

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 401 972**

51 Int. Cl.:

B64C 11/30 (2006.01)

B64C 11/34 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.11.2006 E 06255854 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.01.2013 EP 1787906**

54 Título: **Lógica de control para un sistema de hélice**

30 Prioridad:

16.11.2005 US 281194

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
25.04.2013

73 Titular/es:

**HAMILTON SUNDSTRAND CORPORATION
(100.0%)
ONE HAMILTON ROAD
WINDSOR LOCKS, CT 06096-1010, US**

72 Inventor/es:

DANIELSON, DAVID R.

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 401 972 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Lógica de control para un sistema de hélice.

5 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

La invención presente trata de un sistema de control de una hélice, y más en particular de la lógica de control de paso que controla la transición del gobierno de marcha adelante a marcha atrás.

10 Las hélices de paso variable se emplean en muchos tipos diferentes de aeroplanos que tienen propulsores que van desde motores de pistón a turbinas de gas. El control de hélice convencional requiere conocer cuando se desactiva el regulador de velocidad de la hélice y cuando el sentido de regulación se debe invertir para proporcionar una operación con empuje marcha atrás.

15 La transición desde la regulación en marcha adelante a marcha atrás requiere del paso por una zona conocida como el valle de la curva Cp (coeficiente de potencia de la hélice versus ángulo de las palas de la hélice para un ratio de avance dado) en el que la regulación no es posible. En el lado derecho de la curva Cp (donde la curva tiene una pendiente positiva), el regulador de velocidad debe incrementar el ángulo de las palas de la hélice a medida que se incrementa la potencia de entrada para mantener una velocidad fija. En el lado izquierdo de la curva Cp (donde la pendiente es negativa), el regulador debe hacer lo opuesto – reducir el ángulo de las palas para neutralizar el aumento de la potencia y mantener la velocidad de la hélice.

20 La activación y desactivación de la lógica de regulación junto con la modificación del sentido de la lógica de regulación ha sido realizada convencionalmente en forma de bucle abierto mediante el ajuste de constantes, temporizadores, o límites de régimen para permitir el paso del ángulo de las palas de la hélice desde el lado derecho de la curva Cp al lado izquierdo a medida que la hélice entra en el rango de empuje marcha atrás. Se requieren también constantes, temporizadores, y / o límites de régimen similares para permitir que la hélice abandone la zona de empuje a la marcha atrás y pase a lado derecho de la curva Cp donde se produce de nuevo empuje positivo. Este ajuste convencional de bucle abierto proporciona un sistema de control con transiciones efectivas hacia y desde la marcha atrás. Sin embargo, los sistemas convencionales están optimizados típicamente únicamente para un subconjunto de condiciones posibles de operación del aeroplano y poseen típicamente unos parámetros mínimos de ajuste de control para otras velocidades o altitudes de operación de manera que el sistema de la hélice puede producir niveles inaceptables de sobreempuje o infraempuje para la velocidad de la hélice cuando no está operando en las condiciones de operación óptimas del aeroplano.

25 De acuerdo con lo anterior, es deseable proporcionar un sistema de control de la hélice que optimice el rendimiento de la hélice para todas las condiciones de vuelo.

30 El documento EP0392968 A2 describe un control del paso de la hélice y de la regulación de la velocidad durante las transiciones mientras el aeroplano está en modo en tierra. El control del paso de la hélice es tal que el régimen de cambio de la potencia absorbida por la hélice no excede del régimen de cambio de la potencia entregada por el motor.

35 El documento EP0436231 A2 describe un aparato de control de paso para una hélice de paso variable en el que el ángulo de paso de la hélice está controlado para maximizar la fuerza de empuje que actúa sobre el aparato.

40 **SUMARIO DE LA INVENCION**

Un sistema lógico de control de paso de la hélice de acuerdo con la invención presente incluye en general un subsistema de lógica de control de la hélice que comunica con un subsistema de lógica de control del motor. La invención está caracterizada porque dichos subsistema de lógica de control de la hélice tiene entradas para las señales del ángulo de la pala y del Angulo de la Palanca de Potencia y por estar configurados durante el uso para definir un mapa de Modo de Control de la Hélice (PCM) con una pluralidad de celdas de Modo de Control de la Hélice, en el que el mapa PCM se puede operar para: determinar un ángulo de pala mínimo permitido para la regulación de la velocidad marcha adelante; y determinar un ángulo de pala máximo permitido para regular la velocidad marcha atrás, en el que cada uno de dicho conjunto de celdas de Modo de Control de la Hélice se relaciona un Angulo de la Palanca de Potencia con un ángulo de la pala para determinar un estado de regulación de la hélice seleccionado de entre uno de los siguientes: regulación marcha adelante activa; regulación marcha atrás activa; o regulación desactivada, mediante la combinación del Angulo de la Palanca de Potencia, ángulo de la pala de la hélice, el ángulo de pala mínimo permitido para la regulación de la velocidad marcha adelante y el máximo ángulo de pala permitido para la regulación de la velocidad marcha atrás, y en el que cada una de dichas celdas del Modo de Control de la Hélice comunica una señal de solicitud de potencia mínima de la hélice a dicho sistema de lógica de control del motor.

