

UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

ISABEL MARÍA MARTOS MUÑOZ

Título: Diseño Conceptual de un Helicóptero Ultraligero

São Carlos

2022

ISABEL MARÍA MARTOS MUÑOZ

Título: Diseño Conceptual de un Helicóptero Ultraligero

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Aeronáutica, da Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Engenheiro Aeroespacial.

Orientador: Prof. Dr.

Hernan Darío Ceron Muñoz

São Carlos

2022

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

M375p Martos Muñoz, Isabel María
 Projeto Conceptual de um Helicoptero Ultralight /
 Isabel María Martos Muñoz; orientador Hernan Dario
 Ceron Muñoz; coorientador Pedro David Bravo Mosquera.
 São Carlos, 2022.

 Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica)
 -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade
 de São Paulo, 2022.

 1. . I. Título.

Eduardo Graziosi Silva - CRB - 8/8907

FOLHA DE APROVAÇÃO
Approval sheet

Candidato / Student: Isabel Maria Martos Muñoz
Título do TCC / Title : Diseño Conceptual de un Helicóptero Ultraligero
Data de defesa / Date: 27/07/2022

Comissão Julgadora / Examining committee	Resultado / result
Professor Associado Prof. Paulo Celso Greco Júnior	Aprovada
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	
Pedro David Bravo Mosquera	Aprovado
Instituição / Affiliation: EESC - SAA	

Presidente da Banca / Chair of the Examining Committee:



Professor Associado Prof. Paulo Celso Greco Júnior
(assinatura / signature)

Este trabajo está dedicado a mis padres
(Carmen Muñoz Molina y Enrique Martos Galera)
y a mis hermanos (Jessica, Virginia y Enrique Martos Muñoz).

Agradecimientos

Quiero agradecer este trabajo a mis padres por haberme apoyado siempre en todas mis decisiones y por haberme ayudado a convertirme en la persona que soy hoy en día. Gracias a mis hermanos por estar ahí siempre y por ser un ejemplo que seguir, sin ellos no estaría donde aquí.

Quiero agradecer también a mis amigos Raúl, Alba y Helena por ser mi mayor apoyo durante los años de universidad que no han sido fáciles. Gracias a mis amigas Mamen y Natalia por ser dos personas esenciales para mí y animarme siempre que lo necesito.

A minha família aqui no Brasil, República Sinta a Liga, obrigada por ter me acolhido desde o primeiro dia que cheguei. Sem vocês meu trabalho teria sido mais difícil.

Por último, quiero agradecer al profesor Hernan Darío Ceran-Muñoz y al alumno de doctorado Pedro David Bravo-Mosquera por haberme ayudado y guiado para realizar este proyecto.

A todos, gracias.

*“El aprendizaje es experiencia
todo lo demás es información.”
(Albert Einstein, 1879-1955)*

MARTOS MUÑOZ, I. M. **Projeto Conceitual de um Helicóptero Ultraleve**. 2022. 106 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2022.

O uso de helicópteros ultralight esta-se tornando cada vez mais importante para o trabalho aéreo, especialmente para o transporte de passageiros ponto a ponto, o qual, até alguns anos atrás, a grande maioria era realizado de forma por companhias aéreas comerciais.

Portanto, decide-se abordar neste documento o projeto conceitual de um helicóptero ultralight para trabalho aéreo, começando com o dimensionamento e a distribuição de peso do helicóptero e terminando com a seleção de seus componentes, que serão finalmente testados em relação a sua aptidão para realizar os diferentes tipos de trabalho aéreo para os diferentes tipos de voo exigidos do helicóptero.

A parte final do trabalho se concentrará em testar a competitividade de um motor protótipo, implementando-o no helicóptero projetado, bem como em outras configurações de peso e potência do helicóptero, vendo assim quais são as circunstâncias para as quais o motor está mais bem adequado.

Palavras-chave: Projeto Conceitual, Helicóptero ultraleve, motor protótipo.

MARTOS MUÑOZ, I. M. **Diseño Conceptual de un Helicóptero Ultraligero.** 2022. 106 f. Monografía (Trabajo de Fin de Grado) – Escuela de Ingeniería São Carlos, Universidad de São Paulo, São Carlos, 2022.

El uso de helicópteros ultraligeros es cada vez más importante para trabajos aéreos, sobre todo para el transporte de pasajeros de punto a punto, que hasta hace unos años eran realizados en su gran mayoría por las compañías aéreas comerciales.

Por ello, se decide abordar en este trabajo el diseño conceptual de un helicóptero ultraligero para trabajos aéreos, comenzando por el dimensionamiento y la distribución del peso del helicóptero y terminando por la selección de sus componentes, 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 se centrará en probar la competitividad de un prototipo de motor implementándolo en 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: Diseño Conceptual, Helicóptero ultraligero, motor prototipo.

Abstract

MARTOS MUÑOZ, I. M. **Conceptual design of an Ultralight Helicopter**. 2022. 106 p. Dissertation (Degree in Aeronautical Engineering) – São Carlos School of Engineering, University of São Paulo, São Carlos, 2022.

The use of ultralight helicopters is gradually becoming more and more important for aerial work, especially for point-to-point passenger transport, which, until a few years ago, the vast majority of this was done by commercial airliners.

Therefore, this work presents the conceptual design of an ultralight helicopter for aerial work, starting with the sizing and weight distribution of the helicopter and ending with the selection of its components. In addition, it will be checked whether they are suitable for the different types of flight demanded of the helicopter.

The final part of the work will focus on testing the competitiveness of a prototype engine by implementing it on the designed helicopter as well as in other helicopter weight and power configurations, to see what circumstances the engine is best suited to.

Keywords: Conceptual design, Ultralight helicopter, Prototype engine.

Índice de figuras

1.1.	Origen del concepto aeronave de ala rotatoria	
	[a] Peonza voladora “Taketombo”	34
	[b] Esbozo de la primera máquina voladora de Da Vinci	34
	[c] Autogiro de Juan de la Cierva	34
1.1.	Evolución histórica del concepto helicóptero que conocemos hoy	
	[d] Igor Sikorsky	34
	[e] Helicóptero experimental VS-300 de Sikorsky	34
	[f] Primer helicóptero producido en cadena Sikorsky R-4	34
1.2.	Clasificación de helicópteros con un rotor principal	
	[a] Sikorski 60 - helicóptero con rotor de cola	34
	[b] MD 500 NOTAR - helicóptero sin rotor de cola	34
1.2.	Clasificación de helicópteros con dos rotores	
	[c] Boeing-Vertol 107 – dos rotores en tandem	34
	[d] Mil Mi-12 – dos rotores lado a lado	34
	[e] Kaman K-MAX – dos rotores entrelazados	34
	[f] Kamov KA-50 – dos rotores coaxiales	34
2.1.[a]	Planta y alzado de un helicóptero típico	41
2.2.1.[a]	Correlación entre el valor del diámetro del rotor principal y el valor estimativo	43
2.2.1.[b]	Correlación de la carga del disco del rotor principal y el peso bruto	43
2.2.1.[c]	Parámetros de dimensionamiento de la geometría del helicóptero	44
2.3.1.[a]	Definición del volumen de control y de las magnitudes físicas empleadas en la formulación de modelo de la teoría de cantidad de movimiento en vuelo axial ascendente ($V_z \geq 0$)	45
2.3.1.[b]	Sistema de referencia ejes fijos y ejes móviles	47
2.3.1.[c]	Tubo de corriente de espesor diferencial al que se aplican los principios básicos de la mecánica de fluidos con la combinación de la teoría de cantidad de movimiento y elemento de palas	48
3.1.1.1.[a]	Carga discal en función del peso máximo al despegue	52
3.1.1.2.[a]	Velocidad en punta de pala en función del peso máximo al despegue	53
3.1.1.4.[a]	Diferentes tipos de cabezas de roto	55

3.1.2.1.[a]	Correlación entre el diámetro del rotor antipar y el MTOW	56
3.1.2.2.[a]	Correlación entre la velocidad en la punta de cola y el diámetro del rotor	57
3.1.2.3.[a]	Correlación entre la cuerda y la cuerda estimada del rotor antipar	58
3.1.3.1.[a]	Correlación entre el MTOW y el área del estabilizador horizontal	58
3.1.3.2.	Definición gráfica de brazo para cada estabilizado	
	[a] Brazo estabilizador vertical	59
	[b] Brazo estabilizador horizontal	59
3.1.3.2.[c]	Correlación entre el diámetro del rotor principal y el brazo del estabilizador vertical	60
3.1.3.2.[d]	Correlación entre el diámetro del rotor principal y el brazo del estabilizador horizontal	60
3.1.3.3.[a]	Correlación entre la cuerda media del estabilizador vertical y el diámetro del rotor de cola	61
3.2.1.[a]	Correlación entre el diámetro del rotor y la longitud del fuselaje	62
3.2.2.[a]	Correlación entre el diámetro del rotor y la longitud total	62
3.2.3.[a]	Correlación entre el MTOW y la altura del helicóptero	63
3.2.4.[a]	Correlación entre la longitud del fuselaje y el ancho de cabina	64
3.3.1.[a]	Correlación entre el MTOW y la PMTO	64
3.3.2.[a]	Correlación entre la PMTO y la PMC	65
3.3.3.[a]	Variación de la potencia máxima al despegue en función de la altitud	66
3.3.3.[b]	Variación de la potencia máxima continua en función de la altitud	66
3.3.3.[c]	Comparativa de la evolución con la altitud en modelo ISA Standard entre la potencia máxima continua y la potencia máxima al despegue	68
3.4.[a]	Correlación entre la masa en vacío y el MTOW	70
3.4.[b]	Posición del origen de coordenadas sobre el helicóptero	72
3.4.[c]	Diagrama del centro de gravedad longitudinal	77
4.1.[a]	Representación gráfica del perfil NACA 0012	78
4.1.[b]	Curva de coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para los diferentes Re	79
4.1.[c]	Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para Re = 1.411290	80

4.1.[d]	Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para Re = 1.411290	82
4.2.[a]	Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para Re = 502.45	82
4.2.[b]	Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para Re = 502.456	85
5.1.[a]	Potencia inducida en función de la altitud para MTOW y OEW	85
5.1.[b]	Potencia parásita en función de la altitud	86
5.1.[c]	Potencia total en función de la altitud para MTOW y OEW	87
5.1.[d]	Potencia disponible en función de la altitud	87
5.1.[e]	Potencias en función de la altitud para MTOW	87
5.1.[f]	Evolución de FM en función de la altitud para MTOW y OEW	88
5.2.[a]	Velocidad inducida adimensional en función de la velocidad ascensional para vuelo axial ascendente y descendente	90
5.2.[b]	Variación de la potencia inducida en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes	91
5.2.[c]	Variación de la potencia parásita en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes	92
5.2. [d]	Variación de la potencia ascensional en función de la velocidad de ascenso	93
5.2. [e]	Variación de la potencia total en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes	93
5.3. [a]	Vuelo axial en régimen de anillos turbillónarios	94
5.3. [b]	Vuelo axial en régimen de estela turbulenta	94
5.4. [a]	Predicciones de Ballin (1987) de la potencia del rotor principal para vuelo en avance	96
5.4. [b]	Variación de las diferentes potencias total en función de la velocidad	97

Índice de tablas

1.2.[a]	Clasificación de helicópteros por misión/peso	36
1.2.[b]	Clasificación de helicópteros por configuración	36
3.[a]	Conjunto de helicópteros ultraligeros empleados para hallar las dimensiones y pesos de la aeronave de esta memoria	51
3.[b]	Requisitos de diseño del helicóptero	51
3.3.3.[a]	Motores competitivos de helicópteros semejantes al del prototipo	65
3.4.[a]	Pesos, brazos y momentos de los diferentes componentes del helicóptero	70
3.4.[b]	Centros de gravedad para las diferentes configuraciones de carga	71
3.5.1.[a]	Fuerzas y momentos a los que se somete el fuselaje	72
3.5.1.[b]	Propiedades de la fibra de carbono de alto módulo	73
3.5.2.[a]	Fuerzas a las que se someten las palas	73
3.5.2.[b]	Propiedades de resina epoxi con ciclo de curado a baja temperatura	73
3.5.2.[c]	Propiedades de aleación Ti-6Al-4Va	73
3.5.3. [a]	Fuerzas a las que se someten las palas	74
3.5.3.[b]	Propiedades de aleación de aluminio 7075	74
3.5.4.[a]	Fuerzas y momentos a los que se somete la cola y los estabilizadores	74
3.5.5.[a]	Propiedades de aleación de aluminio serie 2000	75
4.1.[a]	Reynolds utilizados para analizar la variación de los coeficientes aerodinámicos	78
4.1.[b]	Condición de igualdad del modelo de torsión ideal	79
5.6.[a]	Parámetros del motor prototipo	100
5.6.[b]	Parámetros del helicóptero ajustados	100
5.6.[c]	Parámetros de actuaciones del helicóptero ajustados	101

Índice de símbolos

a_t	—	Pendiente de la curva de sustentación del perfil.
b	—	Número de palas del rotor principal.
b_T	—	Número de palas del rotor antipar.
B	—	Coeficiente de pérdida en punta de pala.
c	—	Cuerda.
C_M	—	Coeficiente de momento aerodinámico.
C_d	—	Coeficiente de resistencia.
C_{d0}	—	Coeficiente de resistencia de un perfil supuesto constante.
c_e	—	Consumo específico.
C_l	—	Coeficiente de lift.
C_P	—	Coeficiente de potencia.
C_Q	—	Coeficiente de par.
C_T	—	Coeficiente de tracción.
C_w	—	Coeficiente de peso.
FM	—	Figura de mérito.
f	—	Área de placa plana equivalente del fuselaje.
g	—	Aceleración de la gravedad.
h	—	Altitud
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	—	Masa.
M_d	—	Mach de divergencia.
M_{tip}	—	Mach en punta de pala.
P	—	Potencia.
P_0	—	Potencia parásita.
P_c	—	Potencia ascensional.
P_i	—	Potencia inducida.
P_{i0}	—	Potencia inducida en vuelo a punto fijo a nivel del mar.
P_M	—	Potencia entregada por el motor.
P_{rp}	—	Potencia requerida por el rotor principal.
p_0	—	Presión atmosférica lejos del rotor.
r	—	Posición radial genérica.
R	—	Radio del rotor principal
Re	—	Número de Reynolds.
S	—	Superficie del rotor principal.
S_{HT}	—	Superficie del estabilizador horizontal.
t	—	Espesor de un perfil.
t	—	Tiempo.
T	—	Tracción
V_H	—	Velocidad de avance.
V_{tip}	—	Velocidad en punta de pala.
V_V	—	Componente vertical de la velocidad de vuelo.
V_z	—	Velocidad de ascenso.
v_h	—	Velocidad inducida a punto fijo.

v_i	—	Velocidad inducida.
W	—	Peso del helicóptero.
x	—	Radio adimensional.
Z	—	Altura
α	—	Ángulo de ataque del perfil preferido a la línea de sustentación nula.
α_D	—	Ángulo de ataque del disco actuador de Glauert.
δ_i	—	Parámetros de la polar parabólica.
ΔP	—	Exceso de potencia disponible en el motor respecto a la utilizada en una condición de vuelo dada.
η_M	—	Relación entre la potencia generada por el motor y la consumida por el rotor principal.
η_{ra}	—	Relación entre la potencia consumida por el rotor antipar y principal.
η_{Tra}	—	Relación entre la potencia disipada en la transmisión del sistema del rotor antipar y la derivada por el motor al rotor antipar.
η_{Trp}	—	Relación entre la potencia disipada en la transmisión del sistema del rotor principal y la derivada por el motor al rotor principal.
κ	—	Factor de corrección del término de velocidad inducida en la curva de potencia.
λ	—	Ratio de flujo
μ	—	Parámetro de avance.
Ω	—	Velocidad de rotación del rotor.
ψ	—	Ángulo azimutal.
ρ	—	Densidad.
σ	—	Solidez.
Θ	—	Ángulo de cabeceo.
θ	—	Torsión.
θ	—	Ángulo de paso.

0	—	Parásito.
0	—	Condición inicial.
<i>b</i>	—	Pala.
<i>c</i>	—	Ascensional.
<i>H</i>	—	De avance.
<i>h</i>	—	Hover.
<i>HT</i>	—	Estabilizador horizontal.
<i>f</i>	—	Fuselaje.
<i>i</i>	—	Inducido.
<i>M</i>	—	Rotor principal.
<i>M</i>	—	Motor.
<i>T</i>	—	Rotor antipar.
<i>tip</i>	—	Punta de pala.
<i>Tra</i>	—	Transmisión.
<i>VT</i>	—	Estabilizador vertical.
<i>z</i>	—	Vertical.
<i>cdg</i>	—	Centro de gravedad.
<i>EW</i>	—	Empty weight.
<i>IGE</i>	—	In Ground Effect.
<i>ISA</i>	—	International Standard Atmosphere.
<i>MCIA</i>	—	Motor de Combustión Interna Alternativo.
<i>MFW</i>	—	Maximum Fuel Weight.
<i>MTOW</i>	—	Maximum Take Off Weight.
<i>OEW</i>	—	Operational Empty Weigth.

<i>OGE</i>	—	On Ground Effect.
<i>PMC</i>	—	Potencia Máxima Continua.
<i>PMTO</i>	—	Potencia Máxima al Despegue.
<i>SFC</i>	—	Specific Fuel Consumption.
<i>TCM</i>	—	Teoría de Cantidad de Movimiento.
<i>TEP</i>	—	Teoría de Elemento de Pala.
<i>UAV</i>	—	Unmanned Aerial Vehicle.

1.	<i>Introducción</i>	
1.1.	<i>Contexto histórico</i>	33
1.2.	<i>Actualidad</i>	35
1.3.	<i>Previsiones futuras</i>	37
1.4.	<i>Importancia del problema</i>	38
1.5.	<i>Objetivos de la memoria</i>	39
2.	<i>Marco Teórico</i>	
2.1.	<i>Arquitectura del helicóptero</i>	41
2.2.	<i>Estadísticas para el dimensionamiento de helicópteros</i>	41
2.2.1.	<i>Metodología de análisis</i>	42
2.3.	<i>Teoría de helicópteros</i>	44
2.3.1.	<i>Aerodinámica del rotor aislado en vuelo axial</i>	44
2.3.2.	<i>Actuaciones</i>	48
3.	<i>Parámetros y Diseño del Helicóptero</i>	
3.1.	<i>Estimación de parámetros básicos</i>	50
3.1.1.	<i>Parámetros del rotor principal</i>	51
3.1.1.1.	<i>Carga discal, diámetro y radio</i>	52
3.1.1.2.	<i>Velocidad en punta de pala, solidez y cuerda del rotor</i>	53
3.1.1.3.	<i>Coefficiente de tracción</i>	54
3.1.1.4.	<i>Tipo de rotor</i>	54
3.1.2.	<i>Parámetros del rotor antipar</i>	56
3.1.2.1.	<i>Radio y diámetro</i>	56
3.1.2.2.	<i>Velocidad del rotor</i>	57
3.1.2.3.	<i>Cuerda del rotor</i>	57
3.1.3.	<i>Parámetros del estabilizador horizontal y vertical</i>	58
3.1.3.1.	<i>Área del estabilizador horizontal</i>	58
3.1.3.2.	<i>Brazo del estabilizador horizontal y vertical</i>	59
3.1.3.3.	<i>Cuerda del estabilizador vertical</i>	60
3.2.	<i>Dimensiones del helicóptero</i>	61
3.2.1.	<i>Longitud del fuselaje</i>	61
3.2.2.	<i>Longitud total</i>	61
3.2.3.	<i>Altura</i>	62
3.2.4.	<i>Anchura</i>	63
3.3.	<i>Motor</i>	63
3.3.1.	<i>Potencia máxima al despegue</i>	63
3.3.2.	<i>Potencia máxima al despegue</i>	64
3.3.3.	<i>Tipo de motor</i>	65
3.3.4.	<i>Transmisión mecánica</i>	66
3.4.	<i>Pesos y centros de gravedad</i>	67
3.5.	<i>Materiales</i>	72
3.5.1.	<i>Fuselaje</i>	73
3.5.2.	<i>Palas y cabeza del rotor</i>	73
3.5.3.	<i>Tren de aterrizaje</i>	74
3.5.4.	<i>Cola y estabilizador</i>	74
3.5.5.	<i>Ejes y soporte del motor</i>	74
4.	<i>Análisis Aerodinámico del Helicóptero</i>	
4.1.	<i>Aerodinámica del rotor principal</i>	76
4.2.	<i>Aerodinámica del rotor antipar</i>	76

5.	<i>Actuaciones del Helicóptero</i>	
5.1.	<i>Vuelo a punto fijo</i>	84
5.2.	<i>Vuelo axial ascendente</i>	89
5.3.	<i>Vuelo axial descendente</i>	93
5.4.	<i>Vuelo de avance</i>	95
5.5.	<i>Actuaciones en vuelo horizontal</i>	97
5.6.	<i>Actuaciones en vuelo horizontal tras la implementación del motor</i>	100
6.	<i>Conclusiones</i>	103

Introducción

1.1.Contexto histórico

Una aeronave de ala rotatoria es un vehículo más pesado que el aire, es capaz de volar generando sustentación por medios propios, a través del giro de uno o varios rotores, formados por palas, alrededor de un eje fijo vertical situado encima del fuselaje. En consecuencia, la sustentación es generada con el propio giro sobre el eje vertical. A su vez, las aeronaves de ala rotatoria tienen una clasificación, que se muestra a continuación:

- **Autogiro:** es una aeronave que necesita la implementación de un sistema motopropulsor para el avance horizontal de la misma, donde el rotor gira como resultado del avance de la aeronave sin necesidad de aplicar potencia.
- **Helicóptero:** es una aeronave donde el motor ayuda al rotor para moverse. El rotor tiene la función principal y actúa como sustentador y como propulsor.
- **Girodino:** es una aeronave que tiene la posibilidad de hacer la función de helicóptero o autogiro, gracias a que poseen un rotor principal y un sistema de propulsión principal que es independiente al rotor.
- **Convertible:** es una aeronave que puede actuar como helicóptero o como un avión. El rotor puede cambiar su actitud 90° respecto al fuselaje para pasar de actuar como rotor a actuar como hélices de un avión con alas fijas.

El tipo de aeronave de ala rotatoria más usado por su utilidad es el helicóptero. El origen de estas aeronaves se remonta al año 400 a. C. en China, donde surgió una versión voladora de la peonza, siendo un juguete para niños. Esta peonza voladora, denominada “Taketombo” [1.1.a], consiste en una hélice que se encuentra fijada a un palillo cilíndrico, el juguete vuela cuando el palillo es girado rápidamente lo que produce la propulsión del juguete debido al giro de alta velocidad de la hélice. Sólo después de Leonardo da Vinci [1.1.b] dibujar y esbozar la primera máquina voladora con rotor, allá por 1490, que aparece el primer diseño de lo que sería el primer objeto volador de ala rotatoria. No obstante, no es hasta el siglo XX que la tecnología permite el desarrollo de aeronaves motorizadas. En 1907, se elevó en el aire el primer giroplano pilotado por un hombre. Meses después, el francés Paul Cornu realizó el primer vuelo libre en helicóptero con dos rotores. Entre 1909 y 1910, el considerado padre del helicóptero Igor Sikorsky, construyó dos modelos de helicóptero que no continuó desarrollando en esa época pues los tiempos no eran suficientemente maduros para este tipo de aeronave. Posteriormente, en 1923, el ingeniero español Juan de la Cierva desarrolló el autogiro [1.1.c], así que otros ingenieros consiguieron continuar con el desarrollo de aeronaves de ala rotatoria. En 1930 el italiano d’Ascanio alcanzó varios logros mundiales en este campo, con la creación de un helicóptero bimotor, consiguió recorrer un kilómetro, llegando hasta una altura de quince metros y una duración de diez minutos de vuelo. Durante la década de los 30, el ingeniero

Breguet construyó un helicóptero que contenía dos rotores y fue denominado Giroplano-Laboratorio. Un gran avance se produjo en el año 1937, cuando se implantó el bimotor alemán Focke Wulf 61, batiendo records de alcance, altura y velocidad. En esta primera mitad del siglo XX fue de relativa importancia las mejoras en combustibles y motores para el desarrollo de los helicópteros.



Figura 1.1: Origen del concepto aeronave de ala rotatoria

El verdadero origen del helicóptero se encuentra en 1909, por el ya mencionado soviético Igor Sikorsky [1.1.d]. En aquella fecha realizó sus primeros intentos sin éxito ya que supo predecir que no era el momento para desarrollar dicha máquina. Apartó a un lado esta aeronave y se dedicó durante los siguientes 30 años al desarrollo de aeronaves de ala fija. Llegó 1942 y Sikorsky se encontraba en Estados Unidos y, en aquella época, el ucraniano supo ver que era el momento ideal para desenvolver aquella máquina que años atrás había intentado. Es así como surgió el modelo VS-300 [1.1.e], primer modelo de lo que conocemos hoy como helicóptero y sobre el cual se han basado, y se basan, las empresas para fabricar sus propios modelos. Compuesto por dos rotores, uno encima del fuselaje y el otro en la cola. El primer helicóptero que fue producido en cadena es el Sikorsky R-4 [1.1.f].



Figura 1.1: Evolución histórica del concepto helicóptero que conocemos hoy

Durante la segunda mitad del siglo XX aparecen los motores de turbosje, que ayudaron a aumentar la rapidez, el tamaño y la altura de vuelo. A principios de la década de 1950, los helicópteros se convirtieron rápidamente en aeronaves seguras, exitosas y altamente viables que eran más fáciles de volar y más cómodos para la tripulación y los pasajeros. Esta época está marcada por la producción en masa de helicópteros por parte de varios fabricantes en Estados Unidos y también en Europa. Los modelos Sikorsky S-55 y S-58 supusieron grandes avances en el diseño de los helicópteros. Estas aeronaves tenían una gran cabina bajo el rotor

y, para conseguir una posición amplia del centro de gravedad, el motor se colocó en el morro. A finales de la década de 1980, la empresa Boeing produjo un helicóptero con rotor en tándem usando la avanzada tecnología, fue llamado “Model 360”, que estaba fabricado casi en su totalidad con materiales compuestos. En la década de 1990, Aerospatiale y MBB unieron sus recursos para formar Eurocopter, se convirtió en uno de los mayores fabricantes de helicópteros que produce un gran número de modelos civiles y militares.

1.2.Actualidad

Los helicópteros presentan la ventaja de generar sustentación sin el avance horizontal de la aeronave lo que permite realizar aterrizajes y despegues verticales sin ser necesario la presencia de una pista. Esto los convierte en una herramienta muy útil para zonas aisladas o congestionadas donde el uso de un avión u otro medio de transporte es inviable. En la actualidad, se encuentran en constante desarrollo pues es un vehículo muy versátil y usado para realizar determinados trabajos como pueden ser búsqueda y rescate, lucha contra incendios o construcción. Es por esto por lo que resulta ser un medio de transporte de gran interés en diversos mercados. El constante desarrollo tecnológico que se está produciendo a nivel mundial hace que las prestaciones y confort del helicóptero sean notoriamente mejores, de manera que se ofrece el mejor servicio para el cliente y así poder aumentar la importancia y demanda del mercado.

El helicóptero a pesar de no presentar la misma autonomía que un avión, cuenta con los siguientes beneficios frente al avión:

- Capacidad de despegue y aterrizaje siguiendo una trayectoria vertical. Permite aterrizar sobre edificios, bosques, montañas o casi cualquier lugar.
- Posee la capacidad de desplazarse en cualquier dirección.
- Aunque su velocidad máxima es menor a la del avión, alcanza una velocidad de hasta unos 463 km/h pero con la ventaja de poder mantenerse inmóvil en el aire durante un determinado tiempo.

