



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

# DISEÑO CONCEPTUAL DE UN "LIGHT HELICOPTER" PARA TRABAJOS AÉREOS

Autor

**Pablo Tejada Cánovas**

Tutor

**Andrés Omar Tiseira Izaguirre**

**Universitat Politècnica de València**

**Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño**

**Grado en Ingeniería Aeroespacial**

Valencia - Septiembre de 2020

Curso 2019/20



# DISEÑO CONCEPTUAL DE UN "LIGHT HELICOPTER" PARA TRABAJOS AÉREOS

**Pablo Tejada Cánovas**

Universitat Politècnica de València  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño  
Grado en Ingeniería Aeroespacial

Septiembre de 2020



*“Some people choose to see the ugliness in this world. The disarray. I choose to see the beauty. To believe there is an order to our days, a purpose.”*

*Westworld*



# *Agradecimientos*

*Quiero agradecer en primer lugar a mis padres el apoyo que me han dado durante todos estos años y los valores que me han inculcado desde pequeño. Siempre han sido mi ejemplo a seguir y a ellos me debo. Gracias a mis abuelos, por haber cuidado siempre de mí y por animarme. Su alegría es la que me ha hecho no bajar los brazos en los días más difíciles. Gracias a mi tutor Andrés, por el interés mostrado desde el primer día que le comenté la idea de realizar este proyecto y por la confianza mostrada a lo largo de este. Gente con tu pasión y cercanía ayudan a que uno quiera seguir adentrándose en este sector. Gracias a mis amigos, tanto de la carrera como de fuera de ella, han hecho de estos 4 años un camino más ameno. Por último, gracias a mi amiga Soledad por todo lo que ha hecho por mí durante todos estos años. Siempre has querido lo mejor para mí y cuando he necesitado una mano tú me has dado dos. A todos, gracias.*





# *Resumen*

El uso de helicópteros ligeros está cobrando de manera paulatina una mayor importancia en lo que a trabajos aéreos se refiere, especialmente en el transporte de pasajeros de punto a punto que, hasta hace unos años, se realizaba en su inmensa mayoría mediante vuelos comerciales en avión.

Por ello, se decide abordar en el presente documento el diseño conceptual de un helicóptero ligero para trabajos aéreos, partiendo del dimensionamiento y la distribución de pesos del mismo hasta la selección de sus componentes que, en última instancia, se comprobará si son adecuados para realizar los distintos tipos de vuelo que se le demanda al helicóptero.

La parte final del trabajo estará enfocada en comprobar la competitividad de un motor prototipo implementando este sobre el helicóptero diseñado así como en otras configuraciones de peso y potencia del helicóptero, viendo así cuáles son las circunstancias a las que mejor se adapta el motor.

## **Palabras clave**

Helicóptero ligero, diseño conceptual, motor prototipo.

# *Abstract*

The use of light helicopters is gradually becoming more important in terms of aerial work, especially in the transport of passengers from point to point, which, until a few years ago, was carried out in its vast majority by commercial flights by plane.

For this reason, it is decided to address in this document the conceptual design of a light helicopter for aerial work, starting from the dimensioning and distribution of weights thereof to the selection of its components that, ultimately, it will be verified if they are adequate to carry out the different types of flight required for the helicopter.

The final part of the work will be focused on verifying the competitiveness of a prototype engine by implementing this on the designed helicopter as well as on other weight and power configurations of the helicopter, thus seeing which are the circumstances to which the engine is best adapted.

## **Key words**

Light helicopter, conceptual design, prototype engine.

# *Índice general*

<b>Índice general</b>	<b>v</b>
<b>Índice de figuras</b>	<b>vii</b>
<b>Índice de tablas</b>	<b>x</b>
<b>Lista de símbolos</b>	<b>xi</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Antecedentes históricos . . . . .	1
1.2. Estado actual y motivación . . . . .	3
1.3. Objetivos y organización de la memoria . . . . .	4
<b>2. Marco teórico</b>	<b>6</b>
2.1. Conceptos estadísticos . . . . .	6
2.1.1. Correlación . . . . .	6
2.1.2. Coeficiente de determinación ( $R^2$ ) . . . . .	7
2.2. Teoría de helicópteros . . . . .	8
2.2.1. Modelos matemáticos . . . . .	8
2.2.2. Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM) . . . . .	8
2.2.3. Teoría de Elemento de Pala (TEP) . . . . .	9
2.2.4. Combinación TCM y TEP . . . . .	10
2.2.5. Actuaciones y Método de la Energía . . . . .	11
<b>3. Parámetros del helicóptero</b>	<b>13</b>
3.1. Estimación de parámetros básicos . . . . .	13
3.1.1. Parámetros constructivos del rotor principal . . . . .	14
3.1.2. Parámetros del rotor antipar . . . . .	17
3.1.3. Estabilizadores . . . . .	19
3.1.4. Dimensionado del helicóptero . . . . .	21
3.2. Selección del grupo motor . . . . .	23
3.2.1. Potencia máxima continua (PMC) . . . . .	23
3.2.2. Potencia máxima de despegue (PMTO) . . . . .	24
3.2.3. Motor seleccionado . . . . .	25
3.2.4. Transmisión . . . . .	29
3.3. Estimación de pesos y centro de gravedad . . . . .	33
3.4. Selección de materiales . . . . .	40
<b>4. Aerodinámica y actuaciones del helicóptero</b>	<b>43</b>

4.1. Elección del perfil y obtención de las polares . . . . .	43
4.1.1. Rotor principal . . . . .	43
4.1.2. Rotor antipar . . . . .	47
4.2. Estudio de diferentes regímenes de vuelo . . . . .	49
4.2.1. Vuelo a punto fijo . . . . .	49
4.2.2. Vuelo axial . . . . .	56
4.2.3. Vuelo de avance . . . . .	63
4.3. Actuaciones básicas en vuelo horizontal . . . . .	67
4.3.1. Máxima autonomía en vuelo horizontal . . . . .	68
4.3.2. Máximo alcance en vuelo horizontal . . . . .	69
4.3.3. Velocidad máxima horizontal . . . . .	69
4.3.4. Techos de vuelo a punto fijo y de servicio . . . . .	69
<b>5. Implementación de un motor prototipo</b>	<b>71</b>
5.1. Comparativa Rotax 914 vs Motor prototipo para distintos regímenes de vuelo	72
5.1.1. Vuelo a punto fijo . . . . .	73
5.1.2. Vuelo axial . . . . .	75
5.1.3. Vuelo en avance . . . . .	77
5.2. Actuaciones en vuelo horizontal tras la implementación del motor prototipo	80
5.2.1. Máxima autonomía en vuelo horizontal . . . . .	80
5.2.2. Máximo alcance en vuelo horizontal . . . . .	80
5.2.3. Velocidad máxima horizontal . . . . .	80
5.3. Análisis de las actuaciones aplicando el ratio Peso-Potencia del prototipo sobre el Rotax 914 . . . . .	81
5.4. Análisis de las actuaciones para un helicóptero de 300 kg . . . . .	82
<b>6. Conclusiones, pasos futuros y presupuesto</b>	<b>85</b>
6.1. Conclusiones . . . . .	85
6.2. Pasos futuros . . . . .	89
6.3. Presupuesto . . . . .	91
<b>Bibliografía</b>	<b>93</b>
<b>A. Pliego de condiciones</b>	<b>96</b>
<b>B. Tablas con los parámetros empleados en las correlaciones</b>	<b>98</b>
<b>C. Plano tres vistas del helicóptero</b>	<b>99</b>

# Índice de figuras

1.1. Evolución histórica del concepto de helicóptero. . . . .	2
1.2. Helicópteros ligeros realizando distintos trabajos aéreos . . . . .	4
2.1. Ejemplo de conceptos estadísticos aplicados a la masa de un motor . . . . .	7
2.2. Definición del volumen de control para la TCM [26] . . . . .	9
2.3. Volumen de control diferencial para la combinación de teorías [1] . . . . .	10
2.4. Diagrama de parámetros a obtener según la fase de diseño . . . . .	11
3.1. Carga discal en función del peso máximo al despegue . . . . .	14
3.2. Mach en punta de pala en función del peso máximo al despegue . . . . .	15
3.3. Diámetro del rotor antipar en función del diámetro del rotor principal . . . . .	18
3.4. Estimación de la cuerda de las palas del rotor antipar . . . . .	19
3.5. Estimación del área del estabilizador horizontal en función del MTOW ( $R^2 = 0,91$ ) . . . . .	19
3.6. Brazo del estabilizador horizontal en función del MTOW ( $R^2 = 0,8761$ ) . . . . .	20
3.7. Cuerda media del estabilizador vertical en función del MTOW ( $R^2 = 0,97$ ) . . . . .	20
3.8. Longitud del fuselaje en función del diámetro del rotor . . . . .	21
3.9. Longitud total del helicóptero en función del diámetro del rotor . . . . .	22
3.10. Altura del helicóptero en función del diámetro del rotor . . . . .	22
3.11. Ancho del tren en función del ancho de la cabina . . . . .	23
3.12. Relación entre el MTOW y la PMC en función del MTOW . . . . .	24
3.13. PMTO en función de la PMC . . . . .	24
3.14. PMTO en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos . . . . .	26
3.15. PMC en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos . . . . .	27
3.16. Comparativa entre la PMTO y la PMC bajo el modelo atmosférico ISA Standard . . . . .	27
3.17. Esquema general de los componentes de la transmisión en un helicóptero [32] . . . . .	30
3.18. Tipos de engranaje utilizados en la transmisión. . . . .	31
3.19. Diagrama de velocidades angulares distribuidas en la transmisión . . . . .	32
3.20. Masa en vacío en función del MTOW . . . . .	35
3.21. Origen de coordenadas X y Z del helicóptero . . . . .	36
3.22. Diagrama del centro de gravedad para las configuraciones con combustible . . . . .	38
3.23. Diagrama del centro de gravedad para las configuraciones sin combustible . . . . .	39
3.24. Diagrama global del centro de gravedad para todas las configuraciones del helicóptero . . . . .	39
4.1. Representación del perfil NACA 0012 . . . . .	44
4.2. Coeficiente de resistencia en función del coeficiente de sustentación para $Re = 2365000$ . . . . .	45

---

4.3. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para $Re = 2365000$ . . . . .	45
4.4. Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para $Re=236500$	46
4.5. Coeficiente de lift en función del ángulo de ataque para $Re = 900000$ . . .	48
4.6. Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para $Re = 900000$	48
4.7. Potencia inducida para vuelo a punto fijo sin efecto suelo . . . . .	50
4.8. Potencia parásita para vuelo a punto fijo sin efecto suelo . . . . .	51
4.9. Potencia total para vuelo a punto fijo sin efecto suelo . . . . .	52
4.10. Potencias en configuración de MTOW para vuelo a punto fijo sin efecto suelo	52
4.11. Figura de mérito para vuelo a punto fijo sin efecto suelo . . . . .	53
4.12. Potencias en configuración de MTOW para vuelo a punto fijo con efecto suelo . . . . .	55
4.13. Comparativa de la potencia total entre una altura ideal para Hover IGE y una altura arbitraria . . . . .	55
4.14. Comparativa de la potencia total para Hover OGE e IGE . . . . .	56
4.15. Velocidad inducida adimensional en el plano del rotor . . . . .	57
4.16. Potencia inducida en función de la velocidad de ascenso para distintas altitudes . . . . .	58
4.17. Potencia parásita en función de la velocidad de ascenso para distintas alti- tudes . . . . .	59
4.18. Potencia ascensional en función de la velocidad de ascenso para $h = 2000$ m	60
4.19. Potencia total en función de la velocidad de ascenso para distintas altitudes	60
4.20. Potencia total en función de la altitud de vuelo para distintas velocidades de ascenso . . . . .	61
4.21. Regímenes de vuelo axial descendente. Superior izquierda: Estado normal. Superior derecha: Anillos turbillonarios. Inferior izquierda: Estela turbu- lenta. Inferior derecha: Molinete frenante. [37] . . . . .	62
4.22. Explicación de los regímenes de descenso por Leishman [14] . . . . .	63
4.23. Placa plana equivalente en función del peso máximo al despegue [5] . . . . .	64
4.24. Curva de potencia para una altitud de 0 m . . . . .	65
4.25. Curva de potencia obtenida por Ballin (1987) [16] . . . . .	66
5.1. Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo sin efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo . . . . .	73
5.2. Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo sin efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo . . . . .	73
5.3. Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo con efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo . . . . .	74
5.4. Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo con efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo . . . . .	75

---

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

5.5. Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $V_z = 2 m/s$ . . . .	76
5.6. Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $V_z = 2 m/s$ . . . .	76
5.7. Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $h = 0 m$ . . . . .	77
5.8. Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $h = 0 m$ . . . . .	77
5.9. Curva de potencia tras la implementación de un motor prototipo para una altitud $h = 0 m$ . . . . .	78
5.10. Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo en avance entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $h = 0 m$ . . . . .	78
5.11. Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo en avance entre el Rotax 914 y el motor prototipo para $h = 0 m$ . . . . .	79

# Índice de tablas

3.1.	Comparativa entre rotor rígido y rotor articulado . . . . .	17
3.2.	Especificaciones técnicas del Rotax 914 . . . . .	25
3.3.	Densidad en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos . . .	26
3.4.	Unidades a utilizar para el uso de las ecuaciones de Prouty . . . . .	35
3.5.	Obtención del CdG para la configuración de MTOW . . . . .	37
3.6.	Posición del centro de gravedad para los distintos casos . . . . .	38
3.7.	Propiedades de la fibra de carbono de alto módulo . . . . .	41
3.8.	Propiedades mecánicas del Kevlar 49 . . . . .	41
3.9.	Propiedades mecánicas Aluminio serie 2000 . . . . .	42
3.10.	Propiedades mecánicas Aluminio 7075 . . . . .	42
4.1.	Especificaciones del perfil NACA 0012 . . . . .	44
4.2.	Datos utilizados para la obtención del ángulo de cabeceo . . . . .	66
4.3.	Cálculo del coeficiente de tracción en función del ángulo de cabeceo . . . .	67
5.1.	Parámetros del motor prototipo para el mapa motor de máxima potencia .	71
5.2.	Parámetros ajustados del helicóptero tras la implementación del motor pro- totipo . . . . .	72
5.3.	Cálculo del coeficiente de tracción en función del ángulo de cabeceo usando el motor prototipo . . . . .	79
5.4.	Parámetros para el cálculo de las actuaciones con el ratio peso-potencia del prototipo sobre el Rotax 914 . . . . .	81
5.5.	Actuaciones con el ratio peso-potencia del prototipo sobre el Rotax 914 . .	81
5.6.	Parámetros del helicóptero de 300 kg para el cálculo de las actuaciones . .	82
5.7.	Comparativa de las actuaciones entre todos los casos estudiados a lo largo del trabajo . . . . .	83
6.1.	Diferencia relativa entre las actuaciones de un helicóptero conceptual de 300 kg que utiliza el motor prototipo y un helicóptero conceptual de 450 kg que utiliza el Rotax 914 . . . . .	87
6.2.	Presupuesto total del TFG . . . . .	91
B.1.	Parámetros empleados de cada helicóptero para la realización de las corre- laciones (v1) . . . . .	98
B.2.	Parámetros empleados de cada helicóptero para la realización de las corre- laciones (v2) . . . . .	98



# Lista de Símbolos

## Símbolos latinos

$a_t$	—	Pendiente de la curva de sustentación del perfil ( $c_l = a \alpha$ ).
$b$	—	Número de palas del rotor principal.
$b_T$	—	Número de palas del rotor antipar.
$B$	—	Coefficiente de pérdida en punta de pala.
$c$	—	Cuerda (m)
$C_M$	—	Coefficiente de momento aerodinámico.
$C_d$	—	Coefficiente de resistencia.
$C_{d0}$	—	Coefficiente de resistencia de un perfil supuesto constante.
$c_e$	—	Consumo específico ( $kg/W s$ ) .
$C_l$	—	Coefficiente de lift.
$C_P$	—	Coefficiente de potencia.
$C_Q$	—	Coefficiente de par.
$C_T$	—	Coefficiente de tracción.
$C_w$	—	Coefficiente de peso.
$FM$	—	Figura de mérito.
$f$	—	Área de placa plana equivalente del fuselaje ( $m^2$ ).
$g$	—	Aceleración de la gravedad ( $m/s^2$ ).
$h$	—	Altitud (m).
$K$	—	Factor de corrección de la potencia parásita del rotor.
$k_G$	—	Constante de proporcionalidad entre la velocidad inducida con efecto suelo y sin efecto suelo.
$L$	—	Sustentación.
$l$	—	Longitud (m).
$M$	—	Masa (kg).
$M_d$	—	Mach de divergencia (-) .
$M_{tip}$	—	Mach en punta de pala (-).
$P$	—	Potencia (W).
$P_0$	—	Potencia parásita (W).
$P_c$	—	Potencia ascensional (W).
$P_i$	—	Potencia inducida (W).
$P_{i0}$	—	Potencia inducida en vuelo a punto fijo a nivel del mar (W).
$P_M$	—	Potencia entregada por el motor (W).
$P_{rp}$	—	Potencia requerida por el rotor principal (W).
$p_0$	—	Presión atmosférica lejos del rotor (Pa).
$R$	—	Radio del rotor principal (W).
$r$	—	Posición radial genérica (W).

$Re$	—	Número de Reynolds (-).
$S$	—	Superficie del rotor principal ( $m^2$ ).
$S_{HT}$	—	Superficie del estabilizador horizontal ( $m^2$ ).
$t$	—	Espesor de un perfil.
$t$	—	Tiempo (s).
$T$	—	Tracción (N).
$V_H$	—	Velocidad de avance (m/s).
$V_{tip}$	—	Velocidad en punta de pala (m/s).
$V_V$	—	Componente vertical de la velocidad de vuelo (m/s).
$V_z$	—	Velocidad de ascenso (m/s).
$v_h$	—	Velocidad inducida a punto fijo (m/s).
$v_i$	—	Velocidad inducida (m/s).
$W$	—	Peso del helicóptero (N).
$x$	—	Radio adimensional, $x = r/R$ .
$Z$	—	Altura (m).

### Símbolos griegos

$\alpha$	—	Ángulo de ataque del perfil referido a la línea de sustentación nula ( $deg$ ).
$\alpha_D$	—	Ángulo de ataque del disco actuador de Glauert ( $deg$ ).
$\delta_i$	—	Parámetros de la polar parabólica, $i = 0, 1, 2$ .
$\Delta P$	—	Exceso de potencia disponible en el motor respecto a la utilizada en una condición de vuelo dada.
$\eta_M$	—	Relación entre la potencia generada por el motor y la consumida por el rotor principal.
$\eta_{ra}$	—	Relación entre la potencia consumida por el rotor antipar y por el rotor principal.
$\eta_{Tra}$	—	Relación entre la potencia disipada en la transmisión del sistema del rotor antipar y la derivada por el motor al rotor antipar.
$\eta_{Trp}$	—	Relación entre la potencia disipada en la transmisión del sistema del rotor principal y la derivada por el motor al rotor principal.
$\kappa$	—	Factor de corrección del término de velocidad inducida en la curva de potencia.
$\lambda$	—	Ratio de flujo.
$\lambda_i$	—	Ratio de velocidad inducida del rotor principal.
$\mu$	—	Parámetro de avance, $\mu = \Omega R$ .
$\Omega$	—	Velocidad de rotación del rotor ( $rad/s$ ).
$\psi$	—	Ángulo de azimut.

## ÍNDICE DE TABLAS

---

$\rho$	—	Densidad ( $kg/m^3$ ).
$\sigma$	—	Solidez.
$\Theta$	—	Ángulo de cabeceo.
$\theta$	—	Torsión.
$\theta$	—	Ángulo de paso.

### Subíndices

0	—	Parásito.
0	—	Condición inicial.
$b$	—	Pala.
$c$	—	Ascensional.
$H$	—	De avance.
$h$	—	Hover (vuelo a punto fijo).
$HT$	—	Estabilizador horizontal.
$f$	—	Fuselaje.
$i$	—	Inducido.
$M$	—	Rotor principal.
$M$	—	Motor.
$T$	—	Rotor antipar.
$tip$	—	Punta de pala.
$Tra$	—	Transmisión.
$VT$	—	Estabilizador vertical.
$z$	—	Vertical.

### Siglas

$cdg$	—	Centro de gravedad.
$EW$	—	Empty weight.
$IGE$	—	In Ground Effect.
$ISA$	—	International Standard Atmosphere.
$MCIA$	—	Motor de Combustión Interna Alternativo.
$MFW$	—	Maximum Fuel Weight.
$MTOW$	—	Maximum Take Off Weight.
$OEW$	—	Operational Empty Weight.
$OGE$	—	On Ground Effect.
$PMC$	—	Potencia Máxima Continua.
$PMTO$	—	Potencia Máxima al Despegue.

- SFC* — Specific Fuel Consumption.  
*TCM* — Teoría de Cantidad de Movimiento.  
*TEP* — Teoría de Elemento de Pala.  
*UAV* — Unmanned Aerial Vehicle.



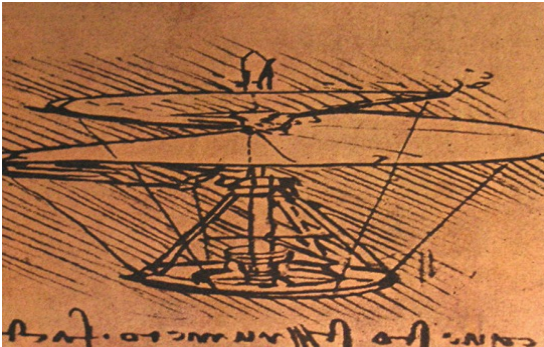
## *Introducción*

### **1.1. Antecedentes históricos**

Las aeronaves de ala rotatoria son aquellas en las que la sustentación se genera por medio de elementos que se mueven girando en un plano aproximadamente horizontal, ya sean palas o alas. A diferencia de las aeronaves de ala fija, las palas y/o las alas de las aeronaves de ala rotatoria tienen movimiento relativo al fuselaje y al fluido que atraviesan. El ejemplo más conocido de aeronave de ala rotatoria es el helicóptero. La referencia más antigua que se aproxima a un helicóptero se remonta al año 400 a.C en China, donde un juguete conocido como “peonza volador” disponía de una hélice en la parte superior de una vara que al ser frotada rápidamente con las manos comenzaba a ascender verticalmente [19].

Más tarde, en el siglo XV, Leonardo Da Vinci empleó su imaginación para realizar un primer boceto de un aparato volador que disponía de un rotor helicoidal, muy próximo al concepto actual del rotor de un helicóptero. Otro de los primeros bocetos y maquetas de un helicóptero fue el realizado por Enrico Forlanini en 1877. No obstante, no fue hasta la primera parte del siglo XX cuando la tecnología necesaria para poder darle vida real a un helicóptero alcanzó el desarrollo suficiente para poder producirlos en serie. Fue de especial relevancia la incorporación del MCI A sobre estas máquinas de despegue vertical, ya que permitían propulsarlo, siendo Raúl Pateras de Pescara en 1922 el primero en conseguir realizar un vuelo de helicóptero medianamente.

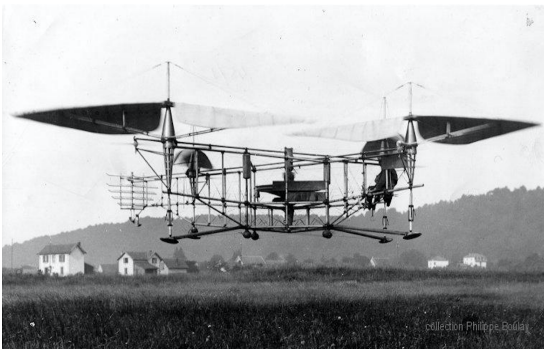
A partir de ahí, muchos ingenieros trataron de darle la forma final al helicóptero basándose en el concepto de autogiro dado por el español Juan de la Cierva en 1923, hasta llegar al primer helicóptero producido en cadena: el Sikorsky R-4 (llamado así en honor al ingeniero ruso que lo diseñó, Igor Sikorsky). La evolución desde los simples bocetos hasta el primer helicóptero como se conocen a día de hoy se pueden ver a continuación:



(a) Tornillo aéreo por Da Vinci (1486) [19].



(b) Helicóptero experimental de Enrico Forlanini (1877) [19].



(c) Helicóptero Oehmichen N2 (1922) [20].



(d) Sikorsky R-4 (1942) [21].

Figura 1.1: Evolución histórica del concepto de helicóptero.

Según lo explicado por Mc Cormick (1967) y Leishman (2000) los retos científico-tecnológicos que ha sido necesario superar son *grosso modo* los siguientes seis [2]:

1. Comprensión de la aerodinámica del vuelo vertical. Se partía únicamente de conocimientos de vuelo horizontal en aviones y faltaban modelos matemáticos que permitiesen conocer de manera precisa la potencia requerida para producir un determinado *lift*, lo cual no fue resuelto hasta 1920 con la aplicación de la mecánica de fluidos.
2. El segundo problema es el ya mencionado de cómo propulsar la aeronave, que se resolvió a comienzos del siglo XX con la implementación del MCI.
3. El tercero de los problemas fue disponer de un ratio de potencia/peso lo suficientemente bajo como para poder elevar tanto la aeronave como al piloto y la carga a transportar. Esto se resolvió hacia 1915 con el uso de materiales más ligeros como el aluminio en la aeronáutica en general.
4. El cuarto problema estaba relacionado en cómo hacer frente al par de reacción que

experimentaba el helicóptero debido a la rotación del rotor. En primer lugar no se optó ni se extendió la manera más común de contrarrestarla actualmente, el rotor antipar; siendo las soluciones de la época los helicópteros en tándem o coaxiales, los cuales eran de una complejidad tanto mecánica como operacional superiores a los helicópteros convencionales.

5. El quinto reto fue el tratar de estabilizar y controlar la aeronave de manera segura, siendo necesario solventar el problema de la asimetría de sustentación provocada por la velocidad superior en la región de avance del rotor con respecto a la región de retroceso de las palas. Esto ha sido resuelto con la introducción del paso colectivo y cíclico mediante distintas articulaciones y mecanismos.
6. El último reto fundamental era el de comprender los posibles problemas estructurales que se podían dar tanto por problemas aeromecánicos como aerolásticos, en especial el fenómeno de las vibraciones.

## 1.2. Estado actual y motivación

Los helicópteros a día de hoy poseen unas características que les posibilitan realizar ciertos trabajos que ninguna otra aeronave puede hacer o que realizarlo con estas resultaba lento, costoso y poco eficiente. Además, el constante desarrollo de nuevos modelos que se está dando recientemente con mejoras tecnológicas que mejoran tanto las prestaciones del helicóptero como el comfort que pueden ofrecer a los pasajeros ha supuesto que su peso en el mercado cada vez sea más importante.

Por todo ello, la opción de realizar el diseño conceptual de una aeronave de estas características puede resultar de gran interés tanto a nivel de formación ingenieril como de cara a una posible salida de mercado. Más en concreto, se realizará el diseño de un helicóptero ligero de unos 450 kg. El motivo de esta elección viene dado a que dentro de todos los helicópteros, son de los que menos modelos se dispone y las posibles aplicaciones que se le pueda dar hacen pensar que cada vez van a tomar un protagonismo mayor dentro de estas aeronaves. En general, los trabajos aéreos sobre los que se focalizará esta aeronave son:

- **Transporte.** Principalmente de pasajeros. Esta clase de helicópteros permite el transporte de pasajeros de punto a punto de forma rápida tanto al realizar el embarque y el desembarque como a la velocidad que se realiza el vuelo. Además, por su tamaño y peso permite despegar y aterrizar desde muchos lugares.
- **Vigilancia.** Debido a sus características permiten volar con suficiencia a una altitud próxima a tierra sin que sus niveles de ruido lleguen a resultar perjudiciales, por lo que se adecuan muy bien a tareas de vigilancia tanto terrestre como marítima. Esto



podría extrapolarse también a tareas de búsqueda.

- **Industria.** Cada vez es más común ver en televisión planos aéreos, ya sea en programas informativos (noticias) o deportivos (fútbol, F1) los cuales están dados en gran medida por cámaras transportadas en este tipo de helicópteros.

También cabría la posibilidad de ajustar este tipo de helicópteros si se redujese aún más su peso a UAV's (Vehículo Aéreo no Tripulado). Estos ya empiezan a tomar forma a través de los cada vez más comunes *drones*, los cuales podrían llegar a englobarse dentro de la categoría de helicóptero ultraligero.

En la siguiente Figura se pueden apreciar distintos helicópteros ligeros realizando algunas de las tareas comentadas anteriormente.



(a) Helicóptero ligero realizando tareas de vigilancia [22].



(b) Helicóptero ligero con cámara giroscópica para realizar tareas de grabación [23].

Figura 1.2: Helicópteros ligeros realizando distintos trabajos aéreos

### 1.3. Objetivos y organización de la memoria

El objetivo base del presente trabajo, tal y como se ha indicado anteriormente, es el diseño conceptual de un helicóptero ligero. Estos se comprenden en un rango de pesos de entre 300 y 1000 kg, estableciendo el objetivo del presente helicóptero en 450 kg. También se establece como objetivo la comprobación de la competitividad de un motor prototipo mediante la implementación de este sobre el helicóptero diseñado. En última instancia, la finalidad del proyecto es la obtención del Grado en Ingeniería Aeroespacial de Pablo Tejada Cánovas.

Para la realización del diseño conceptual se divide la memoria en 6 capítulos, siendo el primero este introductorio, organizados de la siguiente forma:

- En el Capítulo 2 se explican los fundamentos teóricos sobre los que se basará el trabajo. A destacar el uso de parámetros estadísticos como la correlación y la regresión

y, en lo que respecta a teoría de helicópteros, el uso de las teorías más extendidas como son la TCM, la TEP y la combinación de estas.

- En el Capítulo 3 se realizarán las correlaciones y selecciones necesarias para dar forma al helicóptero. Se obtendrá tanto el dimensionado como la distribución de pesos, así como la selección de algunos componentes necesarios tanto para el diseño como para cálculos posteriores.
- En el Capítulo 4 se calcularán todos los parámetros aerodinámicos del helicóptero así como el desglose de las distintas potencias necesarias para cada régimen de vuelo. Una vez conocido todo, se procederá a calcular las actuaciones del helicóptero, con el que se podrá apreciar la viabilidad y el potencial del helicóptero.
- En el Capítulo 5 se implementará un motor prototipo sobre el helicóptero diseñado y luego adaptará para distintas configuraciones y pesos. Finalmente se hará una comparativa entre las actuaciones de todos los casos estudiados para poder extraer conclusiones de la competitividad del motor.
- En el Capítulo 6 se realizarán las conclusiones que se extraen del trabajo, se comentarán los pasos futuros a seguir tras la elaboración del proyecto y se estimará el presupuesto de la realización de este.

## 2.1. Conceptos estadísticos

La forma principal de obtener tanto los parámetros del helicóptero como su dimensionamiento es mediante la utilización de parámetros estadísticos que permitan conocer la relación entre dos variables. Más en concreto, se han utilizado dos conceptos estadísticos a lo largo de la memoria, como son la correlación y la regresión que se explican a continuación.

### 2.1.1. Correlación

En el ámbito tanto matemático como estadístico, la correlación hace referencia a la proporcionalidad y relación que puedan mantener distintas variables [24]. Si los valores de una variable se modifican de manera sistemática con respecto a los valores de la otra, se dice que ambas variables están correlacionadas. La correlación existente entre dos variables no implica por sí misma ninguna causalidad. Los tres principales elementos por los que se rige una correlación son los siguientes:

1. **Fuerza:** Da una idea de cómo de correlacionadas están las variables entre sí, donde una nube de puntos estrecha y alargada dará como línea de tendencia una línea recta (correlación *fuerte*) mientras que una nube si presenta una tendencia circular dará lugar a una correlación *débil*.
2. **Sentido:** Si un aumento en los valores de una variable A respecto a una variable B supone un aumento en los valores de B se dice que la relación es directa (pendiente positiva). Si un aumento en los valores de A hacen decrecer los valores de B la relación es inversa (pendiente negativa).
3. **Forma:** Establece el tipo de línea de tendencia que mejor se ajusta a los datos: Una recta si es de primer orden, una parábola si es de orden dos, etc.

