



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

TRABAJO FIN DE GRADO
GRADO EN INGENIERIA AEROESPACIAL

Diseño Preliminar de una Aeronave de Ala Rotatoria

Autor

Jaime Jiménez González

Tutor

Álvaro Cuerva Tejero

Departamento de Aeronaves y Vehículos Espaciales



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO

Madrid, Junio de 2019

Agradecimientos

Se acaba una época, una época dura, con mejores y peores momentos, de los cuales solo los buenos quedarán en el recuerdo.

Aquí quiero agradecerle a todos aquellos que han estado a mi lado su incansable labor de hacerme el camino más fácil, empezando por mi familia, que ha estado ahí en todo momento aportando toda la tranquilidad posible y el apoyo que solo ellos saben dar.

También he de agradecer a mis amigos todas las risas y horas de trabajo compartidas, por compartir penas y alegrías que me han ayudado a llegar aquí, tanto a la gente que he conocido nueva, como a la que lleva conmigo desde antes, tanto en la Escuela como fuera de ella.

Por último dar las gracias a mi pareja, por haber estado a mi lado en todo momento ayudándome con esta carga hasta cuando parecía inaguantable. Nunca me ha fallado y siempre me ha ayudado a levantarme.

Gracias a todos por haberme acompañado y por hacer de esto una realidad.

Capítulo 1

Introducción

Como bien es sabido, el desarrollo de una nueva aeronave partiendo de 0 es un trabajo tremendamente complejo que supondría en la industria unos costes desmesurados. Por ello, en este Trabajo de Fin de Grado se plasmará el desarrollo de un diseño preliminar empleando para ello un análisis de vehículos semejantes ya existentes.

La aeronave a desarrollar será un UAV de un MTOW de 450kg de peso, por lo que será fundamental desarrollar una pequeña base de datos de aeronaves similares para poder obtener un primer diseño. En este capítulo se tratarán, además de los objetivos del trabajo, las bases de la mecánica de vuelo de las aeronaves de ala rotatoria de forma sencilla.

1.1. Objetivos del Trabajo

El objetivo principal de este trabajo es generar un diseño preliminar de una aeronave no tripulada de ala rotatoria de un peso máximo al despegue de 450kg. Este diseño, realizado mediante un estudio de aeronaves similares, será después validado por un análisis de sus actuaciones a partir del equilibrado de la misma. Es justo aquí donde se verá reflejada la originalidad del trabajo, a la hora de elegir las actuaciones a analizar.

La validación se llevará a cabo además de forma paralela a una optimización de características de la aeronave, como pueda ser el alcance o la autonomía, en función de otros parámetros de la misma.

Es importante también definir la misión de la aeronave a diseñar, ya que en función de esta optimizaremos unos parámetros u otros y exigiremos unos mínimos a las actuaciones de la misma.

1.2. Uso de las Aeronaves no Tripuladas

Las aeronaves no tripuladas (**UAV Unmanned Aerial Vehicle**) están fuertemente ligadas a la aviación militar, siendo esta industria la responsable principal de su desarrollo a lo largo de su historia. Aunque anteriormente se dieron casos de UAVs, como son los globos con los que el ejercito austriaco bombardeó Venecia en 1849, las primeras aeronaves no tripuladas como las conocemos hoy se desarrollaron durante la Primera Guerra Mundial por parte de los Estados Unidos.

A día de hoy, y aunque el desarrollo de la tecnología ha sido gracias a la industria militar, más concretamente a la industria militar de Estados Unidos, su uso se ha extendido más allá de esta. Ya no se trata de instrumentos de guerra ni de un artículo de lujo, sino que existen una gran variedad de aeronaves que cumplen distintas funciones fuera de la aviación militar, sino como parte de la aviación comercial civil (como puedan ser las aeronaves radio control cuyo mando puede ser un *smartphone* personal).

Algunos de estos usos son los siguientes:

- Fotografía y grabación aérea, tanto profesional como recreativa.
- Control de daños en zonas afectadas por desastres.
- Transporte de mercancías.
- Seguimiento y predicción de fenómenos atmosféricos (tornados, tormentas, etc.)
- Control y patrulla de fronteras
- Inspecciones en zonas de difícil acceso (o imposible).
- Entretenimiento

Por otro lado siguen creciendo los usos militares;

- Combate aéreo
- Supervisión y control
- Balizas de objetivos

Estos son solo algunos de los usos de los UAVs, pero la lista crece continuamente.

Pese al fuerte desarrollo civil, el principal gasto mundial en aeronaves no tripuladas viene del sector militar, motivado también por el gasto que conllevan los programas militares y los costes de las aeronaves (en 2011, el coste

del programa MQ-1 *Predator* era de 2,38 mil millones de dólares [DAF, 2011], mientras que el coste de una unidad del mismo se sitúa en 4,03 millones de dólares [USSOCOM, 2011]). Se espera un gasto global de 70 mil millones de dólares en aeronaves no tripuladas para 2020 [Sachs, 2016]

Sin embargo, el sector cuyo crecimiento se espera sea mayor es el civil. Según datos de BI Intelligence, se espera un crecimiento del 19 % en el mercado civil frente a un 5 % en el militar para el período 20015-2020. Esto se debe principalmente al incremento en la variedad de operaciones que los UAVs son capaces de realizar y a su implementación en las empresas. Debido a este crecimiento, se espera también la creación de 100.000 puestos de trabajo solo en Estados Unidos para 2025 [AUVSI, 2013].

1.3. Mecánica del Vuelo de un Helicóptero

A modo de introducción para el lector, se hará un resumen breve de la mecánica del vuelo de un helicóptero. Si se desea profundizar en el tema o resolver cualquier duda que pudiese surgir durante la lectura, se recomienda acudir a Cuerva et al. [2013] donde se desarrolla de forma mas exhaustiva y completa.

1.3.1. Sistemas de referencia

En la física es muy importante definir correctamente los sistemas de referencia que se emplean en la resolución de cada problema ya que las variables tendrán una forma u otra en función de en cual se definan. En el caso de un helicóptero, los sistemas de referencia principales son 4, a saber:

- Ejes tierra [$O_T; x_T, y_T, z_T$]
- Ejes cuerpo [$O; x, y, z$]
- Ejes árbol [$A; x_A, y_A, z_A$]
- Ejes pala [$E; x_b, y_b, z_b$]

El sistema de ejes tierra es aquel con origen [O_T] en la superficie terrestre, z_T apuntando en la dirección de la gravedad y x_T e y_T pertenecientes al plano tangente a la superficie terrestre y formando un triedro a derechas. En este sistema, la posición del helicóptero queda definida por \mathbf{r}^O , siendo este el vector posición del centro de masas del helicóptero respecto al punto de referencia O_T .

