

Trabajo Fin de Grado

VENTAJAS E INCONVENIENTES DE LAS AERONAVES CON ROTOR BASCULANTE FRENTE A LOS HELICOPTEROS CONVENCIONALES

Autor

Saúl Miguel Bricio

Director/es

Juan Pablo Hierro Álvarez

Comandante Miguel Ángel Madieto Valdés

Centro Universitario de la Defensa-Academia General Militar

2020

AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer a los profesores del Centro Universitario de la Defensa su labor profesional ejercida todos estos años que he permanecido en el centro. Resulta complicado motivar a personas que en cierta manera no han escogido la carrera que se nos imparte, ya que, al fin y al cabo, lo que más nos interesa es la parte militar. En muchos casos han conseguido que materias que, a priori, no me resultaban interesantes pudiesen cobrar un sentido e incluso llegasen a gustarme. Por otro lado, agradecer el trabajo ejercido tanto por mi tutor civil como militar, así como su implicación en el estudio. Finalmente le quiero agradecer a Natalia Fernández Matus todo el apoyo tanto moral como técnico en la elaboración de este trabajo, por estar siempre dispuesta a echarme una mano y por hacerme creer en mí. A todos, solo os puedo decir, gracias.

RESUMEN

La OTAN y la UE han establecido el año 2035 como un punto de referencia en el que se pretenden determinar las tendencias globales y posibles entornos operativos que cabría esperar en esa fecha. Los ámbitos en los que se mueven los principales estudios se han agrupado en cinco bloques, siendo estos: política, geografía humana, economía, ciencia y tecnología y medio ambiente.

El estudio aquí planteado pretende moverse en el ámbito científico-tecnológico, concretamente en el estudio de las aeronaves de despegue vertical que hacen uso de rotor, centrándonos en el ámbito militar. Los ejércitos más avanzados de la actualidad cuentan con aeronaves de este tipo que hacen sus primeras apariciones hace más de cincuenta años, en su mayor parte helicópteros convencionales y que requieren de mejoras que les permitan adaptarse a las nuevas exigencias. Del mismo modo, las aeronaves de rotor basculante hacen sus primeras apariciones prácticamente a la vez, aunque con menos éxito debido a las grandes dificultades que planteaban.

Los grandes avances en materia aeronáutica permiten retomar esta competencia entre ambos tipos de aeronave y llevan a plantearse las ventajas e inconvenientes que conlleva el uso de un tipo u otro, así como las posibles mejoras que puedan desarrollarse y que permitan su adaptación a los entornos operativos futuros.

PALABRAS CLAVE: 2035, OTAN, militar, helicóptero convencional, rotor basculante.

ABSTRACT

NATO and the EU have established 2035 as a check point to determine the global tendencies and possible operational environments which could be expected by then. The related studies have been grouped in five blocks, which are: politics, human geography, economics, science and technology and natural environment.

The present study aims to move in the scientific and technological branch, specifically in the study of vertical take-off and landing (VTOL) aircrafts that make use of rotors, focusing on the military aspect. The most actual advanced armies count with VTOL rotorcrafts that make their first appearance more than fifty years ago, principally conventional helicopters, which require to be improved in order to face the new requirements. In the same way, tilt rotor aircrafts make their first appearance at the same time, however, they did not get such success due to the great challenges they meant.

The great aeronautical advances make possible to restart this rivalry between both types of rotorcrafts, and lead to the approach of the advantages and disadvantages of using one or another type as well as the possible improvements that can be developed to face future operational environments.

KEY WORDS: 2035, NATO, military, conventional helicopter, tilt rotor.

Índice

1. Introducción	1
1.1 Ámbito	1
1.2 Objetivos	2
2. Metodología	2
2.1 Método: Análisis comparativo cualitativo	2
2.2 Herramientas: TRL y análisis de riesgos	3
3. Análisis comparativo de capacidades básicas	4
3.1 Alcance	4
3.1.1 Aprovechamiento de las fuerzas aerodinámicas	5
3.1.2 Resistencia aerodinámica	7
3.2 Velocidad	10
3.2.1 Aprovechamiento de las fuerzas y resistencia aerodinámicas	10
3.2.2 Asimetría lateral de sustentación	12
3.3 Altitud de operación	15
3.4 Vuelo en estacionario	16
3.4.1 Teoría de la cantidad de movimiento	16
3.4.2 Carga discal	18
3.5 Capacidad de carga	19
4. Análisis comparativo de capacidades tácticas	20
4.1 Controles	20
4.2 Maniobrabilidad	21
4.3 Montaje de armamento	22
4.3.1 Peso y centrado	23
4.3.2 Configuración de la aeronave	23
4.4 Downwash	23
5. Otras capacidades y propuestas	26
5.1 Autorrotación	26
6. Conclusiones	28

7. Bibliografía.....	30
8. Bibliografía complementaria	31
ANEXOS	32

Índice de anexos

Anexo A – Principales helicópteros y aeronaves de rotor basculante y ejércitos en los que están incorporados (sin helicópteros de ataque)	33
Anexo B – Comparación cuantitativa de capacidades básicas	35
Anexo C – Batimiento y variación cíclica de paso	36
Anexo D - Controles del helicóptero	39
Anexo E – Posibles mejoras tecnológicas.....	40

Índice de tablas

Tabla 1. Tecnologías con relevancia futura	29
Tabla 2. Principales helicópteros del ejército canadiense	33
Tabla 3. Principales helicópteros del ejército francés	33
Tabla 4. Principales helicópteros del ejército alemán	33
Tabla 5. Principales helicópteros del ejército italiano.....	33
Tabla 6. Principales helicópteros y aeronaves de rotor basculante del ejército norteamericano	34
Tabla 7. Principales helicópteros del ejército español	34
Tabla 8. Comparación cuantitativa de capacidades básicas	35

Índice de figuras

Figura 1. Aeronave V-22 Osprey	1
Figura 2. Partes de un perfil aerodinámico	6
Figura 3. Resistencia inducida en la punta del perfil	8
Figura 4. Variación de la resistencia con la velocidad	9
Figura 5. Potencia requerida en función de la velocidad.....	12
Figura 6. Asimetría lateral de sustentación	14
Figura 7. Margen de entrada en pérdida en base al coeficiente de carga de pala	22
Figura 8. Fuerza total de la estela producida por el rotor (downwash) en base al MGTOW.	25
Figura 9. Efecto del batimiento en el ángulo de ataque	36
Figura 10. Precesión giroscópica y variación cíclica de paso.....	37
Figura 11. Plato oscilante y modificación del ángulo de ataque de las palas	39

Lista de abreviaturas

EE.UU.	Estados Unidos
HIGE	Hover In Ground Effect
kts	Nudos
MGTOW	Maximum Gross Take-Off Weight
nm	Milla Náutica
OTAN	Organización del Tratado del Atlántico Norte
r.p.m.	Revoluciones por minuto
TRL	Technology Readiness Level
UE	Unión Europea
VNE	Velocidad No Exceder
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

1. Introducción

1.1 Ámbito

La siguiente memoria lleva a cabo un análisis de las principales ventajas e inconvenientes de los rotores basculantes frente a los helicópteros convencionales, como consecuencia de la realización del Trabajo de Fin de Grado para el grado en Ingeniería de Organización Industrial impartido por el Centro Universitario de la Defensa de Zaragoza.

La mayor parte de los helicópteros utilizados y asentados, hoy en día, en los ejércitos más avanzados del mundo inician su aparición a mediados de los años 70. En plena Guerra Fría y gracias, en parte, al impulso de EE. UU. en el ámbito tecnológico y militar (Revolution in Military Affairs) surgen modelos tan conocidos como el AH-64 Apache, UH-60 Black Hawk, AS-332 Super Puma o el EC-725 Super Cougar.

Por su parte las incorporaciones más recientes de aeronaves de despegue vertical (VTOL aircrafts) con uso de rotor realizan sus primeros vuelos entre finales de los ochenta, caso de la aeronave de rotores basculantes V-22 Osprey, y mediados de los noventa, como el NH-90, recientemente incorporado en el Ejército Español. Si bien, es cierto que existen excepciones como el CH-53K que tienen su primer vuelo en fechas más recientes, 2015 en su caso, y que se pretende incorporar en ejércitos como el de EE. UU. o Alemania. [2]



Figura 1. Aeronave V-22 Osprey [1]

El estado del arte de los modelos actuales permite alcanzar velocidades superiores a 250 nudos (kts), 450 km/h aproximadamente, aunque la media ronda los 150-170 kts, y alcances superiores a las 700 nm (1260 km aproximadamente), siendo la media de entre 500-800 km. Sin embargo, entre los objetivos para la nueva generación de aeronaves de rotor se establecen velocidades de 400 kts (730 km/h aproximadamente) y alcances de hasta 1000 millas náuticas (nm), 1800 km aproximadamente.

Debido a los nuevos avances científico-tecnológicos, así como los continuos cambios políticos y geoestratégicos es necesario comenzar a tomar medidas que permitan estar preparados para el entorno futuro cercano. En base a esto, organizaciones como la OTAN

y la UE consideran necesario conocer las tendencias globales para tratar de determinar cómo será el mundo en 2035, centrándose en cinco áreas principales, entre las que destacaremos la ciencia y tecnología. [3]

En este ámbito las aeronaves de despegue vertical resultan fundamentales dada su polivalencia y capacidad de adaptación a cualquier tipo de terreno y misión. De entre estas, las configuraciones más factibles para la siguiente generación de aeronaves con rotor, según informes de la OTAN, son: Helicópteros, helicópteros compuestos (Girodinos) y aeronaves de rotor basculante. Haciendo uso las dos primeras de rotores convencionales. [4]

Resulta por ello importante llevar a cabo un análisis comparativo de ambos tipos de rotores que nos permitan identificar sus ventajas e inconvenientes y poder determinar su adecuación al entorno operativo futuro.

1.2 Objetivos

El objetivo principal de este estudio es comparar las principales características de los helicópteros convencionales frente a las aeronaves de rotor basculante, dentro del marco de aeronaves de despegue vertical que hacen uso de rotor. Con ello se pretende establecer la viabilidad de cada tipo de aeronave en misiones tácticas, así como en los entornos operativos futuros.

Para ello es necesario:

Determinar el estado del arte de estas aeronaves y las tecnologías involucradas en su funcionamiento.

Conocer los principios físicos y aerodinámicos básicos presentes en el vuelo de estas aeronaves y determinar su efecto en las distintas características a comparar.

2. Metodología

2.1 Método: Análisis comparativo cualitativo

Para conseguir alcanzar los objetivos previamente definidos se ha llevado a cabo una metodología basada en un análisis comparativo en su mayor medida cualitativo. Para ello, en primer lugar, se ha realizado un estudio del estado del arte de la tecnología de los rotores basculantes y los convencionales, principalmente en el ámbito militar. *Anexo A-*

Principales helicópteros y aeronaves de rotor basculante y ejércitos en los que están incorporados (sin helicópteros de ataque). [2]

Partiendo de ese primer estudio se ha podido determinar las principales empresas y compañías con mayor presencia en el mundo de aeronaves VTOL, así como aquellas que empiezan a despertar gran interés para la producción de la nueva generación de aeronaves de rotor. Entre las más destacadas a nivel tanto civil como militar y que ya han suministrado aeronaves a distintos ejércitos encontramos: Augusta Westland, Airbus Helicopter (Eurocopter), Bell, Boeing y Sikorsky Aircraft. Por otro lado, destacan dos, más recientes, y que están teniendo un gran empuje en el ámbito de las aeronaves de rotor. Karem Aircraft, especializada en rotores basculantes, y AVX Aircraft en el desarrollo de aeronaves con rotor coaxial.

