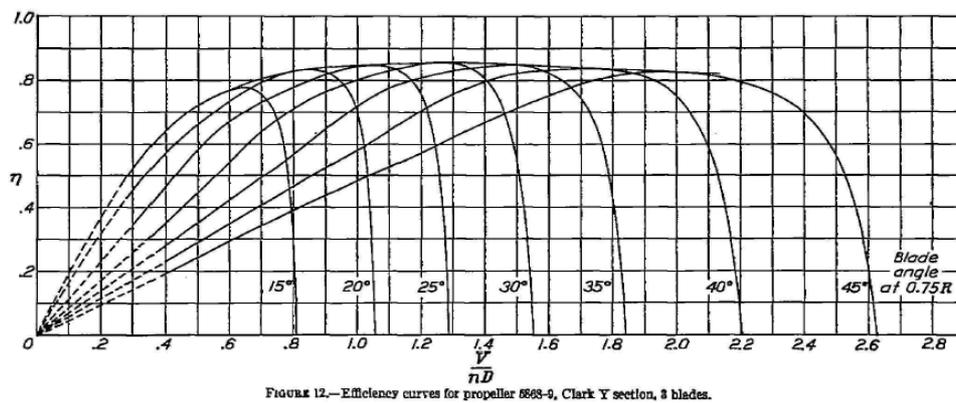


Figura 105: Rendimiento de la hélice vs. parámetro de avance en función del paso de la hélice

Para calcular el empuje que proporciona la hélice, se debe conocer la potencia que proporciona el motor en el eje así como el rendimiento de la hélice:

$$T = \frac{P_{helice}}{V} = \frac{\eta_p P_{out}}{V} \quad (96)$$

## 6.5 Curvas de actuaciones

Una vez que ya se ha definido el avión y se ha estudiado el funcionamiento del motor junto con la batería y la hélice, se van a analizar las curvas de actuaciones en las que se mostrarán las variaciones de la potencia, el empuje y el consumo en función de la velocidad. Debido a que las alturas de vuelo son muy bajas, se considerarán despreciables las variaciones de estas

actuaciones con la altura. Se realizará también un análisis de la “palanca” del motor, para ver cómo influye en las actuaciones del motor. Todos los resultados mostrados a continuación han sido obtenidos de los análisis realizados con el programa Motocalc.

### 6.5.1 Potencia

En primer lugar se estudiarán las curvas de potencias en función de la velocidad y de la palanca del motor. Se analizarán la potencia suministrada al motor ( $P_{in}$ ), la que el motor proporciona en el eje ( $P_{out}$ ) y la que proporciona la hélice que está afectada por el rendimiento de la misma ( $P_{hélice} = \eta_p P_{out}$ ).

En la Figura 106 se aprecia como la potencia suministrada al motor se mantiene prácticamente constante en un rango de velocidades hasta que empieza a disminuir con la velocidad, debido a que a mayores velocidades la hélice y el motor se hacen más eficientes. Esto se traducirá en una menor intensidad requerida en el motor a altas velocidades, por lo que la batería se descargará más lentamente y la duración de la misma será mayor.

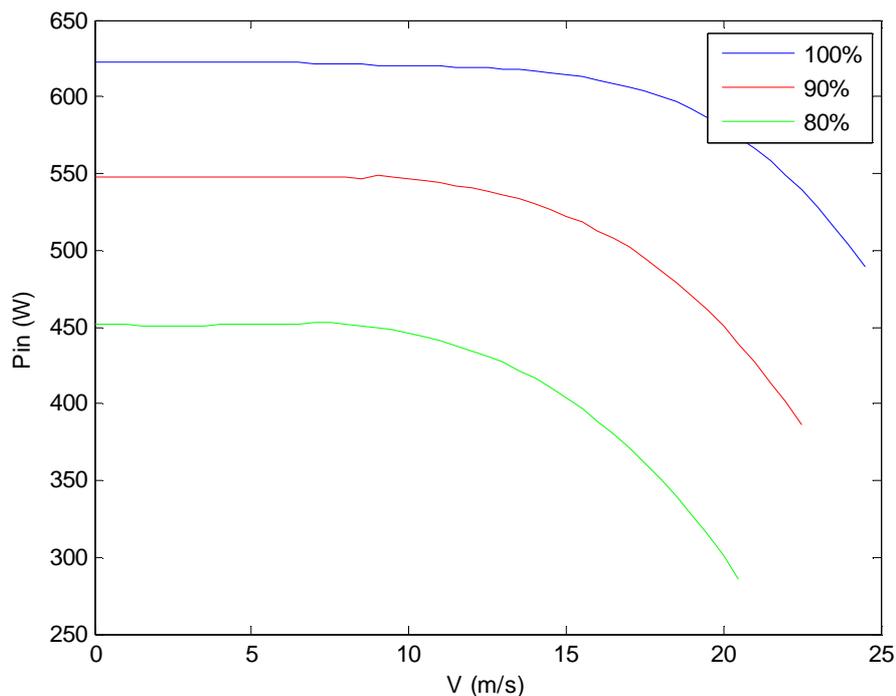


Figura 106: Curvas de potencia suministrada al motor

La potencia que el motor suministra en el eje estará afectada por las pérdidas mecánicas y eléctricas debidas a la resistencia interna del motor. Las pérdidas serán mayores para palancas elevadas, con una variación irregular con la velocidad. Es evidente que a mayores velocidades, el motor es más eficiente y se producen menos pérdidas, por lo que en el tramo de despegue en el que se tienen bajas velocidades es cuando el motor es menos eficiente.

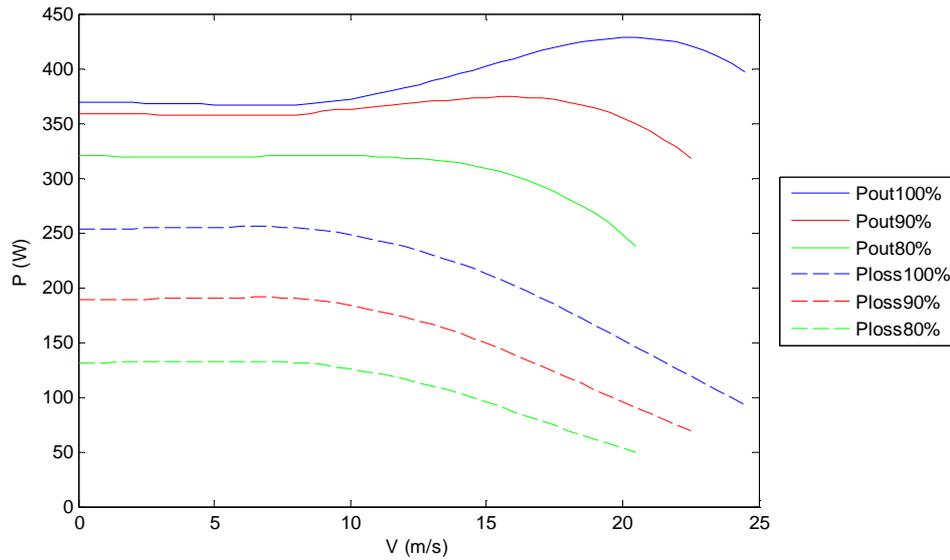


Figura 107: Curvas de potencia en el eje y pérdidas

La potencia que realmente interesa es la que proporciona la hélice con la que posteriormente se calculará el empuje que proporciona. Esta potencia está afectada por el rendimiento de la hélice cuya variación se muestra en la Figura 108. Se observa como la hélice es más eficiente cuanto mayor sea la velocidad de vuelo

