(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad Intelectual
Oficina internacional

(43) Fecha de publicación internacional
19 de Febrero de 2009 (19.02.2009)

PCT

(10) Número de Publicación Internacional
WO 2009/022033 A1

(51) Clasificación Internacional de Patentes:
G09B 9/46 (2006.01)

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2007/070152

(22) Fecha de presentación internacional:
16 de Agosto de 2007 (16.08.2007)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(71) Solicitante *(para todos los Estados designados salvo US)*: **INDRA SISTEMAS, S.A.** [—/ES]; Avda. Bruselas, 33-35, E-28108 Alcobendas, Madrid (ES).

(72) Inventor; e

(75) Inventor/Solicitante *(para US solamente)*: **GONZÁLEZ CUADRADO, Miguel** [—/ES]; Suiza, 184, E-28022 Madrid (ES).

(74) Mandatario: **ELZABURU, Alberto de**; C/ Miguel Angel, 21, E-28010 Madrid (ES).

(81) Estados designados *(a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección nacional admisible)*: AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) Estados designados *(a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible)*: ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF,

[Continúa en la página siguiente]

(54) **Title:** METHOD FOR REAL-TIME SIMULATION OF A HELICOPTER ROTOR

(54) **Título:** PROCEDIMIENTO DE SIMULACIÓN EN TIEMPO REAL DE UN ROTOR DE HELICÓPTERO

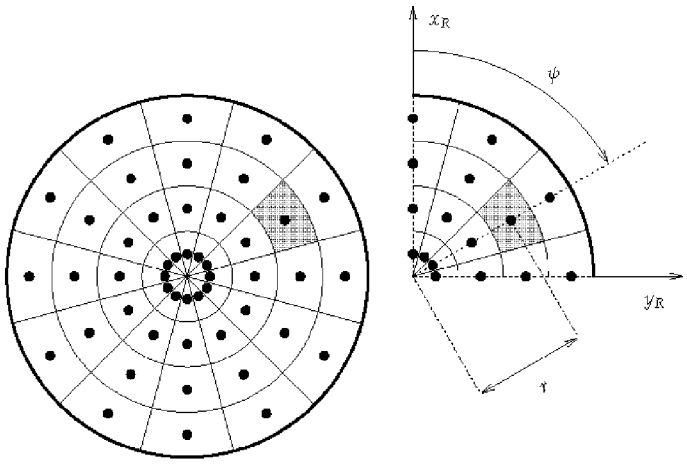


FIG. 4

(57) **Abstract:** This method considers the relevant equations determining the rotor movement and derives the aerodynamic actions for each blade in each iteration (the forces which are transmitted to the helicopter and the moments with respect to the articulations), and is resolved by means of discretizations made in the disc of the rotor, in such a way that the partition blade elements are connected to the disc, which does not rotate, instead of to each blade. The blades traverse an azimuth range in each iteration, forming a division of each blade longitudinally in n_e elements, and the rotor disc in n_a sectors, corresponding to divisions of the range of azimuthal angles. The effect of this is to form partitions on $n_e.n_a$ blade elements, by identifying each blade element by means of its distance to the rotor shaft and its azimuthal angle.

[Continúa en la página siguiente]

WO 2009/022033 A1

CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publicada:
— *con informe de búsqueda internacional*

(57) Resumen: En este procedimiento se plantean las correspondientes ecuaciones que determinan el movimiento del rotor y se obtienen las acciones aerodinámicas para cada pala en cada iteración (las fuerzas que se transmiten al helicóptero y los momentos respecto de las articulaciones), y se resuelven mediante discretizaciones hechas en el disco del rotor, de modo que los elementos de pala de la partición estén ligados al disco, que no rota, en lugar de a cada pala. Las palas atraviesan un rango de azimut en cada iteración, haciendo una división de cada pala longitudinalmente en n_e elementos, y del disco del rotor en n_a sectores, correspondientes a divisiones del rango de ángulos azimutales. Con ello se hacen particiones sobre $n_e.n_a$ elementos de pala, identificando cada elemento de pala por medio de su distancia al eje del rotor y su ángulo azimutal.

PROCEDIMIENTO DE SIMULACIÓN EN TIEMPO REAL DE UN ROTOR DE HELICÓPTERO

SECTOR TÉCNICO DE LA INVENCIÓN

La presente invención trata de un procedimiento de simulación en tiempo real del rotor de una aeronave de alas giratorias, mediante sus elementos de palas. Este procedimiento es de aplicación en la industria aeronáutica, y especialmente para la instrucción de pilotos de helicópteros.

PROBLEMA A RESOLVER Y ESTADO DE LA TÉCNICA

Los procedimientos conocidos hasta la fecha de simulación del rotor de helicópteros utilizan métodos que suponen en su mayoría el estudio de las ecuaciones que rigen el comportamiento del rotor usando particiones de los elementos de las palas, cuyos tiempos de ejecución son dependientes de la velocidad de giro del rotor. Estos procedimientos son muy precisos pero también resultan muy costosos y lentos, especialmente si lo que se persigue es hacer una simulación en tiempo real, lo que es de particular interés para el entrenamiento de pilotos de este tipo de aeronaves. Es decir, en los procedimientos conocidos de simulación del comportamiento de rotor de un helicóptero, la rapidez en la simulación está reñida con su precisión y coste. El procedimiento que esta invención propone resuelve dicho problema, de manera que una mayor rapidez en la simulación no implica menor precisión ni mayor coste.

En la virtualización del comportamiento del helicóptero resulta especialmente difícil la simulación de las condiciones que determinan las fuerzas sobre la articulación de batimiento y las fuerzas sobre la articulación de arrastre, así como los momentos resultantes tanto en la articulación de batimiento como en la de arrastre. La invención que aquí se propone describe un nuevo procedimiento para realizar la simulación del comportamiento del rotor de un helicóptero, especialmente para el cálculo de las anteriores fuerzas y momentos, de manera que se resuelven las ecuaciones que gobiernan el funcionamiento del rotor haciendo particiones en el disco del rotor en lugar de hacerlo en cada pala. De esta forma se puede determinar de una manera más rápida las actuaciones del rotor respecto a otros procedimientos conocidos hasta la fecha, abaratando costes y permitiendo una simulación en tiempo real más veloz.

Se conocen diversas referencias sobre sistemas relativos a la simulación de helicópteros. El documento US 3645014 describe un simulador de helicóptero que dispone de un sistema para calcular las fuerzas y momentos a los que está sometido el rotor, para lo que se plantean las ecuaciones que rigen el comportamiento de las distintas palas del rotor. Sin embargo el procedimiento descrito en la presente invención presenta, respecto dicho documento, notables diferencias en el modo de calcular las fuerzas y momentos a los que está solicitado el rotor y su posterior implementación.

El documento GB 1562309 describe un método y un dispositivo para realizar la simulación de un helicóptero durante sus maniobras en tierra.

El documento EP 872819 describe una unidad de simulación de helicópteros con una pluralidad de módulos de control basados en soporte lógico, pudiendo presentar al usuario una pluralidad de experiencias de simulación diferente en función de los módulos que estén conectados. Sin embargo, no se detalla un procedimiento de simulación ni un simulador como los que se describen en la presente invención.

El documento US 5860807 muestra un método para la simulación de turbulencia en helicópteros mediante elementos finitos, que emplea un algoritmo de distribución geométrica y temporal que mantiene las características estadísticas del espectro de turbulencias sobre el disco del rotor, aplicando un modelo turbulento a las palas del rotor del helicóptero en vez de a su centro de gravedad.

Por su parte, el documento JP 2004155218 ilustra un método de simulación de las palas de un helicóptero que permite analizar la entrada en pérdida de la pala.

EXPLICACIÓN DE LA INVENCIÓN

La invención propuesta describe un procedimiento de simulación en tiempo real del comportamiento del rotor (primer rotor) de una aeronave de alas giratorias, que opcionalmente puede incluir un segundo rotor. Este procedimiento comprende las operaciones de:

determinar los datos geométricos de una pala del primer rotor a partir de los cuales se determina el movimiento de dicho primer rotor;

determinar las acciones exteriores que afectan a cada pala de dicho primer rotor en cada iteración; y

discretizar las palas del primer rotor en elementos de pala para plantear el equilibrio dinámico del citado primer rotor,

caracterizándose además por dos hechos:

a) la discretización se hace sobre el disco del primer rotor en vez de sobre la propia pala, por lo que cada uno de dichos elementos de pala está ligado a dicho disco, que no rota, en lugar de a cada pala, y

b) dicha discretización divide el disco del primer rotor en n_a sectores y a cada pala, longitudinalmente, en n_e elementos de pala.