Esto permite conocer en mejor medida el estado del arte actual de los rotores convencionales y los basculantes. Del mismo modo, en base a algunas de las principales características analizadas en documentos OTAN, [5], [6], se han establecido las capacidades más relevantes que se pretenden incluir en la nueva generación de aeronaves de rotor. Teniendo en cuenta solamente aquellas que vienen impuestas por el tipo de rotor en cuestión, ya que el abanico de características y tecnologías a mejorar es muy amplio, y se saldría del objetivo principal de este estudio.

Conocidos los factores a comparar es necesario profundizar en ellos y determinar los principios físicos y aerodinámicos de los que se nutren estas aeronaves y como son aprovechados por cada configuración, dependiendo del tipo de rotor. Asimismo, la propia configuración de los helicópteros convencionales frente a las aeronaves de rotor basculante va a tener repercusiones en otras características, como, por ejemplo, zonas en las que se pueda montar armamento sin que suponga un peligro para la estructura de la aeronave, la necesidad de elementos de control adicionales o la fatiga de los tripulantes.

2.2 Herramientas: TRL y análisis de riesgos

Para comparar el potencial futuro que ofrece cada tipo de aeronave se ha hecho uso del TRL (Technology Readiness Level). Esta herramienta permite cuantificar de manera sencilla el estado del arte de la tecnología que se está estudiando y por tanto la viabilidad de su uso dentro de un determinado periodo de tiempo. [7]

Los distintos niveles empleados en Europa son los siguientes:

- TRL 1 – Principios básicos observados.
- TRL 2 – Concepto de tecnología formulado.
- TRL 3 – Prueba experimental de concepto.
- TRL 4 – Tecnología validada en laboratorio.
- TRL 5 – Tecnología validada en un entorno relevante (entorno industrialmente relevante en el caso de tecnologías habilitadoras clave).
- TRL 6 – Tecnología demostrada en un entorno relevante (entorno industrialmente relevante en el caso de tecnologías habilitadoras clave).
- TRL 7 – Demostración del prototipo del sistema en un entorno operativo.
- TRL 8 – Sistema completo y calificado.
- TRL 9 – Sistema real probado en el entorno operativo (fabricación competitiva en el caso de tecnologías habilitadoras clave; o en el espacio).

En base al TRL y al impacto y esfuerzo que puede suponer adquirir unas determinadas capacidades tecnológicas, se puede determinar el riesgo que supone el uso de unos rotores u otros y por tanto su viabilidad.

3. Análisis comparativo de capacidades básicas

En primer lugar, es necesario realizar un estudio de lo que se han considerado como capacidades básicas que, como aeronaves, y en concreto aeronaves de despegue vertical, han de poseer por la naturaleza de su diseño. Entre estas se han incluido: **alcance, velocidad, altitud o techo, vuelo en estacionario y capacidad de carga.**

Por su parte cada una de estas capacidades supone un aspecto prioritario a mejorar para la flota futura de aeronaves VTOL de rotor y que tienen una gran repercusión en otros factores relevantes como puedan ser la fatiga de los pilotos, sensibilidad en los controles, precisión de los sistemas de armas, capacidad de supervivencia (evitar ser alcanzado por un sistema de armas), detección radar etc.

En base a las principales capacidades recogidas y cuantificadas en el *Anexo A*, se ha realizado una primera comparación que nos sirve de referencia para poder determinar qué tipo de aeronave es mejor en cada característica, para posteriormente poder determinar las razones de estos resultados. *Anexo B-Comparación cuantitativa de capacidades básicas.*

3.1 Alcance

El alcance es una característica de gran importancia en las operaciones militares ya que permite realizar incursiones de gran profundidad, transporte de suministros a largas distancias u operaciones de rescate en el interior del territorio en el que se lleven a cabo

las misiones en cuestión. Todo ello supone un aumento del radio de acción en la Zona de Operaciones, lo que resulta potencialmente ventajoso a nivel táctico y operacional.

El alcance en las aeronaves en general es una característica que está fuertemente ligada a un aprovechamiento eficiente de la energía por parte de la planta de propulsión. Una reducción del consumo de combustible debido a un motor eficiente permite aumentar la autonomía y por tanto el alcance. Así mismo, existe una fuerte relación entre el consumo y el tipo de rotor, pues, por ejemplo, un rotor que permita reducir las vueltas en el vuelo de avance supondrá un menor consumo y menor carga al motor.

Por otro lado, un buen rendimiento energético también depende de:

1. El correcto aprovechamiento de las fuerzas aerodinámicas.
2. La reducción de la resistencia aerodinámica como consecuencia del movimiento en un medio fluido.

3.1.1 Aprovechamiento de las fuerzas aerodinámicas

En primer lugar, es necesario comprender, a grandes rasgos, cómo se produce la sustentación en un perfil aerodinámico para posteriormente poder comparar el modo en que cada aeronave aprovecha esos principios aerodinámicos y la repercusión que esto tiene en el alcance.

Supongamos un perfil aerodinámico que se desplaza por un medio fluido o sobre el que se le hace incidir, con una determinada velocidad, un fluido (en nuestro caso el propio aire atmosférico). El aire al chocar con el borde de ataque¹ del perfil va a ser desviado por un lado a la parte superior o extradós y por otro lado a la parte inferior o intradós. Según la teoría de la capa límite, [8], el aire que asciende por el extradós incrementará su velocidad (de forma similar a lo que ocurriría en un estrechamiento de una tubería por el efecto Venturi²). Este incremento de la velocidad supone una reducción de la presión estática de dicho fluido, según la ecuación de Bernoulli³. La diferencia de presiones entre

¹ Borde anterior del perfil.

² El efecto Venturi establece que la corriente de un fluido incompresible en un canal se acelera, al encontrarse un estrechamiento en proporción directa a la reducción del área de dicho canal. Esto queda reflejado por medio de la ecuación de continuidad que establece que: $\rho \cdot A \cdot v = \text{cte}$. Siendo ρ = densidad, A = área que atraviesa el fluido y v = velocidad del fluido.

³ La ecuación de Bernoulli establece que: $\frac{1}{2} \rho \cdot v^2 + P + \rho \cdot g \cdot h = \text{cte}$. Siendo el primer término la presión dinámica, “P” la presión estática y el último término la presión hidrostática.

el extradós y el intradós origina una fuerza con sentido de la zona de mayor presión (intradós) a la zona de menor presión (extradós). Esta diferencia de presiones es lo que constituye la mayor parte de la fuerza de sustentación que se origina en un perfil aerodinámico.

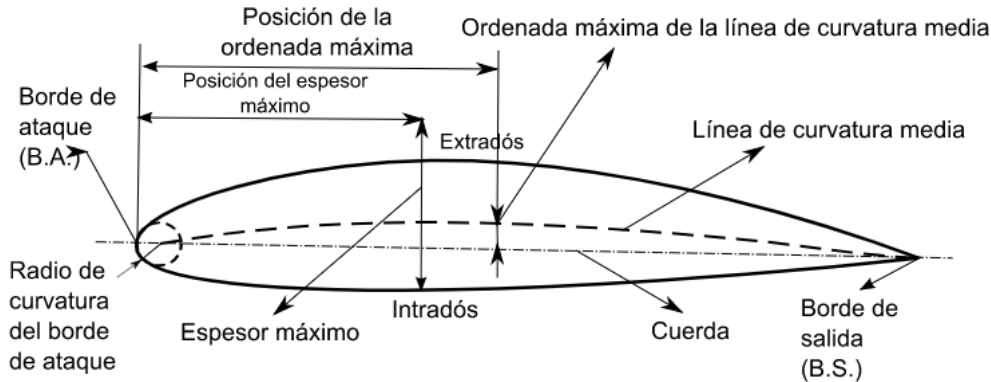


Figura 2. Partes de un perfil aerodinámico. [9]

De estos principios podemos extraer algunos de los factores de los que depende la sustentación, entre los que encontramos: [a]

1. Velocidad del flujo de aire → Mayor velocidad, mayor diferencia de presiones y por tanto mayor sustentación.
2. Densidad del fluido.
3. Superficie alar → Mayor superficie, mayor sustentación.
4. Ángulo de ataque⁴ → Cuanto mayor sea el ángulo de ataque mayor será el cambio en la velocidad del aire en el extradós y mayor la diferencia de presiones.
5. Coeficiente de sustentación (C_L) → Este coeficiente depende de aspectos como la forma del perfil, la viscosidad del aire etc. Se obtiene de forma experimental.

- **Comparativa:**

En el caso de un helicóptero la velocidad relativa del aire con respecto al perfil aerodinámico y, por tanto, la diferencia de presiones se consigue mediante el movimiento rotatorio de las palas del rotor principal. Mientras que, en las aeronaves de ala fija se

⁴ El ángulo de ataque es el formado por la cuerda de un perfil aerodinámico (recta que une el borde de ataque y el borde de salida o borde posterior del perfil) con la dirección del viento relativo. Existe un determinado ángulo de ataque a partir del cual se pierde la sustentación debido al desprendimiento prematuro de la capa límite, que deja paso a una estela turbulenta, fenómeno asociado a una pérdida de sustentación y un incremento de la resistencia.

consigue aumentando la velocidad de la aeronave por medio de las propias turbinas de la misma.

De este modo los rotores convencionales, como es el caso de los helicópteros, se ven perjudicados en el vuelo de avance y por tanto en el alcance, ya que tienen que invertir la potencia suministrada al rotor principal por un lado en la sustentación y por otro lado en la creación de un vector de avance. Para ello el rotor es inclinado en la posición en la que se pretende avanzar, lo que supone, por descomposición vectorial, una pérdida de sustentación que se traduce en un incremento de la velocidad de la aeronave. En caso de querer mantener una determinada altura será necesario aumentar el ángulo de ataque de las palas lo que suele venir ligado a un aumento de potencia, ya que también se incrementa la resistencia aerodinámica del perfil. *Ver 3.1.2 Resistencia aerodinámica.*

Las aeronaves que emplean los rotores basculantes, por el contrario, tienen un aprovechamiento más eficiente de las fuerzas aerodinámicas en el avance. Al girar los rotores y ganar velocidad de avance la estructura de ala fija que presentan comienza a ganar eficacia (al igual que ocurriría con un avión), la fuerza de sustentación ya no la produce únicamente el rotor, sino que la mayor parte es generada por las alas. Esto supone que se pueda invertir la potencia suministrada por los rotores prácticamente para conseguir empuje, dejando la parte de la sustentación a la superficie alar.

Este hecho, además de la propia forma de las palas del rotor y su eficiencia aerodinámica, permite, en el vuelo de avance, reducir las revoluciones a las que giran los rotores, factor que también se traduce en una reducción del consumo.

3.1.2 Resistencia aerodinámica

Un perfil aerodinámico, como consecuencia de su movimiento en el medio fluido en el que se encuentra, presentará una determinada resistencia que se va a oponer al movimiento de avance y que por tanto va a suponer un mayor gasto energético.

La resistencia total de un perfil aerodinámico viene determinada por dos componentes:

- Resistencia inducida:

Se debe, por un lado, a la propia generación de sustentación y por otro lado al flujo ascendente del aire en el extremo del perfil aerodinámico en cuestión.

La fuerza aerodinámica es un vector que puede descomponerse en una componente perpendicular al viento relativo (sustentación) y otra componente que se opone al avance, que es la resistencia inducida.