De manera general, las principales aplicaciones de los helicópteros vienen a ser las siguientes:

- **Transporte:** puede ser de mercancías internas, dentro del vehículo, o de pasajeros. Principalmente se usa para transporte rápido de un grupo de personas.
- **Construcción:** para transportar carga en el exterior del vehículo como si fuese una grúa y descargar la mercancía en el lugar deseado.
- **Lucha contra incendios:** aquellos que son usados por el cuerpo de bomberos o de rescate. Diseñados especialmente para esta función ya que tienen la capacidad de alcanzar áreas de difícil acceso para otros vehículos y lanzar el agua a una determinada distancia.
- **Búsqueda y rescate:** son usados por el cuerpo de rescate para rescatar a personas que se puedan encontrar atrapadas en lugares como la montaña o el mar.

- **Ambulancia:** usados para el rescate de personas enfermas, heridas o accidentadas.
- **Usos militares:** es útil para ser empleado en diferentes misiones como pueden ser misiones de transporte táctico, misiones de ataque, transporte de tropas o carga, reconocimiento y espionaje, de búsqueda y rescate de combate, de evacuación médica y de guerra antisubmarina.
- **Vigilancia:** son adecuados para vigilancia porque tienen la ventaja de poder volar a altitudes relativamente próximas al suelo y con niveles de ruido que no llegan a ser perjudiciales.

No obstante, no son las únicas aplicaciones posibles que se puede dar a este vehículo. Es usado también para fotografía o videografía aérea, captación de noticias, sismología de reflexión, turismo o recreación.

Los diferentes modelos de helicópteros se adaptan a los distintos servicios. Existen modelos que poseen capacidad de hasta 25 personas, modelos grandes, medianos y pequeños. Según el peso y la misión se pueden clasificar como:

CLASIFICACIÓN	MTOW (kg)	CARGA DE PAGO	POTENCIA (hp)
Ultraligero (ULM)	<600	1/2 pax.	40/120
Ligero	300/1200	2/4 pax.	150/250
Utilitario	1500/3000	5/10 pax.	500/1000
Transporte medio	10-15000	3500 kg	3000/4000
Transporte pesado	15-25000	>3500 kg	>5000

Tabla 1.2.[a]: Clasificación de helicópteros por misión/peso

Asimismo, se pueden clasificar por tipo de configuración:

CONFIGURACIÓN

UN ROTOR PRINCIPAL	Con Rotor de Cola
	Sin rotor de cola
DOS ROTORES	en Tándem
	Side-by-Side (lado a lado)
	Intermeshing (entrelazados)
	Coaxial

Tabla 1.2.[b]: Clasificación de helicópteros por configuración



[a] Sikorski 60 - helicóptero con rotor de cola



[b] MD 500 NOTAR - helicóptero sin rotor de cola

Figura 1.2: Clasificación de helicópteros con un rotor principal



[c] Boeing-Vertol 107 – dos rotores en tándem



[d] Mil Mi-12 – dos rotores lado a lado



[e] Kaman K-MAX – dos rotores entrelazados



[f] Kamov KA-50 – dos rotores coaxiales

Figura 1.2: Clasificación de helicópteros con dos rotores

1.3. Previsiones futuras

Se espera que el mercado global de helicópteros crezca de \$ 43,2 mil millones en 2020 a más de \$ 23,9 mil millones en 2030, creciendo a una tasa anual del 6,78 % durante el período de pronóstico, 30 años a partir de 2020. Se espera que el mercado global de helicópteros crezca por las siguientes razones, que aceleren su uso en servicios médicos de emergencia (EMS), búsqueda y rescate (SAR) y extinción de incendios. Se espera que aumente la demanda de helicópteros de petróleo y gas para una variedad de aplicaciones en alta mar. Debido a la aplicación de la ley, la protección pública y una amplia base de aplicaciones para otras actividades paraestatales, es probable que la demanda global de helicópteros sea significativa.

El mercado mundial de helicópteros se divide según la aplicación y el tipo de producto. Se dividió además por regiones: América del Norte, Europa, Asia Pacífico, Oriente Medio y África.

En función de la aplicación, el mercado se divide en civil y comercial, y militar. A la luz de la creciente demanda de helicópteros como medio de transporte interurbano e intraurbano, se espera que el segmento de helicópteros de transporte domine el mercado de aplicaciones durante el periodo de predicción. Los factores clave que contribuyen a esta demanda es la ventaja de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), junto con la reducción de las restricciones de tamaño de los helipuertos en comparación con los aeropuertos. Los viajes en helicóptero también ahorran tiempo en comparación con otros tipos de transporte, lo cual es un factor adicional que se suma a la demanda de helicópteros ligeros y medianos.

En función del tipo, el mercado se bifurca en ligero, medio, pesado y muy grande. Se prevé que la demanda de este tipo de helicópteros aumente el crecimiento en la fotografía y el vídeo aéreos profesionales, así como en la gestión de eventos, como el equipamiento y el personal. Además, se estima que, en el plazo previsto, el creciente sector del turismo de ocio impulsará la demanda de helicópteros comerciales ligeros. Se prevé que el segmento mediano tenga el mayor crecimiento.

La implantación de helicópteros comerciales medianos y su crecimiento debe estar motivada por la misión polivalente, el ahorro de costes y la reducción de los costes operativos. Los helicópteros medianos también se utilizan para llevarlos a zonas remotas, lo que permite que las actividades de salvamento, como las operaciones de búsqueda y rescate y las emergencias médicas, sean una parte vital de su servicio.

La principal preocupación de los fabricantes de helicópteros es la demanda de los usuarios finales, el ahorro de combustible y la eficacia operativa. La evolución de la tecnología aeroespacial y de defensa y la demanda de mayor potencia para los helicópteros contribuyen a la necesidad de mejorar los helicópteros militares y comerciales. Los fabricantes se han esforzado por minimizar el peso total de los motores de los helicópteros para contribuir a reducir el consumo de combustible y aumentar la rentabilidad. Los avances técnicos han llevado a los fabricantes de helicópteros a aumentar sus esfuerzos para minimizar el tamaño y el peso de los helicópteros. Así, la demanda de helicópteros ligeros está en continuo aumento.

1.4.Importancia del problema

Entre otras, algunas de las ventajas que caracterizan a las aeronaves de ala rotatoria son:

- Pueden mantener su **posición en vuelo**, lo que presenta grandes ventajas si se realizan misiones de observación.
- Tienen mayor consumo de combustible que los de ala fija, pero menor que los multirrotores.

- La principal ventaja es que permite **despegues y aterrizajes en vertical**. No necesita pista de despegue al contrario que las de ala fija.
- Permite el **vuelo a bajas velocidades**.
- **La puesta en vuelo es mucho más rápida** que las de ala fija, por lo que son adecuadas para misiones de emergencia.
- Como está dotado por un sistema de empuje mediante rotación, entra en **autorrotación** si el motor fallara.
- **Desventaja frente ULM:** Es de complejo diseño, construcción, mantenimiento y actualización

El helicóptero ultraligero o helicóptero ULM, “ultralight helicopter”, tiene un papel importante para el desarrollo tecnológico actual, si bien, es una alternativa más económica que el helicóptero convencional. La Fundación Internacional del Helicóptero, HFI, ha mostrado preocupación en los últimos años sobre el crecimiento del sector para la próxima década debido al difícil y costoso acceso que supone la adquisición de un helicóptero, pues resulta ser una aeronave compleja tanto en su diseño como en su fabricación y solicitudes de esfuerzos y fatiga en vuelo que requieren de elevada financiación. A diferencia del ultraligero que necesita menor coste para su diseño y producción. Así pues, se convierte en una valiosa fuente experimental de nuevos materiales, nuevos motores más eficientes, implementación de nuevos combustibles menos contaminantes o biocombustibles que reducen las emisiones contaminantes.

1.5. Objetivos de la memoria

La presente memoria tiene como objetivo la realización del diseño conceptual de un helicóptero ultraligero que permita a los pilotos en formación y a los pilotos profesionales acceder a su uso y servicio. El interés de realizar un helicóptero ULM viene incentivado por ser una fuente experimental de motores más eficientes y menos contaminantes, de materiales empleados menos costosos y de nueva tecnología, que ayuda a que el sector tenga provisiones de crecimiento sin necesidad de realizar elevadas inversiones con helicópteros mayores y más costosos. Por esta razón, los helicópteros ultraligeros están cobrando cada vez más importancia en el sector aéreo y así es que surge la motivación para elaborar este proyecto.

Estas aeronaves ultraligeras se definen en un rango de pesos que varía entre 300-600 kg. El objetivo general de este estudio es realizar el diseño conceptual de un helicóptero cuyo peso sea aproximadamente 400 kg.

Uno de los objetivos específicos de esta memoria es el estudio y aprendizaje sobre la teoría de alas rotatorias, comprender cómo vuela y cómo funciona un helicóptero, las características principales y arquitectura de un helicóptero, la aerodinámica y aeromecánica que envuelve al

rotor, las diferentes condiciones y actuaciones de vuelo, la estabilidad y control de un helicóptero y, la complejidad de vuelo que caracteriza a las aeronaves de ala rotatoria.

Continuando con los objetivos específicos, se requiere verificar la competitividad de un motor prototipo. En ese orden de ideas, será necesario realizar una comparativa del motor prototipo con un motor previamente existente en los diferentes tipos de vuelo: axial, de avance y a punto fijo. Posteriormente, el motor se implementa en la aeronave diseñada con el fin de estudiar las actuaciones en vuelo. Por último, el propósito final de este proyecto es la obtención del Grado en Ingeniería Aeroespacial de la alumna Isabel María Martos Muñoz.

En orden, esta memoria tendrá una introducción basada en un contexto histórico, pasando por la actualidad y cerrando con previsiones futuras del sector. Antes de comenzar con el diseño conceptual, se necesitará una base o marco teórico sobre alas rotatorias de modo que posteriormente ayuden para definir las dimensiones, distribución de pesos y selección de componentes del helicóptero. Ahora sí, una vez entendida la teoría, se llevará a la práctica. Se definirán los parámetros necesarios del helicóptero, tanto los constructivos del rotor como las dimensiones y pesos del propio, empleando correlaciones con el uso de parámetros de helicópteros de características similares al helicóptero objetivo, es decir, realizando una correlación estadística. Inicialmente, se habrán recolectado datos y parámetros de unos doce helicópteros ligeros diferentes, los cuales han sido seleccionados aleatoriamente. Así pues, el siguiente capítulo continúa con el análisis aerodinámico del helicóptero y sus actuaciones. Este análisis aerodinámico permitirá la elección de un perfil adecuado para el rotor principal y el rotor atipar. De esta manera, se podrá elaborar un estudio sobre los siguientes regímenes de vuelo: vuelo a punto fijo, vuelo axial y vuelo de avance. El análisis aerodinámico termina con el estudio de actuaciones básicas en vuelo horizontal, realizando una comparación en diferentes tipos de vuelo con un motor ya existente y analizando las actuaciones una vez implementado el motor prototipo.

2.1.Arquitectura de Helicópteros

Los elementos principales que conforman un helicóptero son:

- Fuselaje o célula, formado por la estructura central y el cono de cola figura 2.1.[a] (A).
- Deriva vertical figura 2.1.[a] (B).
- Estabilizador horizontal figura 2.1.[a] (C).
- Tren de aterrizaje, de patines o de ruedas figura 2.1.[a] (D).
- Rotor o rotores principales. Elemento de unión al árbol o eje del rotor figura 2.1.[a] (E).
- Palas (alas rotatorias) que producen la sustentación figura 2.1.[a] (F).
- El rotor antipar, cuando existe (caso de helicópteros monorrotores de arrastre mecánico), se localiza en la cola y gira en un plano aproximadamente vertical figura 2.1.[a] (G), aunque existen excepciones.

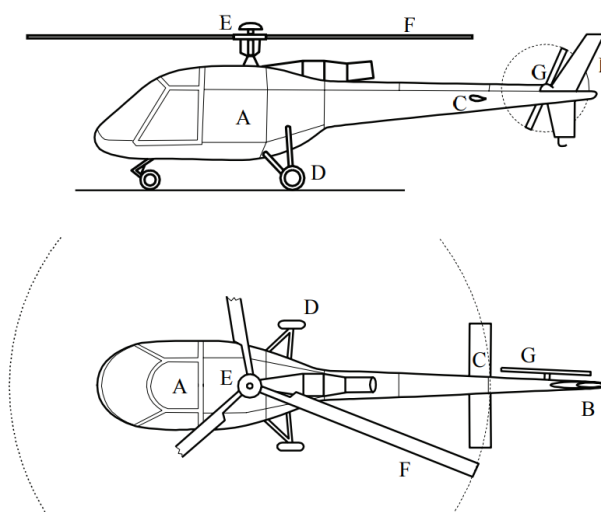


Figura 2.1. [a] Planta y alzado de un helicóptero típico [1]

2.2.Estadística para el Dimensionamiento de Helicópteros

El dimensionamiento es la primera y más importante etapa del proceso de diseño conceptual del helicóptero. Las herramientas de diseño conceptual son relativamente sencillas y se desarrollaron para ciclos de diseño rápidos. Una técnica bien conocida es "Tendencias de diseño", esta técnica analiza la que se analizan las configuraciones de vuelo con el fin de concluir o identificar una tendencia que es común a muchas configuraciones, y, por lo tanto,

puede representar restricciones físicas que no son claras y evidentes en las primeras etapas. Esta técnica es útil para la etapa de dimensionamiento en su sentido amplio: dimensionamiento geométrico y potencia necesaria. Este análisis estadístico está basado en un conjunto de bases de datos que recoge más de 180 helicópteros convencionales de un solo rotor. El análisis se ha llevado a cabo utilizando una técnica avanzada de correlación computarizada que se basa en el Análisis de Regresión Múltiple.

2.2.1. Metodología de análisis

La **correlación** se trata de una de las técnicas más habituales en análisis de datos. La correlación consiste en asociar dos variables numéricas, evaluando la tendencia creciente o decreciente de los datos [15]. En términos de probabilidad y estadística, la correlación indica la fuerza y la dirección de una relación lineal y proporcionalidad entre dos variables estadísticas. Para que dos variables se encuentren asociadas es necesario que una variable proporcione información con respecto a los valores homónimos de la otra variable. Por ejemplo, si tuviésemos dos variables, X e Y , que mantienen una correlación entre sí, al aumentar los valores de la variable X automáticamente aumentan los valores de la variable Y . Por el contrario, si no existe asociación entre ambas variables, el incremento de una no proporciona información sobre el comportamiento de la otra variable. La correlación entre dos variables no significa por sí misma una relación causal. La correlación sólo se refiere a las dos variables dadas y no aporta información sobre las relaciones más allá de los datos bivariados [17].

Al representar cada par de valores como coordenadas de un punto en un diagrama aparece una nube de puntos o diagrama de dispersión. La relación lineal entre las dos variables es la trazada a partir de esa nube de puntos mediante la línea de regresión ajustada. La línea de ajuste se compone por la fuerza, sentido y forma.

- **Fuerza:** grado en que la línea representa a la nube de puntos clasificándose como fuerte o débil. Para que sea una relación fuerte la línea que representa la relación lineal es una línea recta y acontece cuando la nube es estrecha y alargada. Cuando la nube tiende a ser una curva elíptica o circular se dice que la relación es débil.
- **Sentido:** es la variación de Y con respecto a X , se clasifica como relación directa o inversa. Para que la relación sea directa, ambas variables tienen que crecer al mismo tiempo, es decir, si una variable crece, la otra también crece, dejando una línea curva con pendiente positiva. Si en lugar de ocurrir eso, cuando una variable aumenta la otra disminuye, se tiene relación inversa y una curva con pendiente negativa.
- **Forma:** es el tipo de curva que se ajusta mejor a la nube de puntos, bien puede ser una línea recta, una parábola de segundo grado, etc.

El **coeficiente de correlación**, R , se define como la medida específica que cuantifica la intensidad de la relación lineal entre dos variables en un análisis de correlación. Para dos variables, la fórmula compara la distancia de cada dato respecto a la media de la variable y utiliza esta comparación para decir hasta qué punto la relación entre las variables se ajusta a una línea imaginaria trazada entre los datos. El coeficiente de correlación R es un valor sin

unidades que varía entre -1 y 1. Por lo tanto, $R = 1$ significa una correlación perfecta. Valores positivos de R indican que el sentido tiene una relación directa y valores negativos de R indican una relación inversa [16]. Desde la perspectiva de un ingeniero, para que los resultados obtenidos sean óptimos se debe intentar que el coeficiente R sea lo mayor posible. La medida de correlación de regresión múltiple se define por la ecuación matemática siguiente [2]:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (y_i - y_i^e)^2}{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2} \quad (2.2.1. [a])$$

Donde y_i son los valores de la base de datos, \bar{y} es el valor medio de la base de datos, y , y_i^e son los valores estimados.

A continuación, se muestra algunos ejemplos de correlaciones estadísticas:

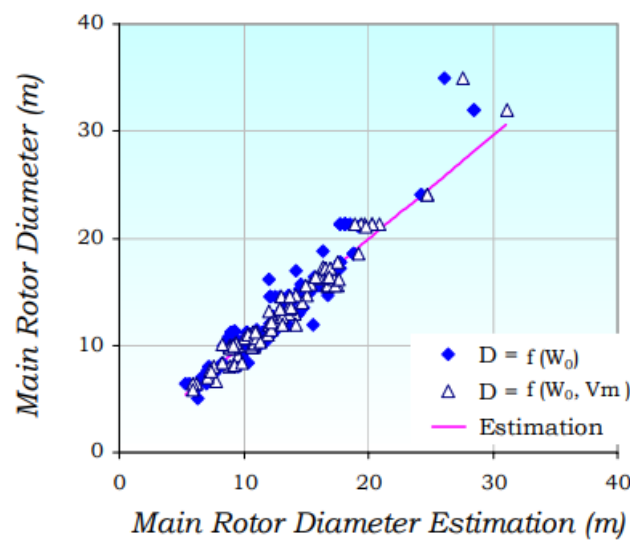


Figura 2.2.1. [a] correlación entre el valor del diámetro del rotor principal y el valor estimativo [2]

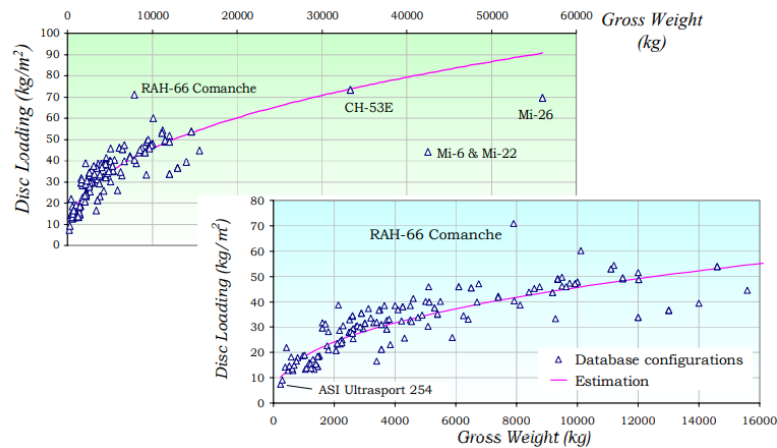


Figura 2.2.1. [b] Correlación de la carga del disco del rotor principal y el peso bruto [2]

Para realizar estas correlaciones se necesitan los parámetros de dimensionamiento de la geometría del helicóptero figura 2.2.1. [c] [2].

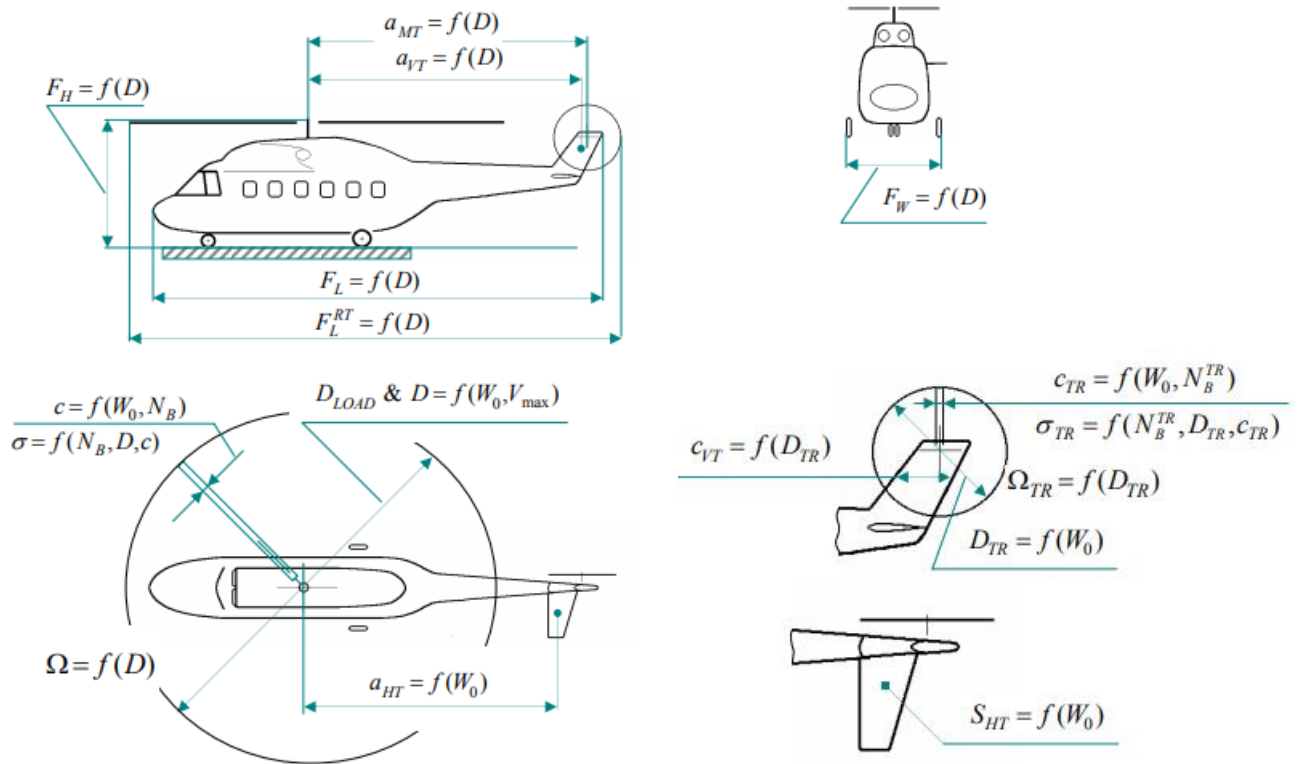


Figura 2.2.1. [c] Parámetros de dimensionamiento de la geometría del helicóptero [2]

2.3. Teoría de Helicópteros

2.3.1. Aerodinámica del Rotor Aislado en Vuelo Axial

En vuelo axial, el movimiento es unidimensional y que es característico de aeronaves de ala rotatoria. En ese modo de vuelo se deben asumir una serie de hipótesis para estudiar las acciones aerodinámicas [3].

- Fuerzas másicas despreciables.
- Flujo incompresible.
- Simetría azimutal.
- Flujo estacionario.
- Flujo sin viscosidad.
- Flujo uniforme transversalmente.

La teoría de la mecánica de fluidos que modela la aerodinámica de un rotor es la **Teoría de Cantidad de Movimiento (TCM)** o **Teoría de Froude**. Este modelo simplificado considera la hélice como si fuese un disco uniforme y el rotor como una superficie de discontinuidad

donde la presión del flujo sufre un salto. La Teoría de Froude está basada en varias hipótesis [6]:

- El movimiento es unidimensional puesto que se considera que el rotor no induce velocidades azimutales o radiales.
- El movimiento es casi-estacionario, se pueden despreciar las variables temporales.
- Fluido incompresible.
- Número de Reynolds elevado para ser fluido no viscoso.
- La estela del rotor no tiene movimiento de rotación, únicamente vertical.
- La velocidad inducida es uniforme en todo el plano del rotor.
- Sobre el fluido no se aplica ninguna fuerza externa.
- Las ecuaciones se plantean en ejes ligados al rotor.

Se toma como volumen de control el de la figura 2.3.1. [a] para aplicar estas ecuaciones. El volumen de control empieza en el infinito aguas arriba donde la presión es la atmosférica (p_0), y se extiende en la dirección positiva, hacia abajo lejos del rotor donde la presión es la atmosférica. Lo cierto es que la presión en el infinito es sutilmente mayor que la atmosférica que provoca una sobreestimación de la presión y potencia inducidas. Cerca del rotor hay una fuerza T de tracción actuando, el fluido se acelera a medida que se acerca al disco rotor y una vez superada la superficie S , el fluido sufre una aceleración que es provocada por la velocidad inducida. Una vez aplicadas estas hipótesis será necesario la aplicación de modelos de corrección tanto a los datos experimentales como a las teorías más complejas.

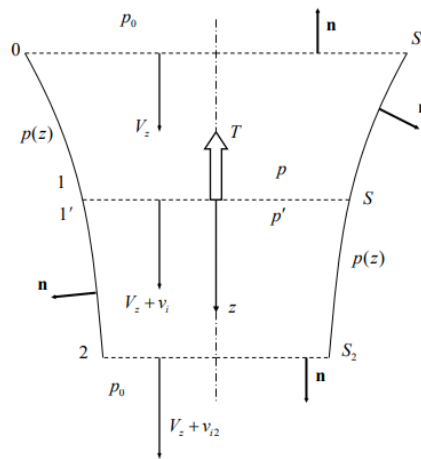


Figura 2.3.1. [a] Definición del volumen de control y de las magnitudes físicas empleadas en la formulación de modelo de la teoría de cantidad de movimiento en vuelo axial ascendente ($V_z \geq 0$) [13]

Ecuación de la cantidad de movimiento:

$$\iint_{S_0} \rho V_z (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) d\sigma + \iint_{S_2} \rho (V_z + v_{i2}) (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) d\sigma = - \iint_{S_1} p \mathbf{n} d\sigma - \iint_{S_1'} p' \mathbf{n} d\sigma \quad (2.3.1. [a])$$

Ahora, considerando que la fuerza de tracción es:

$$- \iint_{S_1} p \mathbf{n} d\sigma - \iint_{S_1'} p' \mathbf{n} d\sigma = T \quad (2.3.1. [b])$$

Se obtiene que el flujo en la entrada es:

$$\iint_{S_0} \rho V_z (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) d\sigma = - \iint_{S_0} \rho V_z^2 d\sigma = - \dot{m} V_z \quad (2.3.1. [c])$$

Y el flujo en la salida es:

$$\iint_{S_2} \rho (V_z + v_{i2}) (\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) d\sigma = \iint_{S_2} \rho (V_z + v_{i2})^2 d\sigma = \dot{m} (V_z + v_{i2}) \quad (2.3.1. [d])$$

Resultando:

$$T = \dot{m} v_{i2} \quad (2.3.1. [e])$$

La potencia comunicada al flujo es por definición:

$$P_i = T (v_i + V_z) \quad (2.3.1. [f])$$

Eliminado el gasto másico de las ecuaciones:

$$\dot{m} = \rho S (v_i + V_z) \quad (2.3.1. [g])$$

$$T = \dot{m} v_{i2} \quad (2.3.1. [h])$$

$$P_i = T (V_z + v_i) = \frac{1}{2} \rho S (V_z + v_i) v_{i2} (v_{i2} + 2V_z) = \frac{T}{2} (2V_z + v_{i2}) \quad (2.3.1. [i])$$

Y eliminando la velocidad en la estela v_{i2} :

$$P_i = 2\rho S v_i (V_z + v_i) \quad (2.3.1. [j])$$

En vuelo a punto fijo $V_z = 0$, las ecuaciones quedan como:

$$T = 2\rho S v_i^2 \quad (2.3.1. [k])$$

$$P_i = T v_i \quad (2.3.1. [l])$$

Además, la tracción debe compensar el peso de la aeronave, $T = W$, la solución al problema de actuaciones es:

$$v_{i0} = \sqrt{\frac{W}{2\rho S}} \quad (2.3.1. [m])$$

$$P_{i0} = \sqrt{\frac{W^3}{2\rho S}} \quad (2.3.1. [n])$$

v_{i0} es la velocidad inducida en el vuelo a punto fijo y P_{i0} la potencia inducida en el vuelo a punto fijo. La potencia inducida es la necesaria para acelerar el flujo y generar las fuerzas de tracción, no incluye pérdidas por resistencia aerodinámica de las palas, ni pérdidas por rotación de la estela.

