

Resumen

En el presente proyecto se pretenden estudiar las características de vuelo compensado de un girodino con alas y propulsor posterior y compararlas después con las de un helicóptero convencional y, en la medida de lo posible, con las de otros tipos de girodino.

Para lograr ese objetivo, se empieza dando una explicación de las peculiaridades que presentan los helicópteros frente a otros tipos de aeronaves, del funcionamiento de sus sistemas de gobierno de control y de aquellos problemas aerodinámicos que limitan su rango de operaciones. Se explica también cómo se intenta superar algunas de esas limitaciones mediante el recurso a otras aeronaves que, como el girodino, ofrecen más recursos que el helicóptero convencional.

El núcleo del proyecto lo constituyen la construcción y ensamblado de los modelos dinámicos de los diferentes componentes del helicóptero para con ellos poder determinar cómo evolucionan los ángulos de los elementos de control a diferentes velocidades de crucero. A continuación, se intentará comprobar su validez comparando los resultados que de ellos se derivan con los de otros modelos disponibles en la literatura.

Tras ello se construirá un modelo similar para representar el girodino objeto de estudio, cuyo comportamiento se comparará con el helicóptero de partida para hacer manifiesto cómo las alas y el propulsor añadidos permiten superar algunas de las limitaciones características de los helicópteros.

Sumario

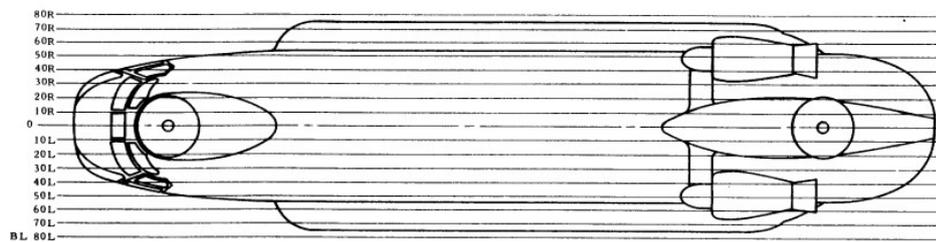
RESUMEN	1
SUMARIO	2
1. GLOSARIOS Y ABREVIATURAS	5
1.1 Índice de figuras.....	11
2 INTRODUCCIÓN	17
3 CARACTERIZACIÓN DEL HELICÓPTERO Y EL GIRODINO	19
3.1 Clasificación de las aeronaves	19
3.1.1 Aeróstatos y aerodinos	20
3.1.2 Aerodinos de alas giratorias.....	21
3.2 El helicóptero convencional	24
3.2.1 Aplicaciones del helicóptero.....	24
3.2.2 Configuraciones de los helicópteros.	25
3.2.3 Componentes destacados de un helicóptero convencional	28
3.2.4 Cuestiones aerodinámicas.....	28
3.2.5 Control y configuración del rotor principal	32
3.2.6 Control del vuelo	35
3.2.7 Precisiones sobre los ángulos de control	37
3.3 El girodino	39
3.3.1 Cuestiones relevantes no tratadas.....	39
3.3.2 Diseños actuales.....	39
4 MODELO DE PARTIDA: HELICÓPTERO DE CONFIGURACIÓN HABITUAL.	41
4.1 Elección del helicóptero de configuración habitual	41
4.2 Ecuaciones del movimiento.	42
4.2.1 Base tierra, base vehículo y base viento.....	43
4.2.2 Variables de estado. Relaciones cinemáticas y dinámicas	45
4.3 Elección del programa de simulación	47
4.4 Modelo de simulación. Modelos dinámicos de los componentes del helicóptero	48
4.4.1 Rotor principal.....	49

4.4.2	Rotor de cola.....	59
4.4.3	Fuerzas y momentos de la cola	65
4.4.4	Fuerzas y momentos del fuselaje.....	72
4.5	Vuelo compensado (trimmed flight).....	76
4.6	Algoritmo de solución	79
4.6.1	Algoritmo del gradiente	80
4.6.2	Versión 1 del algoritmo general.....	80
4.6.3	Versión 2 del algoritmo general.....	82
4.6.4	Comprobación de la condición de vuelo estabilizado.....	83
4.7	Validación del modelo	84
4.7.1	Evolución general de los ángulos de control para el vuelo estabilizado.....	84
4.7.2	Evolución de los ángulos de control para el vuelo estabilizado en los modelos del UH-60 de referencia.....	86
4.7.3	Evolución de los ángulos de control para el vuelo estabilizado en el modelo del UH-60 desarrollado.....	89
5	GIRODINOS: HELICÓPTEROS COMPUESTOS	94
5.1	Introducción.....	94
5.2	Modelos dinámicos.....	95
5.2.1	Ala.....	95
5.2.2	Propulsor.....	97
5.3	Modificaciones del modelo general	99
5.3.1	Masa e inercias.....	99
5.3.2	Desplazamiento del estabilizador horizontal	100
5.3.3	Ralentización del rotor	100
5.4	Resultados y análisis.....	101
5.4.1	Resultados	101
5.4.2	Comparación con UH-60 de base.....	102
5.4.3	Comparación con otros girodinos.....	104
	PRESUPUESTO	109
	IMPACTO AMBIENTAL	111
	CONCLUSIONES	113
	BIBLIOGRAFIA	115
	Referencias bibliográficas.....	115

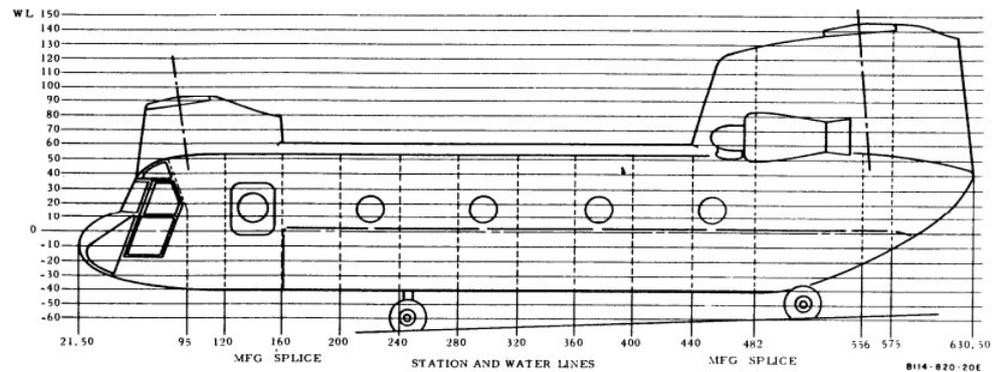
1. Glosarios y abreviaturas

PLANOS DE POSICIONAMIENTO

- STA (o FS) estaciones del fuselaje: planos perpendiculares al eje longitudinal de la aeronave (crecientes hacia atrás)
- WL (water lines): planos paralelos al plano horizontal (crecientes hacia arriba)
- BL (butt lines): planos paralelos al “plano de simetría” de la aeronave (crecientes hacia la derecha en sentido de marcha)



Buttlines [1]



Station and Water Lines [1]

MASA E INERCIA DE LA AERONAVE

m	Masa de la aeronave
I_{xx}	Momento de inercia de alabeo
I_{yy}	Momento de inercia de cabeceo
I_{zz}	Momento de inercia de guiñada

I_{xz} Producto de inercia

$STA_{CG}, WL_{CG}, BL_{CG}$ Coordenadas del centro de gravedad

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL ROTOR PRINCIPAL

R_{MR} Radio del rotor principal

c_{MR} Cuerda de la pala del rotor principal

Ω_{MR} Velocidad de rotación del rotor principal

n_{bMR} Número de palas del rotor principal

γ_{MR} Número de inercia de Lock del rotor principal

ϵ Separación de las articulaciones de batimiento del rotor principal (tanto por uno)

K_{β} Constante elástica de batimiento del rotor principal

K_{1MR} Factor de acoplamiento entre paso y batimiento del rotor principal ($\tan \delta_3$)

β_{0MR} Conicidad preestablecida

θ_{tMR} Torsión constructiva de la pala del rotor principal

σ_{MR} Solidez del rotor principal

a_{MR} Pendiente de la curva de sustentación de la pala del rotor principal

C_{TMAX} Máxima tracción del rotor principal

i_s Inclinación longitudinal del eje del rotor principal (positiva hacia delante)

$STA_{MR}, WL_{MR}, BL_{MR}$ Coordenadas del rotor principal

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL ROTOR DE COLA

R_{TR}	Radio del rotor de cola
c_{TR}	Cuerda de la pala del rotor de cola
Ω_{TR}	Velocidad de rotación del rotor de cola
n_{bTR}	Número de palas del rotor de cola
γ_{TR}	Número de inercia de Lock del rotor de cola
K_{1TR}	Factor de acoplamiento entre paso y batimiento del rotor de cola ($\tan \delta_3$)
β_{0TR}	Conicidad preestablecida
θ_{tTR}	Torsión constructiva de la pala del rotor de cola
σ_{TR}	Solidez del rotor de cola
a_{TR}	Pendiente de la curva de sustentación de la pala del rotor de cola
$STA_{TR}, WL_{TR}, BL_{TR}$	Coordenadas del rotor de cola

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL FUSELAJE

$STA_{FU}, WL_{FU}, BL_{FU}$	Coordenadas del punto de referencia aerodinámica del fuselaje
------------------------------	---

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

i_{HT}	Ángulo de incidencia
S_{HT}	Área
AR_{HT}	Relación de aspecto
C_{LmaxHT}	Pendiente máxima de la curva de sustentación
η_{HT}	Ratio de presión dinámica
$k_{vHT,MR}$	Efecto de la velocidad inducida por la estela del rotor principal

$STA_{HT}, WL_{HT}, BL_{HT}$ Coordenadas del estabilizador horizontal

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

i_{VT}	Ángulo de incidencia
S_{VT}	Área
AR_{VT}	Relación de aspecto
Λ_{VT}	Ángulo de flecha
$C_{Lmax_{VT}}$	Pendiente máxima de la curva de sustentación
η_{VT}	Ratio de presión dinámica
$k_{v_{VT,MR}}$	Efecto de la velocidad inducida por la estela del rotor principal
$k_{v_{TR}}$	Efecto de la velocidad inducida por la estela del rotor de cola
$STA_{VT}, WL_{VT}, BL_{VT}$	Coordenadas del estabilizador vertical

PARÁMETROS MECÁNICOS DE LAS ALAS DEL GIRODINO

i_{RW}, i_{LW}	Ángulo de incidencia
S_W	Área
AR_W	Relación de aspecto
$STA_{RW}, WL_{RW}, BL_{RW}$	Coordenadas de la semiala derecha
$STA_{LW}, WL_{LW}, BL_{LW}$	Coordenadas de la semiala izquierda

PARÁMETROS MECÁNICOS DEL PROPULSOR DEL GIRODINO

R_{PR}	Radio del propulsor
$n_{b,PR}$	Número de palas del propulsor

σ_{MR}	Solidez del propulsor
Ω_{PR}	Velocidad de giro
C_{PR}	Cuerda (0.75R)
$STA_{PR}, WL_{PR}, BL_{PR}$	Coordenadas del propulsor

BATIMIENTO Y DINÁMICA DEL ROTOR PRINCIPAL

β_0	batimiento del rotor: cierre del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
β_{1c}	batimiento del rotor: inclinación longitudinal del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
β_{1s}	batimiento del rotor: inclinación lateral del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
$\dot{\beta}_0, \dot{\beta}_{1c}, \dot{\beta}_{1s}$	velocidades del batimiento del rotor (coordenadas MBC), (<i>rad/s</i>)
$\ddot{\beta}_0, \ddot{\beta}_{1c}, \ddot{\beta}_{1s}$	aceleraciones del batimiento del rotor (coordenadas MBC), (<i>rad/s²</i>)
D	matriz de rigidez, en la ecuación dinámica del batimiento
K	matriz de inercia, en la ecuación dinámica del batimiento
F	matriz de excitación, en la ecuación dinámica del batimiento
λ	ratio de flujo de entrada, (—)
μ	ratio de avance, (—)
(u_H, v_H, w_H)	velocidad del buje respecto la Tierra, expresada en la base Bujes, (<i>m/s</i>)
(u_W, v_W, w_W)	velocidad del buje respecto la Tierra, expresada en la base Bujes-Viento, (<i>m/s</i>)
θ_0	control de paso colectivo del rotor principal (placa de control), (<i>rad</i>)

θ_{1c}	control de paso cíclico lateral del rotor principal (placa de control), (<i>rad</i>)
θ_{1s}	control de paso cíclico longitudinal del rotor principal (placa de control), (<i>rad</i>)
(H_H, Y_H, T)	fuerzas sobre el buje, en base buje
(H_W, Y_W, T)	fuerzas sobre el buje, en base buje-viento
(X_{MR}, Y_{MR}, Z_{MR})	fuerzas sobre el buje, trasladadas al CG
(L_H, M_H, Q)	momentos sobre el buje, en base buje
(L_W, M_W, Q)	momentos sobre el buje, en base buje-viento
(L_{MR}, M_{MR}, N_{MR})	momentos sobre el buje, trasladadas al CG

BATIMIENTO Y DINÁMICA DEL ROTOR DE COLA

β_{0TR}	batimiento del rotor: cierre del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
β_{1cTR}	batimiento del rotor: inclinación longitudinal del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
β_{1sTR}	batimiento del rotor: inclinación lateral del cono (coordenada MBC), (<i>rad</i>)
λ_{TR}	ratio de flujo de entrada, (—)
μ_{TR}	ratio de avance, (—)
Δ_{TR}	parámetro de batimiento
f_{1TR}	parámetro de batimiento
f_{2TR}	parámetro de batimiento

(u_H, v_H, w_H)	velocidad del buje respecto la Tierra, expresada en la base Buje, (m/s)
(u_W, v_W, w_W)	velocidad del buje respecto la Tierra, expresada en la base Buje-Viento, (m/s)
θ_{0TR}	control de paso colectivo del rotor de cola (pedales), (rad)
$(H_{WCTR}, Y_{WCTR}, T_{CTR})$	fuerzas del rotor de cola, en base inclinada-viento
$(H_{CTR}, Y_{CTR}, T_{CTR})$	fuerzas del rotor de cola, en base inclinada
(X_{TR}, Y_{TR}, Z_{TR})	fuerzas del rotor de cola, trasladadas al CG
Q_{TR}	momento del rotor de cola, en base inclinada-viento
(L_{TR}, M_{TR}, N_{TR})	momentos sobre el rotor de cola, trasladados al CG

1.1 Índice de figuras

Figura 3.1. Clasificación de las aeronaves)	20
Figura 3.2. Dirigible (izquierda) y globo (derecha)	20
Figura 3.3. Planeador (izquierda) y ala delta (derecha)	21
Figura 3.4. Generación de empuje y sustentación en un helicóptero [1]	22
Figura 3.5. Generación de empuje y sustentación en un autogiro [1]	22
Figura 3.6. Generación de empuje y sustentación en un girodino [1]	23
Figura 3.7. Generación de empuje y sustentación en un convertible [1]	23
Figura 3.8. Convertibles de alas inclinables	24

Figura 3.9.	Convertibles de rotores inclinables _____	24
Figura 3.10.	Helicóptero de configuración habitual [2] _____	25
Figura 3.11.	Helicóptero de configuración tándem [2] _____	26
Figura 3.12.	Helicóptero de configuración tándem lateral [2] _____	26
Figura 3.13.	Helicóptero de rotores coaxiales [2] _____	27
Figura 3.14.	Helicóptero de rotores entrecruzados [2] _____	27
Figura 3.15.	Helicóptero con dispositivo NOTAR [2] _____	27
Figura 3.16.	Elementos principales de un helicóptero convencional [1] _____	28
Figura 3.17.	Distribución de velocidades en las palas del rotor de un helicóptero en el vuelo axial (izq.) y de avance (der.) [2] _____	29
Figura 3.18.	Sentido del movimiento del aire en el estado de autorrotación (izq) y durante el vuelo normal (der.) [2] _____	30
Figura 3.19.	Fenómenos aerodinámicos en las palas del rotor [2] _____	32
Figura 3.20.	Articulaciones y grados de libertad de una pala de rotor. [2] _____	34
Figura 3.21.	Sistemas de fijación de las palas del rotor[2] _____	34
Figura 3.22.	Cambio de dirección y módulo del vector empuje de rotor [2] _____	35
Figura 3.23.	Cambio en las condiciones del vuelo axial mediante el control colectivo [2]	35
Figura 3.24.	Cambio en las condiciones del vuelo longitudinal _____	36
Figura 3.25.	Control de la guiñada mediante los pedales del rotor trasero [2] _____	36

Figura 3.26. Control del ángulo de paso de las palas mediante una placa inclinada [3]	37
Figura 3.27. Representación del batimiento del rotor mediante coordenadas multi-pala (MBC: Multi-blade coordinates [3])	38
Figura 4.1. Sikorski UH-60 "Black Hawk"	42
Figura 4.2. Base solidaria a la Tierra con orientación NED [4]	43
Figura 4.3. Base solidaria al vehículo	44
Figura 4.4. Base solidaria al viento [4]	44
Figura 4.5. Diagrama de bloques dinámicos	48
Figura 4.6. Parámetros constructivos del buje del rotor [5]	50
Figura 4.7. Base buje y base buje-viento [6]	53
Figura 4.8. Fuerzas y momentos en un rotor de cola convencional [5]	62
Figura 4.9. Fuerzas y momentos en el rotor del UH-60 [6]	63
Figura 4.10. Efecto de la estela del rotor principal sobre el rotor de cola [7]	64
Figura 4.11. Coeficientes de resistencia al avance para Fuerzas y momentos en el rotor de cola [5]	67
Figura 4.12. Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal en función de la velocidad de avance.	69
Figura 4.13. Efecto de la estela del rotor principal sobre el fuselaje [7]	75
Figura 4.14. Modelo de Simulink para la comprobación de la condición de equilibrio dinámico del helicóptero	83
Figura 4.15. Ángulos de control para el vuelo compensado del Aérospatiale SA 330 Puma [3]	84

Figura 4.16. Ángulos de control para el vuelo compensado del MBB Bo105 _____	85
Figura 4.17. Ángulos de control para el vuelo estabilizado del UH 60 (Howlett; Hilbert)	88
Figura 4.18. Ángulos aerodinámicos y de orientación para el vuelo estabilizado del UH 60 (Howlett; Hilbert) _____	89
Figura 4.19. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert: PFC) _____	90
Figura 4.20. Ángulos de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert, PFC) _____	91
Figura 4.21. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert: PFC-beta_0) _____	92
Figura 4.22. Ángulos de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert, PFC_beta_0) _____	93
Figura 5.1. Girodino basado en el UH-60 con alas y propulsor trasero. [8] _____	94
Figura 5.2. Lockheed AH-56, Cheyenne _____	95
Figura 5.3. Ralentización rotores _____	100
Figura 5.4. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (PFC) y el girodino	101
Figura 5.5. Ángulos aerodinámicos y de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (PFC) y el girodino _____	102
Figura 5.6. Reparto de la sustentación entre el rotor principal y las alas _____	103
Figura 5.7. Reparto del empuje entre el rotor principal y el propulsor _____	103
Figura 5.8. Ángulos de control y de orientación para el vuelo compensado de la variante coaxial CCH [10] _____	105

Figura 5.9. Ángulos de control y de orientación para el vuelo compensado de la variante híbrida HCH [10] _____ 106

2 Introducción

Desde los comienzos de la historia del helicóptero los dos principales retos a los que se han enfrentado sus diseñadores han sido el aumento de su limitada velocidad de avance, en comparación con la de las aeronaves de ala fija, y la mejora de su control, por tratarse de una máquina especialmente inestable y de gobierno complejo.

Con las cuestiones de estabilidad satisfactoriamente resueltas mediante el uso de los sistemas de mejora de estabilidad y control –SCAS: *stability and control augmentation systems*–, el interés parece centrarse actualmente en el logro de mayores velocidades de vuelo. Entre las líneas de investigación, además de las continuas mejoras en los componentes, se ha recuperado el interés en el estudio de las llamadas configuraciones no habituales, especialmente de aquellas pensadas para conseguir un empuje adicional al del rotor principal, como es el caso del girodino o helicóptero compuesto.

Entre las formas de composición, se suele recurrir a dos, por lo general usadas simultáneamente: la de sustentación y la de empuje. En la primera, se introduce un componente (un ala o un segundo rotor principal) que permite descargar a velocidades elevadas al rotor principal de parte de la sustentación, con lo que se retrasa la entrada en pérdida del lado de retroceso y se pueden alcanzar velocidades de avance mayores. En la segunda, se consigue una mejora en la propulsión añadiendo un componente que suministra directamente el empuje adicional necesario.

En el presente PFC se va a estudiar el efecto de ambas técnicas aplicándolas a un modelo de simulación del helicóptero Sikorski UH-60 “Blackhawk” y mostrando cómo cambian, respecto del helicóptero original, las posiciones de los elementos de control necesarias para mantener un vuelo compensado a diferentes velocidades de avance.

3 Caracterización del helicóptero y el girodino

En los apartados del presente capítulo se presentan las características en que se asemejan y diferencian los helicópteros y los girodinos (o helicópteros compuestos).

En el primero de ellos se da una clasificación general de las aeronaves en la que se tiene como criterio principal la forma en que cada clase de vehículo genera las fuerzas de sustentación y avance. En ella queda reflejado que el helicóptero y el girodino están estrechamente emparentados, pues ambos son aerodinámicos con sistema sustentador y propulsor de alas giratorias, es decir, usan un rotor principal para generar la sustentación y el avance y también para controlar el vuelo.

A continuación, en el apartado 3.2, se tratan algunos aspectos relevantes de la clase de helicóptero más habitual, aquella en la que un pequeño rotor de cola contrarresta el par de giro del rotor principal. Tras enumerar los otros sistemas antipar alternativos, se presentan los fenómenos aerodinámicos más destacados a los que está sometido un helicóptero convencional - de ellos derivan, en buena medida, sus límites operacionales – y se explican los mecanismos de control del vuelo, los cuales se emplean para modificar el comportamiento mecánico de las palas del rotor principal y el de cola. El núcleo del presente PFC consistirá, precisamente, en determinar los ángulos necesarios en tales elementos de control y proceder a compararlos con los que se obtendrán en un helicóptero compuesto.

Por último, en el apartado final centrado en los girodinos, se explica cómo esta clase de vehículo -desarrollado a partir de un helicóptero convencional al que se añaden mecanismos de sustentación o propulsión suplementarios- permite superar algunas de las limitaciones propias de este, y se da un vistazo a los intentos actuales de desarrollo industrial de una aeronave de este tipo.

3.1 Clasificación de las aeronaves

Si, dejando de lado otros aspectos, como puede ser el tamaño o la función, se clasifican las aeronaves atendiendo a la forma en que generan las fuerzas de sustentación y avance, se llega a una agrupación similar a la mostrada en la figura 3.1.



Figura 3.1. Clasificación de las aeronaves)

3.1.1 Aeróstatos y aerodinós

En primer lugar, atendiendo al origen de las fuerzas de sustentación, se distingue entre los **aeróstatos** y los aerodinós. Los primeros las obtienen manteniendo confinado un fluido más ligero que aquel en el que en que están inmersos y se mueven, y se suelen dividir en:

- **dirigibles**, si disponen de planta motriz y de sistemas de dirección y control, y
- **globos**, si se mueven libremente en el aire y el control queda limitado a las corrientes de aire.



Figura 3.2. Dirigible (izquierda) y globo (derecha)

Por su parte, los **aerodinós** son más pesados que ese fluido ambiente, por lo que han de generar las fuerzas sustentadoras manteniendo un movimiento relativo con este. Se pueden

encontrar aerodinos **sin sistema propulsor** o con él. Entre los primeros están los planeadores y los parapentes y similares.

- los **planeadores** vuelan mediante fuerzas aerodinámicas generadas normalmente mediante alas fijas y necesitan un sistema de lanzamiento que les proporciona el empuje inicial. Cuando presentan prestaciones elevadas, es decir, grandes alcances y autonomías, se suelen denominar **veleros**.
- los **parapentes y alas delta**: se caracterizan porque el piloto debe sincronizar sus propios movimientos con los controles que actúan directamente sobre la orientación del ala delta o del ala del parapente.



Figura 3.3. Planeador (izquierda) y ala delta (derecha)

A su vez, los **aerodinos con sistema propulsor** se agrupan dependiendo del tipo de ala empleado para crear las fuerzas sustentadoras por la acción dinámica del aire:

- en los de **alas fijas**, ya sean aviones o similares (hidroaviones y anfibios), el movimiento relativo entre estas y el aire solo se da con el desplazamiento del propio vehículo, por lo que se debe al empuje suministrado por el sistema propulsor.
- con las **alas batientes**, que ascienden y descienden alternativamente respecto al cuerpo, ya se genera un movimiento relativo con el aire, con lo que el desplazamiento de la aeronave deja de ser un requisito para la sustentación
- otro tanto puede afirmarse de los sistemas de palas o **alas giratorias** (rotor), con la única diferencia de que en este caso el movimiento es rotatorio y no alternativo.

3.1.2 Aerodinos de alas giratorias

El **helicóptero** es el tipo de aerodino de alas giratorias más conocido. Con las clasificaciones del apartado anterior, se le puede definir como una aeronave más pesada que el aire provista de alas giratorias (rotor) que, accionadas por una fuente de potencia, generan el movimiento y la sustentación que le permiten despegar y aterrizar en vertical y mantenerse en condiciones de vuelo de punto fijo. En la figura 3.4 se muestra como con la tracción F_N generada por un

único rotor se generan la sustentación que sostiene el peso de la nave G - y la propulsión que vence la resistencia al avance T

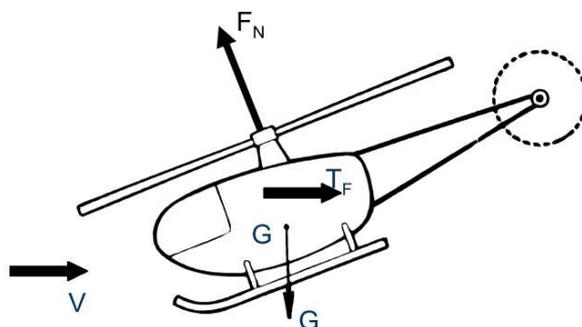


Figura 3.4. Generación de empuje y sustentación en un helicóptero [1]

Aunque menos habituales, existen otros vehículos de alas giratorias emparentados en los que la sustentación y la propulsión se generan de forma diferente: autogiros, girodinós y distintas clases de convertibles.

En los **autogiros**, como se representa en la figura 3.5, la fuerza de sustentación se obtiene mediante la *autorrotación* del rotor, estado en el cual las palas, que carecen de accionamiento, giran libremente sin consumir potencia al ser atravesadas por un flujo de aire. Por su parte, la propulsión la proporciona una hélice conectada a un motor. A diferencia del helicóptero, no tiene capacidad de realizar vuelo de punto fijo, ya que, como en los aviones, la propulsión es necesaria para generar la sustentación.

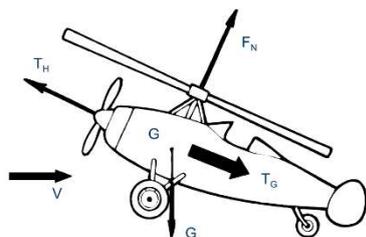


Figura 3.5. Generación de empuje y sustentación en un autogiro [1]

Los **girodinos** disponen, como los autogiros, de dos sistemas de alas giratorias para generar por separado la sustentación y el empuje necesarios, pero en su caso ambos sistemas son accionados mediante un motor. Esta configuración, como se muestra en el presente PFC, es cada vez más frecuente, como resultado de los intentos de aumentar la velocidad de avance de los helicópteros incorporándoles mecanismos adicionales de sustentación y propulsión.