En dicho procedimiento, cada elemento de pala se identifica por medio de su distancia *r* al eje del primer rotor y su ángulo azimutal ψ. Además, los mencionados n_a sectores del disco de dicho primer rotor corresponden a divisiones del rango de ángulos azimutales.

En el procedimiento descrito los datos geométricos que se determinan para una pala son, básicamente, la distribución de torsión a lo largo de la pala $\theta_0(r)$ y la distribución de cuerda a lo largo de la pala $c(r)$. De igual modo, las acciones exteriores determinadas que actúan sobre una pala son: el ángulo de ataque local de la pala α_r, el número de Mach local M_r, y los coeficientes de sustentación, resistencia y momento locales de cada pala c_l, c_d y c_m respectivamente.

El procedimiento comprende, además, las operaciones de:

a) expresar el batimiento β y el arrastre ς en función del azimut ψ, utilizando para ello un desarrollo en serie de Fourier:

$$f(\psi) = a_o + \sum_{i=1}^{n} [a_i \cdot \cos(i\psi) + b_i \cdot \operatorname{sen}(i\psi)]$$

b) minimizar los errores asociados al cálculo del equilibrio dinámico a través del cálculo de trabajos virtuales mediante unos coeficientes análogos a los multiplicadores de Lagrange, Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi}, tanto para el caso del batimiento β como para el arrastre ς, expresándose estos multiplicadores en función de los coeficientes a_0, a_i, y b_i,

c) reiterar el proceso de cálculo con el fin de minimizar los momentos totales, empleando un determinado tiempo característico de convergencia del esquema.

Se ha comprobado que en este procedimiento el tiempo característico mínimo que se alcanza es del orden de cuatro veces el paso de integración.

Durante el procedimiento, al final de cada iteración, se calcula la velocidad

inducida para cada elemento de pala, la cual será utilizada en la siguiente iteración para obtener la velocidad aerodinámica del elemento de pala. Para el cálculo de la velocidad inducida se relacionan la velocidad inducida local $v_i(s)$ y la velocidad inducida que resulta de la fuerza aerodinámica de un elemento de pala $v_i^+(s)$, mediante una relación tipo $v_i(s) = G(s)v_i^+(s)$, donde $G(s)$ es una función de transferencia que puede aproximarse por la siguiente expresión en función del tiempo característico Δt:

$$G(s) = \frac{\left(\frac{2}{\Delta t}\right)^2}{\left(s + \frac{2}{\Delta t}\right)^2}$$

Cuando existe interferencia entre el primer rotor y un segundo rotor muy próximo, como un rotor en tándem o un rotor contrarrotatorio sobre el mismo eje que el primer rotor , el procedimiento comprende, además, incluir en el cálculo de la velocidad aerodinámica de cada elemento de pala de cada rotor no sólo la velocidad inducida propia, sino también la del otro rotor, para obtener una velocidad inducida de referencia $\overrightarrow{v_{i_p}}$, debida a la acción de dicho segundo rotor reinante en un punto concreto del disco del primer rotor, definido por sus coordenadas (r_{ip}, ψ_{ip}), y filtrar dicha velocidad inducida de referencia $\overrightarrow{v_{i_p}}$.

El procedimiento tiene en cuenta la variación de la sustentación debida al denominado efecto suelo, que se modela por medio de la reducción que provoca en la velocidad inducida, de manera que la velocidad inducida con efecto suelo $(v_i)_{IGE}$ se relacione con la velocidad inducida sin efecto suelo $(v_i)_{OGE}$ mediante el factor de efecto suelo, k_G, que es el cociente entre dichas magnitudes.

Dicho factor de efecto suelo k_G también se define en función de los siguientes parámetros: radio de rotor R, distancia al suelo del rotor z_G, y distancia al suelo a la cual se considera que el rotor está fuera de efecto suelo $z_{G\,máx}$, siendo k_G:

$$k_G = \frac{1 - \left(\frac{R}{4 \cdot z_G}\right)^2}{1 - \left(\frac{R}{4 \cdot z_{Gmáx}}\right)^2}$$

La invención también comprende un simulador físico del comportamiento del rotor de una aeronave de alas giratorias, que utilice el procedimiento descrito.

EXPLICACIÓN DE LOS DIBUJOS

A continuación se hace una descripción de la forma de realización del objeto de la presente invención, para cuya mejor comprensión se incluyen unos dibujos, dados meramente a título de ejemplo ilustrativo y no limitativo, en los cuales:

La figura 1 muestra un helicóptero genérico, cuyo rotor va a ser objeto de modelización, en unas representaciones esquemáticas en planta, alzado y vista lateral donde se ha definido un sistema de ejes (x_R, y_R, z_R) asociados al rotor.

La figura 2 ilustra el criterio de signos empleado para el batimiento $\beta(\psi)$ y para el arrastre $\varsigma(\psi)$ del rotor, para lo que se emplea un sistema de referencia pala (x_P, y_P, z_P) y un sistema de referencia pala virtual ($x_{P'}, y_{P'}, z_{P'}$).

La figura 3 representa un esquema típico de partición en los elementos de pala, empleados habitualmente en el estado de la técnica conocido.

La figura 4 enseña una nueva partición realizada en el disco del rotor, según se describe en la presente invención.

La figura 5 muestra una sección de pala, en donde se reflejan algunas de las acciones aerodinámicas a las que está sometida la pala.

La figura 6 representa el bucle de realimentación en el cálculo de los coeficientes de Fourier en la determinación de las funciones de batimiento y arrastre.

La figura 7 ilustra esquemáticamente la situación de interferencia entre el primer rotor y el rotor antipar.

La figura 8 representa simplificadamente la situación de interferencia entre rotores en tándem.

DESCRIPCIÓN DE UNA FORMA DE REALIZACIÓN

El helicóptero objeto de la simulación que esta invención propone está representado esquemáticamente por las tres vistas (alzado, planta y vista lateral) de la figura 1. En dicho helicóptero se definen unos ejes de referencia rotor (x_R, y_R, z_R) dados por: eje z_R en el eje de rotación hacia abajo, eje x_R perpendicular a z_R hacia delante, y eje y_R a derechas con x_R y z_R.

Además del sistema de ejes rotor (x_R, y_R, z_R), asociado al rotor del helicóptero, se han definido otros sistemas de referencia que pueden entenderse fácilmente a la vista de la figura 2: un sistema de ejes pala (x_P, y_P, z_P) y un sistema de ejes pala virtual ($x_{P'}$, $y_{P'}$, $z_{P'}$); estos sistemas de referencia serán definidos seguidamente. En la presente descripción dicho rotor del helicóptero también recibe el nombre de primer rotor.

En la figura 2 también se puede apreciar el criterio de signos empleado para el ángulo azimutal ψ, el batimiento β y el arrastre ς. El ángulo azimutal ψ vale 0 hacia delante, en el plano (x_R, z_R), y $\pi/2$ hacia la derecha, en el plano (y_R, z_R). La velocidad de giro del rotor $\Omega = \dot{\psi}$ es positiva según z_R. Los ejes de referencia pala (x_P, y_P, z_P) coinciden con los ejes rotor cuando $\psi = \beta = \varsigma = 0$, y acompañan siempre a la pala en su giro, batimiento y arrastre como sólido rígido. Los ejes de referencia pala virtual ($x_{P'}$, $y_{P'}$, $z_{P'}$) coinciden con los ejes pala cuando $\beta = \varsigma = 0$, y con los ejes rotor cuando $\psi = 0$; acompañan a la pala en su giro, pero no en su batimiento ni en su arrastre. El batimiento β es positivo hacia arriba, y el arrastre ς es positivo en el sentido de adelantar la pala, es decir en el mismo sentido que ψ (con este convenio de signo para el arrastre, éste debería llamarse "adelanto").

Hasta la fecha, los modelos de simulación de helicópteros han utilizado normalmente un modelo de elemento de pala que supone que cada elemento de cada pala se comporta en todo momento como un perfil bidimensional. Una implementación posible consiste en dividir cada pala en un número determinado de elementos de pala (n_e), elementos ligados a ella a lo largo de su envergadura. En la figura 3 se ha representado una partición clásica de las que se han utilizado en el pasado, y que se siguen empleando hoy en día, de manera que sobre cada pala se hace una partición empleando, por ejemplo, tres elementos de pala ($n_e = 3$). Planteando las correspondientes ecuaciones que determinan el movimiento del rotor se obtienen las acciones aerodinámicas para cada pala en cada iteración: las fuerzas se transmiten al helicóptero, y los momentos respecto las articulaciones determinan la evolución del batimiento y del arrastre de cada pala. La principal complicación que surge con la aplicación de este método es que dicha implementación necesita una alta frecuencia de integración para tener suficiente resolución azimutal al calcular el batimiento, el arrastre y sus derivadas (habría que reproducir frecuencias de evolución de batimiento y arrastre muy altas).

