



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO
Diseño Preliminar de una Aeronave de
Ala Rotatoria

AUTOR: Jaime JIMÉNEZ GONZÁLEZ

ESPECIALIDAD: Vehículos Aeroespaciales

COTUTOR: Nombre APELLIDOS

TUTOR DEL TRABAJO: Álvaro CUERVA TEJERO

Julio de 2019

Capítulo 1

Introducción

Como bien es sabido, el desarrollo de una nueva aeronave partiendo de cero 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.

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 será el diseño preliminar de un helicóptero no tripulado de peso máximo al despegue de 450 kg al que se denominará *DroneHE*.

Para ello, se desarrollará un modelo computacional basado en el de una aeronave tripulada ya existente. Dicho modelo requerirá seleccionar diversos parámetros de diseño que se decidirán en base a un análisis de las características de aeronaves similares ya existentes. La escasez de datos hará necesario no limitar el análisis a helicópteros no tripulados tripulados y trabajar con un rango más amplio de modelos. Esto también es la causa de que se requiera basar el modelo computacional del *DroneHE* en el de un helicóptero considerablemente más pesado.

Una vez se disponga del modelo, se precederá a resolver el problema del equilibrado del mismo, de manera que pueda obtenerse información acerca de sus actuaciones y comprobar la influencia de diversos parámetros de diseño en las mismas. Esto permitirá una optimización del diseño en etapas posteriores. El equilibrado se resolverá para:

- Vuelo horizontal
- Vuelo ascendente en espiral
- Vuelo de vigilancia siguiendo una circunferencia

En cada uno de los casos se resolverá el problema para distintas cargas de pago.

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 los globos con los que el ejército austriaco bombardeó Venecia en 1849, las primeras aeronaves no tripuladas como las conocemos hoy se desarrollaron durante la Primera Guerra Mundial por parte de 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 existe una gran variedad de aeronaves que cumplen distintas funciones fuera de la aviación militar, cuyo máximo exponente es la aviación comercial civil (algunos ejemplos son 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 o imposible acceso.
- 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 proviene 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 prevé sea mayor es el civil. Según datos de BI Intelligence, se estima un crecimiento del 19 % en el mercado civil frente a un 5 % en el militar para el período 2015-2020. 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, 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 más 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 importancia de este sistema radica en los ángulos de Euler, que son los ángulos que forman sus ejes con los ejes tierra, siendo estos:

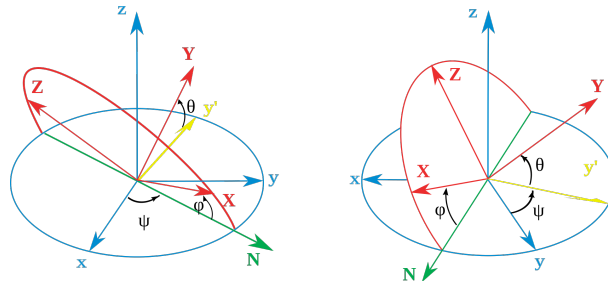


Figura 1.1: Representación de los ángulos de Euler, Guiñada, Cabeceo y Balanceo

- 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 su comprensión, 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 más 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 destacar 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 a 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 él, 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

Para el cálculo de la potencia necesaria para el vuelo se puede optar por dos métodos, el método de la energía y el método del equilibrado. El método de la energía resulta más simple en los cálculos, pues el método del equilibrado requiere de la solución del propio equilibrado del helicóptero primero. Estos cálculos resultan bastante más complejos, pero como para realizar los cálculos del vuelo

se resolverán igualmente, resulta más conveniente usar este método.

Una vez resuelto el equilibrado del vehículo, el cálculo de potencias resulta sencillo al haber calculado las fuerzas sobre los elementos de la aeronave, pues ese mismo cálculo permite conocer el par que se ha de aplicar al árbol de los rotores. Para el caso del rotor principal este par se denomina Q_{rp} , y a través del régimen de giro del rotor se puede obtener la potencia necesaria $P_{rp} = \Omega Q_{rp}$. De forma análoga se procede al cálculo en el rotor antipar para obtener P_{ra} .

Por último es necesario modelizar de alguna forma las pérdidas en las transmisiones, que se hará mediante la definición de los factores η_{Trp} y η_{Tra} , que se definen como la relación entre la potencia disipada en la transmisión del rotor (principal o antipar) y la potencia suministrada al mismo.

Aunque no se expondrá en este trabajo, una explicación del método de la energía puede encontrarse en Cuerva et al. [2013].

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 he-

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.

Además, esta herramienta permite generar modelos para helicópteros a partir de un modelo ya existente y los siguientes datos de diseño del nuevo helicóptero:

- Número de palas del rotor principal
- Radio del rotor principal
- Velocidad de giro del rotor principal
- Peso de la aeronave
- Número de palas del rotor antipar

Junto a estos datos son necesarios datos atmosféricos como la densidad atmosférica que la herramienta obtiene a través de un modelo atmosférico y una altitud dada.

El proceso que sigue la herramienta es una adimensionalización del modelo existente para posteriormente dimensionalizarlo de nuevo usando para ello las

características de la nueva aeronave. Todo este proceso se explicará con más detalle más adelante.

1.6. Misión del *DroneHE*

Para finalizar con la introducción, es necesario definir una misión para la aeronave que permita optimizar el diseño a la misma. Este *DroneHE* será un vehículo de vigilancia y búsqueda, por lo que será necesario embarcar un sistema de cámaras electro-óptico según los requisitos concretos del usuario, además de contar con una buena autonomía que permita mantener el helicóptero en servicio todo el tiempo posible.

Capítulo 2

Análisis de Semejantes

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.

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.

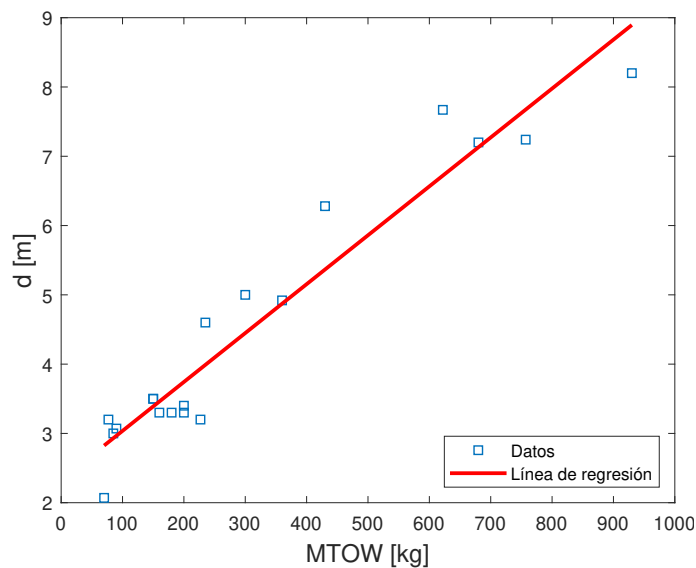


Figura 2.1: Relación entre los diámetros de las palas de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

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 destacar 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 aunque sus pesos sean muy distintos, y algunas líneas de tendencia se alejan con-

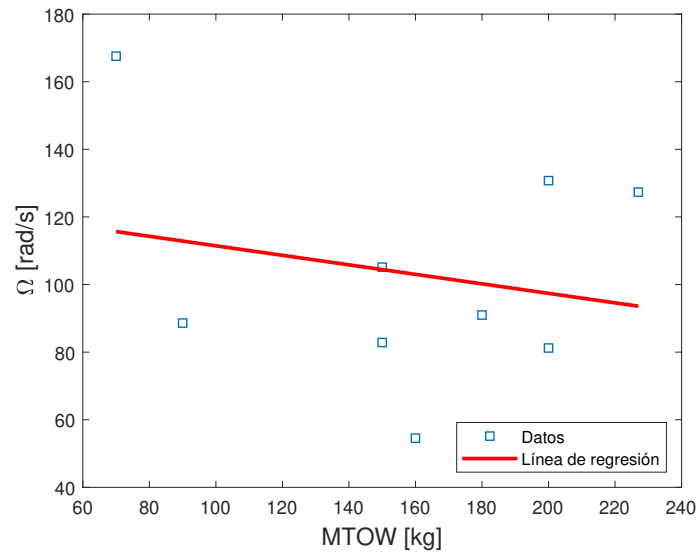


Figura 2.2: Relación entre las velocidades de giro del rotor de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

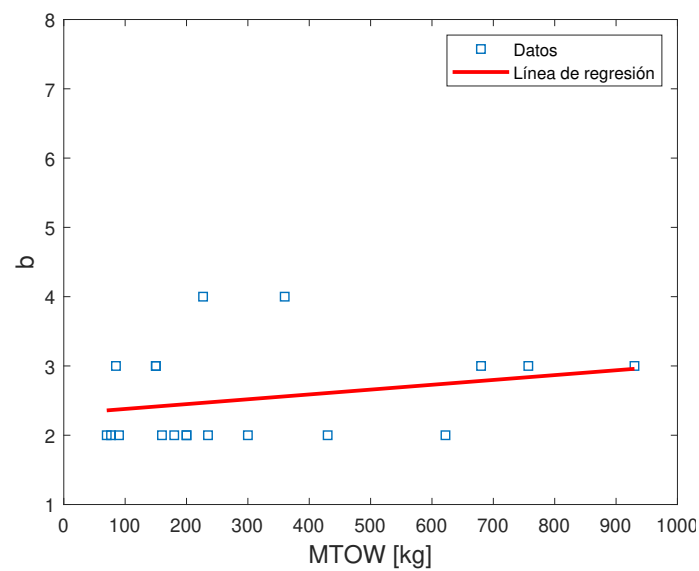


Figura 2.3: Relación entre el número de palas del rotor principal de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

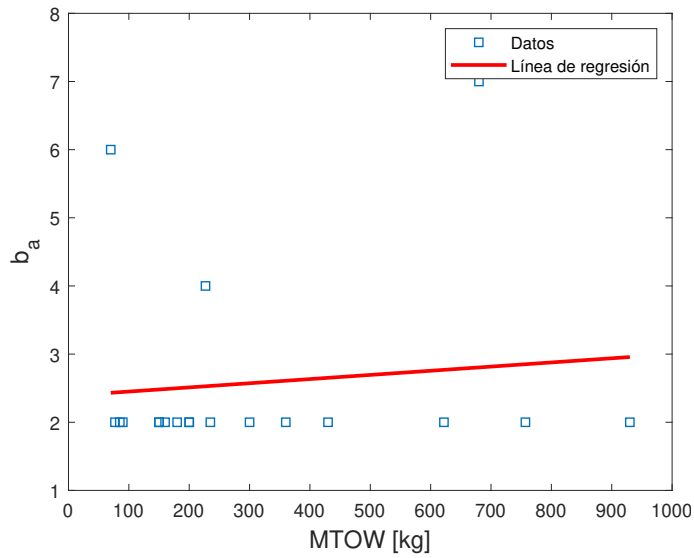
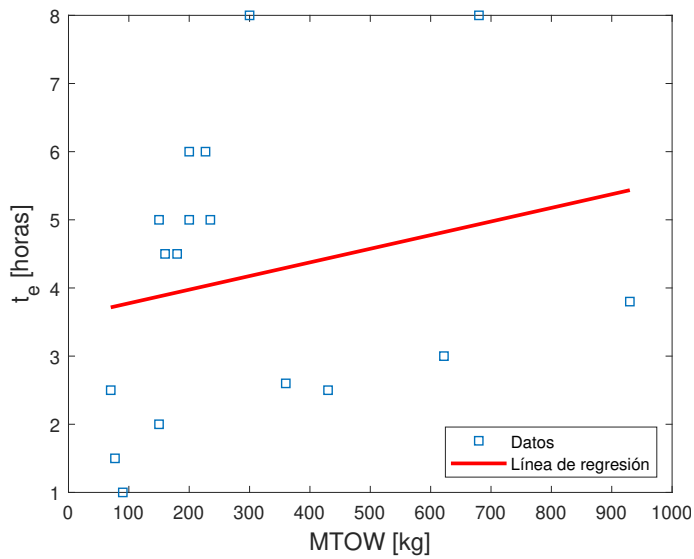


Figura 2.4: Relación entre el número de palas del rotor antipar de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.



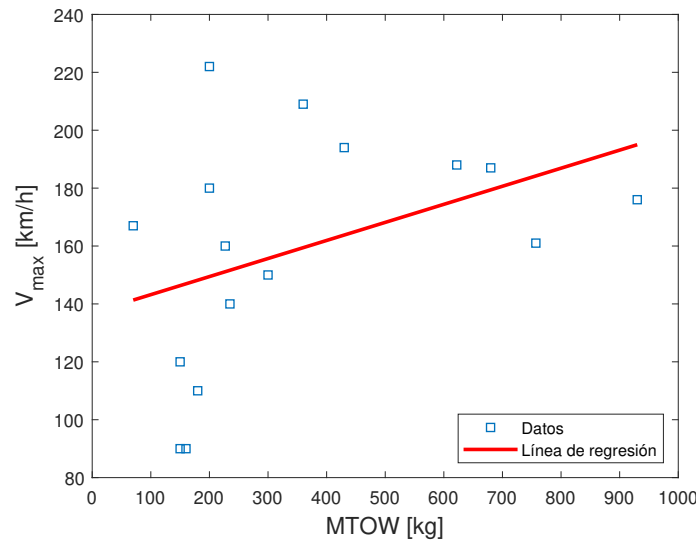


Figura 2.6: Relación entre las velocidades máximas de avance de los helicópteros y sus MTOW junto a su línea de tendencia.

siderablemente 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 estadísticamente, sino que más adelante se definirán los más problemáticos siguiendo otros criterios. Algunos valores de referencia serán los siguientes:

- d : 5,5 m
- b : 2
- b_a : 2
- t_e : 4.5 horas

- 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. La autonomía y velocidad máxima no son parámetros de diseño, sino que podrán usarse como referencia para comparar con los valores de la aeronave a diseñar para comprobar si se aproxima a los diseños actuales o no. La velocidad de giro del rotor principal si sería un parámetro de diseño, pero debido a la falta de datos para hacer un cálculo estadístico, más adelante planteará un método para calcularla.

Capítulo 3

Desarrollo de un Helicóptero Semilla a Partir de un Helicóptero Base

Comenzar el desarrollo del vehículo desde el principio supondría un esfuerzo y trabajo innecesarios, por lo que lo ideal es la obtención de un helicóptero semilla, un modelo que sirva de primera aproximación sobre el que trabajar y hacer modificaciones. Este helicóptero semilla se obtendrá mediante una adimensionalización de las características de un vehículo real y posterior dimensionalización empleando los parámetros que deba poseer el nuevo vehículo.

Todo este proceso se describirá a lo largo de este capítulo de manera que una vez terminado se tengan los datos necesarios para poder comenzar a realizar simulaciones de vuelo.