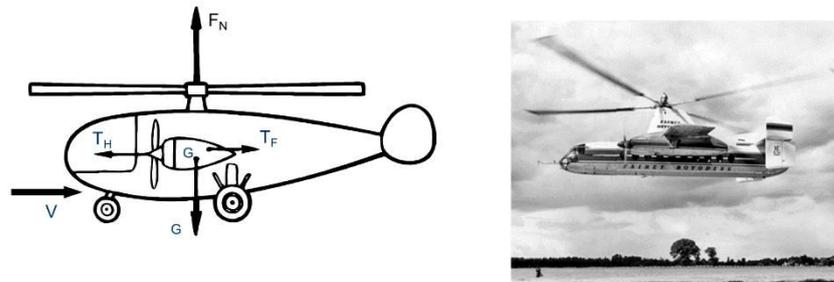


Figura 3.6. Generación de empuje y sustentación en un girodino [1]

Los **convertibles** tienen, como los helicópteros, un único sistema de alas giratorias que proporciona sustentación y empuje, pero este, mediante un cambio de orientación, cambia de funcionalidad en las diferentes fases del vuelo. Así, durante el despegue, las alas giratorias proporcionan la tracción en dirección vertical; a continuación, en la transición al vuelo en crucero, las alas giratorias se reorientan y ocupan un plano ligeramente vertical, posición en la que generan empuje horizontal y sustentación; ya en vuelo en crucero, las alas giratorias proporcionan el empuje, mientras que la sustentación proviene principalmente de las fijas también presentes. Se puede afirmar, a modo de resumen, que despegan como un helicóptero y vuelan como un avión.

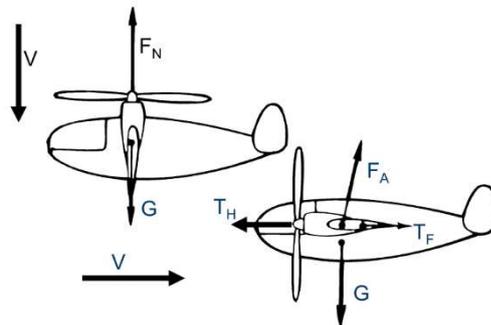


Figura 3.7. Generación de empuje y sustentación en un convertible [1]

Se suele distinguir entre los convertibles en los que solo giran las hélices con su bloque motor (rotores inclinables) de aquellos en los que giran también las alas fijas (alas inclinables)

- **Convertible con alas inclinables (tilt-wing)** en las que se han montado hélices propulsoras. En el vuelo de avance, las hélices proporcionan el

empuje; en el vertical, se inclina el ala completa para que las hélices proporcionen sustentación. Como el eje de rotación se monta sobre el cuerpo de la aeronave, ahorran peso y ganan sencillez con respecto a los rotores inclinables. Pero, en cualquier caso, tienen un pilotaje dificultoso debido a entrada en pérdida durante los procesos de conversión.



Figura 3.8. *Convertibles de alas inclinables*

- **Convertible con rotores inclinables (tilt-rotor)** montados en alas fijas que no giran. Al despegar y aterrizar, los rotores producen tracción vertical; en el paso a crucero, los rotores se inclinan para producir el empuje necesario. A pesar las considerables velocidades de avance (550 km/h) que consiguen, también presentan dificultades aeroelásticas en el proceso de conversión y, respecto los convertibles de ala inclinable, mayores peso y complejidad mecánica.



Figura 3.9. *Convertibles de rotores inclinables*

3.2 El helicóptero convencional

3.2.1 Aplicaciones del helicóptero

Como se acaba de indicar, el helicóptero obtiene la sustentación, la propulsión y el control mediante un sistema de alas giratorias accionadas, lo cual le permite mantenerse incluso en

vuelo de punto fijo sin necesidad de que una velocidad de vuelo traslacional genere estas fuerzas.

Esta particularidad, si bien lo deja limitado por su baja velocidad de crucero, le confiere una elevada capacidad de maniobra y una alta eficacia en el vuelo vertical y le permite llevar a cabo acciones imposibles para otros tipos de aeronaves, como, por ejemplo, operar cerca del suelo, realizar vuelo de punto fijo y a velocidades lentas, y aterrizar y despegar verticalmente o en espacios muy reducidos y de difícil acceso.

Por todo ello, esta aeronave es muy valorada en determinadas aplicaciones civiles y militares. Entre las misiones militares más destacadas se encuentran el combate aéreo, el apoyo táctico y la observación; entre las civiles, el transporte comercial, las tareas de búsqueda y salvamento y toda clase de trabajos aéreos.

3.2.2 Configuraciones de los helicópteros.

El elemento determinante del helicóptero es su rotor principal, pues mediante él se consiguen la sustentación, el empuje y el control. Al estar accionado por un motor fijo en el fuselaje, este último recibe un enorme par de reacción que debe ser compensado para evitar que la aeronave gire sin control.

En la mayoría de helicópteros esta compensación se consigue mediante un rotor pequeño situado en la parte trasera, pero existen otras configuraciones alternativas a esta, que podría ser llamada convencional.

- **Configuración convencional:**

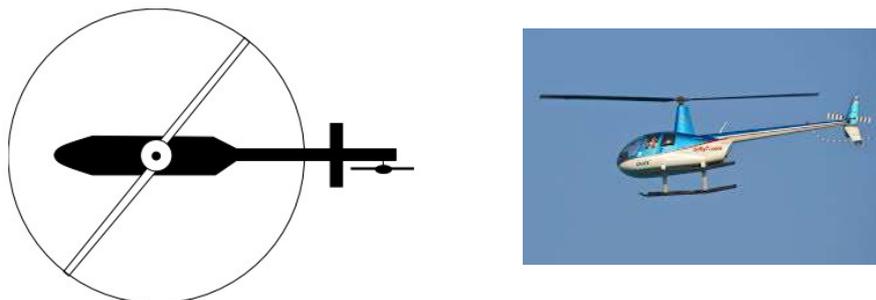


Figura 3.10. Helicóptero de configuración habitual [2]

- **Tándem.** Se disponen dos rotores con sentido de giro opuesto en las partes delantera y trasera del fuselaje.

Además de tener una limitada agilidad de maniobra, la interferencia entre los rotores provoca unas pérdidas de potencia del orden de la consumida por el rotor antipar

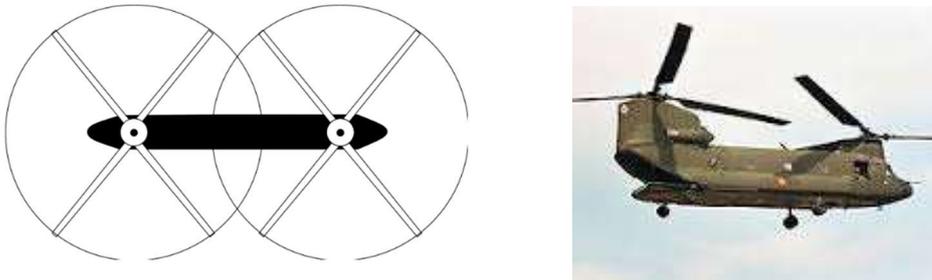


Figura 3.11. Helicóptero de configuración tándem [2]

- **Lateral.** En este caso, los dos rotores, también con sentido de giro opuesto, van montados en el extremo de unas alas o de unas estructuras laterales.

Presentan problemas de integridad estructural por la resonancia de las turbinas montadas en voladizo.



Figura 3.12. Helicóptero de configuración tándem lateral [2]

- **Coaxial.** Los dos rotores van montados el uno sobre el otro, compartiendo un mismo eje.

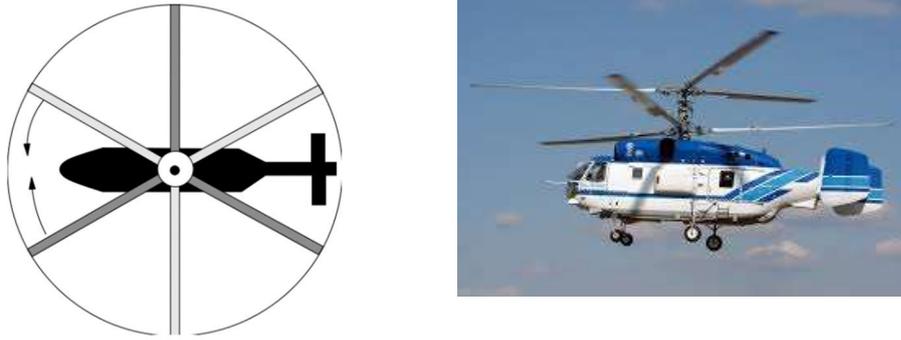


Figura 3.13. Helicóptero de rotores coaxiales [2]

Aunque con el giro en sentido opuesto se equilibran los pares automáticamente, presentan una elevada complejidad mecánica y una gran dificultad control

- **Entrecruzada.** Los dos rotores van montados en ejes próximos, aunque separados y oblicuos. Como en los casos anteriores, se da una elevada complejidad mecánica y el mecanismo de control sigue siendo complicado.

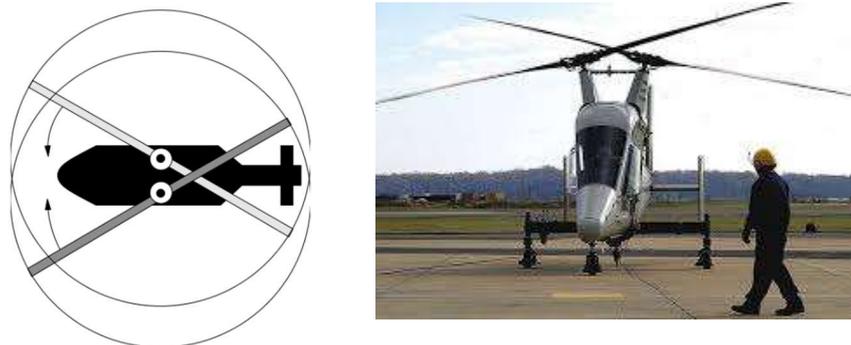


Figura 3.14. Helicóptero de rotores entrecruzados [2]

- **NOTAR.** El rotor antipar de la cola de la configuración habitual es sustituido por una salida de aire eyectado y otros artificios aerodinámicos. El sistema lo emplea únicamente el fabricante McDonnell-Douglas.

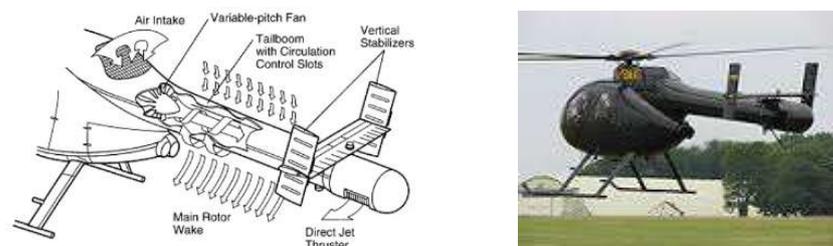


Figura 3.15. Helicóptero con dispositivo NOTAR [2]

3.2.3 Componentes destacados de un helicóptero convencional

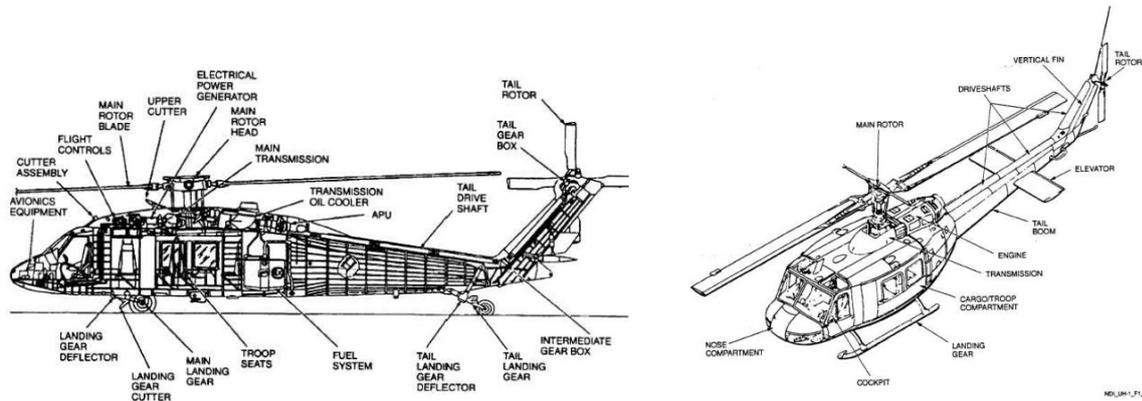


Figura 3.16. Elementos principales de un helicóptero convencional [1]

Por lo general, en un helicóptero se pueden distinguir los siguientes componentes principales

- Estructura.
- Cabina.
- Sistema motor.
- Transmisión.
- Rotores.
- Controles de vuelo.
- Tren aterrizaje
- Sistemas auxiliares: hidráulico, eléctrico, instrumentación, aceite, combustible.

3.2.4 Cuestiones aerodinámicas

En el estudio del helicóptero se distinguen dos situaciones de vuelo principales, cuyos campos aerodinámicos son notablemente diferentes: el vuelo axial (o vertical) y el vuelo de avance.

El **vuelo axial** consiste en el movimiento puramente vertical de la aeronave y se caracteriza porque campo de velocidades relativas presenta una simetría azimutal, como muestra la imagen izquierda de la figura 3.17. Dentro de él, se considera como un caso particular el vuelo de punto fijo (*hover*, en inglés), que se da cuando el helicóptero se mantiene a una altura constante, sin velocidad de ascenso ni descenso.

Cuando hay desplazamiento horizontal se habla de **vuelo de avance**, tanto si se da o no el movimiento vertical. En el avance, el campo de velocidades relativas, representado en la imagen derecha de la figura 3.17, no presenta ninguna clase de simetría y surgen además otros problemas aerodinámicos específicos, especialmente con velocidades de avance elevadas, como son, por ejemplo, la posibilidad de entrada en pérdida en el lado de retroceso de pala y de que aparezcan regímenes transónicos en el lado de avance de pala.

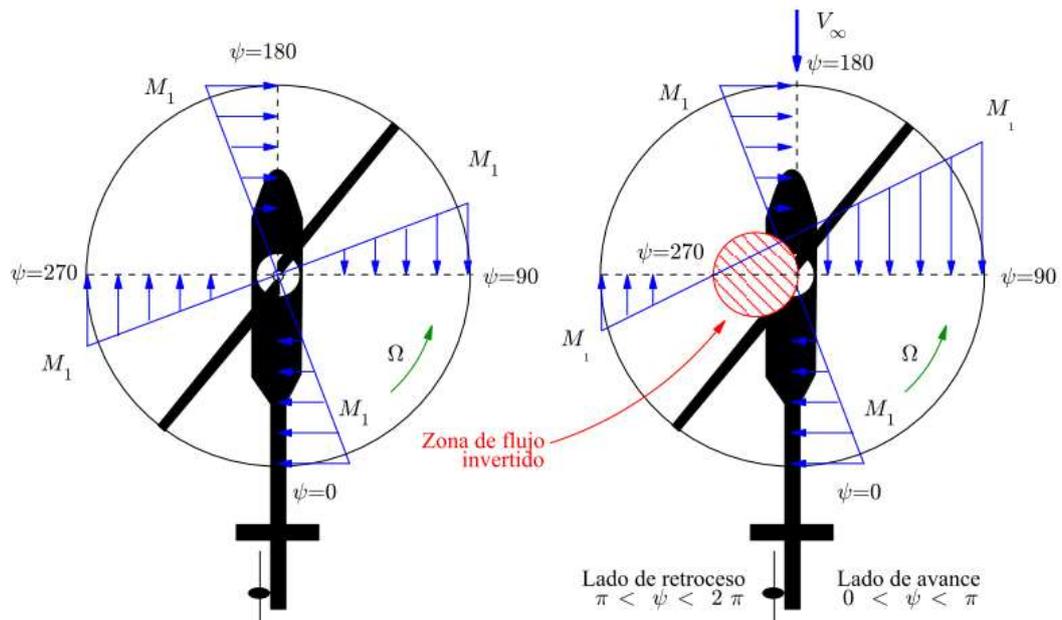


Figura 3.17. Distribución de velocidades en las palas del rotor de un helicóptero en el vuelo axial (izq.) y de avance (der.) [2]

La **autorrotación**, de la que ya se ha hablado al presentar el autogiro, se puede dar también en el helicóptero como un régimen especial, tanto del vuelo axial como del de avance. Permite el descenso controlado de un helicóptero cuyo rotor gira libremente y desacoplado del motor, ya sea durante una maniobra de emergencia con la que recuperar la aeronave ante fallo del motor o bien por decisión del piloto ante otras condiciones del vuelo. En la autorrotación el rotor se comporta como de una manera similar al de un autogiro, ya que, accionado por el flujo de aire ascendente que lo atraviesa, entrega una sustentación suficiente para evitar un descenso descontrolado: En esa tarea de retención llega a ser tan efectivo como un paracaídas con el mismo diámetro.

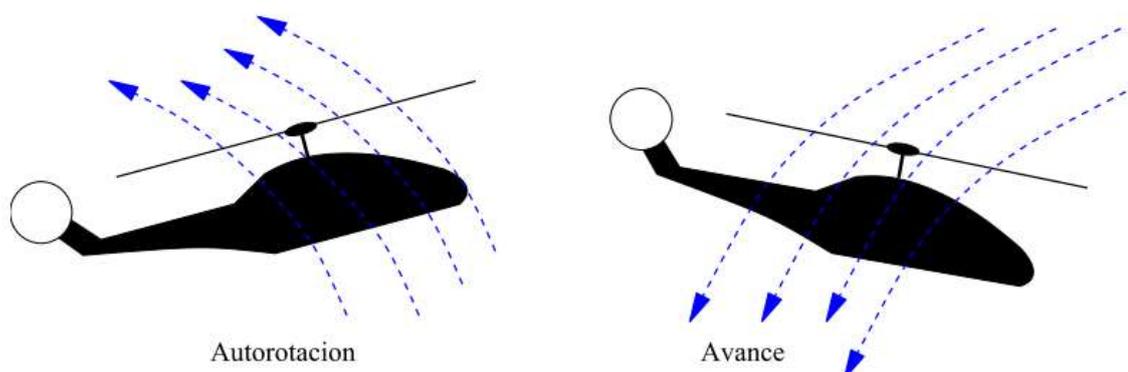


Figura 3.18. Sentido del movimiento del aire en el estado de autorrotación (izq) y durante el vuelo normal (der.) [2]

3.2.4.1 Potencia inducida

La conservación de la cantidad del movimiento implica que, para que el helicóptero pueda mantenerse suspendido en el aire, su rotor debe acelerar y mover hacia abajo una corriente fluida, lo cual consigue mediante el movimiento de las palas.

La potencia inducida corresponde a ese aumento de energía cinética por unidad de tiempo y es el precio a pagar para mantener una aeronave en vuelo. Disminuye conforme aumenta la velocidad de avance, pero resulta tan elevada en el vuelo de punto fijo y a muy bajas velocidades que hace que en esas condiciones la potencia total requerida sea de una magnitud similar a la necesaria para vencer las resistencias aerodinámicas en el vuelo a alta velocidad.

3.2.4.2 Asimetría en el avance

Como se ha señalado en la introducción de este capítulo, en el vuelo estacionario axial las magnitudes aerodinámicas son simétricas alrededor del eje de rotación, es decir, no dependen del ángulo azimutal, lo cual se puede representar con la expresión:

$$\frac{\partial}{\partial \psi} = 0 \quad (\text{Ec. 3.1})$$

Por contra, en el vuelo de avance, aunque sea estacionario, se da una complejidad mucho mayor, debido, entre otros factores, a la dependencia de las magnitudes respecto del ángulo de azimut, ya mostrada en la figura 3.17:

- el desequilibrio de fuerzas entre las zonas de avance y retroceso de las palas -lo que se manifiesta en una tendencia a producir momentos de alabeo-, y
- las grandes diferencias de velocidad, muy elevadas en la zona de avance y muy pequeñas en la zona de retroceso, donde se forma una zona de flujo invertido.

3.2.4.3 Entorno aerodinámico complejo

La aerodinámica del helicóptero es especialmente compleja, pues ya en el vuelo axial se presenta una serie de fenómenos de difícil estudio, como son los torbellinos de la punta y del encastre de la pala y toda una serie de interacciones aerodinámicas, entre las que se pueden destacar

- la de las palas con los vórtices de punta de pala,
- la de la estela del rotor con la estructura,
- la de los vórtices de punta de pala del rotor principal con el rotor antipar,
- la de los vórtices de punta de pala con el estabilizador horizontal,
- la de la estela del buje con la estela del rotor.

En el vuelo de avance, a estos fenómenos se les pueden añadir otros más, en parte debidos a que los flujos tridimensionales fluctuantes creados por los torbellinos de la punta de la pala permanecen cercanos al plano del rotor y distorsionan enormemente los campos de presiones y velocidades.

Destacan dos riesgos que acaban siendo determinantes para limitar la velocidad de avance de los helicópteros, con independencia de la potencia motriz instalada en ellos:

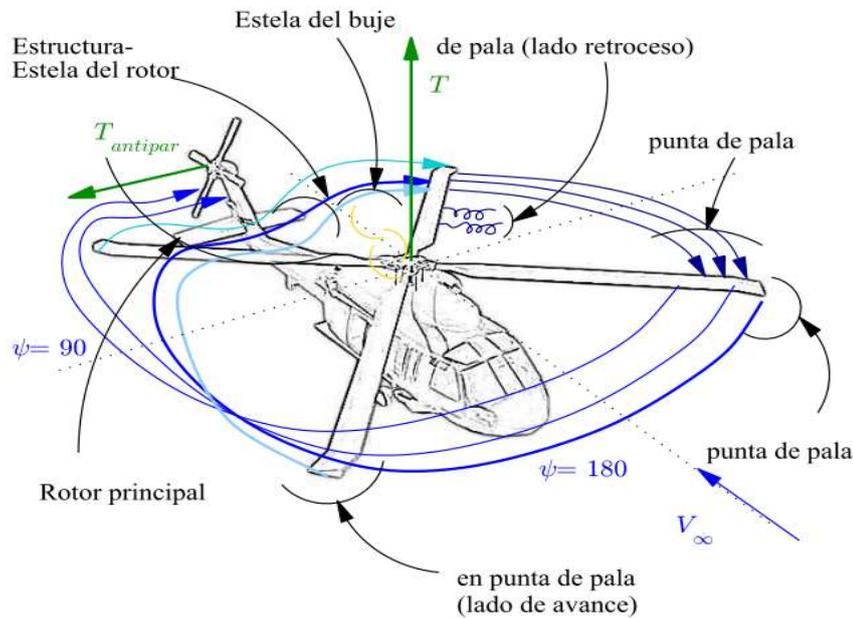


Figura 3.19. Fenómenos aerodinámicos en las palas del rotor [2]

- en el lado de avance de las palas, donde la velocidad respecto al fluido es más elevada, el riesgo de **transición al régimen transónico** en el extremo de las palas, con la consecuente aparición de zonas de compresibilidad y ondas de choque, las cuales redundarían en una mayor potencia requerida y una mayor emisión de ruido.
- en el lado de retroceso, al trabajar con mayores ángulos de paso y velocidades menores, se corre el riesgo de **entrar en pérdida dinámica**, la cual va acompañada de la pérdida de sustentación y propulsión, un mayor ruido y la aparición de cargas fluctuantes.

3.2.5 Control y configuración del rotor principal

El rotor principal, al ser el responsable de generar las fuerzas de sustentación y avance, está sometido a grandes esfuerzos y deformaciones.

Al verse sometidas a tales esfuerzos, las palas, que son especialmente flexibles, se desplazan respecto al buje del rotor. Ese movimiento fundamental presenta tres grados de libertad –

batimiento, arrastre, paso (mostrados en la figura 3.20) –que son acomodados de forma diferente por las distintas clases de cabezas de rotor, presentadas en los párrafos siguientes.

Todas esas alternativas técnicas deben asegurar, en cualquier caso, que el piloto, mediante los mandos de cabina, controle las fuerzas que aparecen en el rotor y, mediante estas, el vuelo de la aeronave. Esto supone que pueda gobernar movimientos en sentido axial, longitudinal, lateral y direccional, como se detalla en el apartado 3.2.6, dedicado al control del vuelo

3.2.5.1 Movimiento de las palas. Solución tradicional: el rotor articulado

Las palas se caracterizan por ser muy largas (para conseguir bajas cargas discales) y tener una relación de aspecto alta (para conseguir elevadas eficacias aerodinámicas), lo que implica que sean muy flexibles.

Además, deben soportar, entre otros esfuerzos, el peso del helicóptero, y se ven sometidas por ello a fuerzas aerodinámicas considerables que pueden producir grandes desplazamientos de las palas y grandes cargas estructurales sobre el encastre en el buje.

La solución tradicional, conocida como **rotor articulado**, consistió en añadir una serie de articulaciones entre la pala y el buje de tal manera que, si bien las fuerzas que actúan sobre las palas siguen siendo transmitidas al buje, este no recibe los momentos, que son especialmente elevados.

Cada una de estas articulaciones, representadas en la figura 3.20, está asociada a uno de los grados de libertad que tiene la pala respecto al buje del rotor:

- la articulación de **batimiento**: que permite batir las palas libremente y asegura una transferencia al eje de las fuerzas de sustentación, pero no de momentos.
- la articulación **arrastre**: que alivia los momentos en el encastre de las palas debidos a las fuerzas de Coriolis que aparecen en el plano del rotor al combinarse el movimiento de rotación con la velocidad del batimiento libre introducido por la articulación anterior.

- el **cojinete de paso**, mediante el que se controla el paso que se proporciona a las palas.

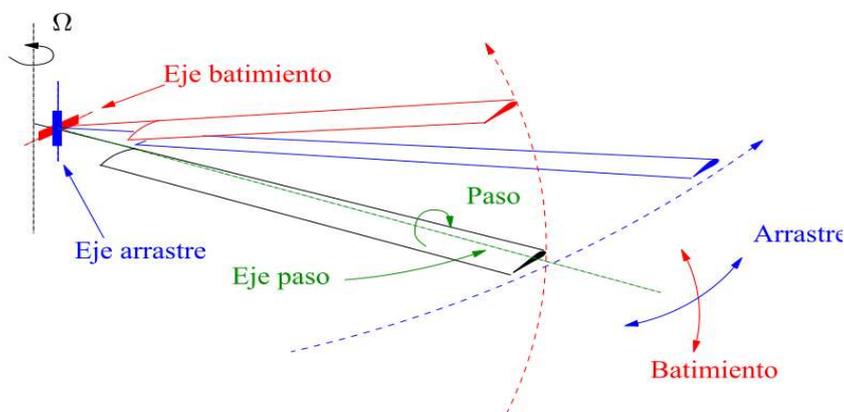


Figura 3.20. *Articulaciones y grados de libertad de una pala de rotor. [2]*

3.2.5.2 Otros tipos de rotor

Además del rotor articulado, existen y se usan con no menos frecuencia otros sistemas de construcción, principalmente los recogidos en las fotografías de la figura



Figura 3.21. *Sistemas de fijación de las palas del rotor[2]*

- **rotor rígido**, en el que se mantiene la articulación del movimiento de paso, pero los movimientos de arrastre y batimiento se dan por la flexibilidad de los materiales empleados en la unión al buje.
- **rotor flexible**, carente de toda articulación y en el que todos los movimientos se consiguen mediante la flexibilidad de los materiales empleados en la unión al buje. Presenta, como principal ventaja, un buje aerodinámicamente más limpio y con menores exigencias de mantenimiento.

- **rotor semirrígido (o basculante)**, compuesto normalmente por dos palas unidas en una articulación de batimiento situada en el eje del rotor, alrededor del cual pivota todo el conjunto. Las palas suelen presentar ya por construcción un ligero batimiento y el control de paso se hace con una articulación propia.

3.2.6 Control del vuelo

El rotor es el responsable final del control de vuelo, por lo que el piloto debe ser capaz de fijar tanto el módulo como la dirección de la tracción generada. Para ello, mediante los mandos de la cabina, modifica el ángulo de paso de las palas, y de esa manera puede determinar la posición, velocidad y orientación de la aeronave.