El sistema de ejes cuerpo se define como el triedro a derechas con origen O en el centro de masas de la aeronave y x y z en el plano central, con x dirigido hacia adelante y z hacia abajo en una condición de vuelo normal. La

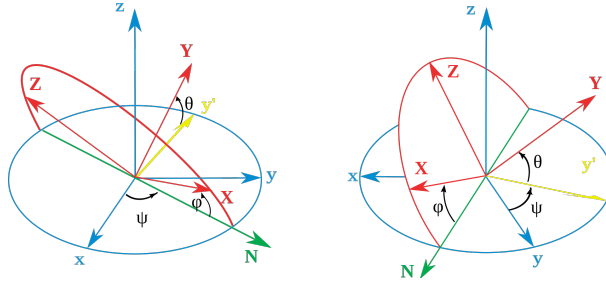


Figura 1.1: Representación de los ángulos de Euler, Guiñada, Cabeceo y Balanceo

importancia de este sistema radica en los ángulos de Euler, que son los ángulos que forman sus ejes con los ejes tierra, siendo estos:

- Guiñada Ψ
- Cabeceo Θ
- Balanceo Φ

Estos ángulos se pueden definir como el giro del sistema de ejes cuerpo respecto al de ejes tierra, partiendo de una condición de paralelismo entre ambos, respecto a los ejes z , y y x respectivamente. Para facilitar la comprensión del lector se ha añadido el esquema 1.1 que representan dichos ángulos.

El sistema de ejes árbol tiene su centro A en la intersección del eje del rotor con el plano del rotor y sus ejes forman un triedro a derechas orientándose z_A hacia el lado opuesto al fuselaje y x hacia la parte trasera del helicóptero, perteneciendo al plano del rotor.

Por último, el sistema de ejes pala tiene su origen E en la articulación de la pala. La dirección de x_b es radial hacia la punta de la pala y la de y_b es normal a ella, siendo z_b tal que el triedro $[x_b, y_b, z_b]$ sea a derechas.

Se puede apreciar que de estos 4 sistemas, los mas relevantes para el estudio serán los de ejes tierra y cuerpo, que sirven para describir la mecánica del vuelo de la aeronave, mientras que los ejes árbol y pala se reservan para el estudio aislado de la física del rotor y de las palas.

Una vez definidos los sistemas de referencias se pueden empezar a plantear las ecuaciones.

1.3.2. Ecuaciones del equilibrio

Las primeras ecuaciones a considerar son las de fuerzas y momentos, siendo estas:

$$\mathbf{F}^{ex} + M\mathbf{g} = \frac{d(M\mathbf{V})}{dt} = M \left(\frac{d\mathbf{V}}{dt} \right)_C + M(\boldsymbol{\omega} \wedge \mathbf{V}) \quad (1.1)$$

$$\mathbf{M}^{ex} = \frac{d([\mathbf{I}]\boldsymbol{\omega})}{dt} = [\mathbf{I}] \left(\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \right)_C + \boldsymbol{\omega} \wedge [\mathbf{I}]\boldsymbol{\omega} \quad (1.2)$$

Donde $\mathbf{V}(t)$ es una velocidad de vuelo cualquiera y $\boldsymbol{\omega}(t)$ la velocidad de giro de los ejes cuerpo respecto a los ejes tierra con \mathbf{F}^{ex} y \mathbf{M}^{ex} las fuerzas y momentos externos que actúan sobre el centro de gravedad del helicóptero (salvo el peso), $[\mathbf{I}]$ el tensor de inercia del vehículo, M su masa y \mathbf{g} el vector aceleración de la gravedad. El subíndice C indica derivadas en ejes cuerpo, tal y como aparece en [Cuerva et al. \[2013\]](#). Se han considerado M e $[\mathbf{I}]$ constantes aunque en realidad no es así debido al consumo de combustible, pero se puede considerar que en el tiempo característico de una maniobra (segundos) el cambio es despreciable.

Tal y como se aprecia en (1.1) y en (1.2), el vector de estado $\mathbf{x}(t)$ del sistema incluye las componentes de $\mathbf{V}(t)$ y $\boldsymbol{\omega}(t)$ en ejes cuerpo así como los ángulos de Euler Θ , Ψ y Φ . Por otro lado, las magnitudes \mathbf{F}^{ex} y \mathbf{M}^{ex} pueden expresarse como funciones de las componentes del vector estado $\mathbf{x}(t)$ y sus derivadas $d\mathbf{x}(t)/dt$, aunque también dependen de las magnitudes de control, agrupadas en el vector de control $\mathbf{u}(t)$ cuyas componentes son los ángulos de paso colectivo del rotor principal, paso cíclico longitudinal, paso cíclico lateral y paso colectivo del rotor antipar $\theta_0(t)$, $\theta_{1S}(t)$, $\theta_{1C}(t)$ y $\theta_T(t)$. Cabe indicar que $\boldsymbol{\omega}(t)$ y los ángulos de Euler no son independientes, sino que están ligados por la relación cinemática

$$\boldsymbol{\omega}(t) = \omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k} = \frac{d\Psi}{dt} \mathbf{k}_T + \frac{d\Theta}{dt} \mathbf{j}_{T1} + \frac{d\Phi}{dt} \mathbf{i}_T \quad (1.3)$$