45 Una solicitud de empuje del piloto se introduce en el sistema como una entrada de Angulo de la Palanca de Potencia (PLA). La señal PLA está relacionada con las condiciones de operación como por ejemplo Atrás Toda (FR); Punto Muerto en Tierra (GI); Punto Muerto en Vuelo (FI); y Despegue (TO). En base a las condiciones de operación del a

hélice y a la señal PLA, el subsistema de lógica de control de la hélice determina un Modo de Control de la Hélice (PCM) que determina el estado adecuado de regulación de la hélice.

5

El subsistema de lógica de control de la hélice se utiliza en conjunción con el subsistema de lógica del sistema de control del motor para proporcionar una transición optimizada de la regulación de velocidad desde marcha adelante a marcha atrás en todas las condiciones de operación. Mediante la creación de un mapa PCM el ángulo de las palas con el coeficiente de potencia mínimo de la hélice basado en las condiciones de operación (número Mach y velocidad de la hélice), se determina el ángulo de la pala mínimo permitido para la regulación de la velocidad marcha adelante y el ángulo de la pala máximo permitido para la regulación de la velocidad marcha atrás. Mediante la combinación del ángulo de la pala de la hélice actual, los ángulos máximo y mínimo para la regulación de la velocidad, la señal PLA, de termina el estado y el sentido de la regulación de velocidad de la hélice. En base a estas entradas, se genera un mapa de búsqueda PCM para encontrar la celda PCM asociada y configurar el sistema de la hélice para los algoritmos de control adecuados para todas las condiciones de operación y todas las acciones de la tripulación de vuelo.

10

15

Además de operar en todas las condiciones, la invención presente mantiene un control de la velocidad de la hélice de bucle cerrado durante el máximo tiempo posible mientras que los métodos tradicionales controlan la hélice de una manera en bucle abierto. El método de control de operación en bucle cerrado permite que la regulación de la velocidad de la hélice permanezca activa durante un mayor porcentaje de tiempo. Esto sirve para minimizar la magnitud de las sobrevelocidades de la hélice y / o subvelocidades de la hélice que podrían ocurrir de otra manera durante las transiciones hacia y desde la marcha atrás.

20

La invención presente por lo tanto proporciona un sistema de control de la hélice que tiene un rendimiento de la hélice optimizado en todo el rango de vuelo.

25

BREVE DESCRIPCION DE LOS DIBUJOS

Las diferentes características y ventajas de esta invención se aclararán para aquellos versados en la técnica mediante la descripción detallada que sigue de las realizaciones preferidas. Los dibujos que acompañan la descripción detallada pueden ser descritos brevemente como sigue:

30

La Figura 1 es una vista en perspectiva general de una realización de un motor turbopropulsado por una turbina de gas de ejemplo para ser utilizado con la invención presente;

La Figura 2 es un diagrama de bloques esquemático de una lógica de control de la hélice que tiene una lógica de control de la hélice y una lógica de control del motor;

35

La Figura 3 es una representación gráfica de una curva C_p (coeficiente de potencia de la hélice versus ángulo de la pala de la hélice para un ratio de avance dado);

La Figura 4 es un diagrama de bloques esquemático del sistema lógico de control del paso de la hélice; y

40

La Figura 5A es una representación gráfica de un ejemplo de un vuelo de un aparato que representa gráficamente los parámetros de control del paso de la hélice;

45

La Figura 5B es una representación gráfica de PCMs para el ejemplo de vuelo de aeroplano de la Figura 5A; y

La Figura 5C es una tabla que recoge los parámetros dibujados en la Figura 5A.