3.1. Descripción Helicóptero Base

El primer paso es elegir un modelo que sirva de base para nuestros cálculos y permita obtener un primer diseño lo mas cercano posible al resultado que se desee. El requisito más importante que debe cumplir esta aeronave será 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. Cabe indicar que todos los parámetros definidos conformarán una estructura en MATLAB que se empleará en los cálculos.

3.1.1. 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 3.1. 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:

$$[I_B] = \begin{bmatrix} I_\beta & 0 & 0 \\ 0 & I_\theta & 0 \\ 0 & 0 & I_\zeta \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

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
Parámetros de la polar ($\delta_0, \delta_1, \delta_2$)	0.0074
	0.00961 rad ⁻¹
	0.29395 rad ⁻²
Velocidad de giro del rotor (Ω)	44.4 rad/s
Cuerda del perfil (c)	6.113 m
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 (k_β)	113330 Nm/rad

Tabla 3.1: Valores de diferentes parámetros del rotor principal de la aeronave Bölkow Bo 105.

3.1.2. 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 3.2. 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.

Además de esta información de los rotores, es necesaria una modelización de las pérdidas en las transmisiones:

- $\eta_{Trp} = 0.12$

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_c)	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 3.2: Valores de diferentes parámetros del rotor antipar de la aeronave Bölkow Bo 105.

■ $\eta_{Tra} = 0.07$

3.1.3. Fuselaje del Bo 105

Los parámetros más 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 3.3.

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 m ²
Factor de interferencia del rotor principal sobre el fuselaje (k_f)	1

Tabla 3.3: Valores de los parámetros del fuselaje de la aeronave Bölkow Bo 105.

La formulación de los coeficientes de fuerzas y momentos es la siguiente:

$$K_x^f = \frac{-580.6 - 454\alpha_f + 6.2\alpha_f^2 + 4648.9\alpha_f^3}{\frac{1}{2}\rho V_f^2 S_p} \quad (3.2)$$

$$K_y^f = \frac{-6.9 - 2399\beta_f - 1.7\beta_f^2 + 12.7\beta_f^3}{\frac{1}{2}\rho V_f^2 S_l} \quad (3.3)$$

$$K_z^f = \frac{-51.1 - 1202\alpha_f + 1515.7\alpha_f^2 - 64.2\alpha_f^3}{\frac{1}{2}\rho V_f^2 S_p} \quad (3.4)$$

$$K_{M_x}^f = 0 \quad (3.5)$$

$$K_{M_y}^f = \frac{-1191.8 + 12752\alpha_f + 8201.3\alpha_f^2 - 5796.7\alpha_f^3}{\frac{1}{2}\rho V_f^2 S_p l_f} \quad (3.6)$$

$$K_{M_z}^f = \frac{-10028\beta_f}{\frac{1}{2}\rho V_f^2 S_l l_f} \quad (3.7)$$

3.1.4. Estabilizadores del Bo 105

Los parámetros que definen a los estabilizadores vertical y horizontal se encuentran recogidos en la tabla 3.4. 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 ha considerado 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 3.4: 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.

3.1.5. Geometría del Bo 105

Es importante conocer las características geométricas del modelo ya que en base a ella se calcularán, entre otros parámetros, los momentos sobre la aeronave, muy importantes para calcular el equilibrado de la misma. Dichas características se recogen en la tabla 3.5 y se han representado en la figura 3.1 una esquematización de las mismas para ayudar a su comprensión.

3.1.6. Inercia del Bo 105

Para finalizar con la descripción del modelo del helicóptero, la tabla 3.6 refleja los datos acerca de la inercia del mismo.

Con este modelo y los parámetros de diseño calculado estadísticamente se generará un modelo inicial que se empleará en las simulaciones para comprobar

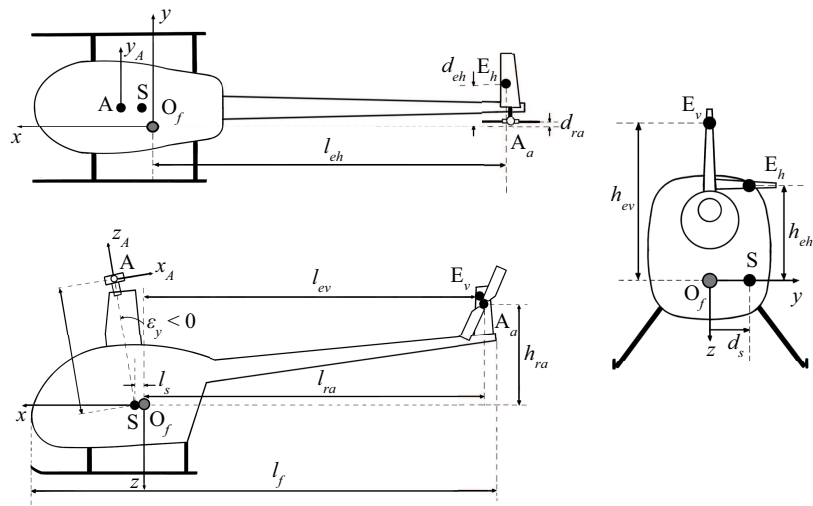


Figura 3.1: Esquema de las medidas indicadas en la tabla 3.5 sobre las distintas vistas de un helicóptero genérico.

Posición longitudinal del centro de masas respecto a O_f (x_{CG})	0.1577 m
Posición lateral del centro de masas respecto a O_f (y_{CG})	0 m
Posición vertical del centro de masas respecto a O_f (z_{CG})	0 m
Inclinación del eje del árbol respecto al plano xz (ε_x)	0 rad
Inclinación del eje del árbol respecto al plano yz (ε_y)	-0.523 rad
Componente x del vector $O_f S$ (l_s)	0 m
Componente y del vector $O_f S$ (d_s)	0 m
Longitud del árbol, desde S hasta A (h)	1.48 m
Inclinación del rotor antipar (θ_{ra})	0 rad
Componente x del vector $O_f A_a$ (l_{ra})	-5.9226 m
Componente y del vector $O_f A_a$ (d_{ra})	-0.3 m
Componente z del vector $O_f A_a$ (h_{ra})	-1.6426 m
Ángulo de orientación del estabilizador vertical (γ_{ev})	$\pi/2$ rad
Componente x del vector $O_f E_v$ (l_{ev})	-5.3386 m
Componente y del vector $O_f E_v$ (d_{ev})	0 m
Componente z del vector $O_f E_v$ (h_{ev})	-0.86 m
Ángulo de orientación del estabilizador horizontal (dcha.) ($\gamma_{eh,d}$)	0 rad
Componente x del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($l_{eh,d}$)	-4.4826 m
Componente y del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($d_{eh,d}$)	0.969 m
Componente z del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($h_{eh,d}$)	0 m
Ángulo de orientación del estabilizador horizontal (izqda.) ($\gamma_{eh,i}$)	0 rad
Componente x del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($l_{eh,i}$)	-4.4826 m
Componente y del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($d_{eh,i}$)	-0.969 m
Componente z del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($h_{eh,i}$)	0 m

Tabla 3.5: Valores de diferentes parámetros geométricos de la aeronave Bölkow Bo 105.

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 3.6: Valores de inercia de la aeronave Bölkow Bo 105.

su desempeño y optimizarlo según las necesidades.

3.2. Adimensionalización del Modelo

Una vez esta definido el helicóptero base, es necesario realizar una adimensionalización del modelo para poder obtener luego un modelo válido para el diseño requerido.

En Cuerva et al. [2013] se habla de dos posibles adimensionalizaciones en el ámbito de los helicópteros, cada cual con una velocidad característica:

- Primera forma adimensional: se emplea la velocidad inducida dada por la teoría de la cantidad de movimiento en vuelo a punto fijo, v_{i0} .
- Segunda forma adimensional: se emplea la velocidad en punta de pala, ΩR , con Ω la velocidad de giro del rotor y R el radio del mismo. Usar esta velocidad como velocidad de referencia permite definir magnitudes características de fuerza, par y potencia.

Debido a la existencia de parámetros de fuerza, par y potencia en el modelo del Bölkow Bo 105, resulta conveniente emplear la segunda forma adimensional, lo que define las siguientes magnitudes de fuerza, par y potencia:

- Tracción unitaria: $T_u = \rho S (\Omega R)^2$, donde $S = \pi R^2$
- Par unitario: $Q_u = \rho S R (\Omega R)^2$
- Potencia unitaria: $P_u = \rho S (\Omega R)^3$

Estas magnitudes permiten a su vez definir los coeficientes de tracción, $C_T = \frac{T}{T_u}$, y de potencia o par, $C_Q = C_P = \frac{Q}{Q_u} = \frac{P}{P_u}$.

Una vez definida la formulación adimensional a usar, solo resta adimensionar cada una de las estructuras definidas en el apartado anterior.

3.2.1. Rotores Principal y Antipar

Adimensionalizar los parámetros correspondientes a ambos rotores requiere el uso de magnitudes características de longitud y velocidad, que serán el radio del rotor y la velocidad en punta de pala, pero además el modelo computacional de *HEROES* requerirá de los parámetros atmosféricos a nivel del mar ($H=0$) de gravedad, g , densidad, ρ , viscosidad dinámica del fluido y velocidad del sonido.

Al adimensionalizar la estructura del helicóptero base se obtendrán para cada rotor estructuras con los siguientes parámetros:

- Número de palas: b
- Solidez del rotor: $\sigma = \frac{c \cdot b}{\pi \cdot R}$
- Parámetros de la polar: δ_0 , δ_1 y δ_2
- Coeficiente de sustentación de los perfiles: c_l
- Torsión lineal de los perfiles: θ_1
- Excentricidad adimensional: e/R
- $\varepsilon_R = \frac{m_b \cdot R \cdot x_{GB}}{I_\beta}$
- "Gravedad adimensional" = $\frac{g}{\Omega^2 R}$
- Rigidez en batimiento adimensional: $K_\beta = \frac{k_\beta}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R}$
- Frecuencia natural adimensional no amortiguada en batimiento: $\lambda_\beta = 1 + \frac{x_{GB} \cdot m_b \cdot e}{I_\beta} + \frac{k_\beta}{I_\beta \cdot \Omega^2}$
- Número de Lock: $\gamma = \frac{\rho c_0 c R^4}{I_\beta}$
- Número de rigidez: $S_\beta = \frac{8(\lambda_\beta^2 - 1)}{\gamma}$
- Relación adimensional I_θ/I_β
- Relación adimensional I_ζ/I_β
- Posición adimensional del centro de gravedad de la pala: $X_{GB} = x_{GB}/R$
- Parámetro $\mu_p = \frac{m_b}{\rho \pi R^3}$
- Número de Reynolds: Re

- Número de Mach: $M = \frac{\Omega R}{v_{sound}}$

Además de estos parámetros, en la estructura del helicóptero adimensional (la correspondiente al helicóptero completo, no a la de los rotores) aparecerán también los siguientes parámetros:

- Relación de velocidades angulares: $\frac{\Omega_a}{\Omega}$
- Relación de fuerzas: $\frac{(\Omega_a R_a)^2 R_a^2}{(\Omega R)^2 R^3}$
- Relación de velocidades: $\frac{\Omega_a R_a}{\Omega R}$
- Relación de momentos: $\frac{(\Omega_a R_a)^2 R_a^2}{(\Omega R)^2 R^3}$

3.2.2. Fuselaje

Al estar la estructura del fuselaje compuesta únicamente por características físicas y coeficientes aerodinámicos, solo es necesario definir las adimensionalizaciones para los primeros, pues los segundos ya lo están. Dichas adimensionalizaciones quedarían de la siguiente forma:

- Longitud del fuselaje: l_f/R
- Superficie en planta del fuselaje: $\frac{S_s}{\pi R^2}$
- Superficie lateral del fuselaje: $\frac{S_l}{\pi R^2}$

Aunque no es un coeficiente aerodinámico, el factor de interferencia del rotor principal con el fuselaje, k_f , ya es adimensional por lo que no es necesario trabajarlo.

3.2.3. Estabilizadores Vertical y Horizontal

El caso de los estabilizadores es similar al del fuselaje, únicamente será necesario indicar las adimensionalizaciones de las características físicas ya que el resto

son parámetros adimensionales, los cuales quedaría de la siguiente forma:

- | | |
|---|---|
| ■ Estabilizador vertical | ■ Estabilizador horizontal |
| Cuerda del perfil adimensional: c_{ev}/R | Cuerda del perfil adimensional: c_{eh}/R |
| Superficie adimensional: $\frac{S_{ev}}{\pi R^2}$ | Superficie adimensional: $\frac{S_{eh}}{\pi R^2}$ |

3.2.4. Geometría e Inercia del Helicóptero

En lo que respecta a la geometría, la adimensionalización resulta tan simple como emplear el radio del rotor R para todos los parámetros.

Por otro lado, al adimensionalizar los parámetros de inercia quedarán como se indica a continuación:

- | | |
|--|--|
| ■ Coeficiente de peso: $C_w = \frac{W}{T_u}$ | ■ Relación adimensional $\frac{I_x}{I_y}$ |
| ■ Parámetro adimensional $\gamma_x = \frac{\rho \pi R^5}{I_x}$ | ■ Relación adimensional $\frac{I_z}{I_y}$ |
| ■ Parámetro adimensional $\gamma_y = \frac{\rho \pi R^5}{I_y}$ | ■ Relación adimensional $\frac{I_{xy}}{I_y}$ |
| ■ Parámetro adimensional $\gamma_z = \frac{\rho \pi R^5}{I_z}$ | ■ Relación adimensional $\frac{I_{xz}}{I_y}$ |
| | ■ Relación adimensional $\frac{I_{yz}}{I_y}$ |

Con todos estos datos y los parámetros de diseño radio del rotor, velocidad de giro de rotor, numero de palas del rotor principal y antipar y peso del nuevo helicóptero, se puede obtener un modelo completo para el nuevo diseño.

3.3. Limitaciones a la Velocidad de Giro del Rotor Principal

Aunque se han calculado estadísticamente los parámetros que definen en una primera aproximación el vehículo a diseñar, debido a la falta de datos de helicópteros existentes similares y a la dispersión de los pocos de los que se dispone suficiente información, es probable que el modelo no resulte realista y no pueda llegar a funcionar correctamente en una situación de vuelo fuera de la simulación. El parámetro del que menos información se dispone es de la velocidad de giro de los rotores de los modelos de las base de datos, por lo que conviene encontrar un valor que pueda resultar mejor. Para ello se ha empleado un concepto físico importante como es el Mach crítico M_{crit} en la punta de pala.

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 ΩR , 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. Para poder dar un valor lo más óptimo posible, se ha realizado una simulación de vuelo estacionario de un vehículo con las características obtenidas estadísticamente, a excepción de la velocidad de giro del rotor principal y del radio del mismo, que se han variado para poder obtener el mejor valor posible de estos parámetros.