Y expresando el último término de la ecuación (1.3) en ejes cuerpo, la ligadura cinemática se puede expresar con las siguientes ecuaciones

$$\boldsymbol{\omega}(t) = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & -\sin \Theta \\ \cos \Phi & 0 & \sin \Phi \cos \Theta \\ -\sin \Phi & 0 & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\Theta/dt \\ d\Phi/dt \\ d\Psi/dt \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Por tanto, las ecuaciones (1.1), (1.2) y (1.4) junto con las condiciones iniciales del vector estado $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(0)$ permiten conocer la evolución temporal del vector estado $\mathbf{x}(t)$ en función del vector de control $\mathbf{u}(t)$. En particular, conocidas las componentes del vector velocidad, se define el vector posición centro de masas tal que

$$\mathbf{r}^O(t) = \int_0^t \mathbf{V}(t) dt \quad (1.5)$$

donde $\mathbf{V}(t)$ está expresada en ejes tierra (u_T, v_T, w_T) . La trayectoria por tanto queda definida por el ángulo que forma el vector velocidad con la horizontal, γ_T y el ángulo que forma con el plano vertical $y_T = 0$, β_T , llamados respectivamente ángulo de inclinación de la trayectoria y ángulo de desviación lateral

de la trayectoria, los cuales son

$$\gamma_T = \arctan \frac{-w_T}{\sqrt{u_T^2 + v_T^2}} \quad (1.6)$$

y

$$\beta_T = \arctan \frac{v_T}{u_T} \quad (1.7)$$

siendo γ_T positiva en vuelo ascendente, por ser entonces w_T negativo por la definición de los ejes tierra.

1.3.3. Acciones externas sobre el fuselaje

Las acciones externas \mathbf{F}^{ex} son un sumatorio de distintas componentes con distinto origen:

- El rotor principal transmite al fuselaje la fuerza \mathbf{F}^{rp} y el momento en A, \mathbf{M}^{rp}
- El rotor antipar transmite al fuselaje la fuerza \mathbf{F}^{ra} y el momento en A_a (equivalente a A en el rotor principal), \mathbf{M}^{ra}
- Las acciones aerodinámicas sobre el fuselaje se pueden modelizar como la fuerza \mathbf{F}^f y el momento \mathbf{M}^f sobre el punto de referencia O_f
- Las acciones aerodinámicas sobre los estabilizadores se pueden modelizar como las fuerzas \mathbf{F}^{eh} y \mathbf{F}^{ev} , y los momentos \mathbf{M}^{eh} y \mathbf{M}^{ev} sobre los puntos de referencia E_h y E_v de las superficies de control

pudiendo expresarse por tanto las fuerzas externas como

$$\mathbf{F}^{ex} = \mathbf{F}^{rp} + \mathbf{F}^f + \mathbf{F}^{ra} + \mathbf{F}^{eh} + \mathbf{F}^{ev} \quad (1.8)$$

y los momentos externos como

$$\begin{aligned} \mathbf{M}^{ex} = & \mathbf{M}^{rp} + \mathbf{M}^f + \mathbf{M}^{ra} + \mathbf{M}^{eh} + \mathbf{M}^{ev} + \\ & + \mathbf{OA} \times \mathbf{F}^{rp} + \mathbf{OO}_f \times \mathbf{F}^f + \mathbf{OA}_a \times \mathbf{F}^{ra} + \\ & + \mathbf{OE}_h \times \mathbf{F}^{eh} + \mathbf{OE}_v \times \mathbf{F}^{ev} \end{aligned} \quad (1.9)$$

Se puede observar que tanto las componentes de \mathbf{F}^{ex} como de \mathbf{M}^{ex} son de carácter aerodinámico, generadas por el rotor principal, el antipar, el fuselaje y las superficies estabilizadoras. Por tanto, será necesario modelizar estos elementos para poder realizar las simulaciones necesarias para el proyecto.

1.3.4. Vuelo Equilibrado

Debido a la enorme complejidad de los cálculos anteriores y lo innecesario de su implementación para cumplir los objetivos de este proyecto que son el cálculo de las actuaciones de un vehículo, se trabajará con un modelo simplificado, el del vuelo equilibrado. Esto supone asumir que la resultante de las fuerzas externas que actúan sobre la aeronave es nula, lo que simplifica los cálculos sin afectar de forma relevante los resultados de las actuaciones prescindiendo de los cálculos para la estabilidad dinámica del sistema. Esto supone además que:

- La aceleración es nula, por lo que la velocidad de desplazamiento de la aeronave $\mathbf{V}(t)$ es constante.
- La aeronave no sufre cambios de actitud por lo que $\omega(t) = 0$

Aplicando esto, las ecuaciones (1.1) y (1.2) se convierten en

$$\mathbf{F}^{ex} + M\mathbf{g} = 0 \quad (1.10)$$

$$\mathbf{M}^{ex} = 0 \quad (1.11)$$

y la ligadura cinemática de la velocidad angular desaparece al volverse esta nula, por lo que el sistema se reduce a 10 incógnitas, el vector de estado de equilibrio $\mathbf{x}_e(u_e, v_e, w_e, \Theta_e, \Phi_e, \Psi_e)$ y las del vector de control de equilibrio $\mathbf{u}_e(\theta_{0e}, \theta_{1Se}, \theta_{1Ce}, \theta_{Te})$ y 6 ecuaciones. Al resolver el problema aeromecánico (fuera del alcance de este documento), aparecen otras 3 ecuaciones:

$$\beta_0 = \beta_0(\theta_0, \theta_{1S}, \theta_{1C}, \mu_{xA}, \mu_{yA}, \mu_{zA}) \quad (1.12)$$

$$\beta_{1C} = \beta_0(\theta_0, \theta_{1S}, \theta_{1C}, \mu_{xA}, \mu_{yA}, \mu_{zA}) \quad (1.13)$$

$$\beta_{1S} = \beta_0(\theta_0, \theta_{1S}, \theta_{1C}, \mu_{xA}, \mu_{yA}, \mu_{zA}) \quad (1.14)$$

donde se ha denominado μ_{xA}, μ_{yA} y μ_{zA} a las componentes de la velocidad adimensionalizada con ΩR , lo que deja un total de 9 ecuaciones con 13 incógnitas.

Su resolución requeriría conocer de antemano 4 parámetros, pero si se le presta la debida atención al sistema (1.10)-(1.14), en todo el mismo no aparece el ángulo de guiñada Ψ_e , por lo que la resolución no depende de el, y solo restaría conocer 3 variables del vector de estado o control para resolver el sistema, quedando el sistema reducido a

$$F_x(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) - Mg \sin \Theta_e = 0 \quad (1.15)$$

$$F_y(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) + Mg \cos \Theta_e \sin \Phi_e = 0 \quad (1.16)$$

$$F_z(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) + Mg \cos \Theta_e \cos \Phi_e = 0 \quad (1.17)$$

$$M_z(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) = 0 \quad (1.18)$$

$$M_y(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) = 0 \quad (1.19)$$

$$M_x(\mathbf{x}_e^*, \mathbf{u}_e) = 0 \quad (1.20)$$

donde \mathbf{x}_e^* es el vector de estado sin incluir la velocidad angular ni el ángulo de guiñada [Cuerva et al., 2013].