Para contabilizar la resistencia aerodinámica de las palas se necesita usar la **Teoría de Elemento de Pala (TEP)**. Se basa en dividir cada pala en segmentos en los cuales se analiza el flujo local y se logran las fuerzas aerodinámicas locales obteniéndose en forma de distribuciones a lo largo de la envergadura. La integración a lo largo de la envergadura permite obtener las acciones aerodinámicas globales que actúan sobre el rotor. Desde el enfoque de la mecánica del vuelo del helicóptero la teoría de elemento de pala es la herramienta más simple con la que hallar estimaciones de la aerodinámica que el rotor ejerce sobre la aeronave, F_{rp} y M_{rp} . Por lo general, la aeronave y el rotor realizan una maniobra tal que el árbol del rotor tiene una velocidad de translación V^A y el sistema de ejes cuerpo cambia de orientación con respecto a un sistema de ejes fijo a tierra ω^A . Los ejes fijos a la aeronave es el sistema de ejes cuerpo $Ax_Ay_Az_A$ con origen en el eje del árbol del rotor, A, el eje z_A en la dirección del vector de rotación $\Omega^A = \Omega k_A$ el eje x_A contenido en el eje de simetría de la aeronave y en la dirección del rotor antipar. El sistema de ejes móviles en la pala $Ax_{A1}y_{A1}z_{A1}$ es un sistema que rota con respecto al sistema de ejes árbol a una velocidad angular Ω y el eje x_{A1} se encuentra fijo a una de las palas de manera que se define la posición azimutal de la pala mediante el ángulo de azimut, ψ , medido desde el eje x_A (para el caso habitual de Ω constante, $\psi = \Omega t$) [3].

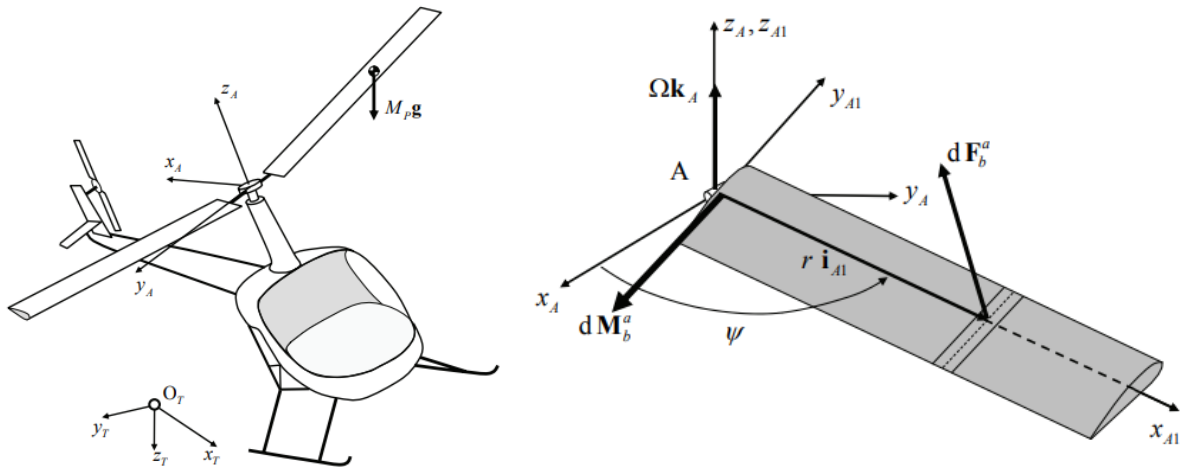


Figura 2.3.1 [b] Sistema de referencia ejes fijos y ejes móviles [13]

La posición azimutal de la pala, Ψ define la matriz de transformación del sistema de ejes cuerpo $Ax_Ay_Az_A$ al sistema de ejes móviles $Ax_{A1}y_{A1}z_{A1}$.

$$[T_{A1A}] = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3.1. [o])$$

Expresar la teoría de elemento de palas en estos ejes ayuda a definir las condiciones locales del flujo. En vuelo axial la velocidad angular es nula ($\omega^A = 0$) y la velocidad de translación sólo aparece en el eje Z_A ($V^A = V_z k_A$). Dado que en el vuelo axial existe simetría azimutal no se emplea la matriz de transformación (2.3.1. [o]) para la posición azimutal que ocupa la pala. Las condiciones del flujo sólo cambian para vuelo de avance.

Un modelo simplificado de estas teorías es la combinación de ambas, la unión de estas dos teorías favorece la obtención de distribuciones no uniformes de velocidad inducida. Se

trata en aplicar a un tubo de corriente de espesor diferencial las leyes de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía, imponiendo la no existencia de interacción entre tubos de corriente (movimiento bidimensional) [18].

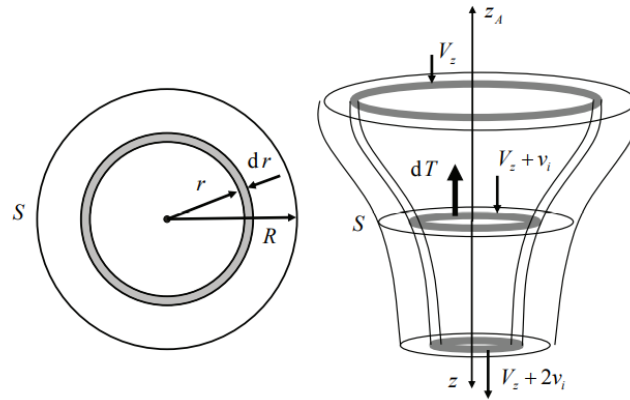


Figura 2.3.1. [c] Tubo de corriente de espesor diferencial al que se aplican los principios básicos de la mecánica de fluidos con la combinación de la teoría de cantidad de movimiento y elemento de palas [13]

Con la ayuda de estas hipótesis se consigue determinar la distribución de la velocidad inducida, para ello simplemente se ha de igualar los diferenciales de tracción de la teoría de cantidad de movimiento y de elemento de palas (2.3.1. [p]):

$$dT|_{TCM} = dT|_{TEP} \quad (2.3.1. [p])$$

2.3.2. Actuaciones

En el diseño preliminar determinados parámetros y dimensiones no están completamente definidos, sino que se tiene una estimación de los parámetros más relevantes, es así como se llega a la implementación de modelos físicos simplificados para realizar el estudio de las actuaciones básicas. El método de la energía es un modelo simplificado que permite obtener estimaciones iniciales de las actuaciones de un helicóptero definido a partir de unos pocos parámetros. Consiste en estimar la potencia necesaria para realizar una determinada maniobra. Las actuaciones de un helicóptero se estudian por medio del cálculo de la potencia necesaria y disponible para diferentes condiciones de vuelo [4].

Es importante resaltar que este método considera el helicóptero compuesto por fuselaje y antipar de la siguiente manera:

- **Fuselaje:** aparece en la potencia consumida por el rotor principal. La potencia asociada a trasladar el fuselaje aparece a través de las ecuaciones de equilibrio del rotor y fuselaje.
- **Antipar:** la potencia que consumida por el antipar es añadida a la potencia necesaria para realizar una maniobra determinada.

La potencia total que debe proporcionar el motor puede ser estimada sumando las diversas contribuciones del rotor principal y antipar.

Se supone una serie de hipótesis para emplear el método de la energía:

- En el plano del rotor la velocidad inducida no varía, es decir, es constante.
- La teoría de cantidad de movimiento proporciona la velocidad y potencia inducidas.
- El coeficiente de potencia (C_P) del rotor es resultante del equilibrio básico de un helicóptero.
- El fuselaje se considera como un cuerpo obtuso.

El propósito final de este método es hallar la potencia necesaria por el rotor principal empleando la adimensionalización basada en la velocidad a punto fijo, es decir, el valor del Coeficiente de Par del rotor principal, la ecuación queda como [4]:

$$\frac{P_{rp}}{P_{i0}} = k \frac{v_i}{v_{i0}} + \frac{v_V}{v_{i0}} + \frac{f}{4S} \left(\frac{V_f}{v_{i0}} \right)^3 + \frac{\sigma C_{d0}}{16 \left(\frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[1 + K \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \frac{C_w}{2} \right] \quad (2.3.2. [a])$$

Por optimización y conexión la definición de cada variable se encuentra en los próximos capítulos junto con el cálculo de las actuaciones propias del diseño.

Parámetros y Diseño del Helicóptero

El presente capítulo tiene como propósito obtener los parámetros esenciales y el diseño del helicóptero ultraligero. Los procedimientos para diseñar aviones eficientes requieren la interrelación de varios métodos de optimización en función del número de requisitos de diseño que haya que cumplir. Normalmente, en el diseño conceptual de aviones, las primeras estimaciones se realizan con información estadística, o con ecuaciones empíricas simplificadas, englobando varias disciplinas: propulsión, aerodinámica, estabilidad y control de la aeronave. En consecuencia, la obtención de estos parámetros se realizará por medio de entropía y correlaciones estadísticas con el uso de parámetros ya definidos de helicópteros ultraligeros preexistentes.

En términos generales, la normativa en España define helicóptero ultraligero como una aeronave monoplace o biplaza de alas rotatorias y motorizada que se sustenta y proporciona empuje gracias a sus rotores y cuyo peso máximo autorizado al despegue (MTOW) sea entre 300 kg y 450 kg [19]. No obstante, existe otra normativa en países europeos que son relevantes para el sector donde el peso máximo autorizado al despegue alcanza hasta los 600 kg. El Reglamento Básico de la Agencia de la Unión Europea para la Seguridad Aérea (EASA) permite aviones MTOW Ultraligeros de 600 kg siempre y cuando sean bajo el control de la Autoridad de Aviación Civil (CAA) de los estados miembros [19]. Los países europeos que se acogen a este reglamento son Alemania, República Checa, Países Bajos, Finlandia, Suecia, Noruega, Dinamarca, Italia, Eslovaquia y Lituania; siendo Alemania y República Checa países líderes en normativa y presencia de pilotos-fabricantes. España no se encuentra en esta lista de países pues la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) no ha solicitado aun a EASA para acogerse a esta nueva normativa [19]. Este proyecto se acogerá a la regulación de la EASA pese a que inicialmente estaba previsto ser realizado aplicando la normativa española. Tras investigar varios helicópteros ULM y recopilar parámetros, se llegó a la conclusión de que no hay aeronaves ULM y fabricantes españoles suficientes que alcancen una cantidad mínima de parámetros que sean relevantes y de utilidad para la estimación de parámetros básicos. Así pues, el conjunto de helicópteros seleccionados es un total de once que son recogidos en la Tabla 3. [a] con información sobre los fabricantes, el año de fabricación, la cantidad de personas que admiten y el peso máximo al despegue.

MODELO	FABRICANTE	AÑO	TRIPULACIÓN	MTOW (kg)
LAE Ultrasport 496T	LAE Helicopters Cyprus	1993	2	260
Eagle's Perch	Eagle's Perch Inc	1995	1	363
Mosquito M80	Mosquito Aircraft	1996	2	390
Eagle Helicycle	Eagle R&D	1997	1	450

Mosquito XE	Mosquito Aircraft	2004	1	277
CH7 Kompress Charlie	Cicaré	2005	2	450
LC LH 212 Delta	LCA Srl	2010	2	500
Volocopter 2X	Volocopter	2013	2	600
Hungaro Copter	Hungaro Copter Limited	2015	1	450
Dynali H3 EasyFlyer	Dynali	2017	2	500
G-250 Eagle	Eagle R&D	2019	2	386

Tabla 3. [a] Conjunto de helicópteros ultraligeros empleados para hallar las dimensiones y pesos de la aeronave de esta memoria

En cuanto a los requisitos solicitados por la aeronave, se encuentran en la Tabla 3.[b].

REQUISITOS de la AERONAVE	
MTOW (kg)	400
Número de palas rotor principal	2
Número de palas rotor antipar	2
Capacidad máxima de tripulantes	2
Autonomía mínima (h)	3.5
Alcance mínimo (km)	550

Tabla 3. [b]: Requisitos de diseño del helicóptero

3.1. Estimación de parámetros básicos

Este subcapítulo se basará en emplear correlaciones para hallar los parámetros que definen la aeronave. Como ya se ha comentado, una correlación se basa en coleccionar un conjunto de datos y valores para conseguir una ecuación que proporcione los parámetros que se buscan. Inicialmente se necesita el valor de algún o algunos parámetros fijados, pudiendo ser el peso en vacío o el peso máximo al despegue o algún otro que se desee.

El valor definido es el peso máximo al despegue y ha sido elegido un peso de 400 kg. Por otro lado, se fija también el número de palas del rotor principal ya que se trata de un parámetro de diseño a elección del fabricante y que se basa en criterios estructurales y dinámicos. Un número elevado de palas es ventajoso para reducir las vibraciones inducidas en la cabeza del rotor, sin embargo, un pequeño número de palas implica una buena fiabilidad, facilidad en el mantenimiento de la aeronave y ahorro en costes, en base a estos criterios, se concluye que lo ideal para este caso es trabajar con dos palas, ($b = 2$) [5].

En algunos casos del conjunto de helicópteros seleccionados no se ha conseguido obtener el valor de algunos parámetros por lo que no serán aceptados valores del coeficiente de correlación que sean menores a 0.3.

3.1.1. Parámetros del rotor principal

3.1.1.1. Carga Discal, diámetro y radio

$$DL = \frac{MTOW}{S_{ROTOR}} \quad (3.1.1.1. [a])$$

La ecuación (3.1.1.1. [a]) representa la carga discal o lo que es lo mismo, la relación que hay entre el MTOW con el área del rotor. Cabe esperar una carga discal reducida ya que el prototipo es un ultraligero y, por tanto, el peso de estas aeronaves es bastante más reducido que los helicópteros de clasificación media o grande. En la Figura 3.2.1.1. [a] se representa gráficamente la carga discal en función del MTOW de los diferentes once modelos seleccionados y a partir de esos datos se haya la línea de tendencia y correlación (R^2) de ambas variables.

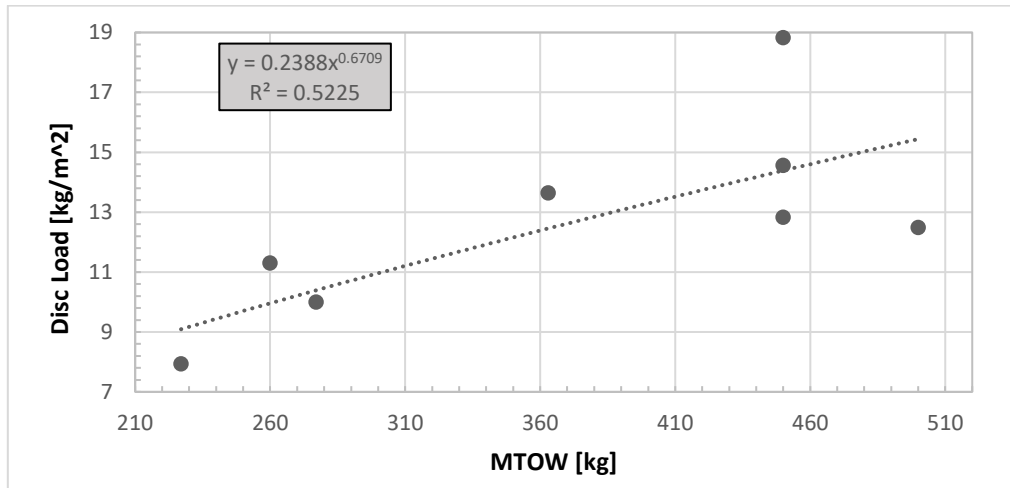


Figura 3.1.1.1. [a] Carga discal en función del peso máximo al despegue

Ahora, con el valor del MTOW definido en el comienzo de este capítulo y la ecuación 3.1.1.1. [b] de la línea de tendencia se puede obtener el valor de la carga discal del prototipo.

$$y = 0.2388x^{0.6709} \quad (3.1.1.1. [b])$$

Siendo $x = 400 \text{ kg}$ (MTOW), el valor de DL se calcula substituyendo el peso en la ecuación (3.1.1.1. [b]).

$$y = DL \quad \left[\frac{kg}{m^2} \right] = 13.29 \frac{kg}{m^2}$$

Con esta información es posible calcular el valor del radio, y por consiguiente el diámetro, del rotor principal, pues el rotor se puede aproximar como la superficie de una circunferencia. Resultando la siguiente ecuación:

$$r = \sqrt{\frac{MTOW}{DL \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{400}{13.29 \cdot \pi}} = 3.095 \text{ m} \quad (3.1.1.1. [c])$$

De esta ecuación se obtiene de manera trivial el diámetro, siendo dos veces el valor del radio, el resultado de este es 6.19 m.

3.1.1.2. Velocidad en punta de pala, solidez y cuerda del rotor

Continuando con las correlaciones con el peso máximo al despegue, se analiza la velocidad en punta de pala con ayuda del mach en punta de pala del conjunto de helicópteros estudiados. Esta correlación se puede encontrar en la Figura 3.1.1.2. [a].

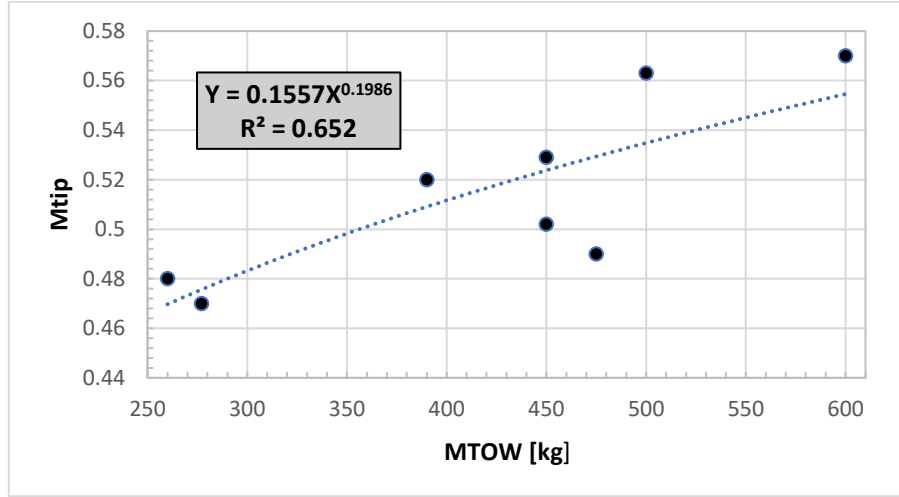


Figura 3.1.1.2. [a] Velocidad en punta de pala en función del peso máximo al despegue

Utilizando el mismo procedimiento que en la sección anterior, se substituye el valor definido del MTOW en la ecuación (3.1.1.2. [a]) obtenida con ayuda de la línea de tendencia de la gráfica que hay representada en la Figura 3.1.1.2. [a].

$$M_{tip} = 0.1557x^{0.1986} \quad (3.1.1.2. [a])$$

El valor del número de mach en la punta de pala es igual a 0.511. Lo que realmente es de interés es la velocidad en punta de pala y para ello se empleará como referencia el nivel del mar, así la velocidad del sonido resulta ser 340 m/s. Se obtiene un valor de velocidad en punta de pala de 173.99 m/s. La velocidad angular en revoluciones por minuto, 536.82 rpm, se puede hallar de manera simple como se muestra en la ecuación (3.1.1.2. [b]).

$$\Omega = \frac{V_{tip} \cdot 60}{R \cdot 2\pi} [rpm] \quad (3.1.1.2. [b])$$

La solidez (σ) relaciona el área aproximada por una circunferencia del rotor con la superficie real del rotor, es decir, representa el área efectiva de sustentación del rotor [5]. Esta relación se puede apreciar en la Figura (3.1.1.2. [c]).

$$\sigma = \frac{\text{Área de las palas}}{\text{Área del disco rotor}} = \frac{b \cdot c \cdot R}{\pi R^2} = \frac{b \cdot c}{\pi R} \quad (3.1.1.2. [b])$$

Es un parámetro adimensional que relaciona directamente el diámetro del rotor con la cuerda (c) de las palas. La cuerda es la distancia entre el borde de ataque y el borde de salida de la pala. La cuerda media aerodinámica es la distancia promedio calculada de todas las diferentes longitudes de las cuerdas de la pala [22]. En cuanto a estos dos parámetros, no se pueden obtener mediante relaciones estadísticas ya que no ha sido posible el acceso a esta información de gran parte del conjunto de aeronaves seleccionadas para el estudio. Analizando aeronaves similares fabricadas en la última década se puede concluir y asumir que la solidez se aproxima al valor de 0.04. De manera aleatoria se fija el valor el valor de $\sigma = 0.0415$.

La cuerda viene dada por la ecuación (3.1.1.2. [b]), despejando c , la relación se reduce a:

$$c = \frac{\sigma \cdot \pi \cdot R}{b} = 0.202 \text{ m}$$

3.1.1.3. Coeficiente de tracción

El coeficiente de tracción viene dado por la fuerza de tracción del rotor y proporciona la relación entre esta fuerza y la tracción unitaria. La ecuación para obtener este coeficiente resulta:

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot S \cdot (\Omega \cdot R)^2} \quad (3.1.1.3. [a])$$

El parámetro (ρ) es la densidad del fluido donde se estudia el comportamiento de la aeronave, en este caso, el aire ($\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$). El área de la superficie, (S), es proporcionada por la carga discal y es igual a $S = \frac{MTOW}{DL} = \frac{400}{13.29} = 30.09 \text{ m}^2$.

La fuerza a tracción es la fuerza que se opone al peso de la aeronave y recibe un valor igual a $T = MTOW \cdot g = 400 \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 = 3924 \text{ N}$.

Substituyendo todos estos datos en la ecuación (3.1.1.3. [a]):

$$C_T = \frac{3924}{1.225 \cdot 30.09 \cdot (56.21 \cdot 3.095)^2} = 0.0035$$

3.1.1.4. Tipo de rotor

La aeromecánica establece las dependencias entre la condición de vuelo, el mando y los movimientos de las palas [6]. A continuación, en la Figura 3.1.1.4. [a] se muestran los distintos tipos de rotor:

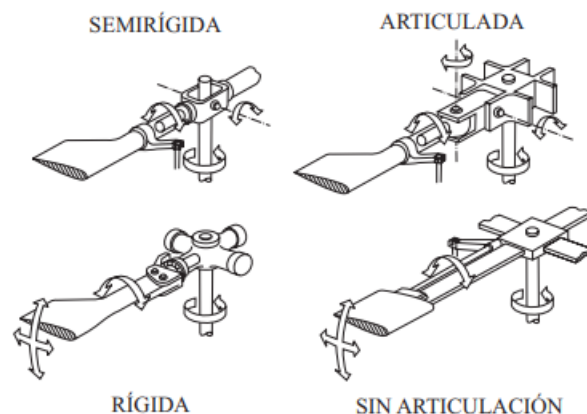


Figura 3.1.1.4. [a] Diferentes tipos de cabezas de rotor [14]

- **Rotor semirrígido:** la configuración de las palas es tal que están unidas a una suspensión que permite que una pala ascienda en cuanto la otra desciende. La articulación permite tener un control sobre el paso cíclico¹ y el paso colectivo². Es un sistema bastante simple ya que consta de pocas piezas y el mantenimiento es fácil y barato. A pesar de estas ventajas, presenta el inconveniente de tener alta resistencia parásita en vuelo de avance.
- **Rotor articulado:** está compuesto por tres articulaciones con movimiento de batimiento³, arrastre⁴ y cambio de paso⁵. Este sistema reduce los esfuerzos a los que se encuentran sometidas las palas ayudando a que no sean transmitidos al rotor y posee alta fiabilidad. El problema de este mecanismo es la alta dificultad mecánica que lo caracteriza y, en consecuencia, el costoso mantenimiento que supone.
- **Rotor rígido:** es un sistema donde las palas se encuentran aseguradas de forma rígida a la cabeza del rotor. Hay ausencia de articulación de batimiento y arrastre. El único movimiento es el giro sobre el propio eje longitudinal. El limitado número de componentes provoca alta sencillez, dureza y disminuye la resistencia aerodinámica. Normalmente no es usado para helicópteros de gran tamaño por lo pesado y rígido que es.
- **Rotor sin articulación:** el movimiento se obtiene por flexión y torsión de la cabeza del rotor. No existe articulación de batimiento, arrastre o cambio de paso. Este modelo destaca por su sencillez, reducida resistencia aerodinámica y bajo coste de mantenimiento.

¹ Paso cíclico: movimiento de forma cíclica del ángulo de ataque de las palas según en la zona de paso del rotor en el que se encuentren, permitiendo a la aeronave desplazarse en todas direcciones del plano horizontal.

² Paso colectivo: cambia el ángulo de paso de todas las palas del rotor principal colectivamente (es decir, todas al mismo tiempo) e independientemente de su posición.

³ Batimiento: movimiento arriba/abajo de las palas.

⁴ Arrastre: movimiento adelante/atrás de las palas.

⁵ Cambio de paso: inclinación angular de las palas.

Teniendo en cuenta todo lo definido aplicado a un ultraligero, se adecúa mejor un rotor del tipo rígido o semirrígido. Entre estos dos tipos la principal diferencia es la libertad de movimientos. En el caso del rotor rígido, no están permitidos el batimiento y arrastre, y para un rotor semirrígido sí se dispone de esta libertad de movimientos. Es esta última la razón por la cual se decide implementar un rotor semirrígido con el fin de tener dos grados de libertad en el movimiento.

3.1.2. Parámetros del rotor antipar

De la recopilación de helicópteros no se ha conseguido información suficiente sobre el rotor antipar entonces se emplearán gráficos y fórmulas estadísticas que han sido obtenidas por otros autores [2].

El número de palas seleccionado para el rotor antipar se basa en los costes de producción y mantenimiento. Considerando este hecho el número óptimo para este proyecto es de un rotor de dos palas ($b_{TR} = 2$).