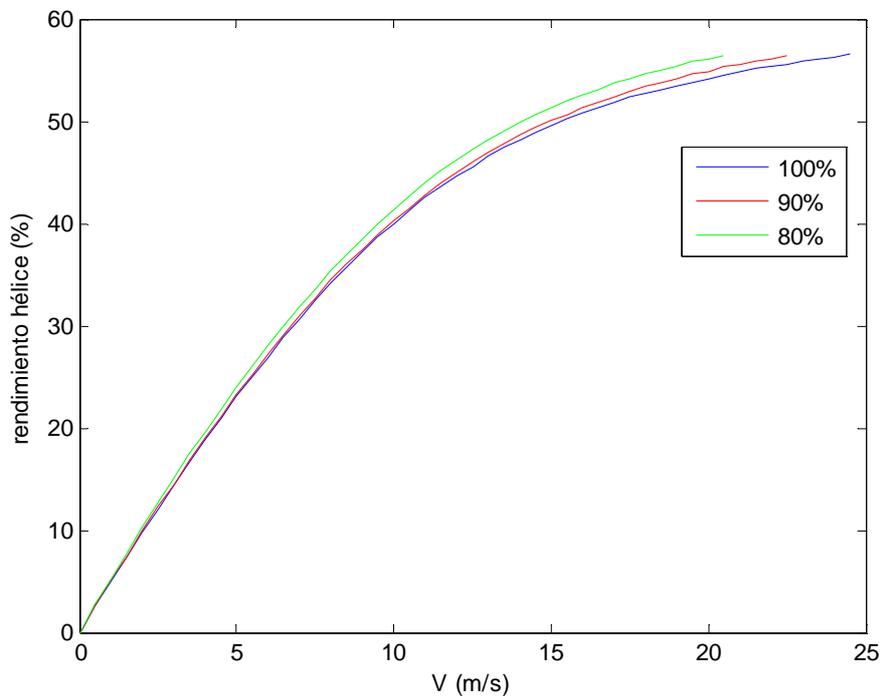


Figura 108: Rendimiento de la hélice en función de la velocidad

En la Figura 109 aparece la variación de la potencia proporcionada por la hélice, que lógicamente es mayor para mayores valores de la palanca. Para una posición de la palanca fija, la potencia proporcionada aumenta con la velocidad de vuelo debido a que la eficiencia de la

hélice crece. Sin embargo, a partir de una cierta velocidad, la potencia empieza a decrecer levemente debido a que es cuando se producen mayores pérdidas internas en el motor y el rendimiento de la hélice no crece con tanta intensidad.

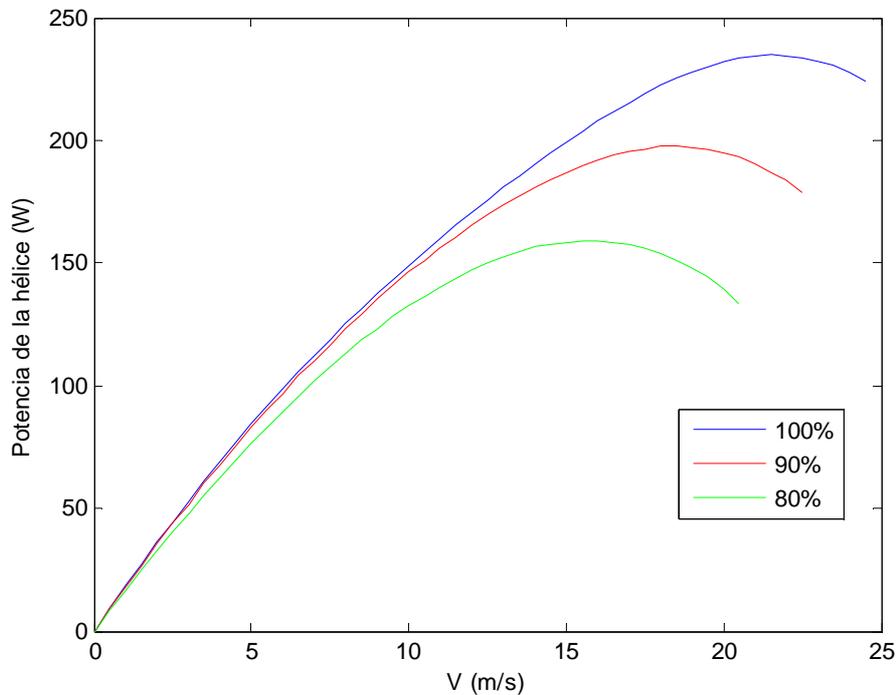


Figura 109: Potencia que proporciona la hélice

### 6.5.2 Empuje

El empuje que proporciona la hélice se calcula a partir de la ecuación 96, por lo que será posible determinar la variación del mismo con la velocidad y la palanca. Es lógico que a mayores posiciones de la palanca se obtengan mayores empujes. En cuanto a la variación con la velocidad, el mayor empuje se produce a menores velocidades ya que en esta zona la pendiente de la curva potencia de la hélice frente a velocidad (Figura 108) es máxima. Se observa como para una posición de la palanca fija, el empuje proporcionado por la hélice disminuirá con la velocidad.