1.4. Cálculo de Potencias

1.5. HEROES

Para el cálculo de las actuaciones de la aeronave se empleará *HEROES*. *HEROES* es una herramienta de MATLAB desarrollada en conjunto por profesores y alumnos de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio de la Universidad Politécnica de Madrid, principalmente del departamento de Aeronaves y Vehículos Espaciales.

Esta herramienta permite un cálculo rápido del equilibrado de un helicóptero (entre otras muchas funciones). Es muy importante saber distinguir en esta herramienta cuáles son las variables de entrada del problema y las de salida. Esto que en primera instancia puede parecer sencillo, requiere un nivel de comprensión alto de la mecánica del vuelo de un helicóptero.

Para el caso del equilibrado, las variables de entrada principales serán el modelo de atmósfera y la altura, el modelo del vehículo y las condiciones de vuelo del mismo. *HEROES*, con los datos aportados, generará un modelo adimensional y resolverá las ecuaciones del equilibrado para después dimensionalizar los resultados. Estos resultados son las variables de salida, y entre muchas otras se encuentran las potencias de los rotores, las fuerzas y momentos aerodinámicos y los controles del helicóptero.

1.6. Descripción del Proyecto

Esto deja claro las características necesarias para la aeronave;

- Una carga de pago máxima lo más alta posible, de manera que resulte eficiente y no sean necesarios múltiples vuelos diarios para un mismo despliegue salvo casos excepcionales.

- Una velocidad de crucero buena, de manera que el tiempo que la aeronave esta en vuelo sea el mínimo posible, para evitar así la intercepción. Además también servirá para transportar suministros médicos en caso de emergencia.
- Un alcance de unos 400 Km, se manera que pueda abastecer a distancias de alrededor de 200 Km. Es importante que la aeronave pueda realizar el trayecto de ida y vuelta sin repostar, ya que ello obligaría a disponer de combustible en las zonas a abastecer, lo que no es conveniente para la misión. También hay que tener en cuenta que la mitad del trayecto se realizará con la máxima carga de pago la mayoría de las ocasiones, pero la otra mitad la aeronave no tendrá en la mayoría de los casos carga alguna (será posible enviar de vuelta a las bases principales pequeñas cargas en caso de necesidad).
- Un techo de vuelo suficiente para dificultar su intercepción, ya que la aeronave no contará con un blindaje militar para priorizar otras características.

Como se observa, apenas se han definido numéricamente estas características, ya que en una primera aproximación no se conoce con exactitud la misión, por lo que todos estos parámetros se intentarán maximizar durante el diseño para obtener unas actuaciones lo mejores posible y que la aeronave pueda ser útil en un rango más amplio de situaciones.

Capítulo 2

Análisis de Semejantes. Helicóptero Semilla

Tal y como se ha reflejado en la introducción, el proceso a seguir para obtener un diseño preliminar, será el análisis de semejantes. Este análisis consiste en crear una base de datos de aeronaves ya existentes, cuyas características sean similares a las que podría tener la nuestra, de manera que mediante un análisis estadístico se pueda obtener una primera aproximación de algunas características de nuestra aeronave.

2.1. Estudio de Aeronaves de Referencia

Dado que el objetivo es el diseño de un helicóptero no tripulado de 450 Kg de *MTOW*, los vehículos a analizar serán helicópteros de una masa similar, en torno a 400-500 kg, pero al no existir una cantidad suficiente dentro de este margen, se ha decidido ampliar este. En las tablas 2.1 y 2.2 se encuentran los helicópteros seleccionados para el análisis

Una vez se ha obtenido la selección de aeronaves semejantes, se procede a realizar un análisis estadístico de las distintas características de los mismos para obtener unos primeros valores de diseño. Al ser la característica más definitoria de la aeronave el peso máximo al despegue, se observará la evolución de los distintos parámetros con el *MTOW*. En este capítulo se pueden observar las gráficas que se obtienen del análisis anterior para cada parámetro, incluyendo una línea de tendencia que nos permita obtener una primera aproximación en el diseño. Cabe indicar que se han omitido, en las gráficas correspondientes, aquellos vehículos cuyas características no eran conocidas, sin eliminarlos del resto de ellas. Las líneas de tendencia se han generado usando una aproximación lineal, lo cual puede llevar a una mala aproximación dependiendo de los datos.

Como se puede observar, muchos helicópteros comparten características

MODELO	MTOW[kg]	d[m]	Ω [rad/s]	b	b_a	h_{max} [m]	V_{max} [km/h]
SA-200 Weasel	70	2,07	167,55	2	6	3100	167
Yamaha R-50	90	3,07	88,6	2	2	300	VACÍO
R-350	150	3,5	82,86	3	2	2500	120
SD 150 Hero	150	3,5	105,14	3	2	4000	90
APID 55	160	3,3	54,54	2	2	3000	90
APID 60	180	3,3	90,97	2	2	3000	110
Camcopter S100	200	3,4	130,73	2	2	5500	222
Pelícano	200	3,3	81,22	2	2	3600	180
DP 5X Wasp	227	3,2	127,33	4	4	4100	160

Tabla 2.1: Valores de diferentes parámetros de las aeronaves empleadas para el análisis de semejantes cuyos valores de velocidad de giro del rotor principal han sido publicados.

MODELO	MTOW[kg]	d[m]	b	b_a	h_{max} [m]	V_{max} [km/h]
Scout B1-100	77	3,2	2	2	VACÍO	VACÍO
Neo S300	85	3	3	2	VACÍO	VACÍO
Skeldar V-200	235	4,6	2	2	3500	140
Tanan EADS	300	5	2	2	4000	150
SVU-200	360	4,92	4	2	4200	209
Cicare 7B	430	6,28	2	2	3000	194
Robinson R-22	622	7,67	2	2	4267	188
VSR700	680	7,2	3	7	3600	187
Brantly B-2	757	7,24	3	2	3290	161
Schweizer 300	930	8,2	3	2	4300	176

Tabla 2.2: Valores de diferentes parámetros de las aeronaves empleadas para el análisis de semejantes cuyos valores de velocidad de giro del rotor principal no han sido publicados.