En lo que respecta al extremo de perfil aerodinámico el ascenso del aire del intradós al extradós (torbellinos en punta de pala) “empuja” el aire que incide sobre el borde de ataque, provocando una disminución del ángulo de ataque, debida al cambio de dirección del viento relativo. Esto se traduce en la inclinación del vector sustentación un ángulo igual al ángulo que se ha desplazado, forzosamente, el viento relativo. Vectorialmente, la sustentación resultante se descompone en una sustentación eficaz, menor que si no hubiese variado el ángulo de ataque, y una fuerza hacia atrás, que es a lo que se le denomina resistencia inducida. [b]

Esta resistencia es mayor a bajas velocidades para una sustentación dada y con ángulos de ataque elevados (despegues y aterrizajes) y disminuye conforme se incrementa la velocidad del perfil aerodinámico.

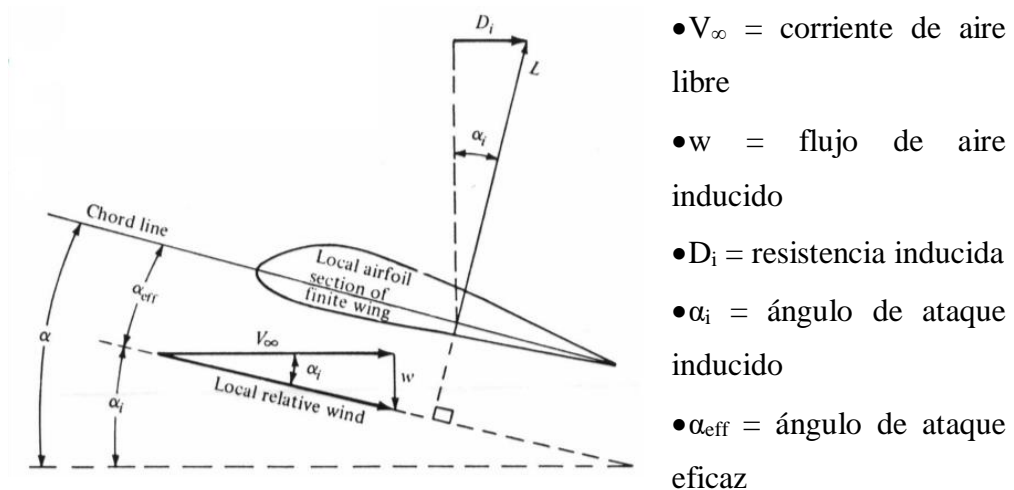


Figura 3. Resistencia inducida en la punta del perfil. [10]

• Resistencia parásita del perfil:

Esta viene provocada principalmente por la fricción del aire sobre el perfil aerodinámico y por la separación de la capa límite del perfil aerodinámico. En el segundo caso la estela turbulenta generada por la separación de la capa laminar, que constituye la capa límite, es la que genera la resistencia.

La suma de ambas resistencias da lugar a la resistencia total del perfil, siendo esta:

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad *C_D = C_{Dp} + C_{Ri}$$

Ecuación 1. Resistencia de un perfil aerodinámico

Donde “ D ” es la resistencia total, “ ρ ” la densidad del aire, “ v ” la velocidad del aire, “ S ” la superficie del ala o pala y “ C_D ” el coeficiente de resistencia, que se descompone en un coeficiente de resistencia parásita (C_{Dp}) y uno de resistencia inducida (C_{Di}). [b]

Si se quisiera calcular la resistencia inducida o parásita del perfil bastaría por sustituir en la fórmula de la resistencia total, el coeficiente C_D por C_{Di} o C_{Dp} .

A esto se le debe añadir la resistencia producida por el propio fuselaje de la aeronave, que no deja de ser una resistencia parásita que se incrementa con la velocidad.



Figura 4. Variación de la resistencia con la velocidad. [11]

- **Comparativa:**

La comparación en este aspecto resulta más difusa y depende en gran medida del propio diseño de la aeronave y los métodos que se utilicen para reducir las distintas resistencias aerodinámicas. Ahora bien, las aeronaves de rotor basculante tienen más elementos que influyen aerodinámicamente en la eficiencia de los rotores, tanto a favor como en contra. En lo que respecta al vuelo de avance, el comportamiento similar al de un avión permite contar con varias formas de reducir las pérdidas energéticas debido a la resistencia con el aire y que están por lo general relacionadas con la superficie fija de sustentación o ala, mientras que el vuelo de avance de un helicóptero convencional se ve más perjudicado en ese aspecto.

Existen numerosas formas de reducir la resistencia aerodinámica, como los generadores de vórtice, que retrasan el desprendimiento de la capa límite, o consiguiendo que las superficies del fuselaje sean lo más lisas posible, añadiendo recubrimientos a orificios que se encuentren en el fuselaje por motivos estructurales, estableciendo rebabas en la punta del ala evitando el flujo de aire del intradós al extradós, uso de los “flaps” etc.

Sin embargo, unos resultados concluyentes en este aspecto dependerán del propio diseño de la aeronave y será necesario aplicar estudios aerodinámicos específicos para ese diseño, que permitan reducir el coeficiente de resistencia y desarrollar estructuras más eficientes que supongan un menor gasto energético.

Como ejemplo de esto último entre 1983 y 1986 se realizaron una serie de estudios en túneles de viento para conseguir reducir la resistencia aerodinámica del V-22 Osprey. En cómputo general se estimó una reducción del 23% de la resistencia aerodinámica respecto al diseño original. Para ello era necesario el uso de generadores de vórtice, rediseño de la raíz de la pala del rotor, uso de rebabas en la punta del ala, rediseño de las entradas de aire al motor, mejora de la forma del fuselaje, alisándola, lo que genera menor fricción con el aire etc. [12]

3.2 Velocidad

En las operaciones militares el tiempo es un factor determinante en muchos casos para poder cumplir la misión. Operaciones de rescate, apoyo aéreo o incluso incursiones o extracciones requieren que se realicen con la mayor celeridad posible para no comprometer al personal tanto de tierra como al de la propia aeronave. Este último aspecto está íntimamente relacionado con la capacidad de supervivencia o “Survivability” según documentos OTAN, [5], ya que una mayor velocidad proporciona menos vulnerabilidad de la aeronave frente a distintos sistemas de armas, así como menor tiempo de exposición en la zona hostil en la que se desarrolle la misión.

Al hablar de velocidad, un aspecto de gran relevancia va a ser la potencia que sea capaz de suministrar el motor, sin embargo, al igual que ocurre con el alcance es un factor que guarda más relación con las características del motor en cuestión y no con las diferencias entre los dos tipos de configuraciones que se analizan en este estudio.

De este modo se ha considerado que la velocidad depende fundamentalmente de:

1. El aprovechamiento de las fuerzas aerodinámicas.
2. La resistencia aerodinámica.
3. La asimetría lateral de sustentación.

3.2.1 Aprovechamiento de las fuerzas y resistencia aerodinámicas

Al igual que ocurre con el alcance, un adecuado aprovechamiento de los principios ya mencionados en el apartado *3.1.1 Aprovechamiento de las fuerzas aerodinámicas*, va a

permitir invertir mayor parte de la potencia suministrada por el/los motores en incrementar la velocidad.

Por su parte, la reducción de las resistencias aerodinámicas tanto del perfil (inducida y parásita) como de la propia estructura de la aeronave favorece a una menor pérdida energética en la compensación de dichas fuerzas y una mayor eficiencia en la utilización de la potencia del motor para el incremento de la velocidad.

En las aeronaves con capacidad de despegue vertical la potencia requerida⁵ es mayor en vuelo estacionario⁶ que en vuelo de traslación. Esto es debido por un lado a la resistencia inducida del perfil, que como ya mencionamos en el apartado *3.1.2 Resistencia aerodinámica*, es mayor a bajas velocidades y ángulos de ataque elevados (caso del estacionario). Y por otro lado a que un aumento de la velocidad incrementa la eficiencia de las superficies aerodinámicas en la creación de sustentación, hecho que permite reducir la potencia total aplicada para mantener el vuelo.

Hay que tener en cuenta que esta reducción de la potencia requerida no es infinita, sino que si seguimos incrementado la velocidad aumentarán las resistencias parásitas tanto del perfil como del fuselaje de la aeronave lo que llevará a un punto en el que nuevamente se vaya necesitando un incremento gradual de la potencia para mantener unas determinadas condiciones de vuelo. Ver *Figura 5*. [c]

- **Comparativa:**

Al igual que ocurría con el alcance, la configuración de las aeronaves que utilizan el rotor basculante permite, con el aumento de la velocidad al girar los rotores hacia adelante, la entrada en eficacia de las superficies fijas de sustentación (alas fijas). Esto conlleva que los rotores puedan situarse en una posición cercana a los 90° con lo que la fuerza generada por los mismos se invierte prácticamente en el avance y por tanto se dispone de más potencia para aumentar la velocidad y al mismo tiempo vencer las fuerzas de resistencia aerodinámicas.

⁵ Potencia necesaria para asegurar unas determinadas condiciones de vuelo.

⁶ Tipo de vuelo que consiste en mantener la aeronave a una determinada altura sobre un punto fijo, es decir, sin velocidad traslacional.

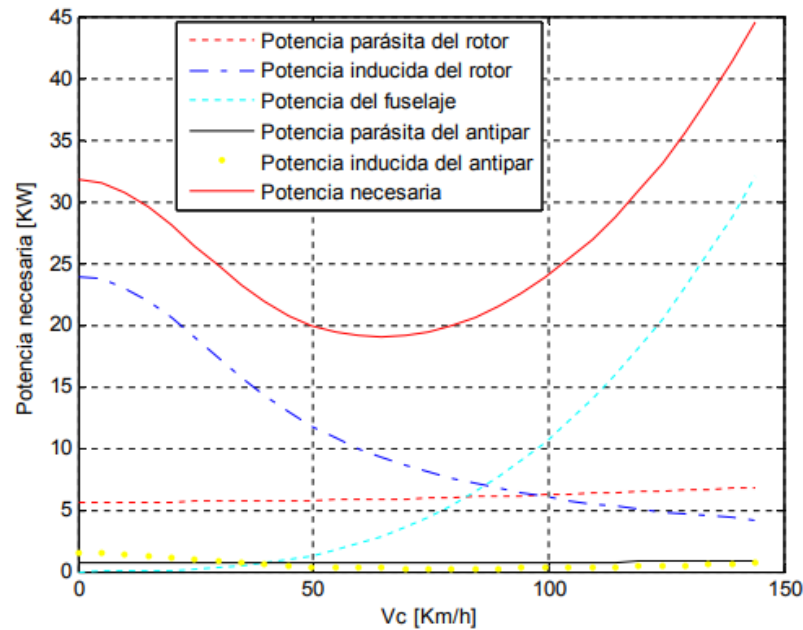


Figura 5. Potencia requerida en función de la velocidad. [13]

En el caso de los rotores convencionales, el rotor o rotores se emplean para la sustentación, el avance y hacer frente a las resistencias aerodinámicas, lo que ya de por sí nos da menos margen de potencia para la velocidad. Además, el propio fuselaje de estas aeronaves suele presentar menor eficiencia en vuelo de avance ya que no cuentan, por lo general con estructuras aerodinámicas complementarias que reduzcan la resistencia o retrasen la separación de la capa límite (a excepción de lo que puedan ser estabilizadores en la cola o estructuras como el Fenestron⁷), aparte de la propia forma del fuselaje.

3.2.2 Asimetría lateral de sustentación

Este fenómeno aerodinámico afecta principalmente a los rotores convencionales, dada la disposición en la que se encuentran en el vuelo de avance (rotor paralelo al flujo de aire) y define, entre otras, la velocidad a no exceder (VNE) por motivos estructurales del rotor.