La gráfica 3.2 representa la superficie que da un valor de potencia de la

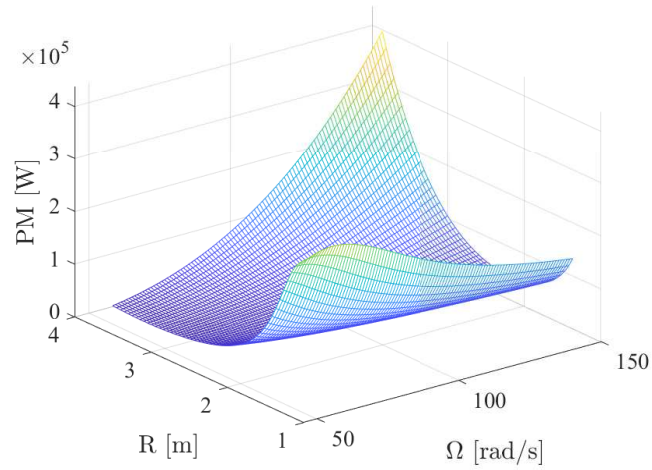


Figura 3.2: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de giro del rotor y el radio del mismo.

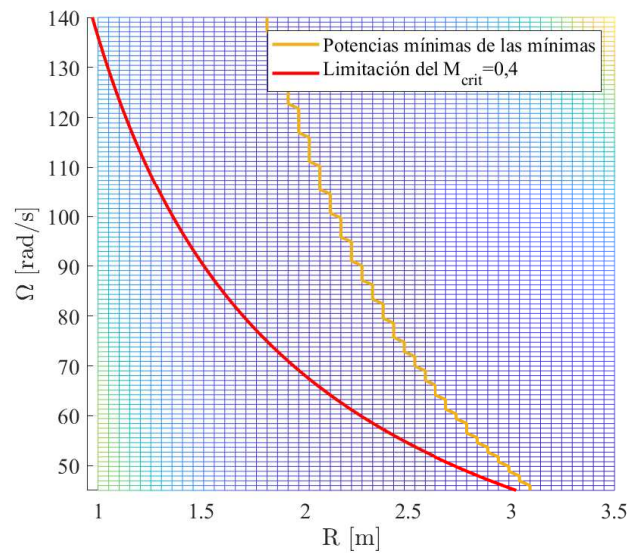


Figura 3.3: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de giro del rotor y el radio del mismo junto a la línea de las potencias mínimas para cada configuración concreta de Ω y la limitación de Ω a causa del M_{crit} (0,4).

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 3.3 representa la superficie de la gráfica 3.2 sobre el plano ΩR y encima la anterior limitación junto con una línea que representa las potencias mínimas absolutas para cada configuración de Ω . Aunque estas líneas no se crucen, para los valores más bajos de Ω se encuentran suficientemente cerca como para pensar que las potencias necesarias son lo suficientemente bajas. Se observa claramente que los valores de potencia necesaria se reducen con Ω 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 $\Omega = 45 \text{ rad/s}$
- Radio del rotor principal $R = 3.0248 \text{ m}$

3.4. Obtención del modelo del helicóptero *Dro-neHE*

El objetivo es obtener un modelo de helicóptero lo más próximo posible al diseño final sobre el que se puedan realizar unas primeras simulaciones de vuelo para comprobar si es válido y, en caso contrario, modificar el diseño para alcanzar unos resultados mejores. Su obtención se consigue empleando la herramienta *HEROES*, que primero adimensionalizará el helicóptero base ya definido en el capítulo como se ha visto, para después dimensionar un nuevo modelo, al que

Radio de las palas (R)	3.0248 m
Excentricidad (e)	0 m
Número de palas (b)	2
Torsión lineal de los perfiles (θ_1)	-0.14
Pendiente de la curva de sustentación (α)	6.113 rad^{-1}
Parámetros de la polar ($\delta_0, \delta_1, \delta_2$)	0.0074
	0.0096 rad^{-1}
	0.294 rad^{-2}
Velocidad de giro del rotor (Ω)	45 rad/s
Cuerda del perfil (c)	0.3327 m
Momento de inercia de la pala en batimiento (I_β)	41.1204 kgm^2
Momento de inercia de la pala en paso (I_θ)	01.2423 kgm^2
Momento de inercia de la pala en arrastre (I_ζ)	42.3627 kgm^2
Posición del centro de gravedad de la pala (x_{GB})	1.5063 m
Masa de la pala (m_b)	18.7982 kg
Rigidez en batimiento (k_β)	10330 Nm/rad

Tabla 3.7: Valores de diferentes parámetros del rotor principal del DroneHE.

llamaremos *DroneHE*, usando los parámetros que hemos obtenido. Los resultados se recogen en las tablas 3.7, 3.8, 3.9, 3.10, 3.11 y 3.12. Cabe destacar que se exponen los mismos datos que del Bölkow Bo 105 para poder realizar una comparación rápida de ambos modelos. Además, se han conservado todas las consideraciones hechas a la hora de modelizar el helicóptero base, así como las ecuaciones que permiten calcular los coeficientes adimensionales de fuerzas y momentos aerodinámicos. Los factores de pérdidas en las transmisiones también se conservan en ambos modelos, siendo estos:

- $\eta_{Trp} = 0.12$
- $\eta_{Tra} = 0.07$

Se observa claramente en los resultados que el proceso de generación del modelo del helicóptero semilla ha sido correcto, estando todas sus magnitudes

Radio de las palas (R)	0.5853 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)	235.6194 rad/s
Cuerda del perfil (c)	0.1109 m
Momento de inercia de la pala en batimiento (I_β)	0.1602 kgm ²
Momento de inercia de la pala en paso (I_θ)	0.0058 kgm ²
Momento de inercia de la pala en arrastre (I_ζ)	0.1659 kgm ²
Posición del centro de gravedad de la pala (X_{GB})	0.2926 m
Masa de la pala (m_b)	1.4029 kg
Rigidez en batimiento (I_β)	9.1151 ⁹⁸ Nm/rad

Tabla 3.8: Valores de diferentes parámetros del rotor antipar del DroneHE.

Longitud del fuselaje (l_f)	5.2734 m
Superficie en planta del fuselaje (S_p)	2.8464 m ²
Superficie lateral del fuselaje (S_l)	3.1501
Factor de interferencia del rotor principal sobre el fuselaje (k_f)	1

Tabla 3.9: Valores de los parámetros del fuselaje del DroneHE.

Cuerda del estabilizador vertical (c_{ev})	0.1848 m
Superficie del estabilizador vertical (S_{ev})	0.3055 m ²
Ángulo de calado del estabilizador vertical (θ_{ev})	0.0812 rad
Cuerda del estabilizador horizontal (c_{eh})	0.2464 m
Superficie del estabilizador horizontal/2 (S_{eh})	0.1524 m ²
Ángulo de calado del estabilizador horizontal (θ_{eh})	0.0698 rad

Tabla 3.10: Valores de diferentes parámetros de los estabilizadores vertical y horizontal del DroneHE. La superficie del estabilizador horizontal corresponde a la mitad ya que el mismo está dividido en 2 partes al haber usado como base el Bölkow Bo 105.

Posición longitudinal del centro de masas respecto a O_f (x_{CG})	0.0972 m
Posición lateral del centro de masas respecto a O_f (y_{CG})	0 m
Posición vertical del centro de masas respecto a O_f (z_{CG})	0 m
Inclinación del eje del árbol respecto al plano xz (ε_x)	0 rad
Inclinación del eje del árbol respecto al plano yz (ε_y)	-0.523 rad
Componente x del vector $O_f S$ (l_s)	0 m
Componente y del vector $O_f S$ (d_s)	0 m
Longitud del árbol, desde S hasta A (h)	0.9118 m
Inclinación del rotor antipar (θ_{ra})	0 rad
Componente x del vector $O_f A_a$ (l_{ra})	-3.6487 m
Componente y del vector $O_f A_a$ (d_{ra})	-0.1848 m
Componente z del vector $O_f A_a$ (h_{ra})	-1.0596 m
Ángulo de orientación del estabilizador vertical (γ_{ev})	$\pi/2$ rad
Componente x del vector $O_f E_v$ (l_{ev})	-3.2889 m
Componente y del vector $O_f E_v$ (d_{ev})	0 m
Componente z del vector $O_f E_v$ (h_{ev})	-0.5298 m
Ángulo de orientación del estabilizador horizontal (dcha.) ($\gamma_{eh,d}$)	0 rad
Componente x del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($l_{eh,d}$)	-2.7615 m
Componente y del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($d_{eh,d}$)	0.597 m
Componente z del vector $O_f E_h$ parte dcha. ($h_{eh,d}$)	0 m
Ángulo de orientación del estabilizador horizontal (izqda.) ($\gamma_{eh,i}$)	0 rad
Componente x del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($l_{eh,i}$)	-2.7615 m
Componente y del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($d_{eh,i}$)	-0.597 m
Componente z del vector $O_f E_h$ parte izqda. ($h_{eh,i}$)	0 m

Tabla 3.11: Valores de diferentes parámetros geométricos del DroneHE.

Peso del helicóptero (W)	4413 N
Momento de inercia del eje x (I_x)	127.1591 $kg \cdot m^2$
Momento de inercia del eje y (I_y)	441.2856 $kg \cdot m^2$
Momento de inercia del eje z (I_z)	363.7301 $kg \cdot m^2$
Producto de inercia xy (I_{xy})	0 $kg \cdot m^2$
Producto de inercia xz (I_{xz})	58.566 $kg \cdot m^2$
Producto de inercia yz (I_{yz})	0 $kg \cdot m^2$

Tabla 3.12: Valores de inercia del DroneHE.

dimensionalizadas acorde a los requisitos de diseño, especialmente la masa y el tamaño, que son significativamente diferentes al helicóptero base. También se observa que hay parámetros que se han mantenido iguales en ambos diseños. Estos parámetros son, por ejemplo, los ángulos de calado de las palas o la pendiente de la curva de sustentación de las palas. Todas estas características son los parámetros adimensionales de diseño, y no dependen del tamaño del vehículo sino de elecciones de diseño como puedan ser los perfiles que se utilicen en las palas del rotor.

3.5. Modelización de la Carga de Pago

La modelización realizada al DroneHE supone que la totalidad de equipos necesarios para el vuelo, incluyendo ordenadores y sistemas de comunicación e incluso combustible, ya están embarcados, pero aún falta la carga de pago, que en un helicóptero de vigilancia será una cámara o un sistema de cámaras.

Los dispositivos de vigilancia suelen ir situados en la parte externa del fuselaje, en el suelo del mismo, lo que hace necesario un análisis aerodinámico del mismo para poder realizar una correcta aproximación de las consecuencias reales de montar dicho sistema. Sin embargo, no se disponen de datos suficientes para hacer dichos cálculos, por lo que se optará por una modelización más sencilla que consista únicamente en una variación másica y de inercia del modelo.

Lo primero es seleccionar el equipo a embarcar, y para ello se presentan varias opciones:

Trakka Systems SWE-200 LE



Especificaciones técnicas

- Diámetro: 200 mm
- Peso: 8 kg
- Requerimientos de potencia: 22-30 VDC, 250 W

Trakka Systems TC-300



Especificaciones técnicas

- Diámetro: 300 mm
- Peso: 19 kg
- Requerimientos de potencia: 22-36 V, 100-320 W

Trakka Systems SWE-400 LE



Especificaciones técnicas

- Diámetro: 400 mm
- Peso: 30 kg
- Requerimientos de potencia: 22-30VDC, 250 W

Estos son solo algunos ejemplos de los sistemas existentes que muestran la enorme variedad de estos, tanto en tamaño y peso como en especificaciones, aunque estas últimas no son objeto de estudio.

Con estos datos se pueden modelizar diferentes cargas que permitan simular diversas condiciones, en el trabajo se emplearán unas esferas de masa y radio los siguientes:

- Carga 1: Masa de 10 kg y radio de 100 mm
- Carga 2: Masa de 20 kg y radio de 150 mm
- Carga 3: Masa de 30 kg y radio de 200 mm

En la tabla 3.13 se recogen las características másicas y de inercia de las cargas que han de implementarse en el helicóptero.

Masa del dispositivo (M_{pl})	10/20/30 kg
Radio del dispositivo (R_{pl})	0.1/0.15/0.2 m
Momento de inercia del eje x (I_x^{pl0})	0.04/0.18/0.48 kg·m ²
Momento de inercia del eje y (I_y^{pl0})	0.04/0.18/0.48 kg·m ²
Momento de inercia del eje z (I_z^{pl0})	0.04/0.18/0.48 kg·m ²
Producto de inercia xy (I_{xy}^{pl0})	0 kg·m ²
Producto de inercia xz (I_{xz}^{pl0})	0 kg·m ²
Producto de inercia yz (I_{yz}^{pl0})	0 kg·m ²
Peso del dispositivo (W_{pl})	10/20/30·9.81 N

Tabla 3.13: Valores másicos y de inercia de las diversas cargas de pago que se implementarán en la aeronave.

3.6. Integración de la Carga de Pago

A la hora de integrar la carga de pago, es muy importante conocer la posición de la misma respecto al centro de masas del helicóptero. Para comprobar que posición puede resultar más favorable, en la tabla 3.14 se indica un rango

de posiciones que se comprobarán en simulaciones posteriores para hallar una posición optima. La posición según el eje z será fija ya que se situará en el suelo del fuselaje en todo momento.

Posición longitudinal de la carga de pago respecto a O_f (l_x)	$[-0.65 \ 1.35]$ m
Posición transversal de la carga de pago respecto a O_f (l_y)	$[-0.35 \ 0.35]$ m
Posición vertical del suelo del fuselaje (l_z)	0.6678/0.7178/0.7678 m

Tabla 3.14: Posición de la carga de pago en el fuselaje.

Inercia del helicóptero con la carga de pago integrada

En lo que resta de capítulo, el hiperíndice $he0$ indicará que se trata de un parámetro del helicóptero en configuración limpia, sin la carga de pago añadida.