Así pues, de cada parámetro que se quiera obtener del helicóptero se deberá realizar una correlación con otro parámetro de valor ya conocido, de forma que al realizar el ajuste (en su mayoría ajustes lineales) se obtendrá una ecuación que, al sustituir el valor del parámetro conocido se obtendrá el valor de la otra variable correlacionada. Cuán de bien se ajusta dicha línea de tendencia (línea de regresión ajustada) se puede cuantificar mediante el coeficiente de determinación.

### 2.1.2. Coeficiente de determinación ( $R^2$ )

El coeficiente de determinación se define como la proporción de la varianza total de la variable explicada por la regresión. El coeficiente de determinación, también llamado R cuadrado, refleja la bondad del ajuste de un modelo a la variable que pretende explicar [25]. El valor del  $R^2$  oscila entre 0 y 1, donde cuanto más se aproxime a 1 mejor se ajustará el modelo a sus datos y; cuanto más cerca esté del 0 peor se ajustará, de forma que la predicción será menos fiable. Desde un punto de vista estadístico un R cuadrado bajo no siempre implica que el modelo de ajuste sea incorrecto, pues depende de muchos factores. No obstante, desde un punto de vista ingenieril, se ha de buscar que el coeficiente sea lo más alto posible ya que así mejores serán los resultados de los parámetros obtenidos. La definición matemática del coeficiente viene dada en la Ec.(2.1)

$$R^2 = \frac{\sum_{t=1}^T (\hat{Y}_t - \bar{Y})^2}{\sum_{t=1}^T (Y_t - \bar{Y})^2} \quad (2.1)$$

Tanto el numerador como el denominador hacen referencia a la varianza, con la salvedad de que la  $\hat{Y}_t$  no es la medida real de  $Y$  sino una estimación de lo que el modelo estima que vale  $Y$ .

En la Figura 2.1 se ejemplifica tanto una correlación como su línea de tendencia y su correspondiente ecuación y  $R^2$ .

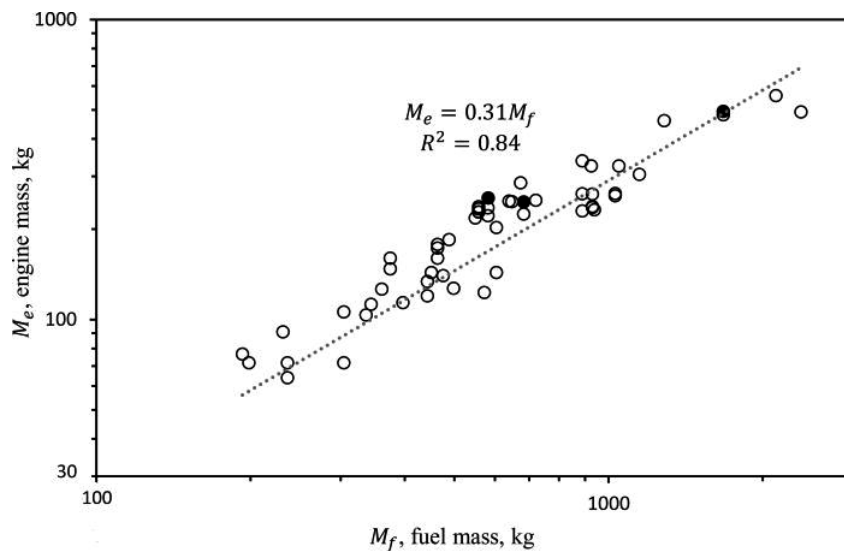


Figura 2.1: Ejemplo de conceptos estadísticos aplicados a la masa de un motor

## 2.2. Teoría de helicópteros

### 2.2.1. Modelos matemáticos

Con el fin de realizar una modelización de la aerodinámica del rotor se ha de determinar la velocidad inducida que este posee con respecto al fluido que atraviesa. Dicha modelización es prácticamente inabordable en tiempos aceptables y requieren de un gran coste computacional, por lo que se suele recurrir a modelos simplificados o experimentales que se aproximen al problema en cuestión. Los más distendidos son los que se explican a continuación.

### 2.2.2. Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM)

La Teoría de Cantidad de Movimiento es un modelo simplificado en el que el rotor se modeliza como una superficie de discontinuidad, véase, como un disco actuador. Las principales **hipótesis** sobre las que se basa este modelo son las siguientes [1]:

- El rotor se idealiza como una superficie de discontinuidad en el que la presión del fluido experimenta un determinado salto.
- El rotor no induce velocidades azimutales ni radiales en el fluido, de modo que en el caso de vuelo axial el movimiento se considera estrictamente unidimensional (flujo axisimétrico).
- Flujo incompresible.
- Flujo cuasi-estacionario (aunque el tiempo podría aparecer como parámetro en la solución de casos estacionarios sucesivos).
- Número de Reynolds suficientemente elevado como para desprestigiar los términos viscosos.

Así pues, el problema se ve reducido a un volumen de control (representado en la Figura 2.2) en el que la presión aguas arriba, lejos del rotor, es la presión atmosférica  $p_0$  y se admite también que aguas abajo, lejos del rotor, la presión también alcanza  $p_0$ . En realidad, la presión en la estela lejana es ligeramente superior a la atmosférica lo cual supone que tanto la velocidad inducida como la potencia inducida en vuelo a punto fijo estén sobreestimadas.

En lo que se refiere a las proximidades del rotor, la única fuerza actuante sobre el fluido es la tracción  $T$  del rotor. Una vez el fluido atraviese la superficie  $S$  se verá afectado por la velocidad inducida que lo acelerará.

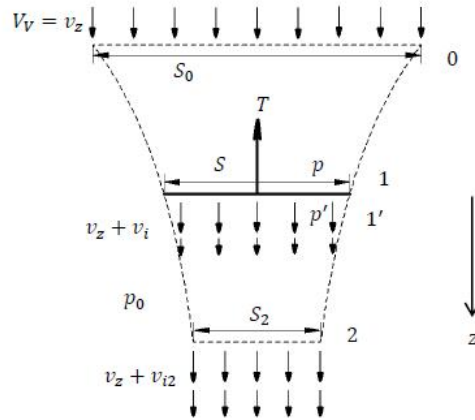


Figura 2.2: Definición del volumen de control para la TCM [26]

Con todas estas hipótesis simplificadoras es fácil intuir que los resultados obtenidos al aplicar esta teoría no se ajusten en su totalidad a la realidad, por lo que requerirá de correcciones ya sean de datos experimentales o de otras teorías algo más complejas.

### 2.2.3. Teoría de Elemento de Pala (TEP)

Mientras que para la TCM se estudiaba un volumen de control alrededor del rotor, en la Teoría de Elemento de Pala se asume que cada sección de pala actúa como un perfil que genera una serie de fuerzas y momentos de origen aerodinámico [1]. De esta forma, se modela el comportamiento aerodinámico del rotor utilizando los parámetros constructivos del mismo ( $C_l, C_d$ , cuerda, etc.).

Esta sustentación y resistencia que se genera depende en gran medida de la posición radial de la pala sobre la que se trabaje, ya que la velocidad que ve cada una de las secciones de la pala es distinta. Las actuaciones del rotor se obtendrán integrando a lo largo de la envergadura de la pala. La TEP presenta algunas **ventajas** con su uso, como son:

- Elevada velocidad de cálculo.
- Fácil combinación con la TCM.
- Sencilla integración en los códigos generales de diseño.

No obstante, el modelo presenta también serias **desventajas**:

- Tratamiento de los perfiles únicamente bidimensional, lo cual es una aproximación muy mala.
- Necesario introducir correcciones desde modelos aerodinámicos más complejos.

### 2.2.4. Combinación TCM y TEP

Una forma de estimar la distribución de velocidad a lo largo de la envergadura de una giratoria es combinar las dos teorías vistas anteriormente. Las **hipótesis** que se adoptan para la combinación de ambas teorías son [1]:

- Aplicación de las leyes de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía a tubos de corriente de espesor diferencial (volúmenes de control diferenciales, que se pueden ver representados en la Figura 2.3).
- No existe interacción entre tubos de corriente, lo que implica que el movimiento fluido en el entorno de cada elemento de pala es básicamente bidimensional.
- Los términos de presión en las caras del tubo de corriente son despreciables (consecuencia de la aplicación de la ecuación de cantidad de movimiento a cada tubo de corriente).

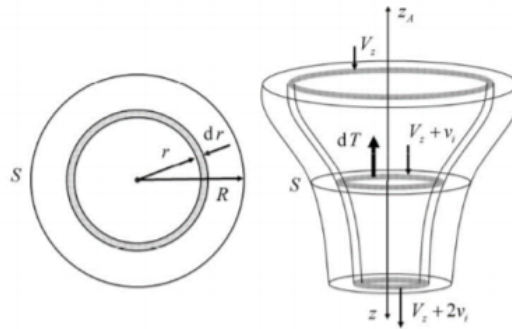


Figura 2.3: Volumen de control diferencial para la combinación de teorías [1]

Con estas hipótesis se consigue definir para una determinada sección a una distancia dada del rotor un diferencial de tracción según cada teoría que son completamente análogos, por lo que se concluye que la combinación TCM y TEP da lugar a la Ec.(2.2):

$$dT|_{TCM} = dT|_{TEP} \quad (2.2)$$

Los desarrollos de las ecuaciones de ambas teorías y las simplificaciones que finalmente llevan a esta última igualdad no han sido desarrolladas en el marco teórico ya que se considera más oportuno explicar su uso cuando se esté trabajando directamente sobre el propio helicóptero.

### 2.2.5. Actuaciones y Método de la Energía

En etapas avanzadas de diseño, con los principales parámetros y dimensiones del helicóptero ya establecidas, es posible calcular la potencia demandada por la planta motriz y determinar las actuaciones del helicóptero [2]. En cambio, cuando se está en la fase de diseño preliminar, con solo estimaciones de los parámetros relevantes de este, será necesario hacer uso de modelos simplificados que permitan hacer estimaciones de las actuaciones básicas del helicóptero. En la Figura 2.4 se muestra un diagrama en el que se pueden apreciar los elementos a obtener según la fase de diseño en la que nos encontremos.

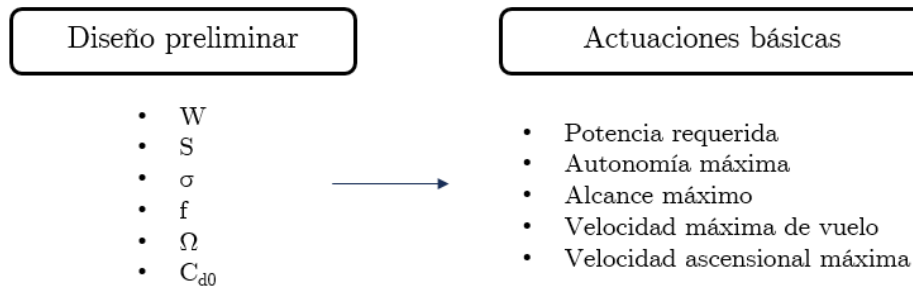


Figura 2.4: Diagrama de parámetros a obtener según la fase de diseño

Es a través del **método de la energía** como se obtendrá la estimación de las actuaciones básicas del helicóptero, ya que permite obtener una aproximación de la potencia necesaria para una cierta condición de vuelo. Esta aproximación es conocida como **Curva de Potencia**, que permite estimar el consumo neto de potencia que requerirá el rotor principal del helicóptero.

Las hipótesis adoptadas para el método de la energía son las siguientes:

- Velocidad inducida constante en el plano del rotor.
- Velocidad inducida y Potencia inducida dadas por la TCM.
- Coeficiente de Potencia ( $C_p$ ) del rotor principal derivado del equilibrado básico de un helicóptero.
- Fuselaje considerado como un cuerpo romo puramente resistivo.

El objetivo del método de la energía será en última instancia determinar el Coeficiente de Par del rotor principal, el cual se puede reescribir como la potencia requerida por el rotor principal adimensionalizada con la potencia inducida a punto fijo obteniendo así la Ec.2.3 que proporciona la curva de potencia:

$$\frac{P_{rp}}{P_{i0}} = \kappa \frac{v_i}{v_{i0}} + \frac{V_V}{v_{i0}} + \frac{f}{4S} \left( \frac{V_f}{v_{i0}} \right)^3 + \frac{\sigma C_{d0}}{16 \left( \frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[ 1 + K \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \frac{C_w}{2} \right] \quad (2.3)$$



Como se ha mencionado anteriormente, el significado de cada término (sumando) así como el de cada variable se realizará cuando se vaya a calcular las actuaciones propias del helicóptero objetivo en los futuros capítulos ya que se considera una práctica más óptima y conexas que explicarlo en el marco teórico.

## *Parámetros del helicóptero*

El objetivo del presente capítulo es obtener los distintos parámetros del helicóptero, tanto los constructivos del rotor como las dimensiones y pesos del propio helicóptero. Como ya se comentó en el capítulo anterior, todos estos parámetros van a ser obtenidos a partir de correlaciones con el uso de parámetros de helicópteros de características similares al helicóptero objetivo. En este caso, al tratarse del diseño conceptual de un helicóptero ligero se buscarán helicópteros comprendidos entre 300 y 1000 kg de MTOW que es el rango de pesos correspondiente a este tipo de helicópteros. Más en concreto, se ha estrechado el rango y los helicópteros seleccionados van de 450 a 780 kg.

Así pues, se han seleccionado un total de 9 helicópteros sobre los que se basará el helicóptero a diseñar (a tener en cuenta que de algunos helicópteros no se tendrá información de ciertos parámetros y no se podrán incluir en el análisis). Los helicópteros ligeros seleccionados son:

1. Dynali H3 (500 kg) [27]
2. Dynali H2s (700 kg) [28]
3. CH-7 Kompres (450 kg) [3]
4. LC LH 212 Delta (450 kg) [29]
5. RotorWay Exec 162F (680 kg) [4]
6. RotorWay A600 (680 kg) [30]
7. Sython AH 130 (580 kg) [31]
8. Masquito M80 (450 kg) [3]
9. Dragon 34 GP (450 kg) [3]

Si se desea consultar el resto de parámetros de los helicópteros con los que se han realizado las correlaciones visitad el Apéndice B.

### **3.1. Estimación de parámetros básicos**

Como ya se comentó en el capítulo anterior, de una correlación se puede realizar un ajuste a la nube de datos que proporciona una ecuación, en la cual un parámetro es conocido y es posible sustituirlo en la ecuación para la obtención de la otra variable correlacionada. Por tanto, se ha de partir de un parámetro inicial fijo sobre el que ir

realizando las distintas correlaciones. Este parámetro es el **MTOW** que tendrá un valor de 450 kg. Las correlaciones serán aceptadas a partir de  $R^2 > 0,3$  ya que no se dispone de suficientes datos en la mayoría de casos. Si el  $R^2$  es inferior a esos valores se utilizarán correlaciones de otras fuentes.

### 3.1.1. Parámetros constructivos del rotor principal

En general, el diseño del rotor principal aborda aspectos como el dimensionado del mismo, la geometría de las palas o las secciones aerodinámicas. Las distintas correlaciones a realizar han sido seleccionadas en base a buenos resultados que ya se obtuvieron con anterioridad como las utilizadas por Prouty (1986) [5] y otros autores.

#### Carga discal (DL)

Se define la carga discal como la relación del peso del helicóptero con el área del mismo. De un helicóptero ligero cabe esperar una carga discal baja en relación con helicópteros más grandes y pesados debido a que su peso es mucho menor. Se correlaciona la DL con el MTOW para los helicópteros seleccionados anteriormente se obtiene la Figura 3.1:

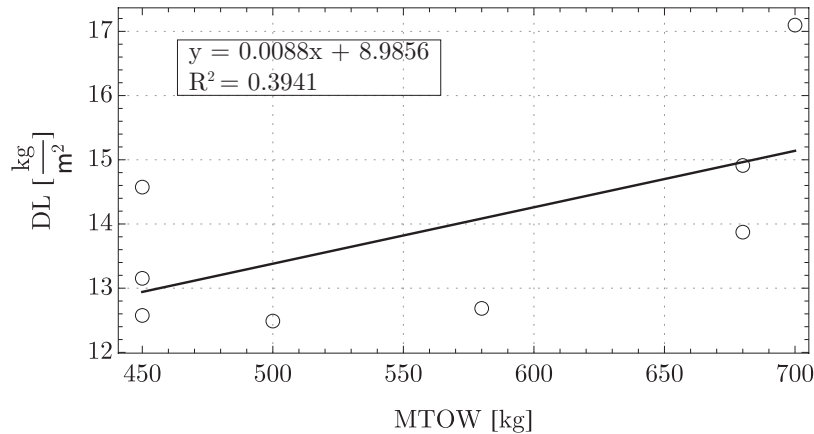


Figura 3.1: Carga discal en función del peso máximo al despegue

Sustituyendo el MTOW en la ecuación del ajuste:

$$DL = 0,0088 \cdot 450 + 8,9856 = 12,946 \frac{kg}{m^2} \quad (3.1)$$

### Diámetro (D) y radio (R)

Conocida la carga discal y de acuerdo con la definición de la misma es trivial obtener el **radio** del rotor principal si se tiene en cuenta que la superficie del rotor se aproxima al área de una circunferencia:

$$DL = \frac{MTOW}{\pi \cdot R^2} \rightarrow r = \sqrt{\frac{MTOW}{DL \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{450}{12,946 \cdot \pi}} = 3,326 \text{ m} \quad (3.2)$$

Se tiene un radio de 3.326 m por lo que es inmediato obtener que el **diámetro** del rotor será de 6.652 m.

Los diámetros relativamente pequeños como el obtenido presentan la ventaja de que el *rotorhub* es más pequeño y ligero, lo que supone una potencia parásita menor y una mayor eficiencia en crucero. Además, las deflexiones estáticas de las palas son menores. A esto se le ha de sumar que los costes de mantenimiento serán más bajos y la maniobrabilidad del helicóptero será mejor.

En cambio, estos diámetros relativamente pequeños presentan desventajas como unas peores características de autorrotación (les cuesta más almacenar energía cinética) y de vuelo a punto fijo. Además, suelen presentar mayor nivel de vibraciones aunque en el caso de un helicóptero ligero esto se ve menos afectado ya que las velocidades no son excesivamente altas.

### Velocidad en punta de pala

Para la obtención de la velocidad de punta de pala se ha de obtener de los helicópteros semejantes o bien las rpm del rotor principal o la propia velocidad en punta de pala. Estos dos parámetros no siempre son proporcionados por los fabricantes por lo que la correlación realizada en la Figura 3.2 presenta menor número de datos.

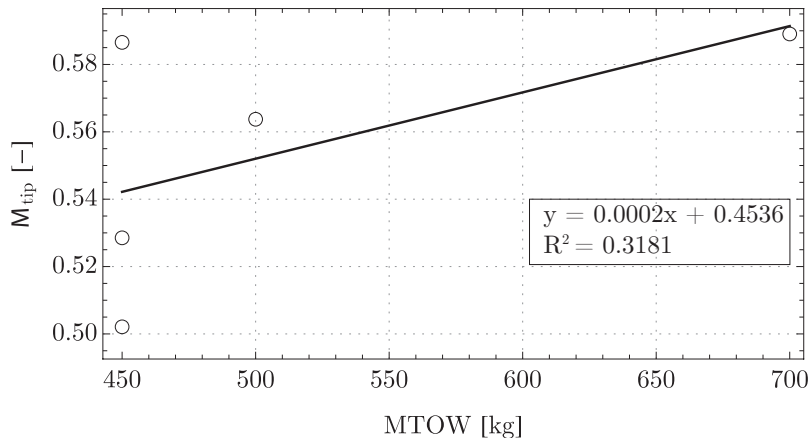


Figura 3.2: Mach en punta de pala en función del peso máximo al despegue

Sustituyendo en la ecuación del ajuste:

$$M_{tip} = 0,0002 \cdot 450 + 0,4536 = 0,544 \quad (3.3)$$

Tomándose como referencia la velocidad del sonido a nivel del mar (340.3 m/s) la **velocidad en punta de pala** obtenida es de 184.824 m/s. Esta velocidad está lejos de ser una velocidad de punta de pala elevada (helicópteros convencionales suelen rondar entre 205 y 220 m/s), por lo que los efectos de compresibilidad afectarán en menor medida permitiendo velocidades de avance mayores hasta alcanzar el Mach de divergencia.

Conocida la velocidad en punta de pala también se puede obtener las **rpm** del rotor principal:

$$\Omega = \frac{V_{tip} \cdot 60}{R \cdot 2\pi} = \frac{184,824 \cdot 60}{3,326 \cdot 2\pi} = 530,65 \text{ rpm} \quad (3.4)$$

### Número de palas (b)

El número de palas es un parámetro de diseño, es decir, también ha de ser fijado por el propio fabricante. La elección del número de palas está más basada en criterios estructurales y dinámicos que aerodinámicos.

En base a la información obtenida de los helicópteros semejantes, todos ellos presentan dos palas por lo que se decide fijar para el presente helicóptero  $b = 2$ . Tener pocas palas supone una masa de palas baja así como una mejor fiabilidad y facilidad de mantenimiento [6].

### Solidez ( $\sigma$ )

Nuevamente la solidez se trata de un parámetro de diseño. Este se define como la relación entre el área que ocupan las palas y el área del disco:

$$\sigma = \frac{b \cdot c}{\pi \cdot R} \quad (3.5)$$

Para fijar el valor del parámetro se tiene en cuenta los valores que tienen los helicópteros semejantes, que suelen tener valores algo superiores a 0.03. Sin embargo, estos helicópteros han sido fabricados hace más 10 años y la solidez es un parámetro que ha aumentado estos últimos años. Por tanto se decide fijar el siguiente valor:  $\sigma = 0,04$ .

### Cuerda (c)

La cuerda se obtiene despejando de la Ec.3.5. Queda un valor de  $c = 0,209 \text{ m}$ .

### Coefficiente de tracción ( $C_T$ )

El coeficiente de tracción se define como la relación entre la tracción generada por el rotor y la tracción unitaria:

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot S \cdot (\Omega \cdot R)^2} = \frac{450 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 34,76 \cdot (55,56 \cdot 3,326)^2} = 0,003035 \quad (3.6)$$

### Tipo de rotor

En la Tabla 3.1 se muestran las principales características de los dos tipos de rotor más distintos entre sí, es decir, entre el más simple y el más complejo:

Característica	Rotor Rígido	Rotor articulado
Complejidad mecánica	Baja	Alta
Esfuerzos aerodinámicos en el rotorhub	Alta	Baja
Fatiga	Alta	Baja
Peso del rotor	Alta	Baja
Maniobrabilidad	Alta	Baja

Tabla 3.1: Comparativa entre rotor rígido y rotor articulado

De esta forma, es fácil intuir que para un helicóptero ligero se utilizarán rotores más próximos a uno rígido que a uno articulado ya que lo que más lo caracteriza es su simpleza mecánica. Si se analizan los tipos de rotor utilizados por los helicópteros semejantes, la mayoría usan del tipo semi-rígido. Por tanto, se decide usar para el presente helicóptero un **rotor semi-rígido**, por lo que dispondrá de 2 grados de libertad y 2 actuadores. Permitirá el control del ángulo de paso y el de batimiento.

### 3.1.2. Parámetros del rotor antipar

#### Número de palas ( $b_T$ )

El número de palas del rotor antipar está directamente asociado a los costes de mantenimiento y a la misión del helicóptero. En base al número de palas de los helicópteros semejantes, 7 de ellos poseen 2 palas, uno posee 4 palas y otro 10 palas. Así pues, el número de palas seleccionado para el rotor antipar es de  $b_T = 2$ .

#### Radio ( $R_T$ ) y Diámetro ( $D_T$ )

La dimensión del rotor antipar suele estar asociada a la carga discal del rotor principal o al diámetro de este. Por ello, para el cálculo de las dimensiones del rotor antipar se suele

hacer uso de fórmulas empíricas ya obtenidas por otros autores o mediante correlaciones entre los parámetros comentados. Se sigue con la metodología del presente trabajo y se opta por obtenerlo mediante correlaciones. No obstante, con los datos que se han obtenido de los helicópteros seleccionados el  $R^2$  es demasiado pobre por lo que los resultados no son fiables. Por ello, se opta por utilizar una correlación obtenida por otros autores [7]:

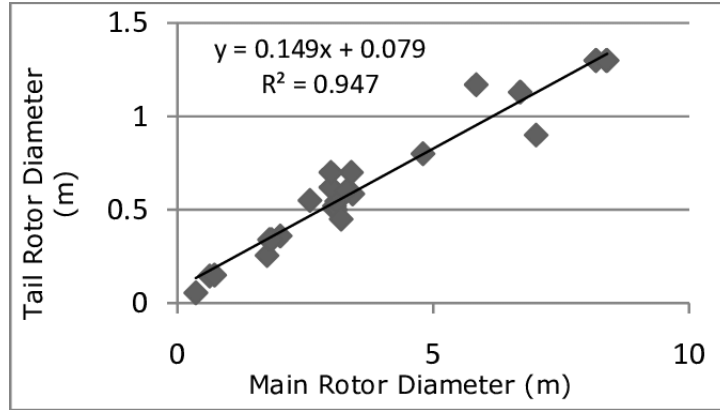


Figura 3.3: Diámetro del rotor antipar en función del diámetro del rotor principal

Despejando en la ecuación:

$$D_T = 0,149 \cdot 6,652 + 0,079 = 1,07 \text{ m} \quad (3.7)$$

Por lo que el radio del rotor antipar es de 0.535 m.

### Velocidad de rotación del rotor antipar

Una forma bastante aceptada de estimar la velocidad del rotor antipar es suponer que le velocidad en punta de pala del rotor principal es la misma que la del rotor antipar. Así pues:

$$\Omega_M \cdot R_M \simeq \Omega_T \cdot R_T \rightarrow \Omega_T = 345,38 \frac{\text{rad}}{\text{s}} = 3298,15 \text{ rpm} \quad (3.8)$$

### Cuerda del rotor antipar ( $c_T$ )

Para la obtención de la cuerda del rotor antipar no se dispone de ningún dato de helicópteros semejantes, por lo que no es posible realizar ninguna correlación. Por ello se opta por utilizar una fórmula empírica obtenida por el *Israel Institute of Technology* [8] tras la realización de sus propias correlaciones (también se utilizarán algunas de sus correlaciones para los estabilizadores helicóptero):

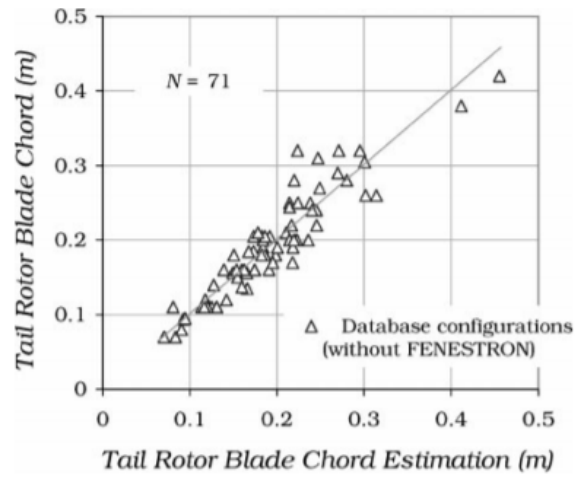


Figura 3.4: Estimación de la cuerda de las palas del rotor antipar

La ecuación obtenida de la correlación es la siguiente y posee un  $R^2 = 0,9117$ .

$$c_T = 0,0058 \left( \frac{MTOW^{0,506}}{b_T^{0,72}} \right) = 0,0775 m \quad (3.9)$$

### 3.1.3. Estabilizadores

Nuevamente, se vuelven a utilizar las correlaciones del Technion [8].

#### Área del estabilizador horizontal

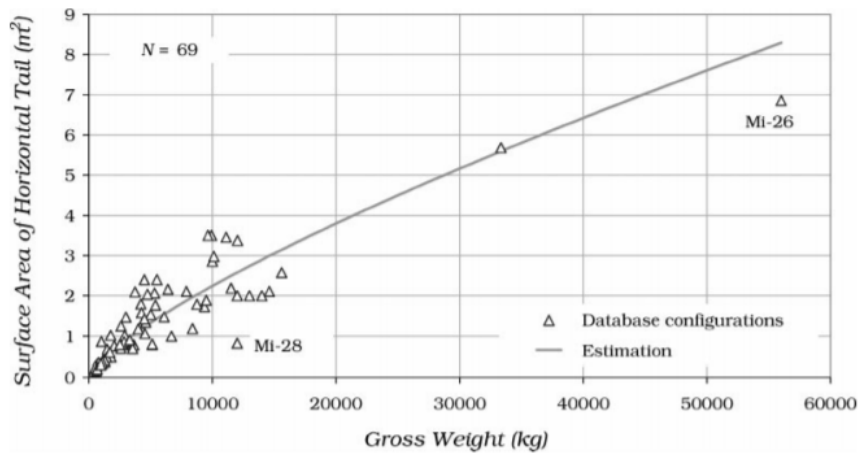


Figura 3.5: Estimación del área del estabilizador horizontal en función del MTOW ( $R^2 = 0,91$ )

$$S_{HT} = 0,0021 \cdot MTOW^{0,758} = 0,215 m^2 \quad (3.10)$$



### Brazo del estabilizador horizontal

Se define el brazo del estabilizador horizontal como la distancia longitudinal entre el centro del *rotorhub* hasta el centro geométrico del estabilizador horizontal. La correlación se muestra a continuación:

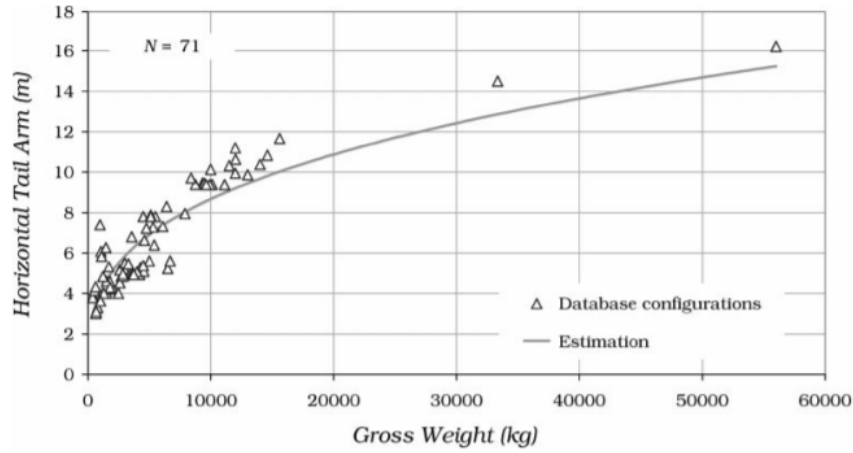


Figura 3.6: Brazo del estabilizador horizontal en función del MTOW ( $R^2 = 0,8761$ )

$$a_{HT} = 0,4247 \cdot MTOW^{0,327} = 3,13 \text{ m} \quad (3.11)$$

### Cuerda media del estabilizador vertical

Se escoge la correlación para rotores de cola convencionales con diámetro inferior a 3.5 m.