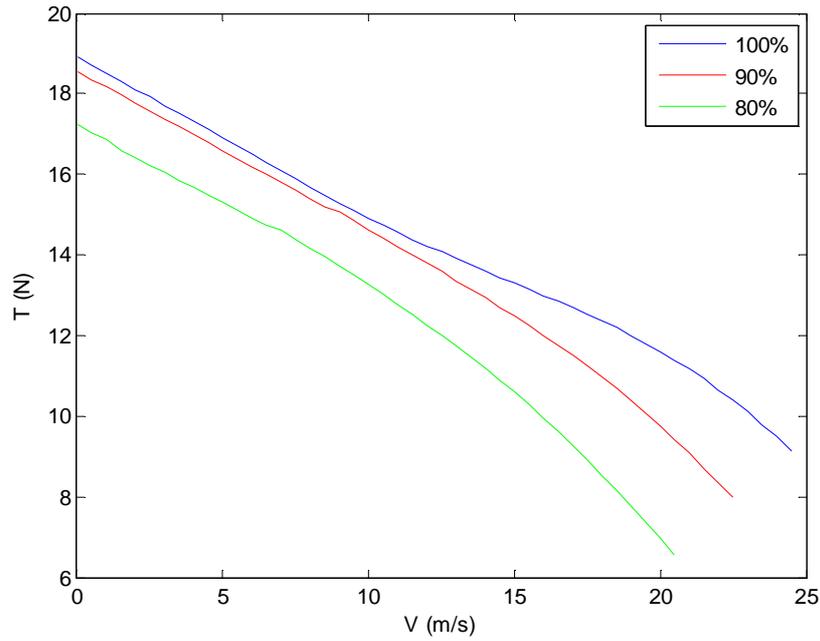


Figura 110: Curvas de empuje en función de la velocidad

### 6.5.3 Tiempo de descarga

Motocalc también ofrece el tiempo que tarda en descargarse la batería en su análisis. Se puede apreciar que el tiempo de descarga es menor a mayor posición de palanca debido a que se le exige más potencia al motor y por tanto más intensidad de descarga a la batería. Esta gráfica varía de forma contraria a como lo hace la potencia suministrada al motor, puesto que a menor potencia suministrada (altas velocidades), mayor será el tiempo de descarga.

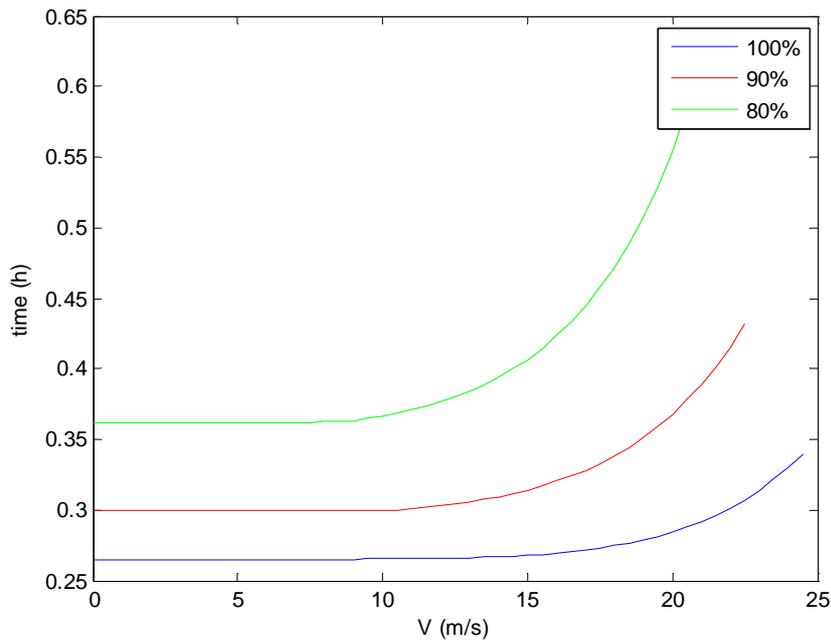


Figura 111: Curvas de tiempo de descarga en función de la velocidad

## 6.6 Actuaciones de los segmentos

En este apartado se realizará un estudio de empujes y potencias en los diferentes tramos de la misión de la aeronave. Mediante el estudio del empuje proporcionado por la hélice se podrá determinar la posición de la palanca necesaria para volar en cada segmento con la velocidad especificada anteriormente. Con la finalidad de obtener una mayor claridad en la explicación, se mostrarán diagramas de empuje disponible y requerido frente a la velocidad. Se utilizarán por tanto los datos proporcionados por Motocalc de las actuaciones del motor para compararlos con las necesidades propulsivas de la aeronave que se está diseñando.

Mediante el estudio del empuje se podrán determinar parámetros característicos del UAV como la velocidad máxima y la velocidad de máximo alcance. También se realizarán análisis de la potencia para determinar otros parámetros como la velocidad de máxima autonomía.

También se detallarán las características más importantes de cada tramo de la misión como son velocidades, distancias, alturas, ángulos, etc. Para comprender este apartado será necesario tener presente los regímenes de motor calculados.

### 6.6.1 Despegue

En el despegue, el motor va a su máximo régimen de potencia: 100%. Como ya se ha comentado anteriormente, el despegue se modelará como un vuelo rectilíneo acelerado entre las siguientes velocidades:

$$V_i = 1.1V_{stalldirty} = 8.8 \text{ m/s} \quad V_f = 1.25V_{stalldirty} = 10 \text{ m/s} \quad (97)$$

El empuje en este tramo está definido por la relación  $\left. \frac{T}{W} \right)_{desp} = 0.3727$

$$\left. T_{desp} = \frac{T}{W} \right)_{desp} W = 15.356 \text{ N} \quad (98)$$

El tiempo empleado para esta aceleración y la distancia recorrida se calcula a partir de las ecuaciones 70 y 72, ofreciendo los siguientes resultados:

$$d_{despegue} = 4.218 \text{ m} \quad t_{despegue} = 0.45 \text{ s} \quad (99)$$

### 6.6.2 Subida

En el tramo de subida se tendrá también el régimen máximo de potencia: 100%, por lo que según a la velocidad de aerodinámica con la que se quiera subir se tendrá un gradiente u otro. El empuje necesario para la subida se calcula a partir de las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned} T &= D + W \sin \gamma \\ L &= W \cos \gamma \end{aligned} \quad (100)$$

En la Figura 112 se muestra el empuje disponible al 100% de palanca frente al empuje requerido como si volara en crucero. De ahí que la diferencia entre ambas curvas represente el ángulo de subida para cada velocidad:

$$\sin \gamma = \frac{T - D}{W} \quad (101)$$

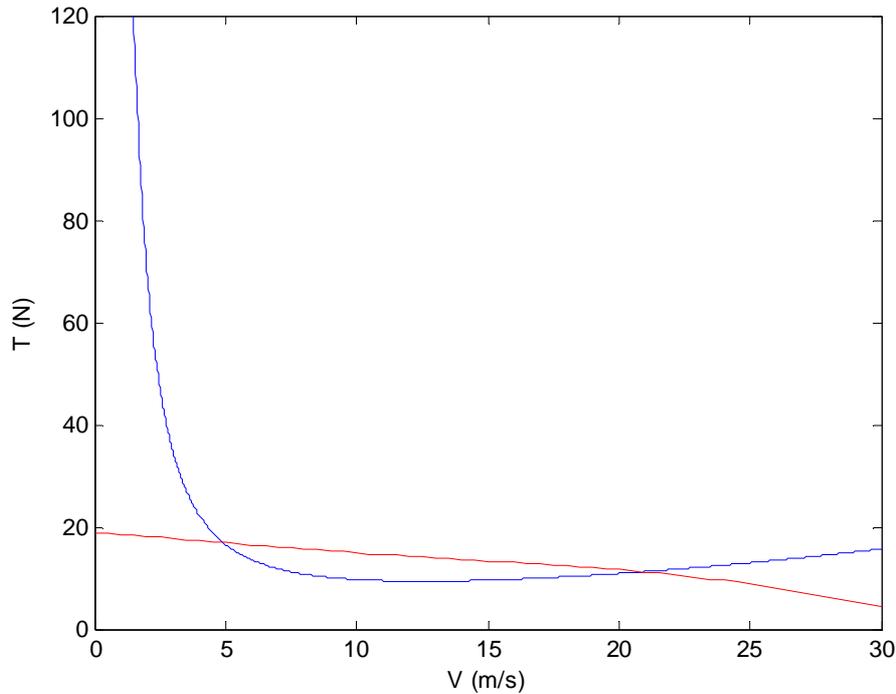


Figura 112: Empuje disponible frente a requerido en subida

En la Figura 112, se muestra el ángulo de subida que se puede alcanzar con máximo régimen de motor en función de la velocidad. A continuación se muestra el ángulo de subida máximo y a qué velocidad se produce:

$$\gamma_{\max} = 15.8643^{\circ} \quad (V_{\gamma_{\max}} = 9.7 \text{ m/s}) \Rightarrow \text{gradiente}_{\max} = 28.42\% \quad (102)$$