Lo primero para poder integrar la carga de pago en la estructura es calcular el nuevo centro de gravedad de la aeronave una vez se ha acoplado la carga de pago. Para ello se pueden usar las siguientes ecuaciones:

$$X_{CG}^{he} = \frac{x_{CG}^{he0} \cdot W + l_x \cdot W_{pl}}{W + W_{pl}} \quad (3.8)$$

$$Y_{CG}^{he} = \frac{y_{CG}^{he0} \cdot W + l_y \cdot W_{pl}}{W + W_{pl}} \quad (3.9)$$

$$Z_{CG}^{he} = \frac{z_{CG}^{he0} \cdot W + l_z \cdot W_{pl}}{W + W_{pl}} \quad (3.10)$$

Una vez posicionado el centro de gravedad del helicóptero, se procede al cálculo de los nuevos valores de inercia de la carga de pago respecto a este

centro de masas:

$$I_x^{pl} = I_x^{pl0} + M_{pl} \cdot [(l_y - Y_{CG}^{he})^2 + (l_z - Z_{CG}^{he})^2] \quad (3.11)$$

$$I_y^{pl} = I_y^{pl0} + M_{pl} \cdot [(l_x - X_{CG}^{he})^2 + (l_z - Z_{CG}^{he})^2] \quad (3.12)$$

$$I_z^{pl} = I_z^{pl0} + M_{pl} \cdot [(l_x - X_{CG}^{he})^2 + (l_y - Y_{CG}^{he})^2] \quad (3.13)$$

$$I_x^{pl} = I_x^{pl0} + M_{pl} \cdot (l_y - Y_{CG}^{he}) \cdot (l_z - Z_{CG}^{he}) \quad (3.14)$$

$$I_y^{pl} = I_y^{pl0} + M_{pl} \cdot (l_x - X_{CG}^{he}) \cdot (l_z - Z_{CG}^{he}) \quad (3.15)$$

$$I_z^{pl} = I_z^{pl0} + M_{pl} \cdot (l_x - X_{CG}^{he}) \cdot (l_y - Y_{CG}^{he}) \quad (3.16)$$

El último paso para la integración de la carga de pago consiste en el calculo del tensor de inercia del helicóptero respecto al nuevo centro de gravedad, que se puede calcular con las ecuaciones siguientes:

$$I_x^{he} = I_x^{he0} + M_{pl} \cdot [(y_{CG}^{he0} - Y_{CG}^{he})^2 + (z_{CG}^{he0} - Z_{CG}^{he})^2] \quad (3.17)$$

$$I_y^{he} = I_y^{he0} + M_{pl} \cdot [(x_{CG}^{he0} - X_{CG}^{he})^2 + (z_{CG}^{he0} - Z_{CG}^{he})^2] \quad (3.18)$$

$$I_z^{he} = I_z^{he0} + M_{pl} \cdot [(x_{CG}^{he0} - X_{CG}^{he})^2 + (y_{CG}^{he0} - Y_{CG}^{he})^2] \quad (3.19)$$

$$I_{xy}^{he} = I_{xy}^{he0} + M_{pl} \cdot (x_{CG}^{he0} - X_{CG}^{he}) \cdot (y_{CG}^{he0} - Y_{CG}^{he}) \quad (3.20)$$

$$I_{xz}^{he} = I_{xz}^{he0} + M_{pl} \cdot (x_{CG}^{he0} - X_{CG}^{he}) \cdot (z_{CG}^{he0} - Z_{CG}^{he}) \quad (3.21)$$

$$I_{yz}^{he} = I_{yz}^{he0} + M_{pl} \cdot (y_{CG}^{he0} - Y_{CG}^{he}) \cdot (z_{CG}^{he0} - Z_{CG}^{he}) \quad (3.22)$$

Con estos cálculos ya se han definido todos los parámetros necesarios para poder estudiar el problema del equilibrado del helicóptero con y sin carga de pago, lo que permite realizar las simulaciones de vuelo que se encontrarán en capítulos posteriores de este trabajo.

Capítulo 4

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 4.1, 4.2, 4.3 y 4.4, que ofrecen una primera aproximación del rendimiento de la aeronave en configuración sin carga de pago. De ellas se puede deducir que el valor de potencia total mínimo es de 27,307 kW, y se da para una velocidad de vuelo de 28.73 m/s. Para calcular la velocidad máxima de avance es necesario obtener características del motor, el cual no se ha decidido, por lo que, para tener unos valores orientativos, se ha optado por emplear los datos del motor que monta el Cicaré 7B, un helicóptero de peso similar al vehículo a diseñar. El motor en cuestión es el ROTAX 912 ULS, un motor de 4 tiempos y 4 cilindros, con un consumo específico de 285 g/kW·h a una potencia máxima continua de 58 kW a 5500 rpm [ROTAX, 2007]. Con esta limitación reflejada en la gráfica 4.1 se puede observar que el motor, cuya potencia máxima continua disponible es de 58 kW, permite volar a velocidades de hasta casi 70 m/s en estas condiciones.

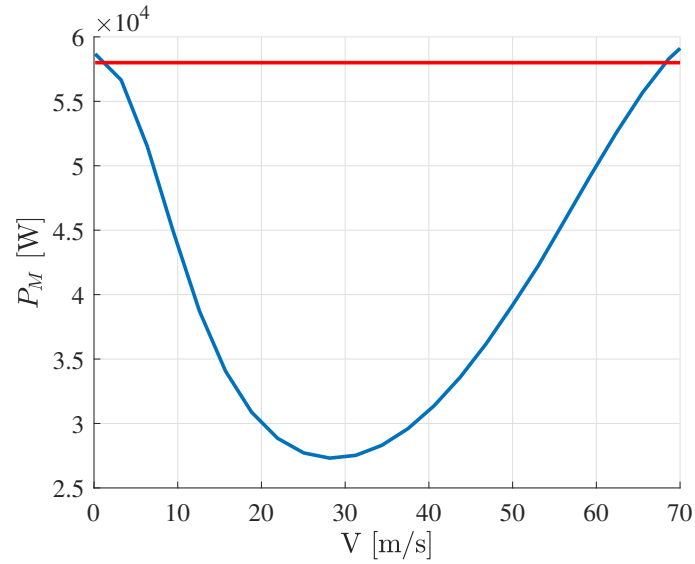


Figura 4.1: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal y limitación por potencia máxima continua disponible.

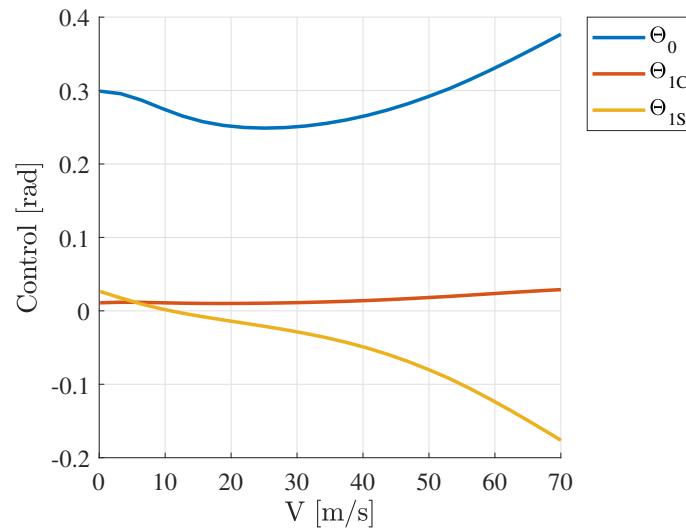


Figura 4.2: Ángulos de control de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal.

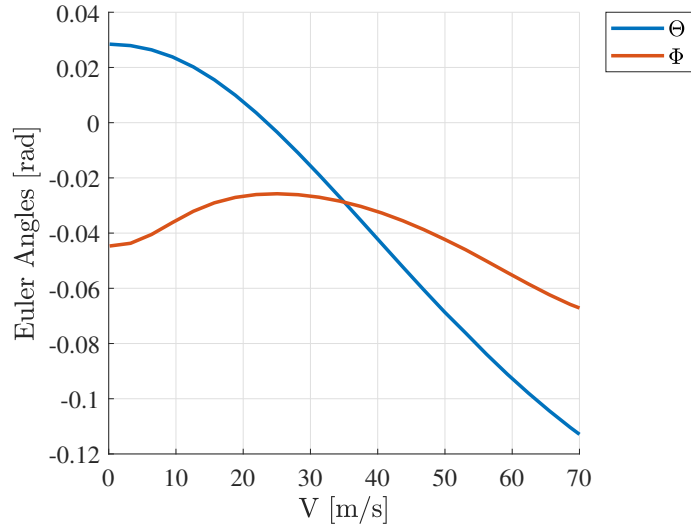


Figura 4.3: Ángulos de Euler de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal.

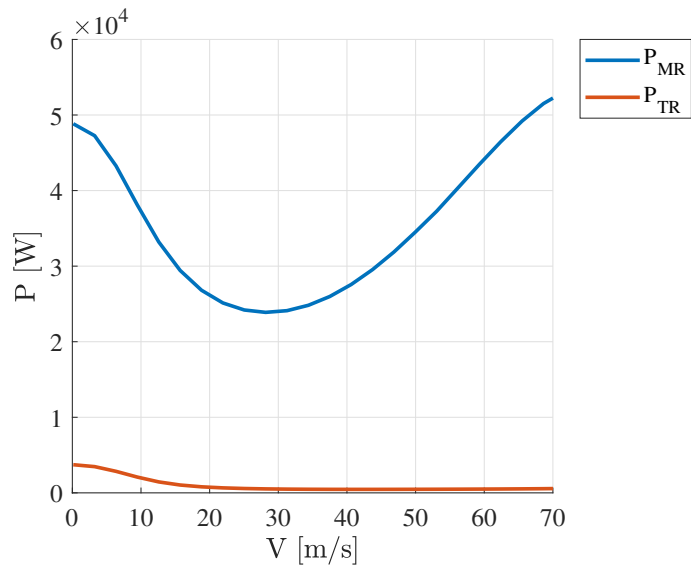


Figura 4.4: Consumo de Potencia de los rotores principal y antipar en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal.

4.1. Autonomía de Vuelo

Con estos datos se puede hacer una estimación de la autonomía del vehículo. Para poder obtener el consumo específico del motor en las condiciones de vuelo de máxima autonomía, se emplea el modelo recogido en Cuerva et al. [2013], que calcula el consumo en función de la potencia necesaria para el vuelo.

$$c_e(P) = \frac{c_{e,P_{max}}}{1 + \frac{K_m}{c_{e,P_{max}}} \left(1 - \frac{P_{max}}{P(t)}\right)} \quad (4.1)$$

Donde c_e es el consumo específico al régimen de vuelo considerado, $c_{e,P_{max}}$ el consumo específico del motor en régimen de funcionamiento de máxima potencia, P_{max} la potencia máxima continua capaz de ofrecer el motor y P la potencia necesaria para el vuelo considerado. K_m es un parámetro que mide la eficiencia del motor, que en motores muy eficientes es del orden de $8.33 \cdot 10^{-9}$ kg/W·s (0.03 kg/kW·h). Además se suponen unas cargas de combustible del 9 % del MTOW del vehículo.

Lo siguiente es decidir un modelo de cálculo de la autonomía, ya que no se dispone de datos suficientes para hacer unos cálculos exactos, ni estos son necesarios en una fase de diseño preliminar. La hipótesis básica es considerar la masa del vehículo constante durante el vuelo, cosa que no es así por el consumo del propio combustible, pero simplificará los cálculos en gran medida. Para los cálculos se empleará el método del equilibrado del helicóptero, que permite incluir gran cantidad de información en los cálculos y por tanto aumentar la fiabilidad de estos. Como se desarrollará a continuación, la complejidad de este método reside en el propio equilibrado del helicóptero, que permitirá obtener el valor de potencia requerido para el vuelo, a partir del cual el cálculo de la autonomía

resulta trivial.

En Filippone [2006] se expone un método para calcular la autonomía de forma sencilla empleando para ello la potencia (calculada mediante el equilibrado) del vuelo y el consumo específico (calculado mediante la ecuación 4.6). Se define la autonomía específica E_s

$$E_s = \frac{\partial t}{\partial m} = \frac{1}{\dot{m}_f} = \frac{1}{P \cdot c_e(P)} \quad (4.2)$$

y con la hipótesis de masa constante solo es necesario resolver el equilibrado para una velocidad ya que

$$\frac{\partial P}{\partial t} = 0 \rightarrow P = cte \quad (4.3)$$

que al introducir en la ecuación 4.1 se obtiene que

$$P = cte \rightarrow c_e = cte \quad (4.4)$$

y por tanto

$$E_s = \frac{1}{P \cdot c_e} = cte \quad (4.5)$$

Una vez obtenido el valor de la autonomía específica, el calculo de la autonomía resulta sencillo

$$t_e = E_s \cdot \Delta m = E_s \cdot MFM = \frac{MFM}{c_e \cdot P} \quad (4.6)$$

Donde t_e es la autonomía, MFM es la masa máxima de combustible, C_e es el consumo específico y P_e la potencia en el régimen de de vuelo. La tabla 4.1 recoge los datos necesarios para el cálculo de la autonomía máxima y el valor de esta.

A modo de comprobación, se han calculado las autonomías correspondientes

Variable	Valor
Potencia para máxima autonomía ($P_{min,t_e,max}$)	27.307 kW
Velocidad en régimen de máxima autonomía (V)	28.73 m/s
Consumo específico en régimen de máxima autonomía ($c_{e,t_e,max}$)	$8.98 \cdot 10^{-08}$ kg/W·s
Máxima autonomía ($t_{e,max}$)	4.588 h

Tabla 4.1: Valores de inercia del helicóptero semilla.

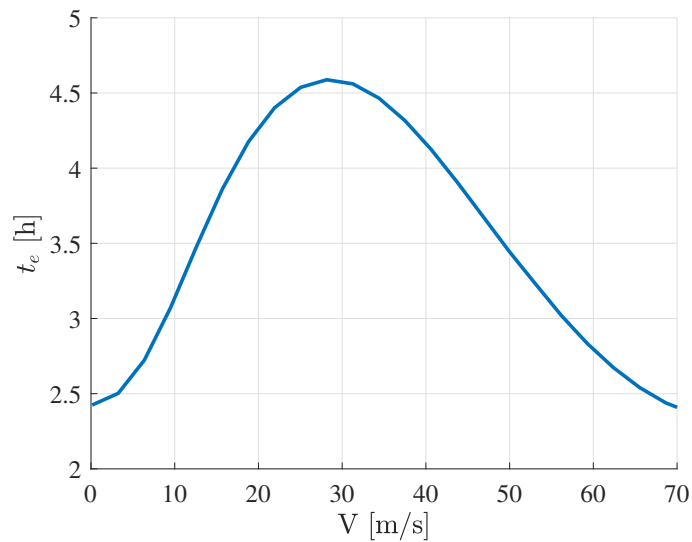


Figura 4.5: Autonomía de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal.

a distintas velocidades de vuelo en la gráfica 4.5. Se puede observar que su forma resulta muy similar a la de la gráfica 4.1 pero invirtiéndola según el eje x. Esto se debe a que la autonomía no depende de otro parámetro de vuelo que no sea la potencia consumida, por lo que la evolución de la potencia necesaria será inversa a la evolución de la autonomía de vuelo, siendo el mínimo de potencia necesaria el máximo de autonomía.

4.2. Posibles Cambios en el Diseño

Hecho un análisis de los parámetros de vuelo en distintas condiciones para el vuelo horizontal, es hora de comprobar el efecto de algunos parámetros de diseño en el vuelo. Para ello se mostrarán gráficas similares a las anteriores del mismo capítulo para diferentes valores de diferentes características de la aeronave.