3.1.2.1. Radio y diámetro

Al igual que el rotor principal, el radio del rotor antipar se encuentra asociado a la carga discal y peso máximo al despegue del rotor principal. Continuando con la metodología estadística para obtener dichos valores y basándose en las ecuaciones empíricas de Technion

[2]:

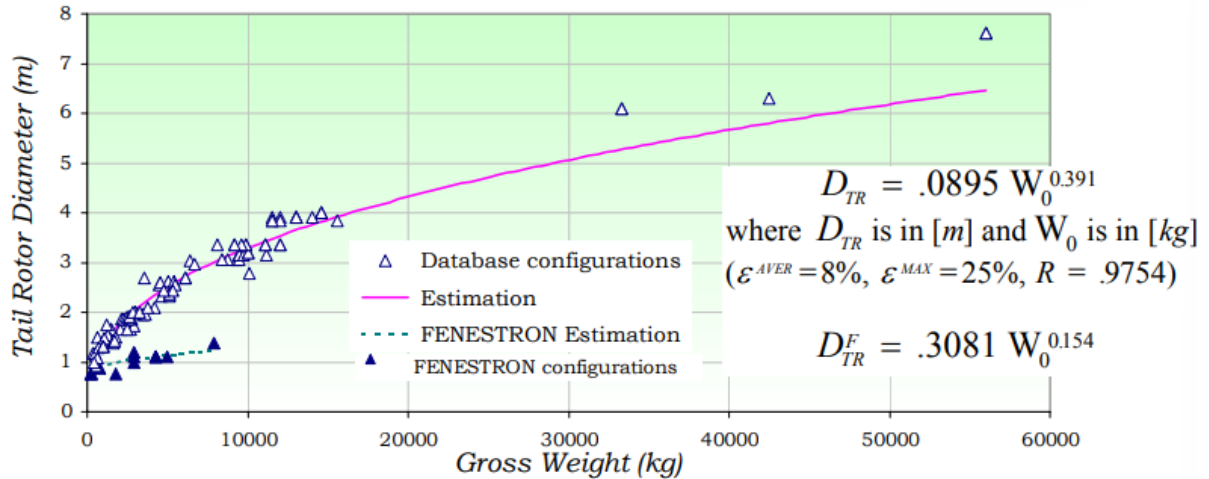


Figura 3.1.2.1. [a] Correlación entre el diámetro del rotor antipar y el MTOW [2]

De la Figura 3.1.2.1. [a] se obtiene la ecuación que relaciona ambas variables y que permite dimensionar el rotor antipar.

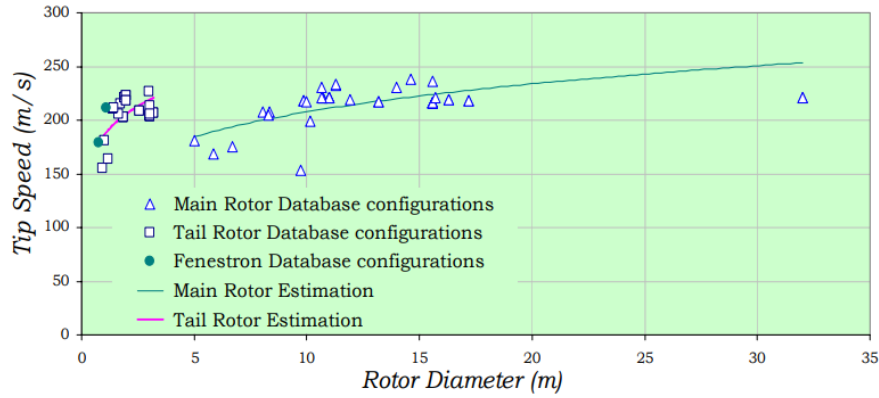
$$D_{TR} = 0.0895 \cdot MTOW^{0.391} \quad (3.1.2.1. [a])$$

El prototipo de aeronave ultraligera que se está estudiando tiene un MTOW de 400 kg, substituyendo en la ecuación (3.1.2.1. [a]):

$$D_{TR} = 0.932 \text{ m} \rightarrow r_{TR} = 0.465 \text{ m}$$

3.1.2.2. Velocidad de rotor

Se procede con las ecuaciones del mismo autor para la velocidad en punta de pala del rotor. La Figura 3.1.2.2. [a] muestra la correlación entre la velocidad en la punta de cola y el diámetro del rotor principal y antipar.



$$\text{Tail Rotor: } V^{TIP} = 182 \cdot D_{TR}^{0.172}, \text{ where } V^{TIP} \text{ is in [m/sec]}$$

Figura 3.1.2.2. [a] Correlación entre la velocidad en la punta de cola y el diámetro del rotor [2]

Si se observa la Figura 3.2.2.2. [a] aparece la ecuación que calcula la velocidad en la punta de cola del rotor antipar:

$$V_{TIP_RT} = 182 \cdot D_{TR}^{0.172} \quad (3.1.2.2. [a])$$

De la ecuación (3.2.2.2. [a]) se obtiene la velocidad en punta de cola del rotor antipar:

$$V_{TIP_RT} = 182 \cdot 0.932^{0.172} = 179.8 \text{ m/s.}$$

$$V_{TIP_RT} = \Omega_{TR} \cdot r_{TR} \rightarrow \Omega_T = 3691.7 \text{ rpm} = 386.6 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (3.1.2.2. [b])$$

3.1.2.3. Cuerda del rotor

En el caso de la cuerda se tiene otra gráfica del mismo autor ya mencionado, representada en la Figura 3.1.2.3. [a] en función la cuerda estimada del rotor antipar y la cuerda.

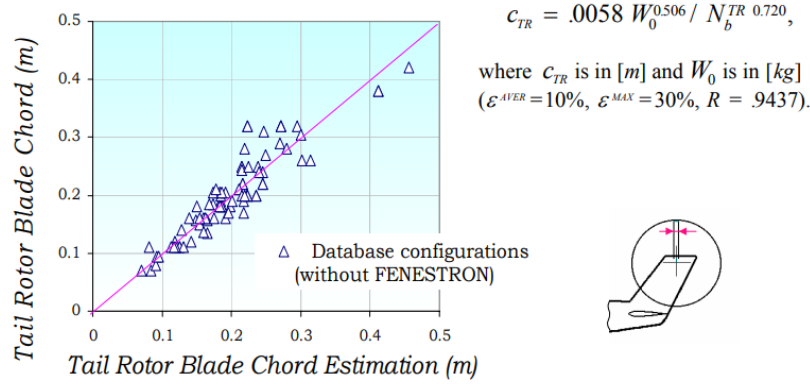


Figura 3.1.2.3. [a] Correlación entre la cuerda y la cuerda estimada del rotor antipar [2]

La ecuación del gráfico proporciona directamente el valor de la cuerda del rotor antipar:

$$c_{TR} = \frac{0.0058 MTOW^{0.506}}{b_{TR}^{0.72}} \rightarrow c_{TR} = 0.073 \text{ m} \quad (3.1.2.3. [a])$$

3.1.3. Parámetros del estabilizador horizontal y vertical

Siguiendo el mismo procedimiento que para el rotor antipar los parámetros del estabilizador horizontal se calculan por medio de las gráficas y ecuaciones estadísticas de Technion [2].

3.1.3.1. Área del estabilizador horizontal

Technion correlaciona el área del estabilizador horizontal con el peso máximo al despegue. Esta relación se puede observar en la Figura 3.1.3.1. [a].

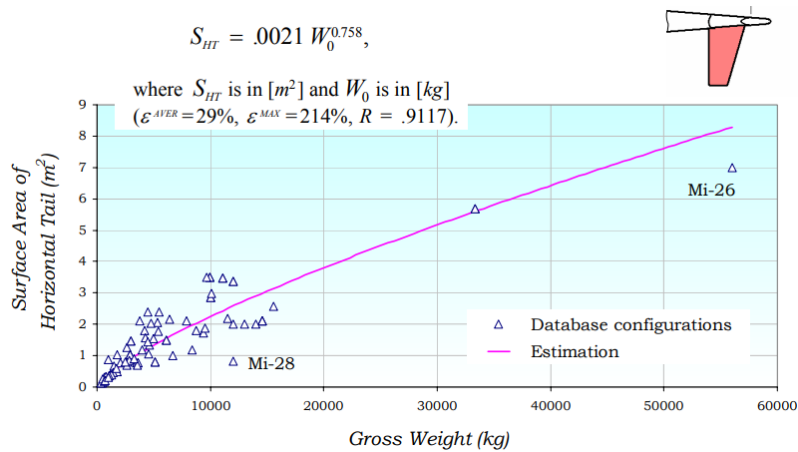


Figura 3.1.3.1. [a] Correlación entre el MTOW y el área del estabilizador horizontal [2]

Del gráfico se puede obtener la ecuación de esta correlación, que es la ecuación (3.1.3.1. [a]):

$$S_{HT} = 0.0021 \cdot MTOW^{0.758} \rightarrow S_{HT} = 0.197 \text{ m}^2 \quad (3.1.3.1. [a])$$

3.1.3.2. Brazo de estabilizador horizontal y vertical

El brazo es la distancia longitudinal que hay entre el centro de la cabeza del rotor principal y el centro geométrico del estabilizador horizontal o vertical en cada caso. En la Figura 3.1.3.2. se puede observar la definición gráfica de ambas distancias.

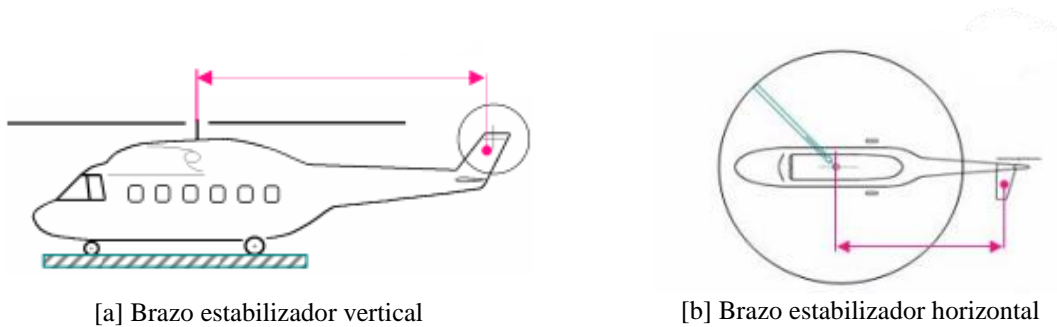


Figura 3.1.3.3. Definición gráfica de brazo para cada estabilizador [2]

De nuevo, la ecuación estadística de la correlación para ambos brazos viene dada por Technion [2]. La correlación para el estabilizador vertical es entre el brazo y el área del rotor principal como se muestra en la Figura 3.1.3.2. [c].

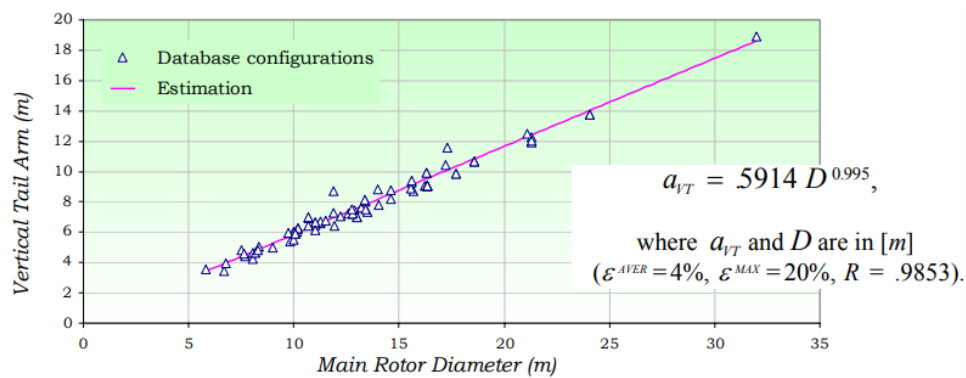


Figura 3.1.3.2. [c] Correlación entre el diámetro del rotor principal y el brazo del estabilizador vertical [2]

La ecuación para calcular el brazo vertical es entonces:

$$a_{VT} = 0.5914D^{0.995} \rightarrow a_{VT} = 3.73 \text{ m} \quad (3.1.3.2. [a])$$

La correlación para el estabilizador horizontal es entre el brazo y el peso máximo al despegue como se muestra en la Figura 3.1.3.2. [d].

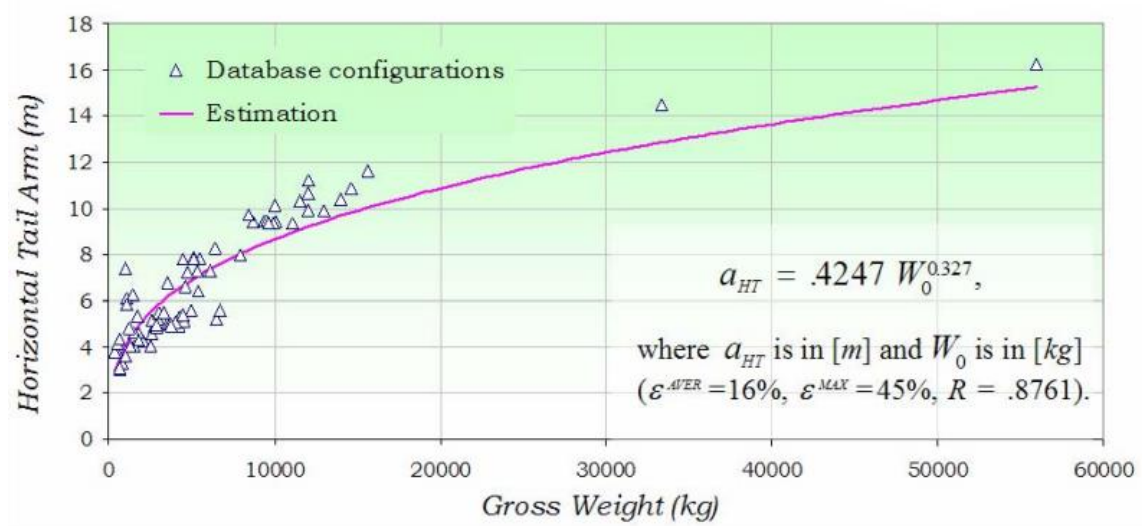


Figura 3.1.3.2. [d] Correlación entre el diámetro del rotor principal y el brazo del estabilizador horizontal [2]

La ecuación para calcular el brazo horizontal es:

$$a_{HT} = 0.4247 MTOW^{0.327} \rightarrow a_{HT} = 3.01 \text{ m} \quad (3.1.3.2. [b])$$

3.1.3.3. Cuerda media del estabilizador vertical

Como último parámetro de los estabilizadores está la cuerda media del estabilizador vertical. Siguiendo con el mismo procedimiento usado hasta ahora para todos los parámetros de los estabilizadores se obtiene el gráfico de la Figura (3.2.3.3. [a]).

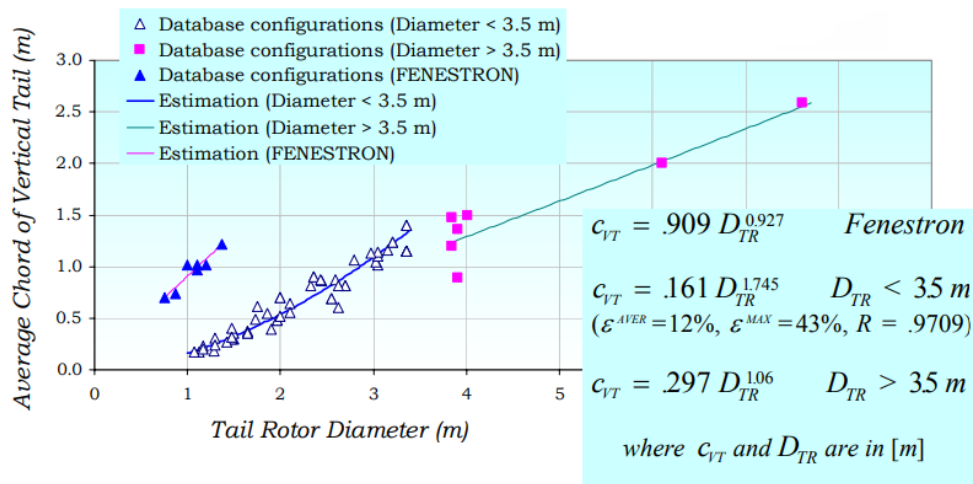


Figura 3.1.3.3. [a] Correlación entre la cuerda media del estabilizador vertical y el diámetro del rotor de cola [2]

En el caso de este proyecto, se ha de seleccionar la ecuación para rotores de cola con diámetro menor a 3.5m.

$$c_{VT} = 0.161 D_{TR}^{1.745} \rightarrow c_{VT} = 0.142 \text{ m} \quad (3.1.3.3. [a])$$

3.2. Dimensiones del helicóptero ultraligero

Esta sección se realiza con los datos recopilados de los helicópteros similares seleccionados al comienzo del capítulo, realizando una correlación estadística de la misma forma que para el rotor principal.

3.2.1. Longitud del fuselaje

La longitud del fuselaje se correlaciona con el diámetro del rotor:

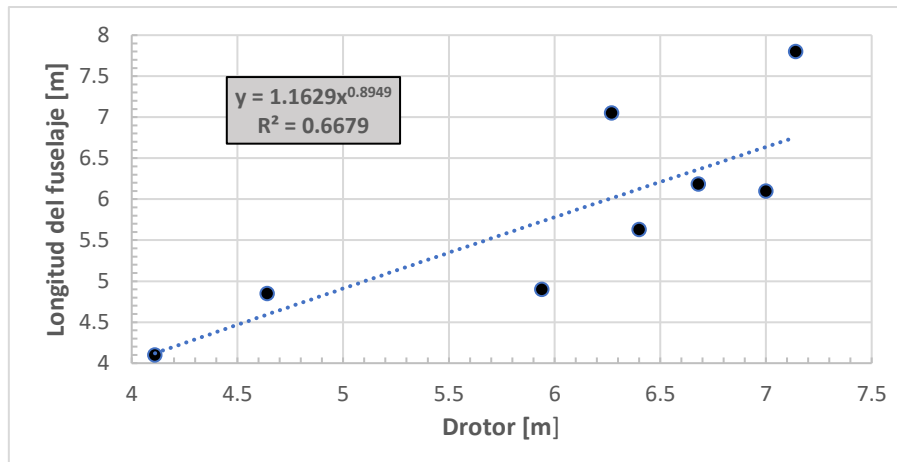


Figura 3.2.1. [a] Correlación entre el diámetro del rotor y la longitud del fuselaje

Teniendo el valor del diámetro del rotor (6.19 m) ya calculado es simplemente sustituir este valor en la ecuación (3.2.1. [a]) obtenida por el gráfico para saber la longitud del fuselaje.

$$L_{fus} = 1.1629D_{rotor}^{0.8949} \rightarrow L_{fus} = 5.94m \quad (3.2.1. [a])$$

3.2.2. Longitud total

Continuando de manera semejante:

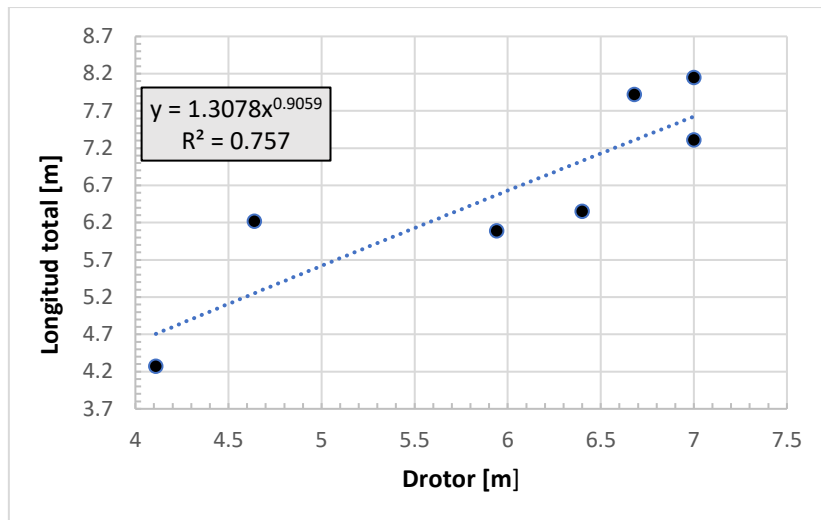


Figura 3.2.2. [a] Correlación entre el diámetro del rotor y la longitud total

De la figura anterior se obtiene la ecuación (3.2.2. [a]) y el valor de la longitud total del helicóptero.

$$L_{total} = 1.3078D_{rotor}^{0.95059} \rightarrow L_{total} = 7.36m \quad (3.2.2. [a])$$

3.2.3. Altura

Se considera altura de helicóptero a la distancia que va desde los patines hasta la cabeza del rotor. Análogo a los procedimientos anteriores, la altura se correlaciona con el peso máximo al despegue y se obtiene:

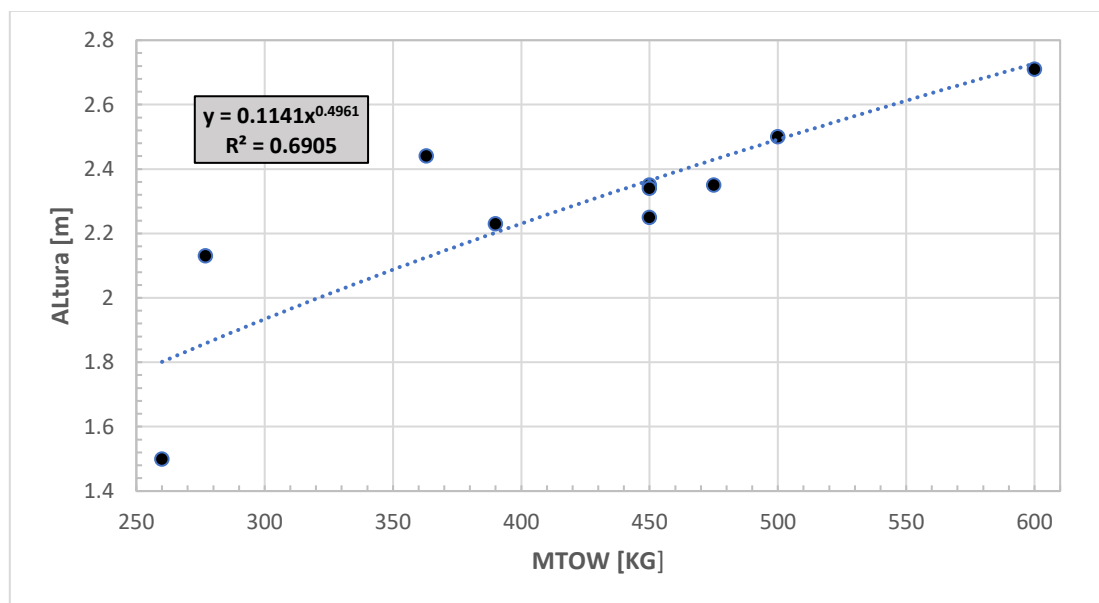


Figura 3.2.3. [a] Correlación entre el MTOW y la altura del helicóptero

De la ecuación obtenida por la correlación estadística se calcula la altura:

$$h = 0.1141 \cdot MTOW^{0.4961} \rightarrow h = 2.23m \quad (3.2.3. [a])$$

3.2.4. Anchura

La anchura se refiere al ancho de la cabina y la regresión se relaciona con la longitud del fuselaje.

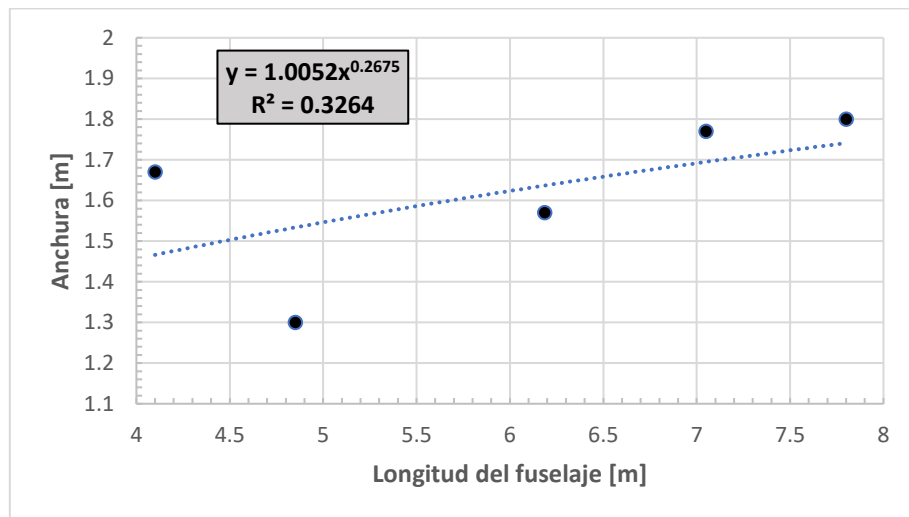


Figura 3.2.4. [a] Correlación entre la longitud del fuselaje y el ancho de cabina

Del gráfico de la Figura 3.2.4. [a] se extrae la ecuación lineal de la regresión y se obtiene el ancho:

$$w = 1.0052 \cdot L_{fus}^{0.2675} \rightarrow w = 1.62 m \quad (3.2.4. [a])$$

3.3. Motor

La elección del tipo de motor y sus características irán influenciados por la potencia máxima continua (PMC) y por la potencia máxima al despegue (PMTO). Las regresiones se realizarán con correlaciones de Technion [2] y del grupo de helicópteros seleccionados.

3.3.1. Potencia máxima al despegue

Haciendo uso la gráfica de regresión del autor mencionada se obtiene la PMTO del prototipo:

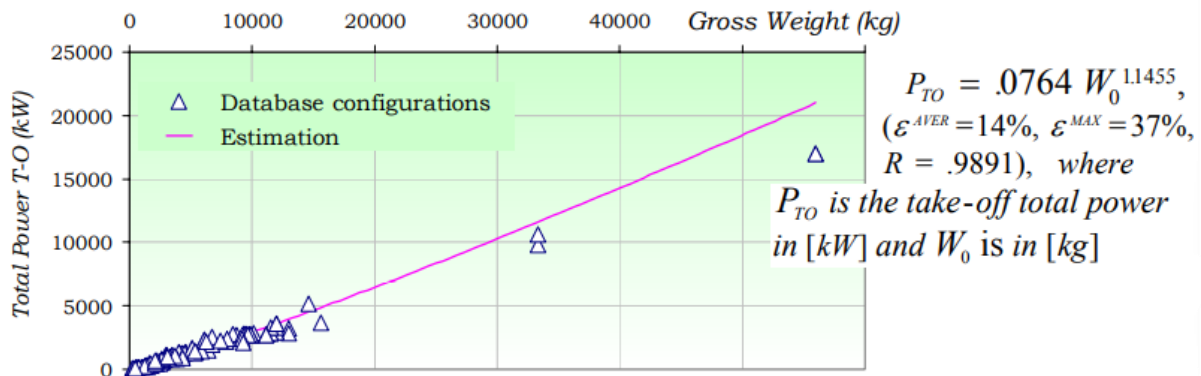


Figura 3.3.1. [a] Correlación entre el MTOW y la PMTO [2]

La ecuación que calcula el valor de la PMTO es:

$$PMTO = 0.0764 MTOW^{1.1455} \rightarrow PMTO = 73.07 \text{ kW} \quad (3.3.1. [a])$$

3.3.2. Potencia máxima continua

Es sabido que la potencia máxima continua es aproximadamente un 80% de la potencia máxima al despegue. Se procede a realizar una correlación entre la PMTO y la PMC, y con el valor obtenido de la PMTO mediante Technion se consigue hallar el valor de la PMC.