Se puede apreciar como la velocidad especificada para realizar la subida de 10 m/s es muy cercana a la que produce el máximo ángulo de subida, que por otra parte es bastante superior al mínimo requerido del 15%.

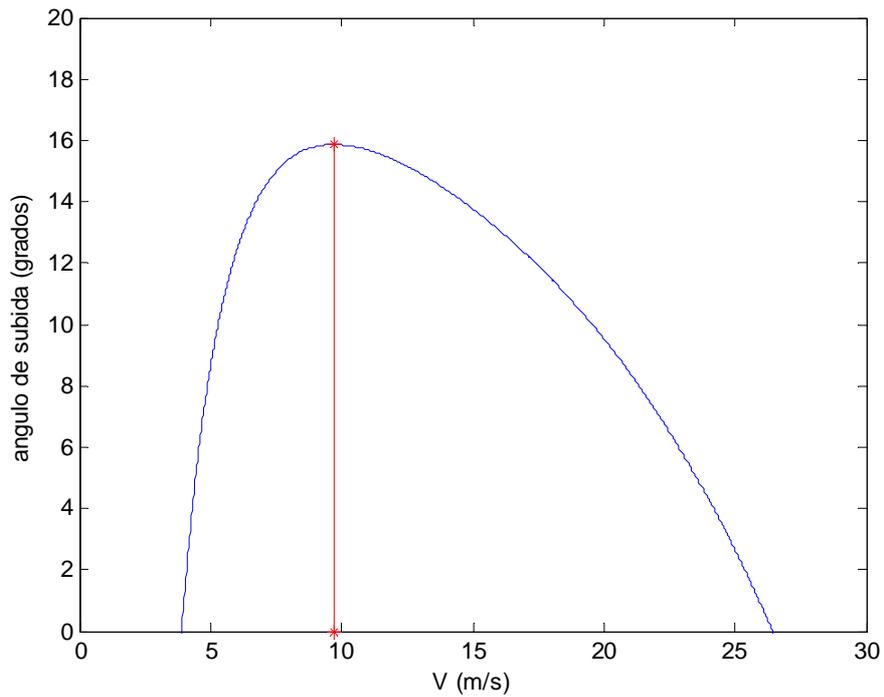


Figura 113: ángulo de subida en función de la velocidad al 100% de palanca

Se puede realizar otro estudio en función de la velocidad de subida:  $V_v = V \sin \gamma$ , para estudiar a qué velocidad sube más rápido. En la Figura 114 se muestra la variación de la velocidad de subida en función de la velocidad aerodinámica:

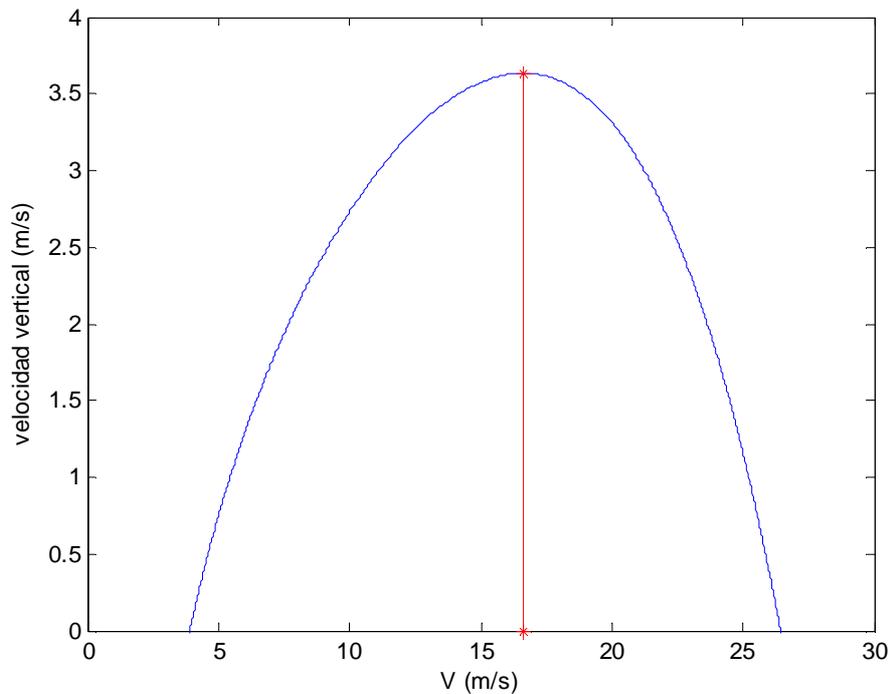


Figura 114: Velocidad vertical de subida en función de la velocidad aerodinámica al 100% de palanca

A continuación se muestran el valor de la velocidad vertical máxima junto con la velocidad aerodinámica a la que se produce:

$$V_{v_{\max}} = 3.6337 \text{ m/s} \quad (V_{V_{\max}} = 16.64 \text{ m/s}) \quad (103)$$

### Actuaciones del tramo de subida

Puesto que la velocidad especificada para la subida es  $V_{subida} = 10 \text{ m/s}$ , si se vuela con el máximo régimen de potencia, se tiene el siguiente valor del empuje:

$$T_{subida} = 14.9014 \text{ N} \quad (104)$$

En estas condiciones, el ángulo de subida y la velocidad vertical resultan:

$$V_{subida} = 10 \text{ m/s} \quad \Rightarrow \quad \gamma = 15.8527^\circ \quad V_v = 2.7316 \text{ m/s} \quad (105)$$

Por lo que si se debe subir desde la altura de lanzamiento del UAV ( $h_l = 1.8 \text{ m}$ ) hasta la altura de crucero ( $h_{crucero} = 100 \text{ m}$ ), y considerando constante la velocidad ascensional con la altura, se tiene el siguiente tiempo de subida y distancia horizontal recorrida:

$$t_{subida} = 35.949 \text{ s} \quad d_{subida} = 345.817 \text{ m} \quad (106)$$

### 6.6.3 Vuelo recto y nivelado

Se incluyen en este apartado los dos segmentos de la misión de la aeronave correspondientes a vuelo nivelado uniforme y rectilíneo: crucero y crucero de vigilancia. Ambos segmentos están regidos por las mismas ecuaciones del movimiento, variando únicamente la velocidad de vuelo. El empuje requerido por la aeronave se calcula a partir del equilibrio con la resistencia:

$$T = D \quad \text{con} \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (107)$$

La posición de la palanca se determinará a partir de la curva de empuje proporcionado por la hélice que corte a la del empuje requerido (calculado a partir de la resistencia) en la velocidad de vuelo especificada.