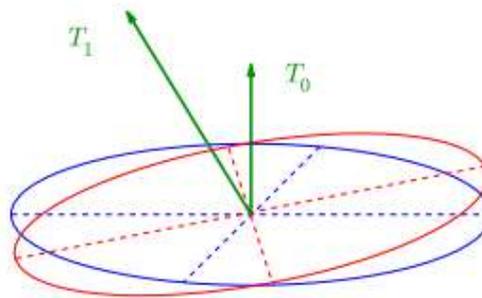


Figura 3.22. Cambio de dirección y módulo del vector empuje de rotor [2]

El sistema de control debe ofrecer al piloto actuar sobre todas las posibles situaciones de vuelo, es decir, el vuelo axial y longitudinal, el desplazamiento lateral y la orientación. En el helicóptero convencional, el piloto dispone de tres mandos principales: el paso colectivo del rotor principal, el paso cíclico del rotor principal y los pedales del rotor antipar.

El **control colectivo** impone a las palas del rotor principal un ángulo de paso común, independiente de la posición azimutal $\theta(\psi) = \theta_0$. Proporciona, en gran medida, el control del

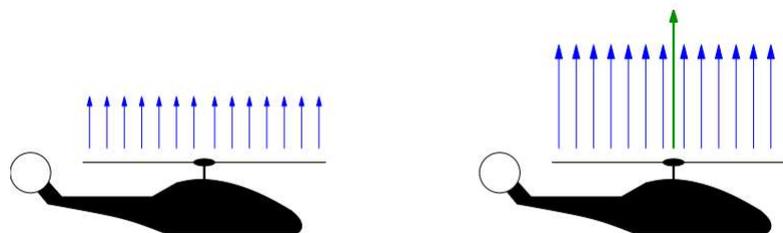


Figura 3.23. Cambio en las condiciones del vuelo axial mediante el control colectivo [2]

desplazamiento axial del helicóptero, pues actúa mayormente sobre la sustentación (módulo) del rotor principal.

El **control cíclico** se lleva mediante la palanca central o joystick, que debe ser empujada en la dirección en la que se desea el vuelo. Proporciona control sobre el desplazamiento longitudinal y lateral imponiendo a las palas del rotor principal un ángulo de paso dependiente de la posición azimutal, lo que se puede representar de forma aproximada mediante la expresión

$$\theta(\psi) = \theta_{1c} \cdot \cos(\psi) + \theta_{1s} \cdot \sin(\psi) \quad (\text{Ec. 3.2})$$

Esta acción cambia el ángulo de ataque de las palas de forma independiente y consigue la inclinación del rotor -y del vector tracción- hacia determinadas posiciones de azimut.

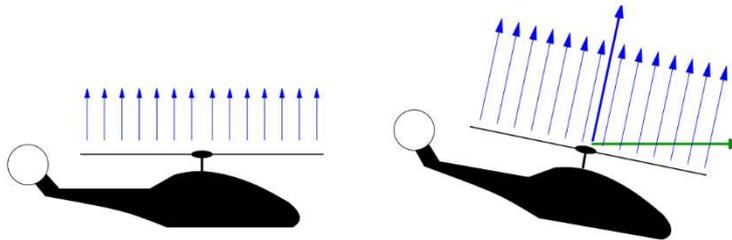


Figura 3.24. Cambio en las condiciones del vuelo longitudinal mediante los controles cíclicos [2]

Por último, se gobierna la guiñada (el control direccional) con los **pedales**, pisando el del lado hacia el que se quiere orientar el morro del helicóptero. Con ellos se modifica, de manera análoga al control colectivo del rotor principal, el ángulo de paso común de las palas del rotor de cola y, con él, el empuje que da el rotor y el par que ejerce alrededor del CG del helicóptero.

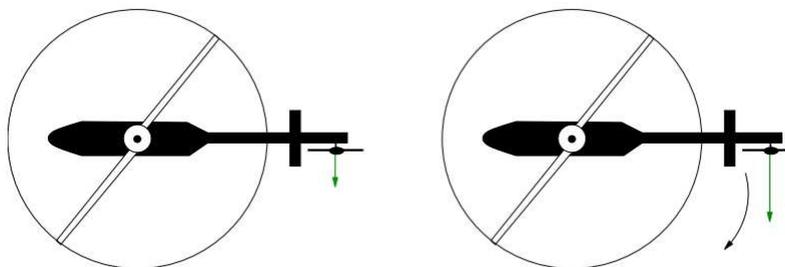


Figura 3.25. Control de la guiñada mediante los pedales del rotor trasero [2]

3.2.7 Precisiones sobre los ángulos de control

Como se ha indicado, el control del vuelo se consigue principalmente variando el módulo del empuje que da el rotor principal y la dirección en que se orienta esta fuerza.

Para conseguir variar la orientación, dado que en un helicóptero resulta imposible inclinar el eje motorizado que acciona el rotor, se recurre a un accionamiento indirecto similar a la excitación de resonancia de un sistema dinámico: al provocar en el ángulo de paso de las palas una variación cíclica con el azimut, las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre ellas también varían cíclicamente y acaban provocando que el batimiento de las palas lo haga igualmente. Debido al cambio en el batimiento, las puntas de las palas acaban desplazándose en un plano (llamado el plano de las puntas de pala, *tip path plane*) que se ha inclinado respecto al eje motor y cuya normal, aproximadamente, corresponde con la dirección de empuje del rotor.

Recapitulando: el piloto acciona unos mandos en la cabina, que modifican la orientación de la placa de control (el paso de las palas), lo cual, a su vez, acaba determinando el batimiento de estas y, por tanto, la dirección del empuje del rotor.

Esto permite tratar como elementos de control tanto a los mandos de la cabina como la placa inclinada de control. En el presente trabajo se opta por la última, pues se evita de esta manera introducir en el sistema de estudio la serie de elementos electrónicos y de accionamientos mecánicos, eléctricos o hidráulicos que forma la cadena de transmisión. De esta manera resulta menos inviable comparar los resultados que se obtengan aquí con los de estudios similares hechos con otros modelos de helicópteros en los que el posicionamiento de la placa de control se logra mediante sistemas de transmisión de control por completo diferentes.

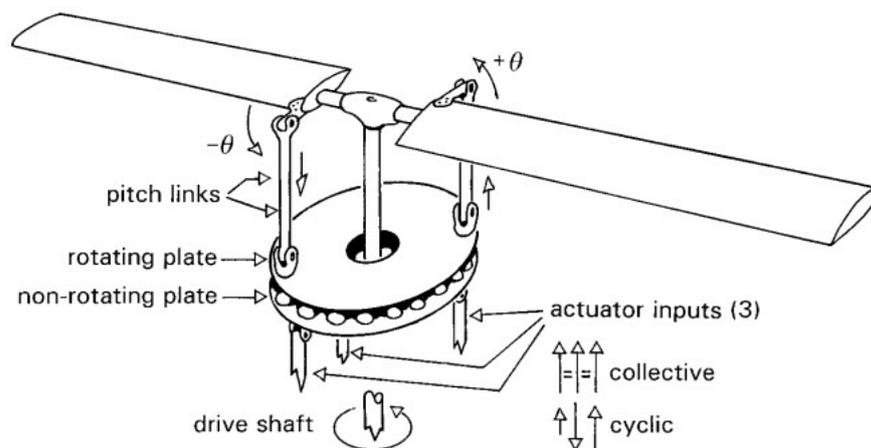


Figura 3.26. Control del ángulo de paso de las palas mediante una placa inclinada [3]

Por último, cabe señalar que, puesto que los cambios en el batimiento de las palas son una respuesta a una excitación cíclica por los cambios en el paso, se presenta entre ellos el desfase habitual en los sistemas mecánicos de segundo orden excitados por una señal sinusoidal. Tal desfase se aproxima a los habituales 90° , si bien, por no tratarse de un sistema libre y sin amortiguación, queda siempre algo por debajo, con un valor que depende de las características mecánicas del rotor.

Este desfase explica que la acción del ángulo de paso θ_{1s} se refleje en mayor medida en el ángulo de batimiento β_{1c} y sean ambos los cíclicos longitudinales de cada movimiento y que, de la misma manera, el paso θ_{1c} influya más en el batimiento β_{1s} y sean ambos considerados los cíclicos laterales.

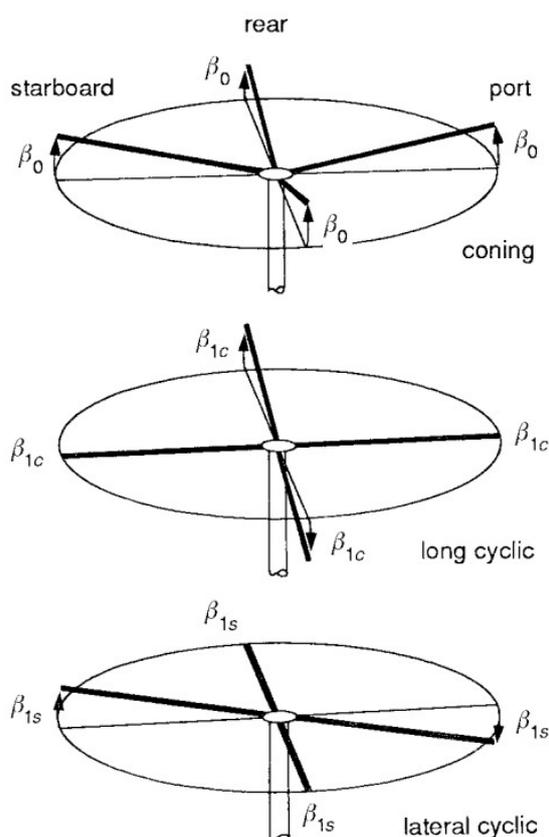


Figura 3.27. Representación del batimiento del rotor mediante coordenadas multi-pala (MBC: Multi-blade coordinates [3])

3.3 El girodino

La velocidad máxima de un helicóptero convencional está limitada, principalmente, por las cuestiones aerodinámicas del rotor, la potencia del motor instalado y el arrastre del fuselaje. Los problemas asociados con la potencia instalada y con la resistencia aerodinámica se han podido reducir sustancialmente mejorando los diseños, por lo que, en gran medida, ha quedado como factor limitante de la máxima velocidad del helicóptero la entrada en pérdida de las palas en el lado de retroceso. Con los diseños de helicóptero compuesto se pretende principalmente retrasar la aparición de ese fenómeno y, de esta manera, aumentar la velocidad máxima que puede alcanzar la aeronave antes de verse afectada por él.

3.3.1 Cuestiones relevantes no tratadas

Dado el carácter limitado del trabajo, la comparación del girodino propuesto con el helicóptero de referencia y otras clases de girodinos se limitará a la evolución de los ángulos de control, y no se tratarán otros asuntos especialmente interesantes como podría ser, por ejemplo, la búsqueda de mejoras en el rendimiento del helicóptero que se pueden obtener jugando con las redundancias que los elementos de navegación adicionales introducen en el sistema de control

Por lo mismo, no se va a hacer ninguna referencia a uno de los problemas más destacados que puede aparecer en el girodino: la tendencia del rotor a acelerarse por encima de su velocidad de rotación máxima. Este fenómeno se debe a que, en las maniobras a alta velocidad, el factor de carga del rotor principal aumenta más rápidamente que el de las alas, lo que obliga al sistema de pilotaje automático a reducir el paso colectivo en esas maniobras.

3.3.2 Diseños actuales

Aunque el helicóptero compuesto no es una idea nueva, su desarrollo ha sido difícil hasta el presente por una combinación de problemas técnicos y económicos. Parece que, finalmente, empiezan a ser superados, y están en marcha, entre otros, dos proyectos de fabricantes destacados: el Sikorsky X2, que presenta un diseño de rotor coaxial y propulsor adicional, y el Eurocopter X3, con un rotor principal auxiliado por alas y propulsores.

El Sikorsky X2, con sus rotores coaxiales, usa el llamado sistema de palas del lado de avance - ABC (Advancing Blade Concept)- para descargar, a altas velocidades, el lado de retroceso del disco y evitar así la entrada en pérdida. Con esta mejora y con la incorporación de la hélice trasera, que incrementa la componente axial del empuje, el Sikorsky X2 es capaz de alcanzar velocidades de 460 km/h (250 nudos) .

En el Eurocopter X3, a elevadas velocidades las alas descargan al rotor y los propulsores suministran el empuje con el que vencer la resistencia del fuselaje al avance. Se estima que es capaz de alcanzar una velocidad máxima de 430 km/h (232 nudos).

En ambos casos, se tratan de velocidades inalcanzables para los diseños convencionales.

4 Modelo de partida: helicóptero de configuración habitual.

En este apartado se estudian las características de vuelo compensado (*trimmed flight*) de un helicóptero convencional, es decir, se calculan los ángulos necesarios en los elementos de gobierno para mantener esa condición a diferentes velocidades de vuelo. Estos serán comparados posteriormente con los que se obtienen para el girodino en el capítulo siguiente.

Se empieza presentando las herramientas que constituyen la base del estudio: el conjunto de ecuaciones del movimiento usado habitualmente en el estudio de la dinámica de una aeronave, su concreción a la situación de vuelo compensado, el detalle de los modelos dinámicos creados para las diferentes partes que componen el helicóptero -rotor principal, rotor de cola, fuselaje, etc. - y los algoritmos con los que se calcularán los ángulos de control.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos al aplicar tales herramientas a los modelos del helicóptero convencional tomado como referencia (el Sikorski UH-60, "Black Hawk") y se trata de mostrar la validez de estos resultados comprobando, por un lado, que, al ser introducidos en los modelos de simulación contruidos con las ecuaciones generales, se consigue, efectivamente, un estado de vuelo compensado, y, por otro lado, contrastándolos con los obtenidos a partir de otros estudios disponibles.

4.1 Elección del helicóptero de configuración habitual

Se ha decidido tomar como helicóptero de referencia el Sikorski UH-60, "Black Hawk" por tratarse de un modelo bastante estudiado en el mundo académico, lo cual permite disponer de representaciones más fidedignas e información de contraste.



Figura 4.1. *Sikorski UH-60 "Black Hawk"*

A pesar de considerarlo de configuración habitual, en el UH-60, además de los controles ya presentados, existe la posibilidad de variar el ángulo de incidencia del estabilizador de cola; ahora bien, dado que en condiciones de funcionamiento normal la regulación es automática y no depende del piloto, no hay problema en considerarlo, por lo menos inicialmente, una condición impuesta y no un control no disponible y bastará con conocer cómo cambia su magnitud con la velocidad de vuelo.

4.2 Ecuaciones del movimiento.

Para estudiar el movimiento de una aeronave con el nivel de detalle necesario en este trabajo, basta con emplear las ecuaciones cinemáticas y dinámicas de un sólido rígido en el espacio.

En consecuencia, se trabaja con doce variables de estado, seis de las cuales están asociadas al movimiento de traslación - tres a la posición, tres a la velocidad de traslación - y otras seis al movimiento de rotación - tres orientaciones angulares y tres velocidades angulares-.

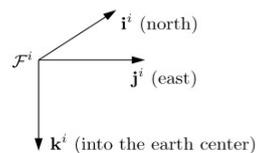
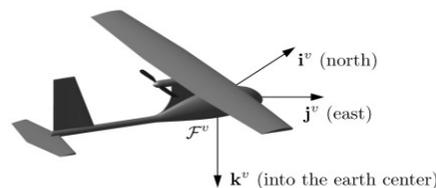
Ahora bien, dado que se estudia el movimiento de un vehículo, es muy habitual expresar inicialmente las fuerzas y momentos en diferentes bases en las que son más manejables y, posteriormente, trasladar las interacciones a aquella base en que se aplicarán los teoremas cinéticos. Así, por ejemplo: se representa primero el peso en el eje vertical de la base solidaria a la Tierra, o las fuerzas y momentos aerodinámicos sobre los componentes de la aeronave en bases solidarias a los propios componentes, y, luego, se trasladan al centro de gravedad de la aeronave. Esto hace necesario usar continuamente relaciones de transformación entre todas estas bases, y por ello, antes de presentar las ecuaciones dinámicas, se presentarán, al menos, las tres principales bases (Tierra, Vehículo, Viento) y las transformaciones entre

ellas, ya que constituyen el fundamento de las ecuaciones cinemáticas generales. Por su parte, el detalle de las bases y transformaciones entre los ejes locales de los componentes y la base principal del vehículo se recogen en los apartados particulares de cada elemento.

4.2.1 Base tierra, base vehículo y base viento

- **Base solidaria a la Tierra**

Se considera la base fija de referencia. Normalmente se sitúa el origen en un punto arbitrario y los ejes se orientan según las direcciones NED -*north, east, down* (norte, este, abajo) - es decir, si se considera que x apunta hacia adelante, y mira hacia la derecha y z hacia abajo.



- Vehicle frame has same orientation as inertial frame
- Vehicle frame is fixed at cm of aircraft
- Inertial and vehicle frames are referred to as NED frames

Figura 4.2. Base solidaria a la Tierra con orientación NED [4]

- **Base solidaria al vehículo**

El origen se sitúa en el centro de gravedad del vehículo y los ejes se definen en unas direcciones de referencia arbitrarias, pero, por lo general, claramente definidas: x en el eje longitudinal del vehículo; y perpendicular a x y definiendo el plano horizontal y z normal a ambos.

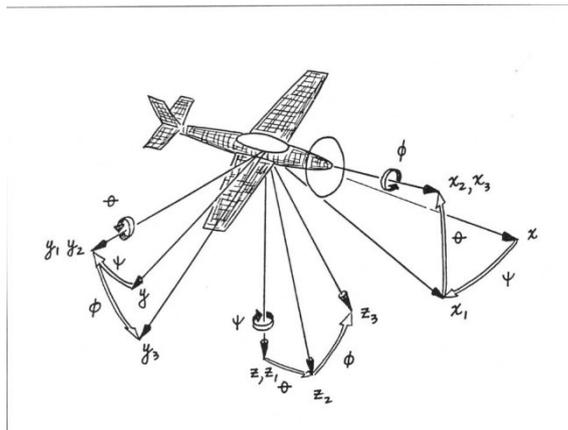


Figura 4.3. Base solidaria al vehículo

Respecto a la base tierra, la del vehículo queda orientada mediante tres ángulos de Euler que reciben, respectivamente, los nombres de alabeo (*roll, bank*) ϕ , cabeceo (*pitch*) θ y guiñada (*yaw, heading*) ψ y se aplican a los ejes xyz situados en el CG del vehículo y paralelos a los de la base Tierra con una secuencia z - y - x , es decir: guiñada ψ en z , cabeceo θ en y' y, finalmente, alabeo ϕ en x'' .

- **Base solidaria al viento**

Es necesario tener definida la orientación relativa con la que el vehículo se desplaza respecto la masa de aire circundante, puesto que de tal orientación dependen en buena medida las interacciones aerodinámicas entre ambos.

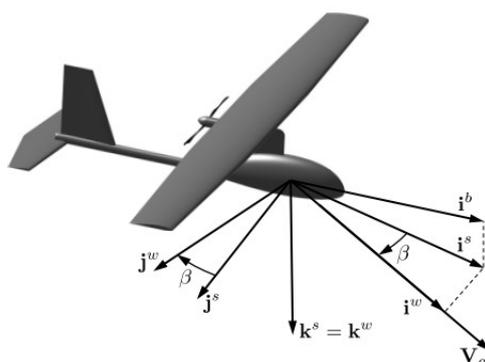


Figura 4.4. Base solidaria al viento [4]

Respecto a la base vehículo, tiene el mismo origen (el centro de gravedad) y se orienta mediante dos rotaciones: un giro alrededor del eje $-y$, el conocido como

ángulo de ataque α (*angle of attack*) y otro respecto al z, el ángulo de deslizamiento horizontal β (*sideslip angle*). Tras estas rotaciones, la velocidad relativa queda alineada con la dirección x de la base viento.

En ausencia de viento, la velocidad del vehículo respecto al aire es la misma que respecto a la tierra, lo que permite establecer una equivalencia directa entre las dos, como se mostrará en el apartado 4.5, al definir las condiciones del vuelo compensado.

4.2.2 Variables de estado. Relaciones cinemáticas y dinámicas

El movimiento de una aeronave se suele representar mediante un sistema dinámico no lineal, cuya forma general es:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (\text{Ec. 4.1}),$$

donde \mathbf{x} representa las variables de estado, \mathbf{u} las entradas o controles y t el tiempo. Una selección de variables de estado usada habitualmente es la formada por

1. La posición del vehículo respecto la Tierra expresada en la base Tierra: p_n, p_e, p_d .
2. La velocidad del vehículo respecto la Tierra expresada en la base Vehículo: u, v, w .
3. Los tres ángulos de Euler que orientan la base Vehículo respecto de la base Tierra: ϕ, θ, ψ .
4. La velocidad angular del vehículo respecto la Tierra expresada en la base Vehículo: p, q, r .

Las relaciones entre las derivadas de los estados $\dot{\mathbf{x}}$ y los estados \mathbf{x} se obtienen a partir de relaciones cinemáticas y dinámicas:

1. Relación entre las velocidades $(\dot{p}_n, \dot{p}_e, \dot{p}_d)$ y (u, v, w) mediante la matriz de transformación entre las bases Tierra y Vehículo

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 4.2})$$

2. Expresión de las aceleraciones $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ a partir de la aplicación del teorema del momento cinético (2ª Ley de Newton) a la aeronave tomando como referencia la Tierra y expresado en la base móvil solidaria al vehículo.

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ z \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 4.3})$$

3. Relación entre las derivadas de los ángulos de Euler $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ con las velocidades angulares en la base vehículo (p, q, r) .

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 4.4})$$

4. Expresión de las aceleraciones angulares $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ a partir de la aplicación del teorema del momento angular en el centro de gravedad del vehículo, de nuevo con la Tierra como referencia y expresadas en la base móvil solidaria al vehículo.

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Gamma_3 M_x + \Gamma_4 M_z \\ \frac{1}{I_y} M_y \\ \Gamma_4 M_x + \Gamma_8 M_y \end{pmatrix} \quad (\text{Ec. 4.5}),$$

donde las constantes Γ_i representan combinaciones de momentos y productos de inercia.

$$\begin{aligned}\Gamma_1 &= \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{\Gamma} & \Gamma_2 &= \frac{I_z(I_z - I_y) + I_{xz}^2}{\Gamma} \\ \Gamma_3 &= \frac{I_z}{\Gamma} & \Gamma_4 &= \frac{I_{xz}}{\Gamma} \\ \Gamma_5 &= \frac{I_z - I_x}{I_y} & \Gamma_6 &= \frac{I_{xz}}{I_y} \\ \Gamma_7 &= \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{\Gamma} & \Gamma_8 &= \frac{I_x}{\Gamma} \\ \Gamma &= I_x I_z - I_{xz}^2\end{aligned}\quad (\text{Ec. 4.6}),$$

En las expresiones de las fuerzas (F_x, F_y, F_z) y momentos exteriores (M_x, M_y, M_z), el conjunto de las acciones aerodinámicas sobre el helicóptero se descompone en la suma de las contribuciones de cada componente. Así, por ejemplo, para el momento de alabeo l se tiene

$$L = M_x = L_{MR} + L_{TR} + L_{FU} + L_{HT} + L_{VT} \quad (\text{Ec. 4.7}),$$

donde los subíndices representan, respectivamente: MR , rotor principal; TR , rotor de cola; FU , fuselaje; HT , estabilizador horizontal; y VT estabilizador vertical.

Como se verá en las secciones siguientes, las entradas $\mathbf{u}(\theta_o, \theta_{1s}, \theta_{1c}, \theta_{MR}, \text{etc})$ que se aplican en algunos de esos componentes - rotores, estabilizador horizontal- permiten controlar el vuelo modificando las reacciones aerodinámicas en ellos generadas.

4.3 Elección del programa de simulación

Los modelos dinámicos empleados son relativamente sencillos, por lo que no será necesario recurrir a un lenguaje de programación con el que asegurar una computación rápida y eficiente. Se ha optado, en consecuencia, por crearlos directamente en el lenguaje de programación MATLAB, de la compañía Mathworks, porque de esta manera se dispone inmediatamente, por un lado, de unas herramientas ágiles de representación gráfica de la información generada y, por otro, de la posibilidad de usar Simulink como herramienta de verificación para el vuelo compensado.

4.4 Modelo de simulación. Modelos dinámicos de los componentes del helicóptero

En este apartado se presenta un modelo matemático adecuado para la simulación en tiempo real de un helicóptero de configuración habitual, es decir, con un rotor principal y otro auxiliar de cola.

Se basa en el presentado en Talbot [5], que tiene como núcleo las ecuaciones mecánicas del sólido rígido al que se incorporan los diferentes modelos que proporcionan las fuerzas y momentos aerodinámicos que actúan sobre cada componente de la aeronave. Hilbert [6] lo adapta al UH-60, concretando los valores de los parámetros que les son propios y dando cuenta de las particularidades de este modelo, como el estabilizador horizontal ajustable anteriormente referido.

La disposición general del modelo de simulación se muestra en el diagrama de bloques de la figura 4.5

En los siguientes párrafos se precisarán las principales hipótesis y consideraciones empleadas en el desarrollo de cada elemento del modelo y se desarrollarán las ecuaciones detalladas para las fuerzas y momentos. Los objetos identificados como “Ti” corresponden a las matrices de transformación con las que se transfieren las velocidades, fuerzas y momentos entre los diferentes sistemas de ejes locales y el general del vehículo. Tales transformaciones, además de ser necesarias para definir las condiciones cinemáticas y dinámicas del helicóptero, son imprescindibles para dar cuenta de los efectos de interferencia aerodinámica entre los componentes del modelo.

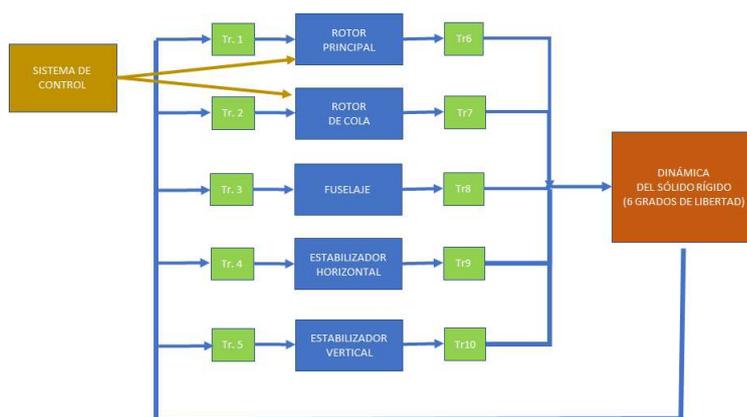


Figura 4.5. Diagrama de bloques dinámicos

Como este proyecto se va a limitar a estudiar las condiciones compensadas, en la práctica estáticas, no se ha considerado necesario incorporar al modelo general ni la dinámica de batimiento de las palas del rotor principal ni la del equipo motor, con lo que se simplifica notablemente el modelo de Talbot [5] tomado como referencia

4.4.1 Rotor principal

Se dispone de un primer grupo de ecuaciones que representa la dinámica del ángulo de batimiento y de otro que relaciona esa dinámica con las fuerzas y momentos que actúan sobre el rotor principal.

4.4.1.1 Ecuación de batimiento del rotor principal

La ecuación del movimiento que corresponde al grado de libertad del batimiento se desarrolla usando la aproximación del plano de las puntas de las palas (*tip-path plane*). Se adopta, además, una serie de supuestos y simplificaciones similares a los empleados en la que se suele conocer como “teoría clásica”, entre los que conviene destacar que:

- La pala del rotor se considera rígida para los esfuerzos de flexión y de torsión
- Se considera que la torsión constructiva del ángulo de paso varía linealmente entre encastre en el buje y la punta de la pala.
- Se acepta que el ángulo de batimiento y el ángulo de incidencia del aire en la pala son pequeños y que la aproximación de flujo bidimensional es válida a lo largo de la pala.
- Los efectos del movimiento de la aeronave sobre el batimiento se reducen a la aceleración normal y a las velocidades y aceleraciones angulares en el plano del buje: $p, q; \dot{p}, \dot{q}$.
- No se tienen en cuenta la influencia de la zona de flujo invertido ni los efectos de la compresibilidad y la entrada en pérdida de los extremos de las palas
- Se acepta la simplificación de flujo de entrada uniforme, por lo que no se usan modelos de variaciones locales o dinámicas.
- Se toma un valor de 1 para el factor de pérdida de punta de ala, es decir, se desprecia tal pérdida.
- Se considera que el batimiento queda suficientemente bien representado con una aproximación hasta el primer armónico con coeficientes variables en el tiempo, es decir:

$$\beta(t) = \beta_0 + \beta_{1c}(t) \cdot \cos(\Psi) + \beta_{1s}(t) \cdot \sin(\Psi) \tag{Ec. 4.8},$$

En estas ecuaciones aparecerán de forma explícita los parámetros primarios de diseño, a saber: constante de resistencia del batimiento K_β , excentricidad de la articulación de batimiento ϵ , número de inercia del Lock γ , y ángulo de acoplamiento entre paso y batimiento K_1 .