En el modelo de esta invención se propone una alternativa al modelo de elemento de pala, de manera que disminuya la frecuencia de integración y la carga de cálculo asociadas a la resolución de las ecuaciones; la figura 4 muestra un ejemplo de la partición que se hace. Según este procedimiento, la discretización se hace en el disco del rotor en vez de en cada pala, haciendo que los elementos de pala de la partición estén ligados al disco (que no rota) en lugar de a cada pala. Con este procedimiento de ligar los elementos de pala al disco del rotor y no a la pala, cada pala atraviesa en una iteración un rango de azimut; los elementos de pala correspondientes proporcionan las acciones aerodinámicas sobre el helicóptero. Se divide cada pala longitudinalmente en n_e elementos, y el disco del rotor en n_a sectores, correspondientes a divisiones del rango de ángulos azimutales. Por tanto se hacen particiones sobre $n_e \cdot n_a$ elementos de pala. Cada elemento de pala se identifica por medio de su distancia al eje del rotor r y su ángulo azimutal ψ. La figura 4 muestra una posible discretización con 4 elementos equiespaciados por pala (n_e= 4), y 12 sectores angulares (n_a=12, de manera que $n_e \cdot n_a$ = $4 \cdot 12 = 48$). Tal y como puede apreciarse en la figura 4, la posición en la que se hacen los cálculos de cada elemento de pala está marcada por un punto.

Las palas del rotor del helicóptero, durante su movimiento, están sometidas a una serie de fuerzas aerodinámicas; la figura 5 muestra una sección de una pala genérica del rotor, así como algunas de las acciones aerodinámicas a las que está sometida dicha pala. En la figura 5 también aparece dibujado el sistema de referencia de ejes pala (x_P, y_P, z_P), siendo el eje x_P ortogonal al plano definido por dicha figura. La pala presenta un ángulo de ataque α_r sobre la corriente incidente V, proporcionando una sustentación L, una resistencia D y un momento de cabeceo M. Son conocidas, para cada elemento de pala según la partición propuesta en esta invención con $n_e \cdot n_a$ sectores, las gráficas de fuerzas aerodinámicas del perfil en función de los parámetros aerodinámicos locales, fundamentalmente la distancia r del elemento de pala al eje del rotor, el ángulo de ataque α_r y el número de Mach local M_r. También son conocidas la distribución de torsión a lo largo de la pala $\theta_0(r)$ y la distribución de cuerda a lo largo de la pala $c(r)$; lo habitual es que $\theta_0(r)$ sea lineal y $c(r)$ constante.

Cada elemento de pala en cada azimut produce una sustentación dL/dr y una resistencia dD/dr por unidad de envergadura a lo largo de la pala. Entre las acciones aerodinámicas del elemento de pala no se incluyen momentos ni fuerza lateral, aunque

es fácil introducirlos si llegaran a ser necesarios. Para calcular la sustentación y la resistencia del elemento de pala, primero es necesario calcular las condiciones aerodinámicas locales (al menos número de Mach M_r y ángulo de ataque α_r). Esto se hace componiendo movimientos de rotación, batimiento y arrastre, sumando la velocidad debida al movimiento del helicóptero como sólido rígido, y añadiendo las contribuciones del viento y de la velocidad inducida. Hay que tener en cuenta el ángulo de torsión geométrica de la pala en cada elemento. La velocidad inducida se obtiene para cada elemento de pala en cada azimut independientemente, en vez de suponer una velocidad inducida uniforme en todo el disco.

El procedimiento que se describe permite calcular las fuerzas y los momentos a que están sometidos las palas del rotor en movimiento de un helicóptero, en función de una serie de parámetros dados. Conocidas estas fuerzas y momentos se puede determinar el comportamiento del rotor, lo que posibilita realmente su simulación. Por tanto, los pasos que sigue el procedimiento de simulación son fundamentalmente los siguientes:

a) Determinación de los datos geométricos de la pala, básicamente la distribución de torsión a lo largo de la pala $\theta_0(r)$ y la distribución de cuerda a lo largo de la pala $c(r)$ (lo habitual es que $\theta_0(r)$ sea lineal y $c(r)$ constante).

b) Determinación de las acciones exteriores sobre la pala: el ángulo de ataque local de la pala α_r, el número de Mach local M_r, y los coeficientes de sustentación, resistencia y momento locales de cada pala c_l, c_d y c_m respectivamente.

c) Planteamiento del equilibrio dinámico del rotor (suma de fuerzas y suma de momentos igual a cero).

Una vez realizadas estas acciones, se procede a:

1) Expresar el batimiento β y el arrastre ς en función del azimut ψ, utilizando para ello un desarrollo en serie de Fourier:

$$f(\psi) = a_o + \sum_{i=1}^{n} \left[a_i \cdot \cos(i\psi) + b_i \cdot \operatorname{sen}(i\psi) \right]$$

2) Minimizar los errores asociados al cálculo del equilibrio dinámico a través del cálculo de trabajos virtuales mediante unos coeficientes apropiados.

3) Reiterar el proceso de cálculo de manera que en todo momento se tienda a minimizar los momentos totales. Para ello hay que estudiar el tiempo característico de

convergencia del esquema, porque impondrá un límite a las frecuencias que se pueden reproducir en condiciones no estacionarias. Se ha comprobado, como se explicará posteriormente, que el tiempo característico que se alcanza es del orden de cuatro veces el paso de integración.

La fuerza total, el momento total, el par del rotor y los momentos sobre el plato se obtienen integrando fuerzas y momentos aerodinámicos e inerciales en parte de la superficie del rotor. Las variables de integración son r y ψ.

Para la integración, se ajusta el campo de fuerzas y momentos sobre el rotor en ejes rotor por una función integrable analíticamente a trozos, usando como puntos de control las estaciones sobre las que se discretiza. Esta función se integra sobre la superficie de rotor barrida por las palas en el tiempo correspondiente a una iteración. Se obtienen así fuerza total y momento total referidos al origen de los ejes rotor, par en el eje y momentos sobre el plato.

Hay que tener en cuenta al calcular los momentos del rotor (momentos en cabeceo y en alabeo, y par) el mecanismo de articulación entre el eje del rotor y la pala. Si, por ejemplo, la pala está completamente articulada en batimiento, no se transmiten momentos según el eje de la articulación, pero la fuerza total aplicada en la articulación sí genera momento total. Esta fuerza total en la articulación incluye la reacción resultante de las fuerzas de inercia de la pala.

Para cada azimut, se calculan los momentos totales de batimiento y de arrastre debidos a fuerzas aerodinámicas. Para estos cálculos se utilizan las fuerzas aerodinámicas expresadas en ejes pala.

Las integraciones se hacen numéricamente utilizando los elementos de pala sobre los que se discretiza. Es similar a la integración de las acciones aerodinámicas en el rotor, pero se hace independientemente para cada azimut discretizado, es decir se integra en una variable (r) en vez de dos (r y ψ).

Como ya se ha indicado, las funciones de batimiento β y arrastre ς pueden definirse por coeficientes de Fourier en función del azimut ψ, utilizando para ello un desarrollo en serie de Fourier:

$$f(\psi) = a_o + \sum_{i=1}^{n} \left[a_i \cdot \cos(i\psi) + b_i \cdot \text{sen}(i\psi) \right]$$

Para una correcta simulación, tanto en condiciones estacionarias como en

condiciones transitorias, las funciones de batimiento y arrastre deberían dar lugar a una cinemática de las palas y unas acciones resultantes (aerodinámicas, inerciales y acciones exteriores sobre las palas) que resultasen en equilibrio dinámico en batimiento y arrastre en cada momento, es decir que cumpliesen que el total de momento en batimiento respecto de la articulación de batimiento y el total de momento en arrastre respecto de la articulación de arrastre (incluyendo inercia en ambos casos) fueran nulos para cada pala en cada momento. En general esto no se produce y hay que buscar los coeficientes del desarrollo de Fourier que permiten satisfacer el equilibrio dinámico.

Un procedimiento posible consiste en buscar, para cada momento, el conjunto de coeficientes de Fourier que minimice los momentos totales mencionados. Esto es impracticable para una simulación en tiempo real porque requeriría muchas evaluaciones del modelo dinámico completo, lo cual supondría mucho tiempo de ejecución, y no se podría asegurar que se terminase en un tiempo acotado.

Otra alternativa es implementar un bucle que realimente los errores de equilibrio dinámico a los coeficientes de Fourier, de manera que en todo momento se tienda a minimizar los momentos totales. Esto sí es práctico para una simulación en tiempo real, porque requiere un tiempo de ejecución pequeño (sin ninguna reevaluación del modelo dinámico) y fijo en cada paso de integración. Sin embargo hay que estudiar el tiempo característico de convergencia del esquema, porque impondrá un límite a las frecuencias que se pueden reproducir en condiciones no estacionarias. En la práctica el tiempo característico que se alcanza es del orden de cuatro veces el paso de integración; esto suele ser suficiente para la simulación en tiempo real para entrenamiento.