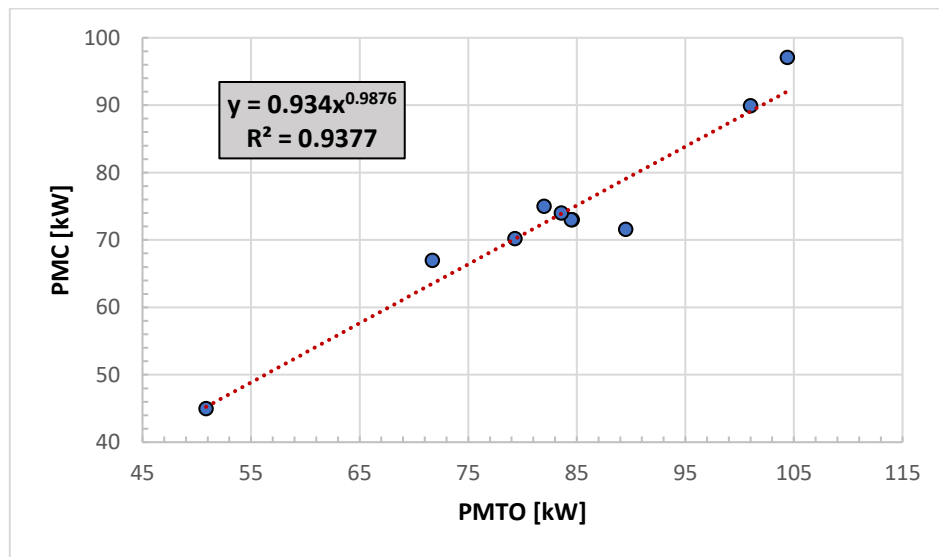


Figura 3.3.2. [a] Correlación entre la PMTO y la PMC

La ecuación obtenida es:

$$PMC = 0.934 \cdot PMTO^{0.9876} \rightarrow PMC = 64.7 \text{ kW} \quad (3.3.2. [a])$$

En este caso la potencia máxima continua supone un 88% de la máxima al despegue.

3.3.3. Tipo de motor

Se estudian ahora los motores de la propuesta de helicópteros semejantes al del objetivo. Los motores más relevantes o que puede ser de utilidad para la PMTO y PMC halladas se encuentra en la Tabla 3.3.3. [a]. Teniendo en cuenta la PMTO y PMC el modelo Rotax 912 queda automáticamente descartado. De las dos opciones restantes, ambos cumplen con el requisito de la potencia. El criterio empleado para descartar uno de los dos modelos será el peso del motor, el consumo de combustible y el momento de giro. Observando la Tabla 3.3.3. [a] se puede ver que la diferencia de peso entre ambos no es excesiva. Entre el Rotar 914 y el Solar T62 se opta por implementar el Rotar 914 ya que tiene menor consumo de combustible y menor peso, ambas características son ventajosas frente el otro modelo.

Modelo	Potencia [kW]	Peso [kg]	Momento de giro R.P.M	Consumo [L/h]
Rotax 912	59.6	60	5800	15
Rotax 914	84.5	78	5800	34
Solar T62	45-112	67	6000	60

Tabla 3.3.3. [a] Motores competitivos de helicópteros semejantes al del prototipo

Será de interés saber cuál es la evolución que presenta la potencia en función de la altitud de vuelo y en diferentes condiciones atmosféricas. El cálculo de la PMTO y de la PMC en función de la altitud es trivial ya que la potencia varía directamente con la densidad. A priori ya se puede saber que la potencia va a disminuir en cuanto la densidad disminuye y viceversa. Los escenarios seleccionados para la variación de densidad son: ISA Standard, ISA+10, ISA+20, ISA-20 e ISA-30.

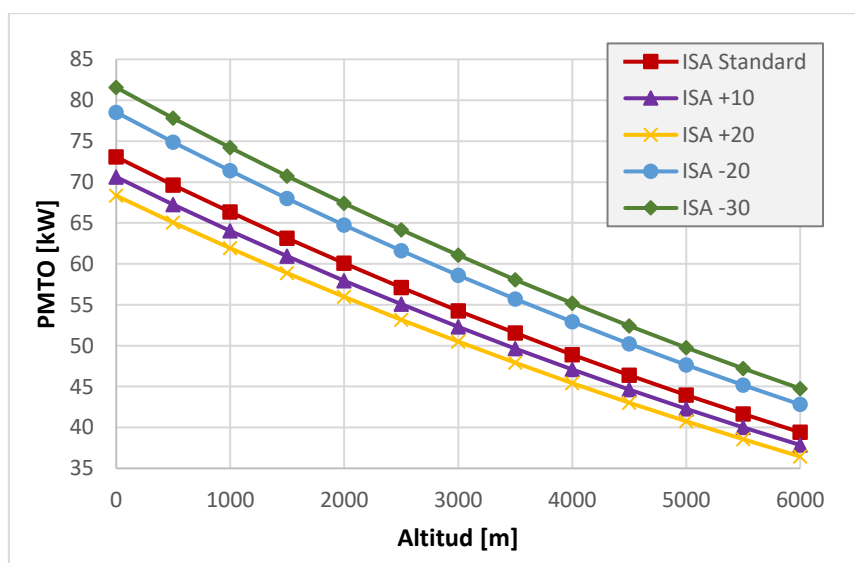


Figura 3.3.3. [a] Variación de la potencia máxima al despegue en función de la altitud

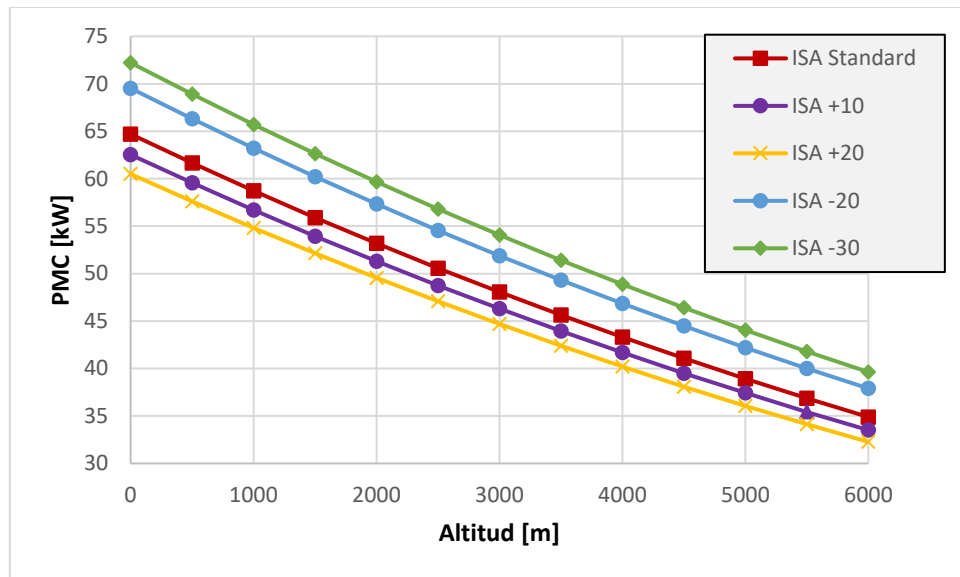


Figura 3.3.3. [b] Variación de la potencia máxima continua en función de la altitud

Los modelos ISA que mayor potencia proporcionan son ISA-20 e ISA-30 pero el modelo atmosférico que se va a emplear en el resto de la memoria es el modelo Standard.

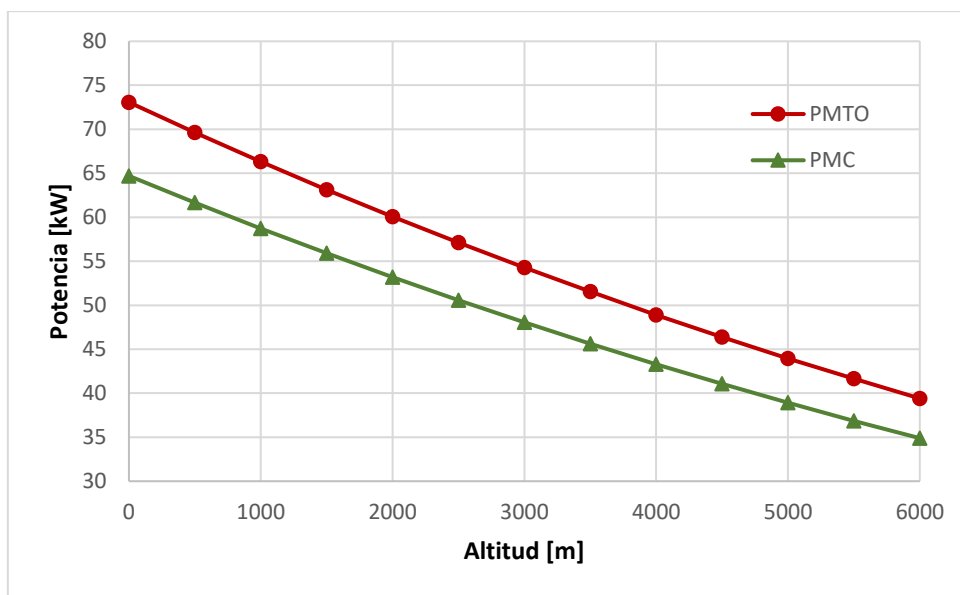


Figura 3.3.3. [c] Comparativa de la evolución con la altitud en modelo ISA Standard entre la potencia máxima continua y la potencia máxima al despegue

3.3.4. Transmisión mecánica

La transmisión mecánica consiste en un mecanismo que se encarga de transmitir potencia entre varios elementos dentro de una máquina [25]. Los elementos de transmisión y sujeción son de vital importancia dentro de una máquina. En el caso de un helicóptero, la potencia del motor debe ser transmitida de alguna manera hacia el rotor principal, el rotor antipar y otros sistemas durante el vuelo. En ala rotatorias, la palabra “transmisión” es aplicada

a todo elemento de transmisión mecánica, entre estos elementos se encuentra el embrague, freno del rotor, reductor principal, eje intermedio, rueda libre, acoplamientos, caja de cambios y engranajes [23].

- **Embrague:** este sistema se encarga de transmitir par motor al árbol con el objetivo de las revoluciones no disminuyan mientras se realizan operaciones de arranque.
- **Freno del rotor:** elemento cuya misión es anular el movimiento en cualquier dirección de las palas del rotor durante operaciones en tierra.
- **Reductor principal:** modifica la velocidad de salida del motor haciendo que sea igual a la velocidad de rotación del rotor principal
- **Eje intermedio:** traslada la potencia del reductor principal al rotor de cola.
- **Rueda libre:** deja incomunicado el motor si ocurre algún fallo de este.
- **Acoplamientos:** dispositivos que permiten la unión y transmisión del movimiento entre dos árboles o ejes coaxiales [25].
- **Caja de cambios:** su objetivo es transmitir a las ruedas el par del motor necesario en cada instante, debe transmitir el par suficiente para arrancar el helicóptero cuando este está parado y cuando está en movimiento debe comunicar el par conveniente para vencer la resistencia al avance.
- **Engranajes:** transmiten el movimiento circular a circular. Consisten en una serie de ruedas dentadas que encajan entre sí, de modo que las ruedas motrices arrastran a las ruedas conducidas. De entre los tipos de engranajes que existen para este prototipo se utilizarán engranajes rectos, cónicos y helicoidales.

3.4. *Pesos y Centros de Gravedad*

La finalidad de este subcapítulo es obtener la posición del centro de gravedad del helicóptero. Previamente es necesario definir el peso asociado a cada elemento que conforma la aeronave. El centro de gravedad (CG) afecta a la estabilidad de la aeronave y es el punto de equilibrio de la aeronave. Debe estar dentro de unos límites específicos definidos si el objetivo es que la aeronave sea segura y apta para volar [30].

El ingeniero de pesos es una figura clave en el proceso de diseño conceptual. Éste basa sus estimaciones tanto en una amplia experiencia previa como en un buen juicio sobre las tendencias de ingeniería existentes y futuras. Sus principales herramientas son las ecuaciones para cada componente de vehículo que se han derivado de los datos de peso de aeronaves anteriores sometidos a un proceso matemático conocido como regresión lineal múltiple. Esto determina la sensibilidad con respecto a cada parámetro que lógicamente afecta al peso del componente. Las ecuaciones resultantes, por supuesto, se modifican continuamente a medida que se añaden helicópteros más modernos a la base de datos y se realiza el diseño detallado de componentes específicos.

El peso de la tripulación suele definirse entre 70 kg y 100 kg. En este caso se ha escogido un valor de 70 kg/persona, $W_{crew} = 140 \text{ kg}$. La masa de equipamiento debe ser ligera pues es un ultraligero y por tanto no puede ser elevada y además por temas de logística

el espacio es reducido. Estableciendo un valor de peso en equipo de $W_{equipo} = 6 \text{ kg}$. El peso del combustible es trivial de calcular con la densidad del combustible, gasolina común ($\rho_{gasolina} = 680 \text{ kg/m}^3$), ya sea de 95 o 98 de octanaje, y la capacidad del tanque que es definida en los requisitos. Si bien el vehículo de este proyecto es un ultraligero, la capacidad del tanque debe ser reducida, $V_{fuel} = 55 \text{ l}$. El peso en vacío del helicóptero se calcula con una simple resta que es formada por el MTOW y el resto de los pesos que forman parte.

$$W_{fuel} = \rho_{gasolina} \cdot V_{fuel} \rightarrow W_{fuel} = 37.4 \text{ kg} \quad (3.4. [a])$$

$$OEW = MTOW - [W_{crew} + W_{equipo} + W_{fuel}] \rightarrow OEW = 216.6 \text{ kg} \quad (3.4. [b])$$

Comparando este resultado con el que se obtendría mediante correlaciones, Figura 3.4. [a], se deduce de la ecuación de ajuste un valor bastante semejante al obtenido.

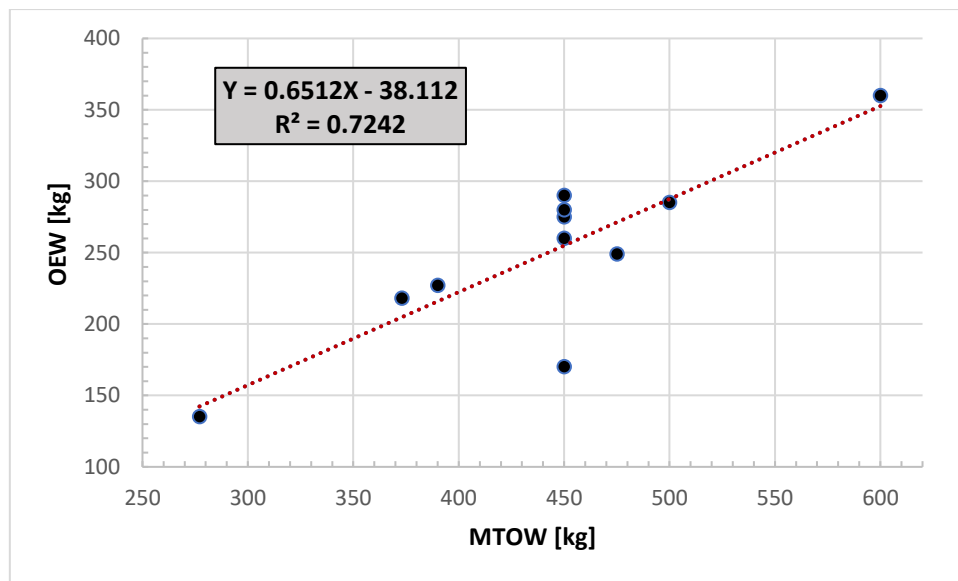


Figura 3.4. [a] Correlación entre la masa en vacío y el MTOW

La ecuación obtenida de la correlación queda como:

$$MTOW = 0.6512 \cdot OEW - 38.112 \rightarrow OEW = 222.368 \text{ kg} \quad (3.4. [c])$$

A pesar de obtener unos valores muy similares hay un cálculo que es más exacto que el otro. Se considera un valor más realista y verdadero el obtenido mediante la ecuación (3.4. [b]) ya que no se basa simplemente en estimación estadística. Así pues, la masa en vacío representativa de este problema es 216.6 kg .

En cuanto al peso de transmisión se toma como referencia alguno de los ejemplos que han sido seleccionados para este trabajo y para el peso de los engranajes se estipula que es aproximadamente 5 kg .

$$W_{transmisión} = 15 \text{ kg}$$

Las ecuaciones adecuadas para las estimaciones de peso de diseño conceptual se basan en las presentadas por Prouty [8].

$$W_{fus} = 6.9 \cdot \left(\frac{MTOW}{1000}\right)^{0.49} \cdot L_{fus}^{0.61} \cdot S_{wet,fus}^{0.25} \quad (3.4. [d])$$

$$W_{b,T} = 0.026 \cdot b^{0.66} \cdot c \cdot r^{1.3} \cdot (\Omega r)^{0.67} \quad (3.4. [e])$$

$$W_{h,T} = 0.0037 \cdot b^{0.28} \cdot r^{1.5} \cdot (\Omega r)^{0.43} \left(0.67 \cdot W_{b,T} + \frac{gJ}{r}\right)^{0.9} \quad (3.4. [f])$$

$$W_{TR} = 1.4 \cdot \left(\frac{T_{transmissionh.p.rating}}{\Omega_T}\right)^{0.9} \cdot r_{TR}^{0.09} \quad (3.4. [g])$$

$$W_{tren} = 40 \cdot \left(\frac{MTOW}{1000}\right)^{0.67} \cdot Num_{piernas}^{0.54} \quad (3.4. [h])$$

$$W_{instr} = \left(\frac{MTOW}{1000}\right)^{1.3} \cdot 3.5 \quad (3.4. [i])$$

$$W_{SC} = 36 \cdot c^{2.2} \cdot b \cdot \left(\frac{\Omega r}{1000}\right)^{3.2} \quad (3.4. [j])$$

$$W_{hidráulico} = 37 \cdot c^{1.3} \cdot b^{0.63} \cdot \left(\frac{\Omega r}{1000}\right)^{2.1} \quad (3.4. [k])$$

$$W_{elect} = \left(\frac{9.6 \cdot Pot_{transmission}^{0.65}}{\left(\frac{MTOW}{1000}\right)^{0.4}}\right) - W_{hidráulico} \quad (3.4. [l])$$

Con ayuda información de helicópteros de tamaño similar se recopilan las distribuciones de pesos necesarias para obtener el centro de gravedad (CdG). También se necesita información del brazo para el cálculo del momento, el brazo para cada componente es la distancia entre el origen de coordenadas y el centroide de cada objeto. La posición del origen de coordenadas está representada en la Figura 3.4. [b]. La posición del centro de gravedad es el sumatorio de cada peso por su correspondiente brazo y dividido por el peso total, tal como se muestra en las ecuaciones (3.4. [m]) y (3.4.[n]).

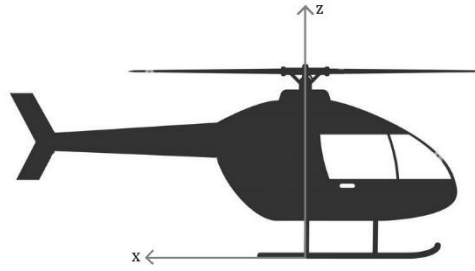


Figura 3.4. [b] Posición del origen de coordenadas sobre el helicóptero

Las ecuaciones para calcular el centro de gravedad son:

$$X_{CdG} = \frac{\sum W_i \cdot x_i}{\sum W_i} \quad (3.4. [m])$$

$$Z_{CdG} = \frac{\sum W_i \cdot z_i}{\sum W_i} \quad (3.4. [n])$$

Se ha dispuesto de información de helicópteros similares para hallar la localización de los centros de gravedad de los distintos componentes del vehículo, incluyendo la tripulación. Todos estos datos se encuentran recogidos en la Tabla 3.4. [a].

	Masa (kg)	Horizontal		Vertical	
		Brazo (m)	Momento M_x (Nm)	Brazo (m)	Momento M_z (Nm)
Fuselaje	21.70	-0.115	-2.4955	1.383	30.02195
Rotor principal	43.50	0	0	2.208	96.048
Rotor antipar	7.00	2.900	20.3035	1.383	9.6845
Patín	16.70	-0.15	-2.505	0.279	4.66765
Motor	55.00	0.930	51.15	0.971	53.41875
Transmisión	15.00	0.40	6	1.000	15
Combustible	37.40	0.930	34.782	1.000	37.4
Instrumentación	1.35	-0.821	-1.109025	1.175	1.586925
Sistema hidráulico	5.00	0	0	1.908	9.54
Sistema eléctrico	28.50	-1.100	-31.35	0.900	25.65
Aviónica	15.00	-0.980	-14.7	1.100	16.5
Controles cabina	4.50	-1.285	-5.7825	1.208	5.436
Estructura trasera	6.35	2.791	17.72285	1.383	8.78205

Equipamiento	6.00	-0.791	-4.746	0.780	4.68
Tripulación	140.00	-0.800	-112	1.208	169.12
TOTAL	403.00		-44.729675		487.535825

Tabla 3.4. [a] Pesos, brazos y momentos de los diferentes componentes del helicóptero

El último paso para la obtención de centro de gravedad es aplicar las ecuaciones (3.4. [m]) y (3.4. [n]) a cada elemento de la Tabla 3.4. [a]. Se plantean diferentes configuraciones de carga para conseguir unos valores confiables. La condición para que el helicóptero pueda volar de manera estable y con seguridad según Prouty [8] es:

- Variaciones del eje longitudinal inferiores a 25 cm para las distintas configuraciones de carga.

Esta condición tiene que ser válida como mínimo para las siguientes tres configuraciones de vuelo:

- Volar con el 100 % del combustible y cargado al 100 %.
- Volar con el 100 % del combustible y con cero cargas de pago.
- Volar con un nivel de combustible inferior al 5 % y cargado al 100 %.

CONFIGURACIONES DE CARGA

	MTOW	$W_{crew} = 0$ kg	$W_{crew} = 70$ kg	$W_{fuel} < 5\%$	OEW + piloto	OEW
X_{CdG}	-0.110	0.255	0.033	-0.217	-0.064	0.169
Z_{CdG}	1.209	0.804	1.210	1.231	1.246	1.258
W_{TOT}	403	263	333	365.6	289.6	219.6

Tabla 3.4. [a] Centros de gravedad para las diferentes configuraciones de carga

El diagrama del centro de gravedad, Figura 3.4. [c], representa gráficamente la distribución del centro de gravedad en función de las diferentes configuraciones de vuelo incluyendo las de Prouty y adicionando otras tres condiciones.

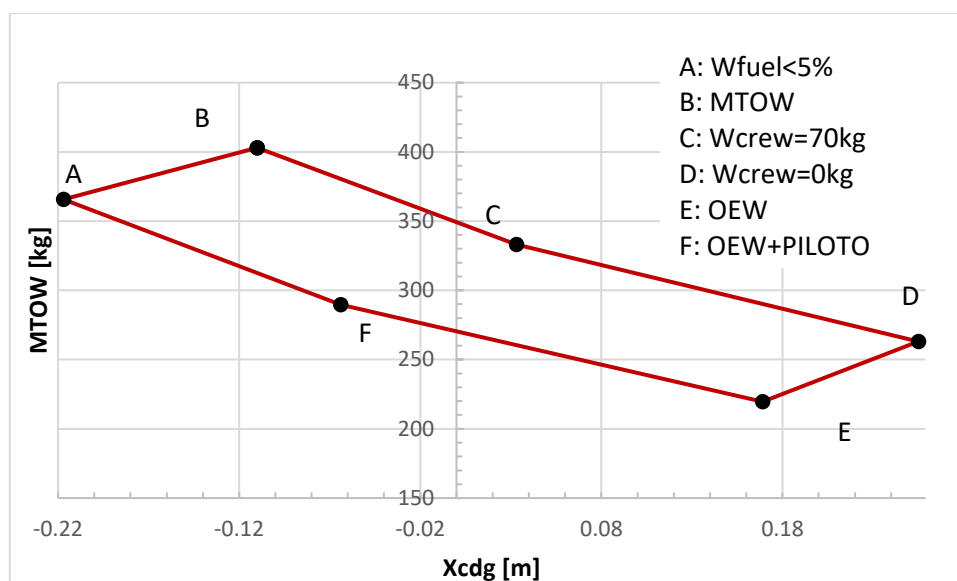


Figura 3.4. [c] Diagrama del centro de gravedad longitudinal

Observando el gráfico de la Figura 3.4. [c] se puede afirmar que se cumplen la condición de seguridad para volar para las diferentes configuraciones de vuelo. Se puede continuar con el diseño de la aeronave ya que hasta ahora se cumple lo necesario para un vuelo seguro.

3.5. Materiales

La finalidad de esta sección es describir y seleccionar los materiales que van a formar parte de los elementos del helicóptero.

3.5.1. Fuselaje

Este elemento se caracteriza por ser la base del helicóptero donde los distintos elementos se encuentran unidos. La construcción utilizada es la del tipo semimonocasco que consiste en una estructura nexo al revestimiento del helicóptero. Compuesta por cuadernas de tamaño variado y larguerillos. La ventaja de esta construcción es que la cubierta queda reforzada y absorbe algunos de los esfuerzos de flexión del fuselaje [31]. Las principales acciones al que el fuselaje se ve sometido son:

FUERZA	MOMENTO
Gravitatoria	Rotor Principal
Cortante	Rotor Antipar

Tabla 3.5.1. [a] Fuerzas y momentos a los que se somete el fuselaje

El material empleado para el fuselaje interesa que sea lo más ligero posible ya que no su función principal no es la absorción de energía al impacto. Por todo esto, la fibra de carbono de alto módulo (HT) será el material seleccionado por excelencia. Las propiedades de este material se encuentran en la Tabla 3.5.1. [b].

Propiedad	Valor
Resistencia a tracción [GPa]	2-3.2
Módulo elástico [GPa]	350-490
Densidad [kg / m ³]	1790-1910
Alargamiento a rotura [%]	0.4-0.8
Módulo E específico [GPa·cm ³ /g]	190-260

Tabla 3.5.1. [b] Propiedades de la fibra de carbono de alto módulo

Las propiedades indican que es un material con elevada resistencia, rigidez y buen comportamiento a fatiga.

3.5.2. Palas y cabeza del rotor

Las palas tanto del rotor principal como del rotor antipar se unen al eje de rotación por medio de la cabeza del rotor. Se encuentra sometido a un conjunto de esfuerzos provocados por la aplicación de fuerzas que aparecen en las palas. Las principales fuerzas a las que las palas se ven sometidas son:

FUERZAS

Centrífuga
Sustentación aerodinámica
Resistencia aerodinámica
Gravitatoria

Tabla 3.5.2. [a] Fuerzas a las que se someten las palas

El material empleado para las palas del rotor principal y antipar es una resina epoxi modificado con un ciclo de curado a baja temperatura por tener buena resistencia mecánica, resistencia a la humedad, resistencia al ataque de fluidos corrosivos y muy buena resistencia química. Las propiedades de este material se encuentran en la Tabla 3.5.2. [b] [32].

Propiedad	Valor
Resistencia a tracción [GPa]	3.39
Módulo elástico [MPa]	65.5
Densidad [kg / m ³]	1240

Tabla 3.5.2. [b] Propiedades de resina epoxi con ciclo de curado a baja temperatura

Respecto a la cabeza del rotor lo ideal es usar una aleación de titanio ya que presentan baja densidad, elevada tenacidad y resistencia a corrosión y oxidación. Una posible aleación de titanio que sea adecuada para este caso es la aleación Ti-6Al-4V [34].

Propiedad	Valor
Resistencia a tracción [MPa]	1170
Límite elástico [MPa]	1100
Módulo de Young (GPa)	114
Densidad [kg / m ³]	4500

Tabla 3.5.2. [c] Propiedades de aleación Ti-6Al-4V

3.5.3. Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es un elemento esencial, ya que permite al helicóptero aterrizar con seguridad. Durante el aterrizaje debe absorber gran cantidad de energía, por lo tanto, será necesario implementar un material que no se deforme con facilidad y que tenga buen comportamiento ante fatiga. Las fuerzas a las que el tren de aterrizaje se somete se pueden hallar en la Tabla 3.5.3. [a].

FUERZAS

Peso del helicóptero

Mecánicas dinámicas

Durante retracción o extensión

Tabla 3.5.3. [a] Fuerzas a las que se someten las palas

Por estas características es una buena opción alguna aleación de aluminio de la serie 700, aleación Al-Zn-Mg-Cu, pues no se deforman con facilidad y se caracterizan por tener alta resistencia a bajas temperaturas. Las propiedades de este tipo de material se encuentran en la Tabla 3.4.3. [b] [33].