45

DESCRIPCION DETALLADA DE LA REALIZACION PREFERIDA

La Figura 1 ilustra una vista general en perspectiva de un sistema de hélice 10 accionado por un motor de turbina de gas (ilustrado esquemáticamente como E). El motor E gira un eje de salida de la turbina 12 a alta velocidad para accionar una caja reductora de engranajes (ilustrada en cierta forma esquemáticamente como G) que reduce la velocidad de rotación del eje e incrementa el par de salida. El motor E recibe comandos de velocidad de un control C como por ejemplo un Control Electrónico Digital Completamente Automatizado (FADEC). La caja de engranajes G acciona un eje de hélice 14 que gira en un conjunto de cubo 16 y una pluralidad de pala de la hélice 18 que se extiende desde el mismo. Las palas de la hélice 18 están montadas a través de un sistema de control de paso P que tiene la habilidad de asumir un ángulo de pala negativo lo que produce un empuje hacia atrás. Cuando el sistema de la hélice 10 está en marcha atrás, las palas de la hélice 18 se giran por debajo de su ángulo positivo, esto es, a través del paso plano, hasta que se obtiene un ángulo de pala negativo al objeto de producir un empuje que actúa en una dirección opuesta al empuje hacia adelante lo que, únicamente a modo de ejemplo, reduce la longitud de aterrizaje, permite que el aparato circule en tierra hacia atrás o facilita los giros sobre sí mismo.

50

55

60

La Figura 2 ilustra un diagrama de bloques esquemático general de un sistema de control 20 que comunica con el motor E. El sistema de control 20 puede incluir un subsistema de lógica de control de la hélice 22 que comunica con el subsistema lógico del control del motor 24. Se debe comprender que el sistema 20 puede ser implementado dentro de un sistema de un nivel superior o de un sistema de control más amplio como por ejemplo el FADEC (Figura 1).

65

Una solicitud de empuje del piloto es introducida preferiblemente en el sistema 20 como una entrada de Angulo de la Palanca de Potencia (PLA). La señal de PLA es traducida a una señal de referencia de potencia o par (HPREF) que tiene relación con las condiciones de operación como por ejemplo Todo Atrás (FR); Punto Muerto en Tierra (GI);

Punto Muerto en Vuelo (FI); y Despegue (TO). La señal HPREF se compara con la salida de potencia medida mediante un bucle de control dinámico que alimenta a un comparador MAX. Notablemente, la señal HPREF es introducida en un selector controlado por una señal de Solicitud de Potencia Mínima a la Hélice (PMPR) del subsistema lógico de control de la hélice 22. Otros bucles de control dinámico incluyen Velocidad de Rotación del Generador de Gas Mínimo Permitido (NHMIN) y Mínima Velocidad de la Turbina de Potencia Permitida (NPTUSG) así como otros bucles limitadores MIN se introducen en el comparador MAX. En contraposición a éstos, una Velocidad de Turbina de Potencia Máxima Permitida (NPTOSG) se compara con la velocidad de la turbina de potencia medida (NPT) dentro de un bucle de control dinámico que se introduce en un comparador MIN que selecciona el valor mínimo entre la salida del comparador MAX, el bucle de control dinámico NPTOSG, y otros bucles de control dinámico limitadores MAX. La salida del subsistema lógico de control de motor 24 es el resultado de la lógica de selección de mínimo / máximo que genera una señal al motor E para controlar una cantidad deseada de combustible que va a ser introducida en los inyectores de combustible del motor.

En base a la señal PLA y al subsistema lógico de control de la hélice 22 (ilustrado también de manera separada en la Figura 3) se determina al estado adecuado del gobierno de la hélice. El estado de gobierno se selecciona de uno de los siguientes: gobierno marcha adelante activo, gobierno marcha atrás activo; o gobierno desconectado.

El subsistema lógico de control de la hélice 22 se utiliza en conjunto con el subsistema lógico del sistema de control del motor 24 para proporcionar una transición optimizada desde el gobierno de velocidad marcha adelante a marcha atrás bajo todas las condiciones de operación. Creando un mapa del Modo de Control de la Hélice (PCM) (Figura 3) del ángulo de la pala con el coeficiente de potencia de la hélice mínimo en base a las condiciones de operación (número de Mach y velocidad de la hélice), se determina el ángulo de la pala mínimo permitido para el gobierno de la velocidad marcha adelante y el ángulo de la pala máximo permitido para el gobierno de la velocidad marcha atrás. Mediante la combinación del ángulo de la pala de la hélice actual, los ángulos mínimo y máximo para el gobierno de la velocidad, y la señal PLA, se determina el estado y el sentido del gobierno de la velocidad de la hélice. En base a estas entradas, el mapa PCM está referido de manera que se ejecuta una búsqueda de una celda PCM particular que configurará el sistema de la hélice 10 para todas las condiciones de operación y acciones de la tripulación de vuelo.