En el vuelo estacionario la velocidad del viento relativo que choca con el ángulo de ataque de un punto situado a un determinado radio del centro del rotor es siempre la

⁷ El Fenestron es un tipo de rotor de cola que se encuentra encapsulado. Dispone de una estructura que en el vuelo de avance dota al helicóptero de una mayor estabilidad al ejercer un comportamiento similar al de una veleta.

misma. A medida que nos alejamos del centro la velocidad lineal o tangencial de un punto de la pala es mayor y, por tanto, la velocidad del viento relativo también aumenta. Todo ello independientemente de que la pala avance (desde la cola hasta la parte delantera del piloto) o retroceda.

Cuando se comienza a incrementar la velocidad, por ejemplo, hacia adelante, la velocidad del viento relativo ya no es constante a lo largo de todo el recorrido cíclico de la pala. El viento relativo sobre cada pala se convierte en una combinación de la velocidad tangencial del rotor y del propio movimiento hacia adelante del helicóptero.

Con ello a la pala que avanza se le suma la velocidad tangencial de la pala y la de traslación del helicóptero, dando lugar a un incremento de la sustentación. Sin embargo, existe la problemática de que a grandes velocidades de avance la velocidad en punta de pala alcance Mach⁸ superiores a 1, lo que generaría una onda de choque que separaría la capa límite de la pala dando lugar a una pérdida de sustentación y la generación de vibraciones.

En lo que respecta a la pala que retrocede ocurre lo contrario, se restan la velocidad tangencial de la pala y la velocidad de avance de la aeronave. Dado que en los puntos cercanos al centro del rotor la velocidad lineal es baja, llega un punto en el que el aire entra por el borde de salida y sale por el borde de ataque (sobre todo en posiciones cercanas a 270°, ver *Figura 6. Asimetría lateral de sustentación*, y cerca del eje rotor). Esta zona de flujo inverso se encuentra en pérdida, mientras que a medida que nos separamos del centro el flujo vuelve a tener el sentido correcto para generar sustentación. Se trata de un factor que tiene una gran influencia a la hora de limitar la velocidad de avance.

Así pues, se produce una diferencia en la sustentación producida por la pala que avanza frente a la que retrocede, siendo la sustentación de la pala que avanza mayor. Esto es lo que se conoce como asimetría lateral de sustentación y lo que provocaría es una inclinación del plato rotor hacia un lado si no es corregida.

⁸ El número de Mach en aerodinámica es la relación existente entre la velocidad de avance de un perfil aerodinámico o una aeronave y la velocidad del sonido. Este número será igual a 1 cuando la velocidad de avance y la del sonido se igualen.

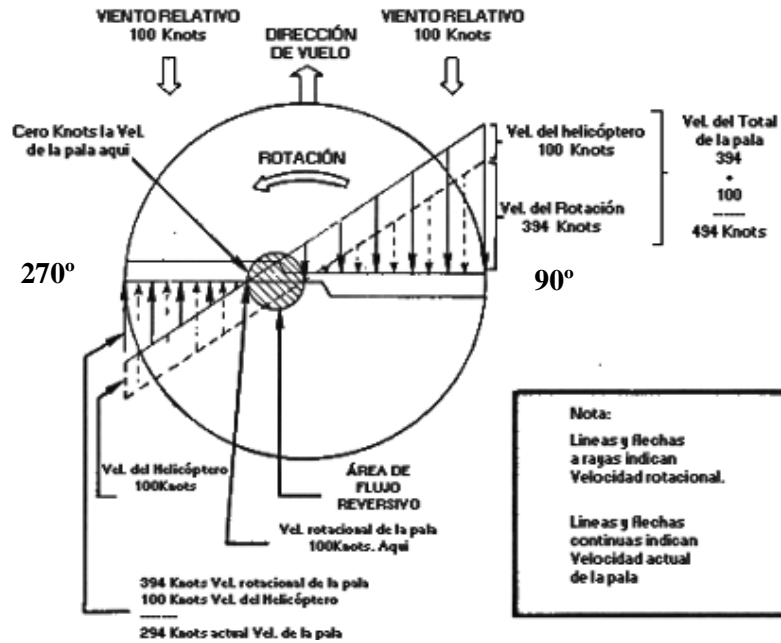


Figura 6. Asimetría lateral de sustentación. [14]

La forma de corregirla es mediante el batimiento y la variación cíclica de paso, ver **Anexo C- Batimiento y variación cíclica de paso**, y que modifican el movimiento lateral del rotor (traducido en un momento de alabeo de la aeronave) y lo convierten en un movimiento basculante del rotor (momento de cabeceo). [c]

• Comparativa

A medida que se incrementa la velocidad de avance en un rotor convencional, el plato rotor tenderá a inclinarse hacia arriba, lo que supone más cíclico hacia adelante para compensar este efecto y mantener la velocidad. Existirá una velocidad traslacional en la que el paso cíclico alcance su valor límite siendo esto uno de los condicionantes en la VNE. Además, la pala que retrocede, a medida que aumentamos la velocidad, tendrá una zona de pérdida cada vez mayor lo que también limita el vuelo de avance.

Los movimientos de batimiento y arrastre también son más acusados con el aumento de la velocidad, por lo que serán necesarios materiales o sistemas que soporten estos esfuerzos y que también suponen un factor limitante en la velocidad traslacional.

En el caso de los rotores basculante esto no es un problema dado que la disposición de las palas del rotor hace que el flujo sea perpendicular, lo que no pone tantas trabas con el incremento de la velocidad y permite un diseño más sencillo al no tener que preocuparse de fenómenos como el batimiento o el arrastre.

3.3 Altitud de operación

Según documentos OTAN [5], la nueva generación de aeronaves de rotor deberá ser capaz de operar a mayores altitudes que en la actualidad. Volar a mayor altitud permite establecerse en condiciones meteorológicas más favorables que a baja altura, evitando las turbulencias cerca del suelo y aprovechar los vientos de media y alta altitud para mejorar en rango y velocidad. También favorece a un incremento en el concepto de “Survivability” al ofrecer un buen margen con el terreno y zonas montañosas y evitar ser alcanzados por sistemas de armas guiados, incluyendo los guiados por radar de baja y mediana altitud.

Es importante destacar que algunas operaciones militares se llevan a cabo en entornos que se encuentran a elevadas altitudes, como por ejemplo Afganistán, y que por tanto requieren de aeronaves capacitadas para volar con seguridad en la zona.

Sin embargo, y de forma general, un aumento de la altitud supone una disminución en el rendimiento de los motores, fundamentalmente aquellos en los que se produce una combustión, así como menor eficiencia aerodinámica debido a la disminución de la densidad del aire (altitud-densidad). Este factor se ve claramente reflejado, por ejemplo, en las especificaciones técnicas de cualquier manual de vuelo de un helicóptero, en el que muchas de sus capacidades se ven claramente mermadas a determinadas altitudes, como la posibilidad de realizar estacionario, despegues y aterrizajes, así como drásticas disminuciones en la altitud de operación con aumentos de la carga.

Por otro lado, el vuelo a altitudes superiores a los 10.000 pies (3048 metros) requiere de cabinas presurizadas o equipos adicionales de oxígeno, ya que es la altitud a partir de la cual el cuerpo humano comienza a sufrir de hipoxia⁹.

- **Comparativa**

Si comparamos el techo máximo de operación del helicóptero NH-90 con el V-22 Osprey, la diferencia entre ambos es relativamente pequeña, siendo la del primero de 20.000 pies y la del segundo de 25.000 pies. Sin embargo, esto se produce en condiciones ideales, hecho que por lo general no se va a dar.

⁹ Trastorno debido a una disminución del porcentaje de oxígeno en sangre que puede provocar mareos, fatiga, disminución en la capacidad cognitiva e incluso la pérdida del conocimiento.

En el vuelo de avance a mayores altitudes los rotores basculantes presentan ventaja respecto a los helicópteros convencionales, ya que el aprovechamiento aerodinámico por parte de las alas fijas permite retirar carga de trabajo a los motores, que ya de por sí ven mermada su eficiencia. Esto les permite también el transporte de cargas más pesadas que los helicópteros convencionales a grandes altitudes, siempre y cuando se mantenga una velocidad que permita a las alas estar en condiciones de generar sustentación, así como unos mayores alcances.

Ahora bien, en lo que respecta al vuelo a punto fijo la ventaja aerodinámica de la que disponen los rotores basculantes debido al vuelo de avance ya no está presente y por tanto la comparativa no se muestra tan a su favor. Ver 3.4 *Vuelo en estacionario*.

3.4 Vuelo en estacionario

El vuelo en estacionario o vuelo a punto fijo es una de las características más relevantes dentro de las aeronaves de despegue vertical. Sin embargo, es uno de los aspectos a su vez más complicados de conseguir, ya que requiere un uso elevado de potencia, dada la ausencia de sustentación traslacional, y constantes correcciones del piloto a los mandos para mantenerse sobre el mismo punto.

A grandes rasgos los dos aspectos en los que se basa o de los que depende el vuelo a punto fijo son:

1. La Teoría de la Cantidad de Movimiento
2. La carga discal

3.4.1 Teoría de la cantidad de movimiento

Esta teoría permite explicar, de forma sencilla, cómo se produce el empuje del rotor en estacionario. Para ello se parte de dos suposiciones básicas: el rotor es un disco continuo infinitamente fino, por lo que no hay discontinuidad de velocidad entre sus dos caras; y la potencia para producir el empuje deriva solo de la energía cinética.

De este modo se establece que el empuje del rotor va a ser proporcional al incremento del momento lineal, lo que corresponde con la segunda ley de Newton. [d]

$$T = m \cdot \Delta V$$

$$m = \rho \cdot A \cdot v_1$$

$$\Delta V = v_2 - v_0$$

Ecuaciones 2, 3 y 4. Obtención de la ecuación del empuje del rotor. [d]

Donde “m” es la masa de aire movida por el rotor, ρ la densidad del aire, A el área barrida por el rotor, v_0 la velocidad del aire en la parte superior del rotor (considerada 0 en vuelo a punto fijo), v_1 la velocidad del aire inducida en el rotor y v_2 la velocidad del aire aguas abajo del rotor.

El empuje queda definido entonces de la siguiente manera:

$$T = \rho \cdot A \cdot v_1 \cdot v_2$$

Ecuación 5. Empuje del rotor en estacionario. [d]

De aquí que, cuanto mayor sean las velocidades inducidas por el rotor este proporcionará un mayor empuje que permita contrarrestar el peso de la aeronave.

- **Comparativa**

Uno de los problemas que se generan a la hora de realizar estacionario es la recirculación del aire que ya lleva una velocidad aguas abajo (v_2) y que vuelve a entrar por la parte superior del rotor. Esto da lugar por un lado a la disminución del ángulo de ataque (al igual que ocurre con la resistencia inducida, ver 3.1.2 *Resistencia aerodinámica*) y por otro a la existencia de una v_0 que merma el empuje generado por el rotor ya que el incremento de velocidad es menor.

Esta recirculación es un fenómeno normal tanto en los helicópteros convencionales como en las aeronaves con rotor basculante. Sin embargo, los rotores basculantes presentan, en este caso, la desventaja de poseer alas fijas lo que da lugar a que el flujo de aire movido por el rotor al chocar con la superficie del ala genere una carga hacia abajo. Por otro lado, el flujo de aire es redirigido a lo largo del ala, hacia el fuselaje, lo que favorece que se produzca la recirculación de este y por tanto una pérdida de empuje por parte del rotor. [15]

Los helicópteros convencionales por el contrario al no disponer de estas superficies no favorecen en tanta medida a que se produzca recirculación. Además, cuando se encuentran en efecto suelo¹⁰, HIGE (Hover In Ground Effect), la ausencia de un obstáculo, como las alas fijas, permite que el flujo de aire al incidir contra el suelo se

¹⁰ El efecto suelo es un fenómeno que se produce cuando una aeronave de rotor se encuentra a una distancia del suelo inferior, aproximadamente, a un diámetro de su rotor. Esto conlleva por un lado a que el flujo de aire se disperse y no sea reabsorbido por el rotor y por otro lado a la creación de una especie de “colchón” de aire que favorece a un mayor empuje.

disperse y no recircule al rotor. Mientras que las aeronaves con rotor basculante, aun en efecto suelo, siempre van a plantear el inconveniente de una mayor carga sobre el ala y que el flujo de aire interno, sea reabsorbido por el rotor.