Las ecuaciones de equilibrio del rotor (equilibrio de fuerzas y momentos) sobre la articulación de batimiento son:

$$-\overrightarrow{F_{h_b}} = \overrightarrow{F_e} + \Omega^2 \cdot m_p \cdot r_{cg}\vec{i} + \left(r_{cg} - e_b\right) \cdot m_p \cdot \ddot{\beta}\vec{k}$$

$$\overrightarrow{M_{h_b}} = \overrightarrow{M_{e_b}} - \left(\overrightarrow{M_{e_b}} \cdot \vec{j}\right)\vec{j}$$

donde los términos $\overrightarrow{F_{h_b}}, \overrightarrow{F_e}, \overrightarrow{M_{h_b}} y \overrightarrow{M_{e_b}}$ son respectivamente la fuerza que actúa sobre el vehículo aplicada en la articulación de batimiento, la resultante de las fuerzas externas sobre la pala, el momento sobre la articulación de batimiento y el momento de las fuerzas externas en ejes *"x"* y *"z"* sobre la charnela de batimiento. Otros términos que aparecen son la masa de la pala, m_p, y la posición del centro de gravedad de la pala, r_{cg}.

El momento total de batimiento se obtiene como la integral a lo largo de la pala del brazo multiplicado por la fuerza en el eje. El brazo es $r_{cg} - e_b$, donde e_b es la distancia del eje del rotor a la articulación de batimiento.

La derivada segunda de la función de batimiento se puede expresar como:

$$\ddot{\beta} \approx \frac{1}{I_b}\left(M_{e_{b_y}} - \Omega^2 \cdot I_{bc} \cdot \beta\right)$$

y a su vez los términos $M_{e_{b_y}}, I_b, I_{bc}$ son respectivamente el momento de batimiento de las fuerzas externas, el momento de inercia de la pala respecto la articulación de batimiento y una propiedad másica de la pala, estando estos dos últimos definidos por:

$$I_b = \int_{e_b}^{R} \left(r - e_b\right)^2 dm$$

$$I_{bc} = \int_{e_b}^{R} r\left(r - e_b\right) dm$$

Las ecuaciones de equilibrio del rotor (equilibrio de fuerzas y momentos) sobre la articulación de arrastre son:

$$-\overrightarrow{F_{h_a}} = \overrightarrow{F_e} + \Omega^2 \cdot m_p \cdot \overrightarrow{r_{cg}} - \left(r_{cg} - e_a\right) \cdot m_p \cdot \ddot{\zeta}\vec{j}$$

$$\overrightarrow{M_{h_a}} = \overrightarrow{M_{e_a}} - \left(\overrightarrow{M_{e_a}} \cdot \vec{k}\right)\vec{k}$$

donde los términos $\overrightarrow{F_{h_a}}, \overrightarrow{F_e}, \overrightarrow{M_{h_a}} y \overrightarrow{M_{e_a}}$ son respectivamente la fuerza que actúa sobre el vehículo aplicada en la articulación de arrastre, la resultante de las fuerzas externas sobre la pala, el momento sobre la articulación de arrastre y el momento de las fuerzas externas sobre la charnela de arrastre.

El momento total de arrastre se obtiene como la integral a lo largo de la pala del brazo multiplicado por la fuerza en el eje. El brazo es $r_{cg} - e_a$, donde e_a es la distancia del eje del rotor a la articulación de arrastre.

La derivada segunda de la función de arrastre se puede expresar como:

$$\ddot{\zeta} \approx \frac{1}{I_a}\left(M_{e_{a_z}} - \Omega^2 \cdot m_p \cdot e_a\left(r_{cg} - e_a\right) \cdot \zeta\right)$$

y a su vez los términos $M_{e_{a_z}}, I_a$ son, respectivamente, el momento de las fuerzas externas sobre la articulación de arrastre y el momento de inercia de la pala respecto la articulación de arrastre.

Así puede comprobarse que las ecuaciones de equilibrio dependen de las funciones de batimiento y arrastre y de sus derivadas; si dichas funciones se expresan como un desarrollo en serie de Fourier, tal y como se ha explicado, el problema reside ahora en encontrar una forma sencilla de las expresiones para los coeficientes de este desarrollo.

Como ya se ha indicado, una alternativa es implementar un bucle que realimente los errores de equilibrio dinámico a los coeficientes de Fourier, de manera que en todo momento se tienda a minimizar las fuerzas y los momentos totales, lo que resulta muy práctico para una simulación en tiempo real dado que requiere un tiempo de ejecución pequeño y fijo en cada paso de integración. En la práctica se ha comprobado que para la simulación en tiempo real para entrenamiento, suele ser suficiente que el tiempo característico sea del orden de cuatro veces el paso de integración.

La implementación del bucle de realimentación se muestra en la figura 6. Conocida la cinemática del rotor y sus palas, así como las acciones exteriores, de forma especial las que actúan sobre las palas, se plantea el equilibrio dinámico de la forma que se ha mencionado, empleando las ecuaciones de equilibrio de fuerzas y momentos. A partir de estas ecuaciones se buscan los errores de equilibrio dinámico que tiendan a minimizar los momentos totales, para lo que se aplica el principio de los trabajos virtuales obteniendo unos coeficientes análogos a los multiplicadores de Lagrange Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} , tanto para el caso del batimiento como para el arrastre. Estos multiplicadores Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} podrán expresarse en función de los coeficientes a_0, a_i, y b_i, de manera que podrá encontrarse una función de transferencia K(s), dada normalmente por una matriz, que relacione los coeficientes a_0, a_i, y b_i y sus respectivas derivadas. Al obtener unos nuevos valores de los coeficientes a_0, a_i, y b_i se podrá realizar una nueva iteración, basándose en que las ecuaciones de equilibrio vienen dadas en función del azimut ψ usando el desarrollo en serie de Fourier ya mencionado.

La matriz de realimentación K(s) incluye desacoplamiento entre modos, coeficientes de realimentación para cada modo y, si fuera necesario, filtros compensadores para cada modo. Los multiplicadores Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} se pasan por la función de transferencia $K(s)$ para obtener las derivadas de los coeficientes de Fourier $\dot{a}_0, \dot{a}_i, \dot{b}_i$.

Para el problema batimiento, se consideran válidas las siguientes aproximaciones:

• ángulo de ataque local: $\alpha_r - \alpha_{r_0} \approx -\beta'(\psi)$

• coeficiente de sustentación local: $c_l - c_{l_0} \approx -c_{l_\alpha} \cdot \beta'(\psi)$

• presión dinámica local: $q - q_0 \approx 0$

Los multiplicadores Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} en el caso del arrastre se pueden aproximar con funciones lineales de a_0, a_i, y b_i; las expresiones resultantes son las siguientes:

$$Q_{a_o} = \int_{-\pi}^{\pi} M_\beta(\psi) d\psi \approx -k_I 2\pi a_0$$

$$Q_{a_i} = \int_{-\pi}^{\pi} M_\beta(\psi) \cos i\psi d\psi \approx -k_I (i^2 - 1)\pi a_i - k_a i \pi b_i$$

$$Q_{b_i} = \int_{-\pi}^{\pi} M_\beta(\psi) \operatorname{sen} i\psi d\psi \approx -k_I (i^2 - 1)\pi b_i + k_a i \pi a_i$$

de forma que:

• $M_ß$ es el momento total de articulación en batimiento,

• $k_I = \Omega^2 \cdot I$ donde Ω es la velocidad de giro del rotor, e I es el momento de inercia aproximado de una pala a lo largo de la pala,

• $k_a = \frac{1}{8} c c_{l_\alpha} \rho \Omega^2 R^4$ donde c es la cuerda de la pala, $c_{l\alpha}$ es la pendiente de c_l frente a α_r, ρ es la densidad del aire y R es el radio del rotor.