Los **rotores rígidos y articulados** pueden estudiarse con un mismo modelo, si bien la

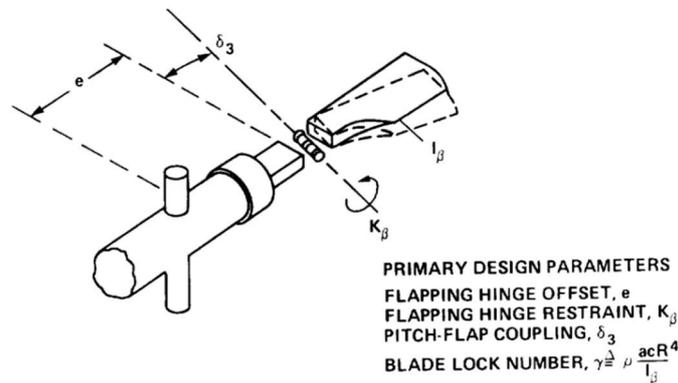


Figura 4.6. . Parámetros constructivos del buje del rotor [5]

diferente naturaleza de ambos tipos quedará reflejada en las grandes diferencias entre los valores de algunos parámetros de cada tipo constructivo. Para un rotor de 3 ó 4 palas, las ecuaciones dinámicas del batimiento en la referencia de la punta de pala son:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\beta}_0 \\ \ddot{\beta}_{1c} \\ \ddot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \dot{\beta}_0 \\ \dot{\beta}_{1c} \\ \dot{\beta}_{1s} \end{bmatrix} + K \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} = F \tag{Ec. 4.9},$$

con siguientes expresiones para las matrices de rigidez D

$$D = \Omega \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & 0 & -\frac{\gamma\mu}{4} \left(\frac{1}{3} - \epsilon + \epsilon^2 \right) \\ 0 & \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & 2 \\ -\frac{\gamma\mu}{2} \left(\frac{1}{3} - \epsilon + \epsilon^2 \right) & -2 & \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{bmatrix} \tag{Ec. 4.10}$$

de inercia K

$$K = \Omega^2 \begin{bmatrix} p^2 + \frac{\gamma K_1 \mu^2}{4} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & -\frac{\gamma \mu}{4} \left(\frac{\epsilon}{2} - \epsilon^2 \right) & -\frac{\gamma K_1 \mu}{4} \left(\frac{2}{3} - \epsilon \right) \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) & \frac{p^2 - 1 + \gamma K_1 \mu^2}{8} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) + \frac{\gamma \mu^2}{8} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \\ -\frac{\gamma K_1 \mu}{2} \left(\frac{2}{3} - \epsilon \right) & -\frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) + \frac{\gamma \mu^2}{8} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & \frac{p^2 - 1 + \frac{3}{8} \gamma K_1 \mu^2}{8} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.11})$$

y de excitación F

$$F = \tag{Ec. 4.12}$$

$$\Omega^2 \left\{ \begin{aligned} & \left[\begin{array}{c} -\frac{M_\beta}{I_\beta \Omega^2} \\ 0 \\ 0 \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} -\frac{M_\beta}{I_\beta \Omega^2} \\ 0 \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left(\frac{1}{2} - \frac{2}{3} \epsilon \right) \end{array} \right] \theta_t + \left[\begin{array}{c} \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) \\ 0 \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{array} \right] \lambda \\ & + \left[\begin{array}{ccc} \frac{\gamma}{2} \left[\begin{array}{c} \left(\frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) + \\ \mu^2 \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{array} \right] & 0 & -\frac{\gamma \mu}{2} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) \\ 0 & \frac{\gamma}{2} \left[\begin{array}{c} \left(\frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) + \\ \mu^2 \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{array} \right] & 0 \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left(\frac{2}{3} - \epsilon \right) & 0 & \frac{\gamma}{2} \left[\begin{array}{c} \left(\frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) + \\ \frac{3\mu^2}{4} \left(\frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{array} \right] \end{array} \right] \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_{1c} \\ \theta_{1s} \end{bmatrix} \\ & + \left[\begin{array}{cc} \frac{\gamma}{8} \mu \left(\frac{2}{3} - \epsilon \right) & 0 \\ -2 \left(1 + \frac{e M_\beta}{g I_\beta} \right) & \frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) \\ -\frac{\gamma}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) & -2 \left(1 + \frac{e M_\beta}{g I_\beta} \right) \end{array} \right] \left[\begin{array}{c} \frac{p_H}{\Omega} \cos \beta_w + \frac{q_H}{\Omega} \sin \beta_w \\ \frac{p_H}{\Omega} \sin \beta_w - \frac{q_H}{\Omega} \cos \beta_w \end{array} \right] \end{aligned} \right\}$$

En ellas aparece P, el ratio entre la pulsación de batimiento del rotor y la velocidad angular del sistema del rotor, cuyo valor queda determinado por los principales parámetros constructivos.

$$P^2 = 1 + \frac{\epsilon R M_\beta}{g I_\beta} + \frac{K_\beta}{I_\beta \Omega^2} + \frac{\gamma K_1}{8} \left(1 - \frac{4}{3} \epsilon\right) \tag{Ec. 4.13}$$

Para un rotor **semirrígido (teetering rotor)**, no tiene sentido físico hablar de la referencia de las puntas de pala, pero es posible emplear las expresiones que acaban de ser presentadas introduciendo, en la expresión dinámica del batimiento el término β_0 como una constante preestablecida y anulando los términos dinámicos a él asociados - $\dot{\beta}_0 = \ddot{\beta}_0 = 0$ - y la excentricidad de la articulación, $\epsilon = 0$.

$$\beta(t) = \beta_0 + \beta_{1c}(t) \cdot \cos(\psi) + \beta_{1s}(t) \cdot \sin(\psi) \tag{Ec. 4.14} ,$$

4.4.1.2 Fuerzas y momentos del rotor principal

Para el desarrollo de las **ecuaciones de fuerzas y momentos**, se usa el mismo conjunto de supuestos elementales que con la dinámica del batimiento en el plano de las puntas de pala. De esta forma, en el estudio aerodinámico se usa, además de la hipótesis de flujo uniforme, la teoría del momento (o impulso), la más sencilla, y, para calcular las fuerzas sobre cada pala, se toman los resultados locales de la teoría de perfiles bidimensionales, los cuales se integran posteriormente a lo largo de la pala.

Al haber sido despreciados los efectos de la zona de flujo invertido, la compresibilidad y la pérdida, las componentes de fuerzas y momentos totales del rotor se pueden obtener también analíticamente mediante la suma de las contribuciones de cada pala, que son funciones analíticas del azimut.

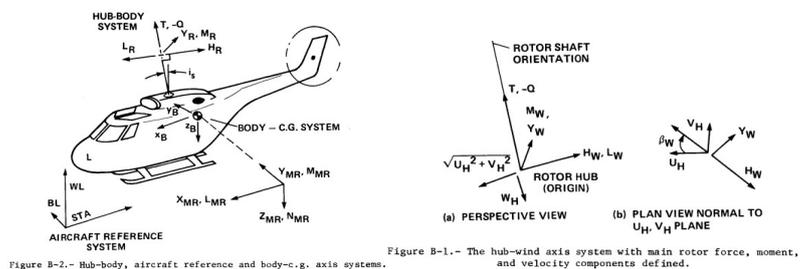


Figura 4.7. Base buje y base buje-viento [6]

$$H_w = \quad (\text{Ec. 4.16})$$

$$\begin{aligned} \frac{n_b}{2} \rho acR(\Omega R)^2 \left\{ -\frac{1}{4}(\theta_0 - K_1\beta_0) \left[\left(\epsilon - \frac{2}{3} \right) \beta_{1s} - \frac{2}{3}\beta_{1s} + 3\beta_0(1 - \epsilon^2)\mu - 2\beta_{1s}(1 - \epsilon) \mu^2 \right] \right. \\ \left. - \frac{\theta_t}{4} \left[\left(\frac{2}{3}\epsilon - \frac{1}{2} \right) \beta_{1s} - \frac{\beta_{1s}}{2} + 2\beta_0\mu - \beta_{1s}(1 - \epsilon^2) \mu^2 \right] \right. \\ \left. - \frac{1}{4}(\theta_{1c} - K_1\beta_{1c}) \left\{ \lambda(1 - \epsilon^2) + \mu \left[\frac{5}{4}\beta_{1c}(1 - \epsilon^2)\beta_{1s} - \frac{1}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c} \right] \right\} \right. \\ \left. - \frac{1}{4}(\theta_{1s} - K_1\beta_{1s}) \left[-\frac{2}{3}\beta_0 + \mu \left(\frac{7}{4}\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) + \frac{1}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1s} \right) \right. \right. \\ \left. \left. - 2\beta_0\mu^2(1 - \epsilon) \right] \right. \\ \left. - \frac{1}{4} \left[-2\lambda(1 - \epsilon)^2\beta_{1s} - 2\beta_0\beta_{1c} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) - \lambda\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) \right] \right. \\ \left. - \frac{\mu}{4} \left[6\beta_0\lambda(1 - \epsilon) - \frac{1}{2}\beta_{1c}\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) - \frac{7}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c}\beta_{1s} \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{5}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c}\beta_{1s} \right] - \mu^2\beta_0\beta_{1c}(1 - \epsilon) \right\} \end{aligned}$$

- fuerza lateral, Y_w :

$$Y_w = \quad (\text{Ec. 4.17})$$

$$\begin{aligned} \frac{n_b}{2} \rho acR(\Omega R)^2 \left\{ -\frac{1}{4}(\theta_0 - K_1\beta_0) \left[\left(\epsilon - \frac{2}{3} \right) \beta_{1s} - \frac{2}{3}\beta_{1s} + 3\beta_0(1 - \epsilon^2)\mu - 2\beta_{1s}(1 - \epsilon) \mu^2 \right] \right. \\ \left. - \frac{\theta_t}{4} \left[\left(\frac{2}{3}\epsilon - \frac{1}{2} \right) \beta_{1s} - \frac{\beta_{1s}}{2} + 2\beta_0\mu - \beta_{1s}(1 - \epsilon^2) \mu^2 \right] \right. \\ \left. - \frac{1}{4}(\theta_{1c} - K_1\beta_{1c}) \left\{ \lambda(1 - \epsilon^2) + \mu \left[\frac{5}{4}\beta_{1c}(1 - \epsilon^2)\beta_{1s} - \frac{1}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c} \right] \right\} \right. \\ \left. - \frac{1}{4}(\theta_{1s} - K_1\beta_{1s}) \left[-\frac{2}{3}\beta_0 + \mu \left(\frac{7}{4}\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) + \frac{1}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1s} \right) \right. \right. \\ \left. \left. - 2\beta_0\mu^2(1 - \epsilon) \right] \right. \\ \left. - \frac{1}{4} \left[-2\lambda(1 - \epsilon)^2\beta_{1s} - 2\beta_0\beta_{1c} \left(\frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) - \lambda\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) \right] \right. \\ \left. - \frac{\mu}{4} \left[6\beta_0\lambda(1 - \epsilon) - \frac{1}{2}\beta_{1c}\beta_{1s}(1 - \epsilon^2) - \frac{7}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c}\beta_{1s} \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{5}{4}(1 - \epsilon)^2\beta_{1c}\beta_{1s} \right] - \mu^2\beta_0\beta_{1c}(1 - \epsilon) \right\} \end{aligned}$$

- par del motor, Q (alrededor del eje Z_w)

$$Q = \quad \text{(Ec. 4.18)}$$

$$\begin{aligned} & \frac{n_b}{2} \rho a c R^2 (\Omega R)^2 \left\{ \frac{\delta}{4a} [1 + (1 - \epsilon^2) \mu^2] - (\theta_0 - K_1 \beta_0) \left(\frac{\lambda}{3} + \frac{\mu}{4} \epsilon \beta_{1c} \right) \right. \\ & + (\theta_{1c} - K_1 \beta_{1c}) \left[\left(\frac{1}{8} - \frac{\epsilon}{6} \right) \beta_{1s} - \frac{\mu}{6} \beta_0 - \frac{\beta_{1s}}{16} (1 - \epsilon^2) \mu^2 \right] \\ & + (\theta_{1s} - K_1 \beta_{1s}) \left[- \left(\frac{1}{8} - \frac{\epsilon}{6} \right) \beta_{1c} + \frac{1}{2} (1 - \epsilon^2) \left(\frac{\mu \lambda}{2} + \frac{\beta_{1c}}{8} \mu^2 \right) \right] \\ & - \theta_t \left(\frac{\lambda}{4} + \frac{\epsilon \mu}{6} \beta_{1c} \right) \\ & - \frac{1}{2} (1 - \epsilon^2) \left[\lambda^2 + \lambda \mu \beta_{1c} + \mu \epsilon \beta_0 \beta_{1s} + \mu^2 \left(\frac{\beta_0^2}{2} + \frac{3}{8} \beta_{1c}^2 + \frac{1}{8} \beta_{1s}^2 \right) \right] \\ & \left. + \frac{\mu}{3} \beta_0 \beta_{1s} - \left(\frac{1}{4} - \frac{2}{3} \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \left(\frac{1}{2} \beta_{1s}^2 + \frac{1}{2} \beta_{1c}^2 \right) \right\} \end{aligned}$$

- momento de alabeo, L_w ,

$$\begin{aligned} L_w = & \frac{n_b}{2} \left(K_\beta \beta_{1s} + \frac{e M_\beta}{g} \beta_{1s} \Omega^2 \right) \quad \text{(Ec. 4.19)} \\ & - \frac{n_b}{2} I_\beta \Omega^2 \gamma \epsilon \left\{ \frac{\mu}{2} (1 - \epsilon^2) (\theta_0 - K_1 \beta_0) - \left[\frac{1}{6} + \frac{3}{8} \mu^2 (1 - \epsilon) \right] (\theta_{1s} - K_1 \beta_{1s}) + \frac{\mu}{3} \theta_t \right. \\ & \left. + \frac{\mu}{2} (1 - \epsilon) \lambda + \frac{\mu^2}{8} (1 - \epsilon) \beta_{1c} - \left(\frac{1}{6} - \frac{\epsilon}{4} \right) \beta_{1c} \right\} \end{aligned}$$

- momento de cabeceo, M_w

$$\begin{aligned} M_w = & \frac{n_b}{2} \left(K_\beta \beta_{1c} + \frac{e M_\beta}{g} \beta_{1c} \Omega^2 \right) \quad \text{(Ec. 4.20)} \\ & - \frac{n_b}{2} I_\beta \Omega^2 \gamma \epsilon \left\{ - \left[\frac{1}{6} + \frac{\mu^2}{8} (1 - \epsilon) \right] (\theta_{1c} - K_1 \beta_{1c}) - \frac{\mu}{4} (1 - \epsilon^2) \beta_0 \right. \\ & \left. + \frac{\mu^2}{8} (1 - \epsilon) \beta_{1s} + \left(\frac{1}{6} - \frac{\epsilon}{4} \right) \beta_{1s} \right\} \end{aligned}$$

En las expresiones del par Q y la fuerza en el plano H_w aparece el coeficiente de arrastre equivalente δ , para cuyo cálculo se emplea la siguiente fórmula, que ofrece una correspondencia razonable con las medidas experimentales de una gran cantidad de perfiles:

$$\delta = 0.009 + 0.3 \left(\frac{6C_T}{\sigma a} \right)^2 \quad (\text{Ec. 4.21})$$

En ella, el término $(6 C_T / a \sigma)$ adopta el papel de ángulo de ataque equivalente promediado.

La tracción del rotor T y el ratio de flujo de entrada λ

$$\lambda = \frac{w_H}{\Omega R} - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \quad (\text{Ec. 4.22})$$

están relacionados implícitamente, lo que obliga a usar un proceso iterativo de cálculo -en el presente trabajo, el de Newton-Ralphson - para determinar simultáneamente ambos valores.

Se necesita estimar la velocidad inducida al aire por el rotor principal para, en cálculos posteriores, cuantificar las velocidades que la estela del rotor crea sobre otros componentes del helicóptero

$$v_i = \left(\frac{w_H}{\Omega R} - \lambda \right) \Omega R \quad (\text{Ec. 4.23})$$

4.4.1.3 Matrices de transformación

4.4.1.3.1 De base cuerpo a base buje-viento

El cálculo de la dinámica del batimiento del rotor y de las fuerzas y momentos de rotor en la base viento-buje requiere expresar en estos ejes las velocidades (u, v, w) y aceleraciones angulares (p, q, r) de la aeronave, que están referidas a los ejes principales del helicóptero, la base cuerpo.

El paso de esta a la primera se hace mediante dos transformaciones, que comprenden traslaciones y rotaciones. Con la primera se define la **base buje**, en la que los ejes pasan del CG de la aeronave al centro del buje en el plano del rotor y se inclina hacia adelante un ángulo i_s (en sentido y negativo), el cual corresponde la inclinación del eje del rotor respecto el eje vertical del helicóptero. En esta base intermedia las expresiones resultan:

$$\begin{bmatrix} u_H \\ v_H \\ w_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & \sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} STA_H - STA_{CG} \\ -(BL_H - BL_{CG}) \\ WL_H - WL_{CG} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_H \\ v_H \\ w_H \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \right)$$

$$\begin{bmatrix} p_H \\ q_H \\ r_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & \sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.244})$$

La segunda transformación, con la que se pasa de la base buje a la viento-buje, representa solo el giro, sin salir del plano del rotor, que lleva el eje x de la base anterior a la proyección, sobre este plano, de la velocidad relativa del viento respecto a la aeronave. Es decir, se rota la base alrededor del eje z positivo mediante el ángulo β_w de deriva del rotor, definido por:

$$\beta_w = \sin \frac{v_H}{(v_H^2 + u_H^2)^{1/2}} \quad (\text{Ec. 4.25})$$

o bien como $\psi_w = 0$, cuando $u_H = v_H = 0$

Esta última transformación se debe aplicar también a las inclinaciones del mando cíclico:

$$\begin{bmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_w & \sin \beta_w & 0 \\ -\sin \beta_w & \cos \beta_w & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_H \\ v_H \\ w_H \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.25})$$

$$\begin{bmatrix} \theta_{1cw} \\ \theta_{1sw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_w & -\sin \beta_w \\ \sin \beta_w & \cos \beta_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_{1c} \\ \theta_{1s} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.26})$$

4.4.1.3.2 De base buje-viento a base cuerpo

Una vez calculados fuerzas y momentos con las fórmulas del apartado 5.1.2, estos deben expresarse en la base del cuerpo para usar su aportación a las fuerzas y momentos totales, que son los que aparecen en las ecuaciones dinámicas generales de la aeronave, las de un cuerpo con 6 grados de libertad.

El camino seguido ahora ha de ser el inverso, por lo que se pasa primero de la base buje-viento a la buje,

$$\begin{bmatrix} H_H \\ Y_H \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_w & -\sin \beta_w & 0 \\ \sin \beta_w & \cos \beta_w & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_w \\ Y_w \\ T \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.28})$$

$$\begin{bmatrix} L_H \\ M_H \\ Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_w & -\sin \beta_w & 0 \\ \sin \beta_w & \cos \beta_w & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_w \\ M_w \\ Q \end{bmatrix}$$

y después de la base buje a la base cuerpo.

$$\begin{bmatrix} X_{MR} \\ Y_{MR} \\ Z_{MR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & -\sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_H \\ Y_H \\ T \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.29})$$

$$\begin{bmatrix} L_{MR} \\ M_{MR} \\ N_{MR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_s & 0 & -\sin i_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin i_s & 0 & \cos i_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_H \\ M_H \\ Q \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_H - STA_{CG} \\ BL_H - BL_{CG} \\ WL_H - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{MR} \\ Y_{MR} \\ Z_{MR} \end{bmatrix}$$

4.4.2 Rotor de cola

4.4.2.1 Ecuación de batimiento de un rotor de cola ordinario

Para el modelo general se usa un rotor de cola de tipo semiarticulado (*teetering*) con un paso colectivo fijo $\beta_0 = 0$, la cual es una solución constructiva nada infrecuente.

Dado que la velocidad de rotación del rotor de cola -y, por tanto, la frecuencia de batimiento- es mucho mayor que la del sistema del rotor principal, en la **ecuación del batimiento** se pueden despreciar de entrada todos los términos dinámicos – primera y segunda derivadas: $\dot{\beta}_{1c} = \dot{\beta}_{1s} = \ddot{\beta}_{1c} = \ddot{\beta}_{1s} = 0$. Con ello, las fórmulas generales, presentadas para el rotor principal, quedan simplificadas sustancialmente y permiten calcular directamente la solución estacionaria con los términos estáticos β_{1c}, β_{1s} :

$$\beta_{1cTR} = \frac{1}{\Delta_{TR}} \left[K_{1TR} \left(1 + \frac{3}{2} \mu_{TR}^2 \right) f_{1TR} - \left(1 + \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) f_{2TR} \right] \quad (\text{Ec. 4.27})$$

$$\beta_{1sTR} = \frac{1}{\Delta_{TR}} \left[\left(1 - \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) f_{1TR} + K_{1TR} \left(1 + \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) f_{2TR} \right]$$

donde

$$\Delta_{TR} = 1 - \frac{\mu_{TR}^4}{4} + K_{1TR} \left(1 + \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) \left(1 + \frac{3}{2} \mu_{TR}^2 \right)$$

$$f_{1TR} = \frac{4}{3} \mu_{TR} \beta_{0TR} + \frac{16}{\gamma_{TR} \Omega_{TR}} p_{TR} - \frac{q_{TR}}{\Omega_{TR}}$$

$$f_{2TR} = \frac{8}{3} K_{1TR} \mu_{TR} \beta_{0TR} + \frac{16}{\gamma_{TR} \Omega_{TR}} q_{TR} - \mu_{TR} \left(\frac{8}{3} \theta_{0TR} + 2\theta_{tTR} + 2\lambda_{TR} \right) - \frac{p_{TR}}{\Omega_{TR}}$$

4.4.2.2 Fuerzas y momentos del rotor de cola

Por su parte, las **ecuaciones de fuerzas y momentos** también se ven muy simplificadas respecto a las del rotor principal, ahora por tratarse de uno de tipo semirrígido:

- no presenta excentricidad ni resistencia al batimiento: $\epsilon = 0, K_\beta = 0$
- los pedales de la cabina solo actúan sobre el paso colectivo $\theta_{0,TR}$, y los dos términos del paso cíclico se puede anular: $\theta_{1c,TR} = \theta_{1s,TR} = 0$
- se desprecian los momentos creados en el plano de giro del rotor: alabeo L y cabeceo M .

Aplicando todo esto, las expresiones en la **base buje-viento** del sistema local del rotor de cola resultan:

$$T_{TR} = \rho a_{TR} c_{TR} R_{TR} (\Omega_{TR} R_{TR})^2 \left[\frac{\lambda_{TR}}{2} + \theta_{0TR} \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) + \frac{\theta_{tTR}}{4} (1 + \mu_{TR}^2) + \frac{\mu_{TR} K_{1TR}}{2} b_{1TR} - a_{0TR} \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_{TR}^2}{2} \right) K_{1TR} + \frac{\mu_{TR} p_{TR}}{4 \Omega_{TR}} \right] \quad (\text{Ec. 4.29})$$

$$Q_{TR} = \quad (\text{Ec. 4.28})$$

$$\rho a_{TR} c_{TR} R_{TR}^2 (\Omega_{TR} R_{TR})^2 \left\{ \frac{\delta_{TR}}{4 a_{TR}} (1 + \mu_{TR}^2) - \frac{\lambda_{TR}}{3} (\theta_{0TR} - K_{1TR} \beta_{0TR}) - \frac{\lambda_{TR}}{4} \theta_{tTR} + K_{1TR} \left[\beta_{1cTR} \left(\frac{\beta_{1sTR}}{8} - \frac{\mu_{TR}}{6} \beta_{0TR} - \frac{\beta_{1sTR}}{16} \mu_{TR}^2 \right) + \beta_{1sTR} \left(-\frac{\beta_{1cTR}}{8} + \frac{\mu_{TR} \lambda_{TR}}{4} + \frac{\beta_{1cT}}{16} \mu_{TR}^2 \right) \right] - \frac{1}{2} \left[\lambda_{TR}^2 + \lambda_{TR} \mu_{TR} \beta_{1cTR} + \mu_{TR}^2 \left(\frac{\beta_0^2}{2} + \frac{3}{8} \beta_{1c}^2 + \frac{1}{8} \beta_{1s}^2 \right) \right] + \frac{\mu_{TR}}{3} \beta_0 \beta_{1s} \dots \dots \right\}$$

componentes que se acaban de definir:

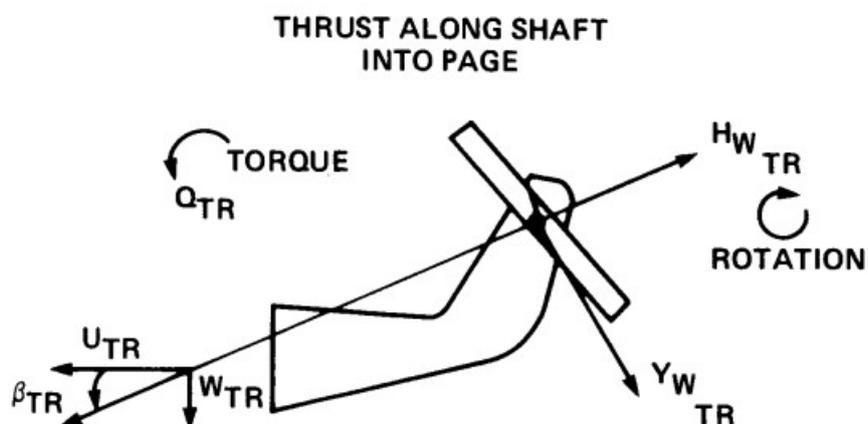


Figura 4.8. Fuerzas y momentos en un rotor de cola convencional [5]

El coeficiente de arrastre equivalente δ_{TR} se calcula con la misma fórmula general ya empleada con el rotor principal:

$$\delta_{TR} = 0.009 + 0.3 \left(\frac{6C_{TR}}{\sigma_{TR} a_{TR}} \right)^2 \tag{Ec. 4.32}$$

También de nuevo, la interrelación entre tracción del rotor T y el ratio de flujo de entrada λ

$$\lambda_{TR} = -\frac{v_{TR}}{\Omega_{TR} R_{TR}} - \frac{C_{TR}}{2\sqrt{\mu_{TR}^2 + \lambda_{TR}^2}} \tag{Ec. 4.33}$$

obliga a calcularlos simultáneamente mediante un proceso iterativo, el de Newton-Ralphson en el presente trabajo.

4.4.2.3 Matrices de transformación. Interferencia con el rotor principal

El helicóptero UH-60 fue diseñado con un rotor de cola inclinado hacia el lado derecho del estabilizador vertical. Para encontrar la contribución que hacen a la resultante las fuerzas y momentos aerodinámicos es necesario introducir dos sistemas adicionales ejes: el sistema de ejes ladeado (subíndice C), y el sistema de ejes ladeado-viento (subíndice CW). Una vez que estos ejes sistemas y las transformaciones entre ellos se han definido, el desarrollo de

las ecuaciones para el batimiento, la fuerza, y el momento son análogas a la de un rotor de cola ordinario, y, lo mismo que con aquel, es necesario determinar las componentes en esta base de la velocidad de flujo local, el cual está distorsionado por los efectos del flujo descendente creado por el rotor principal.