Adicionalmente a operar en todas las condiciones, el sistema 20 mantiene un control de bucle cerrado de la velocidad de la hélice para el máximo tiempo posible mientras que los métodos tradicionales controlan los sistemas de la hélice en forma de bucle abierto. El método de operación en bucle cerrado permite que el gobierno de la velocidad de la hélice permanezca activo durante un porcentaje de tiempo mayor lo que minimiza la magnitud de las sobrevelocidades de la hélice o de las subvelocidades de la hélice que ocurren durante las transiciones a y desde empuje inverso.

En referencia a la Figura 3, el gobierno marcha adelante está activo por encima de Marcha_Adelante_Mínimo Beta; gobierno marcha atrás está activo por debajo de Marcha_Atrás_Máximo_Beta; y gobierno desconectado está seleccionado entre ambos. Esto es, los gobiernos están desconectados durante la transición entre gobierno marcha adelante y marcha atrás cuando la pala pasa a través del valle de la curva Cp (coeficiente de potencia de la hélice versus ángulo de la pala de la hélice para un ratio de avance dado) en el que el gobierno de la velocidad de la hélice a través del control del paso no es posible (también ilustrado en la Figura 4). En la parte derecha de la curva Cp (donde la curva tiene una inclinación positiva), el gobierno de la velocidad debe incrementar el ángulo de la pala de la hélice (hacia la posición de inmovilización) a medida que la potencia de entrada se incrementa para mantener una velocidad de hélice fija. En el lado izquierdo de la curva Cp (donde la pendiente es negativa), el gobierno debe hacer lo contrario – reducir el ángulo de la pala (hacia la parada marcha atrás) para absorber la potencia añadida para mantener la velocidad de la hélice.

Una vez que se selecciona el estado de gobierno (gobierno Marcha Adelante activo; gobierno Marcha Atrás activo; o gobiernos desconectados), la velocidad de la hélice de referencia (NPREF) se determina por la celda PCM particular que ha sido buscada dentro del mapa MPC. La velocidad objetivo de gobierno puede ser una de las siguientes: la velocidad seleccionada por el piloto (NPREF = NP_TARGET), una velocidad de defecto en tierra de 100 % (NPREF = 100 %), o una velocidad que es una función de la velocidad del aire para las transiciones durante los despegues abortados y los aterrizajes a alta velocidad (NPREF = F (VK)).

El estado de mínima potencia requerida en la hélice (PMPR) que es suministrada al subsistema lógico de control del motor 24 está determinado por la celda PCM. Una petición (PMPR = 1), cuando se realiza, hará que el subsistema lógico de control del motor 24 disminuya la salida de potencia del motor a un mínimo como por ejemplo el punto muerto para mantener una operación segura del motor cuando el gobierno de velocidad de la hélice a través del control de paso no es efectivo. Esto es, cuando PMPR = 1, el motor está comandado al máximo de los bucles de control limitadores de mínimo como la velocidad de giro del generador de gas mínima permisible (NHMIN) o velocidad de la turbina de potencia mínima permisible (NPTUSG) en lugar de a la señal PLA comandada. Este es el nexo de coordinación entre el subsistema lógico de control de la hélice 22 y el subsistema lógico de control del motor 24 (Figura 2) que permite una transición suave hacia y desde marcha atrás a alta velocidad.