Propiedad	Valor
Resistencia a tracción [MPa]	225-505
Límite a fatiga [MPa]	230
Límite elástico [MPa]	105-428
Densidad [kg/m ³]	2810

Tabla 3.5.3. [b] Propiedades de aleación de aluminio 7075

3.5.4. Cola y estabilizadores

De manera similar al fuselaje, para estos elementos se aconseja que sean lo más ligeros posibles ya que su función principal no es la de absorción de energía al impacto. Las principales acciones a las que la cola y estabilizadores se ven sometidos son:

FUERZA	MOMENTO
Gravitatoria	Rotor Principal
Cortante	Rotor Antipar

Tabla 3.5.4. [a] Fuerzas y momentos a los que se somete la cola y los estabilizadores

Al igual que el fuselaje estos elementos serán diseñados en fibra de carbono de alto módulo (HT) y cuyas características se encuentran en la Tabla 3.5.1. [b].

3.5.5. Ejes y soporte del motor

El tipo de cargas que este elemento soporta requiere el uso de aleaciones de aluminio o de fibras con polímero. Las aleaciones de aluminio de la serie 2000 compuesta por aluminio y cobre proporciona un aumento a la baja resistencia a tracción y poca dureza que el aluminio presenta por sí solo [34].

Propiedad	Valor
Resistencia a tracción [MPa]	220-442
Alargamiento a rotura [%]	5-12
Límite elástico [MPa]	97-345
Densidad [kg/m ³]	2780

Tabla 3.5.5. [a] Propiedades de aleación de aluminio serie 2000

La construcción de aviones con material compuesto ofrece varias ventajas sobre el metal, siendo su peso el más citado. El uso de materiales compuestos y de tecnología avanzada debería dar lugar a una reducción del peso de algunos de estos componentes con respecto a las tendencias basadas en la base de datos histórica. Una de las ventajas es que permite la fabricación de estructuras con formas suaves y curvas aerodinámicas, lo que se traduce en una reducción significativa de la resistencia. Otra de las ventajas de usar este tipo de material es que los materiales compuestos no están sujetos a la corrosión. La ventaja más importante es la reducción de peso que supone usar este tipo de material, y que además, aún siendo ligero, permite soportar cargas.

Análisis aerodinámico del helicóptero

Este capítulo está dedicado al estudio aerodinámico del helicóptero que consiste en realizar un análisis sobre el perfil aerodinámico tanto del rotor principal como del rotor de cola y estudiar también las características aerodinámicas del fuselaje.

4.1. Aerodinámica del rotor principal

Si se quiere elegir un perfil que sea adecuado para el rotor principal se han de considerar las necesidades de este. Las características que definen la función del rotor son [9]:

- Para cumplir con elevados factores de carga y alta velocidad de avance será necesario que el coeficiente de sustentación sea elevado.
- Para realizar un vuelo sin pérdidas de potencia excesivas se necesita un número de Mach de divergencia alto.
- Para disminuir la potencia en condiciones normales de vuelo es recomendable una baja resistencia para coeficiente de sustentación y números de Mach moderados.
- Para reducir los momentos de torsión sobre las palas es aconsejable minimizar el momento de cabeceo.

Si se quiere cumplir con todas las condiciones definidas, lo óptimo será distribuir la pala en tres zonas de diferentes características [9].

- **Próxima al encastre ($r < 0.5R$):** necesidad de aguantar requerimientos estructurales provocados por el momento flector. Por tanto, el espesor relativo del perfil debe ser alto, sin necesidad de ser superior al 12% puesto que no conlleva ventajas, en esta región y debe tener un coeficiente de sustentación máximo razonable.
- **Zona intermedia ($0.5R < r < 0.85R$):** el coeficiente de sustentación máximo del perfil debe ser alto.
- **Próxima a la punta de pala ($r > 0.85R$):** en esta región aparecen Mach cercanos al régimen transónico y por ello el Mach de divergencia tiene que ser elevado.

Los perfiles NACA son perfiles aerodinámicos diseñados para aeronaves que se encuentran desarrollados. El nombre de NACA viene dado por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica. Se trata de la biblioteca de perfiles más usada y amplia dentro del mundo de la aeronáutica. El diseño de estos perfiles se define mediante una serie de números, en ocasiones son cuatro dígitos y en otras son cinco, que siguen a la palabra NACA. Las dimensiones que se dan en porcentaje se entienden como porcentaje de la longitud de la cuerda. Atendiendo a las características descritas el perfil que mejor se adapta es del tipo simétrico y de cuatro dígitos, de entre todas las opciones de esta serie se ha elegido el perfil NACA 0012. En la actualidad, este perfil se encuentra en una cantidad elevada de helicópteros debido a las ventajosas condiciones que supone su uso. Algunos ejemplos de helicópteros que usan este perfil son: *Kawasaki 369*, *Dragon Fly 333*, *Westland Wessex*, *McDonnell Douglas 500D*. Las características generales y especificaciones de este perfil son las definidas a continuación [35]:

- Coeficiente de sustentación máximo elevado.

- Número de Mach de divergencia elevado.
- Momento de cabeceo limitado.
- Características de operación idóneas para régimen de baja y alta velocidad.
- Espesor del perfil grueso.
- Espesor máximo $t/c = 12\%$ en el 30% de la cuerda.
- Curvatura máxima $f/c = 0\%$ en el 40% de la cuerda.

Los datos del perfil se han obtenido de la página web *AirfoilTools* que proporciona la distribución del perfil en función de la cuerda de forma adimensional. Teniendo todos los puntos del perfil y con ayuda del programa *Excel*© se consigue realizar una gráfica del perfil (Figura 4.1. [a]).

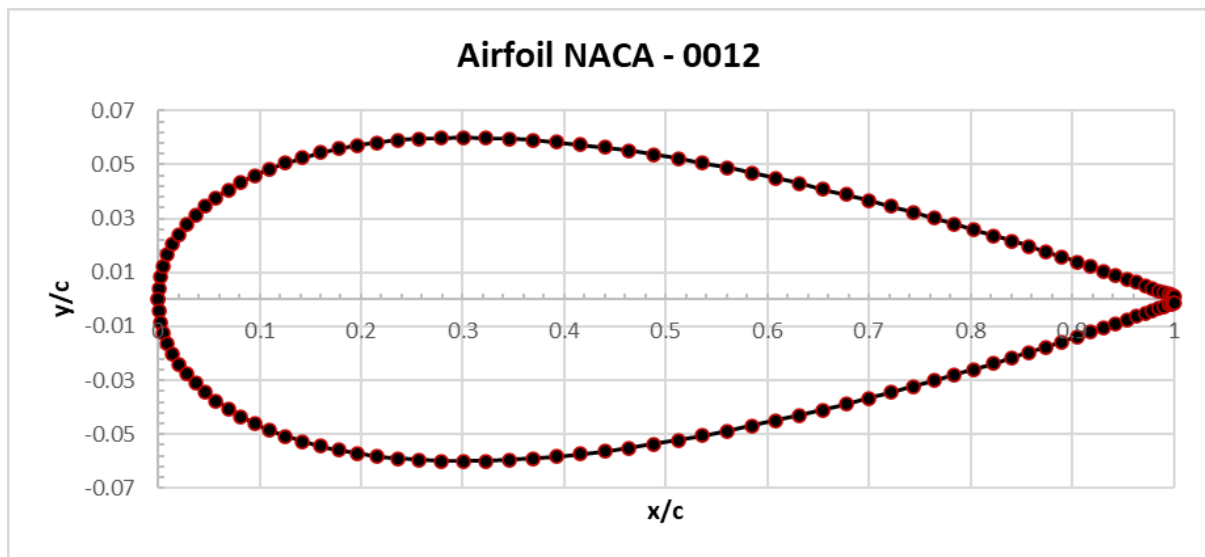


Figura 4.1. [a] Representación gráfica del perfil NACA 0012

Lo interesante de conocer el perfil es analizar las curvas polares proporcionadas por el mismo, pues describen la aerodinámica del mismo. La obtención de las polares se realiza mediante el software *XFLR5*. Este programa es una herramienta de análisis para perfiles aéreos, alas y aviones que operan a bajos números de Reynolds. Incluye capacidades de análisis directo e inverso de *XFOIL* y capacidades de diseño y análisis de alas basadas en la teoría de la línea de sustentación, en el método del entramado de vórtices y en un método de paneles 3D. La variación de los distintos coeficientes y características aerodinámicas se realizarán para diferentes números de *Reynolds*. El coeficiente, número o módulo de Reynolds (Re) es un número adimensional utilizado en mecánica de fluidos para calcular el régimen de flujo de un determinado fluido sobre una superficie. Los diferentes números de Reynolds utilizados se encuentran en la Tabla 4.1. [a].

Número de Reynolds

160.000
360.000
700.000
1.000.000
2.000.000
5.000.000

Tabla 4.1. [a] Reynolds utilizados para analizar la variación de los coeficientes aerodinámicos

La primera variable estudiada es el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque, representado en la Figura 4.1. [a].

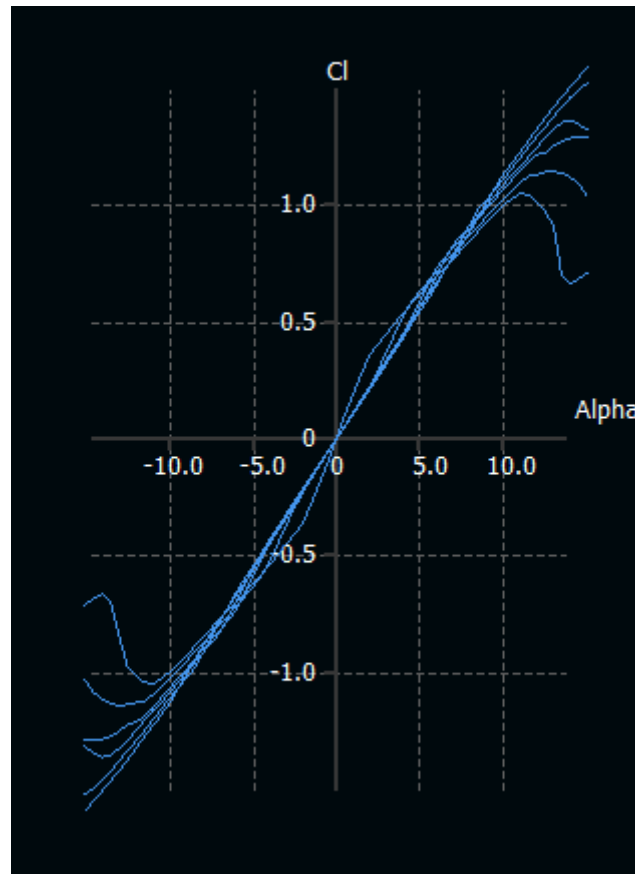


Figura 4.1. [a] Curva de coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para los diferentes Re

Mediante esta representación se puede obtener los parámetros aerodinámicos necesarios como puede ser el $C_{l\alpha}$ y α_0 . Para la obtención de estos parámetros previamente se necesita obtener el Reynolds al que el helicóptero estará operando. El Reynolds depende de la velocidad relativa y a su vez, esta depende de la posición radial y azimutal de la pala. Para simplificar el problema se escoge un punto en concreto, que es a mitad de la pala (50%) y con posición azimutal 0° . Así, el número de Reynolds es:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \rightarrow Re = \frac{1.225 \cdot 177.242 \cdot 0.5 \cdot 0.208}{1.6 \cdot 10^{-5}} = 1.411.290 \quad (4.1. [a])$$

Con este dato es posible representar en *XFLR5* el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque, Figura 4.1. [b], y exportar los datos a *Excel* para obtener la curva del coeficiente de sustentación.

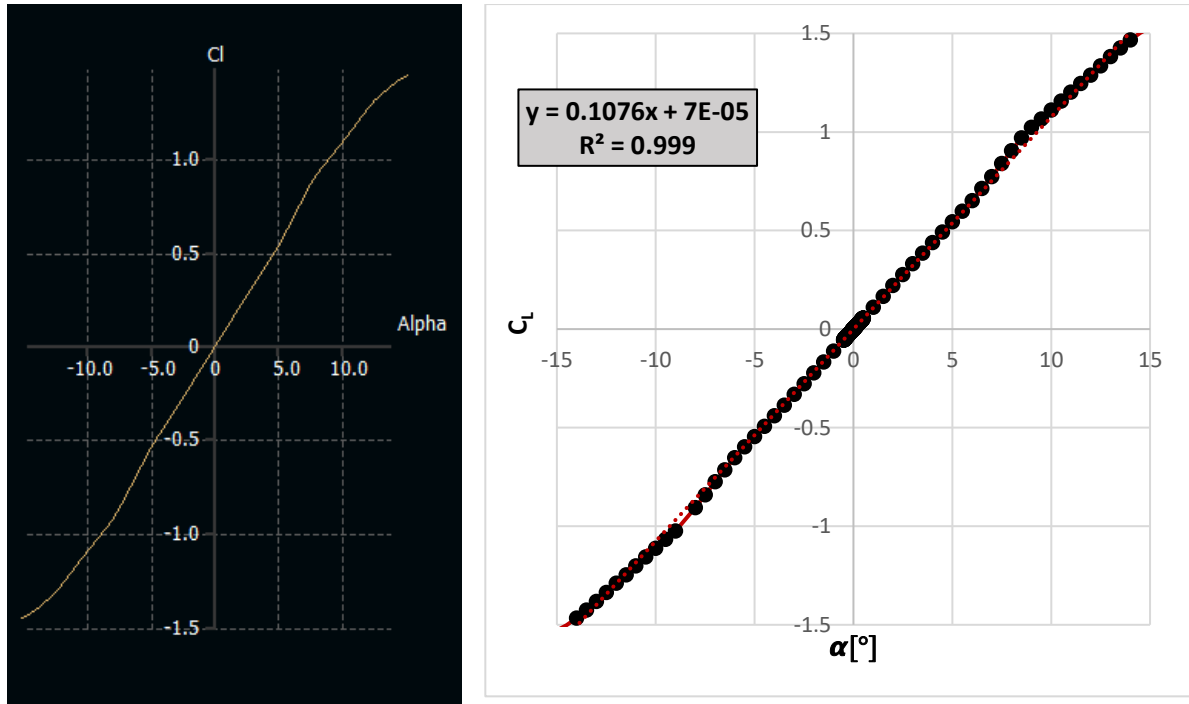


Figura 4.1. [b] Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para $Re = 1.411290$

La ecuación obtenida por el gráfico se traduce a:

$$C_L = 0.1076 \cdot \alpha + 7^{-5} \quad (4.1. [b])$$

El $C_{L\alpha}$ es la pendiente de la ecuación y es igual a 0.1076, y operando se obtiene el valor de $a_t = 6,165 \text{ rad}^{-1}$. El α_0 se puede hallar de la ecuación también y es igual a 0.004° . De todos estos datos se obtiene el valor del coeficiente de sustentación medio de la pala. Los valores aceptables y comunes del coeficiente de sustentación medio se encuentran entre 0.4 y 0.7.

$$\overline{C_L} = \frac{6 \cdot C_T}{\sigma} \rightarrow \overline{C_L} = 0.582 \quad (4.1. [c])$$

De la misma manera, se obtiene el coeficiente de resistencia (C_D) en función del ángulo de ataque que tiene forma de ecuación exponencial tal y como se describe en la ecuación (4.1. [d]).

$$C_D = \delta_2 \cdot \alpha^2 + \delta_1 \alpha + \delta_0 \quad (4.1. [d])$$

Con ayuda de *XFLR5* y *Excel* se obtiene la curva que representa a este coeficiente:

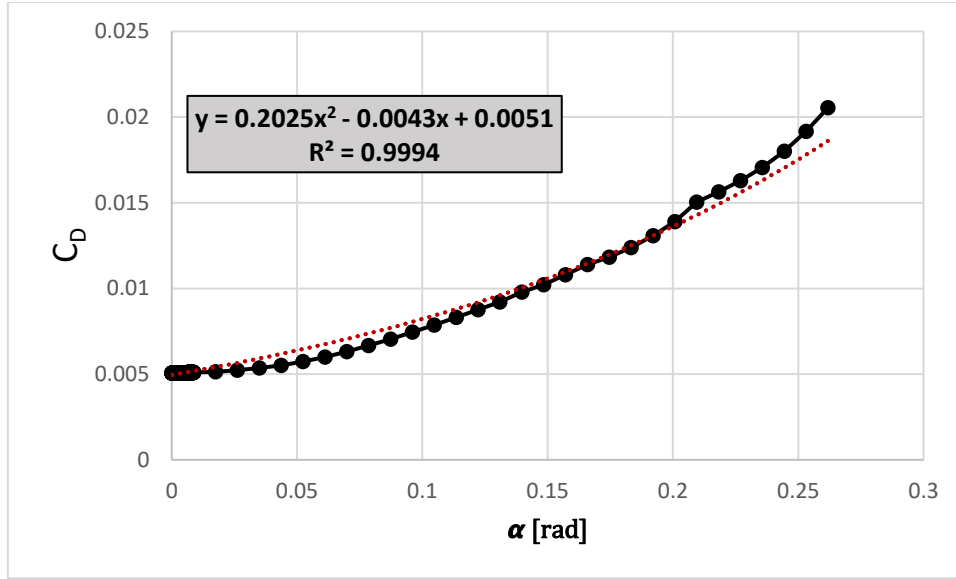


Figura 4.1. [c] Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para **Re = 1.411290**

Con la operación de ajuste de una curva, en este caso, curva polinómica, se consigue la ecuación (4.1. [e]).

$$C_D = 0.2025\alpha^2 - 0.0043\alpha + 0.0051 \quad (4.1. [e])$$

La ley de torsión geométrica (θ) aplica a las palas del rotor es la variación del ángulo de la cuerda de la pala con la horizontal [36]. Se puede escribir como:

$$\theta(x) = \theta_0 + \theta_1(x) \quad (4.1. [f])$$

Donde x es la distancia desde el encastre hasta la posición de la pala. El paso que el piloto aplica a la pala está incluido en y , y la torsión geométrica de la pala está incluida en $\theta_1(x)$. El paso se varía para obtener una variación en la tracción, ya sea de magnitud o de dirección. La torsión en la punta de la pala (θ_{tip}) se puede definir como:

$$\theta_{tip} = \frac{4C_T}{\sigma C_{l\alpha}} + \sqrt{\frac{C_T}{2B^2}} = \theta_0 + \theta_1 \quad (4.1. [g])$$

Si ahora x es adimensionalizada con el radio de la pala, aparece una nueva variable adimensional r y se puede rescribir la ecuación (4.1. [f]) como:

$$\theta(r) = \frac{\theta_{tip}}{r} = \theta_0 + r\theta_1 \quad (4.1. [h])$$

El efecto de pérdida en punta de pala es representado por $B = 1 - \sqrt{\frac{C_T}{2}}$ y su valor es de $B = 0.96$, sustituyendo este y el resto de los valores en la ecuación (4.1. [g]) se obtiene:

$$\theta_{tip} = 0.0507 \text{ rad}$$

Para r se debe imponer la condición de igualdad del modelo de torsión ideal para dos secciones diferentes puesto que hay dos incógnitas.

Sección	Ecuación (4.1. [g])
$r = 0.7$	$\frac{0.0507}{0.7} = \theta_0 + 0.7\theta_1$
$r = 1$	$\frac{0.0507}{1} = \theta_0 + 1 \cdot \theta_1$

Tabla 4.1. [b] Condición de igualdad del modelo de torsión ideal

Resolviendo el sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas se obtiene la solución única igual a:

$$\theta_0 = 0.1226 \text{ rad}$$

$$\theta_1 = -0.072 \text{ rad}$$

Por tanto, la ley de variación de torsión a lo largo de la pala resulta ser:

$$\theta(r) = 0.1226 - r \cdot 0.072 \quad (4.1. [i])$$

Los esfuerzos generados aumentarán a medida que la altitud de vuelo aumenta y a su vez se incrementará la torsión. La ley de variación de torsión en este caso está calculada a nivel del mar.

4.2. Aerodinámica del rotor antipar

Del mismo modo que para el rotor principal se diseñará el rotor antipar con el perfil NACA 0012. La cuerda en este caso es menor que para el principal y su valor es $c_{TR} = 0.073m$. Sustituyendo la cuerda y velocidad del rotor antipar en la ecuación (4.1. [a]) se obtiene el valor del número de Reynolds para este caso:

$$Re = \frac{1.225 \cdot 179.8 \cdot 0.5 \cdot 0.073}{1.6 \cdot 10^{-5}} = 502.456$$

De nuevo con ayuda de los softwares *Excel* y *XFLR5* se obtienen los gráficos y valores de los coeficientes aerodinámicos. Se representa primero el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque, Figura 4.2. [a], y se obtiene la ecuación del coeficiente.

$$C_L = 0.0969\alpha + 0.0002 \quad (4.2. [a])$$

De donde se extrae de manera trivial el valor de $C_{l\alpha} = 0.0969$ que es la pendiente de la curva. Operando se obtiene $a_t = 5,55 \text{ rad}^{-1}$.

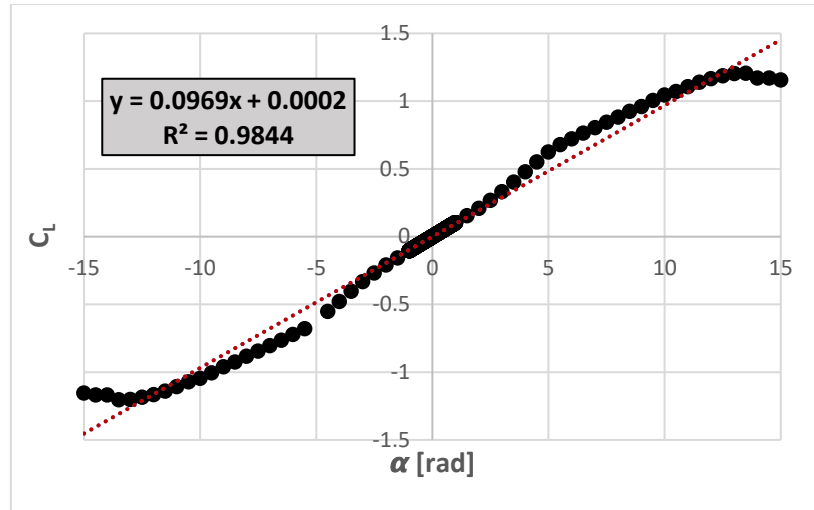


Figura 4.2. [a] Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para **Re = 502.456**

El coeficiente de resistencia es definido por:

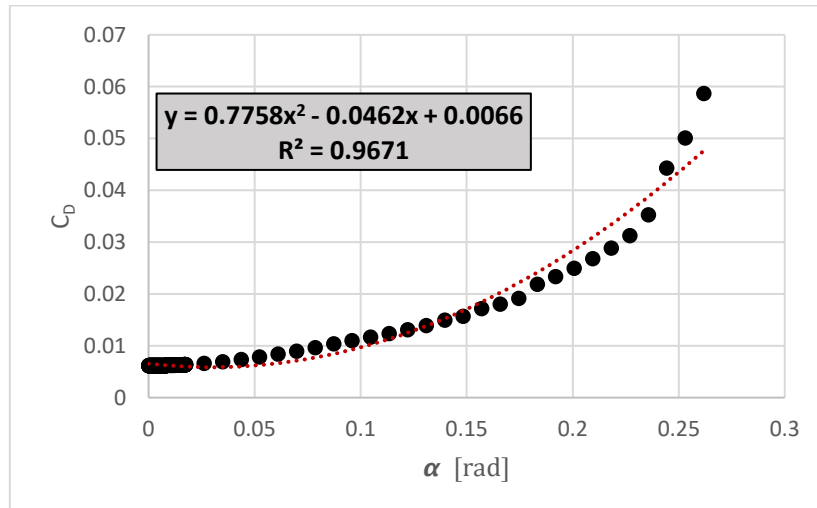


Figura 4.2. [b] Coeficiente de resistencia en función del ángulo de ataque para **Re = 502.456**

$$C_D = 0.7758\alpha^2 - 0.0462\alpha + 0.0066 \quad (4.2. [b])$$

Las constantes son:

δ_2	0.7758
δ_1	-0.0462
δ_0	0.0066

Valores muy parecidos a los del rotor principal que es el mismo perfil, pero con diferente cuerda y número de Reynolds.

Actuaciones del helicóptero

El estudio de las actuaciones de un helicóptero conlleva la obtención de la potencia necesaria y disponible para las diferentes configuraciones de vuelo. Conocida la potencia se obtendrá la potencia disponible de ascenso, el techo de la aeronave, el alcance, la autonomía o la máxima velocidad de avance. La potencia disponible se sabe que disminuye cuando lo hace la densidad atmosférica y esta disminuye con la altitud.

La potencia necesaria a su vez se divide en cuatro aportaciones:

- **Potencia inducida:** generada por la tracción.
- **Potencia de forma:** potencia necesaria para mantener el giro del rotor.
- **Potencia parásita:** potencia necesaria para mover el helicóptero por el aire.
- **Potencia ascensional:** debida al cambio de energía potencial.

Las actuaciones que se van a analizar son:

- **Vuelo a punto fijo.**
- **Vuelo axial: ascendente y descendente.**
- **Vuelo en avance.**

Los métodos que se tienen para resolver las actuaciones son: el método del equilibrio de fuerzas y la teoría de la conservación de la energía. El método del equilibrio de fuerzas supone el cálculo de las fuerzas en cada sección y su posterior integración para poder conocer los valores globales de los coeficientes de fuerza, potencia y par. La resolución de este problema se realiza mediante métodos numéricos del rotor y su aerodinámica por lo que resulta un método de resolución compleja. El método de conservación de energía consiste en expresar la potencia necesaria en términos de consumo. Este método resulta ser de menor complejidad que el primer método y por esto se decide proceder con este.

El cálculo de la potencia se ha de hacer aplicando la teoría de cantidad de movimiento, la teoría del elemento de pala o aplicando ambas.

Las actuaciones de un helicóptero se representan en tablas o gráficos. La finalidad es ayudar al usuario a diseñar las misiones necesarias de manera eficiente y con el mayor rendimiento sin quebrar la seguridad aérea. La información sobre actuaciones de vuelo se recoge en un Manual de Vuelo o en un Manual de Operaciones. Los datos obtenidos aquí se

valoran como una primera aproximación y pues es necesario su extensión con ayuda de modelos y ensayos más precisos. Esta mejora se realizará en la segunda mitad del año 2022.

5.1. Vuelo a punto fijo

Este subcapítulo está dedicado a estudiar las capacidades operacionales para vuelo a punto fijo. Este tipo de vuelo es el más simple de analizar debido a que la velocidad vertical y de avance son nulas. El vuelo a punto fijo no deja de ser vuelo axial particularizado para velocidad vertical nula. Es un vuelo con simetría respecto a la posición azimutal.

Teniendo en cuenta las consideraciones de velocidad nula citadas y aplicando el teorema de la cantidad de movimiento, el empuje del rotor se escribe como:

$$T = \iint_{\infty} \rho (\vec{V} \cdot d\vec{S}) \vec{V} = \dot{m} \cdot \omega = \dot{m} \cdot (2v_i) = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_i^2 \quad (5.1.[a])$$

La potencia inducida se escribe como:

$$P_i = T \cdot v_i = T \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (5.1. [b])$$

Es necesario ajustar la potencia inducida multiplicando por un factor de corrección ($k = 1.12$) debido a que desestima algunos factores presentes y un factor de corrección que modele los fenómenos provocados por los torbellinos en punta de pala. El mencionado factor correctivo asociado a los torbellinos es efecto de pérdida en punta de pala y aparece descrito a continuación de las ecuaciones (4.1. [g]) y (4.1. [h]). El valor de este factor es $B = 0.96$. Implementado estas correcciones en la ecuación (5.1. [b]) de la potencia inducida, la expresión queda de la siguiente forma:

$$P_i = \frac{k}{B} T \cdot v_i = \frac{k}{B} T \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (5.1. [c])$$

La Figura 4.1. [a] representa la evolución de la potencia inducida respecto a la altitud para dos escenarios diferentes: peso máximo al despegue y peso vacío.