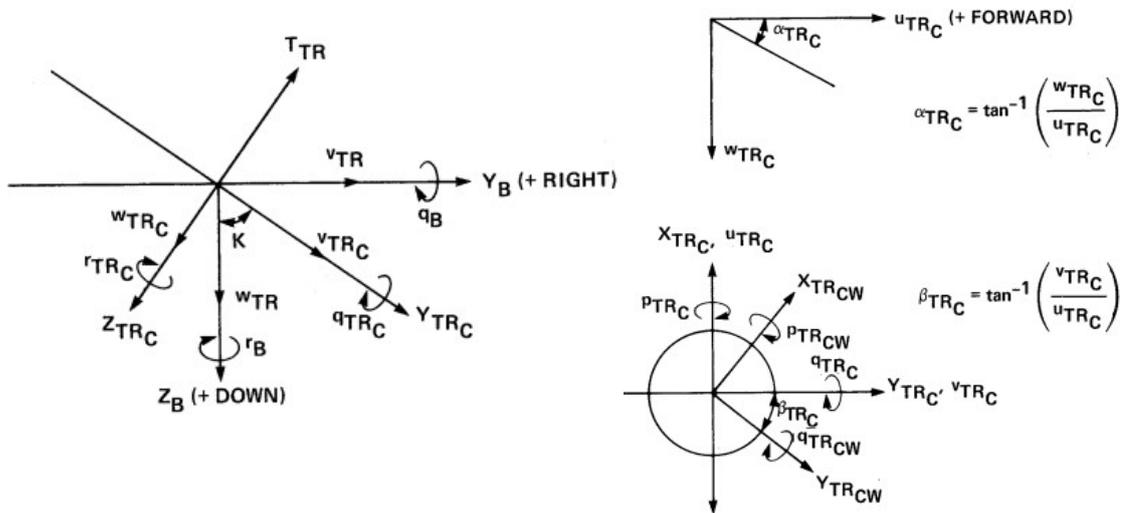


Figura 4.9. Fuerzas y momentos en el rotor del UH-60 [6]

4.4.2.3.1 De base cuerpo a base buje-viento

La velocidad relativa del aire en el buje del rotor, expresada en el sistema local de coordenadas cuyos ejes son paralelos a los de la base cuerpo se calcula mediante la siguiente transformación cinemática:

$$\begin{bmatrix} u_{TR} \\ v_{TR} \\ w_{TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{TR} - STA_{CG} \\ -(BL_{TR} - BL_{CG}) \\ WL_{TR} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_{iTR} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.34})$$

El término w_{iTR} representa la velocidad descendente de la estela del rotor principal. Dado el nivel de detalle únicamente aproximado del modelo del helicóptero que se está construyendo, se va a usar un valor de *downwash* constante para una posición determinada respecto a la referencia buje-cuerpo del rotor principal.

$$w_{iTR} = k_f v_{IMR} \quad (\text{Ec. 4.37})$$

La constante de proporcionalidad se estima siguiendo el modelo de HOWLETT, que hace depender su valor del ángulo de la estela χ

$$\chi = \tan^{-1}\left(\frac{\mu}{\lambda}\right) \tag{Ec. 4.35}$$

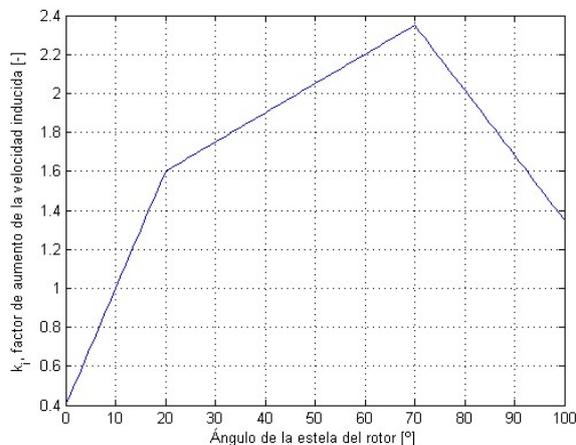


Figura 4.10. Efecto de la estela del rotor principal sobre el rotor de cola [7]

Se supondrá el mismo efecto de la estela sobre los otros elementos de la cola, los dos estabilizadores.

Para trasladar la velocidad al rotor de cola, debe aplicarse a la calculada en el paso anterior una rotación alrededor del eje x por el ángulo de inclinación con el que está construido

$$\begin{bmatrix} u_{CTR} \\ v_{CTR} \\ w_{CTR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\left(\frac{\pi}{2} - K_{ang}\right) & \sin\left(\frac{\pi}{2} - K_{ang}\right) \\ 0 & -\sin\left(\frac{\pi}{2} - K_{ang}\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2} - K_{ang}\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{TR} \\ v_{TR} \\ w_{TR} \end{bmatrix} \tag{Ec. 4.39}$$

y, después otra por el ángulo de viento local, definido como:

$$\beta_{wCTR} = \tan^{-1}\left(\frac{v_{CTR}}{u_{CTR}}\right) \tag{Ec. 4.40}$$

A esta base local buje-viento del rotor de cola inclinado se trasladan también la velocidad angular del cuerpo de la aeronave.

4.4.2.3.2 De base cuerpo a base buje-viento

Una vez calculados fuerzas y momentos en la base local, estos se trasladan a la base general cuerpo mediante las transformaciones de base viento a base inclinada, de base inclinada a base paralela a la base cuerpo y, finalmente, de base paralela a base cuerpo

$$\begin{bmatrix} -H_{CTR} \\ Y_{CTR} \\ -T_{CTR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta_{CTR} & -\sin \beta_{CTR} & 0 \\ \sin \beta_{CTR} & \cos \beta_{CTR} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_{wCTR} \\ Y_{wCTR} \\ -T_{CTR} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.41})$$

$$\begin{bmatrix} X_{TR} \\ Y_{TR} \\ Z_{TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) & -\sin(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) \\ 0 & \sin(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) & \cos(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -H_{CTR} \\ Y_{CTR} \\ -T_{CTR} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} L_{TR} \\ M_{TR} \\ N_{TR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) & -\sin(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) \\ 0 & \sin(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) & \cos(\frac{\pi}{2} - K_{ang}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Q_{TR} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_H - STA_{CG} \\ BL_H - BL_{CG} \\ WL_H - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{TR} \\ Y_{TR} \\ Z_{TR} \end{bmatrix}$$

4.4.3 Fuerzas y momentos de la cola

Para determinar las fuerzas aerodinámicas de sustentación y resistencia al avance que actúan sobre los elementos de la cola – estabilizadores horizontal y vertical-, se emplea el modelo propuesto por Talbot [5], el cual permite trabajar con cualquier ángulo de ataque α y de deriva lateral β , incluyendo el vuelo hacia atrás.

Las expresiones de los coeficientes aerodinámicos que van a ser presentadas son idénticas para ambos estabilizadores cuando se formulan en el sistema de ejes local de cada uno de ellos. Sí son particulares la posición y orientación, las medidas y características constructivas y los diferentes fenómenos de interferencia aerodinámica que se tendrán en cuenta con cada uno: se considera que la estela del rotor principal sobre ambos estabilizadores y la del rotor de cola, dada su proximidad, únicamente sobre el vertical.

Las principales hipótesis hechas en el desarrollo de las expresiones de las fuerzas y momentos de los estabilizadores de cola son los siguientes:

- Las fuerzas de sustentación y resistencia aerodinámica se aplican en la sección del cuarto de cuerda y, dentro de la sección, en el centro de presiones.
- Los perfiles aerodinámicos son simétricos
- Para valores del ángulo de ataque α menores al de entrada en pérdida, se supone que la pendiente de la curva de sustentación es la definida por la *teoría de la línea de sustentación*, asumiendo una distribución de sustentación elíptica y un *downwash* uniforme. A ese valor se le aplican correcciones por el deslizamiento lateral β y la flecha del ala Λ .

$$\begin{aligned}
 \alpha_s &= \frac{C_{LM}}{a} & \alpha_s &\leq \frac{\pi}{4} \\
 \alpha_s &= \frac{\pi}{4} & \alpha_s &> \frac{\pi}{4} \\
 \alpha_i &= 1.2\alpha_s & & \\
 C_{LM} &= C_{LM} & \alpha_s &\leq \frac{\pi}{4} \\
 C_{LM} &= a\frac{\pi}{4} & \alpha_s &> \frac{\pi}{4}
 \end{aligned}
 \tag{Ec. 4.42}$$

- Se establece un coeficiente de sustentación máximo. En caso de que la pendiente corregida de la curva hiciera que este valor no se hubiera alcanzado al llegar $\alpha = \pi/4 \text{ rad}$, se toma como coeficiente máximo $C_{L,Max}$ el que se define en este ángulo
- La variación del coeficiente de sustentación una vez se ha superado el ángulo de entrada en pérdida se divide en dos tramos:
 - primero, un descenso de C_L de un 20% desde $C_{L,Max}$ para un aumento del 20% en ángulo de ataque
 - después, una variación particular con la que se llega a una sustentación nula para un ángulo de ataque de $\alpha = \pi/2 \text{ rad}$

- El coeficiente de sustentación volando hacia detrás es un 80% del equivalente al vuelo hacia delante.

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L0} & 0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{2} \\
 C_L &= -C_{L0} & -\frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq \frac{\pi}{2} \\
 C_L &= -0.8C_{L0} & \frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq \pi \\
 C_L &= 0.8C_{L0} & -\pi \leq \alpha \leq -\frac{\pi}{2}
 \end{aligned}
 \tag{Ec. 4.36}$$

- El coeficiente de resistencia por arrastre varía con el ángulo de ataque y alcanza un valor de 1 cuando $\alpha = \pm \pi/2 \text{ rad}$
- El coeficiente de resistencia inducida varía con el cuadrado del coeficiente de sustentación calculado.

Con estas suposiciones, la evolución de los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque para cada una de las dos superficies sustentadoras presenta la forma típica que muestra la figura 4.11.

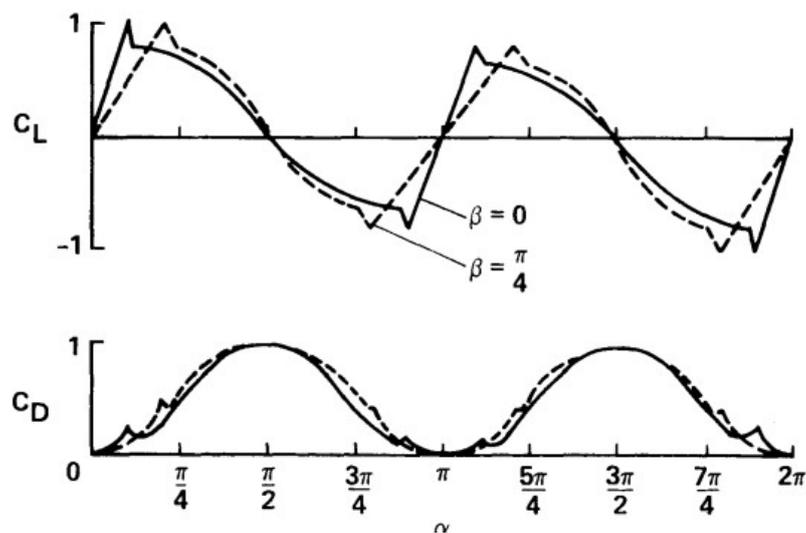


Figura 4.11. Coeficientes de resistencia al avance para Fuerzas y momentos en el rotor de cola [5]

Desarrollando las hipótesis del párrafo anterior, se tiene que

- el ángulo de ataque usado en las expresiones de fuerzas y momentos se determina según:

$$\begin{aligned}
 \alpha_i &= \alpha & 0 \leq \alpha < \frac{\pi}{2} \\
 \alpha_i &= -\alpha & -\frac{\pi}{2} \leq \alpha < 0 \\
 \alpha_i &= \pi - \alpha & \frac{\pi}{2} \leq \alpha < \pi \\
 \alpha_i &= \pi + \alpha & -\pi \leq \alpha < -\frac{\pi}{2}
 \end{aligned}
 \tag{Ec. 4.44}$$

- los coeficientes de sustentación y arrastre se calculan con las siguientes expresiones,

$$\begin{aligned}
 C_{L0} &= a\alpha_i & 0 \leq \alpha_i < \alpha_s \\
 C_{L0} &= C_{LM} - a(\alpha_i - \alpha_s) & \alpha_s < \alpha_i < \alpha_1 \\
 C_{L0} &= 0.8C_{LM}\left[1 - \left(\frac{\alpha_i - \alpha_1}{\frac{\pi}{2} - \alpha_1}\right)^2\right] & \alpha_1 \leq \alpha_i \leq \frac{\pi}{2} \\
 C_{DP} &= 0.009 + 0.11\alpha_i^2 & 0 \leq \alpha_i \leq 0.35 \\
 C_{DP} &= -0.1254 + 0.9415\alpha_i + 0.977525\sin^2\alpha_i & 0.35 < \alpha_i < \frac{\pi}{2}
 \end{aligned}
 \tag{Ec. 4.37}$$

donde C_{DP} es el coeficiente de resistencia por arrastre:

$$C_D = C_{DP} + \frac{C_L^2}{0.8\pi AR}
 \tag{Ec. 4.46}$$

4.4.3.1 Estabilizador horizontal

El estabilizador de cola del UH-60 fue dotado de un mecanismo con el que variar el ángulo de incidencia i_{HT} con dos fines: primero, evitar ángulos de cabeceo θ (con la parte delantera hacia arriba) excesivos por el choque de la estela descendente del rotor principal cuando se maniobra a velocidades muy bajas, y en segundo lugar, poder optimizar también los ángulos de cabeceo durante las maniobras de ascenso, crucero y descenso.

La orientación del estabilizador oscila entre los 8.0° hacia arriba del borde de salida en marcha de crucero y los $39,0^\circ$ hacia abajo como una función de cuatro variables: la velocidad de

avance V_a , la velocidad de cabeceo $\dot{\theta}$, la aceleración lateral a_y y la posición del control del paso colectivo del rotor principal δ_p .

En la figura 4.8 se representa dicha evolución, de acuerdo con el esquema de control detallado en Hilbert [6, p34]

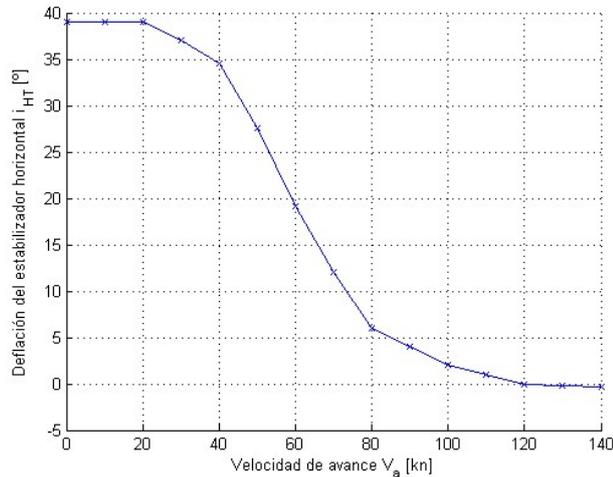


Figura 4.12. *Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal en función de la velocidad de avance.*

4.4.3.1.1 Corrección de la pendiente de sustentación

La pendiente de la curva de elevación de la cola horizontal se calcula a partir de la teoría elemental de la línea de sustentación y se corrige después para la deriva lateral mediante la fórmula:

$$\alpha_{HT} = \left(\frac{2\pi}{1 + \frac{2}{AR_{HT}}} \right) \cos^2 \beta_{HT} \quad (\text{Ec. 4.48})$$

4.4.3.1.2 De base cuerpo a base local

En la expresión de la velocidad relativa del aire en el estabilizador horizontal se incluye un factor $w_{i,HT}$ con el que tener en cuenta el *downwash* del rotor principal. Se ha considerado que tiene el mismo valor que para el rotor de cola (y también el estabilizador vertical)

$$\begin{bmatrix} u_{HT} \\ v_{HT} \\ w_{HT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{HT} - STA_{CG} \\ -(BL_{HT} - BL_{CG}) \\ WL_{HT} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_{i,HT} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.49})$$

Es habitual, si bien no se ha hecho así en este modelo, prescindir de la contribución relativamente pequeña de la velocidad de alabeo p_B

A partir de estas componentes, se calculan los ángulos locales de ataque y deriva:

$$\begin{aligned}\alpha_{HT} &= \tan^{-1}\left(\frac{w_{HT}}{u_{HT}}\right) + i_{HT} \\ \beta_{HT} &= \sin^{-1}\left(\frac{v_{HT}}{V_{HT}}\right)\end{aligned}\quad (\text{Ec. 4.38})$$

donde

$$V_{HT} = \sqrt{u_{HT}^2 + v_{HT}^2 + w_{HT}^2} \quad (\text{Ec. 4.391})$$

es el módulo de la velocidad local e i_{HT} el ángulo de incidencia que el sistema de control haya establecido para el estabilizador. (En otros casos, jugando con este parámetro se podría incluir también en el modelo un perfil no simétrico, para lo cual bastaría añadir al ángulo el constructivo de ataque para el que la sustentación es nula)

Por último, se introduce en las fórmulas de las fuerzas de sustentación y resistencia un factor de corrección η_{HT} que da cuenta de la obstrucción del fuselaje, la porción del estabilizador horizontal que queda dentro de él.

$$F_{HT} = \frac{1}{2} \rho V_{HT}^2 S_{HT} \eta_{HT} \quad (\text{Ec. 4.52})$$

4.4.3.1.3 De base local a base cuerpo

Como se ha indicado anteriormente, se supone que las fuerzas actúan en el centro de área de la sección del cuarto de cuerda. Se pasa de su expresión en la base viento local a la general mediante la transformación que tiene en cuenta los ángulos de ataque y deriva, si bien en el de ataque real debe descontarse el impuesto, respecto al fuselaje, por el sistema de control:

$$\begin{bmatrix} X_{HT} \\ Y_{HT} \\ Z_{HT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{HT} - i_{HT}) & 0 & -\sin(\alpha_{HT} - i_{HT}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{HT} - i_{HT}) & 0 & \cos(\alpha_{HT} - i_{HT}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{HT} & -\sin \beta_{HT} & 0 \\ \sin \beta_{HT} & \cos \beta_{HT} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{HT} \\ 0 \\ -L_{HT} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.41})$$

$$\begin{bmatrix} L_{HT} \\ M_{HT} \\ N_{HT} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} STA_{HT} - STA_{CG} \\ -(BL_{HT} - BL_{CG}) \\ WL_{HT} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{HT} \\ Y_{HT} \\ Z_{HT} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.40})$$

4.4.3.2 Estabilizador vertical

4.4.3.2.1 Corrección de la pendiente de sustentación

En este caso, la estimación de la pendiente de la curva de elevación de la aleta vertical incluye, además de la deriva, el efecto de la flecha del perfil:

$$\alpha_{VT} = \left(\frac{2\pi}{1 + 2/AR_{VT}} \right) \cos^2(\beta_{VT} + \Lambda_{VT}) \quad (\text{Ec. 4.55})$$

4.4.3.2.2 De base cuerpo a base local

En el cálculo de la velocidad en el estabilizador vertical se incluyen los términos $w_{i,VT}$, la velocidad inducida por el rotor principal, y $k_{vTR} \cdot v_{iTR}$, el cual representa la estela del rotor de cola.

$$\begin{bmatrix} u_{VT} \\ v_{VT} \\ w_{VT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{VT} - STA_{CG} \\ -(BL_{VT} - BL_{CG}) \\ WL_{VT} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ Q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_{vTR} v_{iTR} \\ -w_{iVT} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.42})$$

En este segundo término, el factor k_{vTR} se puede ajustar para tener en cuenta la fracción del estabilizador vertical que queda inmersa en la estela del rotor de cola y la velocidad de interferencia w_{iTR} se calcula como en los apartados anteriores.

Los ángulos de ataque y deriva lateral son ahora

$$\alpha_{VT} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{VT}}{u_{VT}} \right) + i_{VT} \quad (\text{Ec. 4.57})$$

$$\beta_{VT} = \sin^{-1} \left(\frac{w_{VT}}{V_{VT}} \right)$$

donde

$$V_{VT} = \sqrt{u_{VT}^2 + v_{VT}^2 + w_{VT}^2} \quad (\text{Ec. 4.43})$$

e i_{VT} el ángulo de incidencia, que es nulo en el caso del UH-60.

4.4.3.2.3 De base local a base cuerpo

Como para el estabilizador horizontal, se pasa de su expresión en la base viento local a la general mediante la transformación que tiene en cuenta los ángulos de ataque y deriva:

$$\begin{bmatrix} X_{VT} \\ Y_{VT} \\ Z_{VT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{VT} - i_{VT}) & -\sin(\alpha_{VT} - i_{VT}) & 0 \\ \sin(\alpha_{VT} - i_{VT}) & \cos(\alpha_{VT} - i_{VT}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{VT} & 0 & -\sin \beta_{VT} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta_{VT} & 0 & \cos \beta_{VT} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{VT} \\ -L_{VT} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.59})$$

$$\begin{bmatrix} L_{VT} \\ M_{VT} \\ N_{VT} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} STA_{VT} - STA_{CG} \\ -(BL_{VT} - BL_{CG}) \\ WL_{VT} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{VT} \\ Y_{VT} \\ Z_{VT} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.44})$$

4.4.4 Fuerzas y momentos del fuselaje

4.4.4.1 Fuerzas y momentos

El modelo aerodinámico del fuselaje del UH-60 se basa en los resultados de las pruebas de túnel de viento recogidos por Hilbert [6]. Para llegar a las fórmulas aquí presentadas, a esos resultados se les aplica un algoritmo de regresión que los ajusta a una función no lineal de diversas varias variables aerodinámicas especificadas: $\psi, \alpha, \sin(\psi), \psi^2, \dots$

Las ecuaciones derivadas dependen de la definición de los ángulos de ataque y deriva lateral utilizados en el túnel de viento. El **ángulo de ataque** es el ángulo que forma el eje longitudinal del modelo respecto al eje longitudinal del túnel, para un ángulo de guiñada cero. Se mide respecto el suelo del túnel y no varía con el ángulo de guiñada.

$$\alpha_{FU} \triangleq \theta_w \triangleq \tan^{-1} \left(\frac{w_{FU}}{|u_B|} \right) \quad (\text{Ec. 4.45})$$

donde

$$w_{FU} \triangleq w_B + q_B(STA_{FU} - STA_{CG}) - w_{iFU} \quad (\text{Ec. 4.462})$$

El **ángulo de deriva lateral** es el ángulo de guiñada en el plano horizontal del túnel, con independencia del ángulo de ataque.

$$\beta_{FU} \triangleq -\psi_w \triangleq \tan^{-1} \left(\frac{v_{FU}}{\sqrt{u_B^2 + w_{FU}^2}} \right) \quad (\text{Ec. 4.47})$$

donde

$$v_{FU} \triangleq v_B - r_B(STA_{FU} - STA_{CG}) \quad (\text{Ec. 4.64})$$

Las fuerzas y momentos longitudinales (resistencia, sustentación y momento de cabeceo) dependen tanto del ángulo de ataque como del ángulo de deriva lateral. Por su parte, las fuerzas y momentos laterales (fuerza lateral, momento de alabeo y momento de guiñada) solo lo hacen del ángulo de deriva.

- Fuerzas (Ec. 4.48)

- Resistencia al avance, D

$$\begin{aligned} \frac{D}{q} = & 90.0555 \sin^2 \alpha_{FU} - 41.5604 \cos \alpha_{FU} + 2.94684 \cos 4\psi_w \\ & - 103.141 \cos 2\psi_w - 0.535350 \cdot 10^{-6} \psi_w^4 + 160.2049 \end{aligned}$$

- Sustentación, L

$$\begin{aligned} \frac{L}{q} = & 29.3616 \sin \alpha_{FU} + 43.4680 \sin 2\alpha_{FU} - 81.8924 \sin^2 \alpha_{FU} \\ & - 84.1469 \cos \alpha_{FU} - 0.821406 \cdot 10^{-1} \psi_w \\ & + 3.00102 \sin 4\psi_w + 0.0323477 \psi_w^2 + 85.3496 \end{aligned}$$

- Fuerza lateral, Y

$$\frac{Y}{q} = 35.3999 \sin \psi_w + 71.8019 \psi_w - 8.04823 \sin 4\psi_w - 0.980257 \cdot 10^{-1}$$

- Momentos

(Ec. 4.49)

- Cabeceo, M

$$\begin{aligned} \frac{M}{q} = & 2.37925 \alpha_{FU} + 728.026 \sin 2\alpha_{FU} + 426.760 \sin^2 \alpha_{FU} \\ & + 348.072 \cos \alpha_{FU} - 510.581 \cos^3 \psi_w + 56.111 \end{aligned}$$

- Alabeo, L

$$\begin{aligned} \frac{L}{q} = & 614.797 \sin \psi_w \\ & + \frac{\psi_w}{|\psi_w|} (-47.7213 \cos 4\psi_w - 290.504 \cos^3 \psi_w \\ & + 735.507 \cos^4 \psi_w - 669.266), \quad 25^\circ < |\psi_w| \leq 90^\circ \end{aligned}$$

$$\frac{L}{q} = \frac{\psi_w}{|\psi_w|} (455.707 \cos^4 \psi_w - 428.639), \quad 10^\circ < \psi_w \leq 25^\circ$$

- Guiñada, N

$$\frac{N}{q} = 220.0 \sin 2\psi_w + \frac{\psi_w}{|\psi_w|} (671.0 \cos^4 \psi_w - 429.0) \quad 20^\circ < |\psi_w| \leq 90^\circ$$

$$\frac{N}{q} = -278.133 \sin 2\psi_w + 422.644 \sin 4\psi_w - 1.83172, \quad -20^\circ \leq \psi_w \leq 20^\circ$$

Cabe señalar que las fórmulas se han reproducido aquí en sus unidades originales, ft^2 para las fuerzas ft^3 para los momentos. En el anexo A.7 se recogen estos datos en unas figuras que contienen tanto los datos del túnel de viento como las gráficas generadas a partir de ellos por regresión.

4.4.4.2 De base cuerpo a base local

Las componentes de velocidad local para el fuselaje -y, en consecuencia, la presión dinámica y los ángulos de ataque y de deriva – incluyen el efecto del *downwash* promediado del rotor principal

$$\begin{bmatrix} u_{FU} \\ v_{FU} \\ w_{FU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_{iFU} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.50})$$

Siguiendo el modelo de HOWLETT, se estima el efecto de la estela del rotor sobre el fuselaje $w_{i,FU}$ multiplicando la velocidad inducida al fluido v_{iMR} por una constante de proporcionalidad $k_{i,FU}$ cuyo valor depende del ángulo de la estela χ

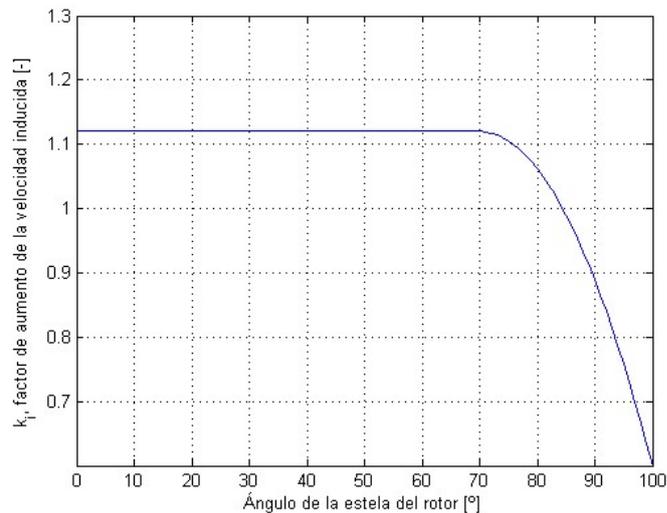


Figura 4.13. Efecto de la estela del rotor principal sobre el fuselaje [7]

Con estas componentes de la velocidad, los ángulos de ataque y de deriva se definen como

$$\alpha_{FU} = \tan^{-1} \left(\frac{w_{FU}}{u_{FU}} \right) \quad (\text{Ec. 4.52})$$

$$\beta_{FU} = \sin^{-1} \left(\frac{v_{FU}}{V_{FU}} \right)$$

donde la magnitud de la velocidad es

$$V_{FU} = \sqrt{u_{FU}^2 + v_{FU}^2 + w_{FU}^2} \quad (\text{Ec. 4.51})$$

La presión dinámica en el fuselaje, definida a partir de la magnitud de la velocidad local, incorpora, por tanto, el efecto de la corriente descendente del rotor.

$$q_{FU} = \frac{1}{2} \rho V_{FU}^2 \quad (\text{Ec. 4.53})$$

4.4.4.3 De la base local a la base general

A diferencia de lo que pasaba con los estabilizadores, para el fuselaje las seis acciones aerodinámicas han de ser tenidas en cuenta y trasladadas al CG

$$\begin{bmatrix} X_{FU} \\ Y_{FU} \\ Z_{FU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{FU} & 0 & -\sin \alpha_{FU} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{FU} & 0 & \cos \alpha_{FU} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{FU} & -\sin \beta_{FU} & 0 \\ \sin \beta_{FU} & \cos \beta_{FU} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{FU} \\ Y_{FU} \\ -L_{FU} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.74})$$

$$\begin{bmatrix} L_{FU} \\ M_{FU} \\ N_{FU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{FU} & 0 & -\sin \alpha_{FU} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{FU} & 0 & \cos \alpha_{FU} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{FU} & -\sin \beta_{FU} & 0 \\ \sin \beta_{FU} & \cos \beta_{FU} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_{FU} \\ M_{FU} \\ N_{FU} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{FU} - STA_{CG} \\ -(BL_{FU} - BL_{CG}) \\ WL_{FU} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{FU} \\ Y_{FU} \\ Z_{FU} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 4.75})$$

4.5 Vuelo compensado (*trimmed flight*)

Introduciendo en las ecuaciones de estado –ecuaciones. 4.2 a 4.7- la acción de la gravedad y las expresiones dinámicas de cada componente, desarrolladas en el apartado 4.4, se construye un modelo con el que es posible simular el comportamiento dinámico de la aeronave.