#### Crucero

El primer crucero se realiza a una velocidad de  $V_{crucero} = 16 \text{ m/s}$ , por lo que atendiendo a la Figura 115, los resultados de la palanca y de las revoluciones del motor son los siguientes:

$$V_{crucero} = 16 \text{ m/s} \quad \Rightarrow \quad \delta_{crucero} = 59\% \quad rpm_{crucero} = 7204 \quad (108)$$

La posición de la palanca que se ha tomado es la que proporciona una intersección entre la curva de empuje disponible y requerido más cercana a la velocidad de crucero, es decir, no se

producirá una intersección justo en la velocidad deseada por lo que la palanca determinada es una aproximación a lo que se debiera tener en la realidad.

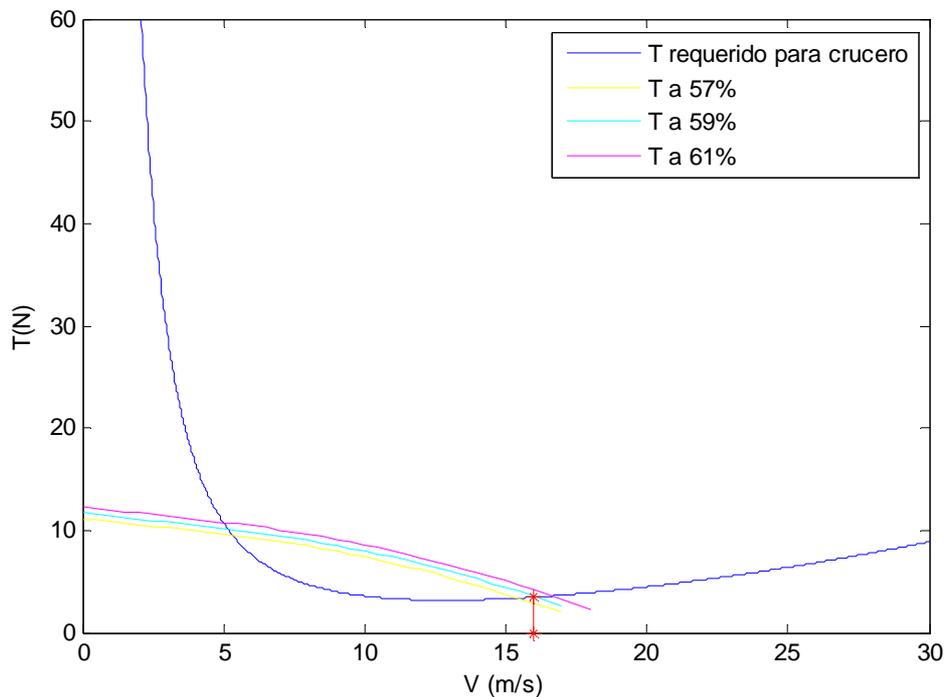


Figura 115: Determinación de la palanca en crucero

Actuaciones del tramo de crucero de ida

El valor del empuje en tramo es  $T_{crucero} = 3.4659 \text{ N}$

Se especifica una distancia de crucero para la ida de 5 km, por lo que con la velocidad especificada se tiene la siguiente duración del segmento:

$$d_{crucero_{ida}} = 5 \text{ km} \quad \Rightarrow \quad t_{crucero_{ida}} = 312.5 \text{ s} \quad (109)$$

Actuaciones del tramo de crucero de vuelta

Se tendrá el mismo régimen de potencia que en el de ida, puesto que se vuelve con la misma velocidad y el peso no ha variado. En este caso se impone una distancia de crucero para la vuelta de 4 km, por lo que los resultados con la misma velocidad de crucero que antes son:

$$d_{crucero_{vuelta}} = 4 \text{ km} \quad \Rightarrow \quad t_{crucero_{vuelta}} = 250 \text{ s} \quad (110)$$

### Crucero de vigilancia

El crucero de vigilancia se realiza a una velocidad de  $V_{crucero_v} = 13 \text{ m/s}$ , por lo que si ahora se representan las curvas para este caso se obtienen los siguientes resultados de palanca y revoluciones del motor:

$$V_{crucero} = 13 \text{ m/s} \Rightarrow \delta_{crucero} = 50\% \quad rpm_{crucero} = 6077 \quad (111)$$

Para este caso, el valor del empuje es  $T_{crucero} = 3.2183 \text{ N}$

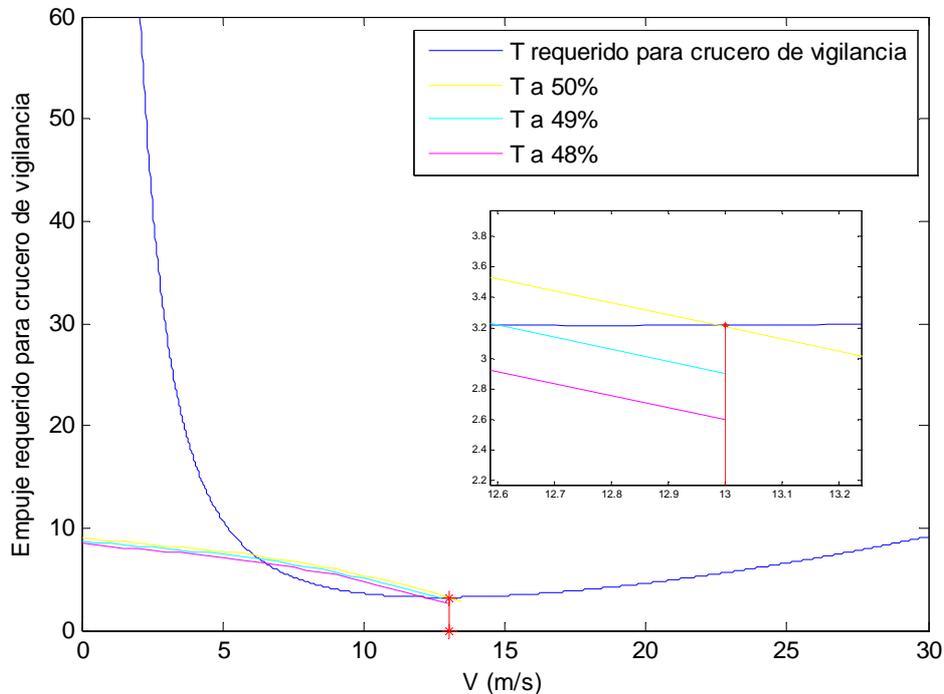


Figura 116: Determinación de la palanca en el crucero de vigilancia

Actuaciones del tramo de crucero de vigilancia

El valor del empuje en tramo es  $T_{crucero} = 3.2183 \text{ N}$

Puesto que se pide tener una autonomía aproximada de 60 minutos y ya en los tramos de crucero se han consumido unos 10 minutos, se impondrá en este tramo una autonomía de 50 minutos en los que la cámara realiza sus grabaciones:

$$t_{crucero} = 50 \text{ min} = 3000 \text{ s} \Rightarrow d_{crucero} = 39 \text{ km} \quad (112)$$