3.4.2 Carga discal

La carga discal (disk loading), se define como el peso de la aeronave partido por el área barrida por el rotor. Este factor está fuertemente relacionado tanto con la capacidad de realizar estacionario como en el vuelo de avance.

Una carga discal baja supone diámetros de rotor grandes, aparte del peso de la aeronave, que cuanto menor sea menor será la carga discal. Esto resulta ser una gran ventaja en el vuelo a punto fijo ya que como se especifica en el apartado 3.4.1, el área barrida por el rotor es mayor y por tanto el empuje ejercido por el mismo también se incrementa. Además, la resistencia inducida se reduce ya que se requiere de ángulos de ataque más bajos. Por el contrario, las cargas discales bajas perjudican en el vuelo de avance, sobre todo a los helicópteros convencionales, ya que se favorece la entrada en pérdida en la punta de pala, como ya se define en el apartado 3.2.2 *Asimetría lateral de sustentación*.

Con una carga discal alta ocurre lo contrario, los rotores suelen ser más ligeros y se tiene una menor resistencia parásita, lo que favorece al vuelo de avance. Sin embargo, el vuelo a punto fijo se ve claramente perjudicado.

- **Comparativa**

Los helicópteros convencionales dada su baja carga discal tienen una gran ventaja en el vuelo a punto fijo frente a las aeronaves con rotor basculante. Esto no se debe solo a que por lo general los rotores de los helicópteros convencionales tienen un mayor diámetro, sino que su peso en vacío también suele ser menor. Las aeronaves de rotor basculante, para poder mantener el vuelo a punto fijo requieren de mucha más potencia en los motores, aparte de que su complejidad técnica en la transmisión y controles de vuelo, así como las propias alas fijas, suponen un incremento en el peso en vacío significativamente superior al de un helicóptero convencional.

Si se comparan el NH-90 con el V-22 Osprey el diámetro del rotor principal del primero es de unos 16.3 metros frente a los 11.6 del segundo. Además, el peso en vacío del NH-90 es de 6400 kg aproximadamente, mientras que el Osprey cuenta con 15.032 kg en vacío.

Si se calcula la carga discal de cada uno vemos que el NH-90 tiene una carga de aproximadamente 30.67 kg/m^2 mientras que cada rotor del Osprey de unos 142.23 kg/m^2 . La diferencia es realmente significativa y ello también quedará reflejado en el consumo de combustible en misiones que supongan tiempos prolongados de estacionario, en las que el rotor basculante se ve claramente perjudicado.

3.5 Capacidad de carga

La capacidad de carga o el peso máximo al despegue viene determinado fundamentalmente por la potencia de los motores, así como aspectos estructurales de la aeronave como la flexión de las palas, el propio fuselaje etc.

Por lo general, las aeronaves de rotor basculante van a requerir de motores más potentes ya que, por un lado, su peso en vacío suele ser significativamente superior al de un helicóptero convencional y, por otro lado, dada su elevada carga discal van a requerir de más potencia para el despegue vertical.

Si al aspecto anterior se le suma un comportamiento similar al de un avión en el vuelo de avance no solo se podrá trasladar una mayor carga, sino que se podrá realizar a mayores distancias.

En este ámbito el mayor competidor dentro de los helicópteros que hacen uso de rotores convencionales, aparte del CH-53K, sería aquel que establece una distribución en tándem, como es el caso por ejemplo del Chinook. Al disponer de dos rotores y motores de gran potencia la capacidad de carga es muy elevada, aunque sigue siendo significativamente inferior a la de aeronaves de rotor basculante como el Osprey (unos 3000 kg de diferencia).

En misiones de transporte de grandes cargas a corta distancia o que requieran de vuelo estacionario prolongado un helicóptero con una configuración en tándem es preferible a una aeronave de rotor basculante. Sin embargo, en el transporte a largas distancias, o misiones que supongan una incursión profunda en la zona de operaciones, el rotor basculante es el mejor candidato.

4. Análisis comparativo de capacidades tácticas

Esta parte del estudio está enfocada a realizar una comparación del comportamiento de los dos tipos de rotor a la hora de desenvolverse en un ambiente táctico. Para ello se han determinado una serie de aspectos considerados de gran relevancia a la hora de desempeñar misiones tácticas en un entorno hostil.

Entre las capacidades o factores más relevantes en zona de operaciones destacan las siguientes: **controles, maniobrabilidad, montaje de armamento y “downwash”**.

4.1 Controles

En lo que respecta a los controles, los helicópteros convencionales hacen uso de tres controles básicos para permitir el movimiento en todos los ejes. Estos controles se van a basar en el cambio del ángulo de paso de las palas, ya sea del rotor principal o del rotor de cola, de forma colectiva (únicamente para el rotor de cola) o tanto cíclica como colectiva en el rotor principal. Estos controles vienen recogidos en el **Anexo D-Controles del helicóptero**.

Por su parte, las aeronaves de rotor basculante, aunque también hacen uso de los mismos controles, el fundamento de estos es diferente dependiendo del modo de vuelo en el que se encuentren. Existen tres modos de vuelo, el modo helicóptero o VTOL, con las góndolas¹¹ en posición de entre 85° a 96°; el modo de conversión entre 1° a 84° y el modo avión con las góndolas a 0°. [16]

Tanto en el modo VTOL como en el modo de conversión están activos los controles propios de un helicóptero y los de un avión, aunque estos últimos tienen escaso efecto a bajas velocidades. De esta forma, para ascender o descender verticalmente se hará uso del colectivo. Sin embargo, para el cabeceo se realizarán movimientos de las góndolas mediante un control aparte (que varía el ángulo de las góndolas a la vez) o variando el paso cíclico, indistintamente. Para el alabeo se producirá una diferencia de sustentación en los rotores al mover lo que sería el mando cíclico y para la guiñada también se realizará por variaciones cíclicas (aunque esto se

¹¹ Parte de la aeronave que por lo general abarca la turbina y el rotor y que bascula arrastrando consigo estos elementos para poder cambiar la modalidad de vuelo.

hace con el uso de los pedales), cabría la posibilidad también de que las góndolas rotasen en sentidos opuestos lo que también variaría la guiñada. [17]

A medida que se va variando el ángulo de las góndolas y se incrementa la velocidad se desactivan los controles propios de un helicóptero para dar paso, una vez está completamente en modo avión, a una forma de pilotar propia de un avión (uso de “flaps”, timón de cola etc.) y evitar controversia en los controles. [17]

- **Comparativa:**

De esta forma los controles de un helicóptero son mucho más sencillos e intuitivos para los pilotos que los que emplea una aeronave con rotores basculantes. Aparte, los rotores basculantes incorporan la posibilidad de mover las góndolas lo que supone mayor complejidad en el manejo de la aeronave y diferentes procedimientos y limitaciones a conocer por los pilotos para pasar de unos modos a otros.

Esta complejidad técnica que supone el control de los rotores basculantes se ve reflejada en la carga de trabajo de los pilotos, así como el mantenimiento y un incremento en el peso en vacío de la aeronave.

4.2 Maniobrabilidad

La capacidad de maniobrar es una característica que resulta compleja de comparar debido a la doble funcionalidad que pueden desempeñar las aeronaves de rotor basculante. Es decir, cuando se comportan como un avión el tipo de maniobras que se pueden realizar son distintas a las de un helicóptero, lo cual no significa necesariamente que sea una ventaja o desventaja, dependerá del tipo de misión. Si bien es cierto que, aunque en este modo las velocidades puedan ser mayores, los virajes, por ejemplo, suelen ser más pronunciados en el caso de los helicópteros, que además constantemente tienen la posibilidad de hacer uso del rotor de cola para favorecer giros más cerrados.

- **Comparativa:**

A bajas velocidades ambos tipos de aeronave tienen un comportamiento similar, sin embargo, los helicópteros salen beneficiados dada su baja carga discal y bajo

coeficiente de carga de pala¹², lo que les permitirá realizar maniobras tácticas más abruptas sin tanto peligro de entrar en pérdida [18]. Al mismo tiempo las interacciones del flujo de aire establecido por el rotor (*downwash*) con las alas de una aeronave de rotores basculantes restan eficiencia en la sustentación, ver 3.4.1 *Teoría de la cantidad de movimiento*. Este hecho es especialmente beneficioso en el vuelo táctico a baja cota, que supone una adaptación al terreno constante y rápida y en ocasiones requiere también de bajas velocidades.

Por otro lado, el movimiento de las góndolas se traduce en una variación en el momento de inercia de la aeronave con rotores basculantes, lo que al pasar de unos modos a otros puede complicar el control de la misma. [19]

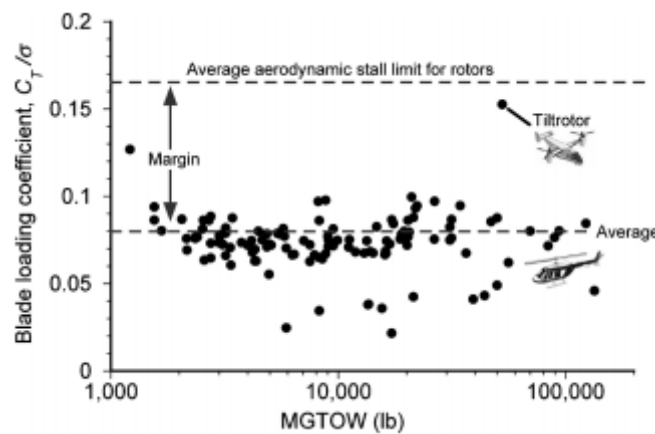


Figura 7. Margen de entrada en pérdida en base al coeficiente de carga de pala. [18]

4.3 Montaje de armamento

Al igual que ocurre con la altitud de operación, la capacidad de montar armamento también está fuertemente ligado con el concepto de “survivability”. Esto permite la propia defensa de la aeronave sin necesidad de contar con apoyos externos, así como ejercer de apoyo al combate, por medio del fuego, en determinadas misiones.

A la hora de realizar el montaje de armamento se han de tener en cuenta, principalmente, dos factores: el peso y centrado de la aeronave y la configuración de la aeronave.

¹² El margen que tiene un rotor para entrar en pérdida depende en gran medida del coeficiente de carga de la pala, de modo que cuanto mayor es este coeficiente menor es el margen que existe para que el rotor entre en pérdida (será más fácil que se produzca la pérdida de sustentación). La media de los helicópteros convencionales ofrece, en comparación con las aeronaves de rotor basculante, un margen mucho mayor, lo que sitúa a los rotores basculantes en una posición más vulnerable a la hora de entrar en pérdida.

4.3.1 Peso y centrado

A la hora de realizar cualquier vuelo es necesario determinar la carga que va a transportar la aeronave, así como la distribución de la misma para evitar que el centro de gravedad esté fuera de las limitaciones impuestas por el fabricante.

En lo que respecta a la capacidad de carga, ver *3.5 Capacidad de carga*, es mayor en el caso de las aeronaves con rotor basculante, por lo general, y por tanto podrán portar más armamento y munición sin salirse de límites. De la misma forma, no existirá tanto problema a la hora de distribuir el centro de gravedad debido a la incorporación de armamento, dado que al tener mayor capacidad de carga será más difícil salirse de las limitaciones impuestas por el centro de gravedad.