Dado que la extensión del presente trabajo ha de ser limitada, se ceñirá a las condiciones de vuelo compensado y no será viable acometer estudios más complejos, como podrían haber sido, por ejemplo, la evaluación de estabilidad estática y dinámica o las respuestas temporales a diferentes entradas de control.

Por este mismo motivo, a la hora de incorporar a ese modelo las relaciones entre las velocidades del vehículo respecto a la Tierra (referencia fija) y respecto a la masa de aire en que se desplaza (referencia relativa), se considera que no sopla el viento $(u_w, v_w, w_w) = 0$. Con ello, se anula el movimiento de arrastre entre ambas referencias y se puede establecer una equivalencia directa entre la velocidad absoluta (u, v, w) y la relativa (u_r, v_r, w_r) , la cual muy frecuentemente se representa mediante su módulo V_a y los ángulos α y β que la orientan respecto a los ejes geométricos de la aeronave.

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u - u_w \\ v - v_w \\ w - w_w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ \cos \beta \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = V_a \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \alpha \\ \sin \beta \\ \cos \beta \sin \alpha \end{pmatrix} = \quad (\text{Ec. 4.54})$$

$$V_a = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2} \quad ; \quad \alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_r}{u_r} \right) \quad ; \quad \beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_r}{\sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}} \right)$$

Se suele entender el vuelo compensado (*trimmed flight*) como aquel que se da cuando las condiciones de equilibrio entre fuerzas y momentos hace que las aceleraciones lineales y angulares sean nulas, lo que da lugar a una trayectoria resultante sencilla como, por ejemplo, un movimiento rectilíneo o circular con velocidad uniforme.

En los modelos matemáticos presentados en el apartado anterior, esta situación se estudia imponiendo a las derivadas de los estados \dot{x} los valores que describen la clase de vuelo concreto y resolviendo el sistema de ecuaciones no lineales para encontrar los valores de las variables de estado y los controles.

De entre los diferentes conjuntos de variables con los que describir-prescribir el movimiento, se ha decidido usar en este trabajo uno de los más habituales, el formado por la velocidad de avance V_a , ángulo de elevación γ y el radio de giro R , todos ellos constantes. Con este grupo, se puede describir un movimiento helicoidal ascendente o descendente y, fijando los valores adecuados, otros movimientos más sencillos, como casos particulares de aquellos: vuelo horizontal a velocidad constante, vuelo rectilíneo ascendente o descendente con velocidad y ángulo constante, trayectoria circular con radio constante recorrida a velocidad constante, etc.

En el caso general de un vuelo compensado helicoidal, las derivadas de los estados deben fijarse con los siguientes valores:

$$(p_n, p_e, p_d, u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r)^T = \tag{Ec. 4.55}$$

$$(indif.,\ indif.,\ -V_a^* \sin \gamma^*,\ 0, 0, 0, 0, 0, \left(\frac{V_a^*}{R^*}\right) \cos \gamma^*,\ 0, 0, 0)^T$$

De las doce ecuaciones de estado iniciales, las dos primeras, las de p_n , y p_e , asociadas a las coordenadas de desplazamiento respecto la Tierra en el plano horizontal, no resultan de interés en el estudio de este tipo de movimientos (se eliminarían con una simple rotación de las bases), por lo que se pasa a trabajar con las diez ecuaciones restantes.

$$\begin{pmatrix} indif \\ indif \\ -V_a^* \sin \gamma^* \end{pmatrix} = \tag{Ec. 4.56}$$

$$\begin{pmatrix} \cos \Theta_e \cos \Psi_e & \sin \Phi_e \sin \Theta_e \cos \Psi_e - \cos \Phi_e \sin \Psi_e & \cos \Phi_e \sin \Theta_e \cos \Psi_e + \sin \Phi_e \sin \Psi_e \\ \cos \Theta_e \sin \Psi_e & \sin \Phi_e \sin \Theta_e \sin \Psi_e + \cos \Phi_e \cos \Psi_e & \cos \Phi_e \sin \Theta_e \sin \Psi_e - \sin \Phi_e \cos \Psi_e \\ -\sin \Theta_e & \sin \Phi_e \cos \Theta_e & \cos \Phi_e \cos \Theta_e \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_e \\ V_e \\ W_e \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_e V_e - Q_e W_e \\ P_e W_e - R_e U_e \\ Q_e U_e - P_e V_e \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ V_a^*/R^* \cos \gamma^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \Phi_e \tan \Theta_e & \cos \Phi_e \tan \Theta_e \\ 0 & \cos \Phi_e & -\sin \Phi_e \\ 0 & \frac{\sin \Phi_e}{\cos \Theta_e} & \frac{\cos \Phi_e}{\cos \Theta_e} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_e \\ Q_e \\ R_e \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 P_e Q_e - \Gamma_2 Q_e R_e \\ \Gamma_5 P_e R_e - \Gamma_6 (P_e^2 - R_e^2) \\ \Gamma_7 P_e Q_e - \Gamma_1 Q_e R_e \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Gamma_3 L + \Gamma_4 N \\ \frac{1}{I_y} M \\ \Gamma_4 L + \Gamma_8 N \end{pmatrix}$$

En el caso de vuelo rectilíneo a altura y velocidad constantes -el único caso que se va a estudiar-, el ángulo de elevación γ^* es nulo y el radio de giro R infinito, por lo que todas las derivadas \dot{x} son nulas. Con ello, se anula por completo ($0 = 0$) el tercer grupo de ecuaciones de estado - las relaciones cinemáticas de rotación que ligan la derivada temporal de los ángulos de Euler con la velocidad de rotación del vehículo – por lo que parecen quedar únicamente 7 relaciones para determinar 9 incógnitas, a saber:

- las 3 componentes de velocidad (u, v, w , o, equivalentemente, V_a, α, β)
- 2 ángulos de Euler (θ, ϕ), y
- los 4 controles del helicóptero, ($\theta_0, \theta_{1s}, \theta_{1c}$ y θ_{0TR}), que intervienen modificando las resistencias aerodinámicas.

En realidad, dado que V_a^* se fija como punto de partida del problema, se acaban teniendo 7 relaciones para 8 incógnitas y únicamente es necesario determinar o fijar una para poder calcular las otras a partir del sistema de ecuaciones.

Como se explica en 4.5.2, en el caso del UH-60, parece que Howlett [7] y Hilbert[6] adoptan la hipótesis de que, a velocidades bajas (por debajo de 50 nudos), el deslizamiento lateral β se aproxima a cero, mientras que a velocidades mayores se anula el alabeo ϕ . En otros trabajos -y en este se hará lo mismo-, se supone un deslizamiento lateral β nulo para todo el rango de velocidades de avance.

Como se ha comentado anteriormente, el UH-60 dispone en principio de 5 controles, pues se puede variar la incidencia del estabilizador horizontal de cola. Sin embargo, esa posible incógnita adicional deja de serlo si se considera que en el vuelo compensado el valor adoptado por dicho ángulo está asociado a la velocidad de crucero (y otras variables) y lo impone automáticamente el sistema de control del helicóptero. En la figura 4.12 se ha representado dicha evolución.

4.6 Algoritmo de solución

La complejidad del sistema de ecuaciones hace inviable cualquier resolución analítica, por lo que debe recurrirse a un método numérico. Se ha optado basar los diferentes programas – presentados en el anexo D– en el algoritmo del gradiente (*gradient descent*), un procedimiento iterativo en el que, a partir de un punto inicial y una función que define el coste que debe ser minimizado, se busca un punto mínimo local próximo.

El hecho de que quede fácilmente “atrapado” por una solución local no óptima -e inútil- exige una selección bastante precisa de la estimación inicial de cálculo, la cual será determinada por procedimientos auxiliares previos.

4.6.1 Algoritmo del gradiente

Se inicializa el algoritmo con una estimación de la solución x_1 , un número límite de iteraciones, una tolerancia para la norma del gradiente (con la cual se determina si se ha alcanzado el punto crítico buscado) y una tolerancia de paso, que determina si se avanza a un ritmo adecuado. Se tiene entonces

- Para $t = 1, 2, \dots, N_{max}$
- $x_{t+1} \leftarrow x_t - \alpha_t \nabla f(x_t)$
- Si $\|\nabla f(x_{t+1})\| < \epsilon_g$, entonces “Converge en un punto crítico”
- Si $\|x_t - x_{t+1}\| < \epsilon_x$, entonces “Converge en un valor de x ”
- Si $f(x_{t+1}) > f(x_t)$, entonces “Divergente”
- Se ha alcanzado el número máximo de iteraciones

La variable α_t fija el tamaño del paso y debe elegirse su valor buscando un equilibrio entre la velocidad de convergencia y el riesgo de provocar que el algoritmo acabe siendo divergente. Para ello, se ha recurrido en cada iteración a una búsqueda por algoritmo de línea.

A pesar de que la sensibilidad a los parámetros de control puede ralentizar la búsqueda de la solución o bloquearla, ha sido posible estabilizar la combinación bosquejada de acercamiento previo y algoritmo de remate en unos valores muy satisfactorios: el acercamiento acaba con unos módulos de fuerza y momentos del orden de los $5 N$ y los $5 N \cdot m$, respectivamente, y, después, el algoritmo principal acaba con unas aceleraciones módulos son del orden de 10^{-4} o $10^{-5} m/s^2$ o rad/s^2

4.6.2 Versión 1 del algoritmo general

Sigue la misma estrategia para los cálculos de cada valor de la velocidad de avance, con independencia de los resultados anteriores.

Para llegar al punto de partida de la optimización se ha definido un algoritmo auxiliar que lo busca mediante una serie de equilibrios parciales e incompletos. En cada uno de estos se aplica una optimización basada en el mismo algoritmo del gradiente, pero solo a un número reducido de variables, el cual se va incrementando poco a poco. Las variables aparecen agrupadas según la distinción habitual en el mundo de la aeronáutica entre las magnitudes y acciones longitudinales ($u, w, \theta; F_x, F_z, M_y$) y las laterales ($v, \phi, \psi; F_y, M_x, M_z$)

- 1) Equilibrio longitudinal mínimo. A partir de un punto inicial arbitrario, se buscan los valores de colectivo θ_0 y cíclico longitudinal θ_{1s} del rotor principal que equilibran el peso y la resistencia del fuselaje al avance, es decir, que anulen F_x y F_z

- | | |
|-----------------|-------------------------|
| • 2 ecuaciones: | $F_x = 0, F_z = 0$ |
| • 2 incógnitas: | θ_0, θ_{1s} |

- 2) Equilibrio longitudinal algo más completo. A partir de la solución del paso anterior, se buscan nuevamente el colectivo θ_0 y el longitudinal θ_{1s} del rotor principal que equilibran las acciones longitudinales (F_x, F_z, M_y) debidas al peso, el estabilizador horizontal y el fuselaje. Se deduce también el ángulo de ataque α del helicóptero.

- | | |
|-----------------|---------------------------------|
| • 3 ecuaciones: | $F_x = 0, F_z = 0, M_y = 0$ |
| • 3 incógnitas: | $\theta_0, \theta_{1s}, \alpha$ |

- 3) Equilibrio lateral mínimo. Se busca el colectivo del rotor de cola θ_{0TR} que compensa el par del rotor principal (M_z) con los θ_0 y θ_{1s} que resultan del paso anterior.

- | | |
|----------------|---------------------------------|
| • 3 supuestos: | $\theta_0, \theta_{1s}, \alpha$ |
| • 1 incógnita: | θ_{TR} |
| • 1 ecuación: | $M_z = 0$ |

- 4) Equilibrio lateral algo más completo. Se buscan el pedal θ_{TR} y el cíclico lateral θ_{1c} que equilibran las acciones laterales (F_y, M_x, M_z) del peso y todos los elementos del helicóptero (menos el estabilizador horizontal). También se determina el ángulo de alabeo ϕ o deriva lateral β asociado que, de acuerdo con la hipótesis planteada antes, no sea nulo.

- 4 supuestos: $\theta_0, \theta_{1S}, \beta - \phi$
- 3 incógnitas: $\theta_{TR}, \theta_{1C}, \phi - \beta$
- 3 ecuaciones: $F_y = 0, M_x = 0, M_z = 0$

5) Se alternan mejoras – un paso en el equilibrio longitudinal, uno en el lateral - hasta que los valores de F y M en ambos sistemas convergen en un valor pequeño. En cada grupo se tocan solo las variables propias, pero se comprueba como función de coste las fuerzas y momentos de ambos a la vez

Equilibrio longitudinal:

- 4 supuestos: $\theta_{TR}, \theta_{1C}, \beta, \phi$
- 3 incógnitas: $\theta_0, \theta_{1S}, \alpha$
- 6 ecuaciones: $F_x = 0, F_y = 0, F_z = 0$
 $M_x = 0, M_y = 0, M_z = 0$

Equilibrio lateral:

- 4 supuestos: $\theta_0, \theta_{1S}, \alpha, \phi - \beta$
- 3 incógnitas: $\theta_{TR}, \theta_{1C}, \beta - \phi$
- 6 ecuaciones: $F_x = 0, F_y = 0, F_z = 0$
 $M_x = 0, M_y = 0, M_z = 0$

La solución aproximada a la que se llega tras esos cinco procesos sirve de partida para la optimización final, en la que se deja variar libremente a los cuatro ángulos de control $\theta_0, \theta_{1S}, \theta_{1C}, \theta_{TR}$ y los tres ángulos de orientación α, ϕ, β (θ queda definido implícitamente por ellos) hasta obtener una solución lo más exacta posible de las ecuaciones de estado en el equilibrio representado en la expresión Ec. 4.75.

4.6.3 Versión 2 del algoritmo general

En esta segunda versión, se buscan los ángulos de equilibrio para una determinada velocidad de avance a partir de los encontradas anteriormente para otras próximas. Por tanto, es necesario haber recurrido, por lo menos para un primer cálculo, a la versión 1.

A la solución previa de partida se le aplica únicamente el paso 5 del procedimiento anterior – alternancia de mejoras de un paso en el equilibrio longitudinal y de uno en el lateral – y la optimización final sobre los siete ángulos.

4.6.4 Comprobación de la condición de vuelo estabilizado

Para comprobar el grado de corrección de los ángulos de control y de orientación obtenidos, se puede introducir en un modelo de Simulink en el que se ensamblan todos los componentes descritos anteriormente y proceder a la simulación temporal. En caso de ser suficientemente correctos, es decir, si realmente definen un punto de equilibrio, el sistema dinámico debe mantenerse en ese estado inicial o apartarse de él solo ligeramente.

En líneas generales, las soluciones halladas permiten que el sistema se mantenga unos 5 segundos sin alejarse significativamente de la posición de equilibrio, lo que, dada la extrema sensibilidad que presenta el sistema, puede considerarse muy satisfactorio. Esta sensibilidad se puede comprobar en el propio modelo de simulación, suministrado en el material adjunto: un incremento del orden de una milésima de radián en una de las entradas provoca un alejamiento casi inmediato de la posición de partida, lo cual demuestra la pérdida de la condición de equilibrio.

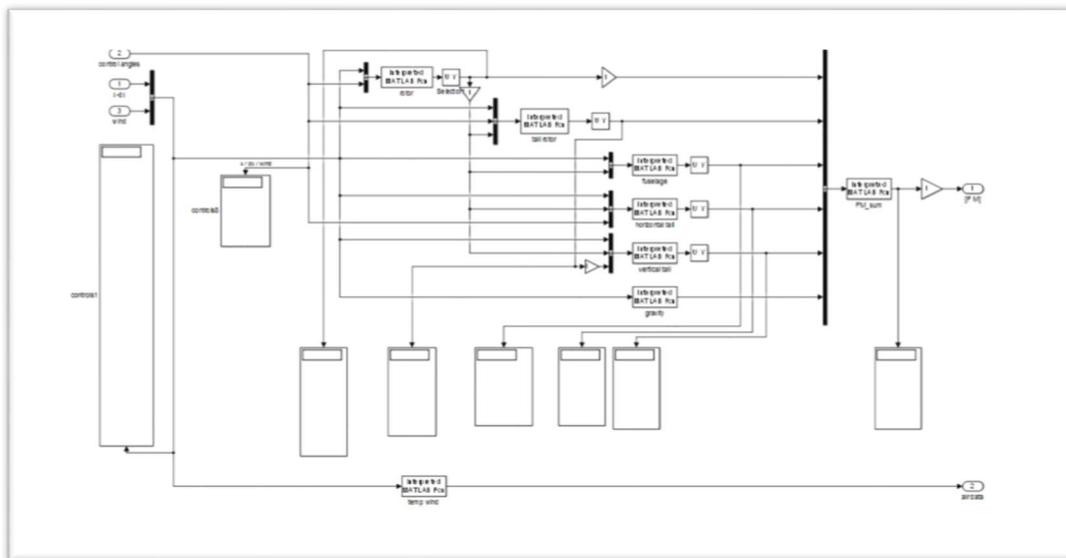


Figura 4.14. Modelo de Simulink para la comprobación de la condición de equilibrio dinámico del helicóptero

4.7 Validación del modelo

En este apartado se evalúa la validez del modelo desarrollado para el UH-60 contrastando los valores que se obtienen a partir de él para los ángulos de control y orientación en el vuelo compensado con aquellos disponibles en las referencias de HILBERT y HOWLETT.

Al hacerlo, se comprobará también que la evolución de los ángulos observada en todos los modelos sigue a grandes trazos un patrón general, que en la literatura se presenta como extensible a la mayoría de los helicópteros de configuración habitual.

4.7.1 Evolución general de los ángulos de control para el vuelo estabilizado

La evolución general de los ángulos de control con la velocidad de avance puede observarse en las figuras 4.15 y 4-16, en las que se reproducen, respectivamente, la 2.30 (p. 52) y la 4.10 (p. 205) de Padfield [3]

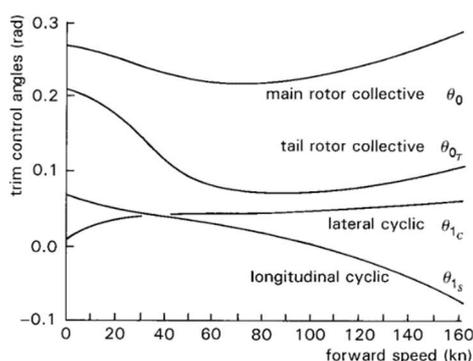


Figura 4.15. Ángulos de control para el vuelo compensado del Aérospatiale SA 330 Puma [3]

- El **control colectivo del rotor principal θ_0** presenta valores elevados a velocidades de avance bajas y elevadas, y un valle en las velocidades medias. Esta evolución corresponde con la potencia que se necesita en cada rango de velocidades para mantener el vuelo compensado
- El **control colectivo del rotor de cola θ_{TR}** debe contrarrestar el par de guiñada del rotor principal, y, dado que este, en buena medida, está determinado por su mando colectivo, cabría esperar una evolución similar en ambos controles.

El comportamiento predicho se cumple a velocidades de avance bajas y medias, pero deja de hacerlo con velocidades elevadas, en las que el colectivo del rotor de cola

queda estabilizado en valores bajos y no sigue el repunte del colectivo del principal. Esta disparidad se debe a que, conforme aumenta la velocidad de avance, se hace cada vez más manifiesta la acción centradora del estabilizador vertical y esta es suficiente para compensar en mayor medida el aumento del par motor.

- El **control cíclico longitudinal** θ_{1s} disminuye con la velocidad de avance para contrarrestar el retroceso (*flapback*) del disco del rotor, que se va haciendo cada vez mayor.
- El **control cíclico lateral** θ_{1c} equilibra principalmente, por un lado, el momento de alabeo que provoca el empuje lateral del rotor de cola y, por otro, el batimiento lateral del rotor provocado por el cierre del cono y por las variaciones longitudinales del flujo de entrada al disco.

Después de aumentar o disminuir en el paso de velocidades bajas a medias (dependiendo de la ubicación relativa del rotor de cola respecto al principal), su valor se estabiliza sustancialmente al alcanzar velocidades de avance elevadas.

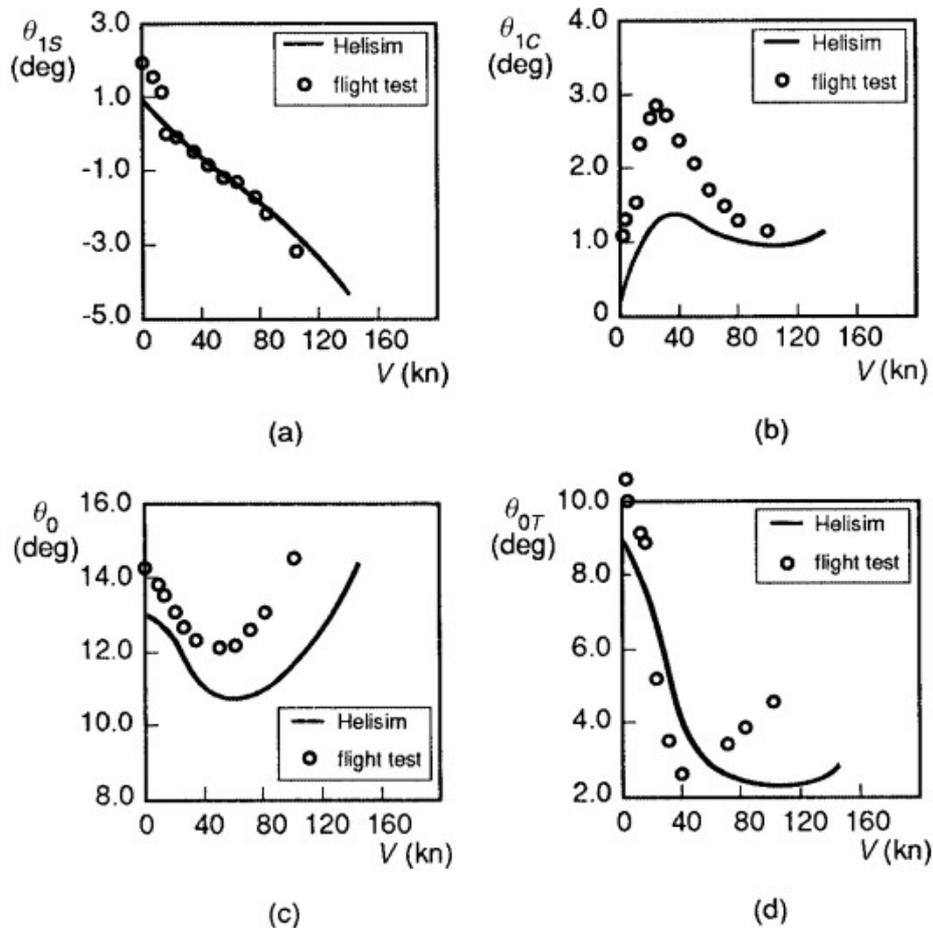


Figura 4.16. Ángulos de control para el vuelo compensado del MBB Bo105

4.7.2 Evolución de los ángulos de control para el vuelo estabilizado en los modelos del UH-60 de referencia

En Hilbert [6] se recogen en dos tablas los valores que presentan los controles y los ángulos de orientación para el vuelo compensado del UH-60 obtenidos con dos modelos de simulación diferentes:

1. el modelo de Howlett [7 ,p 22], altamente complejo y, cabe suponer, muy fidedigno, pues sirve de base al programa de simulación del propio fabricante, Sikorski
2. el de la propia Hilbert [6, p25], que es una adaptación al UH-60 del modelo genérico de simulación en tiempo real -por tanto, simplificado- propuesto por TALBOT, y en el cual se basa el usado en este PFC

Dichas tablas, originalmente en unidades imperiales, se reproducen en el anexo A.1. Ofrecen directamente los ángulos de orientación (θ, ϕ) , pero no los aerodinámicos (α, β) ni los de los elementos de control.

Los ángulos de ataque α y deslizamiento lateral β se pueden deducir, mediante las relaciones de la Ec 4.76, a partir del módulo de la velocidad V_a y las componentes v_B y w_B

Va	(kn)	0,5	20	40	60	100	140
	(km/h)	0,926	37,040	74,080	111,120	185,200	259,280
theta (deg)		5,119	6,926	5,517	2,243	1,680	-3,353
phi (deg)		-2,567	-1,609	-1,293	0,000	0,000	0,000
alfa (deg)		0,000	7,428	6,029	2,390	1,794	-3,623
beta (deg)		0,000	0,000	0,000	8,051	3,459	2,955

Tabla 4.1. *Ángulos de orientación y aerodinámicos para el vuelo compensado del UH-60 (Howlett)*

Va	(kn)	1	20	40	60	100	140
	(km/h)	1,852	37,040	74,080	111,120	185,200	259,280
theta (deg)		5,052	5,834	4,340	3,489	2,469	-0,300
phi (deg)		-2,340	-1,342	-1,050	0,000	0,000	0,000
alfa (deg)		5,439	6,285	4,675	3,762	2,661	-0,323
beta (deg)		-0,222	-0,147	-0,082	6,100	2,926	2,303

Tabla 4.2. *Ángulos de orientación y aerodinámicos para el vuelo compensado del UH-60 (Hilbert)*

Por su parte, los ángulos de control correspondientes han sido obtenidos introduciendo la información disponible en las tablas - las posiciones de los mandos del piloto en un modelo de Simulink que representa el sistema de control que transforma estas en aquellos, el cual aparece detallado en Hilbert [6].

Va	(kn)	0,5	20	40	60	100	140
	(km/h)	0,926	37,040	74,080	111,120	185,200	259,280
theta 0 (deg)		21,732	21,105	19,887	19,270	19,825	22,197
theta 1s (deg)		1,223	-0,216	-0,780	-0,110	-3,393	-5,538
theta 1c (deg)		0,627	2,393	2,093	1,408	1,202	1,549
theta TR (deg)		18,048	17,462	15,669	15,482	14,939	16,472
i_HT (deg)		38,993	38,993	34,530	19,223	1,691	-0,326

Tabla 4.3. *Ángulos de control para el vuelo compensado del UH-60 (Howlett)*

Va	(kn)	1	20	40	60	100	140
	(km/h)	1,852	37,040	74,080	111,120	185,200	259,280
theta 0 (deg)		22,246	21,674	20,424	19,807	20,176	22,245
theta 1s (deg)		-0,195	-1,660	-1,640	-2,056	-4,346	-7,255
theta 1c (deg)		1,027	2,796	2,248	1,373	0,826	0,837
theta TR (deg)		22,976	21,573	18,433	17,927	16,806	17,332
i_HT (deg)		38,993	38,993	34,582	19,434	2,053	-0,311

Tabla 4.4. *Ángulos de control para el vuelo compensado del UH-60 (Hilbert)*

Al representar cada conjunto de ángulos en un gráfico, se comprueba la buena correspondencia entre ambos modelos en todo el rango de velocidades de avance, salvo para el colectivo del rotor de cola, para el que el modelo simplificado de Hilbert predice unos ángulos un tanto mayores, sobre todo a velocidades bajas..