Por tanto, los valores de $\dot{a}_0, \dot{a}_i, \dot{b}_i$ en función de los multiplicadores Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} resultan ser:

$$\dot{a}_0 = \frac{1}{m_0} Q_{a_o}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{a}_i \\ \dot{b}_i \end{bmatrix} = \frac{1}{m_i} \cdot \begin{bmatrix} -k_I \cdot (i^2 - 1) & -k_a \cdot i \\ +k_a \cdot i & -k_I \cdot (i^2 - 1) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Q_{a_i} \\ Q_{b_i} \end{bmatrix}$$

o bien en función de a_i y b_i:

$$\begin{bmatrix} \dot{a}_i \\ \dot{b}_i \end{bmatrix} = -\frac{1}{m_i} \cdot \pi \left[k_I{}^2 \cdot (i^2 - 1)^2 + k_a{}^2 \cdot i^2 \right] \cdot \begin{bmatrix} a_i \\ b_i \end{bmatrix}$$

pudiendo observar en las dos expresiones anteriores el valor de la función de transferencia K(s), matriz que relaciona los distintos coeficientes y sus derivadas. A su vez, m_0 y m_i valen:

$$m_0 = k_I 2\pi\tau_0$$

$$m_i = \left(k_I{}^2 \cdot (i^2-1)^2 + k_a{}^2 \cdot i^2\right) \cdot \pi\tau_i$$

donde τ_o es el tiempo característico asociado al coeficiente a_0 y τ_i los tiempos característicos asociados a los coeficientes a_i, b_i.

Como se ha indicado, es posible insertar filtros compensadores entre los multiplicadores y los coeficientes de Fourier; si $H_i(s)$ es el compensador para los coeficientes de orden i, las realimentaciones son:

$$sa_0 = H_0(s)\frac{1}{m_0}Q_{a0}$$

$$s\begin{bmatrix} a_i \\ b_i \end{bmatrix} = H_i(s)\frac{1}{m_i}\begin{bmatrix} -k_I \cdot (i^2-1) & -k_a \cdot i \\ +k_a \cdot i & -k_I \cdot (i^2-1) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Q_{a_i} \\ Q_{b_i} \end{bmatrix}$$

Igual que se ha procedido con el batimiento, se puede actuar de forma similar con la función de arrastre. Para determinar la realimentación de la función de arrastre se hace un desarrollo similar al del batimiento, señalando a continuación las diferencias entre uno y otro. Las linealizaciones que se realizan son las siguientes:

• ángulo de ataque local: $\alpha_r - \alpha_{r_0} \approx \frac{v_i}{r \cdot \Omega} \cdot \varsigma'(\psi)$

• coeficiente de sustentación local: $c_l - c_{l_0} \approx c_{l_\alpha} \cdot \frac{v_i}{r \cdot \Omega} \cdot \varsigma'(\psi)$

• presión dinámica local: $q - q_0 \approx \rho \cdot (r\Omega)^2 \cdot \varsigma'(\psi)$

Los multiplicadores Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi} para el arrastre se pueden aproximar con funciones lineales de a_0, a_i, y b_i; las expresiones resultantes son las siguientes:

$$Q_{a_o} \approx -k_{I_0} 2\pi a_0$$

$$Q_{a_i} \approx (k_{I_2} i^2 - k_{I_0})\pi a_i - k_a i \pi b_i$$

$$Q_{b_i} \approx (k_{I_2} i^2 - k_{I_0})\pi b_i + k_a i \pi a_i$$

de manera que:

• $k_a = \frac{1}{12} c \cdot c_{l_0} \cdot \rho \cdot \Omega \cdot R^3 \cdot (3\Omega R \alpha_{r_0} + 4v_i)$ donde c es la cuerda de la pala, $c_{l\alpha}$ es la pendiente de c_l frente a α_r, ρ es la densidad del aire, R es el radio del rotor y v_i es la velocidad inducida local.

• $k_{I_0} = \Omega^2 \cdot m_p \cdot e_a \cdot r_{cg}$ donde Ω es la velocidad de giro del rotor, m_p es la masa de la pala,

e_a es la abcisa de la articulación de arrastre y r_{cg} es la abcisa del centro de gravedad de la pala.

• $k_{I_2} = \Omega^2 \cdot I$ donde Ω es la velocidad de giro del rotor, e I es el momento de inercia aproximado de una pala a lo largo de la pala,

Para este caso, las realimentaciones son:

$$sa_0 = H_0(s)\frac{1}{m_0}Q_{a0}$$

$$s\begin{bmatrix} a_i \\ b_i \end{bmatrix} = H_i(s)\frac{1}{m_i}\begin{bmatrix} -\left(k_{I_2} i^2 - k_{I_0}\right) & -k_a \cdot i \\ +k_a \cdot i & \left(k_{I_2} i^2 - k_{I_0}\right) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Q_{a_i} \\ Q_{b_i} \end{bmatrix}$$

A su vez, m_0 y m_i valen:

$$m_0 = k_I 2\pi\tau_0$$

$$m_i = \left(\left(k_{I_2} i^2 - k_{I_0}\right) + k_a{}^2 \cdot i^2\right) \cdot \pi\tau_i$$

Al final de cada iteración se calcula la velocidad inducida para cada elemento de pala. Esta velocidad inducida será utilizada en la siguiente iteración para obtener la velocidad aerodinámica del elemento de pala.

Se pueden utilizar varios modelos para determinar la velocidad inducida. Lo más sencillo es aplicar la teoría de cantidad de movimiento o la de cantidad de movimiento modificada. El procedimiento consiste en obtener la tracción por unidad de superficie, y calcular la velocidad inducida en el elemento de pala que daría la misma tracción por unidad de superficie. El procedimiento que esta invención propone consiste en relacionar la velocidad inducida local y la velocidad inducida que resulta de la fuerza aerodinámica de un elemento de pala por la siguiente relación:

$$v_i(s) = G(s)v_i^+(s)$$

donde $v_i(s)$ es velocidad inducida local, $v_i^+(s)$ la velocidad inducida que resulta de la fuerza aerodinámica de un elemento de pala, y $G(s)$ es una función de transferencia que puede aproximarse por la siguiente expresión en función del tiempo característico Δt:

$$G(s) = \frac{\left(\frac{2}{\Delta t}\right)^2}{\left(s + \frac{2}{\Delta t}\right)^2}$$

El filtro $G(s)$ introduce una realimentación en la dinámica del rotor con tiempo característico Δt. Esta realimentación podría dar lugar a respuestas de frecuencias demasiado altas para ser reproducidas por la integración numérica, lo que generaría vibraciones espúreas en la respuesta del rotor. Para evitar esto se limita el valor de Δt por debajo de un valor escogido de antemano τ_G; este valor tiene que ser mayor que la inversa de la frecuencia de integración, pero tan bajo como sea posible. Típicamente será del orden de cuatro veces la inversa de la frecuencia de integración.

En el caso de palas diferentes, la función de transferencia $G(s)$ conecta la media de las v_i^+ de los rotores a la v_i de cada rotor. No sería correcto conectar la v_i^+ del rotor de cada pala a la v_i del rotor de la pala siguiente, porque la inercia del tubo de aire impide que cambie bruscamente por el paso de una sola pala. Se puede ver además que se estaría sustituyendo un bucle de realimentación del estilo $-KG(s)$ por otro del estilo $(-KG(s))^b$, más lento, y probablemente incluso con el signo cambiado (si el número de palas es par, se tiene una realimentación positiva inestable, en vez de una negativa estable).

Otra casuística que debe considerarse es la interferencia entre rotores; cuando se simulan varios rotores puede ocurrir que el disco de uno de ellos esté total o parcialmente dentro de la corriente de flujo inducido en otro, aguas arriba o aguas abajo. Esto ocurre en el caso de un rotor antipar que queda dentro del flujo inducido del primer rotor. También puede ocurrir que haya una relación recíproca, y que un rotor esté en el flujo inducido de otro y el segundo en el flujo inducido del primero; éste es el caso de rotores en tándem, o rotores contrarrotatorios en el mismo eje. La solución en todos los casos es incluir en el cálculo de la velocidad aerodinámica de cada elemento de pala de cada rotor no sólo la velocidad inducida propia, sino la de los demás rotores. Por ello habrá que tener en cuenta la distribución espacial de flujo inducido y no sólo la distribución en el disco.

La figura 7 muestra gráficamente el caso de interferencia entre el primer rotor del helicóptero y el rotor antipar. Para simplificar la figura se ha dibujado una distribución de velocidad inducida uniforme, pero esto no es así en general. Por estar todo el rotor antipar afectado, y ser mucho más pequeño que el primer rotor, se puede calcular una velocidad inducida de referencia $\overrightarrow{v_{i_p}}$ debida al rotor antipar. Dicha

velocidad inducida $\overrightarrow{v_{i_p}}$ es la reinante en un punto concreto del disco del primer rotor, que queda definido por sus coordenadas (r_{ip}, ψ_{ip}), y puede filtrarse adecuadamente para que se suavice en el tiempo y atenúe en el espacio y tiempo.