### Velocidad máxima

En el siguiente apartado se va a determinar la velocidad máxima que puede alcanzar el UAV en vuelo rectilíneo uniforme y nivelado a partir del motor seleccionado y las características de la aeronave. Para el cálculo de la velocidad máxima se usará el mismo método que anteriormente pero ahora la posición de la palanca está fijada al 100% y la velocidad en la que intersecan empuje disponible y requerido se corresponderá con la velocidad máxima.

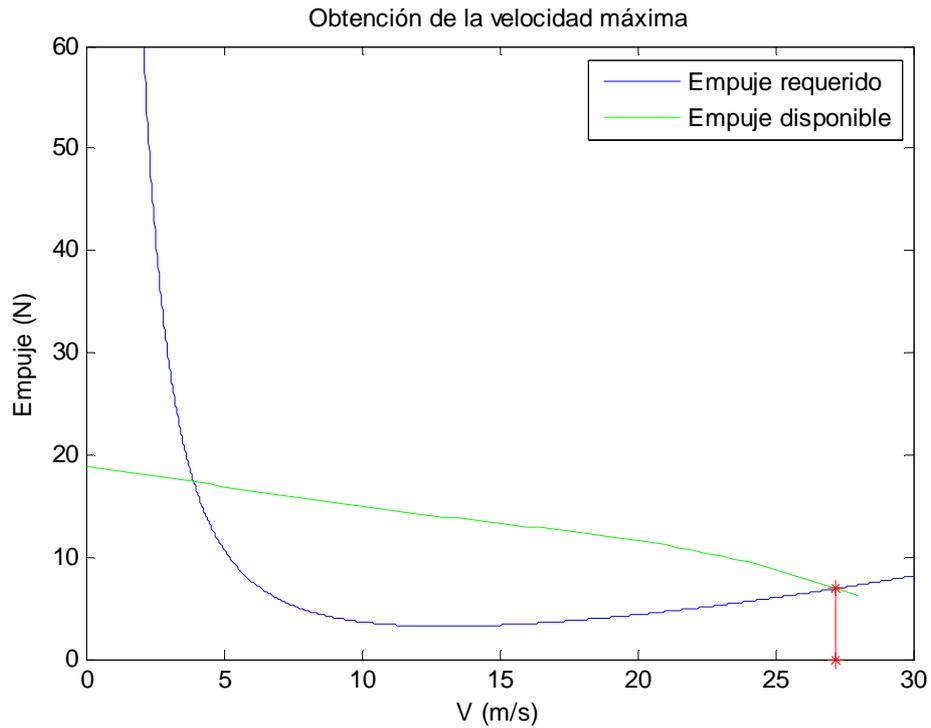


Figura 117: Determinación de la velocidad máxima del UAV

A partir de la Figura 117, se puede concluir que la velocidad máxima que el UAV puede alcanzar es:

$$V_{\max} = 27.1721 \text{ m/s} \quad (113)$$

### Velocidad de máximo alcance

Para el cálculo de esta velocidad se va a realizar una analogía con las actuaciones de aeronaves propulsadas con combustible. En estas aeronaves el peso va variando debido al consumo del fuel, pero en el caso de UAVs propulsados con baterías el peso del mismo no cambia por lo que se utilizará como parámetro la energía almacenada restante en las baterías. Haciendo esta analogía es posible determinar la velocidad de máximo alcance como la que se produce cuando el empuje requerido es mínimo:

$$V_{\max \text{ alcance}} = 12.78 \text{ m/s} \quad (114)$$

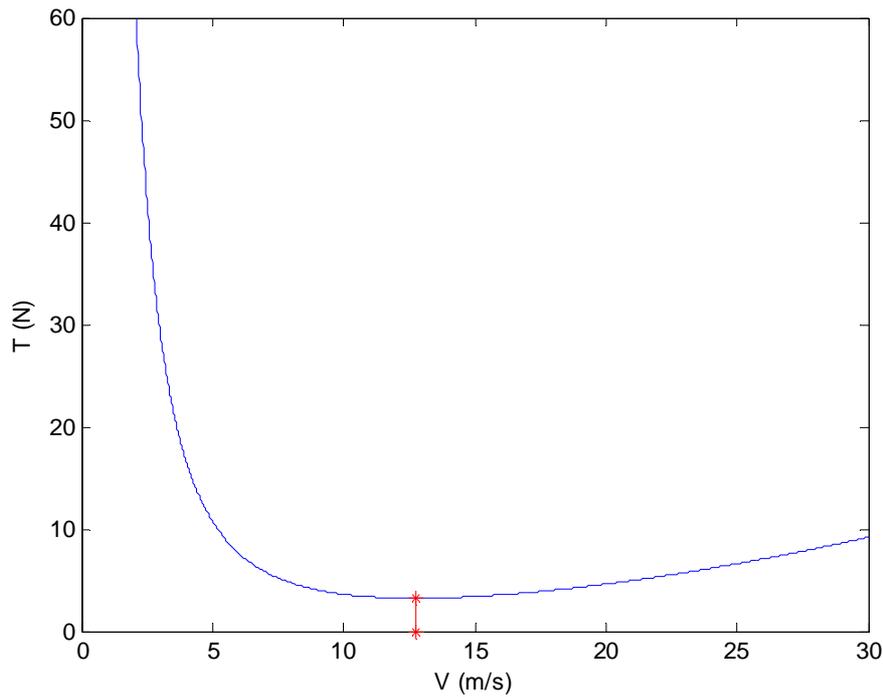


Figura 118: Determinación de la velocidad de máximo alcance (mínimo empuje)

Esta velocidad se puede calcular analíticamente atendiendo a la consideración de que se produce cuando el empuje es mínimo:

$$\left. \begin{aligned} T = D &= \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_0} + K C_L^2) \\ W = L &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \end{aligned} \right\} \frac{\partial T}{\partial V} = 0 \Rightarrow V_{\max \text{ alcance}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D_0}}} = 12.78 \text{ m/s} \quad (115)$$

El ángulo de ataque al que se tiene que volar en estas condiciones se determina a partir del coeficiente de sustentación que se tiene a esta velocidad:

$$C_{L_{\max \text{ alcance}}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} = 0.7213 \quad \Rightarrow \quad \alpha_{\max \text{ alcance}} = 3.24^\circ \quad (116)$$