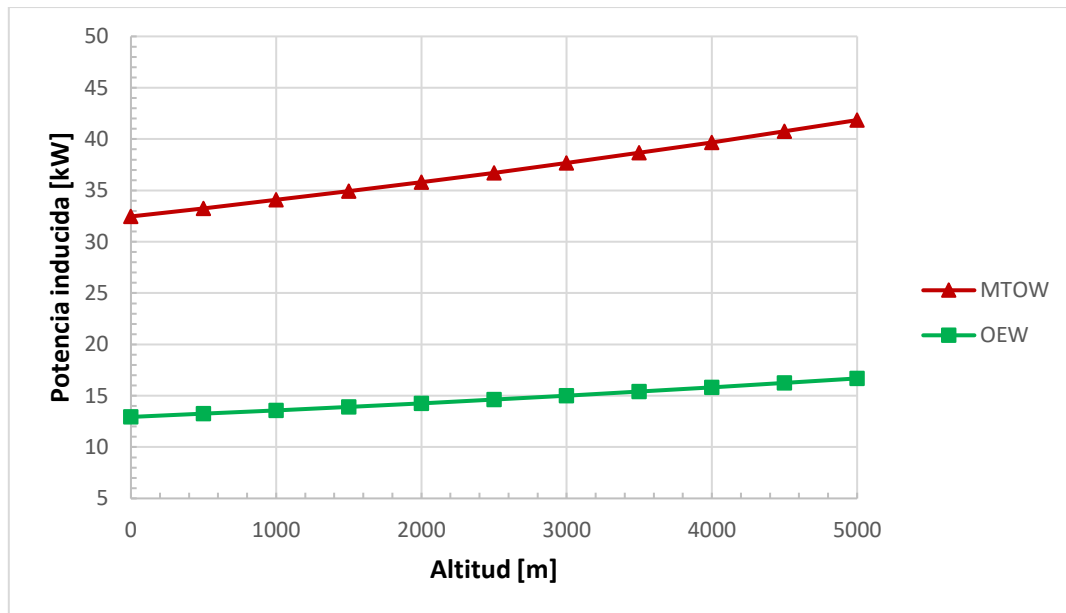


Figura 5.1. [a] Potencia inducida en función de la altitud para MTOW y OEW

Si se observa el gráfico, se puede deducir fácilmente que la potencia inducida aumenta con la altitud. De la ecuación (5.1. [c]) se podía predecir ya que esta es inversamente proporcional a la densidad, y la densidad disminuye con la altitud. Por otro lado, cabe comentar que cuando el peso del helicóptero es menor, la potencia a su vez es menor de manera notoria.

La potencia parásita viene dada por teoría de elemento de pala y está desarrollada en la ecuación (5.1. [d]). Donde C_{d0} es el coeficiente de resistencia constante para todos los ángulos de ataque.

$$P_0 = \rho \cdot \sigma \cdot S \cdot V_{tip}^3 \cdot \left(\frac{C_{d0}}{8} \right) \quad (5.1. [d])$$

Como se puede observar, la potencia parásita varía en función de la densidad y esta a su vez varía con la altitud. La Figura 5.1. [b] representa esta evolución.

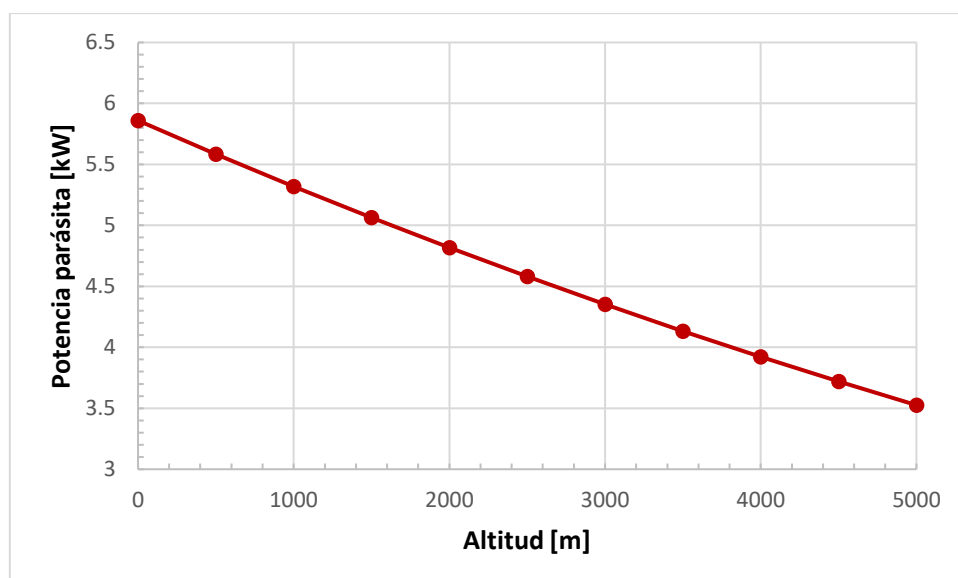


Figura 5.1. [b] Potencia parásita en función de la altitud

Analizando el gráfico superior se puede afirmar que la potencia parásita disminuye con la altitud puesto que es directamente proporcional con la densidad. En este caso no se produce variación notoria con el peso del helicóptero.

La potencia total es la suma de ambas potencias, como bien se representa en la ecuación (5.1. [e]).

$$P = P_0 + P_i \quad (5.1. [e])$$

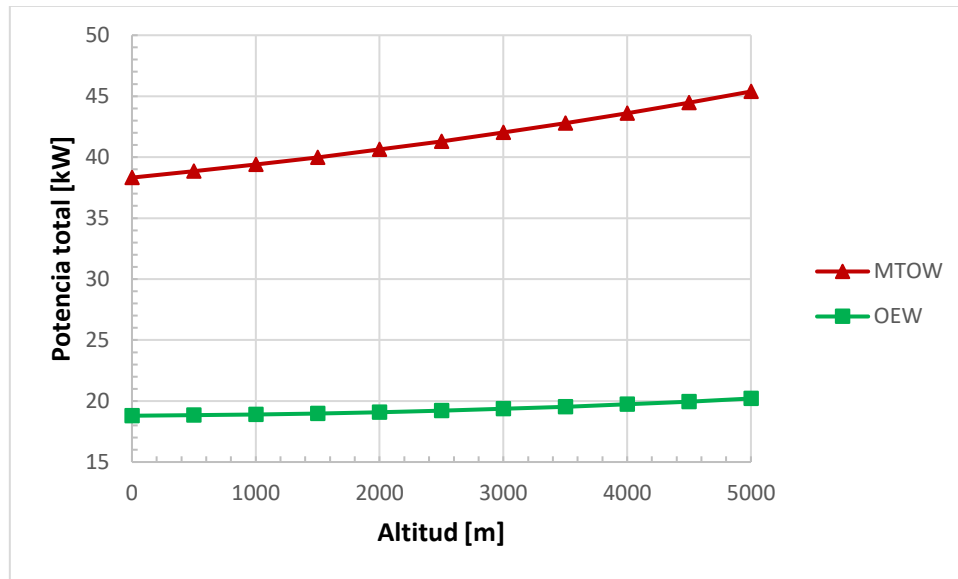


Figura 5.1. [c] Potencia total en función de la altitud para MTOW y OEW

Ya que la potencia inducida crece más rápido que lo que disminuye la potencia parásita, la potencia total entonces aumenta con la altitud. La potencia inducida es un orden de magnitud mayor que la parásita.

La potencia disponible depende de la potencia máxima continua del helicóptero y de la densidad, la ecuación es la (5.1. [f]) y su evolución se representa en la Figura 5.1. [d].

$$PMC(z) = PMC \cdot \rho_{norm}^{0.85} \quad (5.1. [f])$$

Donde ρ_{norm} es la densidad a cada altitud dividida por la densidad a nivel del mar.

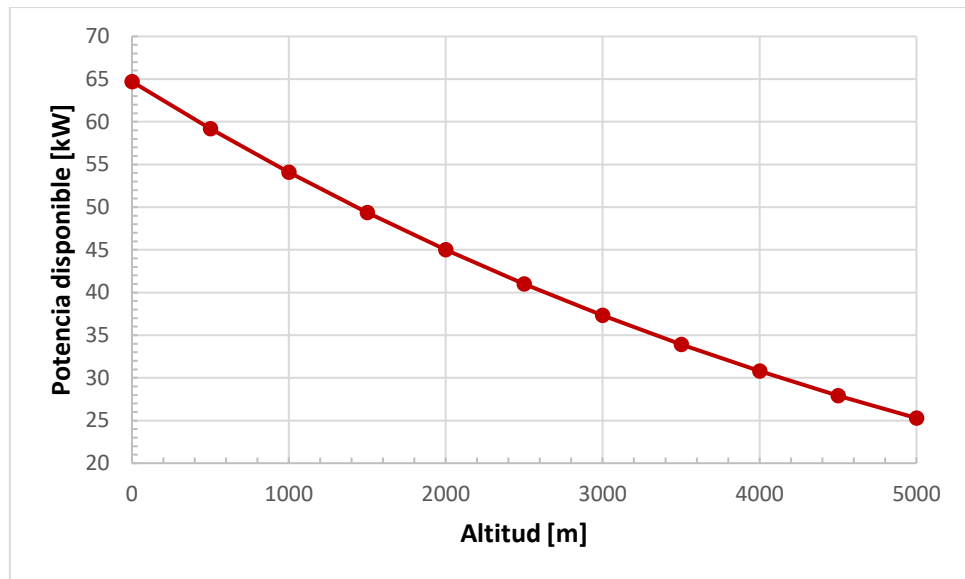


Figura 5.1. [d] Potencia disponible en función de la altitud

Al igual que la potencia parásita, la potencia disponible disminuye a medida que la altitud aumenta ya que es directamente proporcional a la densidad.

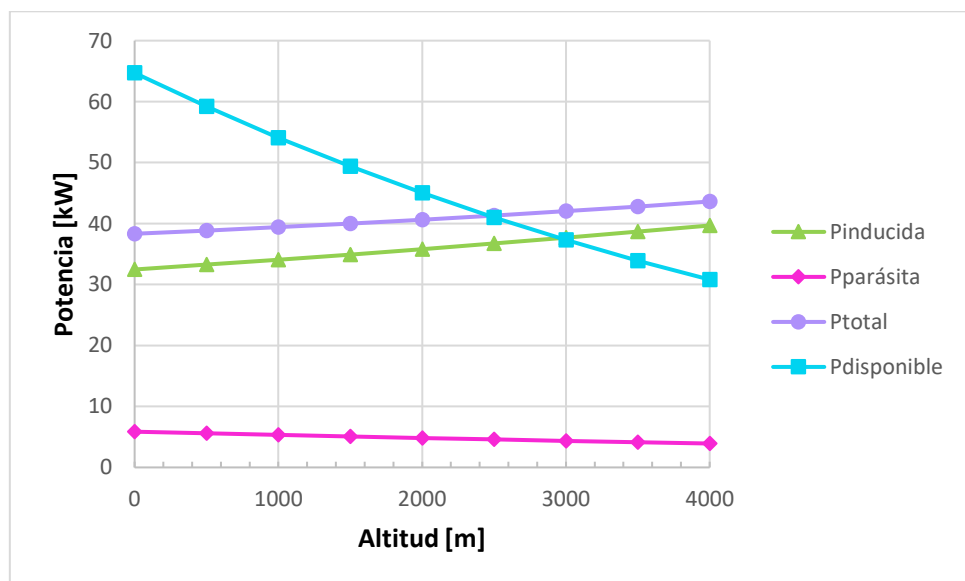


Figura 5.1. [e] Potencias en función de la altitud para MTOW

En la Figura 5.1. [e] se muestra la comparativa entre todos los tipos de potencia. A priori, se podría plantear el punto de corte entre la potencia disponible y la potencia total como el valor del techo de vuelo, pero lo cierto es que no es así, será en el apartado de actuaciones en vuelo horizontal donde se podrá determinar esta característica.

En ingeniería se define un parámetro adimensional conocido como *Figura de Mérito*, que es una cantidad numérica basada en una o más características de un sistema o dispositivo que representa una medida de eficiencia o efectividad [37]. En este caso es definido como la ratio entre la potencia ideal en vuelo a punto fijo y la potencia real que usada en el vuelo. Deduciblemente, la potencia ideal será mayor que la real y esto hará que la ratio FM sea siempre inferior a la unidad.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{real}} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{kC_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8}} \quad (5.1. [g])$$

Unos valores óptimos de FM para obtener buenas características en este tipo de vuelo son entre 0.7 y 0.8.

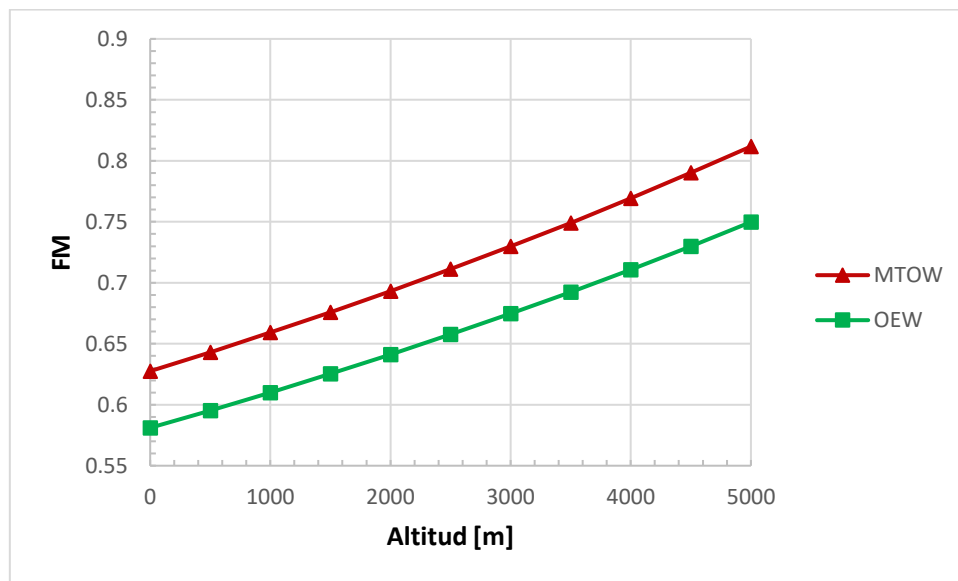


Figura 5.1. [f] Evolución de FM en función de la altitud para MTOW y OEW

El valor máximo de FM es de 0.811 y se alcanza a una altitud de 5000 metros. El valor límite máximo definido por Leishman es $FM < 0.82$ [38]. El valor obtenido se encuentra por debajo de este límite, así pues, se considera un diseño eficiente en vuelo a punto fijo.

5.2. *Vuelo axial ascendente*

El vuelo axial se basa en la Teoría de la Cantidad de Movimiento y es considerado un movimiento unidimensional. La hélice se supone como un disco uniforme que contiene una infinidad de palas de espesor infinitamente pequeño.

En vuelo axial ascendente la potencia necesitada se obtiene de la suma de potencias de los diferentes elementos que compone el rotor:

- Potencia inducida del rotor principal
- Potencia parásita del rotor principal
- Potencia ascensional

Esta última potencia que aparece es la gran diferencia respecto al vuelo a punto fijo que es provocada por el ascenso o descenso del helicóptero. La potencia ascensional viene definida por la ecuación (5.2. [a]).

$$P_c = \frac{k}{B} T \cdot V_z \quad (5.2. [a])$$

La potencia inducida será en función de la velocidad inducida y de la tracción, y es definida por la ecuación (5.2. [b]):

$$P_i = \frac{k}{B} T \cdot v_i \quad (5.2. [b])$$

Donde la velocidad inducida adimensional es:

$$\frac{v_i}{v_h} = -\frac{1}{2} \frac{V_z}{v_h} + \sqrt{1 + \frac{1}{4} \left(\frac{V_z}{v_h} \right)^2} \quad (5.2. [c])$$

La ecuación (5.2. [c]) se puede usar para representar la variación de la velocidad inducida en función de la velocidad ascensional.

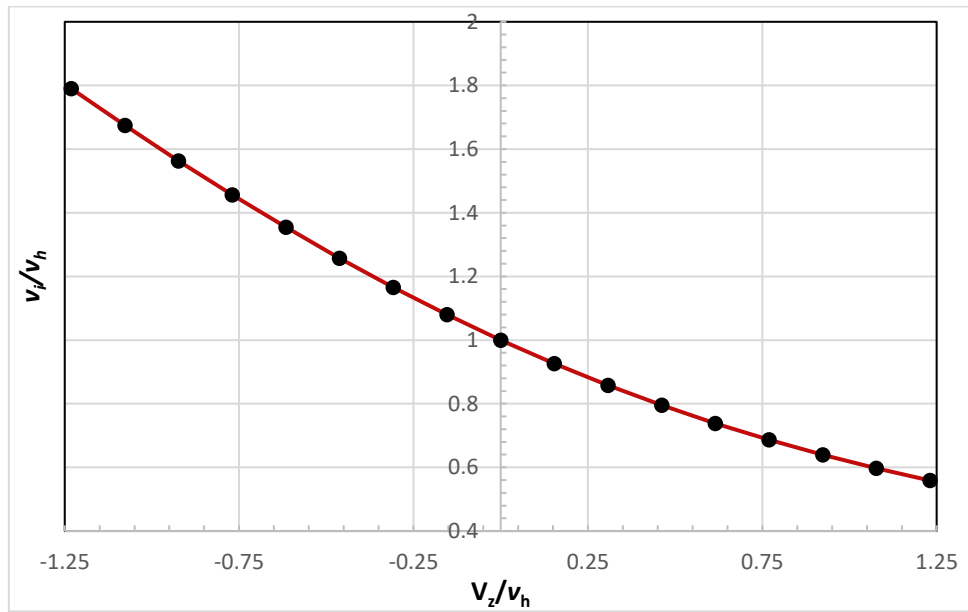


Figura 5.2. [a] Velocidad inducida adimensional en función de la velocidad ascensional para vuelo axial ascendente y descendente

La Figura 5.2. [a] muestra como la velocidad inducida disminuye a medida que la velocidad ascensional aumenta. En vuelo ascendente la velocidad inducida es máxima para vuelo a punto

fijo. En vuelo axial descendente la velocidad inducida aumenta cuanto menor, más negativa, es la velocidad de descenso.

La velocidad máxima de ascenso se puede calcular iterando con la potencia inducida de vuelo a punto fijo y el excedente de potencia ΔP . La ecuación que determina esta velocidad es:

$$\frac{P_h + \Delta P}{P_h} = \frac{V_z}{2v_h} + \sqrt{1 + \frac{V_z^2}{(2v_h)^2}} \quad (5.2. [d])$$

Iterando, la velocidad máxima de ascenso obtenida es $V_z = 8,6 \text{ m/s}$.

La evolución de las potencias se realiza para diferentes altitudes de vuelo y para diferentes velocidades de ascenso.

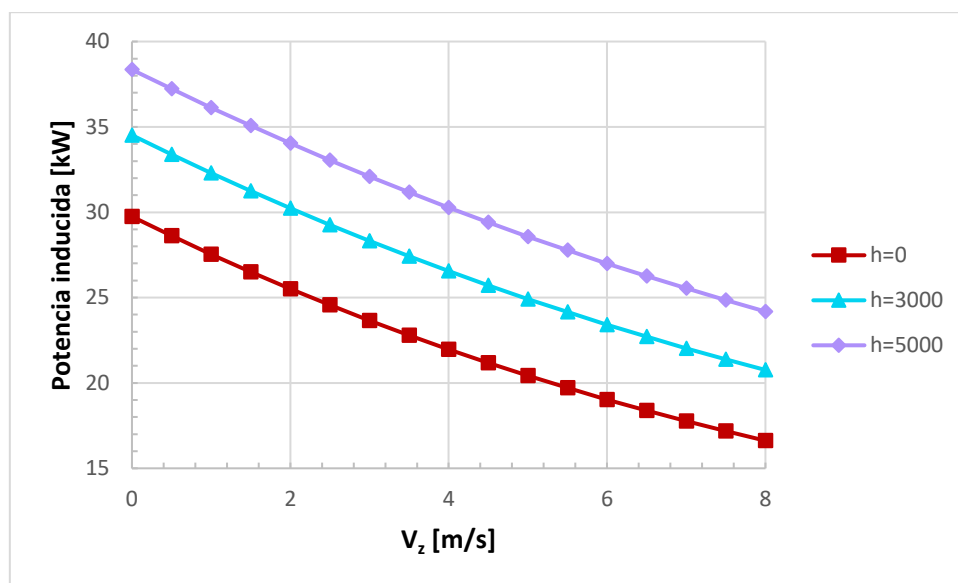


Figura 5.2. [b] Variación de la potencia inducida en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes

En la figura superior se puede observar como la potencia inducida disminuye a medida que la velocidad de ascenso es mayor, siendo máxima la potencia cuando la velocidad de ascenso es

nula. Por otro lado, la potencia también depende de la variación de la altitud y esta aumenta a medida que la altitud lo hace debido a que la velocidad inducida lo hace.

La potencia parásita sigue la misma ecuación que en vuelo a punto fijo, ecuación (5.1. [d]), pero la gran diferencia para vuelo ascendente es que se mantiene constante con la velocidad de vuelo.

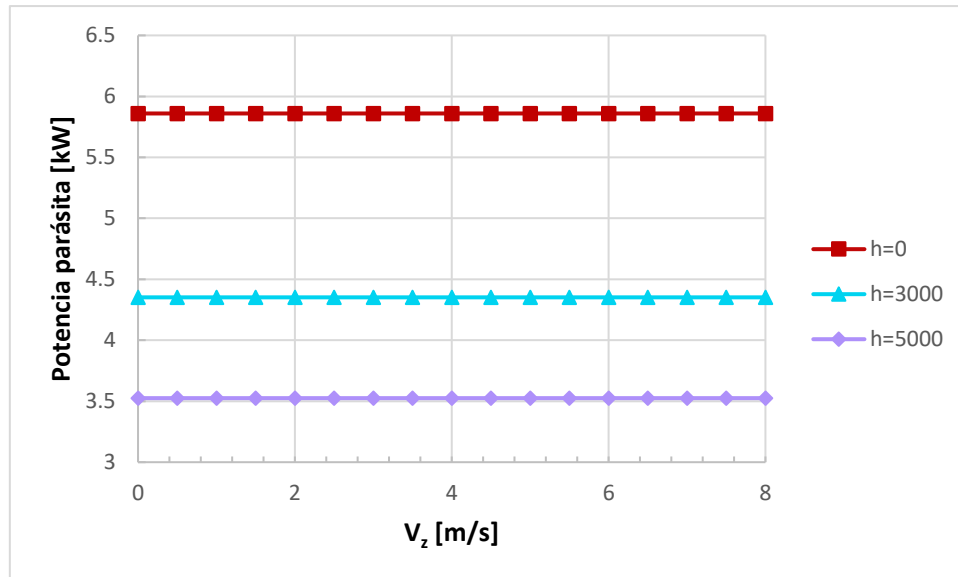


Figura 5.2. [c] Variación de la potencia parásita en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes

La potencia ascensional está definida en la ecuación (5.2. [c]). Representando gráficamente la potencia de ascenso en función de la velocidad de ascenso se puede comentar que la potencia

varía linealmente con la velocidad, como bien se puede deducir de la ecuación mencionada. En este caso la potencia es constante para diferentes altitudes.

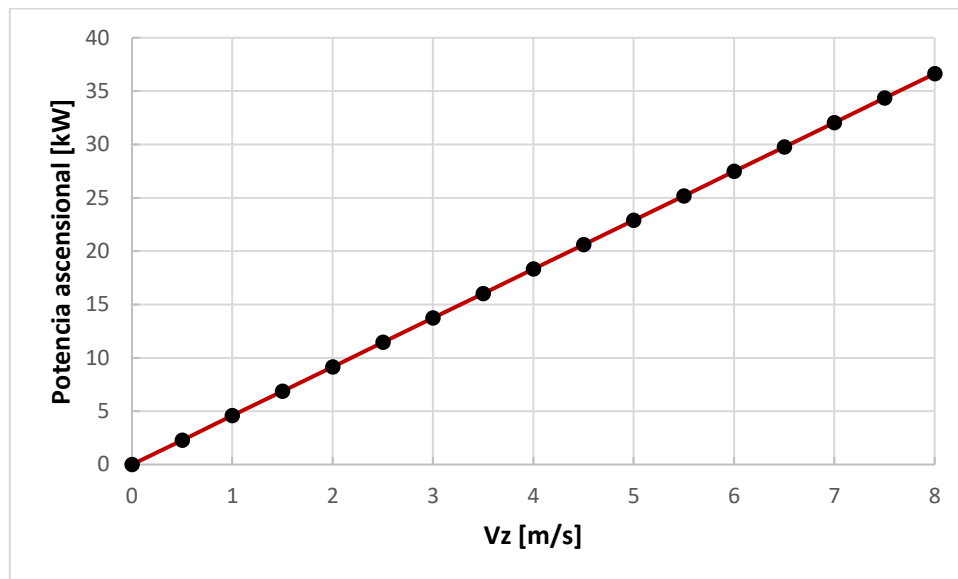


Figura 5.2. [d] Variación de la potencia ascensional en función de la velocidad de ascenso

La potencia total se obtiene de la suma de todas las potencias calculadas en este subcapítulo.

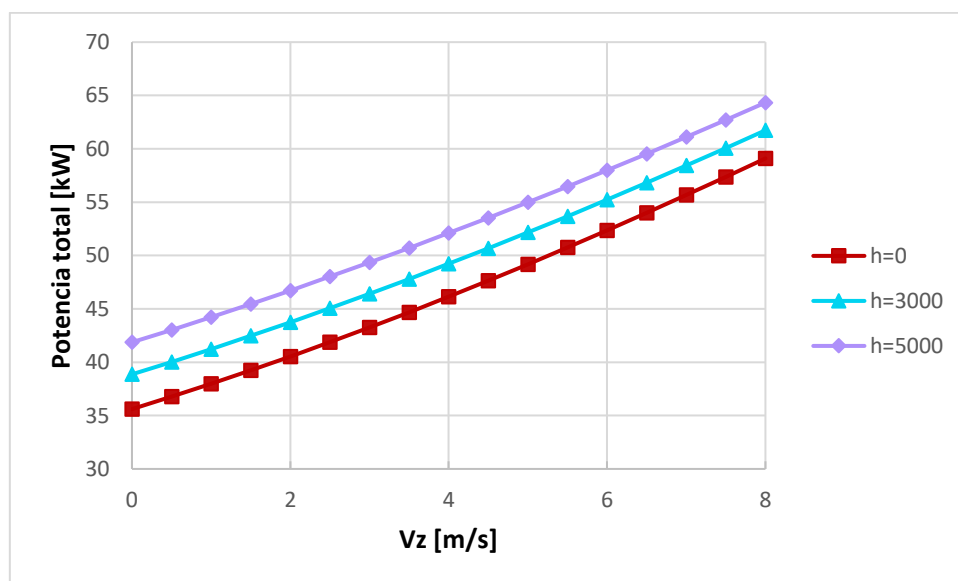


Figura 5.2. [e] Variación de la potencia total en función de la velocidad de ascenso para diferentes altitudes

La Figura 5.2. [e] describe la variación de la potencia total para vuelo axial ascendente. Cabe destacar que la potencia aumenta con la altitud y con la velocidad de ascenso.