Para calcular (r_{ip}, ψ_{ip}) se supone que el flujo se desplaza respecto de la masa de aire sin perturbar, es decir, que para una misma distribución de velocidades inducidas, se desplaza en función de la velocidad aerodinámica del helicóptero. En cada instante de tiempo se puede utilizar el valor de $\overrightarrow{v_{i_p}}$ obtenido en el instante anterior como aproximación para obtener (r_{ip}, ψ_{ip}). De esta manera, para obtener (r_{ip}, ψ_{ip}) se halla la intersección con el primer rotor de una línea que parte del rotor antipar; la dirección de esta línea es la de $\overrightarrow{v_{a_a}} - \overrightarrow{v_{i_p}}$, siendo $\overrightarrow{v_{a_a}}$ la velocidad aerodinámica del rotor antipar respecto de la masa de aire sin perturbar, y utilizando el valor pasado de $\overrightarrow{v_{i_p}}$.

Si el tamaño del rotor no es despreciable con respecto a la distribución de flujo inducido por la que se ve afectado, el procedimiento es el mismo pero calculando para cada elemento de pala del rotor afectado el punto (r_{ip}, ψ_{ip}) en el otro rotor. Esto ocurre por ejemplo en el caso de dos rotores en tándem, como se muestra en la figura 8. Para simplificar la figura, se ha dibujado una distribución de velocidad inducida uniforme e igual en los dos rotores; en general, la relación entre puntos afectados de sendos rotores no es recíproca (por no ser iguales sus correspondientes velocidades inducidas), y las distribuciones no son uniformes.

En todos los casos, para obtener $\overrightarrow{v_{i_p}}$ en el punto (r_{ip}, ψ_{ip}) habrá que interpolar entre valores en los elementos de pala, y para obtener (r_{ip}, ψ_{ip}) se utilizará el valor pasado de la velocidad inducida en el valor pasado de (r_{ip}, ψ_{ip}).

En el caso de rotores muy próximos (por ejemplo los rotores en tándem de la figura 8), se puede despreciar el desplazamiento de (r_{ip}, ψ_{ip}) con los cambios de velocidad aerodinámica y de velocidad inducida, y suponer que la relación entre un punto en un rotor y el punto correspondiente en el otro rotor en cuanto a interferencia es fija, por ejemplo la debida a una velocidad inducida vertical y una velocidad aerodinámica nula.

Otro efecto que también debe considerarse en la simulación es el llamado efecto

suelo, que se manifiesta en la variación de la sustentación que se produce cuando la aeronave se acerca a tierra; otra situación en la que el efecto suelo puede ser relevante es cuando el helicóptero se encuentra en vuelo estacionario y en las proximidades de su vertical se encuentra un edificio, por ejemplo un rascacielos.

El efecto suelo se tiene en cuenta en el modelo de rotor únicamente a través de la velocidad inducida; cualquiera que sea el modelo de velocidad inducida que se utilice debe pues incluir efecto suelo.

El efecto suelo se modela por medio de la reducción que provoca en la velocidad inducida. Esta reducción actúa sobre la velocidad inducida provocada por cada elemento de pala, de manera que si se simula el retraso en el establecimiento del flujo, la velocidad inducida debe ser modificada por efecto suelo en su origen, y no en su aplicación.

Teóricamente el efecto suelo se manifiesta en un aumento de empuje a potencia constante, o una disminución de potencia a empuje constante, o una disminución de la velocidad inducida. La velocidad inducida en efecto suelo $(v_i)_{IGE}$ se relaciona con la velocidad inducida fuera de efecto suelo $(v_i)_{OGE}$ por el factor de efecto suelo, k_G, que viene a ser el cociente entre dichas magnitudes. k_G también está relacionado con el cociente entre el radio del rotor R y la distancia al suelo z_G. Se puede utilizar, por ejemplo, el modelo suelo de la teoría de Cheeseman (véase J. Gordon Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics.* Cambridge Aerospace Series, 2000), que en su forma original relaciona la velocidad inducida en efecto suelo con la velocidad inducida fuera de efecto suelo por la fórmula siguiente:

$$\frac{(v_i)_{IGE}}{(v_i)_{OGE}} = k_G = 1 - \left(\frac{R}{4 \cdot z_G}\right)^2$$

Esta distancia z_G se calcula para cada elemento de pala perpendicularmente al disco para tener en cuenta efectos locales, como efecto suelo no uniforme en el disco debido a obstáculos o a la inclinación del rotor.

Para evitar que k_G tome valores negativos, no representativos, y para limitar la distancia a la que el sistema de consultas de terreno debe buscar terreno bajo el rotor, se escoge una distancia al suelo $z_{G\ máx}$ a la cual se considera que el rotor está fuera de efecto suelo, y se redefine k_G como:

$$k_G = \frac{1-\left(\frac{R}{4\cdot z_G}\right)^2}{1-\left(\frac{R}{4\cdot z_{Gmáx}}\right)^2} \qquad \text{limitado al intervalo [0,1]}$$

Convendrá referir $z_{G\ máx}/R$ al valor de R para que la influencia del efecto suelo sólo dependa del parámetro adimensional z_G/R.

Las consideraciones hechas para el primer rotor pueden extenderse para el caso del rotor antipar y también para el caso en que el helicóptero tenga dos rotores en tándem, si bien en esta situación se debe incluir en el cálculo de la velocidad aerodinámica de cada elemento de pala de cada rotor no sólo la velocidad inducida propia, sino también la de los demás rotores. Para ello se deberá considerar la distribución espacial de flujo en el disco del rotor junto con la del flujo inducido.

Debe señalarse que los fundamentos del procedimiento propuesto no sólo son válidos para la simulación en tiempo real del rotor de una aeronave de alas giratorias, sino que también son válidos para otros dispositivos que empleen rotores, tal como aerogeneradores, turbinas, compresores o ventiladores, con las peculiaridades de ausencia de batimiento y de arrastre ($\beta=\varsigma=0$). Igualmente, el estudio hecho para el caso de un fluido compresible como el aire, puede extenderse para el caso de fluidos incompresibles, como el agua, de manera que este procedimiento de simulación también puede extenderse a otros objetos como las palas de las hélices de un buque.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de simulación en tiempo real del comportamiento del rotor (primer rotor) de una aeronave de alas giratorias, que opcionalmente puede incluir un segundo rotor, que comprende las operaciones de:

determinar los datos geométricos de una pala del primer rotor a partir de los cuales se determina el movimiento de dicho primer rotor;

determinar las acciones exteriores que afectan a cada pala de dicho primer rotor en cada iteración; y

discretizar las palas del primer rotor en elementos de pala para plantear el equilibrio dinámico de dicho primer rotor,

caracterizado por que

a) la discretización se hace sobre el disco del primer rotor en vez de sobre la propia pala, por lo que cada uno de dichos elementos de pala está ligado a dicho disco, que no rota, en lugar de a cada pala, y
b) dicha discretización divide el disco del primer rotor en n_a sectores y a cada pala, longitudinalmente, en n_e elementos de pala.

2. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por que cada elemento de pala se identifica por medio de su distancia *r* al eje del primer rotor y su ángulo azimutal ψ.

3. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1 o la reivindicación 2, caracterizado por que dichos n_a sectores del disco del rotor principal corresponden a divisiones del rango de ángulos azimutales.

4. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que los datos geométricos que se determinan para una pala son, básicamente, la distribución de torsión a lo largo de la pala $\theta_0(r)$ y la distribución de cuerda a lo largo de la pala $c(r)$,

5. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que las acciones exteriores que actúan sobre una pala son: el ángulo de ataque local de la pala α_r, el número de Mach local M_r, y los coeficientes de sustentación, resistencia y momento locales de cada pala c_l, c_d y c_m respectivamente.

6. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que comprende, además, las operaciones de:

a) expresar el batimiento β y el arrastre ς en función del azimut ψ, utilizando para ello un desarrollo en serie de Fourier:

$$f(\psi) = a_o + \sum_{i=1}^{n} [a_i \cdot \cos(i\psi) + b_i \cdot \text{sen}(i\psi)]$$

b) minimizar los errores asociados al cálculo del equilibrio dinámico a través del cálculo de trabajos virtuales mediante unos coeficientes análogos a los multiplicadores de Lagrange, Q_{a0}, Q_{ai} y Q_{bi}, tanto para el caso del batimiento β como para el arrastre ς, expresándose estos multiplicadores en función de los coeficientes a_0, a_i, y b_i,

c) reiterar el proceso de cálculo con el fin de minimizar los momentos totales, empleando un determinado tiempo característico de convergencia del esquema.

7. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6, caracterizado por que el tiempo característico mínimo que se alcanza es del orden de cuatro veces el paso de integración.

8. Procedimiento de acuerdo una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que comprende, además, la operación de:

calcular, al final de cada iteración, la velocidad inducida para cada elemento de pala, la cual será utilizada en la siguiente iteración para obtener la velocidad aerodinámica del elemento de pala.

9. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 8, caracterizado por que para calcular la velocidad inducida se relacionan la velocidad inducida local $v_i(s)$ y la velocidad inducida que resulta de la fuerza aerodinámica de un elemento de pala $v_i^+(s)$,

mediante una relación tipo $v_i(s) = G(s)v_i^+(s)$, donde $G(s)$ es una función de transferencia que puede aproximarse por la siguiente expresión en función del tiempo característico Δt:

$$G(s) = \frac{\left(\frac{2}{\Delta t}\right)^2}{\left(s + \frac{2}{\Delta t}\right)^2}$$

10. Procedimiento de acuerdo la reivindicación 8, caracterizado por que cuando existe interferencia entre el primer rotor y un segundo rotor muy próximo, como un rotor en tándem o un rotor contrarrotatorio sobre el mismo eje que el primer rotor, el procedimiento comprende, además:

incluir en el cálculo de la velocidad aerodinámica de cada elemento de pala de cada rotor no sólo la velocidad inducida propia, sino también la del otro rotor, para obtener una velocidad inducida de referencia $\overrightarrow{v_{i_p}}$, debida a la acción de dicho rotor secundario, reinante en un punto concreto del disco del primer rotor, definido por sus coordenadas (r_{ip}, ψ_{ip}), y

filtrar dicha velocidad inducida de referencia $\overrightarrow{v_{i_p}}$.

11. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que comprende, además, tener en cuenta la variación de la sustentación debida al denominado efecto suelo, que se modela por medio de la reducción que provoca en la velocidad inducida, de manera que la velocidad inducida con efecto suelo $(v_i)_{IGE}$ se relacione con la velocidad inducida sin efecto suelo $(v_i)_{OGE}$ mediante el factor de efecto suelo, k_G, que es el cociente entre dichas magnitudes.

12. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, caracterizado por que comprende, además, tener en cuenta la variación de la sustentación debida al denominado efecto suelo mediante el factor de efecto suelo, k_G, en función de los parámetros: radio de rotor R, distancia al suelo del rotor z_G, y distancia al suelo a la cual se considera que el rotor está fuera de efecto suelo $z_{G\ máx}$,

siendo k_G

$$k_G = \frac{1-\left(\frac{R}{4 \cdot z_G}\right)^2}{1-\left(\frac{R}{4 \cdot z_{Gmáx}}\right)^2}$$

13. Simulador en tiempo real del comportamiento del rotor de una aeronave de alas giratorias, caracterizado por que pone en práctica el procedimiento de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12.