4.3.2 Configuración de la aeronave

En este ámbito los rotores basculantes pueden salir perjudicados, ya que el movimiento de los rotores supone que no se puedan establecer tiradores en los laterales de la aeronave. Esto se debe a que el rotor en modo avión merma en gran medida el sector de tiro y por otro lado las propias góndolas al inclinarse reducen la visibilidad y al mismo tiempo la posibilidad de disparar en determinados ángulos.

Las únicas zonas en las que se podría establecer armamento son la parte de atrás o incluso en la parte inferior de la aeronave. Mientras que en el caso de los helicópteros convencionales las posibilidades se aumentan también a tiradores en los laterales o sistemas de armas también establecidos en el lateral, ya que no existen inconvenientes por parte del rotor principal. Si bien es cierto que la parte de atrás no dispondría de cobertura a excepción de helicópteros como el Chinook.

Así pues, en los helicópteros que hacen uso de rotores convencionales dependerá del tipo de configuración que se tenga el poder establecer armamento en la parte trasera. Sin embargo, las aeronaves de rotor basculante no tienen capacidad o esta es muy reducida de establecer tiradores en los laterales.

4.4 Downwash

El *downwash* es el flujo de aire descendente generado por las palas del rotor en el proceso de producir sustentación. Dicho flujo puede resultar beneficioso en distancias cercanas al suelo ya que permite reducir la potencia necesaria para realizar estacionario. Sin embargo, tiene numerosos inconvenientes a la hora de desempeñar misiones en zonas

con polvo, nieve, arena (debido a la reducción de visibilidad), en operaciones especiales como “fast rope”¹³ o incluso a la hora de embarcar o desembarcar en la aeronave.

Existen numerosos factores que influyen a la hora de producir este flujo de aire o *downwash*, entre otros destacan: la carga discal del rotor principal, número de palas, número de rotores, configuración del o los rotores, velocidad en punta de pala, frecuencia de la rotación (r.p.m del rotor principal), etc. [18]

En lo que a la carga discal respecta se extrae que la velocidad inducida del aire aguas abajo del rotor es mayor cuanto mayor es la carga discal. Esta velocidad se puede aproximar a escala macroscópica haciendo uso de la teoría clásica del momento de un rotor en estacionario, y establece que:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2DL}{\rho}}$$

Ecuación 6. Velocidad inducida del rotor según carga discal. [18]

Donde v_2 es la velocidad aguas abajo del rotor, DL la carga discal y ρ la densidad del aire.

De esta forma una aeronave con rotor basculante como el Osprey al poseer mayor carga discal provocará mayores velocidades inducidas y por tanto el efecto *downwash* será más notable.

Por otro lado, generalmente se establece que un rotor con un mayor número de palas y mayores velocidades angulares generará un efecto *downwash* más acentuado y levantará más cantidad de polvo, arena etc. Este aspecto viene determinado por los vórtices en punta de pala, que cuanto mayor sea la fuerza de los mismos, las consecuencias en los efectos del *downwash* serán peores. [18]

La fuerza de los vórtices en punta de pala es directamente proporcional al coeficiente de carga de la pala y a la velocidad en punta de pala. De modo que para obtener la fuerza total generada por los vórtices del rotor habrá que multiplicarla por el número de palas y esta por el número de rotores para obtener el cómputo de la aeronave. [18]

¹³ Técnica empleada para descender por una cuerda gruesa que parte desde la aeronave hasta el suelo y que se utiliza para el despliegue de tropas en zonas en las que la aeronave no puede tomar tierra.

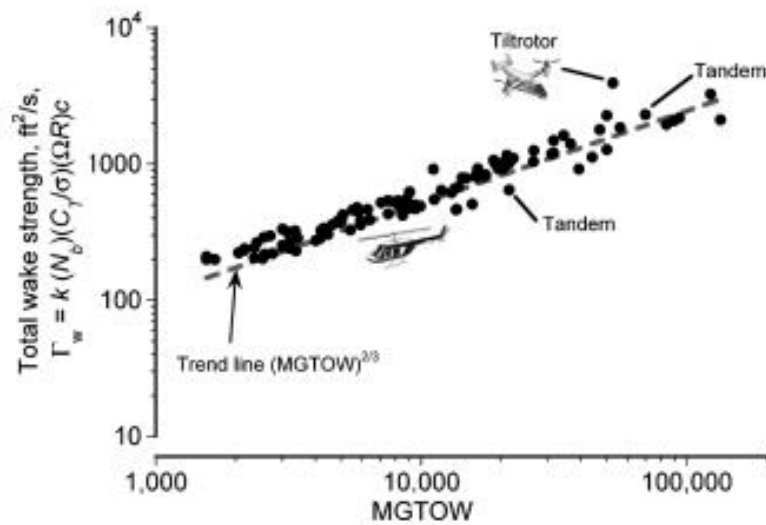


Figura 8. Fuerza total de la estela producida por el rotor (downwash) en base al MGTOW. [18]

- **Comparativa:**

Con todo ello se llega a la conclusión de que la fuerza del flujo de aire ejercida por el o los rotores será mayor en el caso de las aeronaves de rotor basculante, incluso en comparación con los helicópteros que hacen uso de rotores en tándem.

Así pues, a la hora de realizar misiones en entornos en los que exista riesgo de levantamiento de polvo o arena los rotores basculantes se ven perjudicados, pudiendo producir condiciones de baja visibilidad que dificulten las labores de los pilotos y aumenten su carga de trabajo y estrés. Del mismo modo el personal que se encuentre en tierra también tendrá que soportar una mayor fuerza del flujo de aire, lo que puede dificultar en mayor medida sus tareas.

A pesar de todo, los estudios realizados muestran que este efecto, en el caso de los rotores basculantes, no impide realizar las misiones que requieran al personal estar sometido a la estela del rotor.

5. Otras capacidades y propuestas

Existen multitud de aspectos y capacidades a comparar entre los rotores basculantes y los helicópteros convencionales, sin embargo, dados los requerimientos de este trabajo y la extensión no se han considerado tan relevantes o se salían del ámbito de este estudio.

Entre ellas se pueden destacar el mantenimiento, el concepto de modularidad, que facilita las tareas de mantenimiento y la cadena logística, vibraciones, ruido, huella térmica (en el marco de operaciones tácticas) y un largo etc.

Por su parte se ha llevado a cabo un estudio de algunas mejoras que se podrían aplicar a ambos tipos de aeronave en base al estado del arte de las tecnologías actuales, por medio del TRL, así como los riesgos y esfuerzos que supondría la implantación de dicha tecnología. Esto viene recogido en el **Anexo E-Posibles mejoras tecnológicas**. [5]

De dicho anexo se pueden extraer algunas mejoras que podrían tener repercusiones relevantes en algunas características y que su implantación a corto plazo podría resultar factible. Destaca la reducción y variación de las vueltas de los rotores en base a la velocidad de avance, que, a pesar de conseguirse reducciones relevantes en las aeronaves de rotor basculante en el vuelo de avance, en el caso de los helicópteros convencionales esta reducción es mínima y las limitaciones en velocidad son claras, por ello se establece un TRL de 4. Aparte de que estas variaciones no se suelen adaptar en función de la velocidad, sino que suele haber dos modalidades, unas vueltas fijas a partir de una determinada velocidad y un aumento de las vueltas a otro número concreto cuando la velocidad de avance decae de un determinado límite.

Asimismo, se ha considerado necesario tener en cuenta una capacidad que no podemos englobar como básica o táctica, ya que es poco frecuente o difícil que ocurra, pero que aplicada correctamente puede salvar vidas, la **autorrotación**.

5.1 Autorrotación

El concepto de autorrotación se aplica a las aeronaves que hacen uso de rotor. Se trata de un tipo de vuelo en el que el aire entra de abajo hacia arriba del rotor produciendo el movimiento del mismo. En el caso de los helicópteros y los rotores basculantes lo normal es que el movimiento del rotor lo generen las turbinas. Sin embargo, en el caso de que se produzca un fallo de la o las fuentes de potencia (dependiendo de si hablamos de

aeronaves monoturbina o biturbina) que implique la ausencia de un mecanismo interno capaz de mover el motor, será necesario entrar en autorrotación.

Esta maniobra básicamente se trata de una caída controlada en la que mantenemos las vueltas del rotor principal por el flujo de aire que entra de abajo hacia arriba. Para que sea efectiva existirá un límite de r.p.m. a partir del cual no podremos bajar, ya que en ese caso el flujo de aire será incapaz de vencer la inercia del rotor por sí solo. Quedarse sin vueltas equivale a quedarse sin sustentación y por tanto la maniobra no podrá llevarse a cabo.

En el caso de los helicópteros convencionales la autorrotación es una maniobra relativamente sencilla de llevar a cabo. Esto se debe a los grandes diámetros del rotor, que permiten un mayor flujo de aire que los atraviese, y la elevada inercia del mismo, que favorece a que se mantengan las vueltas y tengamos mayor margen de reacción.

Por el contrario, las aeronaves con rotor basculante tienen rotores con diámetros relativamente pequeños y la inercia de los mismos es muy baja, dado que tratan de mantener las características propias de un rotor de un avión y favorecer así el vuelo en avance. De esta manera es muy sencillo que las vueltas caigan por debajo del mínimo si no actuamos con rapidez. Por otro lado, a la hora de realizar el *flare*¹⁴ las vueltas “extra” que se consiguen caerán rápidamente, debido también a la baja inercia del rotor, lo que da un margen muy pequeño para que la maniobra resulte satisfactoria.

En el caso de encontrarse en modo avión, si fallan los dos motores, las maniobras serán similares a las que debería realizar un avión, siendo no recomendable el mover las góndolas a una posición de transición o helicóptero, lo que supone el impacto del rotor contra el suelo. [16]

De esta manera en caso de fallo de los dos motores las probabilidades de supervivencia son más elevadas en el caso de los helicópteros convencionales y además la maniobra requerirá menor destreza por parte de los pilotos.

¹⁴ Fase de la maniobra de autorrotación que consiste, una vez la aeronave se encuentra cerca del suelo, inclinar el marro hacia arriba, lo que supone un incremento de las vueltas del rotor, así como una disminución en el régimen de descenso y velocidad.

6. Conclusiones

El presente estudio tenía como objetivo principal llevar a cabo una comparación objetiva de los helicópteros convencionales frente a los rotores basculantes. Se puede afirmar que a lo largo de todo el trabajo se ha llevado de manera satisfactoria esta comparación, mediante un estudio técnico y aerodinámico de lo que se han considerado las características más significativas.

De esta forma se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- Las superficies de sustentación auxiliares con las que cuentan las aeronaves de rotor basculante les hacen presentar grandes ventajas en el alcance, velocidad y capacidad de carga, frente a los helicópteros convencionales en general. Estas características les hacen aeronaves idóneas para misiones de: **transporte de tropas y mercancías a largas distancias e infiltraciones y exfiltraciones de gran profundidad.**
- Los helicópteros convencionales son preferibles en el vuelo en estacionario dada su baja carga discal. Esto les hace idóneos para misiones que requieran de largos periodos de tiempo en estacionario.
- Los helicópteros convencionales muestran mayor sencillez en los controles lo que permite retirar carga de trabajo a los pilotos, así como mejor maniobrabilidad a bajas velocidades con bajo riesgo de entrada en pérdida. Estos hechos les hacen buenos candidatos en misiones como: **reconocimiento de un eje enemigo, reconocimiento de zonas y puntos particulares, misiones de asalto aéreo a cortas distancias y en vuelo a baja cota.**
- El *downwash* es significativamente mayor en las aeronaves de rotor basculante y, aunque no las impidan, pueden dificultar, en mayor medida, operaciones como: ***fast rope*, tomas en polvo o nieve, salvamento y rescate etc.**

Así pues, se puede concluir que los **helicópteros convencionales** son preferibles en **misiones tácticas**, fundamentalmente a corta distancia y que requieran de gran maniobrabilidad (gran probabilidad de contacto con el enemigo, vuelo cercano al suelo etc.), así como operaciones especiales como *fast rope*, salvamento y rescate, tomas en polvo o arena etc.