ES 2 401 972 T3

- 5 En referencia a las Figuras 5A, 5B y 5C, se describe un ejemplo de aparato de vuelo para ilustrar el funcionamiento del sistema de control de la hélice 20. El aparato de vuelo de ejemplo comienza con las palas de la hélice 18 inmovilizadas con un valor de Beta de aproximadamente 83 grados, el acelerador a GI, y la velocidad de la hélice = 0 % NP (el estado apagado normal). En este estado, la celda PCM dentro del mapa PCM (Figura 3) será PCM1. A medida que la hélice es movilizada tras el arranque del motor el ángulo de la pala se reduce a la posición GI de aproximadamente - 4 grados. La celda PCM asociada cambia de la posición PCM1 a PCM4.
- 10 A medida que el aparato comienza a rodar en el instante 25, la PLA (acelerador) se incrementa y el ángulo de la pala se incrementa de manera que el PCM pasa por el PCM5 y a continuación evoluciona a PCM3. Notablemente, a medida que la PLA se incrementa desde GI hacia FI durante la rodadura, el ángulo de la pala se incrementa desde un valor GI Beta de aproximadamente - 4 grados a un valor Beta FI de aproximadamente 18 grados para propulsar al aparato durante la rodadura, de manera que la PCM pasa por la PCM5. A continuación la PCM regresa a la PCM4 en respuesta a que el acelerador se reduce de nuevo.
- 15 Cuando se comanda el despegue y la PLA va hasta 65 (TO) aproximadamente en el instante 41, la PCM cambia a PCM6 y después a PCM3. La PCM3 es típica para un crucero en el que la PLA se mantiene a o por encima de FI.
- 20 Durante la aplicación de aterrizaje y marcha atrás, la PCM varía desde PCM3 a PCM2 y a continuación a PCM1 cuando se solicita marcha atrás. Desde PCM1, la PCM cambia hacia PCM4 y a continuación a PCM7 cuando se consigue la marcha atrás completa con las palas de la hélice en aproximadamente el instante 85.
- 25 Cuando se comanda de nuevo potencia de despegue - como por ejemplo para la rodadura de salida de la pista de despegue - la PLA va a 65 (TO) aproximadamente en el instante 100, la PCM cambia desde PCM7 a PCM8 y a continuación a PCM9. Desde PCM9, la PCM cambia a través de PCM6 y a continuación regresa a PCM3.
- 30 Cuando se comanda de nuevo PLA punto muerto en tierra (GI) a través de la posición de PLA, la PCM cambia de PCM3 a PCM1 y a continuación a PCM4.
- 35 Se debe comprender que los términos de posición relativos tales como "hacia adelante", "hacia atrás", "arriba", "abajo", "por encima", "por debajo", y similares se hacen mediante referencia a la altitud de operación normal del vehículo y no deben ser considerados límites de ninguna otra forma.
- Se debe entender que aunque se describe una disposición particular de componentes en la realización ilustrada, otras disposiciones se beneficiarán de la invención presente.
- 40 Aunque se muestran, describen y reivindican secuencias de pasos particulares, se debe entender que los pasos pueden ser realizados en cualquier orden, separados o combinados salvo que se indique lo contrario y seguirán beneficiándose de la invención presente.
- 45 La descripción realizada es un ejemplo en lugar de una definición de las limitaciones de la misma. Muchas modificaciones y variaciones de la invención presente son posibles a la luz de las enseñanzas anteriores. Las realizaciones preferidas de esta invención han sido descritas, sin embargo, una persona versada en esta técnica reconocerá que ciertas modificaciones caerían dentro del alcance de esta invención. Se debe, por lo tanto, entender que dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas, la invención puede ser ejecutada de una manera diferente a la descrita específicamente. Por esta razón las reivindicaciones que siguen se deben estudiar para determinar el alcance y contenido real de esta invención.

REIVINDICACIONES

1.- Un sistema de control (20) que comprende:

5 un subsistema lógico de control del motor (24); y
 un subsistema lógico de control de la hélice (22) en comunicación con dicho subsistema lógico de control del motor (24),
 10 **caracterizado porque** dicho subsistema lógico de control de la hélice (22) tiene entradas para las señales del ángulo de la pala y del Angulo de la Palanca de Potencia y porque está configurado en uso para definir un mapa de Modo de Control de la Hélice (PCM) con una pluralidad de celdas de Modo de Control de la Hélice, en el que un mapa PCM está operativo para:

15 determinar el ángulo de pala mínimo permitido para el gobierno de la velocidad marcha adelante; y
 determinar el ángulo de pala máximo permitido para el gobierno de la velocidad marcha atrás,

20 en el que cada una de dichas pluralidades de celdas de Modo de Control de la Hélice relaciona un Angulo de la Palanca de Potencia con un ángulo de la pala para determinar el estado de gobierno de la hélice seleccionado de uno de los siguientes:

25 gobierno marcha adelante activo;
 gobierno marcha atrás activo; ó
 gobierno desconectado
 mediante la combinación de el Angulo de la Palanca de Potencia, el ángulo de la pala de la hélice, el mínimo ángulo de la pala permitido para gobernar la velocidad marcha adelante y el máximo ángulo de la pala permitido para gobernar la velocidad marcha atrás, y

en el que cada una de dichas celdas de Modo de Control de la Hélice comunica una señal de solicitud de potencia mínima a la hélice para dicho sistema lógico de control del motor.

30 2.- El sistema como se describe en la reivindicación 1, en el que dicho subsistema lógico de control de la hélice (22) es un sistema de bucle cerrado.