4.2.1. Rigidez en Batimiento k_β

Un parámetro que puede ser interesante cambiar es la rigidez de las palas en batimiento. *HEROES* calcula un valor suponiendo que se quiere mantener una rigidez similar a la del rotor del helicóptero base, es decir, el Bölkow Bo 105. Para comprobar su efecto, se ha decidido variar su valor base (denominado como $k_{\beta 0}$ en las gráficas) entre el 70 % y el 130 % (tabla 4.2) de su valor. Los resultados de esta simulación se han reflejado en las gráficas 4.6, ?? y 4.8.

k_β (Nm/rad)	7231.08
	8780.6
	10330.12
	11879.64
	13429.15

Tabla 4.2: Valores de la rigidez en batimiento de las palas usados en la simulación, en orden ascendente de valor. El valor central es el valor que *HEROES* ha otorgado al modelo de forma automática.

Lo primero que se observa es que los cambios no son excesivamente llamativos, pero existen. En el caso de la potencia necesaria para el vuelo se observa en 4.6 que a bajas velocidades de vuelo los resultados no dependen de k_β , pero según aumenta la velocidad también lo hacen las diferencias en los resultados.

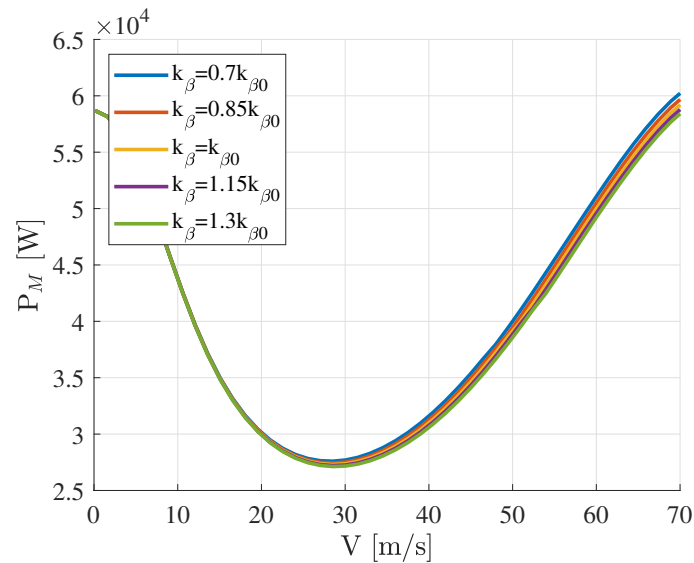


Figura 4.6: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal y limitación por potencia máxima continua disponible.

Independientemente del valor de la velocidad, los resultados para una rigidez de batimiento mayor son mas favorables, es decir, la potencia necesaria para el vuelo es menor. Sin embargo, este resultado no tiene en cuenta que como consecuencia de llevar a cabo este cambio en un modelo real, las cargas sobre las palas aumentan y por tanto se han de realizar cambios también en el rotor y las palas, lo cual puede suponer aumentos de masa y de coste. En la gráfica 4.9 se han representado el caso de máxima rigidez en batimiento anterior junto a un caso con un aumento de masa de pala de un 20 % (tabla 4.3), lo que equivaldría a cambiar el material de fabricación de las palas para dotarlas de mayor rigidez (sin tener en cuenta posibles cambios de masa en el propio rotor). De estos resultados se observa que el aumento de masa contrarresta el efecto del aumento de rigidez, por lo que será necesario un análisis mas exhaustivo de los materiales disponibles, costes y necesidades de la aeronave para poder tomar una decisión acerca de aumentar la rigidez del rotor.

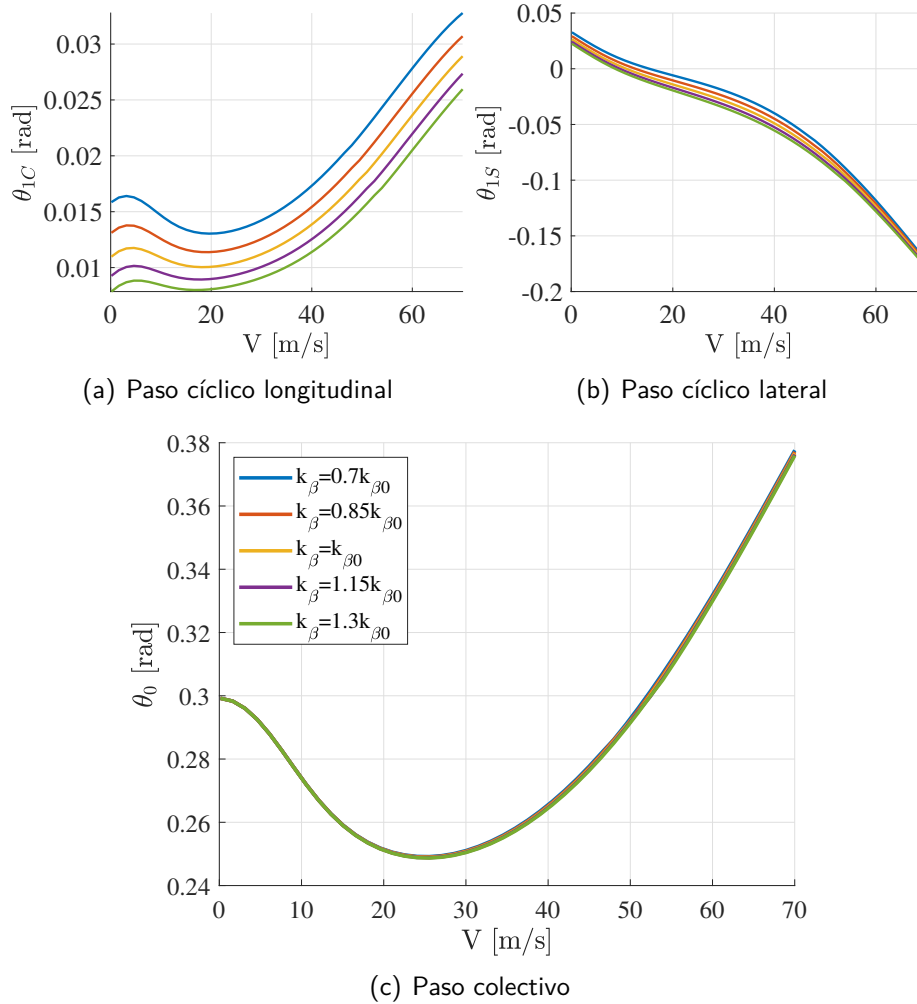
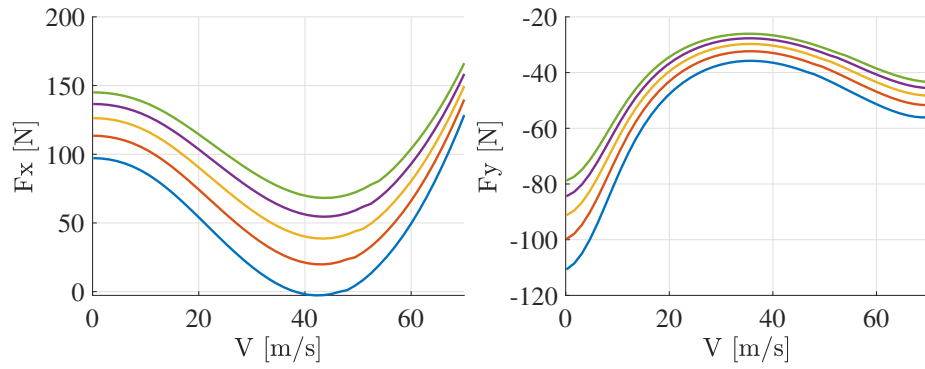


Figura 4.7: Ángulos de control de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal y diferentes valores de k_β .

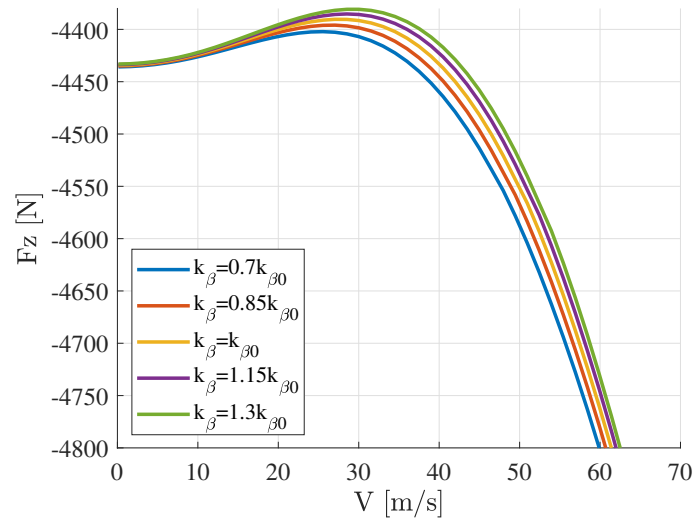
Masa de pala original	18.798 kg
Masa de pala 20 % mayor	22.558 kg

Tabla 4.3: Valores de las masas de las palas original y aumentado un 20 % suponiendo un cambio de material en su fabricación.



(a) Fuerzas longitudinales (eje x)

(b) Fuerzas laterales (eje y)



(c) Fuerzas verticales (eje z)

Figura 4.8: Fuerzas (en ejes cuerpo) sobre el rotor principal en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal y diferentes valores de k_β .

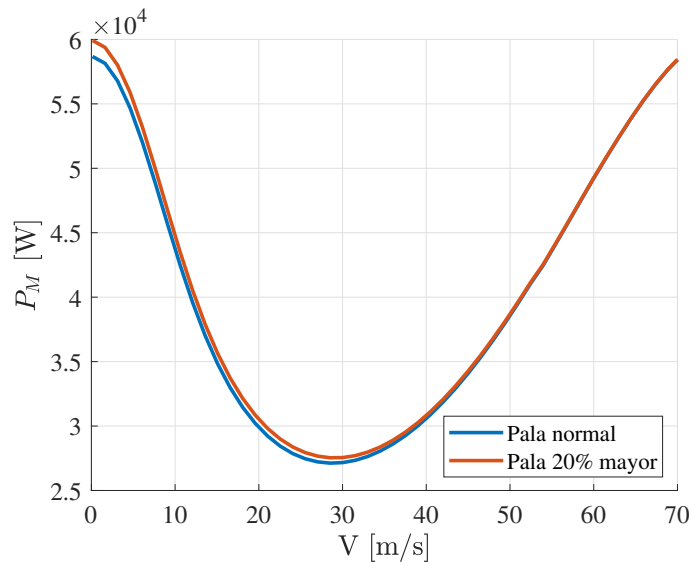


Figura 4.9: Potencia necesaria para un vuelo horizontal a nivel del mar a distintas velocidades de vuelo para un helicóptero de rigidez en batimiento $k_\beta=13429.15$ Nm/rad y masas de pala original y un 20 % mayor.

En cuanto al resto de resultados, se puede observar en 4.7 que el paso colectivo se mantiene prácticamente constante con k_β , por lo que los únicos cambios que se observan son en los ángulos de paso cíclico lateral y longitudinal. En ambos casos el aumento de la rigidez lleva acompañado una disminución de los ángulos de paso cíclico que en el caso del longitudinal se observa que la diferencia entre los valores máximo y mínimo de k_β de la simulación supone alrededor de 0.005 rad, mientras que en el lateral las diferencias alcanzan valores de entre 0.01 y 0.012 rad. Estos cambios de menos de un grado son asumibles por lo que no supondría ningún problema a la hora de variar la rigidez en batimiento del rotor principal.

Donde se observan cambios mayores es en las cargas que aparecen en el rotor principal (gráfica 4.8). Lo primero que se observa es que las cargas verticales y laterales no solo no aumentan, sino que disminuyen. Las cargas verticales sufren una variación pequeña, que aumenta con la velocidad, pero esta variación llega

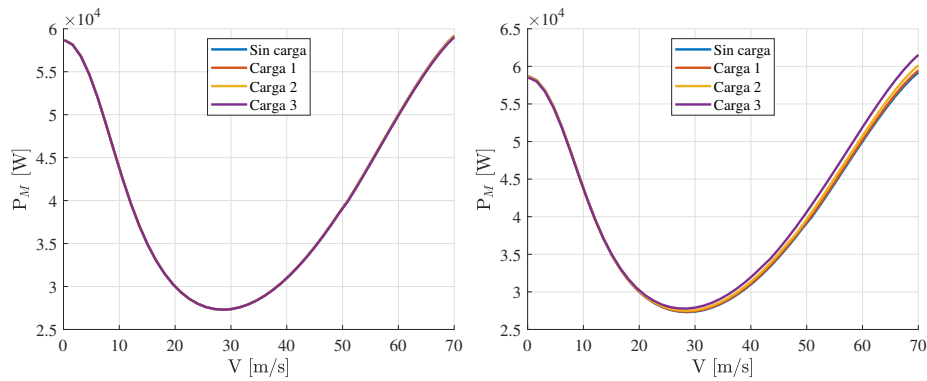
a valores de unos 50 N a velocidades de alrededor de 40 m/s, lo que comparado con los valores de alrededor de 4475 N a los que están sometidos los diferentes modelos a esas velocidades resulta despreciable.

En el caso de las fuerzas laterales las variaciones máximas se dan para bajas velocidades de vuelo, llegando a valores de 30 N, que a 40 m/s se ven reducidas a apenas 10 N de diferencia. Pese a que estas variaciones sean menores a las que aparecen las fuerzas verticales, su valor relativo es mucho mayor ya que los valores de las cargas son de alrededor de 100 N a velocidades muy bajas y de 35 N a 40 m/s. Esto supone una disminución importante de las cargas, al menos en el eje lateral.

Sin embargo, las cargas más críticas serían las que aparecen en el eje longitudinal del helicóptero, cuyas variaciones máximas entre las distintas configuraciones son de hasta 60 N, llegando a cargas máximas un 25 % mayores que las esperadas en el modelo original. Además el modelo más rígido sufre cargas del orden de 70 N para velocidades de vuelo en las que el modelo menos rígido no sufre ninguna carga. Estos cambios por tanto harían necesario un análisis de la estructura del rotor para comprobar si pudiese soportar las nuevas cargas o si por el contrario, conviene reducir la rigidez y con ello las cargas para reducir costes o peso.