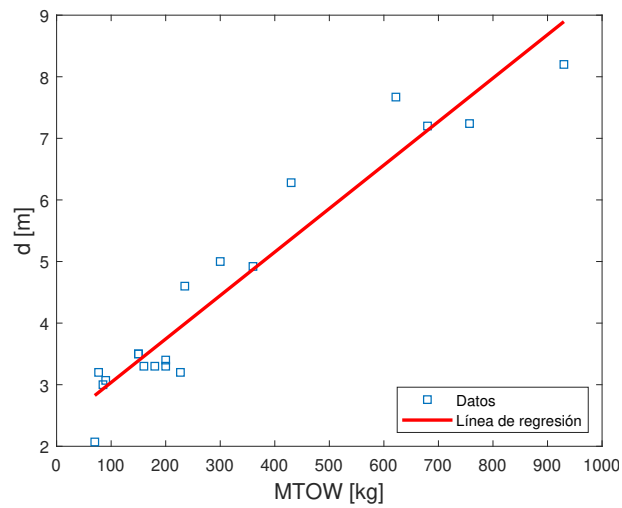


Figura 2.1: Relación entre los diámetros de las palas de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

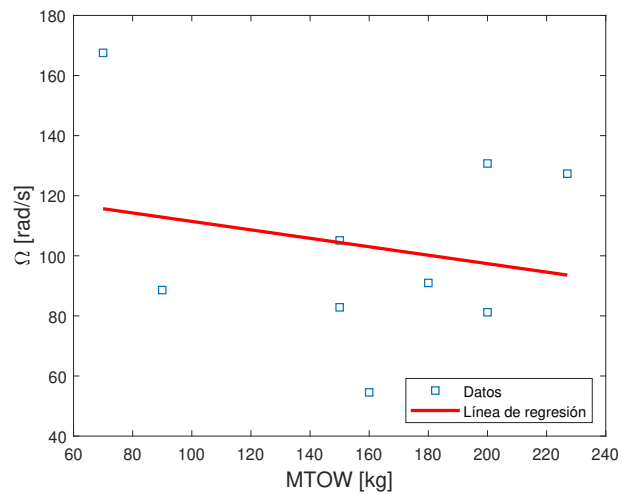


Figura 2.2: Relación entre las velocidades de giro del rotor de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

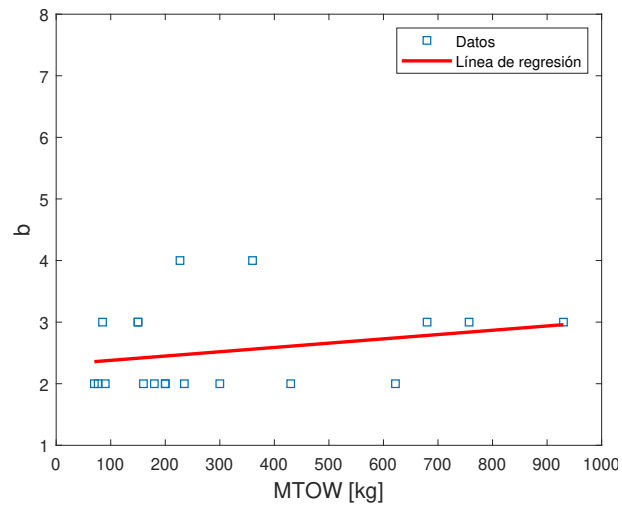


Figura 2.3: Relación entre el número de palas del rotor principal de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

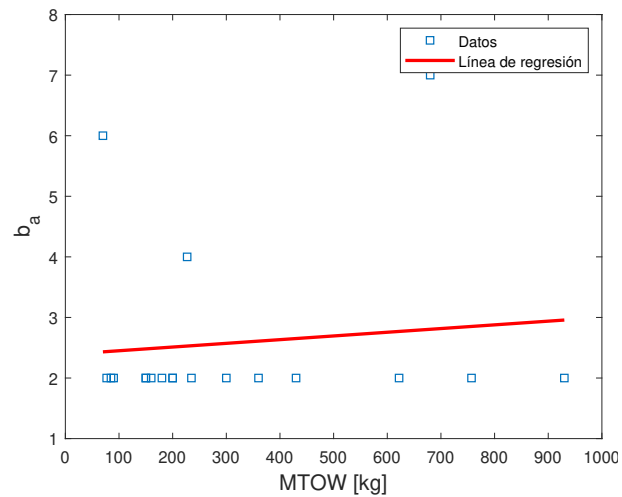


Figura 2.4: Relación entre el número de palas del rotor antipar de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

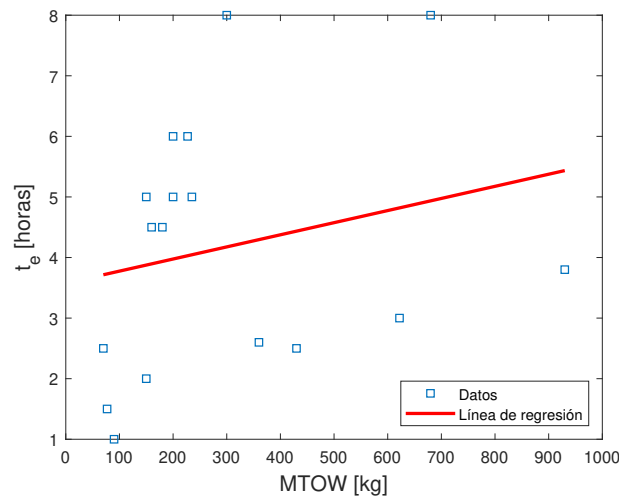


Figura 2.5: Relación entre las autonomías de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