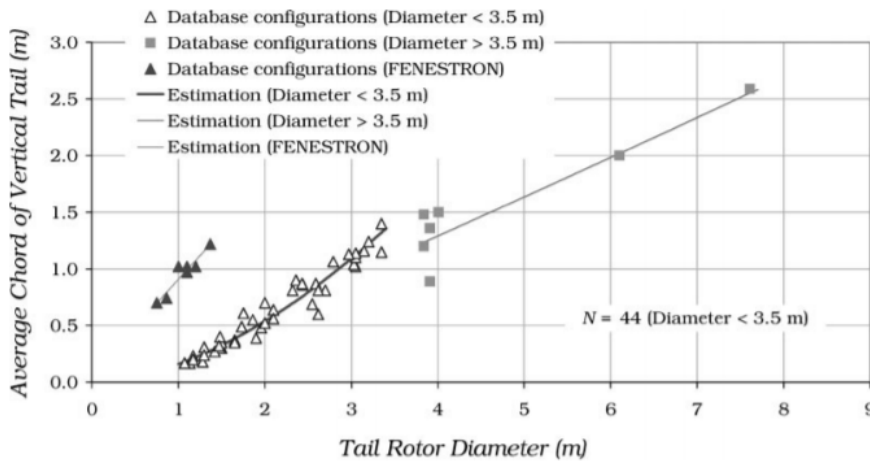


Figura 3.7: Cuerda media del estabilizador vertical en función del MTOW ( $R^2 = 0,97$ )

$$c_{VT} = 0,1605 \cdot D_T^{1,745} = 0,18 \text{ m} \quad (3.12)$$

### 3.1.4. Dimensionado del helicóptero

Las dimensiones del helicóptero se obtienen directamente de las correlaciones realizadas.

#### Longitud del fuselaje

Como en muchas de las dimensiones, la correlación se realiza entre la dimensión a obtener y el diámetro del rotor. Para la longitud del fuselaje se obtiene:

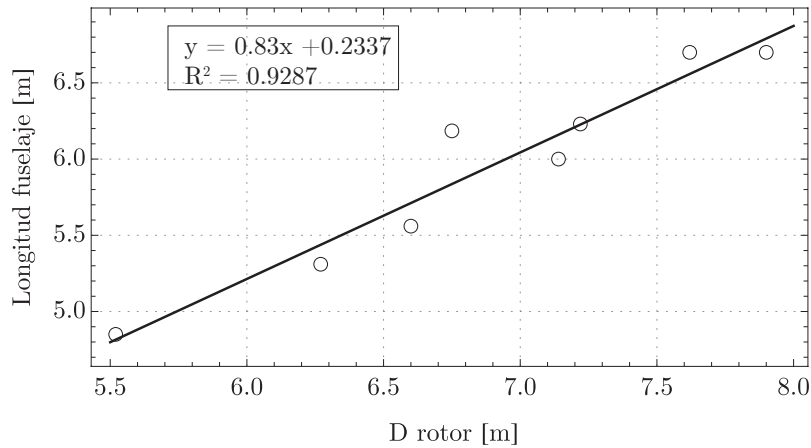


Figura 3.8: Longitud del fuselaje en función del diámetro del rotor

Se sustituye el valor del rotor en la ecuación proporcionada, queda:

$$\text{Longitud fuselaje} = 0,83 \cdot 6,652 + 0,2337 = 5,755 \text{ m} \quad (3.13)$$

#### Longitud total del helicóptero

Procedimiento análogo al anterior:

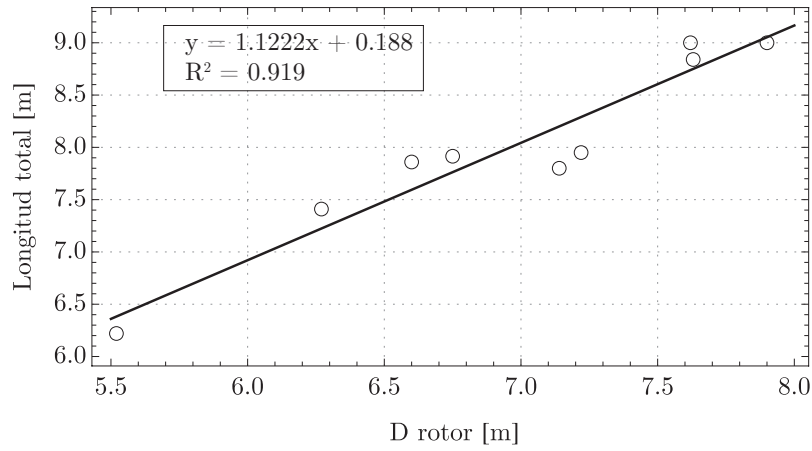


Figura 3.9: Longitud total del helicóptero en función del diámetro del rotor

De la ecuación de la Figura 3.9 se obtiene:

$$Longitud\ total = 1,222 \cdot 6,652 + 0,188 = 7,654\ m \quad (3.14)$$

### Altura del helicóptero

La altura total del helicóptero está comprendida desde la superficie inferior de los patines hasta la parte superior de la cabeza del rotor.

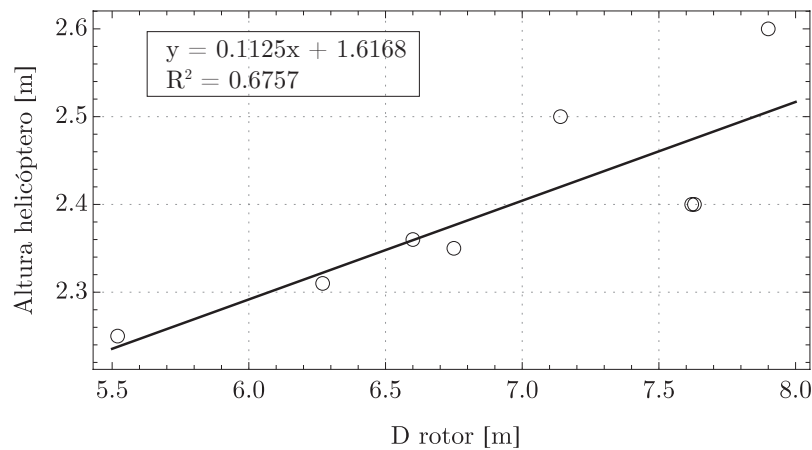


Figura 3.10: Altura del helicóptero en función del diámetro del rotor

De la ecuación del ajuste:

$$Altura\ total = 0,1125 \cdot 6,652 + 1,6168 = 2,365\ m \quad (3.15)$$

### Ancho del helicóptero

Para el ancho del helicóptero se distingue entre el ancho de la cabina y el ancho entre patines. En lo que se refiere al ancho de la cabina, la regresión obtenida de la correlación con muchos parámetros es muy mala, por lo que no se obtienen resultados fiables de forma que se decide fijar el **ancho de cabina** en base a los helicópteros semejantes que tengan el mismo MTOW al del presente helicóptero, quedando un valor de 1.15 m.

Para el ancho entre patines el  $R^2$  se obtiene al correlacionarlo con el ancho de cabina, obteniéndose así la Figura 3.11

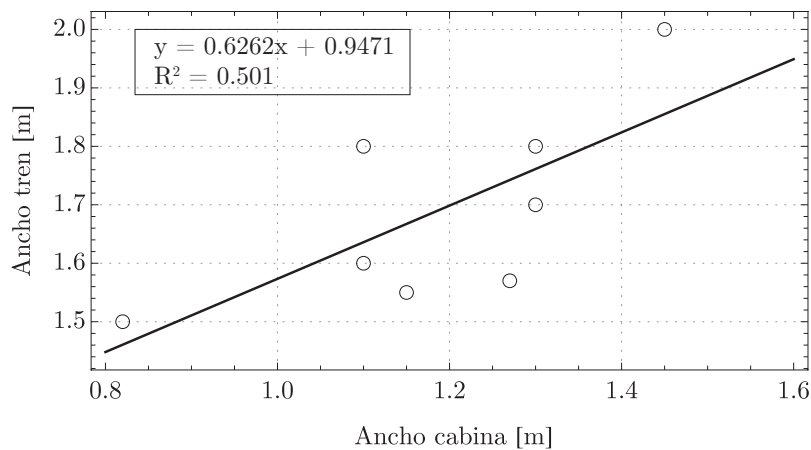


Figura 3.11: Ancho del tren en función del ancho de la cabina

De acuerdo con la ecuación obtenida en la gráfica:

$$Ancho_{tren} = 0,6262 \cdot 1,15 = 1,667 \text{ m} \quad (3.16)$$

## 3.2. Selección del grupo motor

Para la selección del grupo motor se procederá a obtener mediante correlaciones la potencia máxima al despegue (PMTO) y la potencia máxima continua (PMC) que requerirá el helicóptero. En lo que se refiere al combustible, el seleccionado es la gasolina (uso muy extendido en helicópteros ligeros) ya sea de 95 o 98 de octanaje, por lo que las correlaciones se harán en base a motores que utilicen dicho combustible.

### 3.2.1. Potencia máxima continua (PMC)

Para la obtención de la PMC se obtendrá de la correlación la relación entre el MTOW y la PMC ya que esto ha proporcionado buenos resultados a otros autores anteriormente, obteniéndose de esta forma la Figura 3.12:

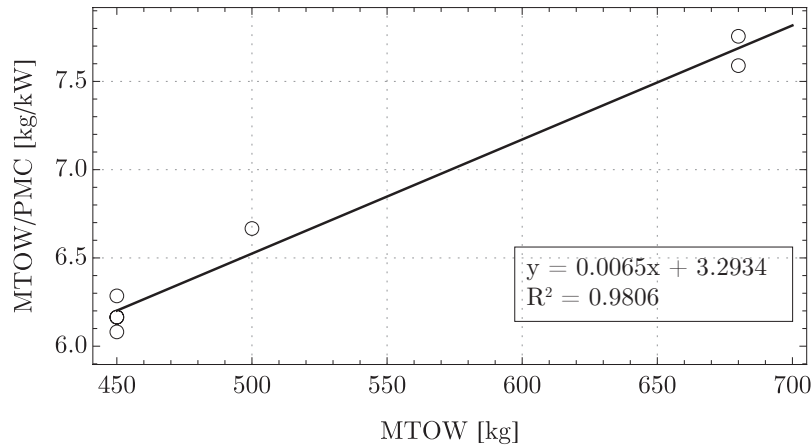


Figura 3.12: Relación entre el MTOW y la PMC en función del MTOW

Para la obtención de la PMC se debe hacer uso de la ecuación contenida en la gráfica y después despejar de la relación utilizada en la correlación:

$$\frac{MTOW}{PMC} = 0,0065 \cdot 450 + 3,2934 = 6,2184 \frac{kg}{kW} \rightarrow PMC = \frac{450}{6,2184} = 72,366 kW \quad (3.17)$$

### 3.2.2. Potencia máxima de despegue (PMTO)

En este caso la obtención de la PMTO es más intuitiva pues se obtiene a partir de la PMC. Los valores de la PMC suelen rondar alrededor del 80 % del PMTO.

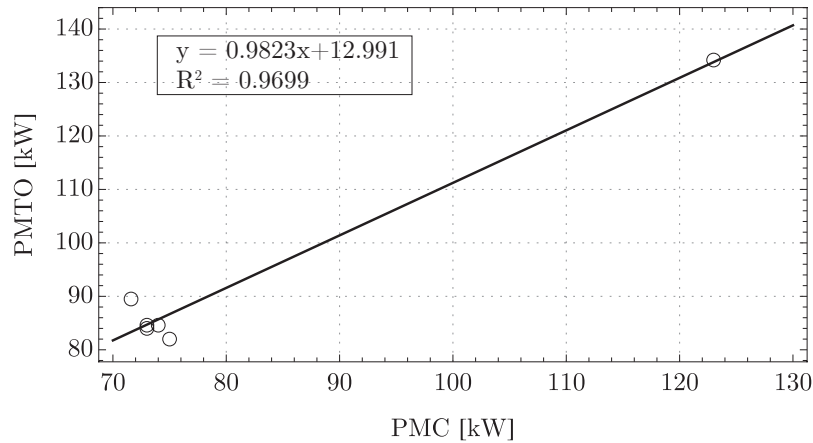


Figura 3.13: PMTO en función de la PMC

Despejando en la ecuación de la Figura 3.13:

$$PMTO = 0,9823 \cdot 72,366 + 12,991 = 84,076 kW \quad (3.18)$$

En este caso la PMC es de algo más del 85% del PMTO, por lo que la aproximación es bastante aceptable y se tomará como válida.

### 3.2.3. Motor seleccionado

Tras conocer la PMTO y la PMC requeridas se procede a elegir un motor que satisfaga con las necesidades de dichas potencias. De entre los motores utilizados por los helicópteros semejantes se opta por utilizar el motor más utilizado por los helicópteros semejantes dentro de los que pueden aportar dichas potencias. Así pues, el motor seleccionado es el **Rotax 914**, cuyos detalles técnicos se especifican en la Tabla 3.2. Conviene especificar que el consumo específico<sup>1</sup> no viene dado por el fabricante por lo que se calcula haciendo uso de la densidad del combustible y la PMTO.

Parámetro	Característica/Valor
Familia de motores	4 tiempos
Número de cilindros	4
Potencia	84.5 kW / 114 hp
Peso	78 kg
Momento de giro R.P.M	144 Nm / 5800 rpm
Tecnología	Turbocharged
Consumo	34 L/h
SFC	275 g/kW h

Tabla 3.2: Especificaciones técnicas del Rotax 914

Una vez determinados el motor y las potencias se puede representar la evolución que tendrán estas con respecto a la altitud de vuelo para distintos modelos atmosféricos. En la Tabla 3.3 se encuentra una comparativa de la densidad en función de la altitud para varios modelos atmosféricos, en este caso el ISA Standard, ISA +20, ISA +40 e ISA -20:

---

<sup>1</sup>Cabe comentar que en el presente trabajo se supondrá el consumo específico como constante para simplificar los cálculos. No obstante, en fases de diseño más avanzadas se tendría que tener en cuenta que este varía con la potencia, debiendo usar así algún ajuste de la variación del SFC con la potencia como el propuesto por López Ruiz en 1993.

Altitud (m)	$\rho$ ( $kg/m^3$ )			
	ISA Standard	ISA +20	ISA +40	ISA -20
0	1,225	1,1455	1,0757	1,3164
500	1,1673	1,0907	1,0236	1,2554
1000	1,1117	1,038	0,97342	1,1966
1500	1,0581	0,98719	0,92518	1,14
2000	1,0066	0,93835	0,8788	1,0855
2500	0,95695	0,89139	0,83423	1,0329
3000	0,90925	0,84626	0,79142	0,98239
3500	0,8634	0,8029	0,75032	0,93377
4000	0,81935	0,76127	0,71088	0,88701
4500	0,77704	0,72132	0,67306	0,84208
5000	0,73643	0,683	0,6368	0,79892
5500	0,69747	0,64627	0,60207	0,75748
6000	0,66011	0,61107	0,56881	0,71772

Tabla 3.3: Densidad en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos

Conocidas las densidades a distintas alturas es inmediato obtener las evoluciones de la PMTO (Figura 3.14) y de la PMC (Figura 3.15):

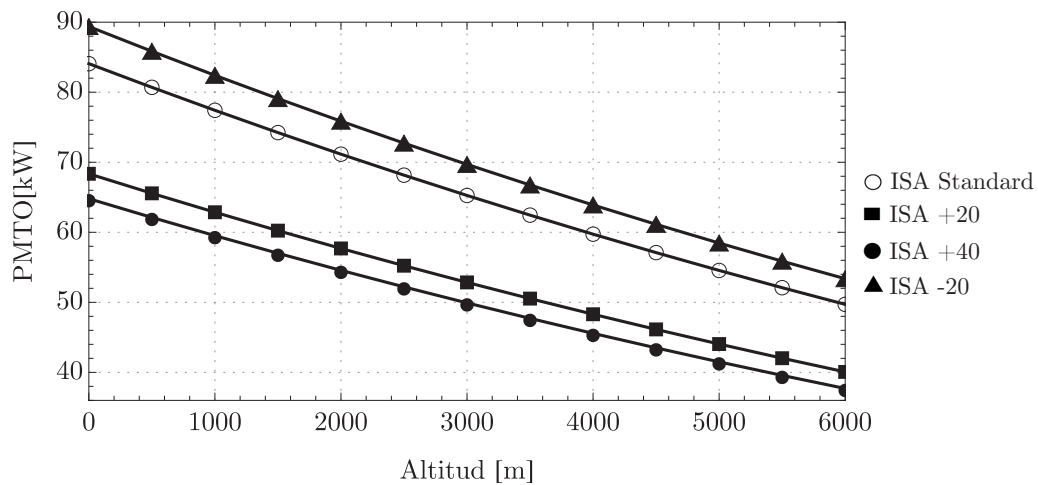


Figura 3.14: PMTO en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos

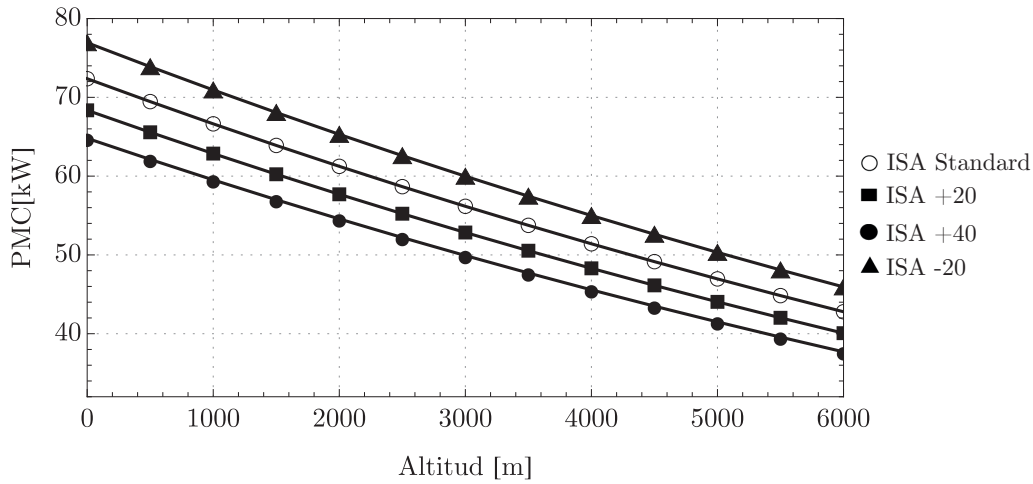


Figura 3.15: PMC en función de la altitud para distintos modelos atmosféricos

Los resultados obtenidos en ambas gráficas es trivial, pues si la potencia depende directamente de la densidad y esta disminuye con la altitud, cabe esperar que la potencia disminuya con la altitud. Además, si las densidades para el modelo ISA -20 son mayores que la del resto siempre se obtendrá que el modelo atmosférico que proporciona mayor potencia sea este.

Para el cálculo de actuaciones y aerodinámica de futuros capítulos se empleará como modelo atmosférico el **ISA Standard**, donde la comparativa entre el PMTO y el PMC en este modelo se ve representada en la Figura 3.16:

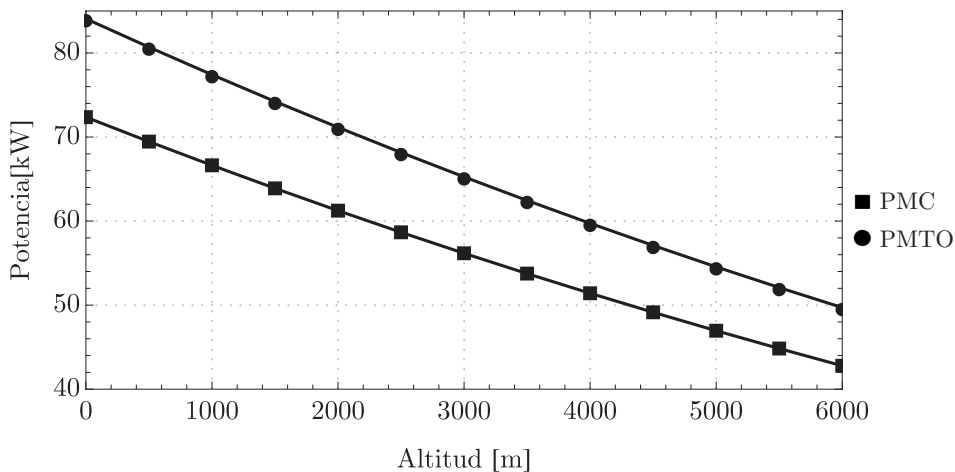


Figura 3.16: Comparativa entre la PMTO y la PMC bajo el modelo atmosférico ISA Standard

Por último, la normativa referente a la instalación del motor se encuentra en el apartado



CS 27.901, a resaltar que [9]:

- Para cada instalación propulsiva:
  - Cada componente de la instalación debe ser construida, organizada e instalada para su continua operación segura entre las inspecciones normales o para su puesta a punto para el rango de temperatura y altitud para el cual la aprobación es requerida.
  - Se debe proveer de acceso para inspecciones y mantenimiento con el fin de mantener la aeronavegabilidad del aparato.
  - Las conexiones eléctricas deben ser tales que prevengan diferencias de potencial entre los componentes principales de la instalación y los restantes de la aeronave.
- En el CS 27.903 referente a las características del motor se especifica que:
  - Si un sistema de refrigeración es instalado, debe haber medios para proteger el helicóptero y permitir un aterrizaje seguro si una pala del ventilador falla.
  - Los sistemas del grupo motor asociados con el dispositivo de control del motor, sistemas e instrumentación deben ser diseñados para dar una seguridad razonable de acuerdo con las limitaciones operativas que afectan de manera negativa a la integridad estructural del rotor.

### 3.2.4. Transmisión

La transmisión en un helicóptero se encarga de transmitir la potencia generada por el motor hacia el rotor principal, el rotor antipar y otros subsistemas durante la realización normal de un vuelo. Normalmente, estas se refrigeran y lubrican con su propio sistema de aceite, lo cual resulta muy necesario ya que la continua fricción entre engranajes provoca un calentamiento sobre estos y una pérdida de lubricación. Los principales elementos de una transmisión son los siguientes:

- **Embrague:** Su misión es transmitir progresivamente par al árbol con el fin de que las revoluciones del motor no bajen durante maniobras de arranque. Es necesario en MCIA's como el Rotax 914.
- **Rueda libre:** Es el dispositivo encargado de aislar el motor en caso de que este falle. Se necesita una rueda libre por motor por lo que en el presente helicóptero será necesario una única rueda libre.
- **Freno del rotor:** Se encarga de imposibilitar el libre movimiento de las palas del rotor cuando se está en tierra.
- **Eje intermedio:** Transmite la potencia desde el reductor principal hasta el rotor de cola. Se necesitan de apoyos intermedios en el eje con el fin de evitar excesivas vibraciones.
- **Reductor principal:** Adapta la velocidad de salida del motor a la velocidad de rotación del rotor principal.
- **Acoplamientos:** Absorben desalineamientos entre ejes de forma que no sufra todo el sistema de la transmisión.
- **Caja de cambios:** Reducen las revoluciones del motor en cada instante según el par necesario. Va conectado al volante de inercia del motor.

En la Figura siguiente se representa un esquema general de la transmisión en un helicóptero:



Para la transmisión del helicóptero se utilizarán engranajes rectos, cónicos y epicicloidales, los cuales se muestran en la Figura 3.18, cuyas funciones se explicarán tras la representación del diagrama de transmisión adaptado a este helicóptero.



(a) Engranajes rectos [33].



(b) Engranajes cónicos [33].



(c) Engranajes epicicloidales [34].

Figura 3.18: Tipos de engranaje utilizados en la transmisión.

El diagrama de la transmisión de potencia a los dos rotores para el presente helicóptero se muestra en la Figura 3.19, donde los parámetros conocidos son las rpm del motor (obtenidas de la Tabla 3.2), y las rpm de los dos rotores calculadas en apartados anteriores.

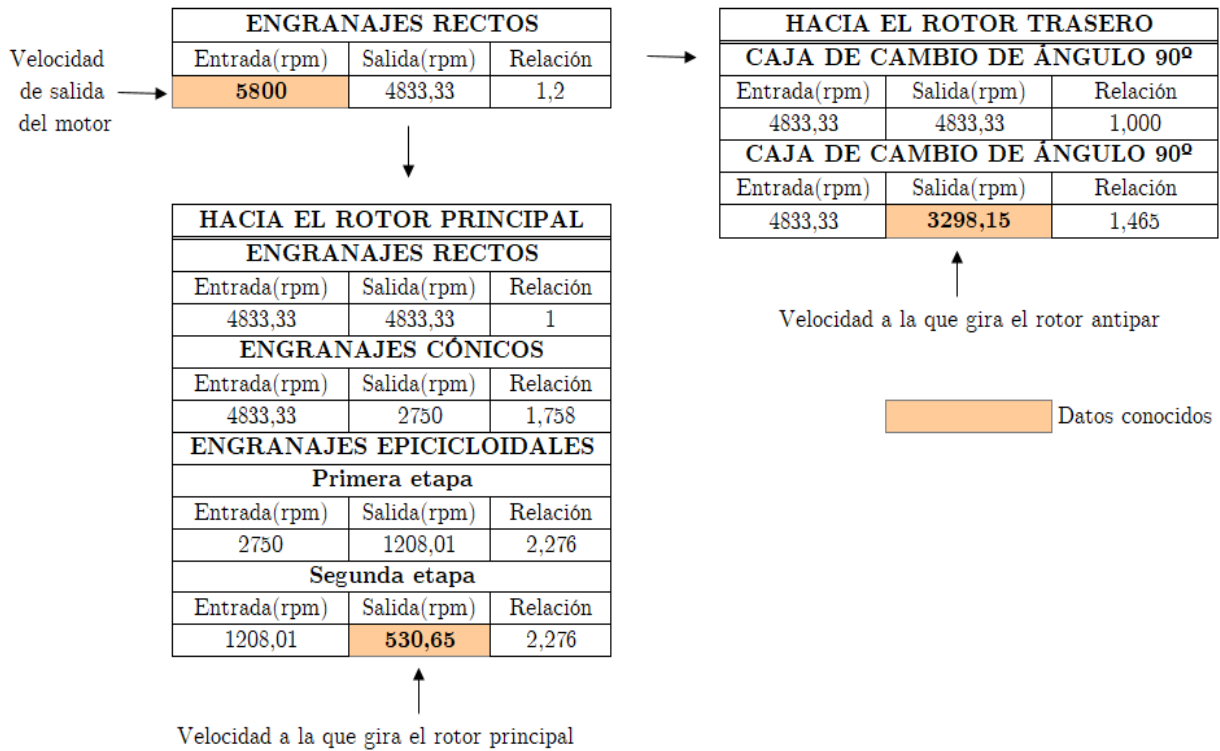


Figura 3.19: Diagrama de velocidades angulares distribuidas en la transmisión

La transmisión del rotor principal produce una adaptación de las rpm de salida del motor hasta las rpm óptimas del rotor. Esta reducción es independiente de cada helicóptero. Antes de llegar a la transmisión al rotor principal ya se ha producido la primera reducción de la velocidad angular tras pasar por unos engranajes rectos, los cuales se utilizan cuando se quiere realizar transmisiones a ejes paralelos y cercanos y pueden adaptar las rpm o mantenerlas igual. En esta caso, se produce una primera disminución a relación de 1.2:1, por lo que la velocidad angular del motor se ve reducida de 5800 a 4833 rpm, que serán las de entrada de la transmisión del rotor principal.

En la transmisión del rotor principal se vuelve a pasar en primera instancia por engranajes rectos que en este caso mantienen las rpm (1:1). Tras estos se pasa a los engranajes cónicos, utilizados en caso de transmisiones entre ejes cruzados o perpendiculares donde se reduce las rpm a relación de 1.758:1 hasta 2750 rpm. Finalmente, se pasa a los engranajes epicicloidales, donde unos engranajes “satélite” rotan alrededor de un engranaje central (planeta) y también actúan como reductor. En ambas etapas se fija la corona y la salida es el portasatélites, de forma que el par se ve aumentado y la velocidad angular reducida [35]. Ambas etapas producen una disminución de velocidad de igual relación, cuya expresión desarrollada se obtiene al relacionar las velocidades angulares y los radios

de los elementos como se muestra en la siguiente ecuación:

$$\frac{w_{planeta}}{w_{sol}} = \frac{R_{sol}}{R_{sol} + R_{planeta}} = 1/2,276 \quad (3.19)$$

De esta forma, la relación de ambas etapas en los engranajes epicicloidales es de 2.276:1, obteniéndose una relación de disminución desde la entrada del motor hasta el rotor principal de 10.93:1.

En lo que respecta al rotor antipar, la disminución se produce a través de cajas de cambio de ángulo 90°, más en concreto en la segunda de estas, donde la disminución total desde el motor hasta el rotor de cola es de 1.75:1.

### 3.3. Estimación de pesos y centro de gravedad

El peso y el emplazamiento de los distintos elementos que componen un helicóptero depende de muchos factores como pueden ser su misión, el número de motores, etc. El emplazamiento de estos elementos no puede ser algo al azar pues los elementos básicos de un helicóptero (rotores, motores, transmisión...) deben estar cohesionados pues se encuentran en continua interacción entre sí. Por ello, el balance del helicóptero es una sección crítica en el diseño conceptual de un helicóptero, donde se llega a decir que una desviación de 8 cm del centro de gravedad en un helicóptero con máxima carga puede llevar a un comportamiento no deseado de la aeronave [13].

La estimación de pesos en un helicóptero ligero es una tarea complicada debido a la poca información que hay particularizada sobre estos. En este caso, se ha optado por estimar los pesos mediante las ecuaciones propuestas por Prouty [5]. Cabe comentar que también se intentó realizar la estimación mediante las ecuaciones empíricas propuestas por López Ruiz (1993) pero estas estaban obtenidas de helicópteros más pesados, por lo que para algunos componentes no se obtenían resultados coherentes (pesos negativos debido a la aparición de logaritmos neperianos, etc.). Así pues, las ecuaciones de Prouty a utilizar son:

- Sistema hidráulico

$$M_{HID} = 37 \cdot b^{0,63} \cdot c^{1,3} \cdot \left( \frac{\Omega \cdot R}{1000} \right)^{2,1} \quad (3.20)$$

- Sistema eléctrico

$$M_{ELECT} = \left( \frac{9,6 \cdot Pot_{transmission}^{0,65}}{\left( \frac{MTOW}{1000} \right)^{0,4}} \right) - M_{HID} \quad (3.21)$$

- Instrumentación

$$M_{INSTR} = 3,5 \cdot \left( \frac{MTOW}{1000} \right)^{1,3} \quad (3.22)$$

- Sistemas de controles

$$M_{SC} = 36 \cdot b \cdot c^{2,2} \cdot \left( \frac{\Omega \cdot R}{1000} \right)^{3,2} \quad (3.23)$$

- Tren de aterrizaje

$$M_{TREN} = \left( \frac{MTOW}{1000} \right)^{0,67} \cdot Num.piernas^{0,54} \quad (3.24)$$

- Fuselaje

$$M_F = 6,9 \cdot \left( \frac{MTOW}{1000} \right)^{0,49} \cdot L_F^{0,61} \cdot S_{wet,F}^{0,25} \quad (3.25)$$

- Rotor antipar

$$M_T = 1,4 \cdot R_T^{0,09} \cdot \left( \frac{Transmissionh.p.rating}{\Omega_M} \right)^{0,9} \quad (3.26)$$

- Palas rotor principal

$$M_{b,M} = 0,026 \cdot b^{0,66} \cdot c \cdot R^{1,3} \cdot (\Omega R)^{0,67} \quad (3.27)$$

- Cabeza del rotor (*rotorhub*)

$$M_{h,M} = 0,0037 \cdot b^{0,28} \cdot R^{1,5} \cdot (\Omega R)^{0,43} \cdot \left( 0,67 \cdot M_{b,M} + \frac{gJ}{R} \right)^{0,55} \quad (3.28)$$

Cabe comentar que para los componentes distintos a los sistemas (rotores, fuselaje, etc.) Prouty afirma que con el peso de los años se deberán ajustar sus pesos ya que cada vez se emplean y desarrollan materiales más ligeros. Por ello, se reducen ligeramente los pesos obtenidos para estos componentes estructurales.