4.2.2. Integración de las Diferentes Cargas de Pago

En el capítulo anterior se modelizaron 3 cargas de pago diferentes y se mostraron los cálculos para integrarlas en el fuselaje del helicóptero suponiendo que en todo momento se encuentran en su interior y por lo tanto no es necesario un cálculo aerodinámico. Estudiar como varían los parámetros de vuelo con la

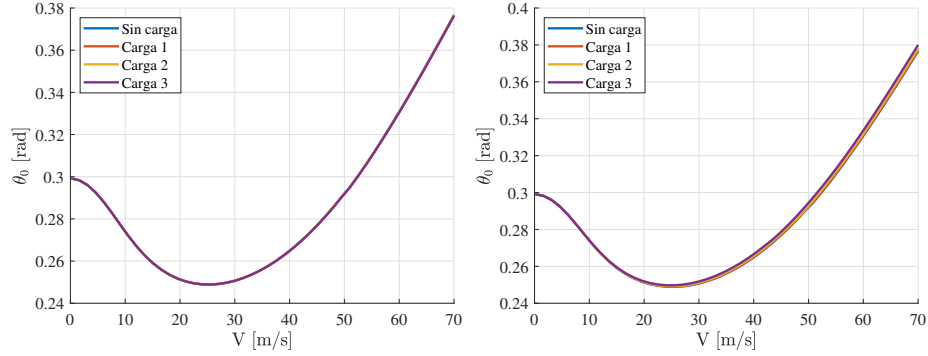


(a) Potencia necesaria para el vuelo pa- (b) Potencia necesaria para el vuelo pa-
ra diferentes cargas de pago situadas en ra diferentes cargas de pago situadas en
la proyección del centro de masas de la $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m.
aeronave en vacío sobre el suelo.

Figura 4.10: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.

carga y su posición es importante a fin de poder realizar la integración ideal en cada caso. Para poder comprobar como afecta la carga al vuelo, se realizarán las mismas suposiciones en las condiciones de vuelo que al principio del capítulo, sumando a ellas que en todas las configuraciones el MTOW será de 450 kg, es decir, habrá que calcular en cada carga un modelo del helicóptero cuya masa sea de 450 kg menos la masa de la propia carga de pago, para luego incorporar la carga de pago como ya se ha mostrado. De no seguir este proceso, estaríamos volando por encima del MTOW requerido en todo momento.

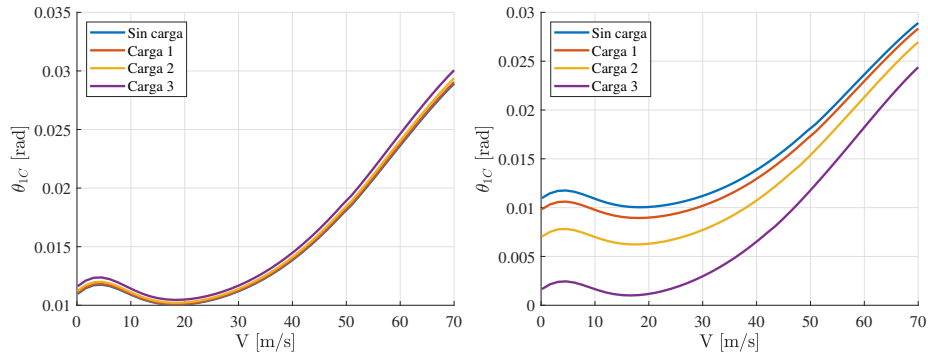
Las simulaciones se han realizado para las configuraciones sin carga y para cada una de las cargas en dos posiciones, sobre la proyección del centro de masas del helicóptero sin la carga sobre el suelo y para una posición de la carga en en suelo tal que $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m, es decir, con las cámaras situadas en la parte delantera del helicóptero y desviadas ligeramente hacia un lateral del fuselaje. Los resultados de estas simulaciones se han reflejado en las gráficas 4.10, 4.11, ??,



(a) Ángulo de paso colectivo del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave y $l_y = -0.2$ m. en vacío sobre el suelo.

(b) Ángulo de paso colectivo del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x = 1.3$ m y $l_y = -0.2$ m. en vacío sobre el suelo.

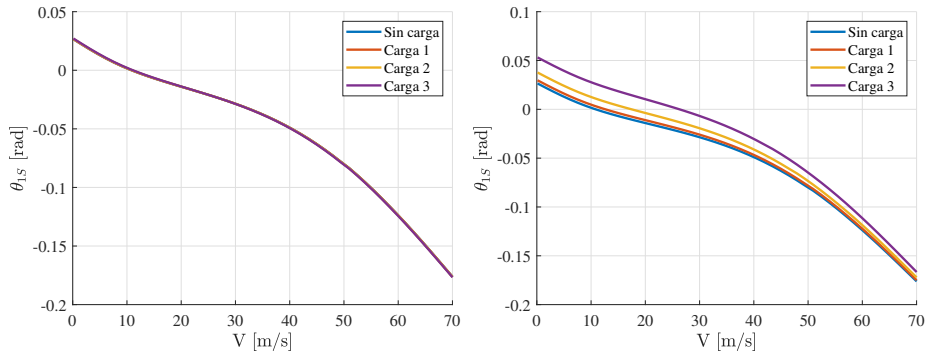
Figura 4.11: Ángulos de paso colectivo del rotor principal de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.



(a) Ángulo de paso cíclico longitudinal del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave en vacío sobre el suelo.

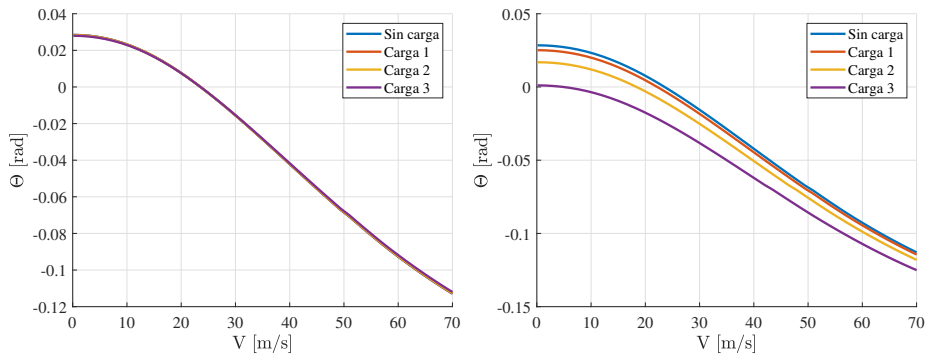
(b) Ángulo de paso cíclico longitudinal del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x = 1.3$ m y $l_y = -0.2$ m.

Figura 4.12: Ángulos de paso cíclico longitudinal del rotor principal de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.



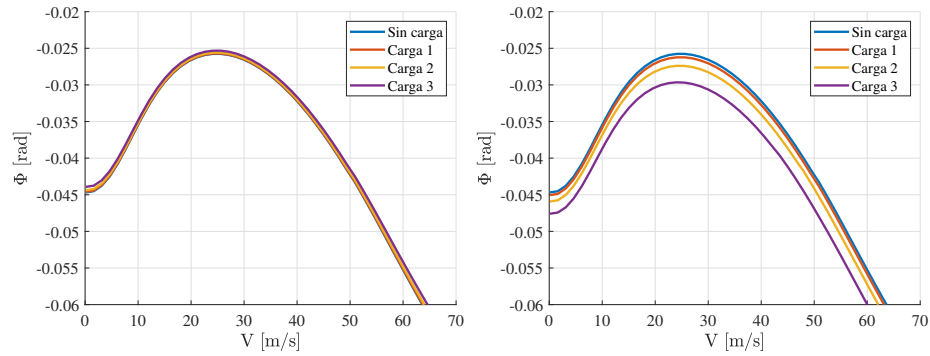
(a) Ángulo de paso cíclico lateral del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave en vacío sobre el suelo. (b) Ángulo de paso cíclico lateral del rotor principal durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m.

Figura 4.13: Ángulos de paso cíclico lateral del rotor principal de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.



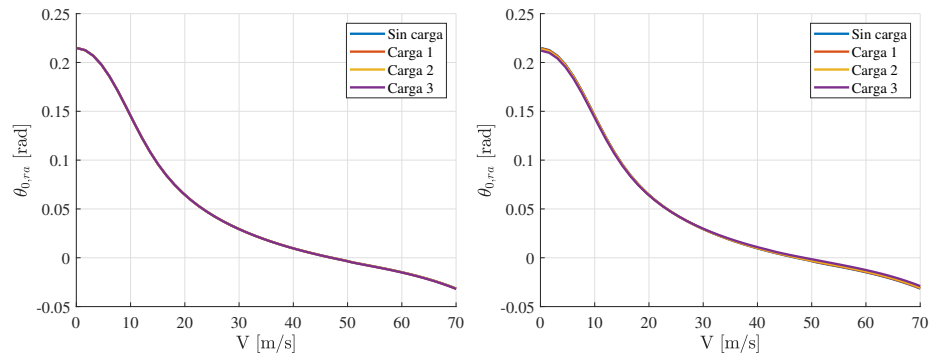
(a) Ángulo de cabeceo de la aeronave durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave en vacío sobre el suelo. (b) Ángulo de cabeceo de la aeronave durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m.

Figura 4.14: Ángulos de cabeceo de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.



(a) Ángulo de balanceo de la aeronave durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave en vacío sobre el suelo. (b) Ángulo de balanceo de la aeronave durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m.

Figura 4.15: Ángulos de balanceo de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.



(a) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en la proyección del centro de masas de la aeronave en vacío sobre el suelo. (b) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar durante el vuelo para diferentes cargas de pago situadas en $l_x=1.3$ m y $l_y=-0.2$ m.

Figura 4.16: Ángulos de paso colectivo del rotor antipar de la aeronave en función de la velocidad de vuelo a nivel del mar para vuelo horizontal para diferentes cargas de pago en posiciones distintas.

4.13, 4.14, 4.15 y 4.16.

De los resultados se puede apreciar que en caso de colocar la carga de pago sobre la proyección las condiciones de vuelo apenas varían, por lo que los cálculos realizados para la configuración sin carga en vuelo horizontal se pueden asumir que sirven para cualquier carga siempre y cuando esté situada en ese punto.

Los resultados mas interesantes se dan cuando la carga se desplaza de dicho punto, siendo los casos más desfavorables los de mayor masa de carga de pago. En la gráfica 4.10 se observa que a bajas velocidades de vuelo las diferencias son inapreciables, pero al aumentar la misma, lo hacen también las diferencias. Aún así, las diferencias en las potencias necesarias no son excesivas, llegando a valores de cerca de 2000 W para velocidades de 60 m/s.

En lo que respecta al ángulo de paso colectivo del rotor principal, al ser una configuración muy similar a la original y tener que sustentar el mismo peso, apenas varía con la carga ni la velocidad como se puede apreciar en la gráfica 4.11. Diferente es el caso de los ángulos de paso cíclico, tanto longitudinal como lateral. En el caso del ángulo de paso cíclico longitudinal, se ve en la gráfica 4.12 que a mayor carga, menor es su valor. Esto se explica fácilmente al observar la posición de la carga; una carga en la zona frontal del helicóptero adelantará el centro de masas del mismo, lo que contribuye a disminuir el ángulo de cabeceo (gráfica 4.14) y, por tanto, la necesidad de un ángulo de paso cíclico longitudinal que permita el vuelo en avance. Si el fuselaje tiene un ángulo de cabeceo tal que la perpendicular al plano del rotor tenga la dirección de avance, no es necesario un paso cíclico que redirija la fuerza en esa dirección.

Con el ángulo de paso cíclico lateral pasa algo similar, el desequilibrio másico que supone colocar una carga en una posición desplazada lateralmente del centro

de masas del helicóptero provoca una variación en el ángulo de balanceo del vehículo (gráfica 4.10) que en este caso contribuye al desequilibrio ya existente, por lo que el paso cíclico lateral necesario para poder mantener la aeronave en equilibrio aumenta, al contrario de lo que pasaba con el paso longitudinal.

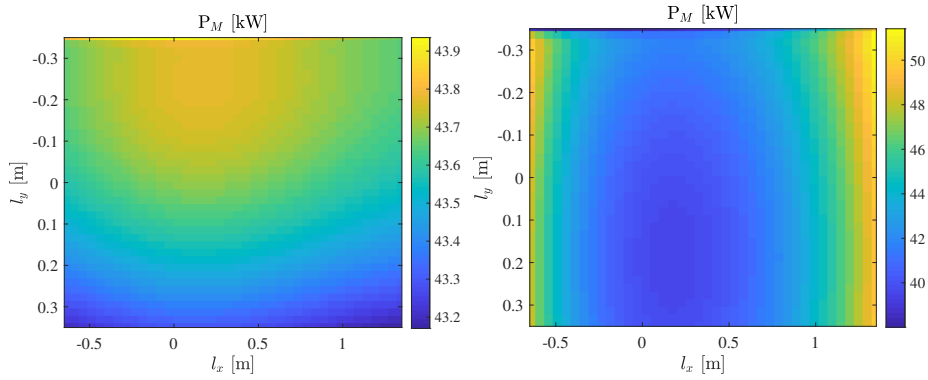
Por último se ha representado en la gráfica 4.16 la variación del ángulo de paso colectivo del rotor antipar necesario para equilibrar cada uno de los casos descritos, pero al igual que pasaba con el del rotor principal, no sufre cambios excesivos.

Variación de los Parámetros de Vuelo con la Posición de la Carga de Pago

Visto el efecto de la propia carga sobre los parámetros de vuelo, conviene comprobar el efecto de la posición de una misma carga volando a una velocidad determinada, por lo que en este apartado se reflejarán y comentarán los resultados de simular vuelos horizontales a velocidad constante para las cargas 2 y 3 en función de la posición de la misma dentro de los márgenes establecidos en el capítulo anterior.

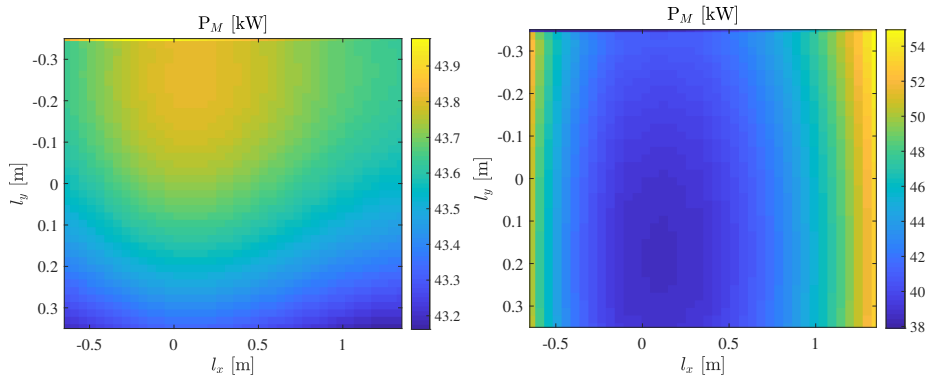
Como comentario general, se puede observar que el cambio de la carga apenas influye en los efectos de su posición, variando ligeramente eso si las diferentes características a analizar.

Comenzando por la potencia, los resultado resultan bastante curiosos; las gráficas 4.17 y 4.18 muestran que a bajas velocidades la potencia necesaria para el vuelo aumenta según disminuye l_y , es decir, es mayor cuanto mas a la izquierda



(a) Potencia necesaria para el vuelo en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Potencia necesaria para el vuelo en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.17: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.