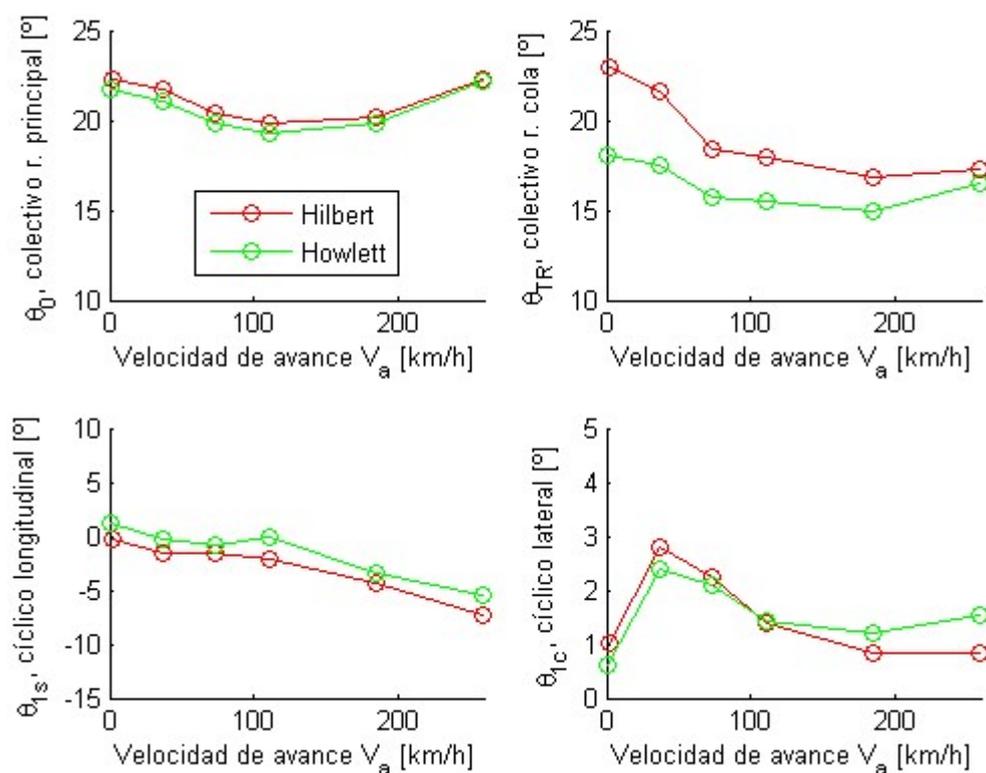


Figura 4.17. *Ángulos de control para el vuelo estabilizado del UH 60 (Howlett; Hilbert)*

Tanto las tablas 4.1 y 4.2 como la figuras 4.17 y 4.18, las que recogen los ángulos aerodinámicos y de orientación, permiten apreciar como ambos autores parecen introducir un cambio en el modelo entre los 40 y los 60 nudos (75 y 110km/h, respectivamente), ya que, la deriva lateral β es nula o mínima y el alabeo ϕ apreciable con las velocidades de avance inferiores, mientras que con las elevadas, este se anula y aquella es considerable.

Por lo que toca a los ángulos geométricos longitudinales - el cabeceo θ y el ángulo de ataque α -ambos presentan valores casi idénticos debido a que se trata de un vuelo horizontal con un alabeo ϕ muy pequeño. Esta coincidencia viene a significar que la dirección de desplazamiento de la aeronave se mantiene constante respecto su orientación en el espacio.

En cualquier caso, pese a ese salto en los ángulos de orientación laterales, los ángulos de control, recogidos en la figura 4.17, siguen los patrones de variación generales explicados en el apartado 4.7.1 y recogidos en las 4.15 y 4.16.

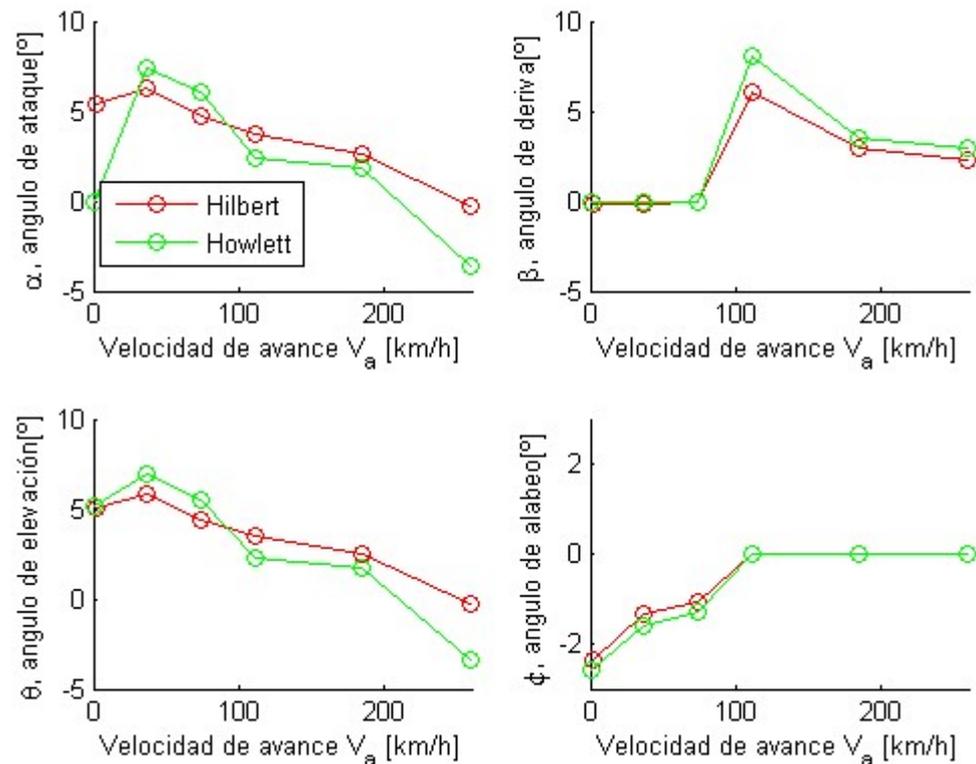


Figura 4.18. Ángulos aerodinámicos y de orientación para el vuelo estabilizado del UH 60 (Howlett; Hilbert)

4.7.3 Evolución de los ángulos de control para el vuelo estabilizado en el modelo del UH-60 desarrollado

En las figuras 4.19 y 4.20 se representan las evoluciones de los ángulos de control y de orientación previstos para el UH-60 a partir de los modelos de referencia y del desarrollado en este PFC.

En los cálculos, se ha impuesto inicialmente la condición ya comentada de que en el vuelo a baja velocidad (por debajo de 55 nudos (212 km/h)) se anulara deriva lateral β y a velocidades elevadas, (por encima de dicho valor), el alabeo ϕ .

La evolución de los controles colectivos de los rotores principal θ_0 y de cola θ_{TR} coincide plenamente en todos los modelos. Para los controles cíclicos θ_{1s} y θ_{1c} , si bien se observa un desfase (que, en el caso del longitudinal, no es pequeño), se puede considerar que (salvo a velocidades próximas al vuelo de punto fijo) la correspondencia es suficientemente correcta, ya que el modelo del PFC presenta las mismas tendencias que los de referencia y una

magnitud similar en los cambios, y serán estos los criterios de comparación con los ángulos del helicóptero compuesto.

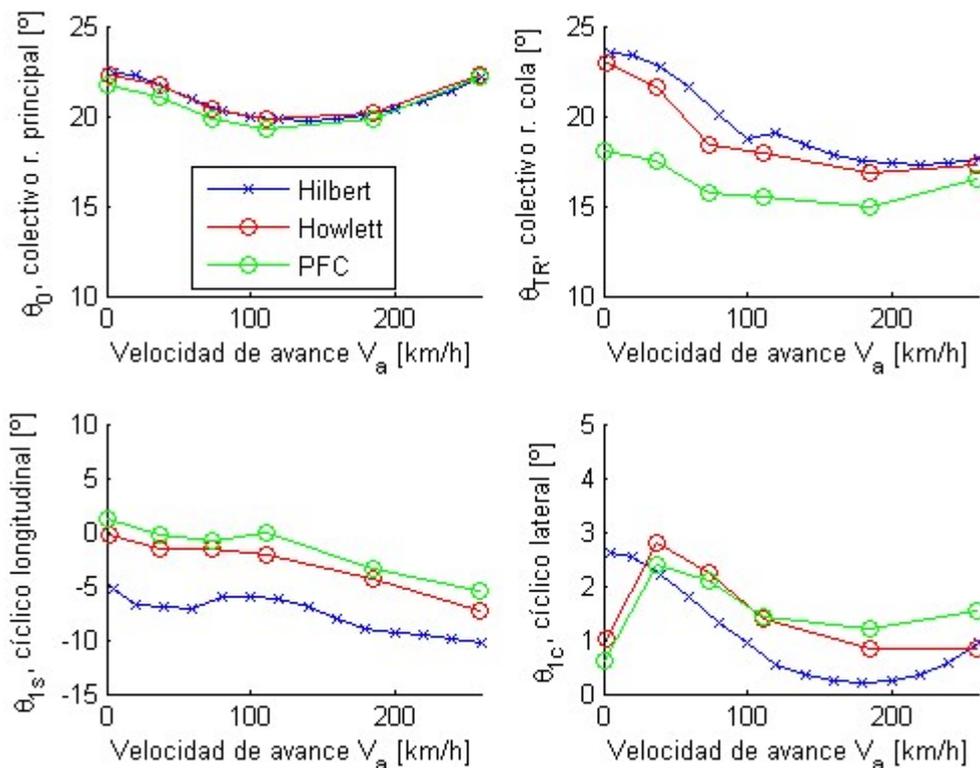


Figura 4.19. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert; PFC)

En cuanto a los ángulos geométricos, representados en la figura 4.16, los laterales β y ϕ presentan las mismas tendencias y, en buena parte, coinciden los valores, salvo en las velocidades más bajas, próximas al vuelo de punto fijo. En cuanto a los longitudinales, α y θ , se observa una discrepancia similar a la del control cíclico longitudinal: desfase significativo de unos 5° en todo el rango de velocidades con una perfecta correspondencia de la evolución. La evolución similar de α , θ y θ_{1s} es razonable, pues resulta inevitable que si hay un cambio en la inclinación del cono del rotor esta se traslade a la orientación de la aeronave, y viceversa.

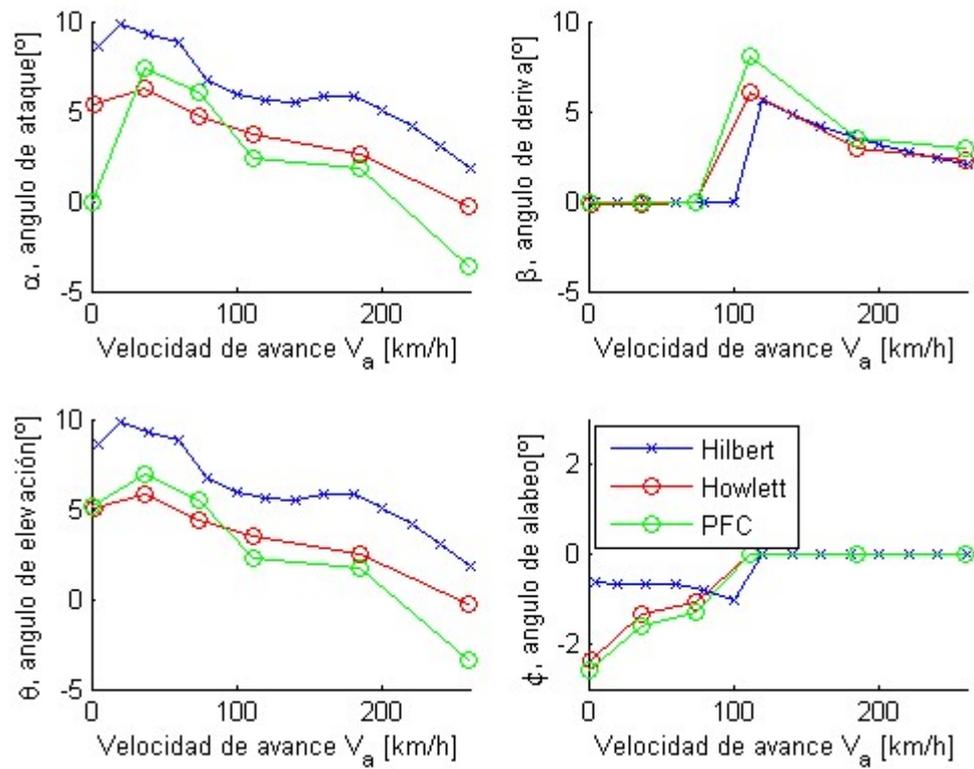


Figura 4.20. *Ángulos de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert, PFC)*

Por otro lado, si se parte de la hipótesis de mantener nulo el ángulo de deriva β en todo el rango de velocidades y dejar variar libremente el alabeo ϕ , no hay cambios apreciables en ningún ángulo de control (fig 4.21) y tampoco el cabeceo θ se ve afectado (fig 4.22)

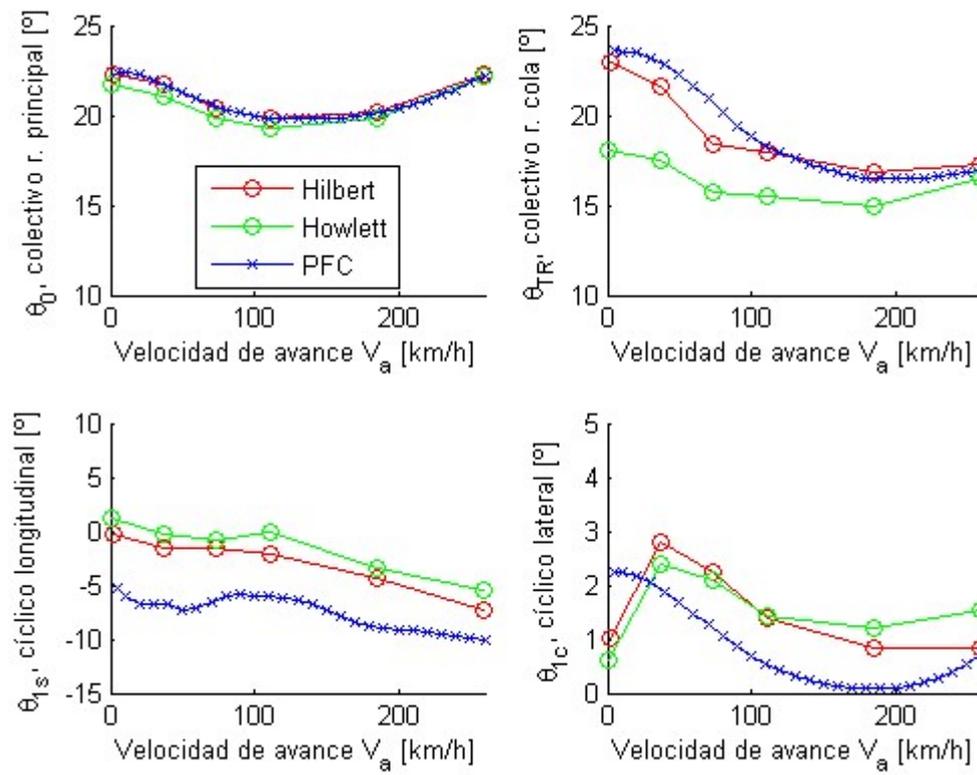


Figura 4.21. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert: PFC-beta_0)

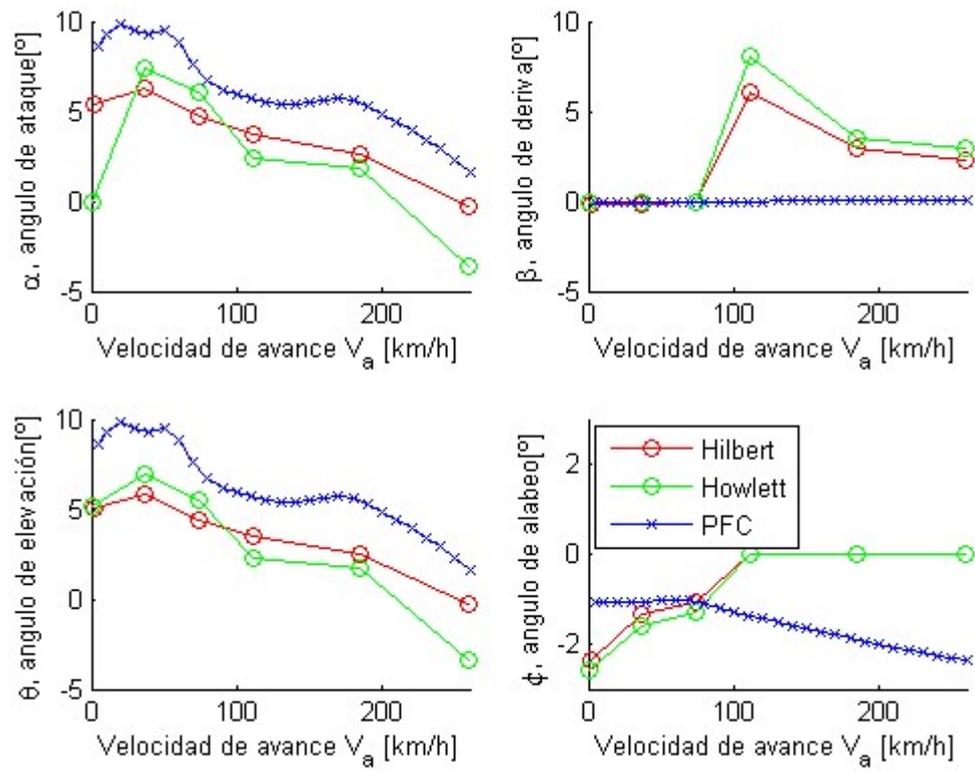


Figura 4.22. Ángulos de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (Howlett; Hilbert, PFC_beta_0)

5 Girodinos: Helicópteros compuestos

5.1 Introducción

En el girodino cuya respuesta dinámica se pretende estudiar, como ya se ha señalado en varias ocasiones, el aumento de la sustentación y el empuje se consigue mediante un par de alas y un propulsor trasero. La aparición de estos elementos no solo supondrá incorporar sus modelos dinámicos particulares al modelo conjunto de la aeronave, sino también modificar algunas características del helicóptero de base (masa, distribución de inercias, posición de elementos) para que dicho modelo siga siendo suficientemente fidedigno



Figura 5.1. *Girodino basado en el UH-60 con alas y propulsor trasero. [8]*

Esta composición por alas y propulsor trasero fue empleada en algunos prototipos experimentales, entre los que cabe destacar el Lockheed AH-56 Cheyenne, un proyecto militar desarrollado durante los años 60 que acabó siendo abandonado antes de llegar a la producción en serie. Más recientemente, ha sido investigada, mediante modelos de simulación basados en el UH-60, en un conjunto de trabajos de diferentes investigadores relacionados con la Universidad de Pennsylvania.



Figura 5.2. *Lockheed AH-56, Cheyenne*

En ellos se investigan cuestiones más particulares que en el presente PFC (emisión de ruido, optimización de los sistemas de control, etc) y ello se hace con un nivel de detalle y precisión mucho mayor, pues se sirven de un paquete de software y modelos propios, llamado GENHEL, desarrollado en esa universidad tomando como base el trabajo de HOWLETT.

Aunque los modelos de alas y propulsor creados en este PFC están basados en algunos de los usados en esos trabajos, ha sido preciso modificar ciertos detalles, dado que el modelo de referencia del UH-60 usado en ellos no se corresponde exactamente con el presentado en HILBERT: como se puede comprobar en las fuentes, difieren un tanto en las medidas constructivas, la masa y el reparto de inercias.

También se aparta el presente PFC de estos trabajos en que en los últimos se consideran como variables de control las posiciones de los accionamientos de la cabina del piloto, y no la posición de las placas de control de los rotores, como en el primero. Como se ha señalado en apartado 3.2.7, usar este enfoque más genérico hace que las comparaciones con otros modelos de aeronaves sean menos irreales.

5.2 Modelos dinámicos

5.2.1 Ala

5.2.1.1 Modelo aerodinámico del ala

La adición del ala permite a la aeronave llegar a velocidades de avance más elevadas antes de que aparezca uno de los fenómenos aerodinámicos que las limitan: la entrada en pérdida de las palas en el lado de retroceso. Este efecto se debe a que, conforme aumenta la velocidad de avance, el ala va suministrando cada vez una mayor fuerza de sustentación, lo que descarga de parte de esta tarea al rotor principal, de forma que se puede reducir el ángulo de paso de sus palas.

Como contrapartida, además del peso añadido al conjunto por la nueva estructura, se padece una pérdida de rendimiento a velocidades de avance bajas o en el vuelo de punto fijo, debido a la resistencia suplementaria opuesta por el ala a la estela del rotor principal.

En el presente modelo, se añaden dos alas en la zona alta del fuselaje, cerca de los motores y el buje del rotor principal. Se les dan dimensiones similares a las empleadas por OZDEMIR, si bien, al prescindir de la superficie deflectora de que allí disponen, se considera que son fijas y presentan siempre un mismo ángulo de incidencia respecto al cuerpo del girodino, que ha sido fijado en 2°.

Del trabajo referido se obtienen las tablas de los coeficientes aerodinámicos principales - sustentación, C_L , resistencia al avance, C_D y momento de cabeceo C_m , - que permitirán calcular las fuerzas y momentos que aparecen en cada ala, teniendo presente tanto las dimensiones constructivas como la velocidad y orientación del flujo de aire sobre ellas.

5.2.1.2 Matrices de transformación

Como con el resto de componentes, esos esfuerzos locales de cada ala deben transferirse al centro de gravedad del conjunto para ser integrados en los cálculos dinámicos.

5.2.1.2.1 De base cuerpo a base local

Se empieza calculando las velocidades locales del flujo de aire que incide sobre las alas.

$$\begin{bmatrix} u_{RW} \\ v_{RW} \\ w_{RW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{RW} - STA_{CG} \\ BL_{RW} - BL_{CG} \\ WL_{RW} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_{iRW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.2})$$

$$\begin{bmatrix} u_{LW} \\ v_{LW} \\ w_{LW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{LW} - STA_{CG} \\ BL_{LW} - BL_{CG} \\ WL_{LW} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_{iLW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.1})$$

En ambas expresiones se supone que la velocidad inducida sobre el ala por la estela del rotor principal presenta el mismo valor que la calculada para el fuselaje del helicóptero.

5.2.1.2.2 De base local a base cuerpo

A partir de esas velocidades y los coeficientes tabulados se calculan las fuerzas y momentos locales, que deben ser transferidos finalmente al centro de gravedad del girodino mediante las transformaciones habituales

$$\begin{bmatrix} X_{RW} \\ Y_{RW} \\ Z_{RW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{RW} - i_{RW}) & 0 & -\sin(\alpha_{RW} - i_{RW}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{RW} - i_{RW}) & 0 & \cos(\alpha_{RW} - i_{RW}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{RW} & -\sin \beta_{RW} & 0 \\ \sin \beta_{RW} & \cos \beta_{RW} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{RW} \\ 0 \\ -L_{RW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.3})$$

$$\begin{bmatrix} L_{RW} \\ M_{RW} \\ N_{RW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{RW} - i_{RW}) & 0 & -\sin(\alpha_{RW} - i_{RW}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{RW} - i_{RW}) & 0 & \cos(\alpha_{RW} - i_{RW}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{RW} & -\sin \beta_{RW} & 0 \\ \sin \beta_{RW} & \cos \beta_{RW} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ m_{RW} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_{RW} - STA_{CG} \\ -(BL_{RW} - BL_{CG}) \\ WL_{RW} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{RW} \\ Y_{RW} \\ Z_{RW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.4})$$

$$\begin{bmatrix} X_{LW} \\ Y_{LW} \\ Z_{LW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{LW} - i_{LW}) & 0 & -\sin(\alpha_{LW} - i_{LW}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{LW} - i_{LW}) & 0 & \cos(\alpha_{LW} - i_{LW}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{LW} & -\sin \beta_{LW} & 0 \\ \sin \beta_{LW} & \cos \beta_{LW} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -D_{LW} \\ 0 \\ -L_{LW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.5})$$

$$\begin{bmatrix} L_{LW} \\ M_{LW} \\ N_{LW} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{LW} - i_{LW}) & 0 & -\sin(\alpha_{LW} - i_{LW}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha_{LW} - i_{LW}) & 0 & \cos(\alpha_{LW} - i_{LW}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_{LW} & -\sin \beta_{LW} & 0 \\ \sin \beta_{LW} & \cos \beta_{LW} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ m_{LW} \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_{LW} - STA_{LW} \\ -(BL_{LW} - BL_{LW}) \\ WL_{LW} - WL_{LW} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{LW} \\ Y_{LW} \\ Z_{LW} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.6})$$

5.2.2 Propulsor

Una vez incorporada un ala es conveniente añadir también algún mecanismo propulsor auxiliar para evitar que el menor ángulo de cabeceo que sin él presentaría el helicóptero compuesto respecto al de base ocasionara una reducción del ángulo de ataque del ala y, en consecuencia, una menor contribución de esta a la sustentación.

Es decir, el sistema propulsor, además de proporcionar directamente un empuje con el que se alcanzan mayores velocidades de avance, es necesario para sacar todo el partido a la sustentación adicional del ala y disponer de un mejor control del ángulo de cabeceo.

5.2.2.1 Modelo el aerodinámico del propulsor

En el modelo de estudio, el empuje adicional lo suministra un propulsor trasero de 2.44 m de diámetro con 7 palas basadas en el perfil Clark-Y, cuyas características quedan recogidas en el anexo B.4.

Para reducir la interferencia aerodinámica que sobre el flujo de entrada al propulsor crea el estabilizador horizontal, este es desplazado hacia adelante respecto a la posición que ocupa en el UH-60 de partida.

Se va a trabajar con la hipótesis de que, de entre los esfuerzos asociados al propulsor, tienen una contribución destacada a la dinámica del girodino el empuje suministrado en dirección axial y el momento resistente que se precisa para generarlo.

Estas magnitudes, que varían en función de la velocidad de avance del propulsor y del ángulo de paso que se establece para las palas, se han calculado por la agregación de los esfuerzos locales calculados en cada uno de los segmentos de todas las palas. Para calcular estos, además de las características geométricas, se requiere establecer el valor de los coeficientes aerodinámicos de sustentación, C_L , y resistencia al avance, C_D , para cada segmento. En vez recurrir a las correcciones habituales basadas en la teoría de la línea de sustentación, se ha aprovechado el modelo numérico usado con los estabilizadores, habiéndolo modificado de tal forma que pueda aproximar las curvas de un perfil Clark-Y, que es asimétrico y presenta una sustentación no nula para un ángulo de ataque de 0.

Al comparar los resultados de este modelo con el usado en Ozdemir [8], que ha sido tomado como referencia, se observa una buena coincidencia, en general, en la evolución, si bien con un valor ligeramente más alto, por lo que se ha introducido un pequeño factor de pérdidas.

En una primera aproximación, se renuncia a usar el ángulo de paso de las palas del propulsor como una variable de control y únicamente se le prescribe un valor a partir de la velocidad de avance. Se ha decidido, intentando que el propulsor trabaje en una zona de rendimiento elevado, establecer una relación cuadrática de manera que el propulsor empieza a trabajar a partir de una velocidad de avance de próxima a los 220 km/h (120 nudos) y que, al alcanzar el máximo empuje a la velocidad máxima prevista 370 km/h (200 nudos), sus palas están ajustadas aproximadamente a 32°.