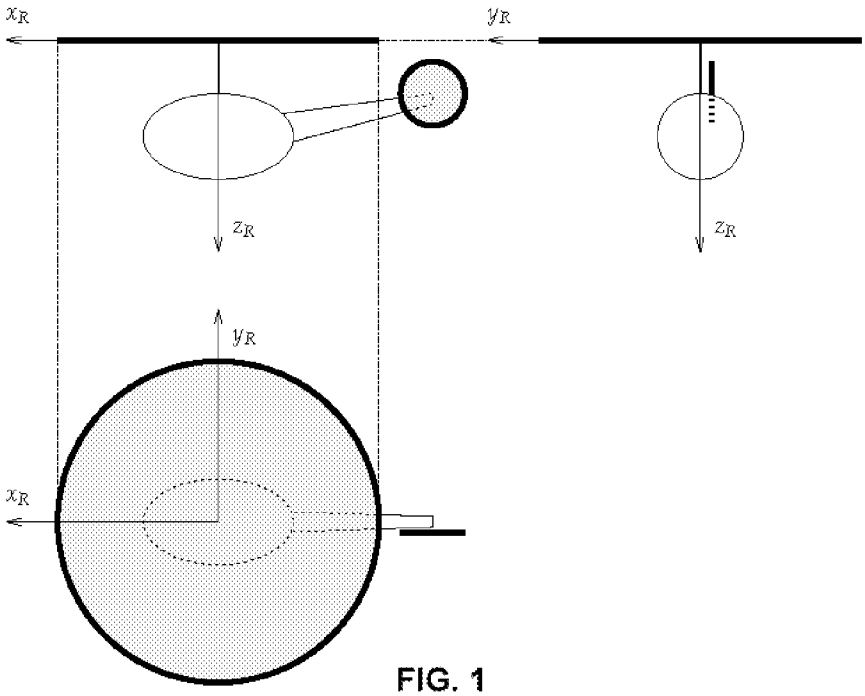


FIG. 1

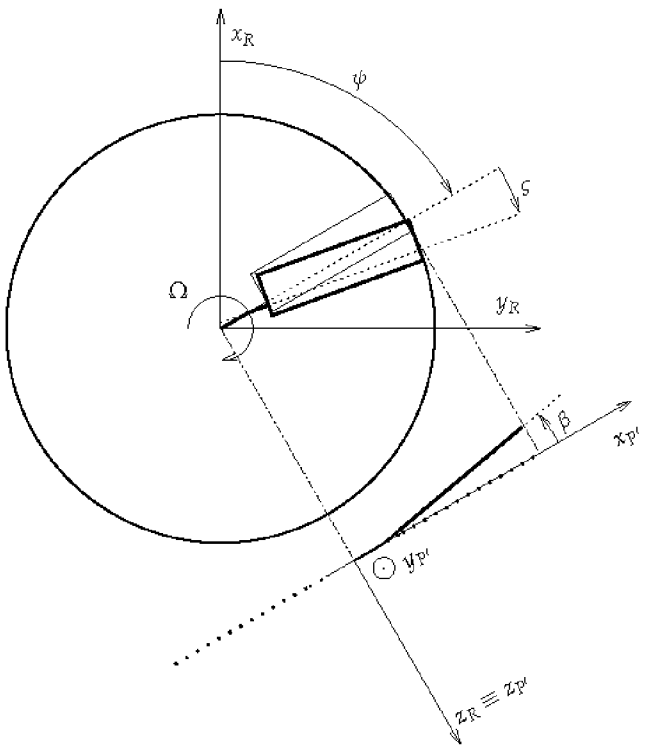


FIG. 2

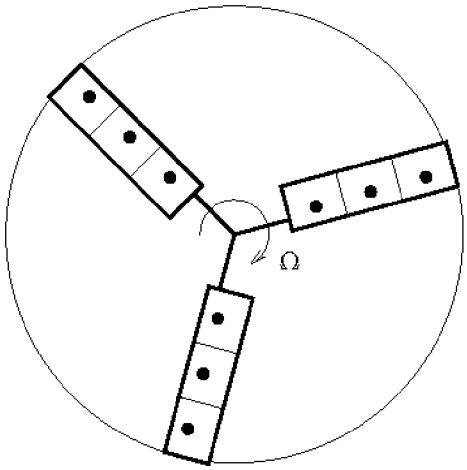


FIG. 3

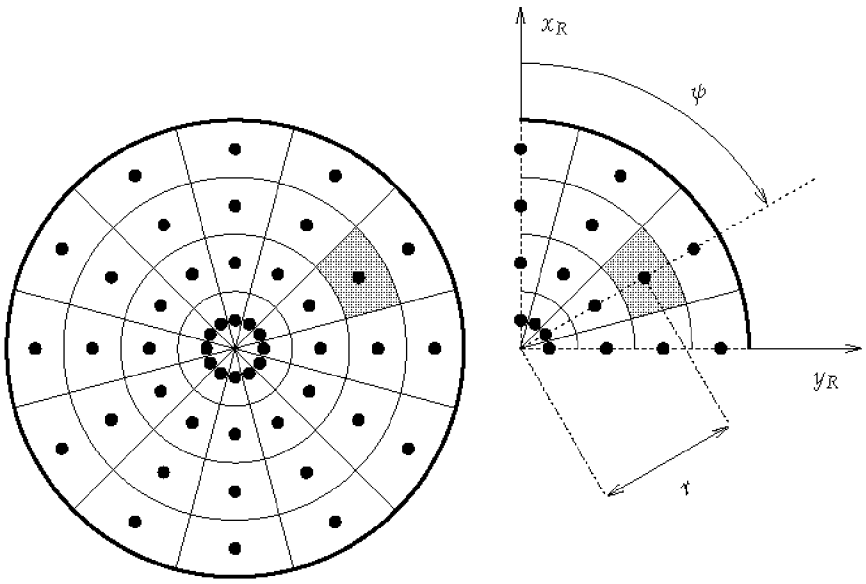


FIG. 4

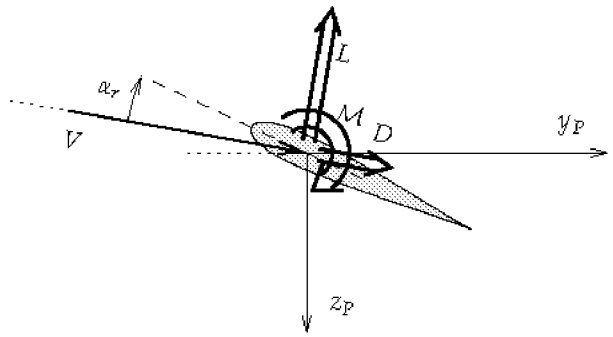

L
α_r
M
D
y_P
V
z_P

FIG. 5

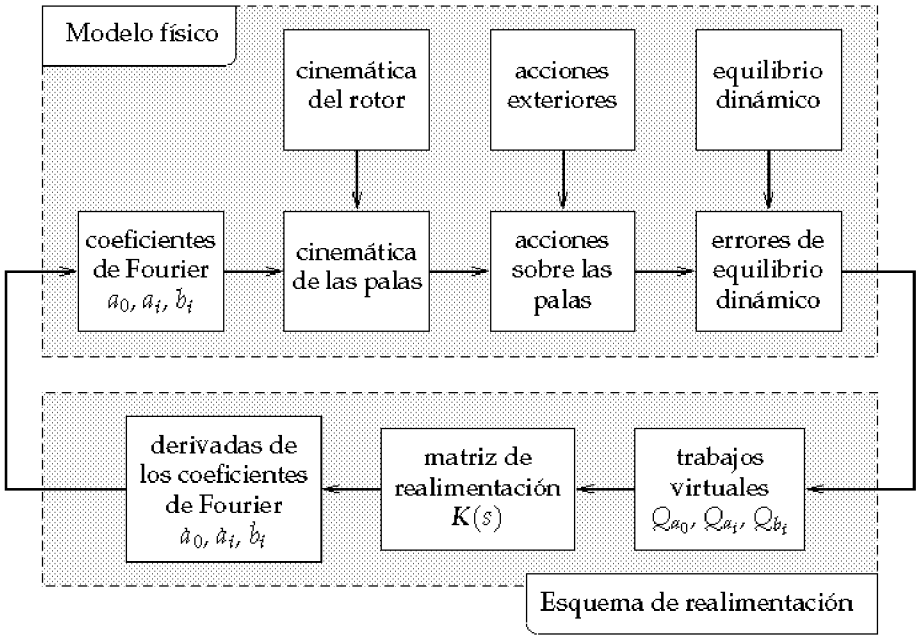

Modelo físico
cinemática del rotor
acciones exteriores
equilibrio dinámico
coeficientes de Fourier a_0, a_i, b_i
cinemática de las palas
acciones sobre las palas
errores de equilibrio dinámico
derivadas de los coeficientes de Fourier $\dot{a}_0, \dot{a}_i, \dot{b}_i$
matriz de realimentación $K(s)$
trabajos virtuales $Q_{a_0}, Q_{a_i}, Q_{b_i}$
Esquema de realimentación

FIG. 6

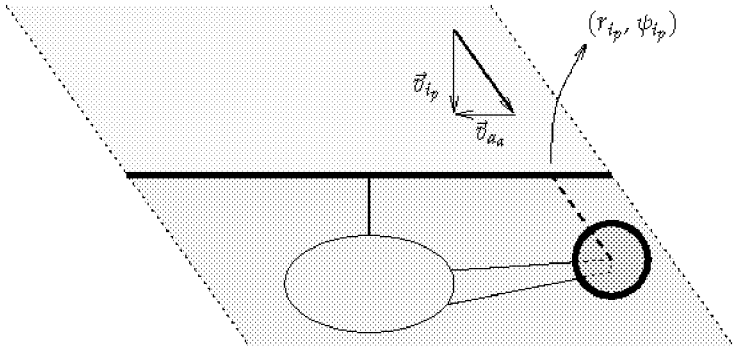


FIG. 7

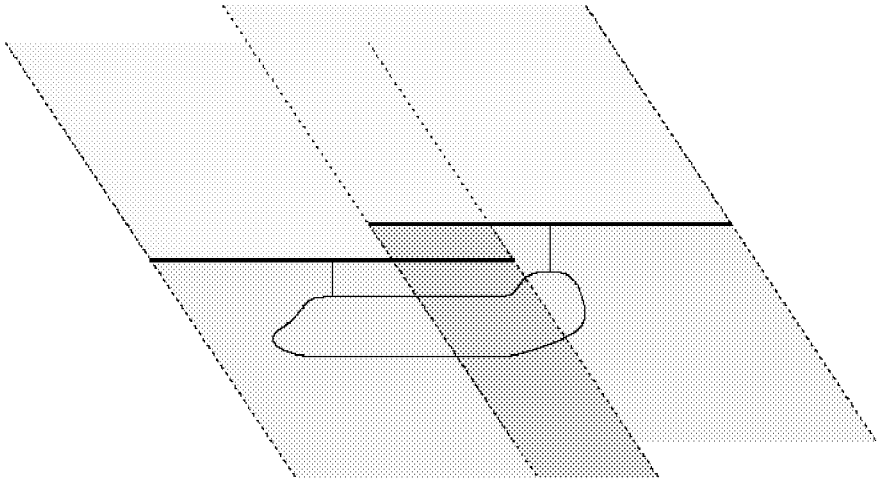


FIG. 8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/ ES 2007/070152

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G09B 9/46 (2006.01)
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
G09B+

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CIBEPAT,EPODOC,WPI,PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 3645014 A (BRAMSON et al.) 29.02.1972, column 2, line 14 - column 7, line 38; figures.	1-5,7,8,10, 13
A	US 5860807 A (MCFARLAND et al.) 19.01.1999, column 3, line 54 - column 7, line 19; figure 2,	1-5,8,13
A	FR 1487362 A (COMMUNICATIONS PATENTS LTD) 07.07.1967, page 2, line 26 - page 6, line 8; figures.	1,2,4,5,9, 13
A	GB 1047365 A (COMMUNICATIONS PATENTS LTD) 02.11.1966, page 1, line 41-60;page 2, line 50 - page 3, line 32; figure 1,	1,4,5,13

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance.
"E" earlier document but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure use, exhibition, or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other documents , such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
08 May 2008 (08.05.2008)	**(14/05/2008)**
Name and mailing address of the ISA/ O.E.P.M. Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, España. Facsimile No. 34 91 3495304	Authorized officer P. Pérez Fernández Telephone No. +34 91 349 54 96

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (April 2007)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No.

PCT/ ES 2007/070152

Patent document cited in the search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 3645014 A	29.02.1972	FR 2037508 A GB 1273101 A CA 965515 A	31.12.1970 03.05.1972 01.04.1975
US 5860807 A	19.01.1999	NONE	----------
FR 1487362 A	07.07.1967	NONE	----------
GB 1047365 A	00-00-0000	NONE	----------

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº

PCT/ ES 2007/070152

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

G09B 9/46 (2006.01)

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

G09B+

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda internacional (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

CIBEPAT,EPODOC,WPI,PAJ

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados, con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
A	US 3645014 A (BRAMSON et al.) 29.02.1972, columna 2, línea 14 - columna 7, línea 38; figuras.	1-5,7,8,10, 13
A	US 5860807 A (MCFARLAND et al.) 19.01.1999, columna 3, línea 54 - columna 7, línea 19; figura 2,	1-5,8,13
A	FR 1487362 A (COMMUNICATIONS PATENTS LTD) 07.07.1967, página 2, línea 26 - página 6, línea 8; figuras.	1,2,4,5,9, 13
A	GB 1047365 A (COMMUNICATIONS PATENTS LTD) 02.11.1966, página 1, línea 41-60;página 2, línea 50 - página 3, línea 32; figura 1,	1,4,5,13

☐ En la continuación del Recuadro C se relacionan otros documentos ☒ Los documentos de familias de patentes se indican en el Anexo

* Categorías especiales de documentos citados:

"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.

"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.

"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).

"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.

"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.

"T" documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.

"X" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.

"Y" documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.

"&" documento que forma parte de la misma familia de patentes.

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.	Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional
08 Mayo 2008 (08.05.2008)	**14 de Mayo de 2008 (14/05/2008)**
Nombre y dirección postal de la Administración encargada de la búsqueda internacional O.E.P.M. Paseo de la Castellana, 75 28071 Madrid, España. Nº de fax 34 91 3495304	Funcionario autorizado P. Pérez Fernández Nº de teléfono +34 91 349 54 96

INFORME DE BÚSQUEDA INTERNACIONAL

Información relativa a miembros de familias de patentes

Solicitud internacional nº

PCT/ES 2007/070152

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de Publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de Publicación
US 3645014 A	29.02.1972	FR 2037508 A GB 1273101 A CA 965515 A	31.12.1970 03.05.1972 01.04.1975
US 5860807 A	19.01.1999	NINGUNO	----------
FR 1487362 A	07.07.1967	NINGUNO	----------
GB 1047365 A	00-00-0000	NINGUNO	----------