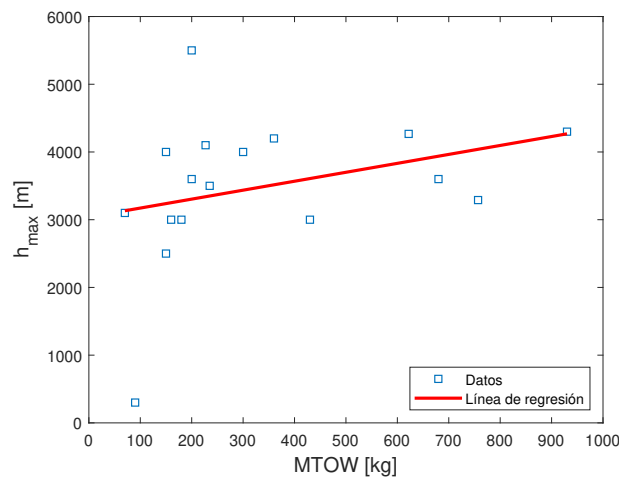


Figura 2.6: Relación entre los techos de vuelo de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

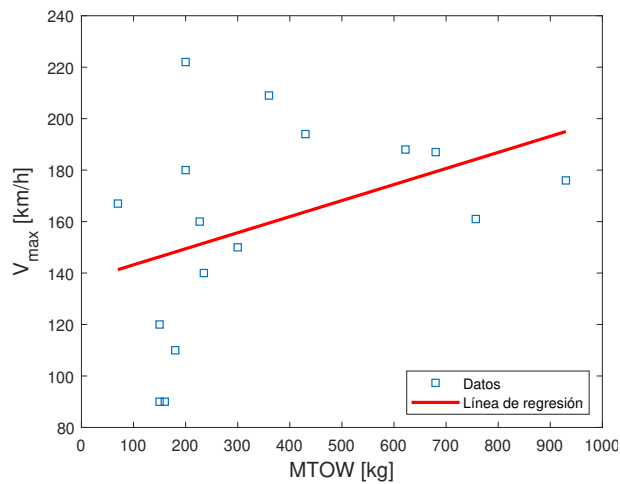


Figura 2.7: Relación entre las velocidades máximas de avance de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

aunque sus pesos sean muy distintos, y algunas líneas de tendencia se alejan considerablemente de los valores promedio para la zona que corresponde a 450 kg. Esto se debe principalmente a la falta de datos de referencia, los pocos desarrollos que se han dado de aeronaves de ala rotatoria en el entorno de pesos dado dificultan en gran medida la verificación de nuestro modelo al no existir una norma de diseño en la que basarnos. Los desarrollos han sido dispersos, así que los parámetros iniciales de diseño no se basarán únicamente en los valores de tendencia obtenidos.

- d : 5,5 m
- Ω : 120 rad/s
- b : 2
- b_a antipar: 2
- t_e : 3 horas
- h_{max} : 3200 m
- V_{max} : 190 m/s

Queda patente que en algunos casos, se han aproximado los valores omitiendo las líneas de tendencia, usando en su lugar los valores de los helicópteros cuyos MTOW son más próximos al de la aeronave a diseñar.

2.2. Descripción Helicóptero Base

Para poder realizar una simulación en *HEROES* se empleará un helicóptero base que nos ayudará a obtener un modelo preliminar de forma mucho más rápida. Los requisitos de esta aeronave serán que resulte semejante al diseño que se busca, de manera que pueda reescalarsse según las necesidades. Para este proyecto se ha escogido el Bölkow Bo 105, un helicóptero utilitario monorrotor, cuyas características se exponen a continuación.

2.2.1. Rotor Principal del Bo 105

Los parámetros necesarios para definir el rotor principal de un helicóptero incluyen datos geométricos, aerodinámicos y de inercia. Los correspondientes al Bo 105 se encuentran recogidos en la tabla 2.3. Para simplificar los cálculos, la pala se modeliza como sólido rígido, unida al rotor por un muelle de constante k_β . Además el tensor de inercia de la pala se ha modelizado de la siguiente manera.

$$[I_B] = \begin{bmatrix} I_\beta & 0 & 0 \\ 0 & I_\theta & 0 \\ 0 & 0 & I_\zeta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Radio de las palas (R)	4.91 m
Excentricidad (e)	0 m
Número de palas (b)	4
Torsión lineal de los perfiles (θ_1)	-0.14
Pendiente de la curva de sustentación (α)	6.113 rad ⁻¹
	0.0074
Parámetros de la polar ($\delta_0, \delta_1, \delta_2$)	0.00961 rad ⁻¹
	0.29395 rad ⁻²
Velocidad de giro del rotor (Ω)	44.4 rad/s
Cuerda del perfil (c)	6.113
Momento de inercia de la pala en batimiento (I_β)	231.7 kgm ²
Momento de inercia de la pala en paso (I_θ)	7 kgm ²
Momento de inercia de la pala en arrastre (I_ζ)	238.7 kgm ²
Posición del centro de gravedad de la pala (X_{GB})	2.445 m
Masa de la pala (m_b)	40.2 kg
Rigidez en batimiento (I_β)	113330 Nm/rad

Tabla 2.3: Valores de diferentes parámetros del rotor principal de la aeronave Bölkow Bo 105.

2.2.2. Rotor Antipar del Bo 105

Los parámetros necesarios para definir el rotor antipar de un helicóptero son los mismos que definen el rotor principal, y pueden encontrarse en la tabla 2.4. Las mismas consideraciones aplicadas al rotor principal a la hora de modelizarlo se aplican al rotor antipar. Además se considera que la masa de la pala se encuentra uniformemente distribuida a lo largo de la envergadura de la misma y que la unión resulta infinitamente rígida en batimiento.

Radio de las palas (R)	0.95 m
Excentricidad (e)	0 m
Número de palas (b)	2
Torsión lineal de los perfiles (θ_1)	0
Pendiente de la curva de sustentación (α)	5.7 rad ⁻¹
Parámetros de la polar ($\delta_0, \delta_1, \delta_2$)	0.008
	0.0096 rad ⁻¹
	0.294 rad ⁻²
Velocidad de giro del rotor (Ω)	232.4779 rad/s
Cuerda del perfil (c)	0.18 m
Momento de inercia de la pala en batimiento (I_β)	1.805 kgm ²
Momento de inercia de la pala en paso (I_θ)	0.0648 kgm ²
Momento de inercia de la pala en arrastre (I_ζ)	1.8698 kgm ²
Posición del centro de gravedad de la pala (X_{GB})	0.475 m
Masa de la pala (m_b)	6 kg
Rigidez en batimiento (I_β)	10 ¹⁰⁰ Nm/rad

Tabla 2.4: Valores de diferentes parámetros del rotor antipar de la aeronave Bölkow Bo 105.