Además, se ha de tener en cuenta que Prouty es un aerodinamicista americano, por lo que las ecuaciones que propone siempre están pensadas para operar con un sistema de unidades americano. En la Tabla 3.4 se muestra las unidades que hay que aplicar para el uso de dichas ecuaciones:

Parámetro	S.I	Prouty (S.Americano)
Masa	kg	lb
Potencia	W	HP
Longitud	m	ft
Velocidad	m/s	ft/min

Tabla 3.4: Unidades a utilizar para el uso de las ecuaciones de Prouty

Otro de los pesos más relevantes en helicópteros ligeros es el del combustible. Si se tiene en cuenta que la capacidad del tanque es de 65 L la masa de este se puede obtener directamente a partir de la densidad de la gasolina:

$$M_{fuel} = \rho_{gasolina} \cdot V_{fuel} = 680 \frac{kg}{m^3} \cdot \frac{1 m^3}{1000 L} \cdot 65 L = 44,2 kg \quad (3.29)$$

Conocida la masa de fuel, el MTOW, considerando 75 kg para ambos el piloto y el pasajero y estableciendo una masa del equipamiento de 5 kg (la carga debe ser muy pequeña en estos helicópteros debido tanto al poco espacio de la cabina tanto a temas de estabilidad, pudiendo aumentar si no hubiese pasajero) se puede obtener la masa operacional en vacío del helicóptero:

$$OEW = MTOW - M_{fuel} - M_{crew} - M_{equipo} = 450 - 44,2 - 150 - 5 = 250,8 kg \quad (3.30)$$

El valor calculado en la Ec. 3.30 se puede comparar con el valor que se hubiese obtenido si se hubiese obtenido mediante una correlación y el resto de pesos se hubiesen obtenido a partir de este:

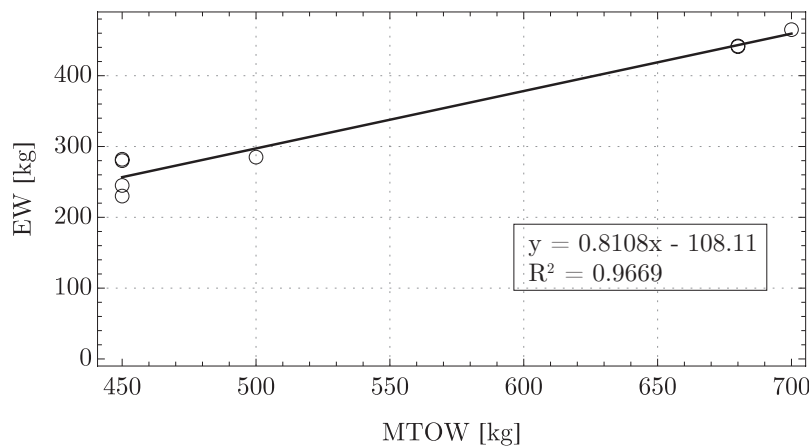


Figura 3.20: Masa en vacío en función del MTOW

De la ecuación del ajuste:

$$EW = 0,8108 \cdot 450 - 108,11 = 256,75 kg \quad (3.31)$$



Como se aprecia, ambos valores son muy parecidos pero parece un cálculo más exacto el calculado en la Ec. 3.30 ya que este último es más una estimación estadística. Por tanto, la masa operacional en vacío toma un valor de 250.8 kg.

Por último, falta por conocer el peso de la transmisión, donde se toma como referencia el peso de la caja de cambios del Dynali H3 [27] que es de 15 kg y se estima un peso adicional de engranajes de 10 kg, siendo el peso de la transmisión 25 kg.

Una vez estimados los pesos (que se recogen en la Tabla 3.6 junto con el cálculo del CdG) se procede a la obtención del centro de gravedad. Para ello, se deberá establecer el emplazamiento del centroide de cada componente para poder medir la distancia de cada uno de ellos respecto al origen de coordenadas (representado en la Figura 3.21). La distancia hasta el centroide de cada componente por su peso proporciona un momento. El sumatorio de todos los momentos dividido por el peso del helicóptero (particularizado para cada caso) proporcionará la posición del centro de gravedad. La expresión matemática de lo que se acaba de explicar es la siguiente:

$$X_{CdG} = \frac{\sum m_i \cdot X_i}{\sum m_i}$$

$$Y_{CdG} = \frac{\sum m_i \cdot Y_i}{\sum m_i}$$

$$Z_{CdG} = \frac{\sum m_i \cdot Z_i}{\sum m_i}$$

El origen de coordenadas desde donde se medirán las distancias hasta los centroides se representa en la siguiente Figura:

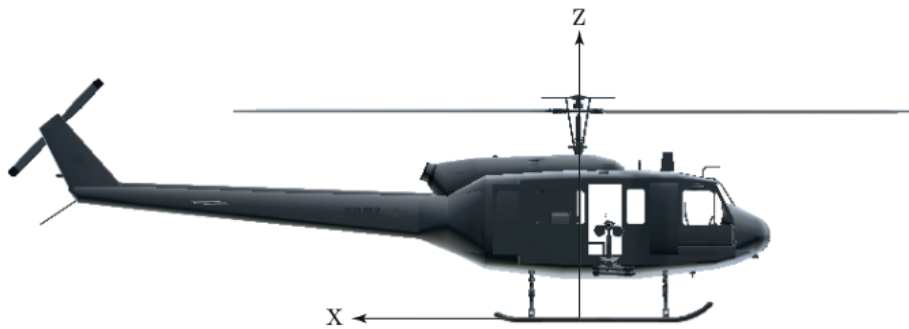


Figura 3.21: Origen de coordenadas X y Z del helicóptero

Como se aprecia en la Figura 3.21, se tomará como distancia en positivo para el eje X aquella que vaya desde el rotor principal hacia la parte trasera del helicóptero y el eje Z partirá desde la parte inferior de los patines. Aunque no se representa el eje Y, este tendrá el origen en medio de la cabina, aunque al tener todos los elementos bastante centrados respecto a este eje cabe esperar poca variación en el eje Y (principalmente variará si hay

Sección 3.3. *Estimación de pesos y centro de gravedad*

pasajero o no).

De esta forma y siguiendo con todo lo desarrollado anteriormente se puede recopilar en la Tabla 3.5 todos los pesos y distancias así como los momentos generados y el centro de gravedad para la configuración del MTOW del helicóptero (con pasajero, combustible 100 %, equipamiento, etc.):

	Masa (kg)	Brazo (m)			Momentos ( $N \cdot m$ )		
		x	y	z	$x \cdot m$	$y \cdot m$	$z \cdot m$
<b>Rotor principal</b>	56,00	0	0	2,25	0	0	126
<b>Rotor antipar</b>	6,50	3,65	-0,195	1,41	23,725	-1,2675	9,165
<b>Fuselaje</b>	25,00	-0,2	0	1,15	-5	0	28,75
<b>Patin</b>	6,75	0,15	0	0,37	1,0125	0	2,4975
<b>Motor</b>	78,00	0,47	0	1,02	36,66	0	79,56
<b>Combustible</b>	44,20	0,58	0	0,9	25,636	0	39,78
<b>Instrumentación</b>	1,50	-0,85	0	1	-1,275	0	1,5
<b>Transmisión</b>	25,00	0,47	0	1,02	11,75	0	25,5
<b>Sist. Hidráulico</b>	5,50	0	0	1,9	0	0	10,45
<b>Sist. Eléctrico</b>	30,00	-0,8	0,15	1	-24	4,5	30
<b>Aviónica</b>	15,00	-0,8	-0,2	1	-12	-3	15
<b>Pasajero</b>	75,00	-0,83	-0,25	1,05	-58,1	-17,5	73,5
<b>Piloto</b>	70,00	-0,83	0,25	1,05	-58,1	17,5	73,5
<b>Controles cabina</b>	5,20	-0,95	0,2	1	-4,94	1,04	5,2
<b>Estructura trasera</b>	6,35	2,15	0	1,38	13,6525	0	8,763
<b>Equipamiento</b>	5,00	-0,8	0	0,96	-4	0	4,8
<b>TOTAL</b>	<b>450,00</b>				<b>-54,98</b>	<b>1,27</b>	<b>533,97</b>

Tabla 3.5: Obtención del CdG para la configuración de MTOW

Como se ha explicado anteriormente, basta con dividir el sumatorio de momentos de cada eje entre el peso para obtener el centro de gravedad para cada eje. En este caso se ha representado para el MTOW, pero para obtener un diagrama de CdG fiable y ver si el helicóptero es estable se ha optado por representar distintas configuraciones. Estas son:

- Caso 0: Máximo peso al despegue (representado anteriormente).
- Caso 1: Con combustible, sin pasajero ni piloto.
- Caso 2. Con combustible, solo con piloto.
- Caso 3: Sin combustible, con piloto y pasajero.
- Caso 4: En vacío, solo con piloto.

- Caso 5: En vacío, sin piloto.

Conocidos los distintos casos tratados se pueden representar los distintos centros de gravedad para cada caso:

	Caso 0	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4	Caso 5
<b>Xcdg</b>	-0,1222	0,1975	0,0082	-0,1987	-0,0675	0,1518
<b>Ycdg</b>	0,0028	0,0041	0,0494	0,0031	0,0596	0,0049
<b>Zcdg</b>	1,1866	1,2483	1,2118	1,2178	1,2541	1,3128
<b>Masa</b>	450,00	310,00	380,00	405,80	335,80	260,80

Tabla 3.6: Posición del centro de gravedad para los distintos casos

Conocidas las posiciones de los centros de gravedad se pueden representar los diagramas de estos que representarán la región donde el helicóptero podrá realizar un vuelo estable. En las Figuras 3.22 y 3.23 se representan los diagramas para el helicóptero en los casos con combustible (casos 0,1 y 2) y sin combustible (3,4 y 5):

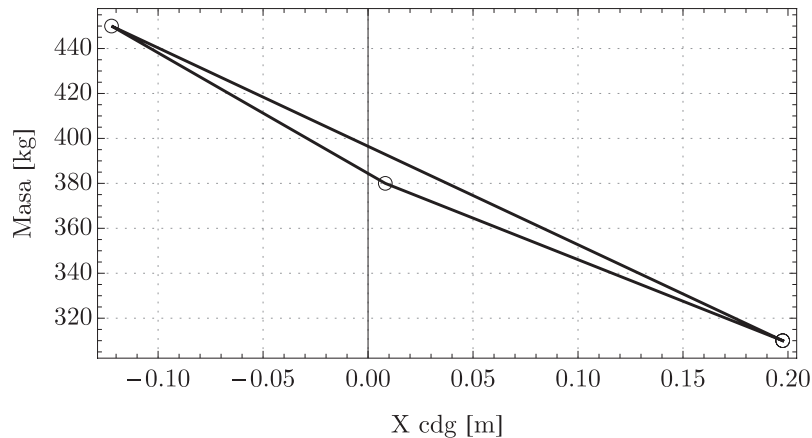


Figura 3.22: Diagrama del centro de gravedad para las configuraciones con combustible

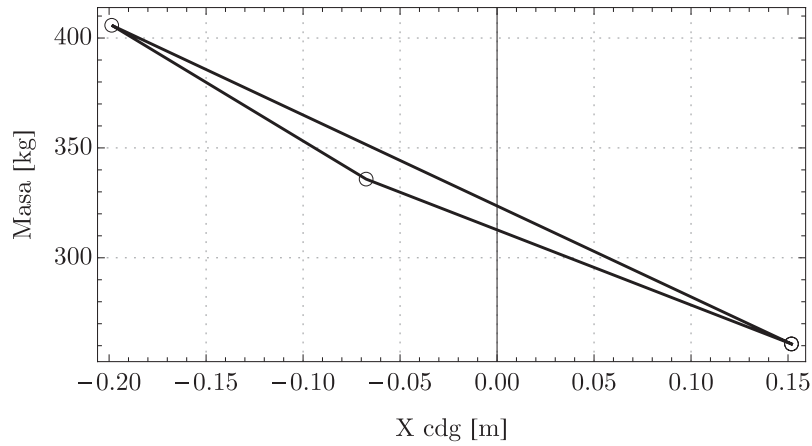


Figura 3.23: Diagrama del centro de gravedad para las configuraciones sin combustible

Como se aprecia ambas presentan la misma forma con la salvedad de que al quitar el combustible el centro de gravedad se desplaza en el eje longitudinal hacia el lado en el que el combustible no producía momento. Conocidos ambos diagramas, se puede obtener el diagrama global de centro de gravedad que afectará a todas las configuraciones del helicóptero:

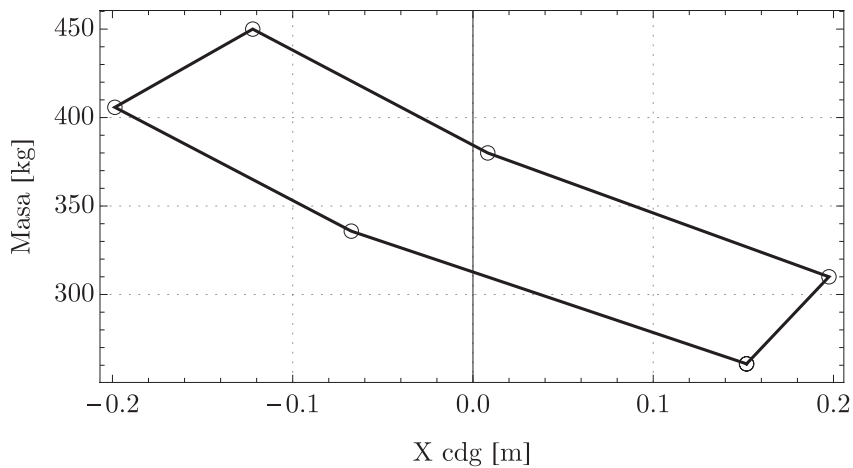


Figura 3.24: Diagrama global del centro de gravedad para todas las configuraciones del helicóptero

En el diagrama global se aprecia cómo no se producen variaciones en el eje longitudinal (X) mayores a 25 cm por delante o por detrás para distintas configuraciones de carga. Según Prouty (1986)[5], si se satisface esta condición el helicóptero puede volar de forma estable sin restricciones de carga. Además, se dice que esto se debe cumplir para, al menos, las siguientes condiciones de vuelo:

1. Completamente cargado y con 100 % de combustible.
2. Cero carga de pago y 100 % de combustible.
3. Completamente cargado y menos del 5 % de combustible

En este caso se ha optado por representar más condiciones de vuelo que también han sido satisfechas, por lo que se concluye que el presente helicóptero podrá realizar vuelos estables dentro de los límites del diagrama global.

### 3.4. Selección de materiales

Como se ha comentado anteriormente en la estimación de pesos, Prouty ya comentó que habría que ajustar los pesos de los componentes estructurales tras la aplicación de sus ecuaciones ya que los materiales empleados en helicópteros cada vez evolucionan más y son más ligeros. Entre los años 50 y 90 los helicópteros ligeros no acabaron ni de desarrollarse completamente ni de asentarse ya que los materiales empleados eran en su mayoría metales pesados que eran más apropiados para helicópteros de pesos más elevados. Como se ha visto en la Tabla 3.6 el mayor peso del helicóptero se concentra en el motor y en las personas, que no son componentes estructurales, por lo que es fácil intuir que el resto de partes serán muy ligeras. En este caso se utilizarán distintos materiales según las necesidades de cada parte del helicóptero.

**Fuselaje y *tailboom*** El fuselaje será de tipo semimonocasco y la estructura trasera dispondrá de la cola, estabilizador tanto horizontal como vertical y el rotor de cola. Estas partes se caracterizan por la necesidad de ser lo más ligeras posibles pues no tienen función explícita de absorción de energía al impacto o necesidades similares. Por ello, se decide el uso de un material cada vez más utilizado tanto en helicópteros ligeros y ultraligeros como en aviones de combate como es la **fibra de carbono**. Más en concreto, se utilizará fibra de carbono de alto módulo (HT) debido a su alta demanda en ámbitos aeroespaciales debido a su elevado módulo elástico. Se deberán realizar tratamientos contra la corrosión galvánica debido a la diferencia de potencial de estar en contacto con otros metales (como los del *rotorhub* o el patín). Cualitativamente, sus propiedades son [10]:

- Elevada resistencia y rigidez
- Alta resistencia a la vibración
- Buen comportamiento contra fatiga
- Buena conductividad eléctrica y térmica
- Bajo coeficiente de dilatación térmica

- Resistencia a altas temperaturas
- No se ven afectados por el contacto con el agua marina

Sus propiedades se pueden cuantificar en la siguiente tabla:

Propiedad	Valor	Unidades
Resistencia a tracción	2-3.2	<i>GPa</i>
Módulo elástico	350-490	<i>GPa</i>
Densidad	1790-1910	<i>kg/m<sup>3</sup></i>
Alargamiento a la rotura	0.4-0.8	%
Módulo E específico	190-260	<i>GPa · cm<sup>3</sup>/g</i>
Diámetro del filamento	6.5-8	<i>μm</i>

Tabla 3.7: Propiedades de la fibra de carbono de alto módulo

**Cabina** La cabina estará compuesta principalmente de kevlar, aunque también puede disponerse de fibra de carbono. El fabricante de helicópteros ligeros *Dynali* afirma: “*Es un material perfecto para los helicópteros, pero somos el único fabricante que lo usa*”. No obstante, en estos últimos años también se ha empleado en más helicópteros. En este caso se opta por la utilización del **Kevlar 49** cuyo uso es más extendido. Sus propiedades son [36]:

Propiedad	Valor	Unidades
Tenacidad	2.76	GPa
Módulo elástico	120	GPa
Densidad	1450	<i>kg/m<sup>3</sup></i>
Alargamiento a la rotura	1.9	%
Módulo E específico	8300	<i>cN/tex</i>

Tabla 3.8: Propiedades mecánicas del Kevlar 49

**Eje, herrajes del rotor y soporte del motor** Las aleaciones más utilizadas para estos componentes debido al tipo de cargas que soportan son las de aluminio con otro elemento o las de fibras con algún polímero [11]. En este caso se decide utilizar la opción más extendida que es la del **Aluminio 2000**, que es una aleación de Aluminio y Cobre. Esta aleación es muy óptima ya que el aluminio posee baja resistencia a tracción y escasa dureza pero al realizar su aleación con el cobre aumenta todas sus propiedades mecánicas aunque se comporte peor contra la corrosión. Las propiedades mecánicas de esta aleación se recogen en la tabla siguiente [12]:

Propiedad	Valor	Unidades
Resistencia a tracción	220-442	MPa
Límite elástico	97-345	MPa
Tratamiento	Recocido	-
Alargamiento a la rotura	5-12	%

Tabla 3.9: Propiedades mecánicas Aluminio serie 2000

**Tren de aterrizaje** El tren de aterrizaje como ya se ha comentado anteriormente será de tipo patín. Se opta por la selección de este tipo de tren debido a la misión del helicóptero, donde abunda el transporte de pasajeros de punto a punto. El patín deberá absorber energía tras el “impacto” contra el suelo, no deberá de deformarse fácilmente y deberá tener buen comportamiento frente a fatiga. En este caso se seleccionará el **aluminio 7075**, conocido comúnmente como Zical, que es una aleación realizada con zinc, cobre, magnesio y cromo. Sus características son [12]:

Propiedad	Valor	Unidades
Resistencia a tracción	276-504	MPa
Límite elástico	145-428	MPa
Tratamiento	Recocido	-
Alargamiento a la rotura	8-10	%
Densidad	2810	$kg/m^3$

Tabla 3.10: Propiedades mecánicas Aluminio 7075

# *Aerodinámica y actuaciones del helicóptero*

En el presente capítulo se realizará el análisis aerodinámico asociado a las partes más importantes del helicóptero así como la obtención de las potencias para distintos tipos de vuelo y sus correspondientes actuaciones.

## **4.1. Elección del perfil y obtención de las polares**

### **4.1.1. Rotor principal**

En general, la selección de las características de un perfil en función de su posición en la pala exige un buen compromiso entre requisitos aerodinámicos y estructurales. Se puede dividir la pala en 3 regiones con distintas características exigibles entre sí: En la región próxima al encastrado ( $r < 0,5R$ ), se busca que el espesor relativo sea elevado para poder lidiar con los requisitos estructurales que el momento flector suele producir en esta zona. Deben ser perfiles que operen bien a bajas velocidades y en entrada en pérdida, lo que supone tener un  $C_{l,max}$  aceptable. En la región intermedia ( $0,5R < r < 0,85R$ ) se requiere que el  $C_{l,max}$  sea alto y el  $C_m$  bajo, aunque esto último no siempre resulta posible. En la región de la punta de pala ( $r > 0,85R$ ), donde se operan a Mach próximos a régimen transónico, el Mach de divergencia ( $M_d$ ) debe ser alto y su comportamiento aeroacústico muy cuidado puesto que los efectos de compresibilidad comienzan a cobrar importancia. [2]. Obviamente, las transiciones en la geometría entre regiones debe ser suavizada.

En lo que respecta al espesor, cuando buscamos los  $C_{l,max}$  altos comentados anteriormente, se ha comprobado que usar espesores superiores al 12% no supone ningún tipo de beneficio como ya demostró Leishman (2000) [2]. Los perfiles que mejor se adaptan a estas necesidades del  $C_{l,max}$  son los perfiles simétricos por lo que su uso en helicópteros está muy extendido y además el momento de cabeceo era bastante pequeño. Por ello, se decide emplear este tipo de perfil para el presente helicóptero siendo el **NACA 0012** el perfil seleccionado, cuya representación se observa en la Figura 4.1:



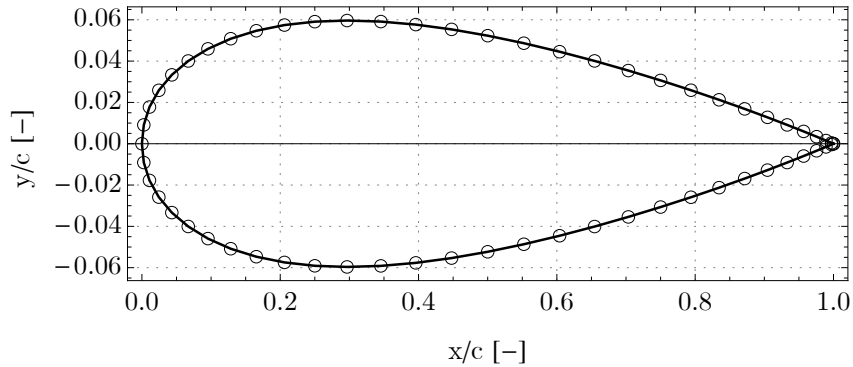


Figura 4.1: Representación del perfil NACA 0012

Las características del NACA 0012 *grosso modo* son:

- Coeficiente de sustentación máximo elevado
- Momento de cabeceo reducido
- Buena operación a bajas velocidades
- Mach de divergencia elevado
- Perfil aerodinámico bastante grueso

Por otra parte, las especificaciones del NACA 0012 se ven recogidas en la Tabla 4.1:

Parámetro	Valor
Espesor máx. (t/c)	12 %
Curvatura máx. (f/c)	0 %
Situación de la curvatura máx (x f/c)	40 %

Tabla 4.1: Especificaciones del perfil NACA 0012

Conocido el perfil a utilizar se procede a la obtención de las curvas polares del rotor principal. Para ello se necesita conocer el Reynolds al que operará el helicóptero puesto que de él dependen los coeficientes de sustentación y resistencia para los distintos valores del ángulo de ataque. El principal problema que presenta el cálculo del Reynolds es que la velocidad relativa depende factores como son la posición radial y la posición azimutal de la pala, de forma que no se obtendrá el mismo Reynolds si se opera en el medio de la pala, en el 70 % de la pala o en la punta de la pala para una posición azimutal dada y viceversa. En este caso se decide calcular el Reynolds al 50 % de la pala y posición azimutal de 0°:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} = \frac{1,225 \cdot 184,2 \cdot 0,5 \cdot 0,209}{1,6 \cdot 10^{-5}} = 2,365 \cdot 10^6 \quad (4.1)$$

En el caso de que la posición azimutal hubiese sido  $90^\circ$  la pala se vería afectada por la velocidad de avance por lo que el Reynolds subiría hasta valores cercanos a 4 millones. Sin embargo, a partir de 1 millón la variación de los coeficientes es prácticamente despreciable, por lo que se introduce el Reynolds de la Ec. 4.1 en el software *Javafoil* con el perfil NACA 0012 para obtener los valores de los coeficientes y poder graficar así las curvas polares:

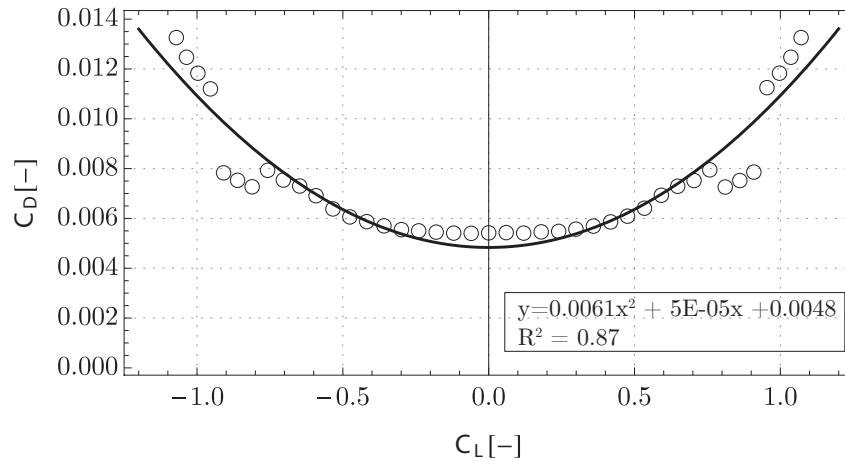


Figura 4.2: Coeficiente de resistencia en función del coeficiente de sustentación para  $Re = 2365000$

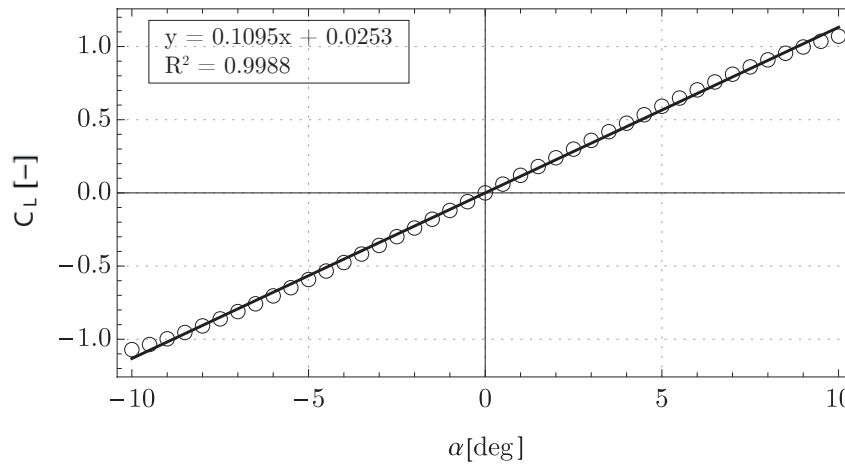


Figura 4.3: Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para  $Re = 2365000$

De la ecuación de la Figura 4.3 se obtienen dos parámetros aerodinámicos necesarios posteriormente como son el  $C_{l\alpha}$  y el  $\alpha_0$ . El primero de estos (0.1095) se corresponde con la pendiente de la recta, donde operando con las unidades correspondientes se obtiene que  $a_t = 6,274 \text{ rad}^{-1}$ . En lo que respecta al  $\alpha_0$ , este se obtiene de la ordenada en el origen y adopta un valor de  $\alpha_0 = 1,45^\circ$ . Conjuntamente con estos parámetros también se puede

obtener el coeficiente de sustentación medio de la pala mediante la siguiente expresión:

$$\overline{C_L} = \frac{6 \cdot C_T}{\sigma} = 0,455 \quad (4.2)$$

Los valores típicos del coeficiente de sustentación medio están comprendidos entre 0.4-0.7, por lo que el valor obtenido para este helicóptero es relativamente bajo, lo que implica que la solidez es alta en relación a la tracción generada por el rotor lo que podría suponer un mayor nivel de ruido, aunque esto no llega a ser un inconveniente en este tipo de helicópteros.

En lo que respecta al  $C_d$ , se puede expresar en función del ángulo de ataque según la combinación de teorías de la siguiente forma:

$$C_d = \delta_0 + \delta_1\alpha + \delta_2\alpha^2 \quad (4.3)$$

Así pues, se necesita graficar el  $C_d$  en función de  $\alpha$  para poder ajustar una ecuación de donde sacar los coeficientes:

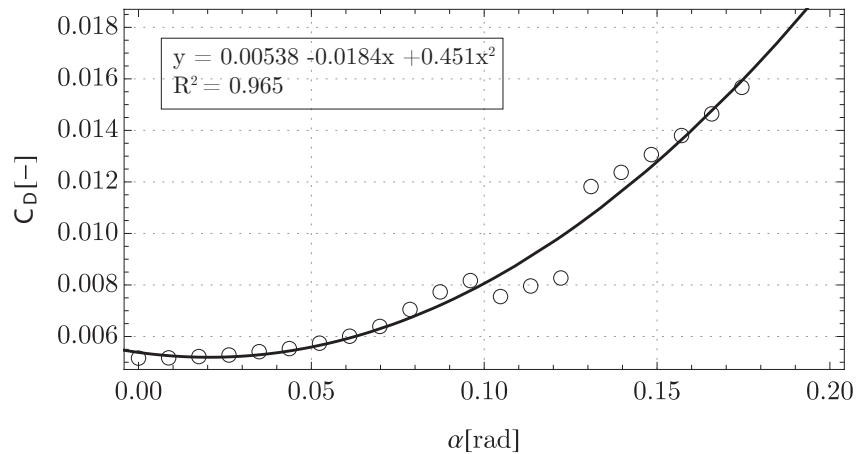


Figura 4.4: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para  $Re=236500$

Del ajuste polinómico se obtiene que:

$$\delta_0 = 0,00538$$

$$\delta_1 = -0,0184$$

$$\delta_2 = 0,451$$

Por último, se obtendrá la ley de torsión ideal de las palas del rotor principal. El concepto de torsión de la pala hace referencia a la variación del ángulo de paso geométrico del perfil a lo largo de la envergadura de la pala y se puede aproximar la ley de torsión de la siguiente forma:

$$\theta(r) = \frac{\theta_{tip}}{r}$$

Donde el valor de  $\theta_{tip}$  se obtiene a raíz de la expresión que se muestra a continuación:

$$\theta_{tip} = \frac{4 C_T}{\sigma C_{l\alpha}} + \sqrt{\frac{C_T}{2 B^2}}$$

Para obtener la torsión de la pala se tiene en cuenta el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\theta(r) = \frac{\theta_{tip}}{r} = \theta_0 + r \cdot \theta_1$$

$$\theta_{tip} = \theta_0 + \theta_1$$

Donde  $r$  se define como una variable adimensional  $x/R$  donde  $x$  es la distancia desde el encastre hasta la posición de la pala y  $R$  es el radio de la pala,  $3,326 m$  en este helicóptero. Además, tras sustituir en la expresión del  $\theta_{tip}$  se obtiene que  $\theta_{tip} = 0,089 rad$ .