(a) Potencia necesaria para el vuelo en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Potencia necesaria para el vuelo en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

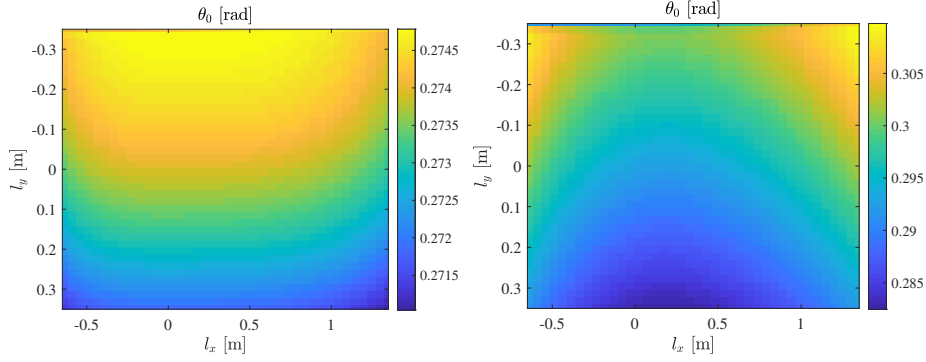
Figura 4.18: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.

del fuselaje esté situada la carga y también aumenta para cargas alejadas longitudinalmente del centro de gravedad de la aeronave sin carga ($x_{CG} = 0.0972$). Sin embargo, a altas velocidades este comportamiento se invierte para el eje longitudinal, siendo los puntos de menor consumo aquellos en los que la carga está situada sobre el centro de gravedad de la aeronave. En el eje lateral, vuelve a repetirse el mismo comportamiento, la potencia necesaria disminuye para cargas situadas hacia la derecha del fuselaje, pero en esta ocasión aparece un mínimo alrededor de $l_y = 0.2$, por lo que desplazar aún más la carga resulta perjudicial en términos de potencia. Además, a estas velocidades, estos cambios pueden suponer una reducción de hasta 10 kW respecto a valores extremos de posición, a diferencia de a bajas velocidades donde las diferencias apenas alcanzan el valor de 1 kW.

Comparando los efectos de ambas cargas, se observa que a bajas velocidades su comportamiento es prácticamente idéntico, pero a altas velocidades las cargas más pesadas y de mayor tamaño requieren de un consumo ligeramente mayor de potencia en posiciones distintas de la óptima.

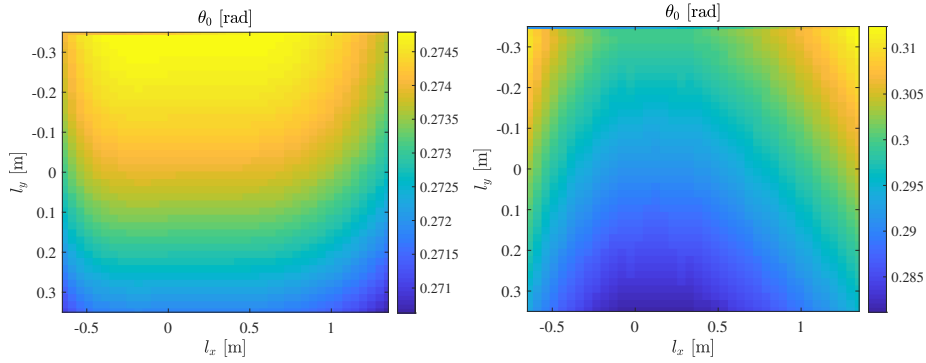
En lo referente a los ángulos de control del rotor principal, de nuevo se observa en las gráficas 4.19 y 4.20 diferencias para altas y bajas velocidades, al menos en el paso colectivo. A bajas velocidades, el paso colectivo es menor para cargas situadas en los márgenes longitudinales y a la derecha del fuselaje, pero a altas velocidades el efecto de la posición longitudinal vuelve a invertirse, resultando necesarios pasos menores en cargas centradas. En este caso los valores para las diferentes cargas son muy similares, no existe una diferencia apreciable debido al efecto del tamaño o peso de la carga.

La variación de los ángulos de paso cíclico con la posición de la carga son más



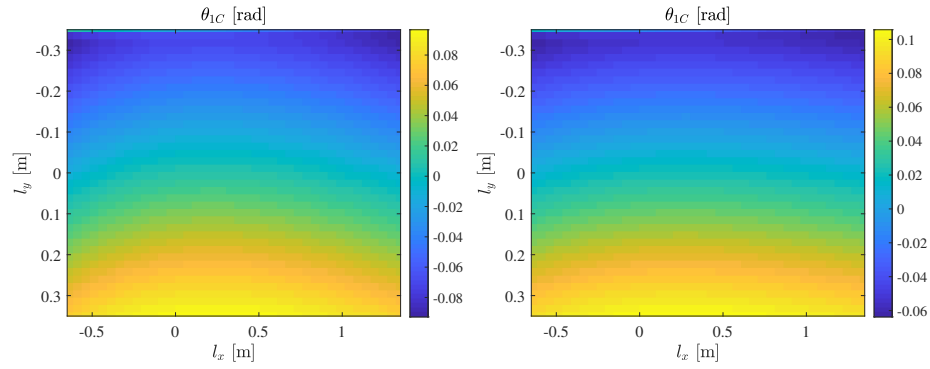
(a) Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.19: Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.



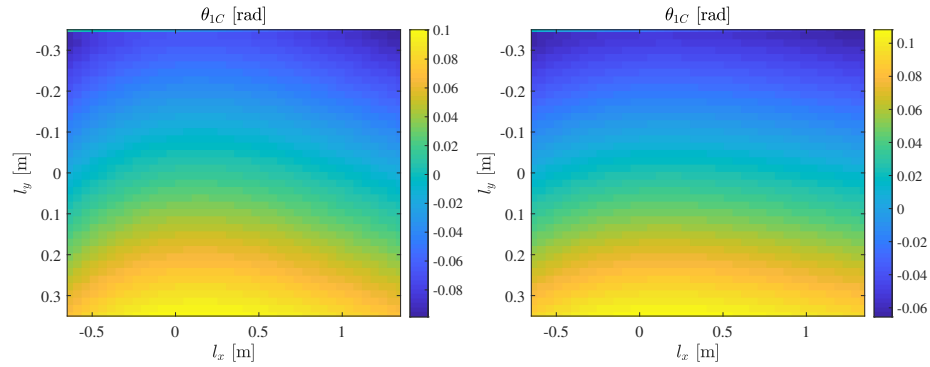
(a) Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.20: Ángulo de paso colectivo del rotor principal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.



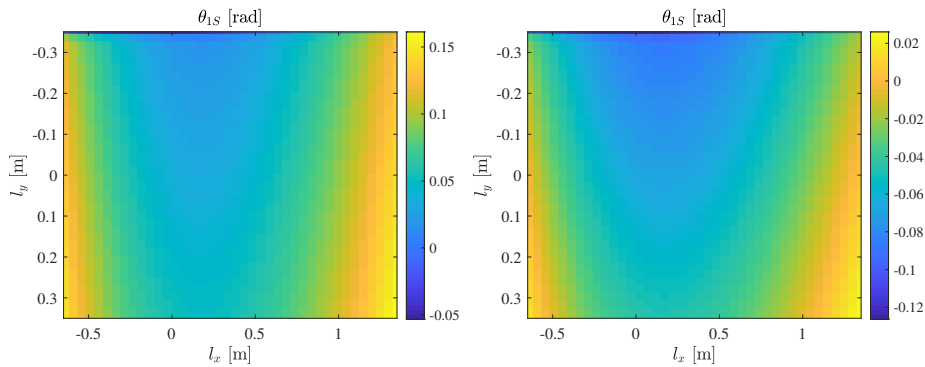
(a) Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.21: Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.



(a) Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.22: Ángulo de paso cíclico longitudinal en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.



(a) Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

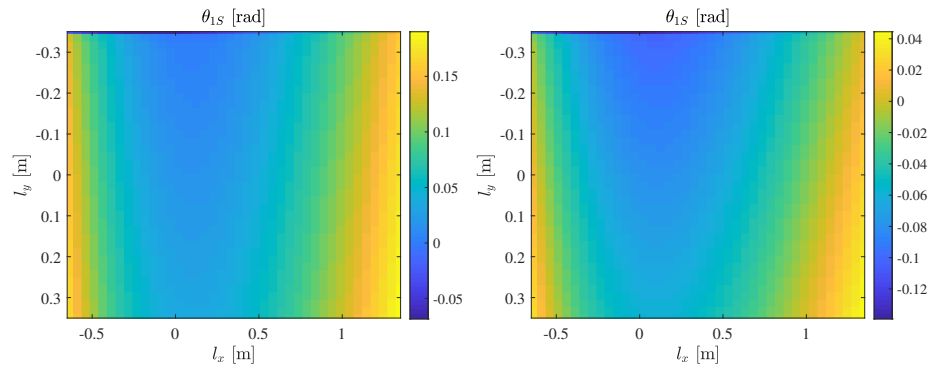
Figura 4.23: Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.

acusados, pero la velocidad de vuelo apenas influye en la misma. Para el paso cíclico longitudinal los máximos valores se dan para cargas centradas longitudinalmente y situadas a la izquierda del fuselaje, independientemente de la velocidad, aunque estos valores crecen ligeramente con esta como se puede observar en las gráficas 4.21 y 4.22.

En cambio, la variación de los ángulos de paso cíclico lateral se da de forma totalmente opuesta, alcanzándose los mínimos para cargas centradas longitudinalmente y situadas a la izquierda del fuselaje, y de nuevo esta distribución se repite tanto a altas como bajas velocidades.

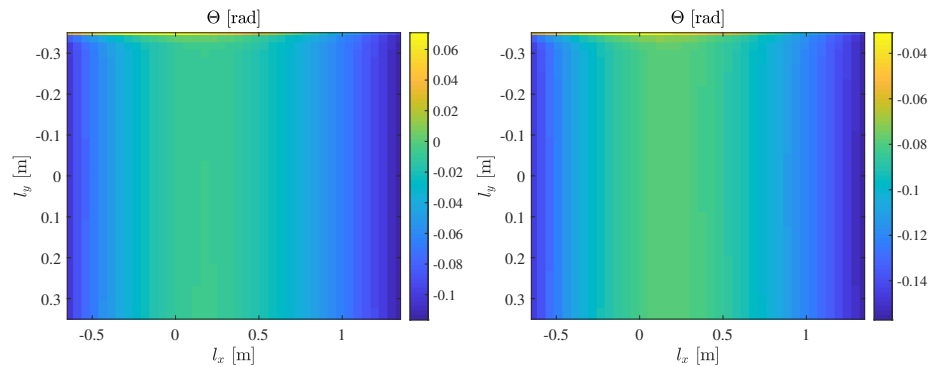
Las mayores variaciones observadas para el efecto de la carga se encuentran para el valor del paso cíclico lateral a altas velocidades, los cuales alcanzan valores de hasta 0.02 rad superiores para la carga 3, de mayor tamaño y masa.

En lo que respecta a los ángulos de Euler, la evolución resulta curiosa aunque



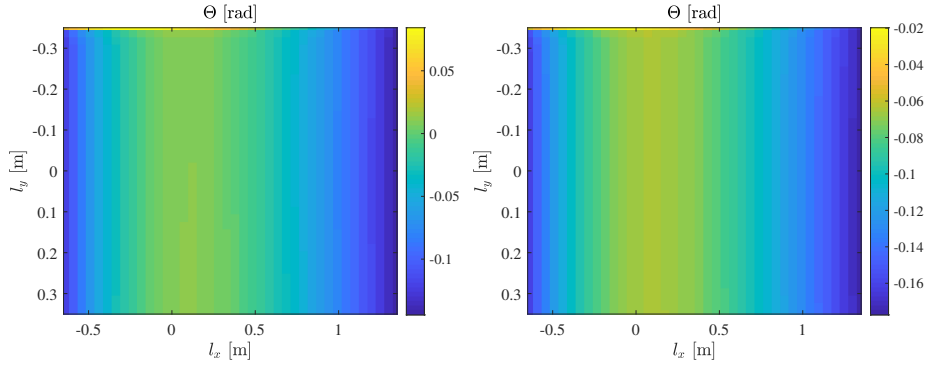
(a) Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.24: Ángulo de paso cíclico lateral en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.



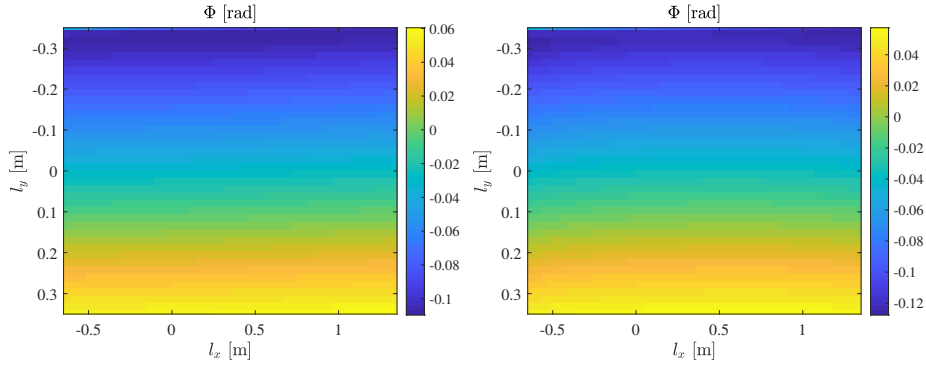
(a) Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.25: Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.



(a) Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.26: Ángulo de cabeceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.



(a) Ángulo de balanceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de balanceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.27: Ángulo de balanceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.