### Velocidad de máxima autonomía

Procediendo con la misma analogía anterior se puede determinar la velocidad de máxima autonomía como la que se produce cuando la potencia requerida es mínima. Apreciando la Figura 119, se obtiene una velocidad para la que el vuelo es más duradero de:

$$V_{\max \text{ autonomía}} = 9.59 \text{ m/s} \quad (117)$$

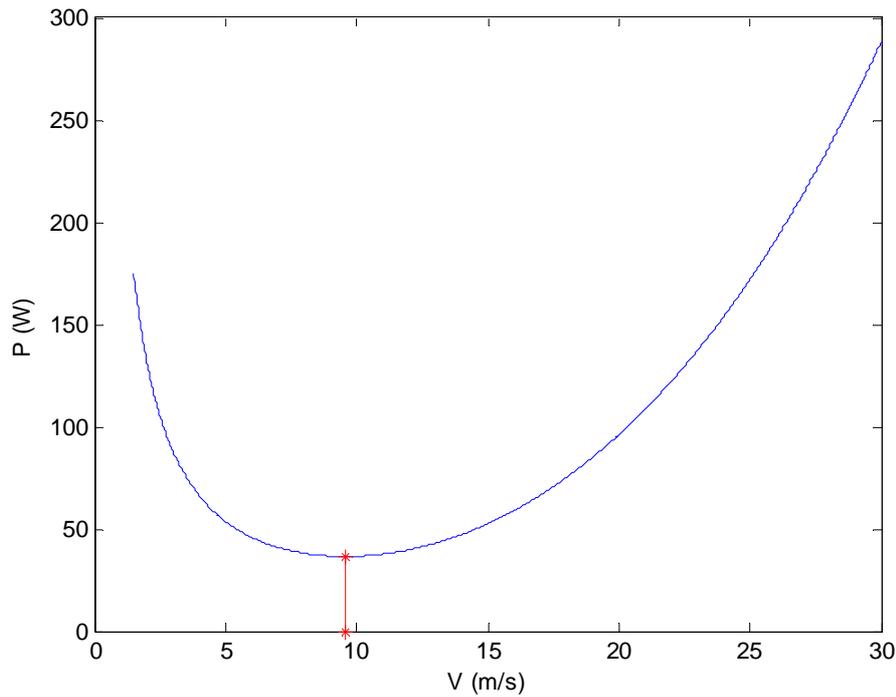


Figura 119: Determinación de la velocidad de máxima autonomía (mínima potencia)

De nuevo esta velocidad se puede calcular analíticamente considerando que se produce cuando la potencia es mínima:

$$\left. \begin{aligned} \eta_p P_{out} = TV = DV = \frac{1}{2} \rho V^3 S (C_{D_0} + KC_L^2) \\ W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \end{aligned} \right\} \quad (118)$$

$$\frac{\partial(TV)}{\partial V} = 0 \Rightarrow V_{\max \text{ autonomía}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D_0}}} = 9.59 \text{ m/s}$$

El ángulo de ataque al que se tiene que volar en estas condiciones se determina a partir del coeficiente de sustentación que se tiene a esta velocidad:

$$C_{L_{\max \text{ autonomía}}} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K}} = 1.2494 \Rightarrow \alpha_{\max \text{ autonomía}} = 8.42^\circ \quad (119)$$

### Condiciones de viraje en crucero de vigilancia

Debido a que en este segmento la aeronave estará dando vueltas alrededor de una zona para captar las imágenes deseadas, será entonces interesante analizar las actuaciones de viraje. Las ecuaciones que rigen este movimiento son las siguientes:

$$\begin{aligned}\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} &= T - D \\ \frac{W}{g} V \frac{d\psi}{dt} &= L \sin \mu \\ W &= L \cos \mu\end{aligned}\quad (120)$$

donde  $\psi$  es el ángulo de rumbo y  $\mu$  es el ángulo de balanceo del avión. Se va a calcular a continuación el radio de giro mínimo que se puede tener en las condiciones de vuelo de este segmento, a partir del factor de carga máximo que se puede alcanzar en este tramo por razones de entrada en pérdida ( $n_{\max \text{ crucerov}} = 1.8662$ ). El proceso de cálculo es el siguiente:

$$n = \frac{1}{\cos \mu} \quad \frac{V\dot{\psi}}{g} = \tan \mu = \sqrt{n^2 - 1} \Rightarrow R = \frac{V}{\dot{\psi}} = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (121)$$

por lo que con la velocidad del crucero de vigilancia se puede calcular el radio de giro mínimo y la velocidad de giro máxima con el anterior factor de carga máximo:

$$R_{\min} = \frac{V_{\text{crucerov}}^2}{g\sqrt{n_{\max \text{ crucerov}}^2 - 1}} = 10.93 \text{ m} \Rightarrow \dot{\psi}_{\max} = \frac{V_{\text{crucerov}}}{R_{\min}} = 68.12 \frac{\text{grados}}{\text{s}} \quad (122)$$

Se puede hacer un estudio de la velocidad de giro en función de la velocidad y del factor de carga. En la Figura 120 se observa las posibles combinaciones de factor de carga y velocidad de giro frente a la velocidad aerodinámica. El punto rojo se corresponde con la condición anterior del crucero de vigilancia mientras que el negro se corresponde con la situación límite con el factor de carga límite:

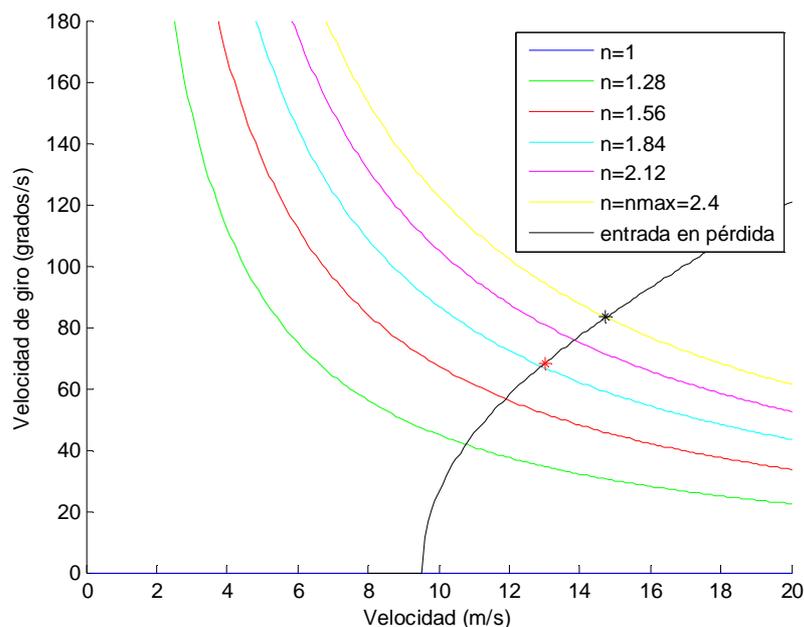


Figura 120: Velocidad de giro en función del factor de carga y de la velocidad aerodinámica

$$\dot{\psi}_{\max} = 83.18 \frac{\text{grados}}{s} \quad V_{\dot{\psi}_{\max}} = 14.74 \text{ m/s} \quad R_{\min} = 10.15 \text{ m} \quad (123)$$