5.3. Vuelo axial descendente

El vuelo axial descendente es bastante más complejo que el ascendente y no es viable hacer el análisis mediante ecuaciones matemáticas. En este tipo de vuelo el flujo puede tener dos sentidos diferentes que depende de la velocidad a la que se realice el descenso. Cuando el descenso se realiza a poca velocidad el comportamiento del helicóptero se puede aproximar del mismo modo que para ascenso. Sin embargo, cuando la velocidad es mayor o moderada, el rotor principal puede introducirse en la estela que genera Figura 5.3. [a]. Lo que ocurre es que la estela se mezcla con el rotor provocando fuertes vibraciones, turbulencias y cambios no estacionarios en las fuerzas aerodinámicas. La sustentación comienza a caer rápidamente dificultando la salida de este régimen y se generan unos torbellinos en la punta de pala de alta intensidad [41].

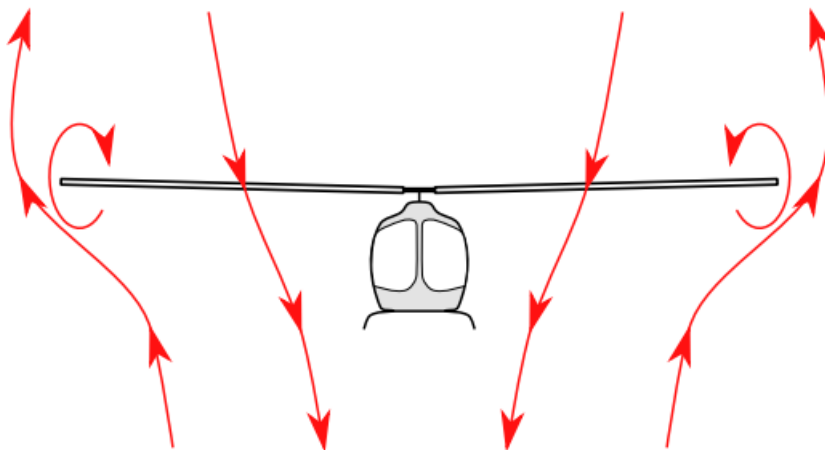


Figura 5.3. [a] Vuelo axial en régimen de anillos turbillonarios [41]

En los casos donde la velocidad es muy elevada se genera lo que se llama un régimen de estela turbulenta, donde el rotor se mezcla todavía más con la estela. Para velocidades suficientemente altas, la estela comenzará a desplazarse hacia arriba del rotor y se entra en régimen de molinete frenante, siendo este régimen de menor complejidad.

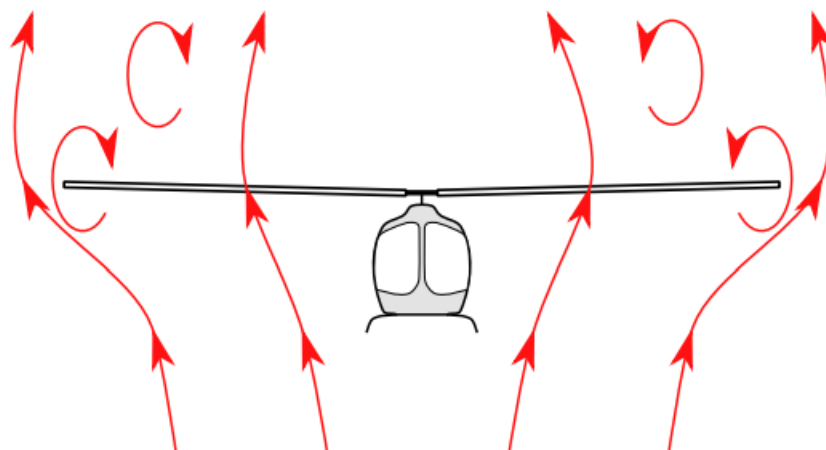


Figura 5.3. [b] Vuelo axial en régimen de estela turbulenta [41]

5.4. *Vuelo de avance*

Durante el vuelo de avance el rotor se encuentra en posición horizontal, aparece una componente de velocidad generada por el avance y una componente de velocidad de rotación en las palas. Se produce una variación azimutal de la presión dinámica en el perfil de las palas, la velocidad en la sección de avance de las palas es mayor que la sección de retroceso resultando un vuelo asimétrico en el rotor. El análisis se realiza mediante la aplicación de la Teoría de la Cantidad de Movimiento, empleando simplificaciones se puede obtener las potencias al igual que en los casos anteriores. Las ecuaciones empleadas son las descritas por *Ballin (1987)* [12], de modo que para comprobar que los datos obtenidos son correctos se

deberá comparar con las predicciones realizadas por *Ballin (1987)* [12] sobre potencia del rotor principal para vuelo en avance.

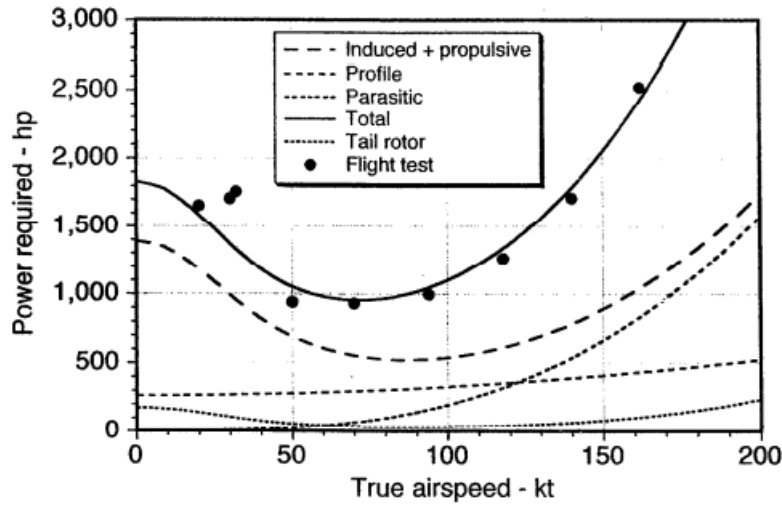


Figura 5.4. [a] Predicciones de *Ballin (1987)* de la potencia del rotor principal para vuelo en avance [12]

La velocidad inducida se define como:

$$v_i = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V_\infty \cos \alpha_D)^2 + (V_\infty \sin \alpha_D + v_i)^2}} \quad (5.4. [a])$$

La ratio de avance se define como:

$$\mu = \frac{V_\infty \cos \alpha_D}{\Omega R} \quad (5.4. [b])$$

La ratio de flujo se define como:

$$\lambda = \mu \tan \alpha_D + \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (5.4. [c])$$

La potencia inducida se define como:

$$P_i = \frac{k}{B} T \lambda \Omega R \quad (5.4. [d])$$

La potencia parásita se define como:

$$P_p = \rho S (\Omega R)^3 \frac{C_{d0} \sigma}{8} (1 + 3\mu^2) \quad (5.4. [e])$$

La potencia debida al fuselaje se define como:

$$P_f = \frac{1}{2} \rho v^3 f \quad (5.4. [f])$$

Aplicando estas ecuaciones para vuelo en avance horizontal, es decir, $\alpha_D = 0$, se obtiene las diferentes potencias para vuelo en avance.

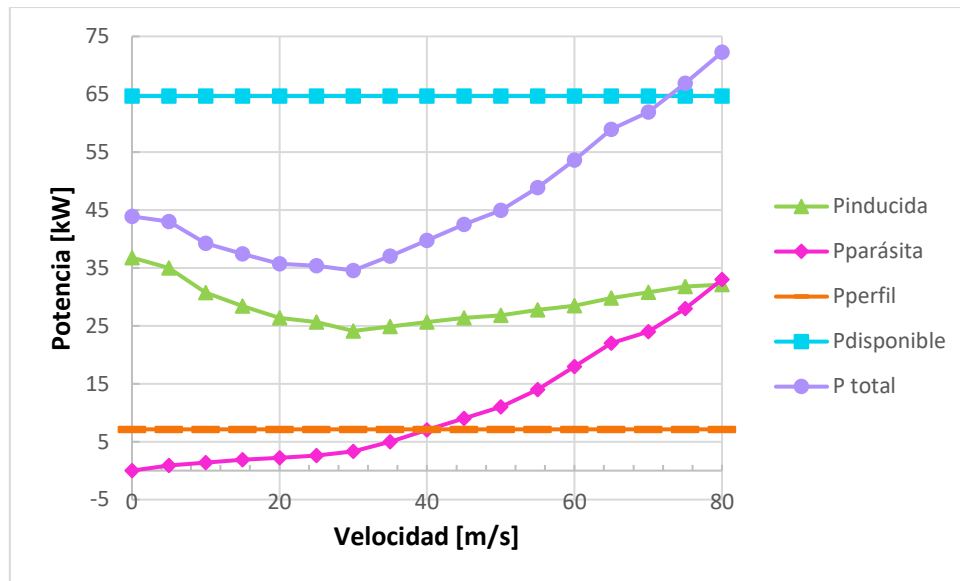


Figura 5.4. [b] Variación de las diferentes potencias total en función de la velocidad

De la Figura 5.4. [b] se observa que la potencia inducida y total siguen la misma tendencia cuando la velocidad es baja y difieren cuando la velocidad es mayor debido a que la potencia parásita depende de la velocidad al cubo.

La comparación entre la Figura 5.4. [a] y la Figura 5.4. [b] concluye que los cálculos son correctos pues resultan curvas semejantes.

5.5. Actuaciones en vuelo horizontal

Las actuaciones se pueden estudiar con la ayuda del método de la energía, realizando una aproximación de la potencia para determinadas condiciones de vuelo, esta aproximación se conoce como Curva de Potencia, y se había comentado anteriormente en el Capítulo 2.

Es necesario aplicar una serie de hipótesis para calcular las actuaciones:

- Masa del helicóptero constante ($m = 400 \text{ kg}$).
- Consumo específico del motor constante.
- Altitud a nivel del mar.
- Maniobras realizables.
- La potencia de transmisión no limita.
- Eficiencia de transmisión del 95%, o lo que es lo mismo, 5% de pérdidas en el rotor ($\eta_{Tra} = 0.95$).
- Factor correctivo $K=4.5$ para modelar el consumo de potencia.

La ecuación que sigue la Curva de Potencia es la aproximación de alta velocidad y para la aplicación de esta se necesita tener en cuenta todas las hipótesis.

$$\underbrace{\frac{P_{rp}}{P_{i0}}}_{a} = \underbrace{k}_{b} \underbrace{\frac{v_{i0}}{V_H}}_{c} + \underbrace{\frac{f}{4S} \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)^3}_{c} + \underbrace{\frac{\sigma C_{d0}}{16 \left(\frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[1 + K \frac{C_w}{2} \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \right]}_{d} \quad (5.5. [a])$$

Cada término está asociado a un tipo de potencia diferente:

- **Término a:** es el término de la potencia adimensional del rotor principal.
- **Término b:** es el término asociado a la aceleración de la corriente.
- **Término c:** es el término asociado a la resistencia aerodinámica del fuselaje.
- **Término d:** es el término asociado a la resistencia parásita de los perfiles y del avance del rotor.

Previamente, se necesita calcular el rendimiento del motor para el cálculo de actuaciones.

$$\eta_M = \frac{1}{1 - \eta_{Trp}} + \frac{\eta_{Tra}}{1 - \eta_{Trp}} \rightarrow \eta_M = 1.095$$

En cuanto a la autonomía máxima se necesita obtener el mínimo de la curva de potencia que cumpla con la siguiente condición:

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

La ecuación (5.5. [a]) tras introducir en ella la condición anterior queda como:

$$0 = -k \left(\frac{v_{i0}}{V_H} \right)^2 + \frac{3f}{4S} \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 + \frac{\sigma C_{d0}}{8 \left(\frac{v_{i0}}{\Omega R} \right)^3} \left[K \frac{C_w}{2} \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)^2 \right] \quad (5.5. [b])$$

Resolviendo esta ecuación se consigue el valor de la velocidad:

$$V_H = 27.74 \text{ m/s}$$

La potencia del motor es:

$$P_M = 30.8 \text{ kW}$$

El tiempo de máxima autonomía se obtiene de aplicar la ecuación (5.5. [c]):

$$t = \frac{M_{fuel}}{C_e P_M} \rightarrow t = 4.4 \text{ h} \quad (5.5. [c])$$

El alcance máximo se calcula a través del mínimo de la ecuación (5.5. [d]):

$$\frac{\partial \left(\frac{P_{rp}}{P_{i0}} \cdot \frac{v_{i0}}{V_H} \right)}{\partial \left(\frac{V_H}{v_{i0}} \right)} = 0 \quad (5.5. [d])$$

Aplicando la ecuación (5.5. [d]) sobre la ecuación (5.5. [a]) se obtiene:

$$V_H = 41.16 \text{ m/s}$$

La potencia del motor es:

$$P_M = 33.36 \text{ kW}$$

Por tanto, la distancia máxima que el helicóptero recorre es:

$$D = V_H \cdot \frac{M_{fuel}}{C_e P_M(V_H)} \rightarrow D = 602 \text{ km} \quad (5.5. [e])$$

La velocidad máxima horizontal se da cuando el motor alcanza la potencia máxima:

$$P_M(V_H) = \eta_M P_{rp}(V_H) \rightarrow P_{rpmax} = \frac{P_{Mmax}}{\eta_M} = 70.54 \text{ kW} \quad (5.5. [f])$$

La velocidad horizontal máxima se calcula con la curva de potencia:

$$V_{Hmax} = 59.16 \text{ m/s}$$

HOGE (hovering in ground effect) y HIGE (Hovering Out of Ground Effect) son términos que se aplican normalmente para referirse a los techos de operación de las aeronaves, y hacen referencia a la potencia disponible del motor o motores. El efecto suelo IGE es una condición en la que la onda descendente del aire del rotor principal es capaz de reaccionar con una superficie dura como el suelo, y dar una reacción útil al helicóptero en forma de más fuerza de sustentación disponible con menos potencia del motor. El efecto de fuera del suelo OGE es lo

opuesto a lo anterior, donde no hay superficies duras contra las que reaccione la onda descendente. Las expresiones para calcular las altitudes se encuentran a continuación:

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h}{44330}\right)^{4.256} \quad (5.5. [g])$$

$$P_{Mc} = PMC \left(1 - \frac{h}{44330}\right)^{3.62} \quad (5.5. [h])$$

Resolviendo ambas ecuaciones se obtiene:

h_{OGE}	h_{IGE}
3356 m	4316 m

5.6. Actuaciones en vuelo horizontal tras la implementación del motor

Es importante realizar una comparativa de las actuaciones con el motor prototipo implementado para comprobar que es competitivo respecto a motores actuales. El motor usado en el proyecto es el Rotax 914 y por ello se realizará la comparación con este.

Los parámetros del motor se encuentran en la Tabla 5.6. [a]:

Parámetro	Valor
PMTO	73.07 kW
RPM	3690 rpm
Peso	55 kg

Tabla 5.6. [a] Parámetros del motor prototipo

El motor Rotax 914 es notablemente más pesado, Tabla 3.3.3. [a], que el motor prototipo, por tanto, es necesario realizar un ajuste con el peso del helicóptero. La diferencia de 23 kg supone también una diferencia para la capacidad de combustible.

Los parámetros del helicóptero ajustados al peso del motor son:

Parámetro	Valor
MTOW	377 kg
PMTO	68.279 kW
PMC	60.52 kW
C_T	0.00318
v_{i0}	6.98 m/s
k	1.12
B	0.96

Tabla 5.6. [b] Parámetros del helicóptero ajustados

Con los nuevos parámetros y siguiendo el procedimiento del subcapítulo 5.5. se obtiene:

Parámetro	Valor
Máxima autonomía	
V_H	30.46 m/s
P_M	21.139 kW
t_{max}	6.4 h
Máximo alcance	
V_H	35.52 m/s
P_M	28.02 kW
D_{max}	624 km
Máxima velocidad horizontal	
P_{Mmax}	39.77 kW
V_{Hmax}	48 m/s

Tabla 5.6. [c] Parámetros de actuaciones del helicóptero ajustados

Comparando estos resultados con los obtenidos en la sección 5.5. se puede comprobar que aumenta bastante el tiempo de autonomía y un poco la distancia de alcance, lo que produce una disminución del techo de vuelo. Lo correcto sería estudiar las actuaciones en función del tipo de misión, pues para cada caso los objetivos varían.

El motor presentado, se puede considerar como óptimo para el alcance de este proyecto ya que presenta unas características decentes en las actuaciones, es menos pesado que el Rotax 914.

Por último, la normativa referente a la instalación del motor se encuentra en el apartado CS 27.901, a resaltar que:

- 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.

Conclusiones

El objetivo general de realizar un diseño conceptual de un helicóptero ultraligero se ha cumplido siguiendo las principales características de diseño conceptual de aeronaves. Para ello, se han aplicado métodos estadísticos de diseño de helicópteros desarrollados por autores de la materia y además, desarrollando nuevos métodos estadísticos a partir de un banco de datos que ha sido previamente elaborado. Esta innovación de nuevas estadísticas para definir los parámetros de la aeronave ha resultado exitosa pues el estudio de actuaciones ha cubierto las expectativas para ser un helicóptero seguro y apto para volar. Respecto a la aerodinámica, se ha recurrido al uso de teorías más extendidas y específicas en helicópteros sin entrar en demasiado detalle. Teorías más particulares permiten modelar con mayor precisión y más ampliamente otros factores importantes en el vuelo de helicópteros salen del alcance de este proyecto, puesto que son de una complejidad más elevada. El coste computacional y el tiempo requerido para estas teorías son demasiado elevados.

Realizando un diseño conceptual óptimo y preciso se consigue un ahorro en tiempo y costes para realizar el diseño final. El diseño conceptual ha sido creado a partir de una base de datos reducida que contiene los parámetros de diseño básicos pero necesarios. El mundo de los helicópteros ultraligeros es bastante pequeño si se compara con helicópteros de clase media o grande, por lo que encontrar absolutamente todos los parámetros necesarios para la creación de la base de datos no ha sido posible. Es aquí donde el criterio del ingeniero tiene lugar para evaluar si las correlaciones realizadas son válidas o no. Al tratarse de un ultraligero, las características mecánicas y las maniobras de vuelo son mucho más simples, así pues, se ha diseñado con un rotor principal semirrígido. El grupo motor implementado ha resultado con éxito, el Rotax 914 cumple con las potencias requeridas para cada actuación de vuelo.

El diámetro del rotor principal es relativamente pequeño, estos rotores pequeños poseen un *Rotorhub* más pequeño y, por tanto, ligero, y, además, una potencia parásita menor y una eficiencia de crucero mayor. Adicionalmente, el coste de mantenimiento será menor y la maniobrabilidad de la aeronave será mejor. Sin embargo, diámetros pequeños del rotor principal también suponen inconvenientes.

La velocidad en punta de pala de este diseño es moderada. La velocidad en punta de pala de helicópteros convencionales está entre 205 y 220 m/s. Velocidades moderadas en la punta de pala del rotor generan menos efectos de compresibilidad, permitiendo velocidades de avance más elevadas hasta poder alcanzar el Mach de divergencia.

El motor prototipo opera a 3690 rpm en comparación con las 5800 rpm del Rotax 914. Es necesario una reducción de las revoluciones para optimizarlas con las revoluciones de salida del rotor principal y de cola. Esta disminución de las revoluciones supone la posibilidad de

eliminar alguna etapa de transmisión o eliminar algún engranaje de las etapas de transmisión. El peso de la transmisión disminuirá respecto al que tendría con el Rotax 914, reduciendo el peso del helicóptero.

La autonomía del motor prototipo aumenta notoriamente respecto a la que presenta el Rotax 914, suponiendo un aumento de 2h más. Este incremento en la autonomía repercute de manera positiva en el número de viajes sin tener que rellenar el depósito de combustible. Sin embargo, en el alcance máximo la diferencia entre el prototipo y el Rotax 914 es prácticamente nula.

En conclusión, teniendo en cuenta todo lo expuesto hasta aquí se puede considerar que las correlaciones estadísticas implementadas y posterior desarrollo del motor implementado son válidos y óptimos para el diseño conceptual de helicópteros. El prototipo del motor se considera con éxito por su competitividad y utilidad en comparativa con los motores existentes del mercado.

En cuanto a pasos futuros, se planea hacer una comparación con correlaciones existentes de *Omri Rand* y *Vladimir Khromov* para estudiar si el banco de datos seleccionado es realmente útil y válido. Además, se quiere realizar el diseño CAD del helicóptero. Posteriormente, usar este diseño para realizar un estudio aerodinámico completo y más detallado de la aeronave.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] *Álvaro Cuerva Tejero Cristóbal, José Gallego Castillo, Oscar López García, Arquitectura del helicóptero, Universidad Politécnica de Madrid, 2020*
- [2] *Rand Vladimir Khromov, Helicopter Sizing by Statistics, Faculty of Aerospace Engineering Technion – Israel Institute of Technology, Israel, 2002*
- [3] *Álvaro Cuerva Tejero, Cristóbal José Gallego Castillo, Oscar López García, Aerodinámica del rotor aislado en vuelo axial, Universidad Politécnica de Madrid, 2020*
- [4] *Álvaro Cuerva Tejero, Cristóbal José Gallego Castillo, Oscar López García, Actuaciones, Universidad Politécnica de Madrid, 2019*
- [5] *Flores Trejo Luis, Diseño conceptual y cálculo aerodinámico de una pala para un helicóptero monoplaza, Instituto politécnico nacional escuela superior de ingeniería mecánica y eléctrica, México, D.F., 2010*
- [6] *Álvaro Cuerva Tejero, Cristóbal José Gallego Castillo, Oscar López García, Aeromecánica del rotor, Universidad Politécnica de Madrid, 2019*
- [7] *Farnaz Kermanshahi, Mehdi Mortazavi, Mostafa Mohagheghi, Design, Optimization, and Building Flight Model of an Operational Unmanned Helicopter, Navid Goudarzi Amirkabir University of Technology*
- [8] *Gearbox “TBO Development”, Rotor Drive System, EASA CM No.: CM–RTS-002 Issue 01 issued 28 September 2015*
- [9] *Paul Jackson, Jane’s all the World’s aircraft, 2008*
- [10] *Frenken, k.; Leydesdorff, L. Scaling trajectories in civil aircraft (1913-1997). Research policy, Elsevier, v. 29, n. 3, p.331-348, 2000.*
- [11] *García-Cuevas González, Luis Miguel, Vuelo vertical en helicópteros, IDepartamento de Máquinas y Motores Térmicos Universitat Politècnica de València, 2022*
- [12] *J. Gordon Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, Second Edition, 2006*
- [13] *Álvaro Cuerva Tejero, Cristóbal José Gallego Castillo, Oscar López García, Introducción al problema de la Mecánica del Vuelo, Universidad Politécnica de Madrid, 2019*
- [14] *Álvaro Cuerva Tejero, Cristóbal José Gallego Castillo, Oscar López García, Aeromecánica del rotor, Universidad Politécnica de Madrid, 2019*
- [15] *<https://agentesforestales.org/noticias/299873/helicoptero-mercado-2021-2030-el-lanzamiento-de-nuevas-tecnologias-impulsa-las-oportunidades/> Consultado el 27 de Mayo 2022*

- [16] <https://worldaviationato.com/es/prevision-de-crecimiento-de-la-aviacion/> Consultado el 27 de Mayo 2022
- [17] <https://www.maximaformacion.es/blog-dat/que-es-la-correlacion-estadistica-y-como-interpretarla/> Consultado el 30 de Mayo de 2022
- [18] https://www.jmp.com/es_cl/statistics-knowledge-portal/what-is-correlation/correlation-coefficient.html Consultado el 30 de Mayo de 2022
- [19] <https://es.wikipedia.org/wiki/Correlaci%C3%B3n> Consultado el 30 de Mayo de 2022
- [20] https://es.wikipedia.org/wiki/Teor%C3%ADa_de_cantidad_de_movimiento Consultado el 2 de Junio de 2022
- [21] http://www.aerovia.net/wp-content/uploads/2020/06/AEPAL_Pendientes.pdf Consultado el 2 de Junio de 2022
- [22] <https://tecnamair.com/tecnam-p92-echo-mkii-regreso-al-futuro-con-la-categoria-eu-600-kg/> Consultado el 2 de Junio de 2022
- [23] <https://www.repositoriodigital.ipn.mx/bitstream/123456789/8043/1/TESINA-AERO-005.pdf> Consultado el 6 de Junio de 2022
- [24] <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2018/12/el-mac-o-cuerda-aerodinamica-media.html> Consultado el 6 de Junio de 2022
- [25] <https://www.macaplast.com/linea-transmision-potencia-mecanica/> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [26] <https://www.aprendamos-aviacion.com/2021/12/helicoptero-sistema-de-transmision.html> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [27] <http://www.mecapedia.uji.es/acoplamiento.htm#:~:text=Sistema%20que%20permite%20la%20uni%C3%B3n,de%20un%20m%C3%A1quina%20aproximadamente%20coaxiales.> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [28] <https://es.wikipedia.org/wiki/Embrague> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [29] <https://avia-es.com/blog/tormoz-nesushchego-vinta-i-valy-transmissii-vertolet> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [30] <https://www.liebherr.com/es/chl/productos/tecnolog%C3%ADa-aeroespacial-y-del-transporte/tecnolog%C3%ADa-aeroespacial/productos-y-soluciones/engranajes-y-reductores/engranajes-y-reductores.html> Consultado el 8 de Junio de 2022
- [31] https://www.edu.xunta.gal/espazoAbalar/sites/espazoAbalar/files/datos/1464947673/contido/43_engranajes.html Consultado el 8 de Junio de 2022
- [32] https://hmong.es/wiki/Center_of_gravity_of_an_aircraft Consultado el 8 de Junio de 2022

- [33]<https://www.pasionporvolar.com/estructura-del-avion-cap-4/#:~:text=La%20construcci%C3%B3n%20semimonocasco%20utiliza%20una,esfuerzos%20de%20flexi%C3%B3n%20del%20fuselaje>. Consultado el 8 de Junio de 2022
- [34]http://www.lookpolymers.com/polymer_Hexcel-HexPly-913-125C-Curing-Epoxy-Matrix.php Consultado el 11 de Junio de 2022
- [35]https://www.alacermas.com/img/galeria/files/aluminio/chapa_7075_aluminio.pdf Consultado el 11 de Junio de 2022
- [36]<https://material-properties.org/es/ti-6al-4v-densidad-resistencia-dureza-punto-de-fusion/> Consultado el 11 de Junio de 2022
- [37]https://www.researchgate.net/publication/285173812_El_perfil_alar_y_su_nomenclatura_NACA Consultado el 14 de Junio de 2022
- [38]https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/1/12/Dise%C3%B1o_de_helic%C3%B3pteros_y_otras_aeronaves_diversas_-_Ingenier%C3%ADa_aeron%C3%A1utica_-_ETSEIAT_-_UPC.pdf Consultado el 17 de Junio de 2022
- [39]<https://meaning88.com/dictionary/figure%20of%20merit> Consultado el 21 de Junio de 2022
- [40]https://books.google.es/books/about/Principles_of_Helicopter_Aerodynamics.html?id=-PnV2JuLZi4C&printsec=frontcover&source=kp_read_button&hl=en&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false Consultado el 21 de Junio de 2022
- [41]<https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/105176/Garc%C3%ADaCuevas%3BCarreres%3BTiseira%20%20Vuelo%20vertical%20en%20helic%C3%B3pteros.pdf?sequence=1&isAllowed=y> Consultado el 21 de Junio de 2022