Imponiendo la condición de igualdad del modelo de torsión ideal con respecto a una torsión lineal para la sección  $r=0,7$  se obtiene:

$$\frac{0,089}{0,7} = \theta_0 + 0,7 \cdot \theta_1$$

Imponiendo la condición de igualdad del modelo de torsión ideal con respecto a una torsión lineal para la sección  $r=1$  se obtiene:

$$0,089 = \theta_0 + \theta_1$$

Resolviendo se obtiene:

$$\theta_0 = 0,216 rad$$

$$\theta_1 = -0,127 rad$$

Así pues, la ley de variación de torsión a lo largo de la envergadura de la pala se puede expresar como:

$$\theta(r) = 0,216 - r \cdot 0,127 \tag{4.4}$$

De la expresión anterior se ha de tener en cuenta que ha sido calculada para la altitud del mar en configuración de peso máximo. Es intuitivo pensar que a mayor peso o mayor altitud los esfuerzos generados en la pala son mayores y la torsión será mayor. Si se deseara se podría calcular la ley de torsión para distintos pesos o altitudes, variando los parámetros que varían con estas variables en la expresión del  $\theta_{tip}$ .

### 4.1.2. Rotor antipar

Nuevamente, el perfil seleccionado para el rotor antipar es el NACA 0012. En este caso el Reynolds disminuye pues se mantienen las mismas condiciones que en el rotor principal con la salvedad de que la cuerda disminuye ( $c_T = 0,0775 m$ ), por lo que se

tiene que  $Re = 9 \cdot 10^5$ . Para estos números de Reynolds elevados la diferencia entre los valores de los coeficientes (tanto de *lift* como de *drag*) son muy pequeños, por lo que cabe esperar polares y coeficientes muy próximos al del rotor principal. Siguiendo los mismos procedimientos que con el rotor principal se obtiene:

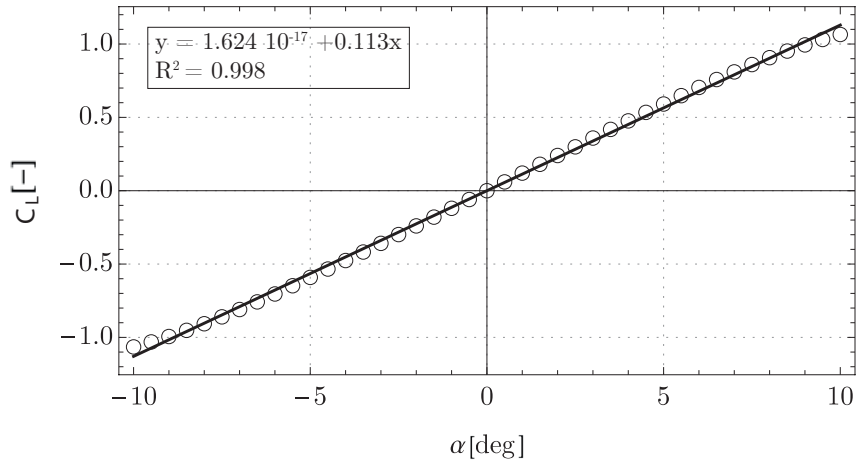


Figura 4.5: Coeficiente de lift en función del ángulo de ataque para  $Re = 900000$

Operando sobre los términos de la ecuación del ajuste se tiene que:

$$a_t = 6,47 \text{ rad}^{-1}$$

Por otra parte, en lo que al coeficiente de resistencia se refiere, este vuelve a ser casi idéntico al del rotor principal como ya sucedía con el  $C_l$ :

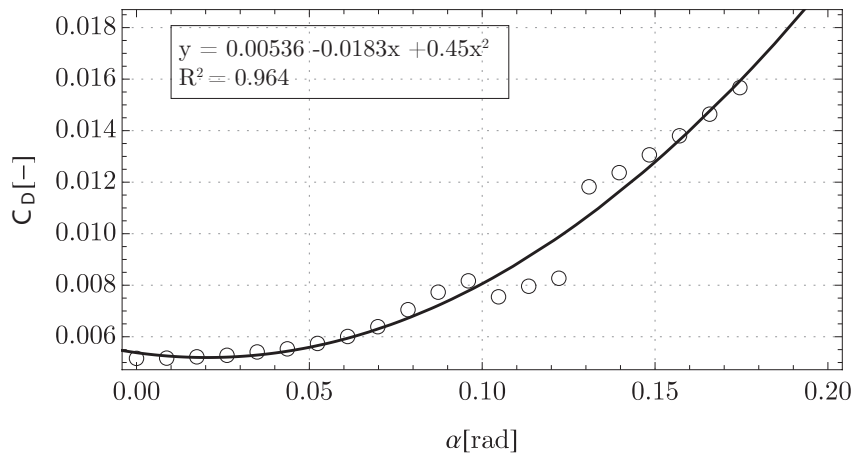


Figura 4.6: Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para  $Re = 900000$

Por lo que las constantes de la ley del  $C_d$  en función de  $\alpha$  quedan:

$$\delta_0 = 0,00536$$

$$\delta_1 = -0,0183$$

$$\delta_2 = 0,45$$

Si se comparan todos los parámetros entre el rotor principal y el de cola, al utilizarse el mismo perfil y únicamente variar el Reynolds (teniendo ambos Reynolds bastante altos) los resultados son muy próximos entre sí.

## 4.2. Estudio de diferentes regímenes de vuelo

El objetivo de este apartado es tratar de calcular los parámetros y las potencias más relevantes en cada régimen de vuelo: Vuelo a punto fijo, vuelo axial, vuelo en avance y autorrotación.

### 4.2.1. Vuelo a punto fijo

Para el vuelo a punto fijo se utilizarán las hipótesis de la Teoría de Cantidad de Movimiento explicadas en el capítulo de *Marco Teórico* en lo referido a la potencia inducida y las hipótesis de la TEP para la potencia parásita. Este caso se corresponde al de vuelo axial pero con la particularidad de que la velocidad vertical es nula, por lo que no existe velocidad relativa entre el rotor con respecto al aire, resultando la velocidad inducida máxima. Todo esto implica, por consiguiente, simetría con respecto a la posición azimutal: velocidades y cargas independientes de la posición azimutal.

Se desarrollarán los dos tipos de vuelo a punto fijo: Sin efecto suelo y con efecto suelo.

#### Vuelo a punto fijo sin efecto suelo (Hover OGE)

De la Figura 2.2 y considerándose que la velocidad por encima del rotor para este caso es nula (aplicando la TCM), el empuje del rotor puede ser escrito como una ecuación escalar:

$$T = \int \int_{\infty} \rho (\vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V} = \dot{m} \cdot \omega \quad (4.5)$$

Además, sabiendo que  $\omega = 2 \cdot v_i$ , se puede obtener que:

$$T = \dot{m} \cdot \omega = \dot{m} \cdot (2 \cdot v_i) = 2(\rho \cdot S \cdot v_i)v_i = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i^2 \quad (4.6)$$

Reagrupando términos y despejando la velocidad inducida queda:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (4.7)$$

La potencia inducida para realizar un vuelo a punto fijo viene dada por:

$$P_i = T \cdot v_i = T \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (4.8)$$

Para la potencia inducida resultante que se utiliza para graficar finalmente las potencias falta multiplicar la expresión de la Ec.4.8 por el factor de corrección de la potencia inducida ya que esta desestima algunos factores que sí tienen lugar. Así pues, se multiplica por el factor  $\kappa = 1,12$ . Además, según las hipótesis planteadas por la TCM, los fenómenos asociados a los torbellinos en punta de pala no se tienen en cuenta tampoco, siendo necesario implementar un factor correctivo que los modele. El factor utilizado es  $B = 1 - \sqrt{\frac{C_T}{2}} = 0,972$ . Finalmente, la expresión de la  $P_i$  queda:

$$P_i = \frac{\kappa}{B} T \cdot v_i = \frac{\kappa}{B} T \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (4.9)$$

En lo que respecta a la potencia parásita, esta viene dada por la TEP según la siguiente expresión:

$$P_0 = \rho \cdot \sigma \cdot S \cdot V_{tip}^3 \cdot \left( \frac{C_{d0}}{8} \right) \quad (4.10)$$

Donde  $\rho$  y el  $C_{d0}$  varían con la altitud ya que este último depende del  $C_L$ :

$$C_L = C_{l\alpha} \alpha + C_{l0}$$

Una vez desarrolladas todas las ecuaciones, se puede obtener la evolución de estas con la altitud, donde se van a representar distintos pesos característicos del helicóptero como son el MTOW, el OEW y OEW+MFW:

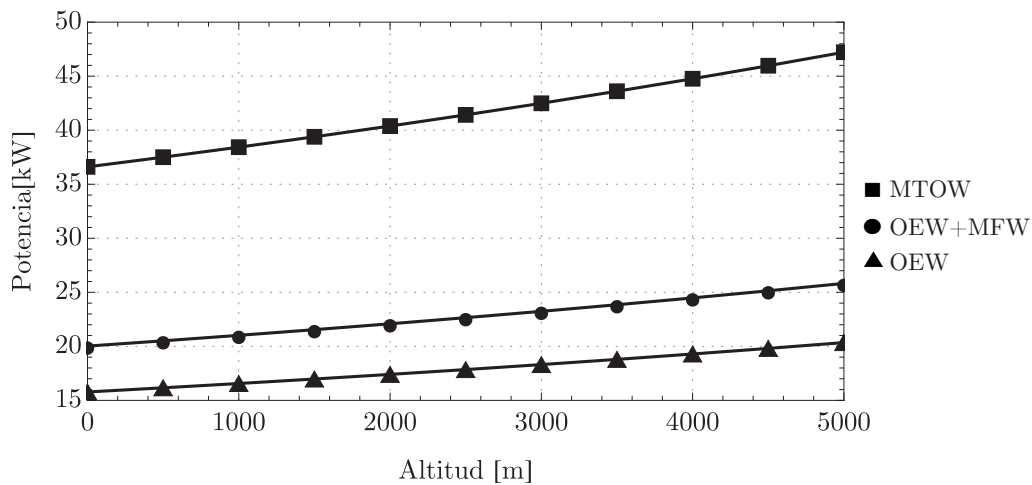


Figura 4.7: Potencia inducida para vuelo a punto fijo sin efecto suelo

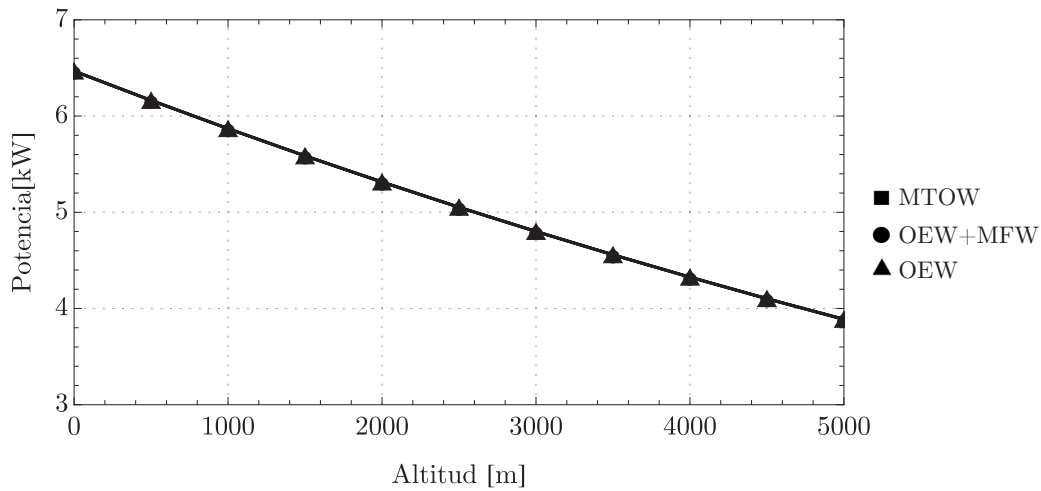


Figura 4.8: Potencia parásita para vuelo a punto fijo sin efecto suelo

La evolución de la potencia inducida (Figura 4.7) aumenta con la altitud ya que esta es inversamente proporcional a la densidad que disminuye con la altitud. Además, a menor peso del helicóptero menor potencia inducida ya que es directamente proporcional a la tracción que, en vuelo a punto fijo, es igual al peso del helicóptero.

En lo que atañe a la potencia parásita (Figura 4.8), parece que solo se represente para un peso. No obstante, esta potencia varía muy poco para pesos tan pequeños como es el caso (del orden de milésimas de kW), por lo que se solapan las evoluciones de las potencias para las 3 configuraciones de pesos todo y que no llegan a ser exactamente iguales. Se observa cómo esta disminuye con la altitud pues depende directamente de la densidad que disminuye con esta. El  $C_{d0}$  también varía pero su variación es despreciable frente a la de la densidad, por lo que se puede decir que la variable que gobierna la evolución de la potencia parásita para este régimen de vuelo es la densidad.

La suma de las dos potencias anteriores para vuelo a punto fijo dan lugar a la potencia total del helicóptero para las distintas configuraciones de peso:



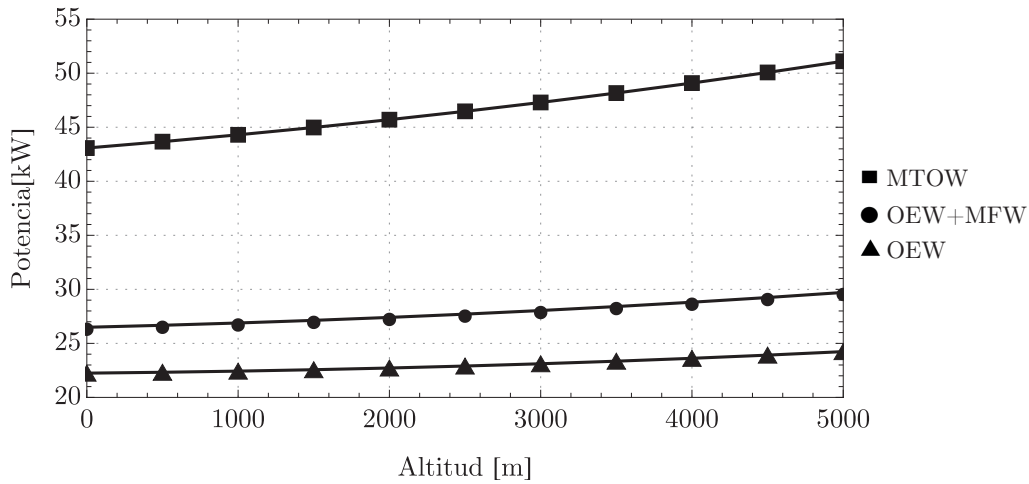


Figura 4.9: Potencia total para vuelo a punto fijo sin efecto suelo

Se reconoce un aplanamiento en las curvas debido a que la potencia inducida crecía con la altitud mientras que la parásita disminuía. Al ser la potencia inducida un orden de magnitud mayor a la parásita tendrá mayor influencia sobre la potencia total por lo que esta seguirá la tendencia de la potencia inducida, aumentando así con la altitud. Finalmente, se opta por representar cada tipo de potencia para una misma configuración de peso, en este caso el MTOW:

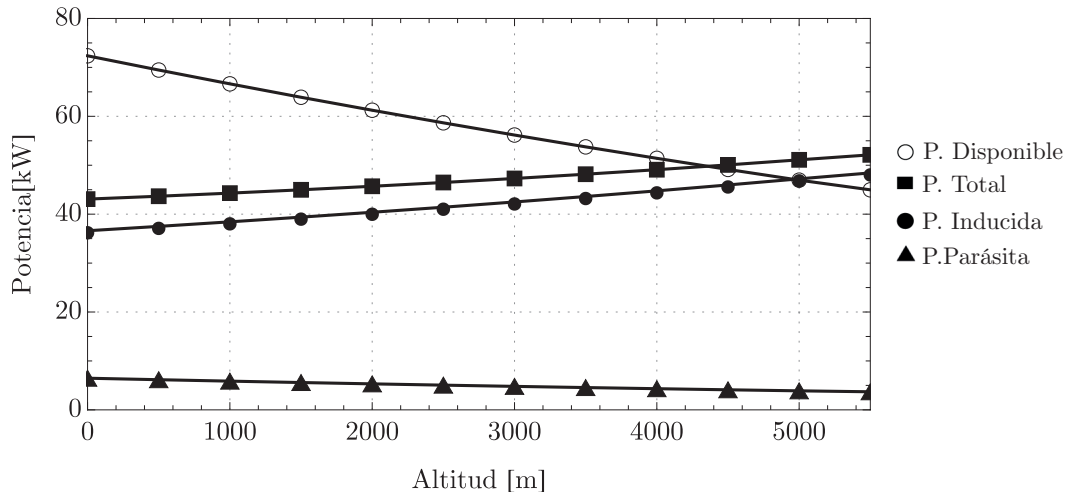


Figura 4.10: Potencias en configuración de MTOW para vuelo a punto fijo sin efecto suelo

Cabe comentar que para la potencia disponible se utiliza la PMC del helicóptero que evoluciona con la altitud conforme a la siguiente expresión:

$$PMC(z) = PMC \cdot \rho_{norm}^{0,85} \tag{4.11}$$

Donde la  $\rho_{norm}$  es la densidad normalizada (*density ratio*), es decir, la densidad a cada altitud dividida por la densidad al nivel del mar. La densidad en sí disminuye con la altitud ( $z$ ), por lo que esta aparece de forma implícita en la ecuación anterior, siguiendo el modelo ISA Standard explicado en capítulos anteriores.

Aunque se podría llegar a pensar que el punto de corte entre la potencia disponible y la potencia total es el que proporcionará la altitud del techo de vuelo, lo cierto es que con este método no se tiene en cuenta un factor determinante como es el rendimiento del motor, por lo que será en el apartado de *Actuaciones* donde con la curva de potencia obtengamos el techo de vuelo.

Medir la eficiencia del rotor en este tipo de vuelo es bastante complicado ya que depende de muchos factores como la solidez, la velocidad en punta de pala, las características del perfil, etc. Hay autores que defienden que el *power loading parameter* puede ser una buena forma de hacerlo. Sin embargo, en prácticas ingenieriles utilizar un parámetro dimensional no siempre resulta óptimo ni posible, por lo que se define un parámetro adimensional conocido como **Figura de Mérito**, que se obtiene a partir de la teoría de momento y se define como el ratio entre la potencia ideal requerida para realizar el vuelo a punto fijo y la potencia real con la que se está realizando el vuelo [14]. Así pues, la potencia ideal siempre será mayor a la real por lo que la  $FM < 1$ . La expresión utilizada para conocer la figura de mérito es:

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{real}} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8}} \quad (4.12)$$

A partir de la expresión anterior y considerando las configuraciones de peso ya utilizadas anteriormente se puede obtener la evolución de la FM con la altitud:

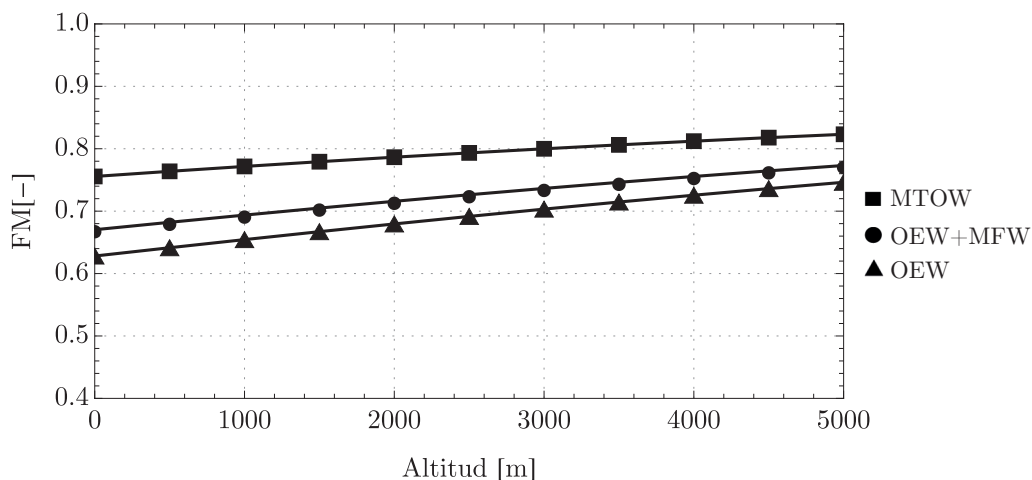


Figura 4.11: Figura de mérito para vuelo a punto fijo sin efecto suelo

En general, valores comprendidos entre 0.7 y 0.8 de FM suelen suponer unas buenas características para vuelo a punto fijo, donde la mayor FM se obtendría en 4515 m con un valor de  $FM = 0,817$ . Según Leishman, 0.82 sería el límite máximo para la FM (con la tecnología en la que se disponía en el momento) por lo que se puede concluir que el presente helicóptero dispone de una muy buena eficiencia en lo que a vuelo a punto fijo se refiere. Obviamente, la tecnología ha evolucionado y ese límite del que habló Leishman habría aumentado ligeramente, pero aún así es un valor más que notable.

### Vuelo a punto fijo con efecto suelo (Hover IGE)

El comportamiento aerodinámico del rotor bajo la influencia del efecto suelo es algo que todavía no se conoce con total certeza y ha sido objeto de estudio de muchos autores (Knight & Hefner (1941), Betz (1937), Prouty (1985), etc). De lo que sí se tiene certeza es de que nace como consecuencia de la modificación de la estructura de la estela debido a la proximidad/presencia de una superficie. Así pues, se define el efecto suelo como la disminución de la potencia necesaria para el vuelo cuando el helicóptero vuela próximo a una superficie manteniendo constante la tracción.

Los efectos pueden cuantificarse de forma simplificada analizando la modificación que sufre la velocidad inducida por el rotor por el hecho de volar próximo a una superficie. Esta cuantificación se representa mediante la constante de proporcionalidad del efecto suelo  $k_G$ , que siempre adopta valores inferiores a 1. De esta forma, la potencia en efecto suelo en comparación a la potencia sin efecto suelo se puede dar mediante la siguiente condición:

$$P_G = P \cdot k_G < P \quad (4.13)$$

La forma de determinar la  $k_G$  depende del modelo a utilizar. En este caso se decide utilizar el modelo propuesto por Knight & Hefner:

$$k_G = \frac{\frac{1}{8} \left[ 1 - \exp\left(\frac{-C_T}{\sigma^2}\right) \right] + \left(\frac{Z}{R}\right)^2}{\frac{1}{4} \left[ 1 + \exp\left(\frac{-C_T}{\sigma^2}\right) \right] + \left(\frac{Z}{R}\right)^2} \quad (4.14)$$

Siendo  $Z$  la altura sobre la superficie. Según varias comprobaciones experimentales realizadas por los autores previamente mencionados, el efecto suelo deja de tener efecto cuando se vuela a una  $Z$  mayor a dos veces el diámetro del rotor, considerándose la  $Z$  ideal igual al radio del rotor.

En este caso se ha considerado la  $Z = 2,35 \text{ m}$ , de forma que el cociente queda  $Z/R = 0,7066$ . Conocido esto y aplicando la Ec. 4.13 se obtiene la siguiente gráfica para vuelo a punto fijo con efecto suelo (para el MTOW):

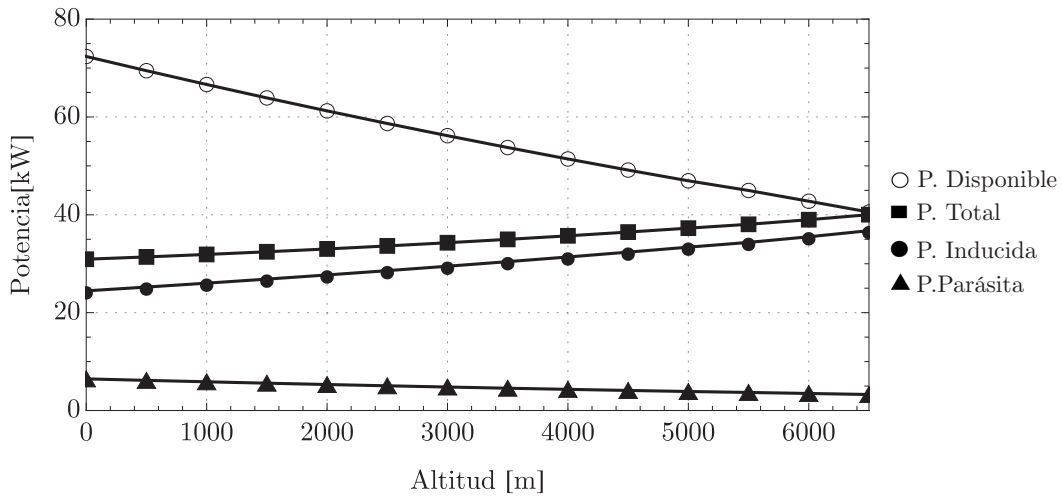


Figura 4.12: Potencias en configuración de MTOW para vuelo a punto fijo con efecto suelo

De la figura anterior se puede apreciar como la potencia parásita es idéntica a la obtenida en la Figura 4.10. Esto se debe a la explicación que se ha dado anteriormente del fenómeno del efecto suelo, que afecta a la velocidad inducida del rotor y; por consiguiente, a la potencia inducida. Esta última sí que se ve reducida así como a potencia total con respecto a las de la Figura 4.10 como cabía esperar.

Como se ha comentado, la altitud ideal para realizar vuelo a punto fijo con efecto suelo es cuando se realiza este vuelo a la altura del radio del rotor. Comparando así ambos cocientes del efecto suelo se obtiene la siguiente gráfica:

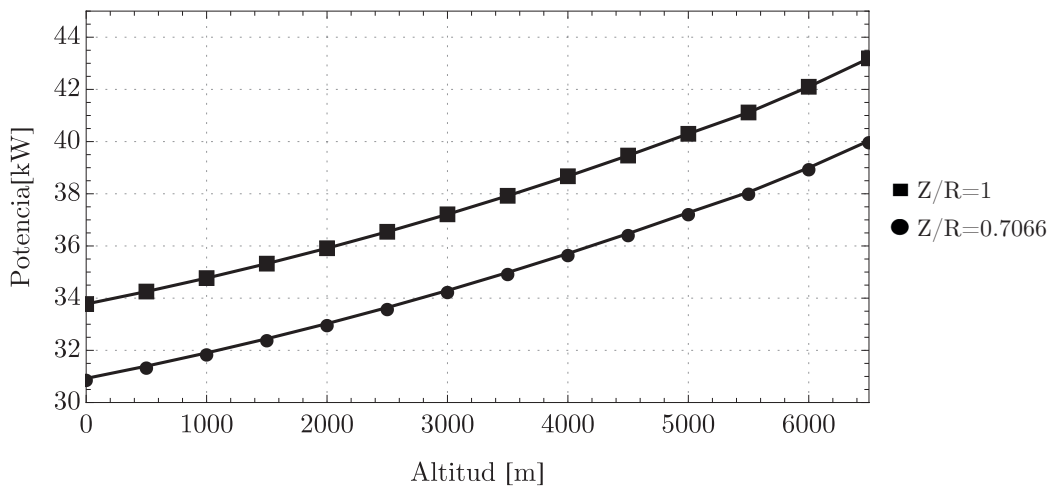


Figura 4.13: Comparativa de la potencia total entre una altura ideal para Hover IGE y una altura arbitraria

El resultado de que la potencia sea mayor para  $Z/R = 1$  que para  $Z/R = 0,7066$

se debe a que el valor de la  $k_G$  aumenta con este cociente. La potencia podría seguir aumentando si se aumentase esta relación hasta llegar a un punto donde el rotor ya no se vería afectado por la proximidad de una superficie.

Por último, se realiza una comparativa directa entre la potencia total con y sin efecto suelo:

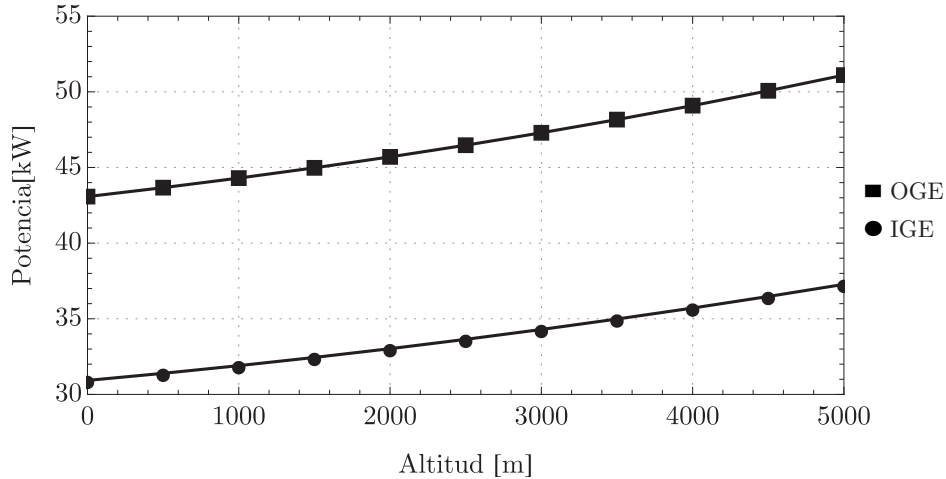


Figura 4.14: Comparativa de la potencia total para Hover OGE e IGE

Como se puede ver, se cumple la definición dada anteriormente: Para una misma tracción ( $MTOW \cdot g$ ) se necesita menos potencia si hay efecto suelo que si no lo hay para el vuelo en cuestión.

### 4.2.2. Vuelo axial

El rendimiento adecuado del vuelo axial es una consideración operacional importante para un helicóptero y deben existir suficientes reservas de potencia para garantizar que el rendimiento del ascenso se mantenga en una amplia gama de pesos brutos y altitudes operacionales. La principal diferencia con el vuelo a punto fijo es la aparición de una potencia ascensional<sup>1</sup> (*climb power*) debida precisamente al ascenso (o descenso) del helicóptero. Esta viene definida como:

$$P_c = \frac{\kappa}{B} T \cdot V_z \quad (4.15)$$

De la ecuación anterior es trivial obtener que a medida que aumente la velocidad axial aumentará la potencia ascensional para un mismo peso.

<sup>1</sup>Realmente la potencia ascensional es incluida por la mayoría de autores como parte de la potencia inducida, siendo lo más común tener una expresión de la potencia inducida según la TCM de  $P_i = T(V_z + v_i)$  (a falta de los factores de corrección). En este caso, se opta por desglosar ambas potencias para ver qué velocidad es la que gobierna sobre la potencia en vuelo axial.