3.- Un método para cambiar entre gobierno marcha adelante y gobierno marcha atrás de un sistema de hélice que comprende los pasos de:

35 (1) crear un mapa de Modo de Control de la Hélice de un ángulo de la pala de la hélice con el coeficiente de potencia mínima de la hélice en base a las condiciones de operación;
 (2) determinar el mínimo ángulo de la pala permitido para el gobierno de la velocidad marcha adelante a partir de dicho paso (1);
 40 (3) determinar un ángulo de la pala máximo permitido para el gobierno de la velocidad marcha atrás a partir de dicho paso (1);
 (4) determinar un ángulo de la palanca de potencia;
 (5) determinar un ángulo de la pala de la hélice; y
 45 (6) determinar el estado de gobierno de la hélice seleccionado de uno de los siguientes:

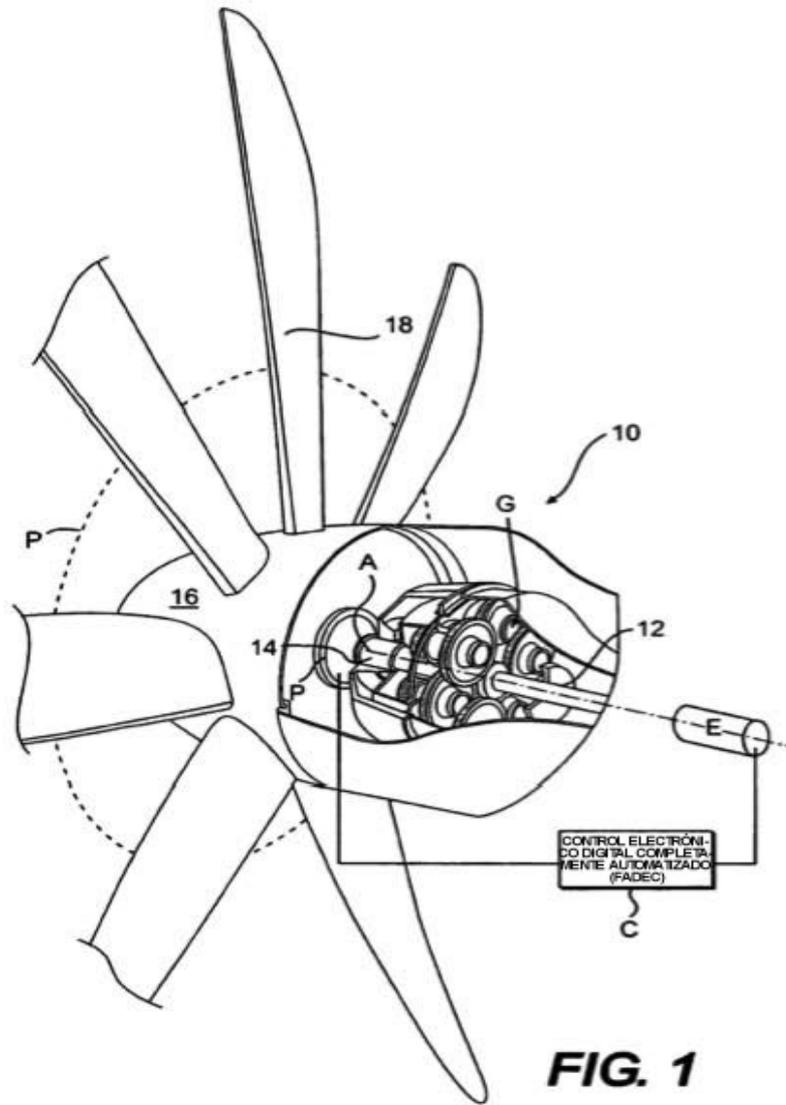
- gobierno marcha adelante activo;
 - gobierno marcha atrás activo ; ó
 - gobierno desconectado,