#### 6.6.4 Descenso

El descenso se realizará a un régimen de potencia muy poco exigente de forma que se considerará despreciable el empuje proporcionado por la hélice, por lo que se calcularán las condiciones de planeo del UAV. Las ecuaciones del movimiento de planeo son:

$$\begin{aligned} L &= W \cos \gamma_d \approx W \\ D &= W \sin \gamma_d \approx W \gamma_d \end{aligned} \quad (124)$$

donde  $\gamma_d$  es el ángulo de descenso, que se supone pequeño en planeo. La velocidad de descenso se puede calcular como sigue:

$$V_d = V \sin \gamma_d \approx V \gamma_d \quad (125)$$

El estudio se puede realizar desde dos puntos de vista: volar con velocidad de descenso mínima o volar con el ángulo de descenso mínimo. Trabajando con las ecuaciones anteriores se puede llegar a la siguiente expresión para la velocidad vertical:

$$V_d = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho (C_L^3 / C_D^2)}} \quad (126)$$

Ahora se calcula el coeficiente de sustentación tal que esta velocidad de descenso es mínima:

$$\frac{\partial}{\partial C_L} \left( \frac{C_L^3}{C_D^2} \right) = 0 \Rightarrow C_{L_{\gamma_d \min}} = \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{K_1}} \Rightarrow V_{d_{\min}} = \frac{4}{3^{3/4}} C_{D_0}^{1/4} K_1^{3/4} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (127)$$

En cuanto al cálculo del ángulo de descenso mínimo, se tiene que:

$$\gamma_d \approx \frac{1}{L/D} \Rightarrow \gamma_{d_{\min}} \approx \frac{1}{(L/D)_{\max}} \Rightarrow C_{L_{\gamma_d \min}} = C_{L_{opr}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K_1}} \Rightarrow \gamma_{d_{\min}} = 2\sqrt{C_{D_0} K_1} \quad (128)$$

Los resultados obtenidos para este tramo de descenso son los siguientes:

- **Velocidad de descenso mínima** (maximizar la autonomía) :  $V_{d_{\min}} = 0.8845 \text{ m/s}$  ( $V = 9.5674 \text{ m/s}$ )
- **Ángulo de descenso mínimo** (maximizar el alcance):  $\gamma_{d_{\min}} = 4.5875^\circ$  ( $V = 12.5914 \text{ m/s}$ )

Entre paréntesis se muestran las velocidades de avance a las que se producen estas condiciones. Este tramo de descenso se realiza en régimen de ralentí, en el que el empuje es prácticamente despreciable, por lo que con el objetivo de maximizar la autonomía en este descenso, se volará con la velocidad correspondiente a velocidad de descenso mínima: 9.5674

m/s. Considerando esta velocidad constante en todo el tramo de descenso entre la altura de crucero ( $h_{crucero} = 100 \text{ m}$ ) y el suelo, se tienen los siguientes resultados:

$$V_d = V_{d_{\min}} = 0.8845 \text{ m/s} \quad V_{V_{d_{\min}}} = 9.5674 \text{ m/s} \quad \gamma_{V_{d_{\min}}} = 5.30^\circ \quad (129)$$

$$d_{descenso} = 1077 \text{ m} \quad t_{descenso} = 113.05 \text{ s} \quad (130)$$

### 6.6.5 Aterrizaje

El aterrizaje se realiza sobre la panza del UAV a una velocidad un poco superior a la de entrada en pérdida  $V_{aterrizaje} = 1.1V_{stalldirty} = 8.8 \text{ m/s}$ . El aterrizaje se realizará con el mínimo régimen de potencia (32% de palanca) pero sin apagar el motor por si es necesario remontar el vuelo en caso de emergencia. Puesto que el aterrizaje se realizará sobre superficies muy irregulares (como carriles o caminos) en presencia de obstáculos como pueden ser piedras o baches, es muy difícil de modelar la distancia de aterrizaje del mismo. Esta distancia variará dependiendo de las condiciones en las que se encuentre la superficie de aterrizaje. Normalmente, esta distancia de aterrizaje estará en el rango entre 10 y 30 metros.

### 6.7 Consumo de la batería

A continuación se va a mostrar el consumo de batería para cada segmento de la misión, así como un estudio de la autonomía que se podría alcanzar con la combinación de baterías seleccionada. Como ya se explicó anteriormente, el consumo de  $mAh$  de la batería se calcula a partir de la ecuación 95.

El consumo en cada tramo se calculará considerando que la potencia y el voltaje en la batería se mantienen constante durante el segmento completo. De esta forma, considerando el tiempo empleado en realizar cada segmento de la misión, se tiene la Tabla 30 de consumos:

Segmento	Tiempo (s)	Consumo de batería (mAh)
<b>Despegue</b>	0.45	5.38
<b>Subida</b>	35.95	430.08
<b>Crucero de ida</b>	312.5	746.29
<b>Crucero de vigilancia</b>	3000	5399.31
<b>Crucero de vuelta</b>	250	597.03

Segmento	Tiempo (s)	Consumo de batería (mAh)
<b>Descenso</b>	113.05	90.08
<b>Aterrizaje</b>	-	-
<b>TOTAL</b>	3711.95 (1 hora aproximadamente)	7268.15

Tabla 30: Consumo de mAh en los distintos tramos

Este sería el consumo que se tendría con un voltaje por celda constante e igual a 3.7 V. Pero ya se ha explicado anteriormente que este voltaje por celda va disminuyendo a medida que la batería se va descargando, por lo que la rapidez con la que la batería se descarga y los mAh consumidos aumentarán más rápidamente en los sucesivos tramos. Además, para alargar la vida de la batería es conveniente no descargar completamente el pack.

Atendiendo a los anteriores resultados, y teniendo en cuenta que el pack de baterías proporciona 11700 mAh, se tiene que sobrarían unos 4431.85 mAh si se descargara completamente. A continuación se muestra un estudio de cómo se puede aprovechar esta energía adicional, teniendo más autonomía para el segmento de vigilancia. Los resultados estarán sobreestimados debido a esa variación del voltaje en la descarga que no se está teniendo en cuenta en el análisis. No obstante, estos resultados ofrecen una idea orientativa de lo que se puede alcanzar en la realidad.

Si se consume toda la batería, se tendrían disponibles 9831.2 mAh para el crucero de vigilancia (los 11700 mAh de la batería completa menos los necesarios para realizar el resto de los tramos de la misión). Con esta capacidad, la duración del crucero de vigilancia sería:

$$t = 91.04 \text{ min} \quad (131)$$