En lo que se refiere a la potencia inducida, esta dependerá de la velocidad inducida y de la tracción quedando así su expresión ya obtenida anteriormente:

$$P_i = \frac{\kappa}{B} T \cdot v_i \quad (4.16)$$

Donde la velocidad inducida se obtiene de aplicar las teorías de cantidad de movimiento y momento sobre el volumen de control de la Figura 2.2 y desarrollarlas, obteniéndose la expresión mostrada a continuación [15]:

$$\frac{v_i}{v_h} = -\frac{1}{2} \frac{V_z}{v_h} \sqrt{\frac{1}{4} \left(\frac{V_z}{v_h}\right)^2 + 1} \quad (4.17)$$

Nótese la distinción que aparece ahora entre la velocidad inducida y la velocidad para vuelo a punto fijo. La representación de esta ecuación permite conocer la variación de la velocidad inducida con respecto a la ascensional:

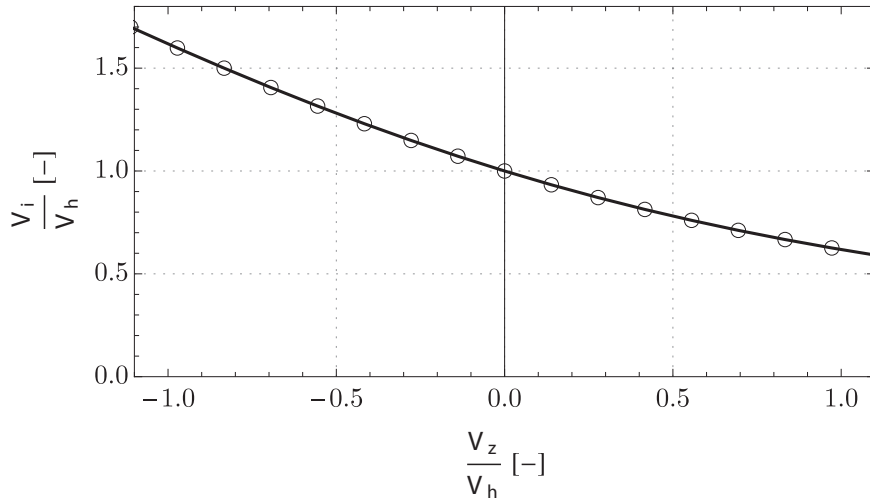


Figura 4.15: Velocidad inducida adimensional en el plano del rotor

Se aprecia como la velocidad inducida siempre es positiva, aspecto que ya se había tenido en cuenta en la Ec.4.17 ya que se había tomado únicamente la parte positiva de la raíz. Se obtiene que cuanto mayor sea la velocidad de ascenso, menor será la velocidad inducida del fluido. Para vuelo axial ascendente la velocidad inducida será máxima para vuelo a punto fijo, mientras que para vuelo axial descendente cuanto más grande sea la velocidad en valor absoluto mayor será la  $v_i$ .

En lo que respecta a la potencia parásita, su fórmula es análoga a la de la Ec. 4.10.

Lo último que falta conocer para poder graficar convenientemente las potencias para este tipo de vuelo es la máxima velocidad ascensional (*maximum climb rate*), parámetro muy relevante pues es otro factor de rendimiento que depende del peso y que siempre

es proporcionado por los fabricantes. Esta velocidad se alcanzará disponiéndose de un excedente de potencia, es decir, aún dispondrá de potencia suficiente con respecto a la potencia requerida. Para la obtención de la máxima velocidad ascensional se ha de iterar con la siguiente fórmula:

$$\frac{P_h + \Delta P}{P_h} = \frac{V_z}{2v_h} + \sqrt{\frac{V_z}{(2v_h)^2} + 1} \quad (4.18)$$

Tras iterar se obtiene que para el presente helicóptero que la velocidad máxima de ascenso es  $V_z = 8,6 \text{ m/s}$ . Por tanto, las gráficas tomarán como valor máximo en el eje de la velocidad vertical 8 m/s, estableciendo así un pequeño margen de seguridad.

### Vuelo axial ascendente

Se puede realizar el estudio de la evolución de las potencias en función de las altitudes de vuelo y de la velocidad de ascenso.

Comenzando por esta última y aplicando las fórmulas de las potencia inducida y parásita para vuelo axial se obtiene:

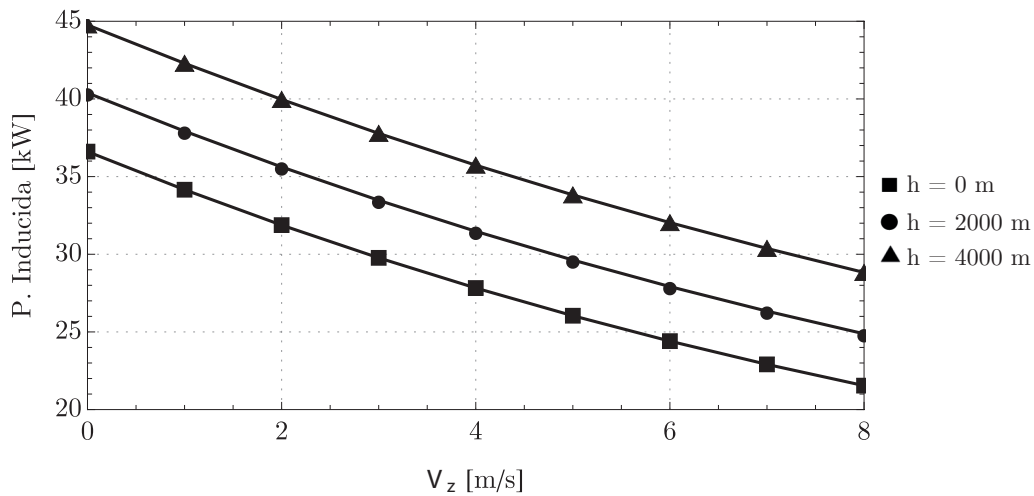


Figura 4.16: Potencia inducida en función de la velocidad de ascenso para distintas altitudes

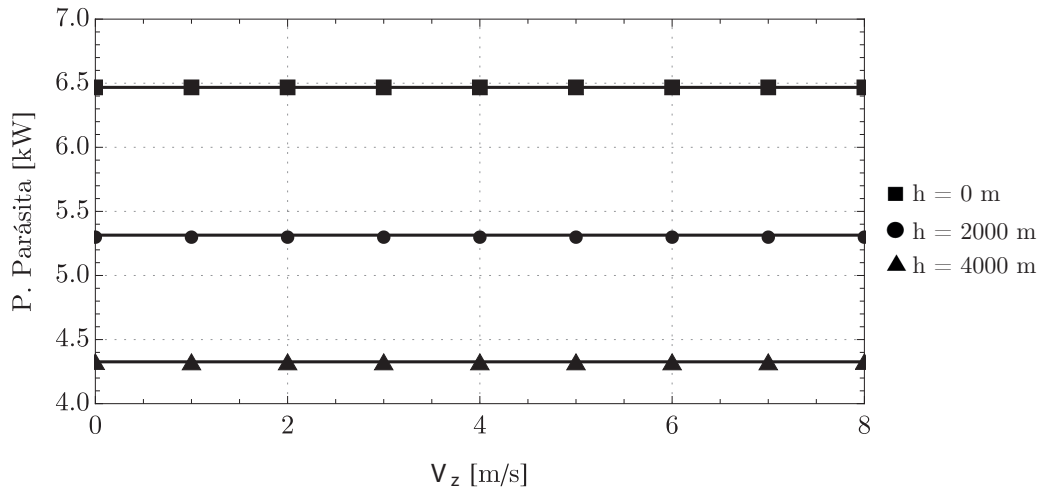


Figura 4.17: Potencia parásita en función de la velocidad de ascenso para distintas altitudes

En la Figura 4.16 se observa cómo la potencia inducida disminuye cuando la velocidad axial aumenta. Esto se debe a que depende de la velocidad inducida, que es máxima para  $V_z = 0 \text{ m/s}$  (vuelo a punto fijo) y disminuye con la velocidad de avance siguiendo lo obtenido en la Fig. 4.15. Además, cuanto mayor es la altitud de vuelo mayor es la potencia inducida ya que la velocidad inducida aumenta con la altitud para el vuelo axial ascendente, siendo la potencia inducida siempre positiva lo que indica que el rotor aporta energía al fluido.

Por otro lado, la potencia parásita mantiene la misma tendencia que para el vuelo a punto fijo pues sus expresiones son idénticas, manteniéndose constante con la velocidad de vuelo y siendo mayor cuanto menor es la altitud, ya que la variable que gobierna esta potencia es la densidad.

La última potencia que falta para obtener la potencia total en vuelo axial ascendente es la potencia ascensional, cuyo significado se ha explicado anteriormente y su resultado al graficarlo es el siguiente:



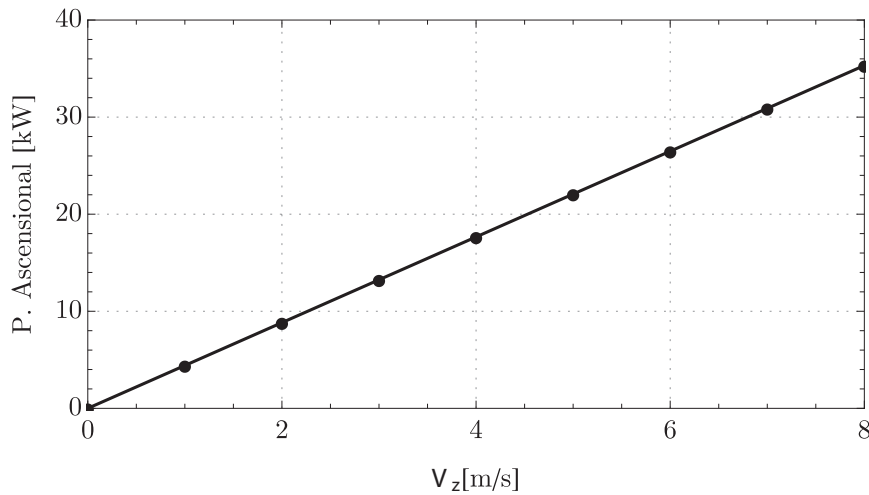


Figura 4.18: Potencia ascensional en función de la velocidad de ascenso para  $h = 2000$  m

En la Figura 4.18 se representa una única altitud pues es constante con respecto a esta. Además, se aprecia con total claridad un aumento lineal de esta potencia con la velocidad ascensional. Este aumento es mayor que la disminución que sufre la potencia inducida  $y$ ; por tanto, la potencia total en función de la velocidad ascensional cabe esperar que aumente con esta:

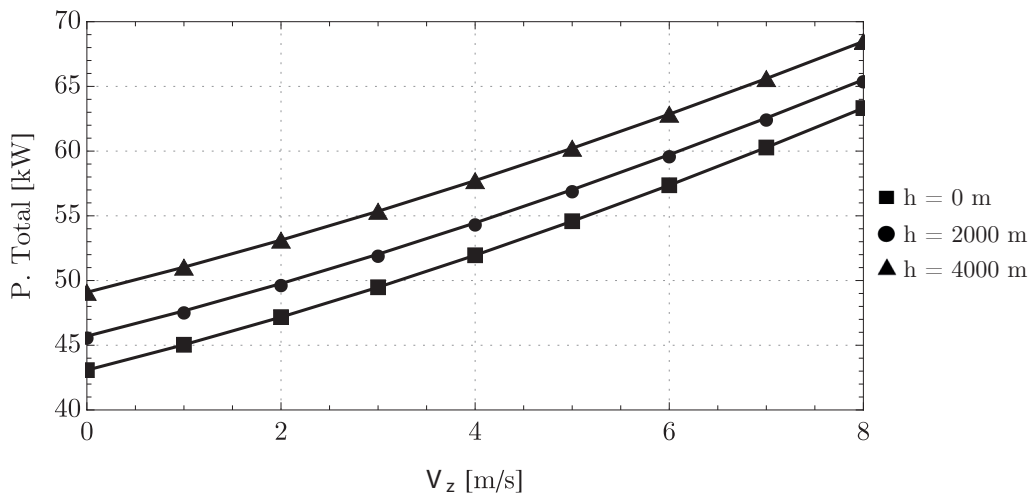


Figura 4.19: Potencia total en función de la velocidad de ascenso para distintas altitudes

Se cumple lo que se había comentado y, además, la potencia total aumenta con la altitud puesto que sigue la misma tendencia que la potencia inducida. La potencia total también se puede representar en función de la altitud de vuelo para distintas velocidades de ascenso, donde las explicaciones serán análogas a las ya dadas por lo que la potencia total aumentará tanto con la altitud como con la  $V_z$ :

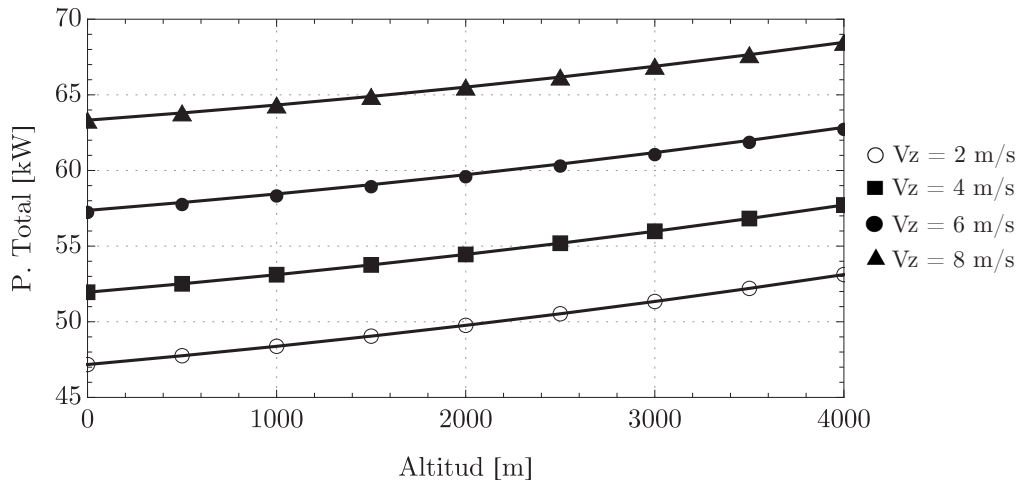


Figura 4.20: Potencia total en función de la altitud de vuelo para distintas velocidades de ascenso

### Vuelo axial descendente

El modelo empleado anteriormente para el vuelo axial ascendente no es aplicable para el descendente debido a que a velocidades de descenso relativamente bajas el campo fluido que aparece está muy alejado de la configuración unidimensional empleada en la TCM (ya que aparecen una serie de torbellinos que, como ya se comentó, no son modelados en dicha teoría). Existen tres regímenes diferentes de vuelo <sup>2</sup> en descenso en función de la velocidad descensional:

1. **Anillos turbillonarios:** Su característica principal es que la velocidad de descenso es muy baja, siendo inferior a la velocidad inducida en módulo. En este régimen aparecen torbellinos de punta de pala que se aproximan al plano del rotor, situación altamente no estacionaria que produce que la estela no esté perfectamente definida y; por ende, no se pueda aplicar la TCM.

El rango de velocidades donde se producen anillos turbillonarios es el siguiente:

$$-v_i < V_z < 0$$

2. **Estela turbulenta:** Este régimen se caracteriza por la aparición de una estela turbulenta y aperiódica, con lo que el flujo es similar al de la estela generada en un cuerpo romo.

<sup>2</sup>Según distinta bibliografía se podría incluir un cuarto régimen de vuelo, el de *autorrotación ideal* que tiene lugar cuando la velocidad de descenso iguala a la velocidad inducida en módulo. Sin embargo, este régimen se puede considerar como una mera transición entre anillos turbillonarios y estela turbulenta por lo que a veces no se considera como un régimen aparte como tal.

Nuevamente, no es aplicable la TCM y se da en el siguiente rango de velocidades:

$$-2v_i < V_z < -v_i$$

3. **Molinete frenante:** La principal diferencia con los regímenes anteriores es que la estela vuelve a estar definida, siendo su comportamiento lineal y se puede aplicar TCM de manera análoga al vuelo axial ascendente cuando se cumple que:

$$V_z < -2v_i$$

La representación gráfica del comportamiento del fluido en los regímenes anteriores se recogen en la Figura 4.21:

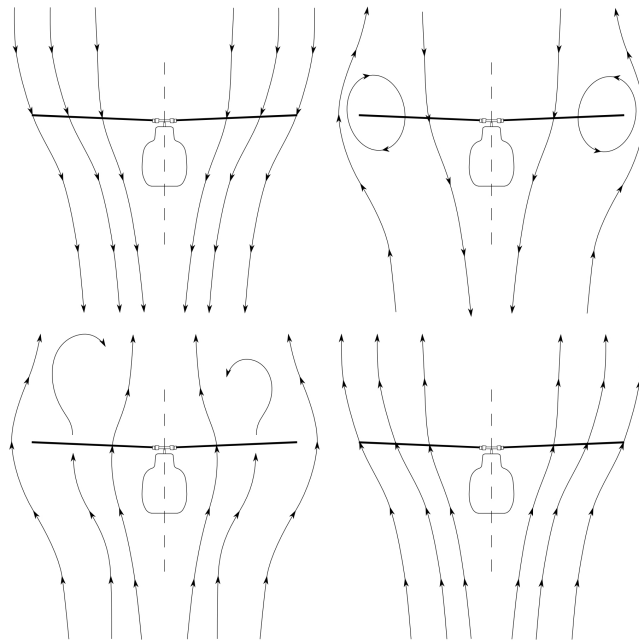


Figura 4.21: Regímenes de vuelo axial descendente. Superior izquierda: Estado normal. Superior derecha: Anillos turbillonarios. Inferior izquierda: Estela turbulenta. Inferior derecha: Molinete frenante. [37]

En lo que respecta al helicóptero en sí, se sabe que este tiene una  $v_{i0} = 7,2\text{ m/s}$ . Se despeja de la expresión del molinete frenante se obtiene y se obtiene que la TCM únicamente es aplicable cuando la velocidad de descenso es dos veces mayor en módulo a la inducida, por lo que sería aplicable a partir de velocidades de descenso mayores en módulo a  $14.4\text{ m/s}$ , velocidades las cuales son demasiado elevadas y que no son alcanzables para este helicóptero (la velocidad máxima ascensional era de  $8.6\text{ m/s}$  y las de descenso

suelen ser todavía inferiores), por lo que no es posible aplicar TCM y representar así las potencias para este tipo de vuelo. Esto no significa que este vuelo no sea realizable, de hecho los regímenes de anillos turbillónarios y estela turbulenta están presentes en todos los vuelos, simplemente no es posible modelar las potencias en este caso.

Esta última explicación se ve reflejada de forma todavía más clara en un gráfico elaborado por Leishman donde se aprecia claramente la no linealidad de la estela cuando el cociente  $\frac{V_z}{v_h}$  va de 0 a -2:

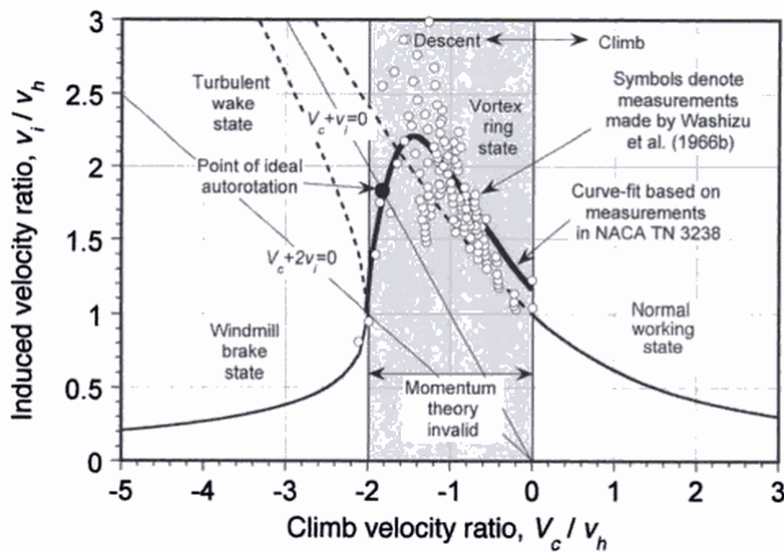


Figura 4.22: Explicación de los regímenes de descenso por Leishman [14]

### 4.2.3. Vuelo de avance

El vuelo en avance de un helicóptero es bastante más complejo que el vuelo axial debido a las condiciones bajo las que se realiza este ya que, como se comentó al comienzo de este capítulo, el estado de avance supone una variación azimutal de la presión dinámica en el entorno de los perfiles, de forma que la sección de avance de las palas rota a una velocidad mayor que la sección de retroceso produciéndose una asimetría en la sustentación [2]. Si se quiere hacer un estudio minucioso del problema aerodinámico en el rotor se requiere el uso de modelos complejos como RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*), DES (*Detached Eddy Simulation*), etc.

Sin embargo en muchos casos resulta inviable tanto a nivel computacional como económico, por lo que como sucedía en los anteriores tipos de vuelo, se requiere de modelos simplificados que se aproximen bien a la realidad. Por ello, se decide usar la TCM con el modelo de Glauert (1926). Usando las simplificaciones de esta teoría y bajo la asunción de ciertos supuestos se puede calcular la evolución de las distintas potencias con el uso de

las fórmulas que se comentarán a continuación:

La velocidad inducida para vuelo en avance se define como:

$$v_i = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V_\infty \cos\alpha_D)^2 + (V_\infty \sin\alpha_D + v_i)^2}} \quad (4.19)$$

El ratio de avance ( $\mu$ ) tiene la siguiente forma:

$$\mu = \frac{V_\infty \cos\alpha_D}{\Omega R} \quad (4.20)$$

Por otra parte, el ratio de flujo ( $\lambda$ ) se obtendrá iterando con la siguiente fórmula:

$$\lambda = \mu \tan\alpha_D + \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (4.21)$$

Este último parámetro lleva implícita la velocidad inducida pues se define también como  $\lambda = (V_z + v_i)/(\Omega R)$ , por lo que se introducirá directamente este parámetro en el cálculo de la potencia inducida, que se calcula mediante la siguiente expresión (empleando TCM):

$$P_i = \frac{\kappa}{B} T \lambda \Omega R \quad (4.22)$$

La potencia parásita del perfil toma la siguiente expresión (empleando TEP):

$$P_0 = \rho S (\Omega R)^3 \frac{C_{d0}\sigma}{8} (1 + 5\mu^2) \quad (4.23)$$

Por último, la potencia debida al fuselaje (parásita) es:

$$P_f = \frac{1}{2} \rho v^3 f \quad (4.24)$$

Donde  $f$  es el área de placa plana equivalente del helicóptero, que modela la resistencia parásita generada por el helicóptero completo. De la Figura 4.23 y teniéndose en cuenta un peso de 450 kg (992 lb) se obtiene que  $f = 2,3ft^2$ , lo que equivale a  $0,2137 m^2$ :

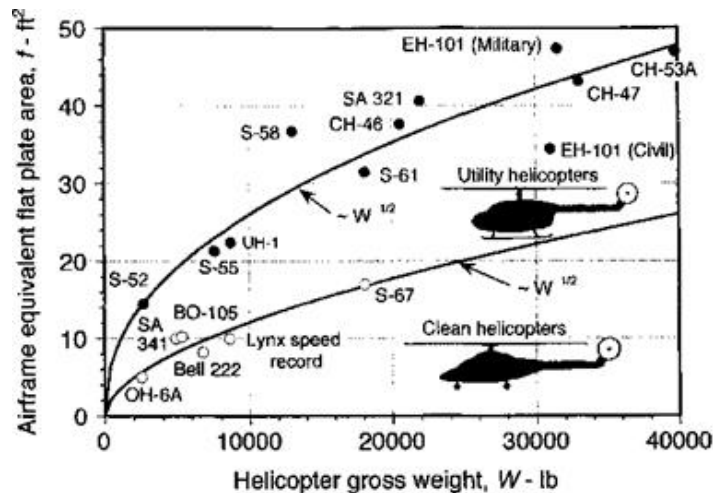


Figura 4.23: Placa plana equivalente en función del peso máximo al despegue [5]

Aplicando las expresiones anteriores y considerándose un vuelo de avance completamente horizontal, es decir,  $\alpha_D = 0$  se obtienen las siguientes potencias para vuelo en avance (se ha optado por representar una altitud de  $h = 0\text{ m}$ , pues cada altitud tiene su propia curva de potencia):

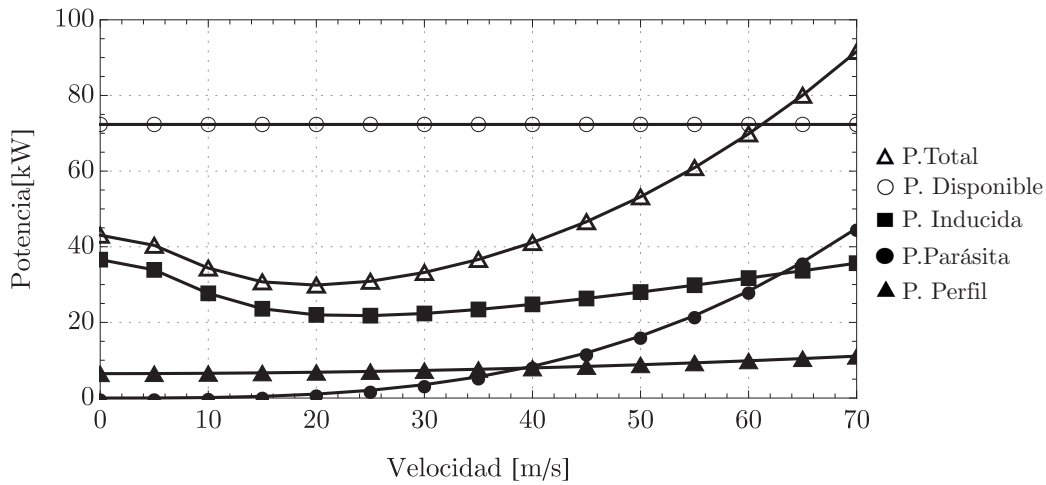


Figura 4.24: Curva de potencia para una altitud de 0 m

Lo más destacable de la Figura 4.24 es que para bajas velocidades la potencia total sigue la misma tendencia que la potencia inducida pero, al empezar a aumentar la velocidad (entorno a los 30 m/s) la potencia parásita comienza a aumentar drásticamente pues esta depende de la velocidad al cubo, de forma que para medias y altas velocidades la potencia que gobierna sobre la total es la parásita. Si se pretende comprobar que los cálculos realizados con respecto a la curva de potencia son correctos se puede comparar con una figura extraída de *Ballin* (1987):

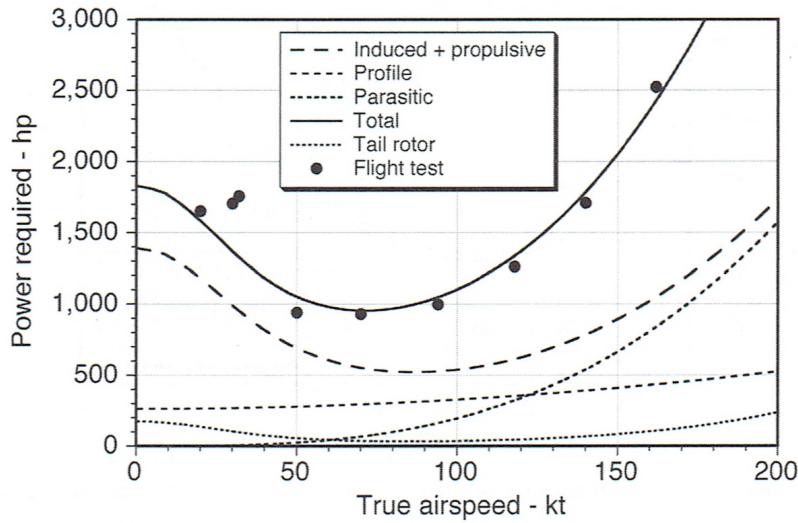


Figura 4.25: Curva de potencia obtenida por Ballin (1987) [16]

Tal y como se observa, ambas figuras siguen las mismas tendencias, por lo que se puede concluir con que los cálculos realizados para el vuelo en avance son correctos.

El último aspecto que falta por tratar en vuelo en avance es el ángulo de inclinación con el que volará el helicóptero. Debido a que los rotores del helicóptero son requeridos para producir tanto la fuerza de sustentación (para superar el peso del propio helicóptero) y para producir la fuerza propulsiva (para adecuar el vuelo en avance), el disco del rotor debe estar inclinado hacia delante con un ángulo de ataque relativo al fluido que le llega [17]. Así pues, se puede obtener el coeficiente de tracción en función del ángulo de cabeceo mediante la siguiente fórmula:

$$C_T = 0,5 \sigma C_{l\alpha} \left( \frac{\Theta_0 - \alpha_0}{3 - \frac{\lambda_h}{2}} \right) \quad (4.25)$$

Los datos utilizados para la aplicación de la Ec. 4.25 son:

Parámetro	Valor
$\sigma (-)$	0,04
$\alpha_0 (rad)$	0,0253
$C_{l\alpha} (-)$	0,1095
Área ( $m^2$ )	34,75
$V_{tip} (m/s)$	184,82

Tabla 4.2: Datos utilizados para la obtención del ángulo de cabeceo

Los resultados obtenidos para la configuración de MTOW y una altitud de 0 m se ven recogidos en la Tabla 4.3:

Parámetro	Valor									
$\Theta_0$ (deg)	0	1	2	3	4	5	6	7	8	
$\Theta_0$ (rad)	0	0,0175	0,0349	0,0524	0,0698	0,0873	0,1047	0,1222	0,1396	
$C_T$ (-)	0	0,0007	0,0014	0,0021	0,0029	0,0036	0,0043	0,0050	0,0058	

Tabla 4.3: Cálculo del coeficiente de tracción en función del ángulo de cabeceo

Como ya se comentó anteriormente en el trabajo, el coeficiente de tracción para la configuración de MTOW toma un valor de  $C_T = 0,00304$ , por lo que el ángulo de cabeceo que le corresponde es de  $\Theta_0 = 4,25^\circ$ .

### 4.3. Actuaciones básicas en vuelo horizontal

Como ya se comentó en el Capítulo de *Marco Teórico*, mediante el método de la energía se puede estimar las actuaciones básicas del helicóptero pues este permite obtener una aproximación de la potencia que se requiere para cierta condición de vuelo. Esta aproximación es conocida como Curva de Potencia, cuya expresión general ya se escribió en la Ec. 2.3.

Sin embargo, para el cálculo de las actuaciones del presente helicóptero se utilizará la aproximación de alta velocidad ( $V_H/v_{i0} \gg 1$ ), resultando así la siguiente ecuación de curva de potencia a utilizar:

$$\frac{P_{rp}}{P_{i0}} = \kappa \frac{v_{i0}}{V_H} + \frac{f}{4S} \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^3 + \frac{\sigma C_{d0}}{16 \left( \frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[ 1 + K \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \frac{C_w}{2} \right] \quad (4.26)$$

Los términos de la expresión anterior están asociados al modelado de cada tipo de potencia:

- $\frac{P_{rp}}{P_{i0}}$  → Potencia adimensional del rotor principal.
- $\kappa \frac{v_{i0}}{V_H}$  → Término asociado a la aceleración de la corriente para vuelo en avance.
- $\frac{f}{4S} \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^3$  → Término asociado a la resistencia aerodinámica del fuselaje.
- $\frac{\sigma C_{d0}}{16 \left( \frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[ 1 + K \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \frac{C_w}{2} \right]$  → Término asociado a la resistencia parásita de los perfiles por la rotación del rotor y a la resistencia parásita del avance del rotor.



Las hipótesis que se tomarán para aplicar la Ecuación 4.26 y calcular así las actuaciones son:

- La masa del helicóptero y el consumo específico del Rotax 914 se tomarán como constantes (450 kg y 0,275 kg/kWh).
- El vuelo es completamente horizontal ( $V_z = 0$  m/s).
- Se calcularán las actuaciones partiendo de la altitud a nivel del mar.
- La potencia de la transmisión nunca será limitante y las maniobras serán realizables.
- La eficiencia de la transmisión es del 95 % ( $\eta_{TRA} = 0,95$ ), por lo que habrá un 5 % de pérdidas hacia el rotor principal y el antipar.
- Se introducirá un nuevo factor correctivo,  $K$ , que modela el consumo de potencia asociado a las fuerzas de resistencia en la dirección de la envergadura de la pala. Toma un valor de  $K = 4,5$ .