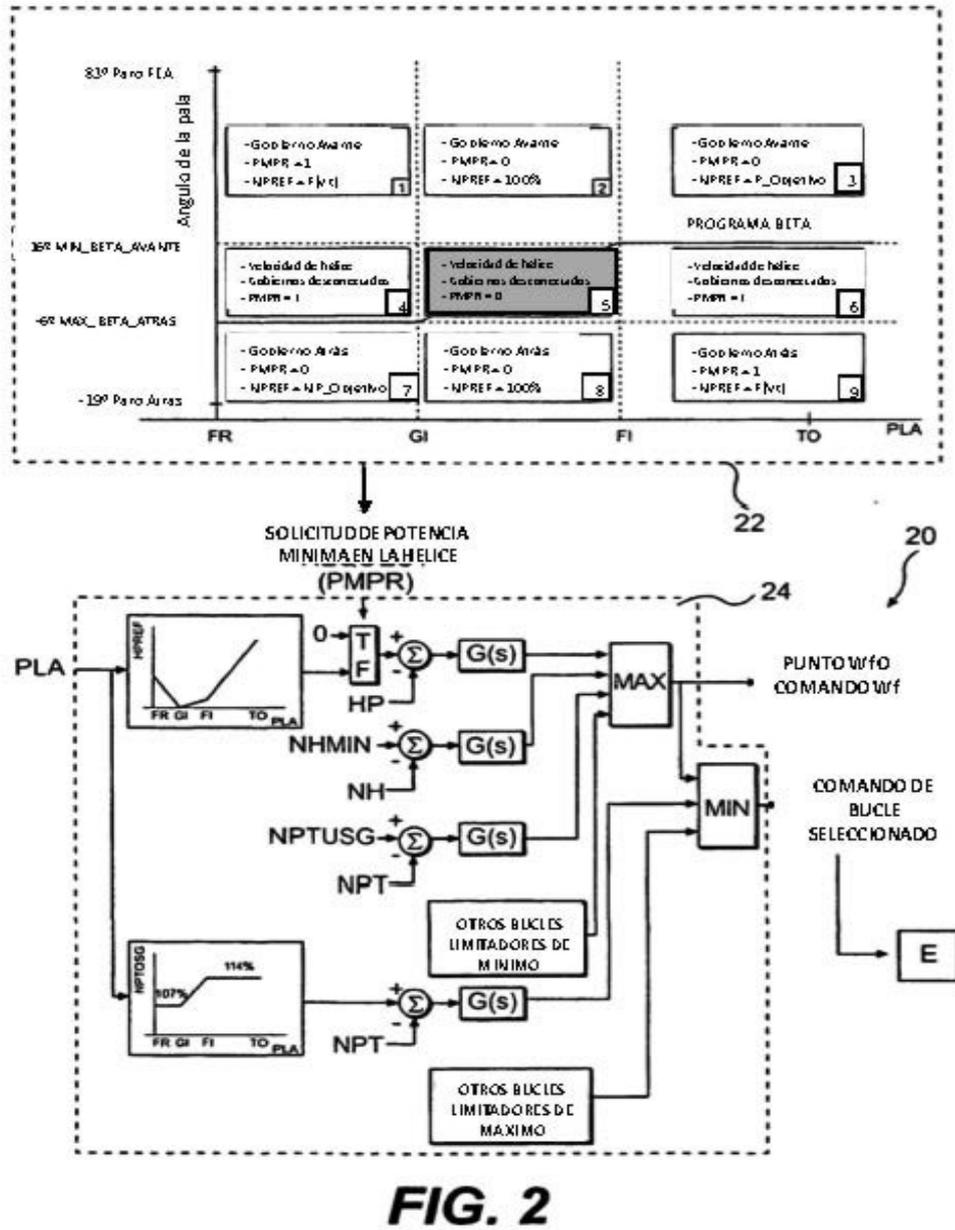
50 mediante la combinación del ángulo de la palanca de potencia, del ángulo de la pala de la hélice, del mínimo ángulo de la pala permitido para el gobierno de la velocidad marcha adelante y del máximo ángulo de la pala permitido para el gobierno de la velocidad marcha atrás;
 (7) determinar una señal de solicitud de potencia mínima a la hélice buscando una celda de Modo de Control de la Hélice; y
 55 (8) comunicar la señal de solicitud de potencia mínima de la hélice a un sistema lógico de control del motor.

4.- Un método como el descrito en la reivindicación 3, en el que dicho paso (6) comprende además buscar una celda de Modo de Control de la Hélice en el mapa de Modo de Control de la Hélice en respuesta a dichos pasos (4) y (5).

60 5.- Un método como el escrito en la reivindicación 4, que comprende además los pasos de:

determinar una velocidad de la hélice de referencia buscando la celda de Modo de Control de la Hélice en el mapa de Modo de Control de la Hélice; y
 65 comunicar la velocidad de la hélice de referencia al subsistema lógico del control del motor (24).