2.2.3. Fuselaje del Bo 105

Los parámetros mas relevantes del fuselaje serán aquellos necesarios para la adimensionalización de las fuerzas y momentos sobre el mismo, es decir, las superficies de referencia y la longitud del fuselaje l_f . Estos datos se recogen en la tabla 2.5.

Longitud del fuselaje (l_f)	8.56 m
Superficie en planta del fuselaje (S_p)	7.5 m ²
Superficie lateral del fuselaje (S_l)	8.3
Factor de interferencia del rotor principal sobre el fuselaje (k_f)	1

Tabla 2.5: Valores de los parámetros del fuselaje de la aeronave Bölkow Bo 105.

2.2.4. Estabilizadores del Bo 105

Los parámetros que definen a los estabilizadores vertical y horizontal se encuentran recogidos en la tabla 2.6. Se puede observar que son datos similares a los que tendrían las alas de un avión, obviando los controles e hipersustentadores, ya que aerodinámicamente funcionan de la misma manera, solo que las fuerzas que generan ayudan a aumentar la estabilidad de la aeronave o reducir la potencia del rotor antipar, entre otras funciones. Se han hecho las consideraciones de que no tienen estrechamiento, son rectos y están formados por un único perfil, motivo por el que el número de parámetros es tan reducido. En el caso del estabilizador horizontal, este se divide en dos partes, por lo que la superficie corresponde únicamente a la mitad del mismo

Cuerda del estabilizador vertical (c_{ev})	0.3 m
Superficie del estabilizador vertical (S_{ev})	0.805 m ²
Ángulo de calado del estabilizador vertical (θ_{ev})	0.0812 rad
Cuerda del estabilizador horizontal (c_{eh})	0.4 m
Superficie del estabilizador horizontal/2 (S_{eh})	0.4015 m ²
Ángulo de calado del estabilizador horizontal (θ_{eh})	0.0698 rad

Tabla 2.6: Valores de diferentes parámetros de los estabilizadores vertical y horizontal de la aeronave Bölkow Bo 105. La superficie del estabilizador horizontal corresponde a la mitad ya que el mismo está dividido en 2 partes.

2.2.5. Inercia del Bo 105

Para finalizar con la descripción del helicóptero, la tabla 2.7 refleja los datos acerca de la inercia del mismo.

Peso del helicóptero (W)	21560 N
Momento de inercia del eje x (I_x)	1433 kg · m ²
Momento de inercia del eje y (I_y)	4973 kg · m ²
Momento de inercia del eje z (I_z)	4099 kg · m ²
Producto de inercia xy (I_{xy})	0 kg · m ²
Producto de inercia xz (I_{xz})	660 kg · m ²
Producto de inercia yz (I_{yz})	0 kg · m ²

Tabla 2.7: Valores de inercia de la aeronave Bölkow Bo 105.

2.3. Limitaciones a la Velocidad de Giro del Rotor

Como se puede observar, al existir muy pocos datos respecto a las velocidades de giro del rotor principal de los helicópteros elegidos, la obtención de una

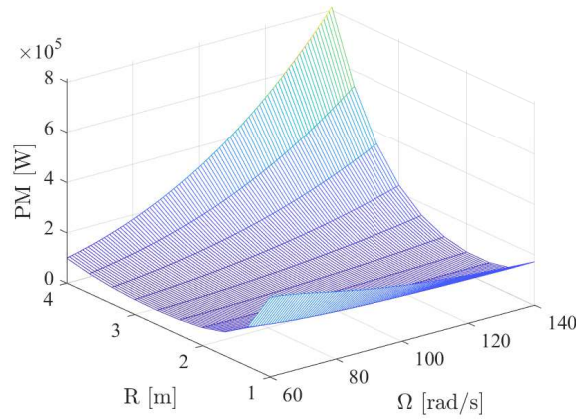


Figura 2.8: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de giro del rotor y el radio del mismo.

Ω inicial ha de obtenerse de algún otro modo. Uno de ellos es la limitación del M_{crit} en la punta de las palas del rotor principal, que es la que se desarrollará a continuación.

La limitación en la velocidad de giro del rotor viene dada por la aparición de efectos supersónicos en las puntas de las palas del mismo. Estos efectos, como puedan ser ondas de choque, empeoran el comportamiento de las palas, pueden hacerlas entrar en pérdida e incluso provocar daños estructurales debido a cargas elevadas. Por esto es común establecer un límite conocido como M_{crit} basado en la velocidad $\Omega \cdot R$, es decir, la velocidad de avance de las puntas de las palas. Este límite suele ser del orden de 0,4 para vuelo estacionario y 0,8 para vuelo en avance.

La gráfica 2.8 representa la superficie que da un valor de potencia de la aeronave para cada Ω y R del rotor. Con esto es posible observar los valores mínimos de potencia, lo que nos permite elegir unos valores de Ω y R que optimicen la potencia necesaria. Sin embargo, al añadir la limitación del M_{crit} las opciones de configuración disponibles se ven reducidas a aquellas que la cumplan. La gráfica 2.9 representa la superficie de la gráfica 2.8 sobre el plano ΩR y encima la anterior limitación. Se observa claramente que los valores de potencia necesaria se reducen con la potencia y con el aumento de radio, por lo que en primera instancia el menor valor dado, quedando automáticamente definido el radio del rotor.

- Velocidad de giro del rotor principal $\Omega = 60 \text{ rad/s}$
- Radio del rotor principal $R = 2.26 \text{ m}$

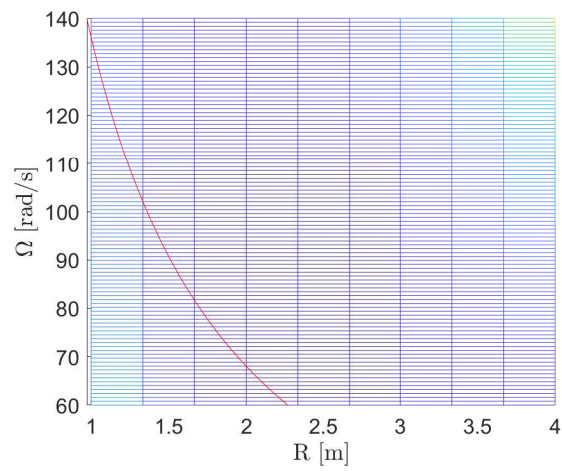


Figura 2.9: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de giro del rotor y el radio del mismo junto a la limitación de Ω a causa del M_{crit} (0,4).