El rendimiento del motor se puede calcular de la siguiente forma y será utilizado en todos los cálculos de las actuaciones:

$$\eta_M = \frac{1}{1 - \eta_{Trp}} + \frac{\eta_{ra}}{1 - \eta_{Tra}} = 1,095 \quad (4.27)$$

### 4.3.1. Máxima autonomía en vuelo horizontal

Para la máxima autonomía se busca el mínimo de la curva de potencia, por lo que se ha de buscar la  $V_H$  que cumpla con la siguiente igualdad:

$$\frac{\partial \left( \frac{P_{rp}}{P_{i0}} \right)}{\partial \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)} = 0 \quad (4.28)$$

Aplicando esta condición sobre la Ec. 4.26 se obtiene la ecuación de donde se deberá despejar  $V_H$ :

$$0 = -\kappa \left( \frac{v_{i0}}{V_H} \right)^2 + \frac{3f}{4S} \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 + \frac{\sigma C_{d0}}{8 \left( \frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} K \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right) \frac{C_w}{2} \quad (4.29)$$

Resolviendo la ecuación anterior con el software *Mathematica*<sup>®</sup> se obtiene que la velocidad para máxima autonomía es  $V_H = 26$  m/s y que la potencia que debe aportar el motor es  $P_M = 19,29$  kW. Para calcular el tiempo de máxima autonomía bastará con aplicar la siguiente fórmula y pasar a unidades de SI:

$$t = \frac{M_{fuel}}{C_e P_M} = 8,3 \text{ h} \quad (4.30)$$

### 4.3.2. Máximo alcance en vuelo horizontal

Para la obtención del máximo alcance se busca el mínimo de la función  $\frac{P_{rp}(V_H)}{V_H}$ , por lo que se busca que la  $V_H$  cumpla con la siguiente igualdad:

$$\frac{\partial \left( \frac{P_{rp}}{P_{i0}} \cdot \frac{v_{i0}}{V_H} \right)}{\partial \left( \frac{V_H}{v_{i0}} \right)} = 0 \quad (4.31)$$

Aplicando la expresión anterior sobre la curva de potencia de alta velocidad y despejando la velocidad horizontal se obtiene que la velocidad a la que se debe realizar esta maniobra es  $V_H = 41 \text{ m/s}$ , mientras que la potencia del motor es  $P_M = 24,55 \text{ kW}$ .

La máxima distancia recorrida por el helicóptero se calcula con la siguiente fórmula:

$$D = V_H \cdot \frac{M_{fuel}}{C_e P_M(V_H)} = 970 \text{ km} \quad (4.32)$$

### 4.3.3. Velocidad máxima horizontal

La máxima velocidad horizontal se alcanzará cuando el motor esté desarrollando la máxima potencia ( $P_{Mmax}$ ). Puesto que  $P_M(V_H) = \eta_M P_{rp}(V_H) \rightarrow P_{rpmax} = \frac{P_{Mmax}}{\eta_M}$ .

La potencia máxima obtenida es  $P_{Mmax} = 66,1 \text{ kW}$ . Despejando de la curva de potencia se obtiene que la **velocidad horizontal máxima es  $V_{Hmax} = 59,5 \text{ m/s}$** .

### 4.3.4. Techos de vuelo a punto fijo y de servicio

Como ya se comentó en el apartado de vuelo a punto fijo, los techos de vuelo se obtendrían en las actuaciones a partir de la curva de potencia. Para ello se tiene en cuenta que  $V_H$  y  $V_V$  son nulas (vuelo a punto fijo), por lo que se desprecian sus términos en la Ec. 4.26. Nuevamente se usa el modelo de Knight & Hefner para la obtención del  $k_G$ .

Para calcular las distintas altitudes se tendrá que en este caso la potencia proporcionada por el motor y la densidad estarán en función de la altitud de vuelo según las expresiones siguientes:

$$\rho = \rho_0 \left( 1 - \frac{h}{44330} \right)^{4,256} \quad (4.33)$$

$$P_{Mc} = PMC \left( 1 - \frac{h}{44330} \right)^{3,62} \quad (4.34)$$

Aplicando las dos expresiones anteriores y despejando la  $h$  se obtiene que  $h_{OGE} = 3346 \text{ m}$  y  $h_{IGE} = 4100 \text{ m}$ .

Como ya se ha aclarado anteriormente, el techo de vuelo puede pensarse como el punto donde la potencia requerida iguala a la disponible y por consiguiente  $V_H$  y  $V_z$  son 0. Esto realmente es cierto pero en los apartados anteriores no se tenía en cuenta el rendimiento del motor por lo que las aproximaciones no eran lo suficiente precisas. Por ello, las hipótesis del método de la energía son algo más asumibles por lo que se decide emplear este método para la obtención de los techos de vuelo tanto para este capítulo como para capítulos próximos.

En lo que respecta al techo de vuelo en servicio, se dice que se ha alcanzado este cuando todavía se dispone de un margen de velocidad ascensional de 0.5 m/s [18], por lo que añadiendo el término de velocidad ascensional (adimensionalizado) sobre la ecuación de la curva de potencia y utilizando las Ec. 4.33 y 4.34 se obtiene que  $h_{service} = 2990 m$ .

## *Implementación de un motor prototipo*

El objetivo de este capítulo es implementar sobre el helicóptero desarrollado anteriormente un motor prototipo con la idea de ver si es competitivo con respecto a los motores actuales del mercado. En este caso se comparará directamente con el Rotax 914 pues es el motor que se ha utilizado durante todo el proyecto.

El mapa motor seleccionado es el que otorga la máxima potencia, recogiendo sus parámetros en la tabla siguiente:

<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidades</b>
SFC	217.2	g/kW h
PMTO	52.2	kW
Torque	141.1	Nm
RPM	3500	rpm
Fuel mass flow	4.2	g/h
Peso	30	kg

Tabla 5.1: Parámetros del motor prototipo para el mapa motor de máxima potencia

Como se puede apreciar, es un motor mucho más ligero que el Rotax 914 (48 kg menos que el modelo del Rotax 914 seleccionado), por lo que se habrá de ajustar el peso del helicóptero. Además, se supone un peso de 5 kg menos de combustible ya que tiene menor capacidad.

Ya conocidos los parámetros del motor se procederá a comparar los resultados obtenidos tras la implementación del prototipo frente a los obtenidos en el capítulo anterior con el helicóptero de diseño. Las fórmulas y la metodología empleada es análoga al del caso anterior, por lo que únicamente se graficarán y cuantificarán resultados para posteriormente poder extraer conclusiones acerca del prototipo.

Los parámetros del helicóptero tras ajustar el peso con el motor prototipo son los siguientes:

Parámetro	Valor	Unidades
MTOW	397	kg
PMTO	52.2	kW
PMC	44.6	kW
$C_T$	0.0027	-
$v_{i0}$	6.76	m/s
$\kappa$	1.12	-
B	0.974	-

Tabla 5.2: Parámetros ajustados del helicóptero tras la implementación del motor prototipo

En la Tabla 5.2 únicamente aparecen los parámetros que han sido reajustados para realizar los cálculos de nuevo y únicamente han variado parámetros que dependen de la masa. Por tanto, el resto de parámetros del rotor como el área, el radio, la velocidad en punta de pala, etc. se han mantenido iguales que en el caso anterior.

## 5.1. Comparativa Rotax 914 vs Motor prototipo para distintos regímenes de vuelo

A diferencia del capítulo anterior donde se desglosaban los distintos tipos de potencia para cada tipo de vuelo en este caso únicamente se grafican las comparativas entre las potencias totales y sus correspondientes diferencias relativas, haciendo referencia a cómo varían las actuaciones al implementar el prototipo.

### 5.1.1. Vuelo a punto fijo

#### Vuelo a punto fijo sin efecto suelo (Hover OGE)

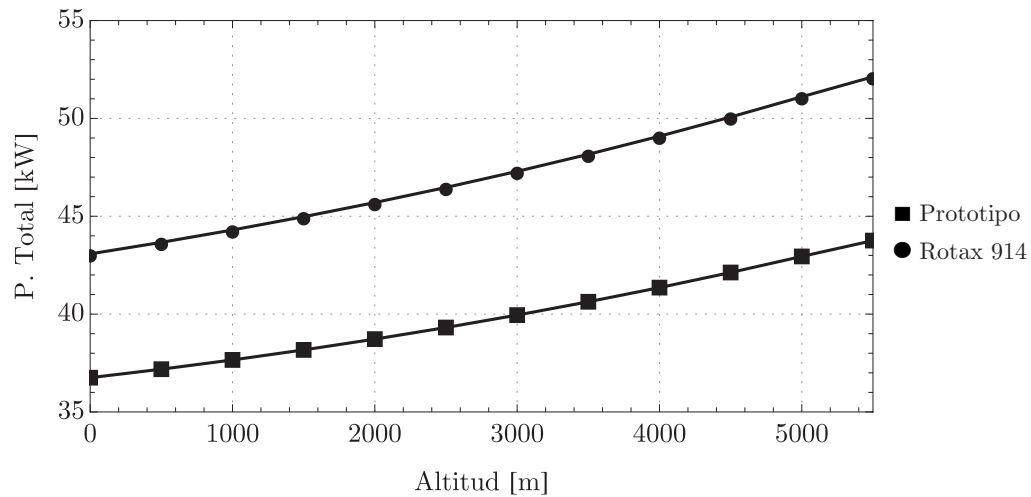


Figura 5.1: Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo sin efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo

A simple vista ya se ve que el helicóptero en el que se implementa el prototipo necesita menos potencia para una misma altitud de vuelo para realizar vuelo a punto fijo sin efecto suelo. Esto era de esperar pues la potencia total depende de la masa si se mantienen todos los otros parámetros. La diferencia relativa de potencia se puede cuantificar en la siguiente Figura:

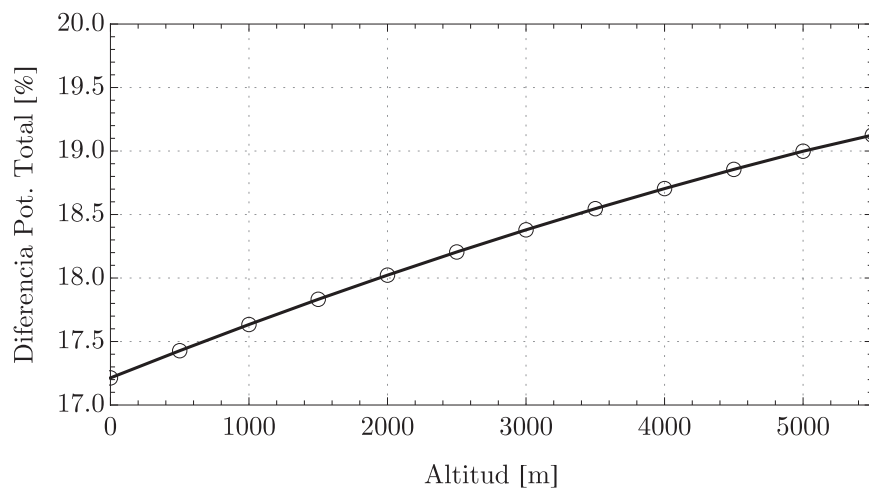


Figura 5.2: Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo sin efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo

Como se observa, si el helicóptero dispone del motor prototipo se necesita entre un 17% y un 19% menos de potencia para realizar este tipo de vuelo. No obstante, donde de verdad se ve afectado el helicóptero por la disminución de la potencia del motor es en el techo de vuelo. Aplicando las Ecs. 4.33 y 4.34 y con el método de la energía se obtiene que el **techo de vuelo a punto fijo sin efecto suelo** es de **632 m**. Por tanto, de las gráficas únicamente se debería comparar hasta tal altitud y, además, cabe comentar que el techo de vuelo se ha visto muy reducido con respecto a la utilización del Rotax 914 (3346 m).

### Vuelo a punto fijo con efecto suelo (Hover IGE)

La explicación y las tendencias son análogas a las del caso anterior. Se obtiene:

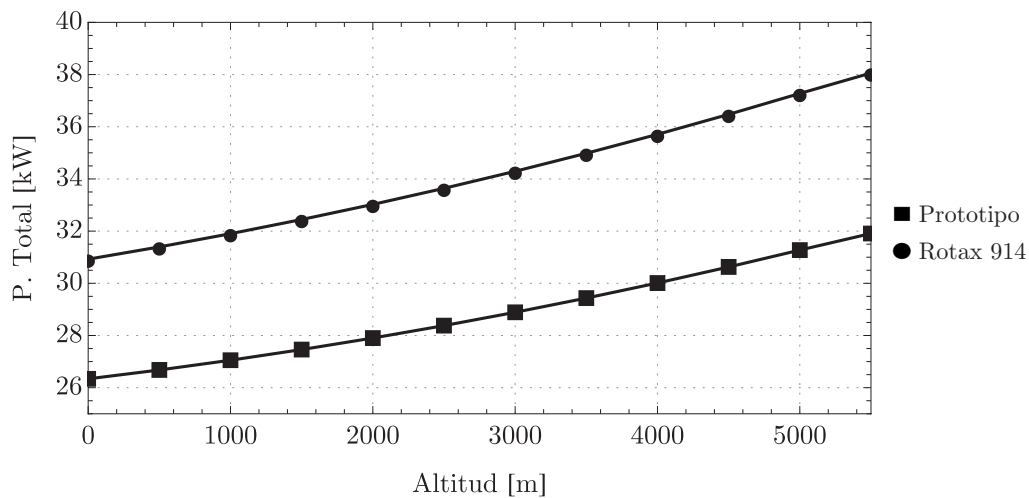


Figura 5.3: Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo con efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo

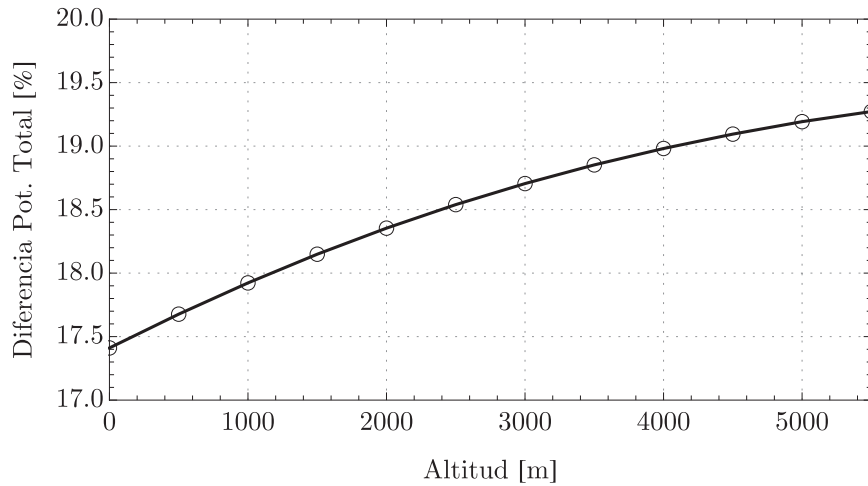


Figura 5.4: Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo a punto fijo con efecto suelo entre el Rotax 914 y el motor prototipo

Nuevamente, en lo que más se va a ver afectado el helicóptero por la implementación del nuevo motor es el techo de vuelo, el cual es para este vuelo de **1443 m**, por los 4100 m que se tenía con el Rotax.

En principio, los techos de vuelo a punto fijo parecen algo limitados para este peso de helicóptero con este motor. En lo que respecta al techo de vuelo en servicio, ya se comentó que se daba cuando todavía se dispone de un margen de  $V_z = 0,5 \text{ m/s}$ . Aplicando las Ecs. 4.26, 4.33 y 4.34 se tiene que  $h_{service} = 170 \text{ m}$ . De nuevo, el valor es muy limitado.

### 5.1.2. Vuelo axial

Tal y como se hizo en el diseño del helicóptero con el Rotax 914, uno de los parámetros más importantes que se deben conocer del vuelo axial es el *maximum climb rate* del helicóptero. Iterando de nuevo con la fórmula de la Ec. 4.18 se tiene que tras la implementación del motor prototipo  $V_{z,max} = 3,3 \text{ m/s}$  (menos de la mitad que con el Rotax 914). Para este peso del helicóptero, se sabe de la Tabla 5.2 que la  $v_{io} = 6,76 \text{ m/s}$ , por lo que para poder aplicar la TCM en vuelo axial de descenso tendría que alcanzar velocidades de descenso mayores a  $13,52 \text{ m/s}$ , lo cual resulta imposible. Por tanto, únicamente se comparará el vuelo axial ascendente entre ambos.

En lo que respecta a la potencia en función de la altitud, se ha elegido una velocidad de ascenso que puedan alcanzar ambos helicópteros, en este caso  $V_z = 2 \text{ m/s}$ . Se obtiene:



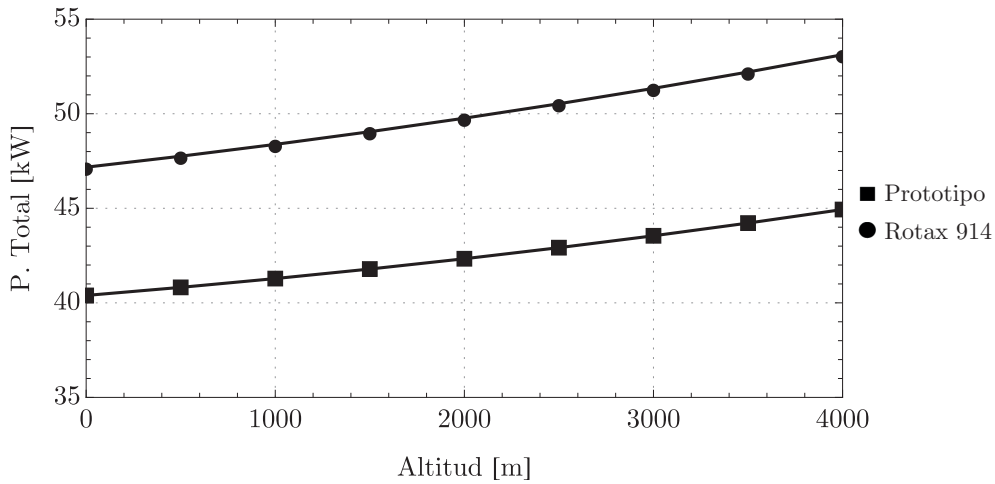


Figura 5.5: Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $V_z = 2 \text{ m/s}$

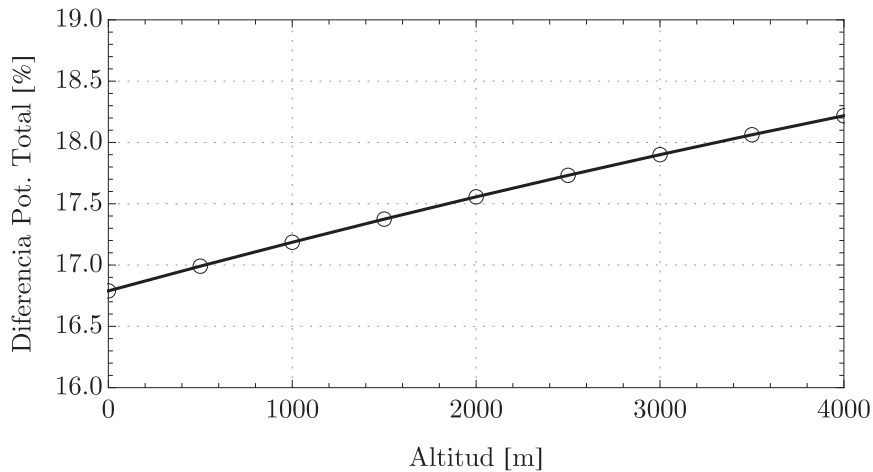


Figura 5.6: Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $V_z = 2 \text{ m/s}$

Se observa que se necesita entre un 16,8 ~ 18,2% menos de potencia para realizar vuelo axial ascendente a una velocidad de ascenso de 2 m/s con el motor prototipo. No obstante, sucede lo mismo que con el vuelo a punto fijo, donde el techo máximo que se podría alcanzar sería de algo más de 600 m, por lo que únicamente se debería comparar hasta estas altitudes.

La otra forma de comparar la potencia en este tipo de vuelo es entre las velocidades de ascenso para una altitud alcanzable para ambos, en este caso se selecciona altitud a nivel del mar, obteniendo así los siguientes gráficos:

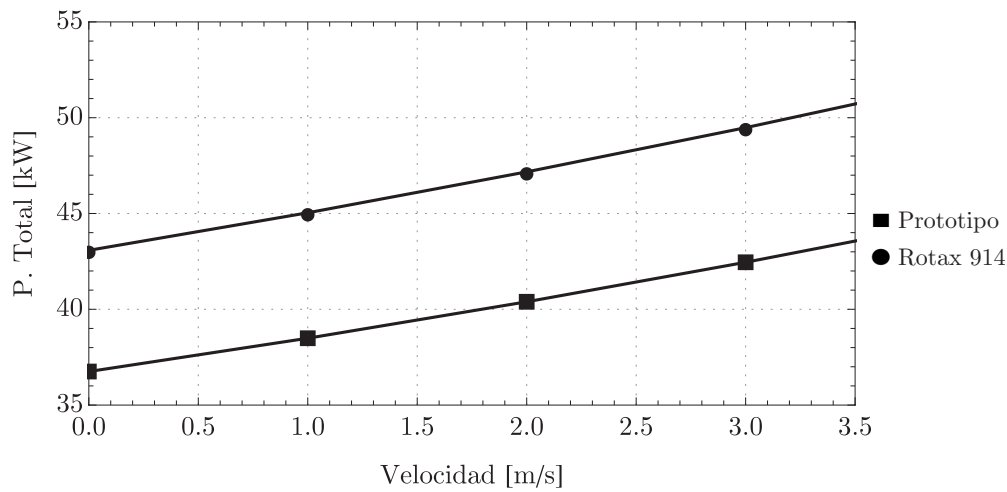


Figura 5.7: Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $h = 0 m$

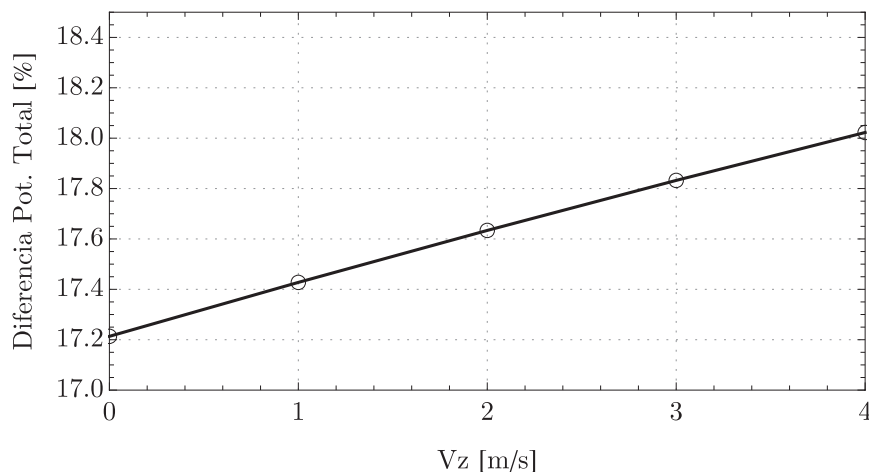


Figura 5.8: Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo axial ascendente entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $h = 0 m$

La Figura 5.8 verifica nuevamente lo que lleva sucediendo en todos los tipos de vuelo, con el prototipo se necesita una cantidad significativamente menor para una misma condición de vuelo. Esto, *a priori*, es una ventaja con respecto al motor con el que se está comparando.

### 5.1.3. Vuelo en avance

Para este tipo de vuelo se representará tanto la comparativa y diferencia entre ambos motores como las curvas de potencia con el motor prototipo. Empezando por esto último las curvas resultantes se representan en la siguiente figura:

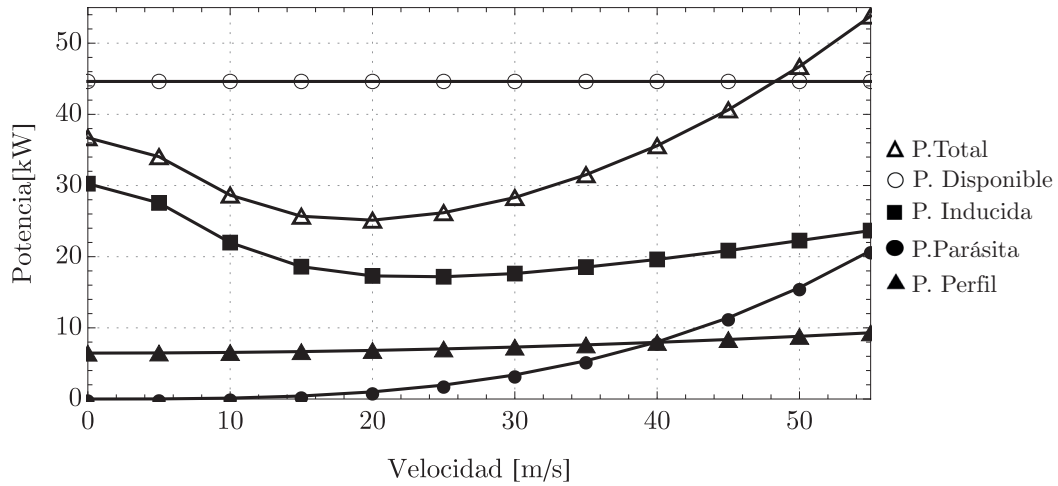


Figura 5.9: Curva de potencia tras la implementación de un motor prototipo para una altitud  $h = 0 m$

Las tendencias son muy similares a las ya obtenidas en el Capítulo 4. Para la obtención de la potencia parásita se ha modificado el valor del área de placa plana equivalente pues esta depende del peso de la aeronave. En este caso se ha utilizado  $f = 0,2044 m^2$ . Lo más destacable en comparación a la curva de potencia del Rotax es que las velocidad de avance máxima será más pequeña pues se dispone de menos potencia y llega antes el punto en el que se requiere más potencia de la que se dispone.

Las comparativas de la potencia total entre ambos se representan en las siguientes figuras:

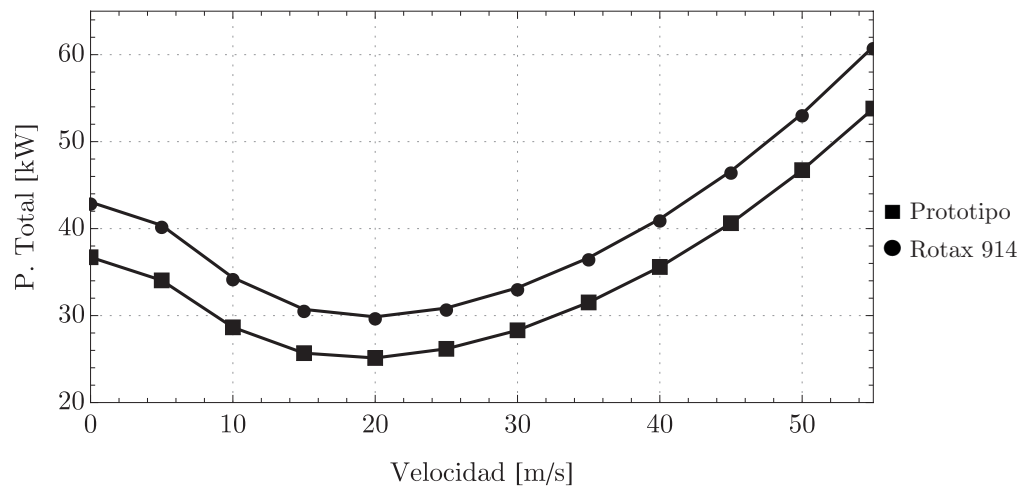


Figura 5.10: Comparativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo en avance entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $h = 0 m$

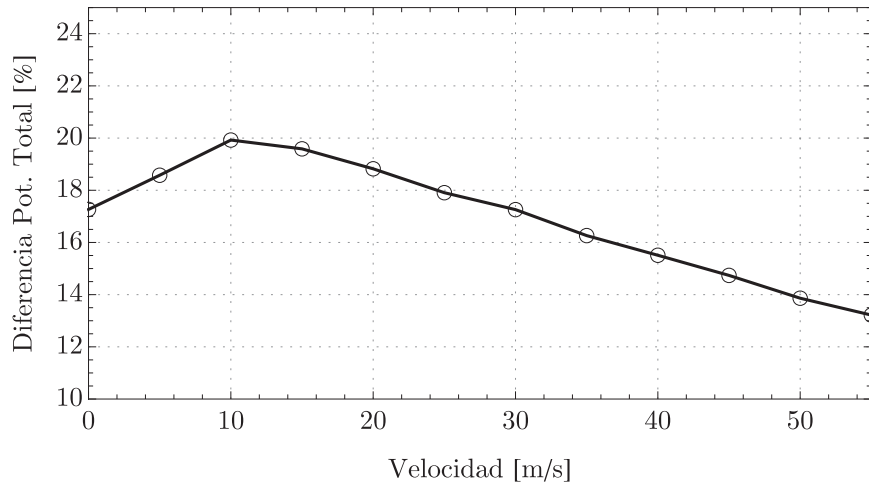


Figura 5.11: Diferencia relativa entre la potencia total requerida para realizar vuelo en avance entre el Rotax 914 y el motor prototipo para  $h = 0 m$

En la Figura 5.10 se puede ver como la diferencia entre ambos se mantiene constante entorno a los 6 kW, lo que explica que si disminuye la potencia total aumente la diferencia relativa y viceversa. Cuanto más aumenta la velocidad de avance menor es la diferencia, llegando a valores de tan solo un 13% menos de potencia para el prototipo.

Lo último que faltaría por obtener es el ángulo de inclinación con el que volaría en este caso el helicóptero. Siguiendo las mismas pautas que en el Capítulo 4 se tiene:

Parámetro	Valor									
$\Theta_0 (deg)$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	
$\Theta_0 (rad)$	0	0,0175	0,0349	0,0524	0,0698	0,0873	0,1047	0,1222	0,1396	
$C_T (-)$	0	0,0007	0,0014	0,0021	0,0029	0,0036	0,0043	0,0050	0,0058	

Tabla 5.3: Cálculo del coeficiente de tracción en función del ángulo de cabeceo usando el motor prototipo

Como se observa, la tabla es exactamente idéntica a la Tabla 4.3, por lo que se intuye que para pesos similares los valores del  $C_T$  para distintos ángulos de inclinación son prácticamente los mismos. Lo que sí que varía es el coeficiente de tracción del helicóptero, por lo que sí que cambiará su ángulo de inclinación. En este caso, para  $C_T = 0,00267$  le corresponde  $\Theta_0 = 3,745^\circ$ , casi medio grado menos que para el caso anterior.

## 5.2. Actuaciones en vuelo horizontal tras la implementación del motor prototipo

Ya se han comentado anteriormente los techos de vuelo tanto para vuelo a punto fijo como de servicio, por lo que únicamente faltará por conocer la autonomía, el rango y la velocidad máxima de avance del helicóptero. Los procedimientos son completamente análogos a los del Capítulo 4 variando parámetros como el consumo específico (SFC), el área de placa plana equivalente (f) o los pesos.

### 5.2.1. Máxima autonomía en vuelo horizontal

Aplicando las Ecs. 4.28, 4.29 y 4.30 se obtiene que la potencia del motor para máxima autonomía es de  $P_M = 19 kW$  y se da para una velocidad de  $26,4 m/s$ . Con todo esto el **tiempo de máxima autonomía** es de 9.46 h, lo que supone más de 1 h de autonomía de lo que se obtenía con el Rotax 914.

### 5.2.2. Máximo alcance en vuelo horizontal

Se hace uso de las Ecs. 4.31 y 4.32. En este caso la potencia del motor será de  $23 kW$  y se operará a una velocidad de  $34 m/s$ , resultando una **distancia de máximo alcance** de 1123 km; más de 150 km de diferencia que con el Rotax 914.

### 5.2.3. Velocidad máxima horizontal

Tal y como se explicó, esta velocidad se desarrolla cuando el motor opera a máxima potencia, en este caso  $P_{M,max} = 40,8 kW$ , donde la **velocidad horizontal máxima** es  $V_{H,max} = 46,2 m/s$ .