Por su parte las **aeronaves de rotor basculante** son preferibles en el **transporte e incursiones a largas distancias**, que no requieran de tiempos prolongados en estacionario, pero contando con la ventaja de su capacidad VTOL.

Finalmente, y en base al estudio de posibles mejoras en aeronaves que hacen uso de rotor, se ha observado la presencia de elementos que puedan generar sustentación y empuje de forma compuesta, propulsores basculantes etc. [5] Todo ello propio de los rotores basculantes y los **helicópteros compuestos**. Estas tecnologías se encuentran en niveles de madurez tecnológica (TRL) de 6 y 8, como se muestra en la *Tabla 1*, lo que les hace muy prometedoras para el entorno futuro y lleva a concluir en la importancia de invertir en dichas tecnologías para sacarles el máximo partido posible.

Tabla 1. Tecnologías con relevancia futura. [5]

Tecnología	TRL	Esfuerzo	Riesgo
Propulsión basculante	8	Bajo	Medio
Uso de alas fijas	8	Bajo	Bajo
Sustentación y empuje compuestos	6	Bajo	Bajo

Tanto la propulsión basculante como el uso de alas fijas ya han sido probadas y calificadas, como es el caso del V-22 Osprey. Aunque ya haya sido probado en el entorno operativo todavía no se puede considerar que alcance un TRL de 9, ya que aún quedan aspectos que pulir en este tipo de tecnología, como por ejemplo las peculiaridades que puede acarrear el movimiento del rotor y turbina a la vez.

Por su parte, la sustentación y empujes compuestos (helicópteros compuestos), todavía no han sido testados en entornos operativos, lo que les atribuye un TRL de 6. Aunque se trata de tecnologías que están teniendo mucho empuje en empresas como Sikorsky, AVX Aircrafts o incluso Boeing.

7. Bibliografía

- [1] Recuperado de: <https://pixabay.com/es/photos/v-22-%C3%A1guila-pescadora-boeing-1533256/>
- [2] Treaty, N. A. (2018a). *Future Rotorcraft Technologies (Technologies futures pour les aéronefs à voilure tournante)* (Issue December 2018).
- [3] Izquierdo, J. de C. (2018). *Horizonte 2035. OTAN, Unión Europea y España.* <https://goo.gl/27dWCT>.
- [4] Treaty, N. A. (2018b). *High Speed Rotorcraft Analysis and Evaluation (Analyse et évaluation des aéronefs à grande vitesse).* July 2018
- [5] NIAG. (2018). *Final report on NIAG study 219 on Concepts for Operations and Equipment for Next Generation Vertical Lift Operations.* 6(2).
- [6] STO. (2015). *Pre-released STO Technical Report Future Rotorcraft Technologies.* 245.
- [7] Recuperado de: [Technology readiness levels \(TRL\); Extract from Part 19 - Commission Decision C\(2014\)4995](#)
- [8] Schlichtin & Gersen. (2017). *"Boundary layer theory", ed. Springer*
- [9] Recuperado de: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Perfil_alar_1.svg
- [10] Recuperado de: Aerodinámica, T., & Roncero, S. E. (2010). *Aeronaves y Vehículos Espaciales Contenido Resistencia Inducida Alas Largas y Rectas Dispositivos Hipersustentadores.*
- [11] Recuperado de: Lázaro, P. G. (2016). *Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet.*
- [12] McVeigh, M. A., Liu, J., O'Toole, S. J., & Woods, S. (1997). *V-22 Osprey aerodynamic development - A progress review.* *Aeronautical Journal*, 101(1006), 231–244.
- [13] Recuperado de: Rivera, A. M. H. (2007). *Diseño conceptual y estudio de las actuaciones y estabilidad de un helicóptero ligero.*
- [14] Recuperado de: <https://odont.info/terminologia-v4.html?page=4>
- [15] McVeigh, Michael A., Grauer, W. K., & Paisley, D. J. (1990). *Rotor/airframe interactions on tiltrotor aircraft.* *Journal of the American Helicopter Society*, 35(3), 43–51. <https://doi.org/10.4050/jahs.35.43>

- [16] *Vertical magazine*. (2012). *Flying the V-22*. <https://verticalmag.com>
- [17] *Cameron, N. and G. D. P.* (n.d.). *Summary Print 30th European Rotorcraft Forum*.
- [18] *Milluzzo, J., Leishman, J. G., & Martin, M.* (2010). *Assessment of Rotorcraft Brownout Severity in Terms of Rotor Design Parameters*. 032009(April). <https://doi.org/10.4050/JAHS.55.032009>
- [19] *Kleinhesselink, K. M.* (2007). *STABILITY AND CONTROL MODELING OF TILTROTOR AIRCRAFT*.
- [20] Recuperado de: *Federal Aviation Administration*. (2019). *Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B)*. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration.
- [21] Recuperado de: <http://elhelicoptero.blogspot.com>

8. Bibliografía complementaria

- [a] *Apuntes de aerodinámica del Curso de Piloto de Helicópteros de Armilla*. (2020). *Tema 2: Aerodinámica del perfil*.
- [b] *Apuntes de aerodinámica del Curso de Piloto de Helicópteros de Armilla*. (2020). *Tema 3: Aerodinámica del ala*.
- [c] *Apuntes de aerodinámica del Curso de Piloto de Helicópteros de Armilla*. (2020). *Tema 6: Vuelo de traslación*.
- [d] *Apuntes de aerodinámica del Curso de Piloto de Helicópteros de Armilla*. (2020). *Tema 5: Vuelo estacionario*.

ANEXOS

Anexo A – Principales helicópteros y aeronaves de rotor basculante y ejércitos en los que están incorporados (sin helicópteros de ataque)

*El nombre del modelo en negrita muestra que se trata de una aeronave de rotor basculante.

CANADÁ

Tabla 2. Principales helicópteros del ejército canadiense

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
CH-146 Griffon (Bell 412)	1992	Fuera de servicio para 2031	230	672	5.534 kg	20.000
CH-147F Chinook (Boeing)	1961	En servicio hasta 2050 o más	302	740	20.856	20.000
CH-148 Cyclone (Sikorsky)	2008	Plenamente operativo para 2040	306	740	13.290	15.000
CH-149 Cormorant (Augusta Westland)	2000	Mitad de vida hacia 2025	287	1.018	8.300	15.000

FRANCIA

Tabla 3. Principales helicópteros del ejército francés

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
Super Puma AS332 (Eurocopter)	1978	Mitad de vida entre 2024 y 2030	324	920	11.200	20.000
Caimán NH-90 (Airbus)	1995	Mitad de vida entre 2026 y 2033	300	982	10.600	19.600
Airbus H160	2015	Entrada entre 2024 y 2035	277	848	6.050	19.300

ALEMANIA

Tabla 4. Principales helicópteros del ejército alemán

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
CH-53E (Sikorsky)	1974	Fuera de servicio hacia 2030. Pretende ser sustituido por el Ch-53K o el CH-47F	315	1000	33.300	18.500
Caimán NH-90 (Airbus)	1995	Actualmente pedido. Las mejoras comienzan a partir de 2025	300	982	10.600	19.600
CH-146 Griffon (Bell 412)	1992	Pretende ser sustituido	230	672	5.534	20.000

ITALIA

Tabla 5. Principales helicópteros del ejército italiano

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
CH-147F Chinook (Boeing)	1961	Disponen de la versión C. La F ha sido añadida recientemente (2017)	302	740	20.856	20.000
Caimán NH-90 (Airbus)	1995	Un nuevo programa de helicópteros medios es probable para 2035	300	982	10.600	19.600

ESTADOS UNIDOS (EE. UU.)

Tabla 6. Principales helicópteros y aeronaves de rotor basculante del ejército norteamericano

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
CH-147F Chinook (Boeing)	1961	Permanecer en servicio hasta 2060	302	740	20.856	20.000
CH-53K (Sikorsky)	2015	Plenamente operativo hacia 2028. Posible fecha de retirada de servicio 2050	315	852	39.900	16.000
V-22 Osprey (Bell-Boeing)	1989	Su producción se espera completar en 2025	500	1.600 (con 24 personas en su interior)	24.000	25.000
UH-60 Black Hawk (Sikorsky/Lockheed Martin)	1974	Se pretende mantener en servicio hasta 2070	294	824	10.000	19.000

ESPAÑA

Tabla 7. Principales helicópteros del ejército español

Modelo	Primer Vuelo	Futuro	Velocidad (km/h)	Alcance (km)	MTOW (kg)	Techo (ft)
CH-147F Chinook (Boeing)	1961	Esta versión se está incorporando actualmente	302	740	20.856	20.000
Caimán NH-90 (Airbus)	1995	Incorporado recientemente, aún faltan algunos helicópteros del número total pedidos. Pretenden sustituir al Cougar y Superpuma	300	982	10.600	19.600
Super Puma AS332 (Eurocopter)	1978	Futura sustitución por el NH-90	324	920	11.200	20.000
Cougar AS532 (Eurocopter)	1977	Futura sustitución por el NH-90	250	1.180	9.000	19.700

Anexo B – Comparación cuantitativa de capacidades básicas

En la tabla que se muestra a continuación se ha realizado una comparación de las 4 capacidades básicas cuantificables estableciendo para ello una escala del 1 al 5, siendo el 1 la peor puntuación y el 5 la mejor. La escala se ha realizado en base a los siguientes criterios:

- Se ha cogido un valor de referencia en base a las capacidades que se pretenden alcanzar para la nueva generación de aeronaves de rotor.
- Se ha establecido un valor medio de cada una de las capacidades en base a la comparación realizada en el *Anexo A*.
- En base al valor de referencia y el valor medio se ha extraído un porcentaje con respecto a ese valor de referencia (para ver cuan próximo se encuentran las aeronaves actuales de dicho valor de referencia). Entre 0 a 20% se atribuye el valor 1, entre 20% (sin incluir) al 40% el valor 2 y así sucesivamente.
- Se ha realizado la diferencia del valor obtenido por cada tipo de aeronave para comprobar cuan dispares están los dos tipos en esas características, estableciéndose una diferencia baja, media o alta (verde, amarillo y rojo).

Tabla 8. Comparación cuantitativa de capacidades básicas

Cualidad	Valor de referencia	Helicóptero Convencional		Rotor Basculante		Diferencia
		Valor medio	Puntuación	Valor Medio	Puntuación	
Alcance	1800 km	888,72 km	3	1600 km	5	2
Velocidad	730 km/h	290,9 km/h	2	500 km/h	4	2
Altitud o techo	25.000 ft	18372,72 ft	4	25.000 ft	5	1
Capacidad de carga	39.900 kg (capacidad del CH-53K)	15.275,45 kg	2	24.000 kg	4	2

Anexo C – Batimiento y variación cíclica de paso

Batimiento

El batimiento es un movimiento natural que se produce en la pala cuando se lleva a cabo el vuelo de avance, es decir, para corregir las asimetrías en la sustentación que se puedan dar en esta modalidad de vuelo no es necesario “forzar” el batimiento de la pala.