5.2.2.2 Matriz de transformación

Se sigue el proceso habitual para trasladar los esfuerzos al centro de gravedad de la aeronave.

5.2.2.2.1 De base cuerpo a base local

Se toma como hipótesis que la velocidad inducida sobre el propulsor por la estela del rotor principal presenta el mismo valor que la calculada para los elementos de la cola del helicóptero original

$$\begin{bmatrix} u_{PR} \\ v_{PR} \\ w_{PR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} STA_{PR} - STA_{CG} \\ -(BL_{PR} - BL_{CG}) \\ WL_{PR} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} P_B \\ q_B \\ r_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -w_{iPR} \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.7})$$

5.2.2.2.2 De base local a base cuerpo

Como se ha señalado, solo se van a considerar relevantes el empuje del propulsor y el momento de reacción.

$$\begin{bmatrix} X_{PR} \\ Y_{PR} \\ Z_{PR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{PR} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{Ec. 5.8})$$

$$\begin{bmatrix} L_{PR} \\ M_{PR} \\ N_{PR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{PR} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} STA_{PR} - STA_{CG} \\ -(BL_{PR} - BL_{CG}) \\ WL_{PR} - WL_{CG} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{PR} \\ Y_{PR} \\ Z_{PR} \end{bmatrix}$$

5.3 Modificaciones del modelo general

5.3.1 Masa e inercias

Comparando las tablas de los anexos A.1 y B.1 con las masas e inercias del helicóptero ordinario y el girodino, respectivamente, se concluye que añadir las alas y el propulsor y adelantar la posición del estabilizador horizontal provoca los siguientes efectos:

- Un aumento importante de la masa por los nuevos elementos
- Un desplazamiento hacia adelante del CG del vehículo, por ser el peso de las alas mayor que el de los otros añadidos y cambios

- Como consecuencia de la nueva distribución de masa y del desplazamiento del centro de gravedad, un aumento del momento de inercia de alabeo, I_{xx} y una disminución de los de cabeceo I_{yy} y guiñada I_{zz} , al igual que del producto I_{xz} .

5.3.2 Desplazamiento del estabilizador horizontal

La nueva posición adelantada del estabilizador horizontal queda recogida en el anexo B.2. Por lo demás, sigue siendo válida la expresión de la matriz de transformación que tenía en el helicóptero de base.

5.3.3 Ralentización del rotor

Las disposiciones planteadas hasta el momento se orientan a retrasar la entrada en pérdida de las palas en el lado de retroceso, lo que permite, efectivamente, aumentar la velocidad del vuelo. Ahora bien, al solventar esta cuestión aerodinámica se acaba propiciando la aparición del otro problema limitante: la formación de ondas sónicas en la punta de la pala de avance.

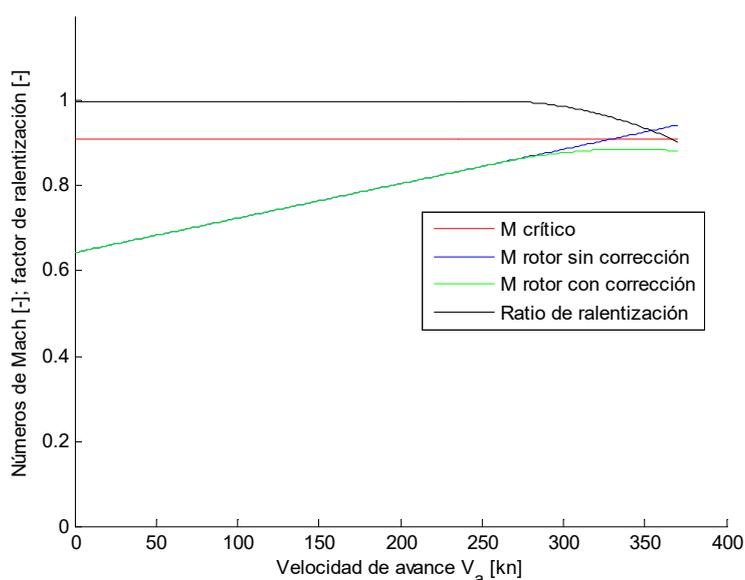


Figura 5.3. Ralentización rotors

Ello obliga a disponer, para evitar alcanzar el número crítico de Mach $M=0.91$, una ralentización de la velocidad de giro del motor siguiendo un procedimiento similar al de Ferguson [10], y un patrón similar al de la figura 5.3. La ralentización impuesta afecta, a partir de los 260 km/h, a todos los accionamientos mecánicos acoplados a las turbinas: el rotor principal, el de cola y el propulsor.

5.4 Resultados y análisis

5.4.1 Resultados

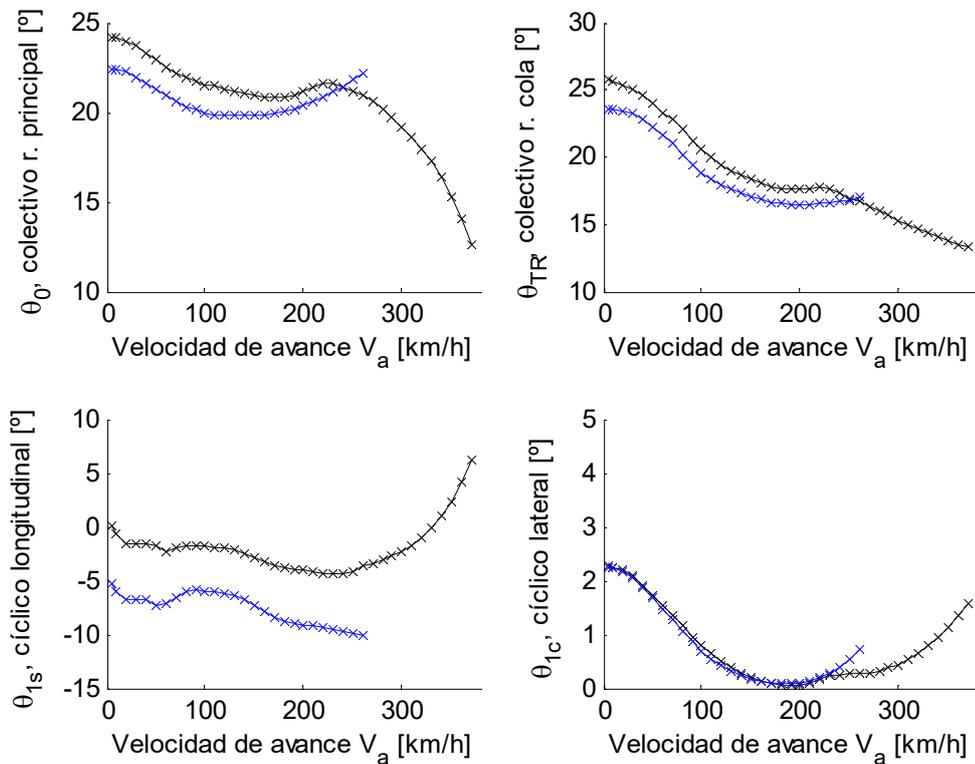


Figura 5.4. Ángulos de control para el vuelo compensado del UH 60 (PFC) y el girodino

En las figuras 5.4 y 5.5 se representa la evolución de los ángulos control y de orientación del helicóptero de base y del compuesto.

- El aumento de masa debido a los nuevos elementos añadidos supone que los valores de los controles colectivos tanto del rotor principal como el de cola sean mayores a velocidades de avance bajas, cuando no se hace manifiesto aún el efecto sustentador del ala
- A su vez, el desplazamiento hacia delante del centro de gravedad y la resistencia que las alas presentan a la estela del rotor se manifiestan en unos ángulos de elevación y ataque más pequeños que en el helicóptero de base y, consecuentemente, en un mayor cíclico longitudinal
- Por lo demás, la evolución de todos los ángulos es similar a la del modelo original hasta llegar a una velocidad aproximada a los 140 km/h, momento en que el ala

comienza a descargar al rotor como se observa en la suavización de la curva del rotor principal.

- Cuando más adelante, a unos 220 km/h, el propulsor trasero empieza a trabajar, los ángulos longitudinales se estabilizan, el pequeño alabeo se va corrigiendo y el rotor principal se ve cada vez más descargado por la acción conjunta del ala y el propulsor

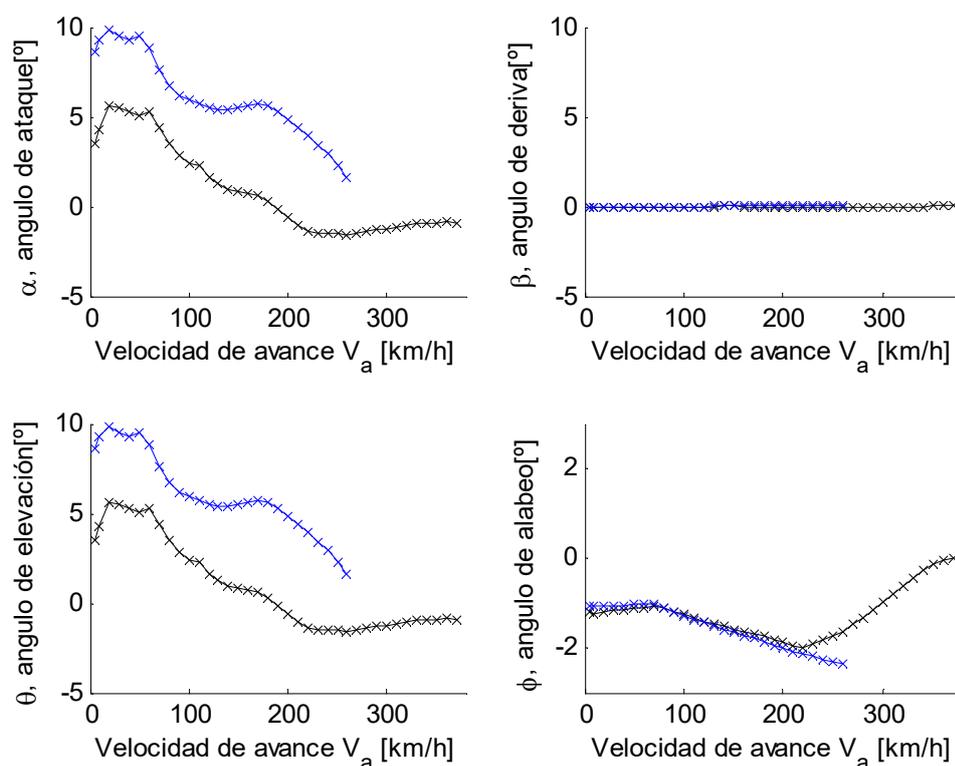


Figura 5.5. *Ángulos aerodinámicos y de orientación para el vuelo compensado del UH 60 (PFC) y el girodino*

5.4.2 Comparación con UH-60 de base

La figura 5.6 muestra cómo se reparten la sustentación entre el rotor y las alas. Por debajo de 150 km/h, las alas no sólo no contribuyen a aliviar al rotor sino que incluso, por la interferencia con la estela, le obligan a entregar una mayor potencia. A partir de ese punto, sin embargo, sí empieza a notarse su contribución favorable, y ya no dejará de aumentar hasta llegar a las velocidades más elevadas, en las que constituyen el principal elemento sustentador.

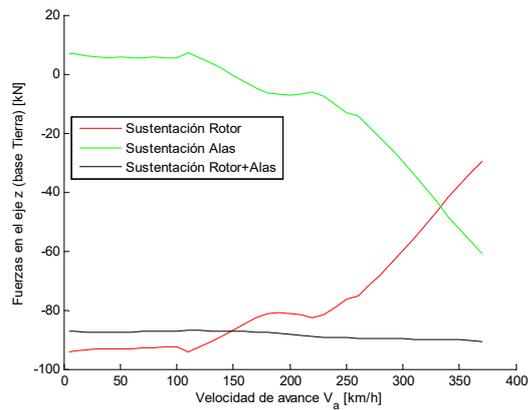


Figura 5.6. Reparto de la sustentación entre el rotor principal y las alas

Por su parte, en el gráfico 5.7 se muestra la contribución del rotor principal y del propulsor a las fuerzas aplicadas en el eje X-Tierra, las que permiten avanzar a la aeronave. Queda claramente manifiesto cómo, cuando el propulsor comienza a trabajar a los 220 km/h, la contribución del rotor, que hasta ese momento había sido creciente, comienza a descender paulatinamente, de tal manera que en el régimen de altas velocidades llega a anularse y toda la propulsión corre a cargo de la hélice posterior

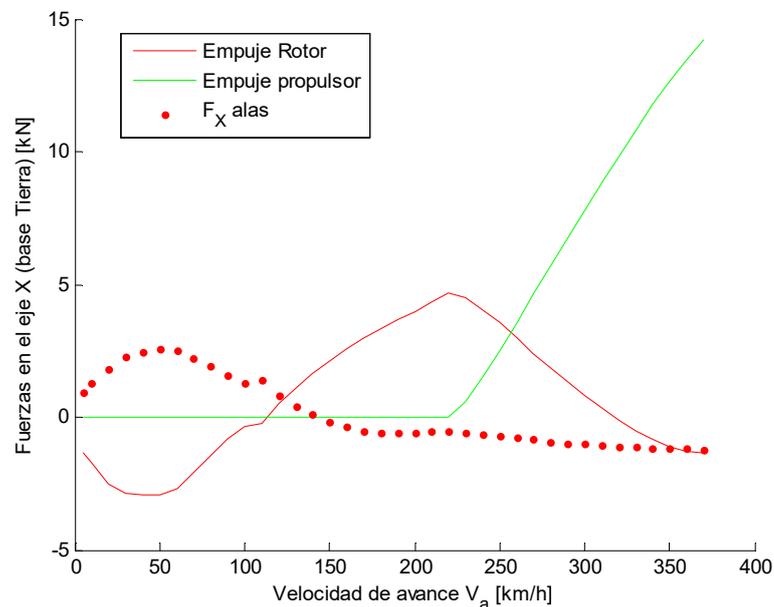


Figura 5.7. Reparto del empuje entre el rotor principal y el propulsor

Llama la atención en este gráfico el hecho de que a velocidades bajas la contribución directa del rotor a la propulsión resulte negativa y, teniendo en cuenta que en ese momento el rotor

está trabajando, podría parecer extraño que la aeronave avanzase cuando el principal responsable de ello está empujando hacia atrás: Esta incoherencia se explica en parte cuando se observa cómo, al incluir en la gráfica la contribución de las alas en el eje X positivo, resulta que, a velocidades bajas, parecen ser estas las que “empujan” al girodino al recibir sobre ellas la estela descendente del rotor, acción que se ve favorecida por los mayores ángulos de cabeceo que se dan en ese régimen de velocidades de avance.

5.4.3 Comparación con otros girodinos

Para concluir el proyecto se va a intentar hacer una comparación elemental entre el girodino estudiado hasta este momento y las dos configuraciones propuestas trabajo de Ferguson y Thomson [10], creadas como variantes del modelo Agusta Westland Lynx.

Una primera llamada CCH (helicóptero compuesto coaxial) en la que se usa dos rotores coaxiales y un propulsor trasero, y otra a la que denominan HHC (helicóptero compuesto híbrido) y que consta de un rotor principal y de dos propulsores laterales montados en alas, los cuales se encargarán tanto de la compensación del par de giro del rotor principal como de la propulsión auxiliar.

Por lo que toca a la evolución de los ángulos de control para el vuelo compensado, representada en las figuras 5.8 y 5.9, respectivamente, se llega en el referido trabajo a las siguientes conclusiones:

- en el modelo HCC:
 - los valores necesarios de cíclico lateral son muy bajos, debido a la ausencia del rotor de cola antipar.
 - por el mismo motivo, el valor del ángulo de alabeo se ve reducido significativamente para todo el rango de velocidades de vuelo.
- En el modelo HCH:
 - se observa cómo a partir de los 80 nudos se reduce el colectivo necesario para estabilizar el helicóptero, dado que el ala empieza ya a descargar al rotor de la tarea de sustentación.
 - por su parte, el colectivo diferencial de los propulsores alcanza su valor máximo en el vuelo a baja velocidad pero se va reduciendo conforme esta aumenta y el estabilizador vertical suministra mayor momento antipar.
 - a partir de los 120 nudos (220 km/h), también disminuye el cíclico longitudinal, debido a que los propulsores suministran buena parte del empuje necesario

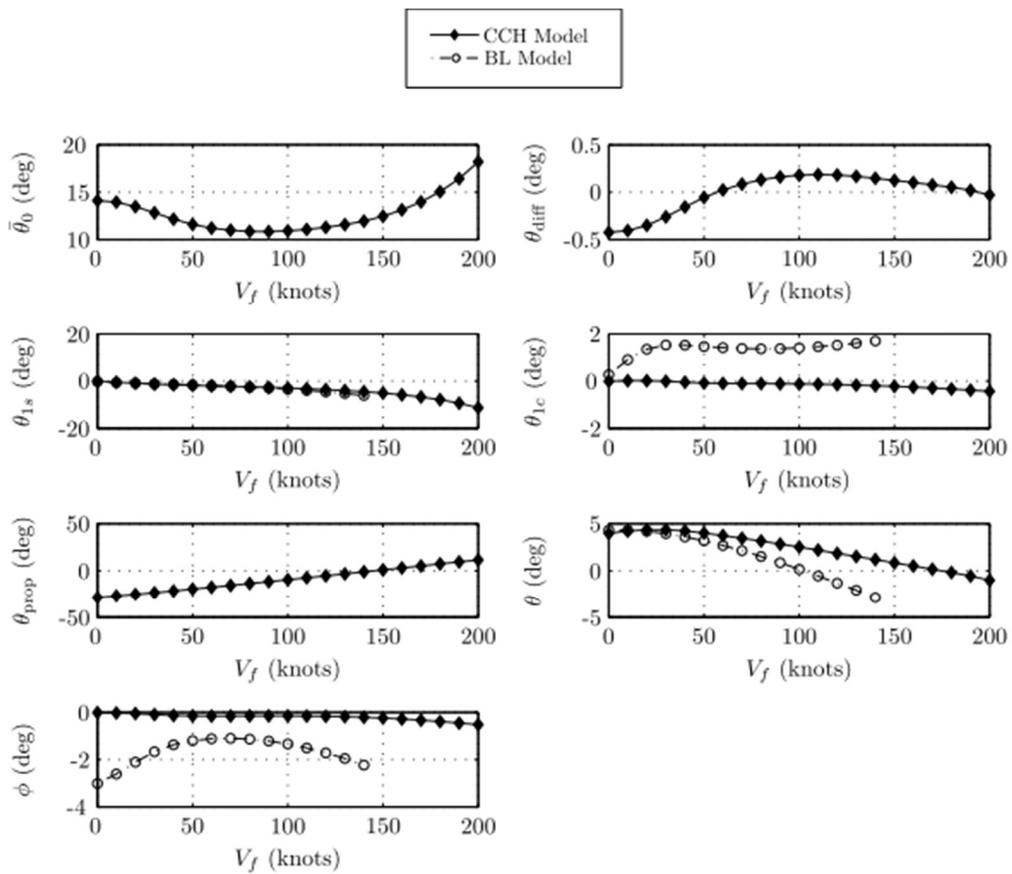


Figura 5.8. *Ángulos de control y de orientación para el vuelo compensado de la variante coaxial CCH [10]*

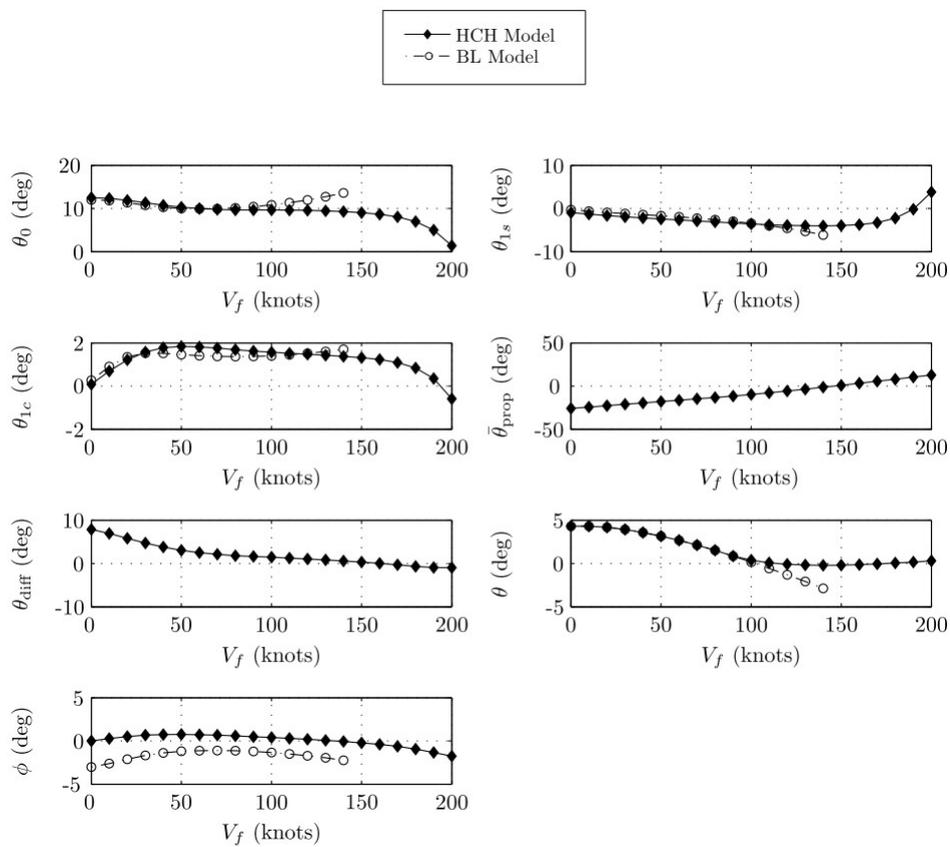


Figura 5.9. *Ángulos de control y de orientación para el vuelo compensado de la variante híbrida HCH [10]*

A estas conclusiones se pueden añadir, por lo visto en este proyecto, algunas observaciones propias. El comportamiento del modelo compuesto coaxial no presenta diferencias sustanciales con las de un helicóptero coaxial ordinario, pero resulta bastante diferente a la del girodino del UH-60.

Por el contrario, existen grandes semejanzas entre el de este último y el de la combinación híbrida HCH:

- en ambos casos el alabeo es menor que en el helicóptero de partida
- el cabeceo se estabiliza en el rango medio de velocidades
- el rotor principal se ve sustancialmente descargado a velocidades altas
- el cíclico longitudinal disminuye menos que en los helicópteros que partida e incluso repunta en el régimen de velocidades elevadas

Presupuesto

La valoración económica de este proyecto deber recoger los gastos en material y personal.

Los recursos materiales necesarios se han limitado al ordenador portátil y los programas de cálculo y ofimática, a los que se añade el coste de la impresión y encuadernación de los documentos.

- Para el ordenador, que fue comprado por 600€ y ha sido usado en el proyecto durante 12 meses, se puede suponer un periodo de amortización de 5 años
- La licencia de MATLAB de Mathworks para estudiante tiene un precio de 69 €
- La licencia de Office de Microsoft ha supuesto 7€ cada uno de los últimos 7 meses, es decir, 49€
- Finalmente, se estima un gasto en reprografía de 100€.

En cuanto a los costes de personal, se puede considerar que las tareas de estudios preliminares, aprendizaje de software y desarrollo del proyecto han supuesto unas 600 horas en los últimos 15 meses, a las que se imputa un coste unitario de 12€.

COSTE DE RECURSOS MATERIALES			
Concepto	Cantidad	Precio unitario	Importe
Amortización PC	1 año	120 €/año	120 €
Licencia de MATLAB	1 u	69 €/u	69 €
Licencia de Office	7 meses	7 €/mes	49 €
Impresión y encuadernación			100 €
Subtotal (1)			338 €
COSTE DE RECURSOS HUMANOS			
Concepto	Cantidad	°	Importe
Proyectista			
Estudio aerodinámica helicópteros	150 h	12 €/h	1.800 €
Estudio y trabajo con MATLAB	50 h	12 €/h	600 €
Desarrollo del proyecto	250 h	12 €/h	3.000 €
Redacción de la memoria	150 h	12 €/h	1.800 €
Subtotal (2)			7.200 €
TOTAL (1+2)			7.538 €

Tabla 1. Costes de los recursos humanos y materiales empleados en el Proyecto Final de Carrera

Impacto ambiental

El presente PFC se ha centrado en un estudio teórico que no puede pretender, por diversos motivos, alcanzar una aplicación industrial inmediata. En consecuencia, a la hora de evaluar el impacto ambiental previsto, únicamente se deberían tener en cuenta las alteraciones debidas a la preparación del contenido y la confección de los documentos.

Ahora bien, de acuerdo con M. González [11, p18], justamente estos conceptos no deben ser considerados impactos ambientales y han de tratarse solo como costes del proyecto. Por tanto, de acuerdo con ese documento que la propia ESTEIB ofrece como normativa, se puede afirmar que su realización no ha tenido un impacto ambiental digno de ser considerado como tal.

Conclusiones

La preparación, construcción y comparación de los modelos dinámicos de un helicóptero convencional y un girodino ha servido para poner de manifiesto:

- la enorme complejidad de los fenómenos mecánicos y aerodinámicos que surgen en el estudio de las aeronaves de alas rotatorias y de la que aquí sólo se ha atisbado una muy pequeña muestra
- la potencia que tienen esos modelos dinámicos sencillos (muy farragosos, pero no complejos) para predecir algunas de las características principales del comportamiento de estas aeronaves y su respuesta a los elementos de control o a perturbaciones
- la facilidad con que los componentes pueden ser añadidos, eliminados o modificados dentro del esquema general, y así hacer predicciones sobre las propiedades que tendrán diferentes soluciones constructivas, y, en concreto,
- mostrar cuantitativamente cómo el añadido a un helicóptero convencional de alas y propulsor descarga efectivamente al rotor principal y permite a superar hasta cierto punto algunas de las limitaciones que le eran impuestas por su complejo y peculiar entorno aerodinámico

Bibliografía

Referencias bibliográficas

- [1] BARCALA MONTEJANO, M.A., RODRÍGUEZ SEVILLANO, A.A., *Material de clase de la asignatura "Helicópteros"* .Universidad Politécnica de Madrid

[<http://ocw.upm.es/ingenieria-aeroespacial/helicopteros/material-de-clase>]
- [2] VALENZUELA ROMERO, A. ., *Material de clase de la asignatura "Helicópteros y aeronaves diversas"* .Universidad de Sevilla

[<http://www.aero.us.es/heli/descargas.html>]
- [3] PADFIELD, G. D. *Helicopter Flight Dynamics, Second Edition*, Blackwell Publishing,
- [4] BEARD, R. W. y otros, *Small Unmanned Aircraft*, Princeton University Press, New Jersey, 2012
- [5] TALBOT, P. y otros. *A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation, NASA Report TM-84281*, California, 1982
- [6] HILBERT, K. *A Mathematical Model of the UH-60 Helicopter, NASA Technical Memorandum 85890*, California, 1984
- [7] HOWLETT, J., *UH-60A BLACK HAWK Engineering Simulation Program: Volume I Mathematical Model*, NASA CR-166309, Dec. 1981
- [8] OZDEMIR, G. T., *In-Flight Performance Optimization for Rotorcraft with Redundant Controls*, Pennsylvania State University, 2013
- [9] THORSEN, A. T., *Assessment of Control Allocation Optimization on Performance and Dynamic Response Enhancement of a Compound Rotorcraft*, Pennsylvania State University, 2014
- [10] FERGUSON, K., THOMSON, D. *Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations*, 2014, Journal of Aircraft, ISSN 1533-3868

[11]GONZÁLEZ, M. *Consideraciones ambientales para los PFC*, Universitat Politècnica de Catalunya, 2011

[http://www2.etseib.upc.edu/docs/-_Informaci_Acadmica/-_Portal_de_docencia/Projectes_i_Treballs/Guies/Consideracions_ambientals.pdf]