Como se ha comprobado con los cálculos de las actuaciones, con el motor prototipo se pierde capacidad de techo de vuelo pero se aumenta notablemente tiempo de autonomía y la distancia de alcance. Por ello, se ha de estudiar qué actuaciones merece la pena priorizar según la misión de vuelo. En general, se ha visto que este motor presenta buenas características en las actuaciones y, además, es más ligero y tiene un consumo específico bastante menor que el Rotax 914, por lo que puede ser un motor bastante pujante en este tipo de helicópteros. Para verificar su viabilidad y competitividad se va a aplicar el ratio potencia-peso del prototipo sobre la potencia del Rotax 914 (manteniendo el consumo del prototipo) y analizar las actuaciones que se obtendrían.

### 5.3. Análisis de las actuaciones aplicando el ratio Peso-Potencia del prototipo sobre el Rotax 914

De la Tabla 5.1 se sabe que la PMTO es de  $52,2\text{ kW}$  y su peso de  $30\text{ kg}$ . Dividiendo ambas magnitudes se tiene un ratio potencia-peso de 1,74. Aplicando esto sobre el Rotax 914 se mantendría su PMTO de  $84\text{ kW}$  y su peso se vería reducido de  $78\text{ kg}$  a  $44,8\text{ kg}$ . Con ello, el MTOW del helicóptero pasaría de  $450\text{ kg}$  a  $416,8\text{ kg}$ . Los parámetros con los que se realizarán los cálculos de estas actuaciones se recopilan en la siguiente Tabla:

Parámetro	Valor	Unidades
MTOW	416.8	kg
PMTO	84	kW
PMC	72.4	kW
$C_T$	0.0028	-
$v_{i0}$	6.92	m/s
f	0.209	$m^2$
SFC	217.2	g/kW h

Tabla 5.4: Parámetros para el cálculo de las actuaciones con el ratio peso-potencia del prototipo sobre el Rotax 914

Haciendo uso de estos parámetros y siguiendo con los procedimientos y ecuaciones ya conocidas con anterioridad se alcanzan las siguientes actuaciones:

Parámetro	Valor	Unidades
Techo de vuelo OGE	4204	m
Techo de vuelo IGE	4943	m
Techo de vuelo en servicio	3860	m
Máxima Autonomía	9	h
Máximo Alcance	1087	km
Máxima $V_H$	62	m/s

Tabla 5.5: Actuaciones con el ratio peso-potencia del prototipo sobre el Rotax 914

Ciñiéndose a los resultados de la Tabla 5.5, se mejoran todas y cada una de las actuaciones con respecto al uso normal del Rotax 914. Esto viene dado no solo a que el consumo específico es menor sino que también el helicóptero vuela de forma más liviana, es decir, el peso es menor y el helicóptero más ligero. Por ello, es intuitivo que si se aplica directamente este motor prototipo sobre un helicóptero más ligero que sobre el que se ha

realizado el diseño conceptual se obtengan unas actuaciones muy competitivas, lo que significaría que dicho motor es ideal para helicópteros ligeros de menos de 400 kg. Por tanto, se van a recalcular las actuaciones para un helicóptero de unos 300 kg para comprobar la eficacia de dicho motor en este tipo de helicópteros.

## 5.4. Análisis de las actuaciones para un helicóptero de 300 kg

En este caso la disminución de peso sí es muy significativa por lo que se recalcularán los parámetros del helicóptero mediante las correlaciones empleadas en el Capítulo 3:

Parámetro	Valor	Unidades
Peso	300	kg
Cuerda	0.18	m
Diámetro	5.73	m
Radio	2.87	m
Área del rotor	25.8	$m^2$
$\Omega$	60.9	rad/s
f	0.196	$m^2$

Tabla 5.6: Parámetros del helicóptero de 300 kg para el cálculo de las actuaciones

Se aplican las ecuaciones y procedimientos ya conocidos para obtener las actuaciones. En este caso se va a recoger en una Tabla la comparativa entre todos los casos estudiados para los helicópteros a modo de cuadro resumen, facilitando así la comparativa entre ellos. Se nombrará cada configuración/caso de la siguiente forma:

- Caso 1: Helicóptero diseñado inicialmente con el Rotax 914 (MTOW = 450 kg)
- Caso 2: Helicóptero con el motor prototipo (MTOW = 397 kg)
- Caso 3: Helicóptero con el ratio potencia/peso del motor prototipo aplicado sobre el Rotax 914 (MTOW = 416,8 kg)
- Caso 4: Helicóptero conceptual de 300 kg con el motor prototipo

Sección 5.4. *Análisis de las actuaciones para un helicóptero de 300 kg*

---

	<b>Caso 1</b>	<b>Caso 2</b>	<b>Caso 3</b>	<b>Caso 4</b>
Techo de vuelo OGE (m)	3346	632	4200	3158
Techo de vuelo IGE (m)	4100	1443	4940	3916
Techo de vuelo en servicio (m)	2990	170	3860	2780
Máx. Autonomía (h)	8,3	9,5	9	12,8
Máx. Alcance (km)	970	1120	1087	1420
Máx $V_H$ (m/s)	59,5	46,2	64,5	48

Tabla 5.7: Comparativa de las actuaciones entre todos los casos estudiados a lo largo del trabajo

Como se puede apreciar, el helicóptero de 300 kg posee unos techos de vuelo muy similares al diseñado inicialmente de 450 kg y, además, supera con creces la autonomía y el alcance de este último. Si todo esto se suma a que tras aplicar el ratio potencia-peso del prototipo sobre la potencia del Rotax también mejoran las actuaciones ya hace ver del potencial del motor prototipo que se ha analizado.





## *Conclusiones, pasos futuros y presupuesto*

### 6.1. Conclusiones

A lo largo de este Trabajo de Fin de Grado se han cubierto las principales características que debe cumplir el diseño conceptual de un helicóptero, en este caso ligero. Para ello, se han empleado tanto métodos estadísticos realizados de manera propia como ecuaciones empíricas ya contrastadas de otros autores para la obtención del dimensionamiento y los pesos del helicóptero. En lo que respecta a la aerodinámica y los regímenes de vuelo, se han empleado programas de cálculo como *Excel*<sup>®</sup> y *Mathematica*<sup>®</sup> aplicando las teorías más extendidas y usadas en lo que a helicópteros se refiere. El uso de estas teorías, aunque presentan algunas carencias, es debido a que se ajustan con bastante precisión a la realidad y no requieren prácticamente coste computacional. Otras teorías, más precisas y que modelan mayor cantidad de factores que intervienen en el vuelo del helicóptero, son mucho más complejas de aplicar y su coste computacional es demasiado elevado, por lo que no resulta viable ni conveniente utilizarlas. A continuación se comentarán algunas de las conclusiones más destacables que se extraen del trabajo llevado a cabo:

- El diseño conceptual en helicópteros es una parte fundamental del diseño final del mismo, abarcando hasta un 60-70 % de este. Por ello, se ha de realizar de la manera más precisa posible ya que un correcto diseño inicial supondrá una cantidad menor de tiempo invertido hacia el final del diseño y; por tanto, una cantidad menor de costes.
- Se ha creado una pequeña base de datos con los parámetros necesarios para iniciar un diseño conceptual de un helicóptero ligero. Debido a la dificultad de encontrar los valores de algunos parámetros para cada uno de los helicópteros seleccionados no se dispone de la misma cantidad de datos para un parámetro que para otro, por lo que será tarea del ingeniero el evaluar si la correlación que se va a realizar de un parámetro es lo suficientemente precisa o si se necesita de una búsqueda más exhaustiva de información para dicho parámetro.
- La normativa a aplicar durante todo el proyecto es la relativa a los helicópteros ligeros. En este caso la CS 27 que corresponde a la *Certification Specification for small Rotorcrafts* de la EASA.
- Las características de este tipo de helicópteros hacen que se priorice mucho más la simpleza mecánica que permita realizar los vuelos de forma sencilla antes que una gran complejidad mecánica que permita mejorar la capacidad de realizar algunas

maniobras o de disponer de unas actuaciones muy poderosas. Es por ello que se ha optado por un rotor principal de tipo semi-rígido antes que de uno articulado o de un rotor de cola convencional antes que uno de tipo *Fenestrón* o *NOTAR*.

- La selección del grupo motor ha sido correcta ya que se ha demostrado a lo largo del Capítulo 5 que el Rotax 914 proporciona una potencia que satisface las potencias requeridas para cada tipo de vuelo.
- Las actuaciones del helicóptero utilizando el Rotax 914 son más que satisfactorias para cumplir con la misión de este helicóptero, que será el transporte de pasajeros de punto a punto. Los techos de vuelo (de 3000 m a 4000 m) permiten operar con total suficiencia a las altitudes que realmente operan esta clase de helicópteros con estas misiones. Además, se dispone de una gran autonomía y alcance con un margen muchos más amplio del tiempo o distancia que realmente llevan las misiones de estos helicópteros que, por lo general, son vuelos cortos. La velocidad máxima (59,5 m/s) permite realizar vuelos de manera rápida en caso de emergencia o retraso en la misión.

Mención aparte requieren las conclusiones del motor prototipo, pues el trabajo en el fondo también está orientado a comprobar la competitividad de dicho motor. Cabe comentar que se comparará principalmente con el Rotax 914, aunque la tendencia sería muy similar si se comparase con motores competidores de este. Del prototipo se extraen las siguientes conclusiones:

- Uno de los objetivos principales de la aviación en general es reducir el consumo de combustible para ahorrar costes. Como se ha visto en el Capítulo 6, el motor prototipo dispone de un consumo específico bastante inferior al del Rotax 914 y, en general, inferior al de motores semejantes a este último. Por ello, este prototipo ya parte de base con una ventaja con respecto a sus competidores (resaltar que se está hablando de aviación, la cual no ha de ser necesariamente la finalidad de este motor).
- Tras implementar el motor prototipo, se necesitaba en torno a un 17 % menos de potencia para una misma condición de vuelo para cada uno de los distintos regímenes de vuelo estudiados.
- Como se ve en la Tabla 5.1, para la configuración de mapa motor seleccionada el prototipo opera a 3500 rpm por las 5800 rpm del Rotax 914. Esto implica que el motor prototipo necesita una reducción menor de las rpm hasta adecuarlas a las rpm de salida del rotor principal y de cola. Que se necesite esta reducción menor se traduce en que se pueden prescindir de algunas etapas de la transmisión o que las etapas de la transmisión necesitan menos engranajes. Para ambos casos se obtendría que el peso de la transmisión sería menor al que tendría con el Rotax 914, por lo que

se podría aligerar el helicóptero con el motor prototipo lo cual supone una nueva ventaja respecto a los motores actuales del mercado.

- En el Capítulo 5 ya se comentó que el ratio potencia-peso del prototipo es muy bueno y competitivo. Esto se verificó al poner este ratio sobre la potencia del Rotax 914 y ver como las actuaciones mejoraron notablemente (visitar la Tabla 5.7). En cambio, las actuaciones no eran del todo buenas si se implementaba el motor directamente sobre el helicóptero diseñado inicialmente, lo que hace ver que el motor es bueno para helicópteros de peso algo inferior al del diseño inicial.
- Se obtienen mediante las correlaciones del principio del trabajo los parámetros para un helicóptero de  $MTOW = 300\text{ kg}$ , peso sobre el cual se piensa que el prototipo podría rendir de forma muy positiva. Tras calcular las actuaciones para este helicóptero se obtiene que el helicóptero tiene unas características muy competitivas e incluso mejores a las del helicóptero diseñado inicialmente, que es con el que se ha de comparar pues se está en igualdad de condiciones y se encuentran ambos en la categoría de helicópteros ligeros. La diferencia relativa en las actuaciones se refleja a continuación en la Tabla 6.1 (se compara el helicóptero de 300 kg con respecto al de 450 kg, de forma que un signo menos implica que el helicóptero de 300 kg tiene un valor menor en dicha actuación con respecto al de 450 kg y viceversa):

Actuación	Diferencia relativa (%)
Techo de vuelo OGE (m)	-5,6
Techo de vuelo IGE (m)	-4,5
Techo de vuelo en servicio (m)	-7,0
Máx. Autonomía (h)	54,2
Máx. Alcance (km)	46,4
Máx $V_H$ (m/s)	-19,3

Tabla 6.1: Diferencia relativa entre las actuaciones de un helicóptero conceptual de 300 kg que utiliza el motor prototipo y un helicóptero conceptual de 450 kg que utiliza el Rotax 914

Como se puede apreciar, los techos de vuelo se ven algo reducidos con el helicóptero que utiliza el motor prototipo. Sin embargo, esto no supone un problema mayor pues se ha de analizar la influencia de la actuación en relación a la misión de la aeronave y, para vuelos de pasajeros de punto a punto la altitud de vuelo de la que se dispone con el prototipo es mucho más que suficiente y son muy próximas a las que dispone el Rotax 914. En lo que a la velocidad máxima se refiere, tener una velocidad un 19% menor era esperable pues depende de la potencia máxima que pueda otorgar el motor y la del Rotax 914 es bastante superior a la del prototipo.

Pero de nuevo, esto es influyente según la misión y, para transportar pasajeros de forma normal una velocidad máxima de 48 m/s es más que suficiente, sí se podría considerar importante la velocidad máxima en caso de emergencia o de retraso en la misión de vuelo.

Por otro lado, en lo que respecta a la autonomía y el alcance máximo, la superioridad del helicóptero que dispone del prototipo con respecto al del Rotax 914 es aplastante, obteniendo una autonomía un 54 % mayor y un alcance un 46 % mayor. Estas actuaciones son mucho más importantes en transporte convencional de pasajeros y se ve como mejoran significativamente con este motor. Que la autonomía sea mayor supone que se pueden hacer mayor número de viajes sin la necesidad de parar a repostar, lo que supone un ahorro de tiempo que es muy interesante en las misiones de esta clase de helicópteros. El alcance por su parte se tiene que con el prototipo se pueden realizar trayectos mucho más largos que con el otro motor, que es otra ventaja muy destacable.

Por tanto, en base a todo lo desarrollado anteriormente se puede concluir sin ninguna duda con que el motor prototipo presenta unas características muy interesantes y que resulta mucho más competitivo en este tipo de ámbito que los motores existentes actualmente en el mercado.

## 6.2. Pasos futuros

Tras la elaboración del diseño conceptual del helicóptero se puede seguir trabajando sobre este e investigando. Algunos de los pasos futuros a realizar son los siguientes:

- Elaboración completa de una base de datos de todos los helicópteros ligeros existentes, actualizándola a medida que salgan nuevos modelos al mercado.
- Realización de nuevas correlaciones más exactas una vez disponible la base de datos completa.
- Estudio de la viabilidad de distintos tipos de rotor principal y de cola sobre este helicóptero.
- Análisis de los distintos subsistemas que faltan por abordar una vez comprobada la presunta viabilidad inicial del helicóptero. A destacar: Sistema de climatización, sistemas de navegación, sistema hidráulico y sistema eléctrico.
- Análisis estructural del helicóptero. Cabe enfatizar el análisis sobre los siguientes conceptos: Momento flector y tensión sobre el encastre de las palas (no suele ser un problema mayor en este tipo de helicópteros), análisis sobre el patín para conocer el máximo peso que puede soportar y proporcionar así la velocidad de *touchdown* en aterrizaje. Se recomienda realizar estos análisis mediante MEF con programas de simulación como *ANSYS*<sup>®</sup>.
- Análisis de distintos materiales y compuestos para las distintas partes del helicóptero.
- Estudio de la estabilidad tanto estática como dinámica del helicóptero. Para ello se recomienda el uso de simuladores ya hechos por autores en el paquete *Simulink* de *Matlab*<sup>®</sup> (Sistema SAS).
- Simulación de la aerodinámica del helicóptero mediante CFD o ensayos de túnel de viento (para esto último se necesitaría la elaboración de un modelo tridimensional del helicóptero).
- Aplicación de teorías más complejas sobre los vuelos analizados en el trabajo:
  - Vuelo a punto fijo
  - Vuelo axial
  - Vuelo en avance
- Cálculo de las actuaciones para todas las altitudes abordables por el helicóptero.

- Análisis de los costes del propio helicóptero una vez comprobada que su viabilidad es real.

Por otra parte, también hay trabajos futuros que se podrían realizar con el motor prototipo:

- Utilización de otro mapa motor que presente otras ventajas en lugar de la máxima potencia (mínimo consumo específico, menores RPM del motor, etc.)
- Elaboración de un diseño conceptual completo de un helicóptero de entre 300-350 kg con la utilización de dicho motor.
- Análisis del motor en otros campos distintos a la navegación aérea, como puede ser la automoción o fines industriales.

## 6.3. Presupuesto

La estimación del presupuesto total del trabajo se desglosa en la siguiente tabla:

Cantidad	Concepto	Precio/ud.	Importe
30	Horas ingeniero doctor	40 €	1200 €
30	Supervisión y guiado del trabajo		
400	Horas ingeniero técnico	25 €	10 000 €
50	Documentación y formación		
90	Obtención de resultados en <i>Excel</i> <sup>®</sup>		
30	Obtención de resultados en <i>Mathematica</i> <sup>®</sup>		
40	Post-procesado de resultados en <i>Mathematica</i> <sup>®</sup>		
30	Post-procesado de resultados en <i>Illustrator</i> <sup>®</sup>		
30	Elaboración del CAD y planos en <i>Fusion 360</i> <sup>®</sup>		
90	Redacción de la memoria		
40	Análisis y validación de resultados		
300	Consumo eléctrico kW-h	0.15 €	45 €
1	Licencia anual académica de <i>Excel</i> <sup>®</sup>	149 €	149 €
1	Licencia anual académica de <i>Mathematica</i> <sup>®</sup>	159 €	159 €
1	Licencia anual académica de <i>Illustrator</i> <sup>®</sup>	252 €	252 €
1	Licencia anual académica de <i>Fusion 360</i> <sup>®</sup>	503 €	503 €
	Costes totales (IVA no incluido)		12 308 €
	IVA (21 %)		2 584,68 €
	<b>Presupuesto total TFG</b>		<b>14 892,68 €</b>

Tabla 6.2: Presupuesto total del TFG

Finalmente, el presupuesto total de la elaboración del presente TFG asciende a los CATORCE MIL OCHOCIENTOS NOVENTA Y DOS EUROS CON SESENTA Y OCHO CÉNTIMOS (14 892.68 €).





# Bibliografía

- [1] Faet García-Peñuela & Mollá Martínez, *Teoría de helicópteros*, Universitat Politècnica de València, 2018
- [2] Cuerva Tejero, Espino Granada, López García, Meseguer Ruiz y Sanz Andrés, *Teoría de los helicópteros*, Grupo Editorial Garceta, 2012
- [3] Paul Jackson, *Jane's all the World's aircraft*, 2004-2005
- [4] Paul Jackson, *Jane's all the World's aircraft*, 2008
- [5] Raymond W. Prouty, *Helicopter performance, stability and control*, 1986
- [6] *Diseño conceptual. Diseño conceptual del rotor principal*, Área de Ingeniería Aeroespacial de la Escuela Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla
- [7] Kermanshahi, Farnaz and Mortazavi, Mohammadreza and Mohagheghi, Mostafa and Sajedi, Mohammad and Ziazi, Reza and Sadati, S.M. Sajed and Pourzand, Hoofar and Goudarzi, Navid, *Design, optimization, and building flight model of an operational unmanned helicopter*, 2010
- [8] Omri Rand & Vladimir Khromov *Helicopter Sizing by Statistics*. Faculty of Aerospace Engineering, Technion-Israel Institute of Technology, 2004
- [9] *Rotor Drive System – Gearbox“TBO Development”*, EASA CM No.: CM–RTS-002 Issue 01 issued 28 September 2015
- [10] Alejandro Besednjak, *Materiales compuestos*, Edicions UPC, 2005
- [11] Adrian P. Mouritz, *Introduction to aerospace materials*, Woodhead Publishing, 2012
- [12] *Fundamentos de Ciencia de Materiales*, UPV, Unidad 13: Aleaciones para Ingeniería
- [13] U.S. Department of Transportation - Federal Aviation Administration. Rotorcraft Flying Handbook. FAA, 2000
- [14] J. Gordon Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics, Second Edition*, 2006
- [15] Constantin Rotaru & Michael Todorov, *Helicopter flight physics*, 2017
- [16] Mark G. Ballin, *Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter*, NASA-TM-88360, 1987
- [17] Gómez Catalá, Fajardo Peña y Tiseira Izaguirre. *Diseño preliminar de un helicóptero ligero*, UPV, 2012

- [18] J. Seddon & Simon Newman, *Basic Helicopter Aerodynamics*, Blackwell Science, 2002
- [19] <https://es.wikipedia.org/wiki/Helic%C3%B3ptero> Consultado el 29 de Mayo de 2020.
- [20] <https://www.thisdayinaviation.com/tag/etienne-edmond-oehmichen/> Consultado el 29 de Mayo de 2020.
- [21] [https://es.wikipedia.org/wiki/Sikorsky\\_R-4](https://es.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_R-4) Consultado el 29 de Mayo de 2020.
- [22] Aero Expo. <https://www.aeroexpo.online/es/prod/helicopteres-guimbal/product-174190-730.html> Consultado el 30 de Mayo de 2020.
- [23] Film Helicopters. <https://filmhelicopters.com/lights-camera-action-well-not-really/> Consultado el 30 de Mayo de 2020.
- [24] <https://definicion.de/correlacion/> Consultado el 2 de Junio de 2020.
- [25] <https://economipedia.com/definiciones/r-cuadrado-coeficiente-determinacion.html> Consultado el 2 de Junio de 2020.
- [26] [https://es.m.wikipedia.org/wiki/Teoria\\_de\\_cantidad\\_de\\_movimiento](https://es.m.wikipedia.org/wiki/Teoria_de_cantidad_de_movimiento) Consultado el 3 de Junio de 2020.
- [27] <https://www.dynali.com/> Consultado el 6 de Junio de 2020.
- [28] [https://web.archive.org/web/20130127080211/http://www.dynali.com/Official\\_Website/Specifications.html](https://web.archive.org/web/20130127080211/http://www.dynali.com/Official_Website/Specifications.html) Consultado el 6 de Junio de 2020.
- [29] [https://web.archive.org/web/20160303233600/http://www.lcahelicopter.com/LCA\\_AVIATION\\_brochure\\_EN.pdf](https://web.archive.org/web/20160303233600/http://www.lcahelicopter.com/LCA_AVIATION_brochure_EN.pdf) Consultado el 6 de Junio de 2020.
- [30] <https://www.rotorway.com/a600/> Consultado el 10 de Junio de 2020.
- [31] <http://www.alpiaviation.com/en/models.htm?mod=Syton%20AH%20130%20Helicopter> Consultado el 10 de Junio de 2020
- [32] HavKar <http://havkar.com/en/blog/view/how-the-main-gearbox-mgb-of-a-helicopter-work> 108 Consultado el 13 de Junio de 2020.
- [33] <https://www.gestiondecompras.com/es/productos/componentes-mecanicos-y-de-ferreteria/engranajes> Consultado el 14 de Junio de 2020.

## BIBLIOGRAFÍA

---

[34] <https://www.nitro.pe/mecanico-nitro/engranaje-planetario-en-el-diferencial.html> Consultado el 17 de Junio de 2020.

[35] [https://www.seas.es/blog/disenio\\_mecanico/el-engranaje-epicicloidal-y-aplicaciones](https://www.seas.es/blog/disenio_mecanico/el-engranaje-epicicloidal-y-aplicaciones) Consultado el 29 de Junio de 2020.

[36] <https://es.slideshare.net/yormanzambrano/el-kevlar> Consultado el 16 de Julio de 2020.

[37] [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Helicopter\\_Rotor\\_States.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Helicopter_Rotor_States.jpg) Consultado el 6 de Julio de 2020.

## *Pliego de condiciones*

En el pliego de condiciones se hace referencia a las distintas condiciones de seguridad, higiene y salud que se deben dar para la realización de cierto trabajo. Dichas condiciones las regula el Ministerio de Trabajo según el Real Decreto 486/1997 firmado el 14 de abril. Por otra parte, el adecuado nivel de protección de la salud de los trabajadores debido a los peligros provenientes de las condiciones del trabajo se recoge en la Ley 31/1995 del 8 de Noviembre de Prevención de Riesgos Laborales.

A continuación se exponen las principales características de las que debe disponer el entorno de trabajo para la correcta realización de este proyecto:

**Entorno** La principal característica de la que debe disponer el entorno de trabajo es amplitud, que permita al operario moverse libremente de manera cómoda. La iluminación del entorno debe ser apropiada, así como la relación de luminancia entre la pantalla y el entorno.

También se debe tener en cuenta otros factores. En lo que respecta al calor, la temperatura debe ser moderada y conforme a las preferencias del trabajador para no afectar en su rendimiento ni en su salud. Además, los niveles de ruidos deben ser tan bajos como sea posible para no interferir en la concentración o en la comunicación de los trabajadores. También son importantes factores como la limpieza y el orden.

Se requiere de forma obligatoria la disposición de vías de salida de emergencia en caso de que se requiera evacuación. Los trabajadores deben conocer el plan de salida de emergencia de mano de la empresa. Además, la disposición de un equipo de protección contra incendios es obligatoria.

**Ergonomía** La realización del proyecto supone casi al 100 % de la necesidad de visualizar una pantalla. La normativa referente a la utilización de pantallas se recoge en el RD 488/1997, donde el diseño de la oficina/estudio debe estar enfocada en última instancia siempre sobre la postura del trabajador, ya que la poca movilidad a lo largo de una jornada de trabajo puede resultar perjudicial sobre el trabajador. Se recomiendan las siguientes medidas sobre los elementos del entorno de trabajo para tratar de evitar estos problemas:

- **Pantalla:** Se recomienda una pantalla que pueda ser ajustable tanto de altura como de inclinación. Además, el contraste y el brillo de esta debe ser regulable con el fin de evitar destellos sobre el trabajador o pesadez de ojos a largo plazo. Se recomienda una distancia entre los ojos y la pantalla de entre 40 y 70 cm.
- **Teclado:** Se recomienda que tenga la posibilidad de inclinarse y, de ser posible,

---

que sea independiente del propio ordenador para poder ser ajustado a una posición cómoda para el trabajador que no produzca cansancio en brazos y manos.

- **Mesa:** La mesa debe ser lo suficientemente grande como para emplazar todos los elementos requeridos por el trabajador para la realización de las tareas. Debe permitir el cambio de posición.
- **Asiento:** Es importante que el asiento sea regulable tanto de altura como de inclinación para habilitar una postura cómoda del trabajador. Además, conviene que el asiento disponga de ruedas que permita un libre movimiento del trabajador.

**Medidas adicionales** Debido a la situación actual con el COVID-19 hay otras medidas adicionales que se han de tener en cuenta de acuerdo con la última publicación del BOE, en este caso a fecha de 14 de Agosto. Algunas de las medidas más importantes que pueden afectar sobre este trabajo son:

- Se deberá tomar la temperatura del trabajador antes de entrar en el entorno de trabajo para asegurar la ausencia de fiebre, uno de los principales síntomas de personas contagiadas.
- Se deberá disponer de geles/líquidos de desinfección en las entradas y salidas del entorno de trabajo.
- El uso de mascarillas siempre que no se pueda mantener una distancia de 2 metros entre trabajadores es obligatorio.
- Se recomienda la limpieza y desinfección del entorno de trabajo una vez finalizada la actividad. A destacar componentes muy frecuentados como los periféricos, mesas o sillas.

# B

## *Tablas con los parámetros empleados en las correlaciones*

<b>Modelo</b>	<b>PMC (kW)</b>	<b>PMTO (kW)</b>	<b>D rotor (m)</b>	<b>S rotor (<math>m^2</math>)</b>	<b><math>M_{tip}</math> (-)</b>
Dynali H3	75,0	82,0	7,1	40,0	0,563
Dynali H2s	123,0	134,2	7,2	40,9	0,589
CH-7 Kompress	73,0	84,6	6,3	30,9	0,502
LC LH 212 Delta	73,0	84,0	6,8	35,8	-
Exec 162F	89,6	112,0	7,6	45,6	-
RotorWay A600	87,7	109,6	7,9	49,0	-
Sython AH 130	97,0	111,6	7,6	45,7	-
Masquito M80	71,6	89,5	5,5	23,9	0,586
Dragon 34 GP	74,0	84,6	6,6	34,2	0,528

Tabla B.1: Parámetros empleados de cada helicóptero para la realización de las correlaciones (v1)

<b>Modelo</b>	<b>Long. Fuselaje (m)</b>	<b>Ancho (m)</b>	<b>Altura (m)</b>	<b>Long. Total (m)</b>
Dynali H3	6,00	1,80	2,50	7,80
Dynali H2s	6,23	2,00	-	7,95
CH-7 Kompress	5,31	1,50	2,31	7,41
LC LH 212 Delta	6,19	1,57	2,35	7,92
Exec 162F	6,70	1,60	2,40	9,00
RotorWay A600	6,70	1,80	2,60	9,00
Sython AH 130	-	1,60	2,40	8,84
Masquito M80	4,85	1,70	2,25	6,22
Dragon 34 GP	5,56	1,55	2,36	7,86

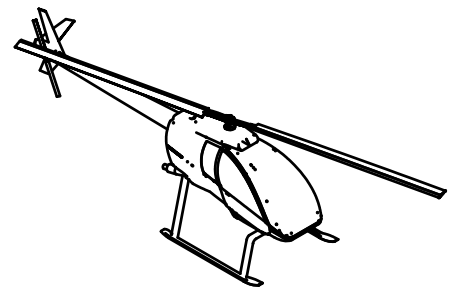
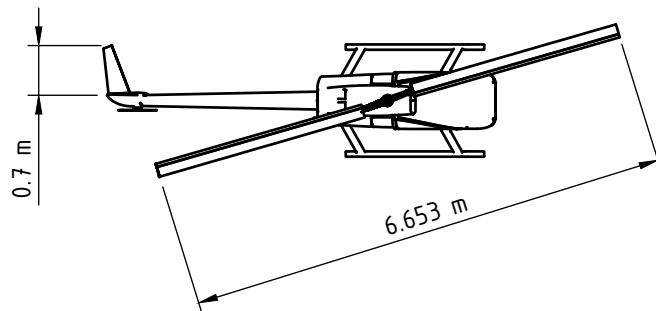
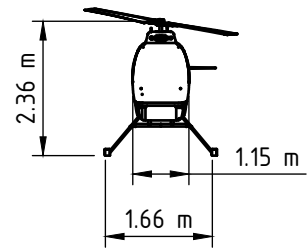
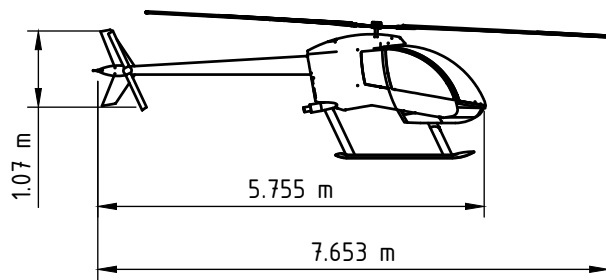
Tabla B.2: Parámetros empleados de cada helicóptero para la realización de las correlaciones (v2)

C

## *Plano tres vistas del helicóptero*

A continuación se muestra el plano tres vistas a **escala 1:80** del helicóptero diseñado a lo largo del proyecto realizado con *Autodesk Fusion 360*<sup>®</sup>.





Dept. <b>CMT</b>	Technical reference	Created by <b>UPV</b>	10/08/2020	Approved by
		Document type	Document status	
		Title <b>Helicóptero TFG</b>	DWG No.	
		Rev.	Date of issue	Sheet <b>1/1</b>