El batimiento consiste en el movimiento hacia arriba y abajo de la pala como consecuencia de un incremento o disminución de la sustentación. De esta forma permitiendo el movimiento hacia arriba de la pala que avanza, como consecuencia de un incremento en la sustentación, se ve a producir una disminución del ángulo de ataque, en relación al viento relativo que incide sobre la pala. Esta disminución en el ángulo de ataque supone una reducción de la sustentación, lo que favorece a que exista una menor diferencia entre la pala que avanza y la que retrocede.

Lo mismo ocurre en el caso de la pala que retrocede, en la que existe una menor sustentación, lo cual provocará que bata hacia abajo. Este batimiento hacia abajo supone un incremento en el ángulo de ataque y por tanto en la sustentación de la pala, favoreciendo también a una menor diferenciación entre la sustentación de la pala que avanza y la que retrocede.

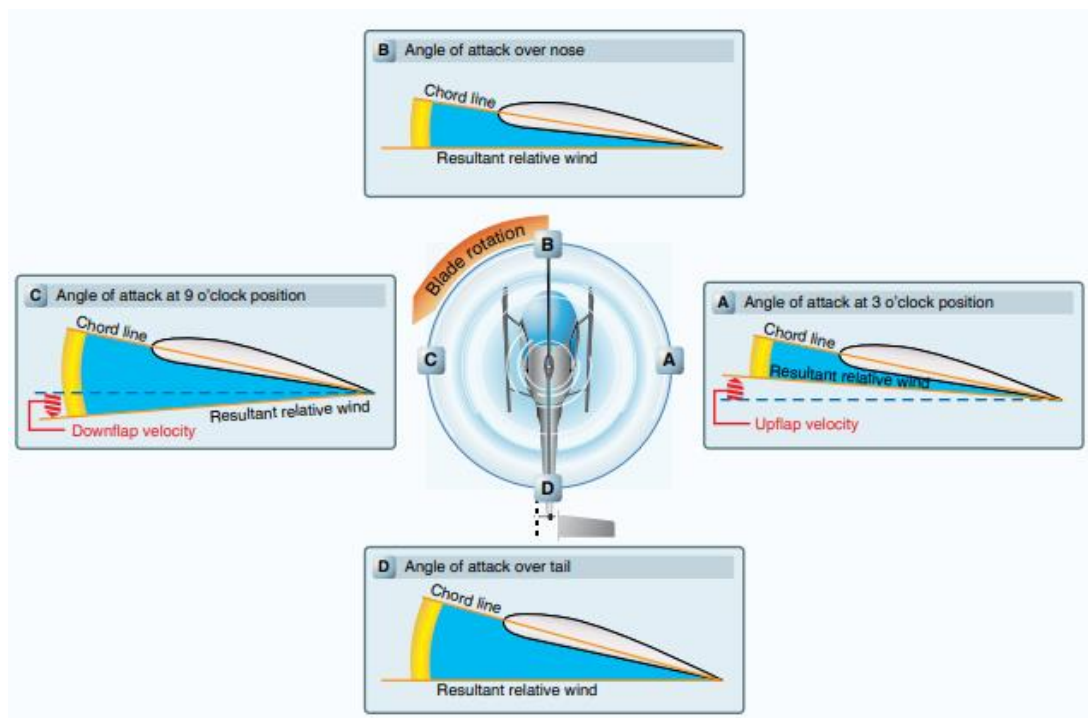


Figura 9. Efecto del batimiento en el ángulo de ataque. [20]

Variación cíclica de paso

A pesar de que la variación cíclica de paso se emplea para producir cambios cíclicos en la sustentación y con ello generar movimientos de cabeceo (avance y retroceso) y alabeo (virajes), de forma indirecta también favorece en la reducción de la asimetría lateral de sustentación.

Para conseguir que el helicóptero avance hacia adelante será necesario que el disco rotor se incline hacia adelante, dando lugar a que una parte de la sustentación generada por el mismo se descomponga en una fuerza hacia adelante y otra en contrarrestar el peso. Para ello, teniendo en cuenta el efecto de la **precesión giroscópica**, será necesario generar un momento que pretenda inclinar el disco rotor hacia la derecha (en el caso de que este gire al contrario de las agujas del reloj), que se traducirá en un movimiento hacia adelante (90° de retardo) del mismo.

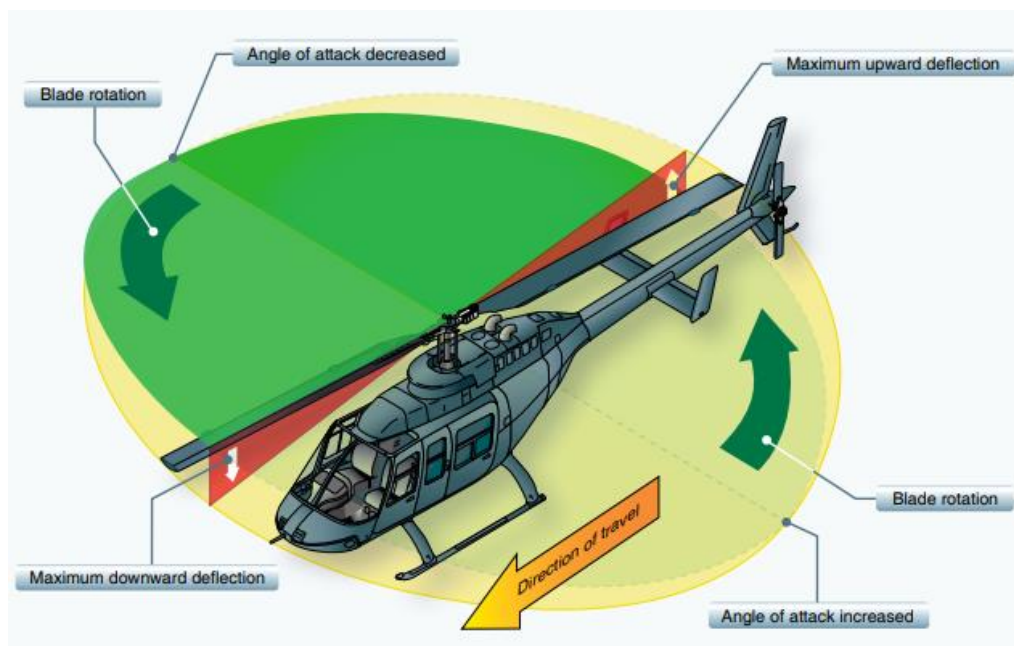


Figura 10. Precesión giroscópica y variación cíclica de paso. [20]

Para conseguir que se produzca este movimiento es necesario aumentar la sustentación de la pala que retrocede y disminuir la de la que avanza. De este modo se creará el momento deseado. La forma de conseguir esta variación en la sustentación es mediante un incremento o disminución en el ángulo de paso y por tanto en el ángulo de ataque de la pala.

De esta manera a medida que la pala empieza a retroceder se va a ir aumentando progresivamente en ángulo de paso mientras que cuando entra en la región de avance este

se va a disminuir progresivamente. Es por ello por lo que se habla de una variación cíclica del paso.

Como vemos esto también favorece en la disminución de la asimetría lateral de sustentación, pues la pala que retrocede ve incrementado su ángulo de paso y por tanto la sustentación y la que avanza justo lo contrario.

Anexo D - Controles del helicóptero

- **Cíclico:** Tanto para el cabeceo (eje transversal) como para el alabeo (eje longitudinal), se hace uso del mando cíclico. Este control permite variar el ángulo de paso de las palas de manera cíclica, de modo que existirá una descompensación en la sustentación producida por el rotor. Es decir, en caso de que se quiera avanzar hacia adelante, el ángulo de paso se incrementará en la parte de atrás del rotor y se reducirá en la parte de delante, lo que provocará que el rotor se incline hacia adelante. Este mando se basa en la tecnología del plato oscilante¹⁵ (*swahs plate*).
- **Colectivo:** Permite el control del helicóptero en el eje vertical (ascenso y descenso) mediante la variación del ángulo de las palas de manera colectiva. Así, un aumento del ángulo de estas supondrá un incremento en la sustentación y un ascenso. Esto se lleva a cabo con el movimiento hacia arriba y hacia abajo del plato fijo.
- **Pedales:** Permiten el control de la guiñada del helicóptero. Se basan en el cambio del ángulo de paso de las palas del rotor de cola de manera colectiva, lo que supondrá un incremento o disminución del empuje ejercido por el mismo.

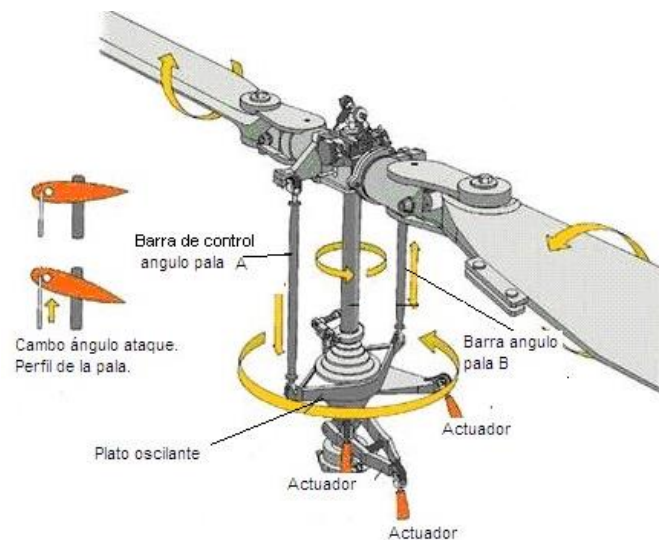


Figura 11. Plato oscilante y modificación del ángulo de ataque de las palas. [21]

¹⁵ La tecnología del plato oscilante consiste en un plato fijo que, al inclinarse, por medio de una serie de varillas mecánicas que están conectadas directamente a los controles de vuelo, arrastra con él un plato que gira a la par que el rotor (plato oscilante) y que a su vez está conectado a las palas por unos “links” que permiten llevar a cabo el cambio de paso de las mismas.

Anexo E – Posibles mejoras tecnológicas

Tecnología/Capacidad	Anotaciones	TRL	Esfuerzo	Coste	Mejora en alcance	Mejora en velocidad	Peso	Riesgo
Motores híbridos o eléctricos		5	Alto	Alto	Baja	Baja	Aumenta	Alto
Motores de turbina más eficientes	Velocidades de turbina variables	4-9	Alto	Medio	Media	Alta	Igual	Medio
	Mejores ratios de compresión	3	Alto	Medio	Media	Media	Disminuye	Bajo
Velocidad de rotor variable	Reduce resistencia aerodinámica y evita onda de choque en punta de pala	4	Bajo	Medio	Alta	Media	Igual	Bajo
Disminución de la resistencia aerodinámica	Mejores componentes aerodinámicos, estudio de los componentes del fuselaje etc.	4	Bajo	Alto	Media	Media	Disminuye	Medio
Disminuir peso en vacío	Materiales más ligeros, mejora ratio de peso en vacío y MTOW	6	Moderado	Alto	Media	Baja	Disminuye	Medio
Rotores sin plato oscilante	Mejora en el control	3	Moderado	Alto	Baja o nula	Media	Disminuye	Medio
*Palas con mayor movimiento de arrastre (<i>sweeping blades</i>)	Permite reducir considerablemente la velocidad en punta de pala	3	Alto	Alto	Media	Alta	Aumenta	Alto

- El código de colores empleado muestra en rojo aquellos aspectos que se ven perjudicados, en amarillo aquellos que o bien no salen ni perjudicados ni favorecidos o que el impacto es medio y en verde aquellos que se ven beneficiados.
 - Para conocer el significado del TRL ver página 4.
- *Posible implantación solo en helicópteros convencionales.*