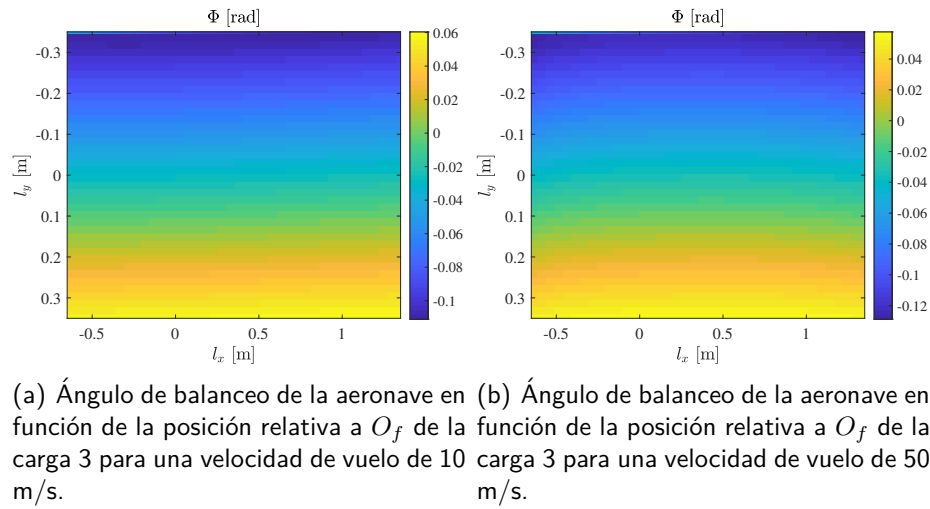
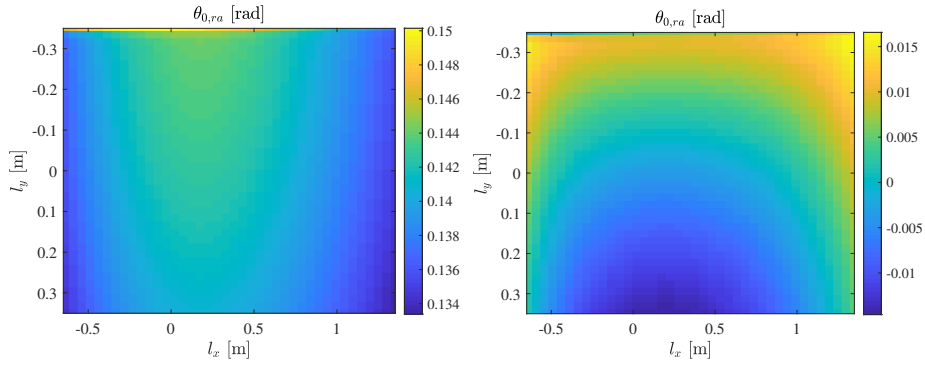


Figura 4.28: Ángulo de balanceo de la aeronave en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.

no sorprendente; en las gráficas 4.25 y 4.26 se observa que el valor del ángulo de cabeceo de la aeronave no depende de la posición lateral de la carga, al igual que en las gráficas 4.27 y 4.28 el ángulo de balanceo no varía con la posición longitudinal de las mismas.

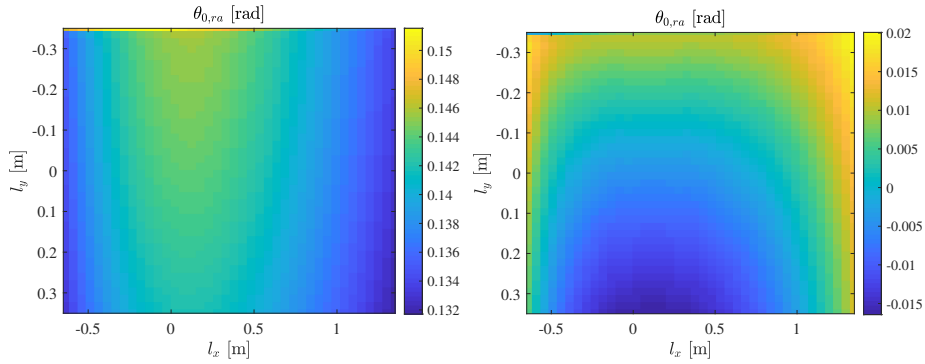
En el caso del cabeceo, los máximos valores se alcanzan para cargas centradas, siendo ligeramente mayor el incremento para altas velocidades. Las diferencias entre las cargas también son claras, a mayor carga, mayores son las diferencias entre los valores máximo y mínimo existentes. Para el balanceo, los máximos aparecen para cargas en la parte derecha del vehículo, no influyendo tanto en este caso la velocidad de vuelo o la carga embarcada.

Por último, el ángulo de paso colectivo del rotor antipar (gráficas 4.29 y 4.30) sigue una evolución similar al del rotor principal, siendo los máximos a velocidades bajas para cargas centradas longitudinalmente y en la parte izquierda del fuselaje, invirtiéndose el efecto de la posición longitudinal para velocidades. El incremento



(a) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 2 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.29: Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 2.



(a) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 10 m/s. (b) Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 3 para una velocidad de vuelo de 50 m/s.

Figura 4.30: Ángulo de paso colectivo del rotor antipar en función de la posición relativa a O_f de la carga 3.

de carga en este caso acusa más las diferencias entre los valores máximos y mínimos del paso, pero sus valores absolutos apenas varían 0.005 rad.

Capítulo 5

Vuelo en Espiral

Igual que se ha hecho en el capítulo anterior con el vuelo horizontal, este capítulo pretende abordar el estado del helicóptero durante un vuelo en espiral ascendente con ángulo de asiento de la velocidad $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y un radio de giro de la trayectoria de 150 m. Lo primero que salta a la vista en la gráfica 5.1 es la reducción de la velocidad de avance máxima a la que se puede volar, siendo esta 42.37 m/s, lo que supone una reducción de casi 30 m/s respecto al vuelo horizontal, lo que se debe a la necesidad de invertir una parte importante de la potencia en conseguir una velocidad vertical. Dicha velocidad vertical se ha representado en la gráfica 5.3. Al ser el ángulo de asiento de la velocidad constante, la velocidad de ascenso varía de forma casi lineal con la velocidad de avance.

Los ángulos de control se han reflejado en gráfica 5.4, y si la comparamos con la gráfica 4.2 del vuelo horizontal se puede apreciar que mientras el ángulo de paso cíclico lateral θ_{1C} sigue una evolución similar, el ángulo de paso colectivo θ_0 aumenta de forma significativa. Esto se debe al incremento de sustentación

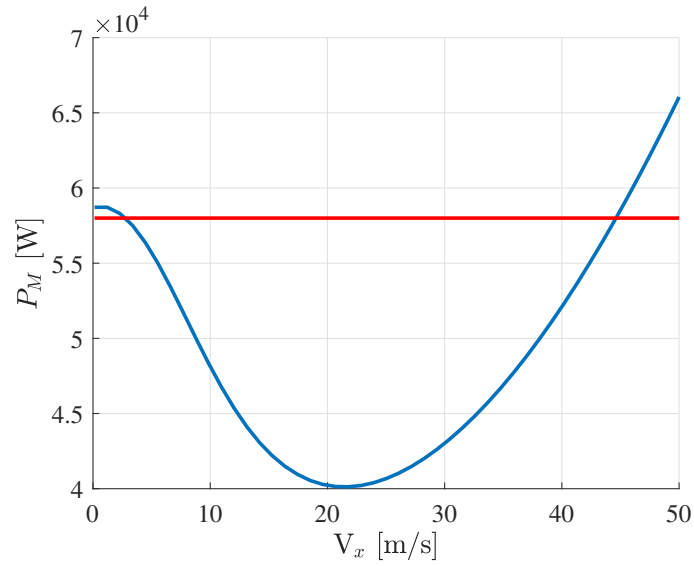


Figura 5.1: Consumo de Potencia de la aeronave en función de la velocidad de avance a nivel del mar para vuelo en espiral ascendente con $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y radio de la trayectoria 150 m. La línea roja representa el valor de la potencia máxima continua que puede proporcionar el motor.

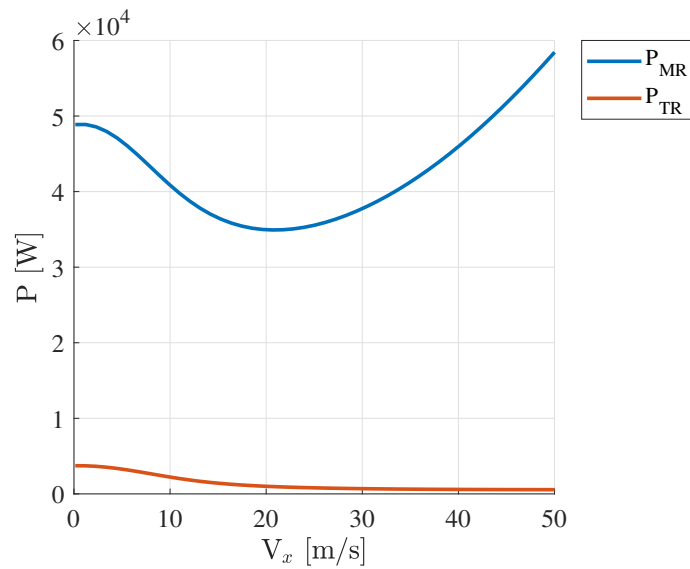


Figura 5.2: Consumo de Potencia de los rotores principal y antipar en función de la velocidad de avance a nivel del mar para vuelo en espiral ascendente con $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y radio de la trayectoria 150 m.

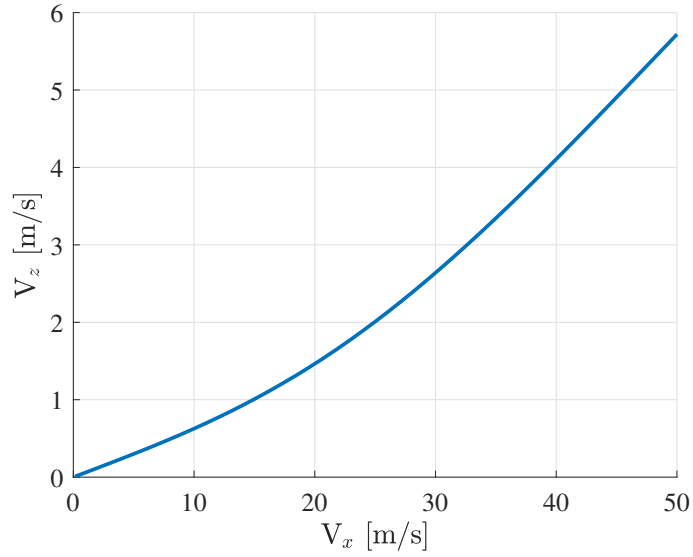


Figura 5.3: Velocidad vertical de la aeronave en función de la velocidad de avance a nivel del mar para vuelo en espiral ascendente con $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y radio de la trayectoria 150 m.

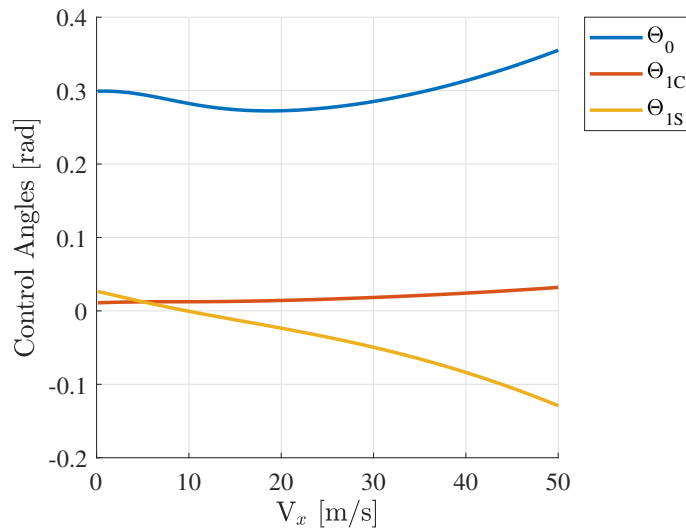


Figura 5.4: Ángulos de control de la aeronave en función de la velocidad de avance a nivel del mar para vuelo en espiral ascendente con $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y radio de la trayectoria 150 m.

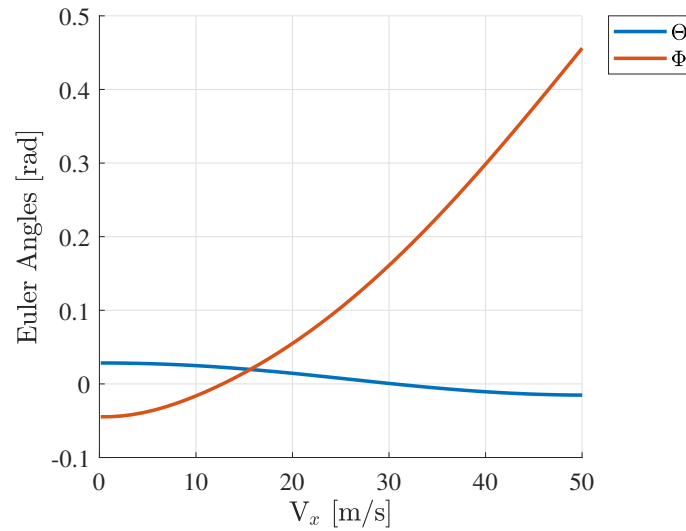


Figura 5.5: Ángulos de Euler de la aeronave en función de la velocidad de avance a nivel del mar para vuelo en espiral ascendente con $\gamma_T=5^\circ$, giro a la derecha y radio de la trayectoria 150 m.

necesario para poder elevar la aeronave. Por otra parte, se ve como el ángulo de paso longitudinal θ_{1S} disminuye, ya que la sustentación ha de tener una mayor componente vertical para no solo compensar el peso de la aeronave sino poder elevarla a su vez.

En lo que respecta a los ángulos de Euler, el cambio también resulta lógico. En la gráfica 4.3 del capítulo anterior se observa que con la velocidad, apenas cambia el balanceo, mientras que el cabeceo disminuye, pero en la gráfica 5.5 por el vuelo en espiral ocurre algo muy distinto. El ángulo de cabeceo apenas cambia mientras que el ángulo de balanceo aumenta con la velocidad. Si se mantiene constante la curvatura de la espiral, según aumenta la velocidad de avance la aceleración normal necesaria para mantener la trayectoria aumenta, de ahí el origen de ese incremento en el ángulo de balanceo.

5.1. Velocidad de Ascenso del Vuelo

A diferencia del caso del vuelo horizontal, donde interesaba conocer la autonomía del helicóptero, este tipo de vuelo no será el principal de la aeronave, por lo que en ningún caso el vehículo volará en estas circunstancias durante una fracción relevante de su tiempo de vuelo. Otro parámetro típico que podría calcularse en este tipo de vuelos es el techo de la aeronave, pero como UAV de vigilancia, no interesará que realice vuelos a altitudes muy elevadas pues podría interferir en su misión por no ser las cámaras equipadas capaces de captar imágenes nítidas en esas condiciones. Sin embargo, si podría resultar interesante observar como varía el vuelo con la velocidad vertical. Para ello se asume que el vehículo vuela con una velocidad de avance

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.

Antonio Filippone. *Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*. Elsevier, 2006.

ROTAX. Manual del usuario de los motores rotax tipo 912. http://www.aviasport.com/rotax/Documentacion_4T/Manuales/Spanish/Manual_Usuario_912_Rev_0.pdf, 2007.

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://www.ussocom.mil/Portals/0/Exhibit%20r-2%20rdt%26amp%20e%20budget%20item%20justification.pdf>

[//apps.dtic.mil/descriptivesum/Y2012/Other/stamped/0305219BB_7_PB_2012.pdf](https://apps.dtic.mil/descriptivesum/Y2012/Other/stamped/0305219BB_7_PB_2012.pdf), 2011.