2.4. Helicóptero Semilla

Con este helicóptero semilla se pueden realizar unas primeras simulaciones de vuelo para comprobar si es válido y, en caso contrario, modificar el diseño para alcanzar unos resultados mejores.

Capítulo 3

Vuelo Horizontal

Las condiciones para el vuelo rectilíneo son sencillas, la velocidad vertical ha de ser nula mientras que la horizontal no. Con estas condiciones y a nivel del mar se pueden obtener las gráficas 3.1, 3.2, 3.3 y 3.4, que ofrecen una primera aproximación del rendimiento de la aeronave. De ellas se puede obtener que el valor de potencia total mínimo es de 13,354 kW, y se da para una velocidad de vuelo de 22,28 m/s. Este valor es pequeño, como cabría esperar, pero se trata de una velocidad que podría resultar útil en misiones de vigilancia por ejemplo.

Estos no son los únicos resultados útiles,

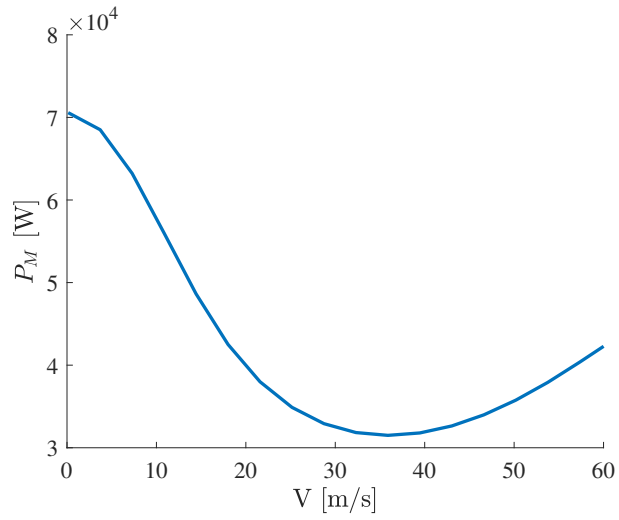


Figura 3.1: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal

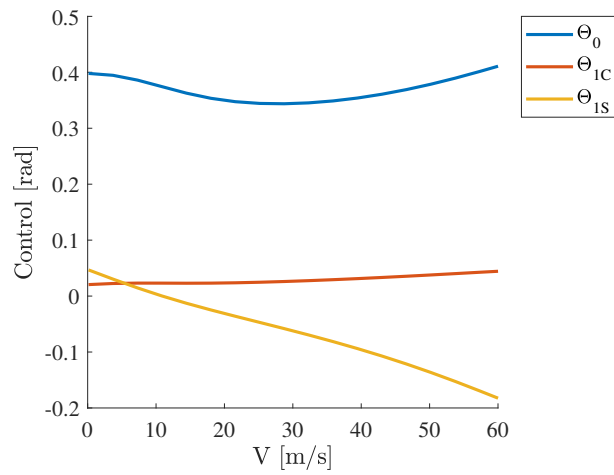


Figura 3.2: Ángulos de control de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal

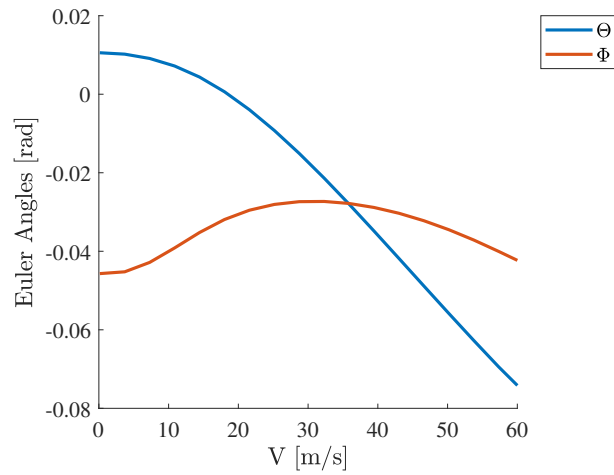


Figura 3.3: Ángulos de Euler de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal

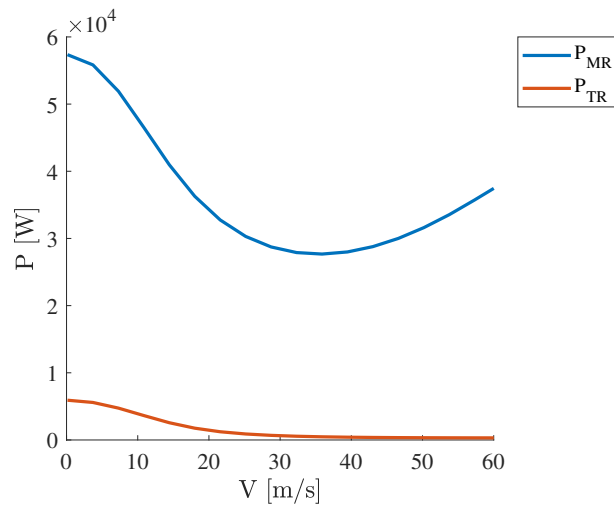


Figura 3.4: Consumo de Potencia de los rotores principal y antipar en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal

Bibliografía

AUVSI. The economic impact of unmanned aircraft systems integration in the united states. <https://www.auvsi.org/our-impact/economic-report>, 2013.

Álvaro Cuerva et al. *Teoría de los Helicópteros*. Garceta, 2013.

DAF. Department of the air force fiscal year 2011 budget estimates. <http://www.saffm.hq.af.mil/shared/media/document/AFD-100128-072.pdf>, 2011.

Goldman Sachs. Drones, reporting for work. <https://www.goldmansachs.com/insights/technology-driving-innovation/drones/>, 2016.

USSOCOM. Exhibit r-2, rdt&e budget item justification. https://apps.dtic.mil/descriptivesum/Y2012/Other/stamped/0305219BB_7_PB_2012.pdf, 2011.