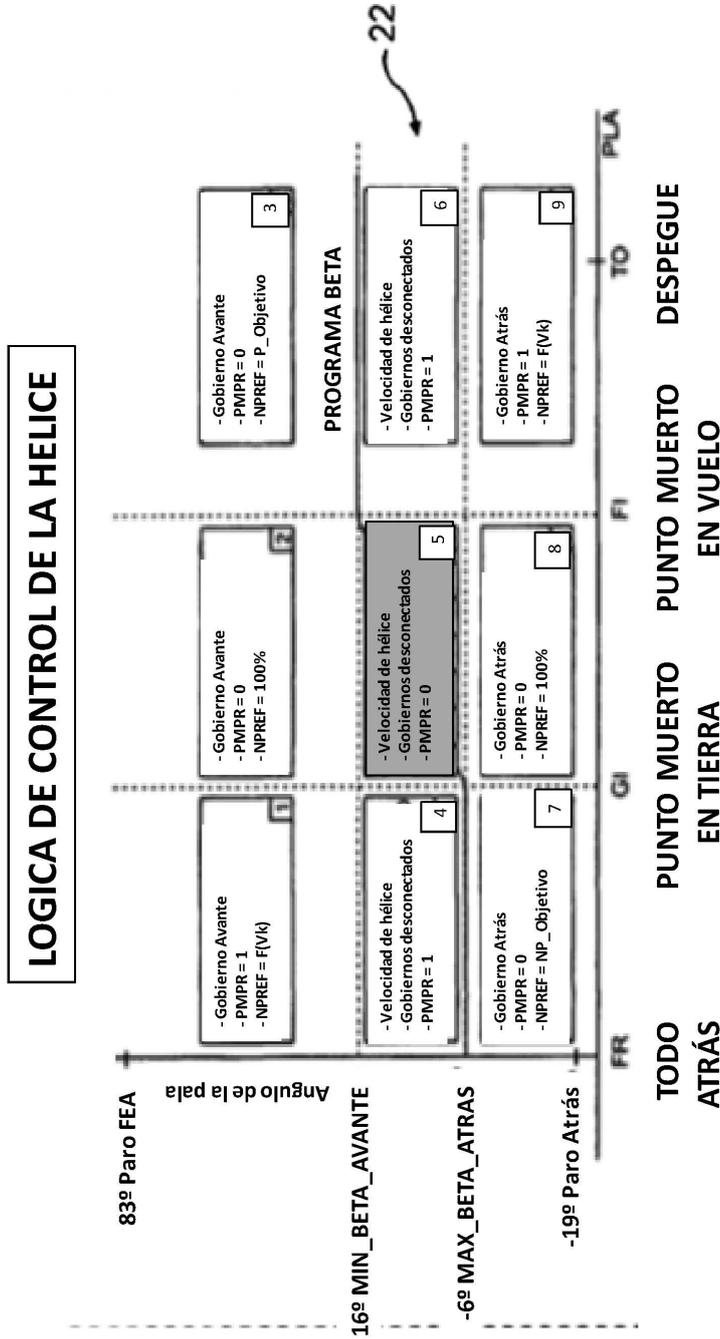


FIG. 3

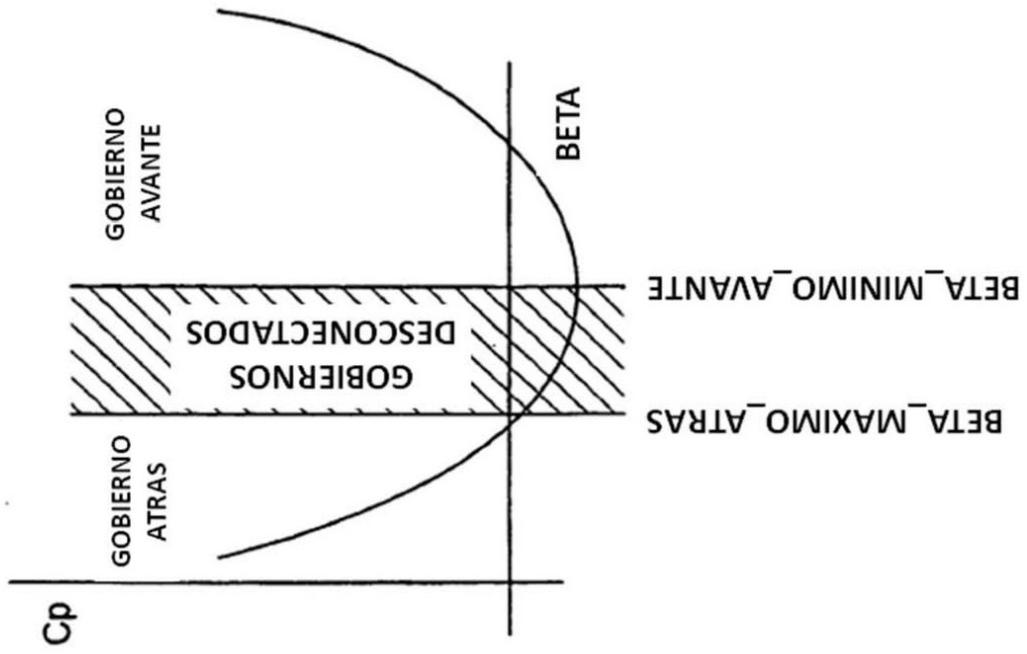


FIG. 4

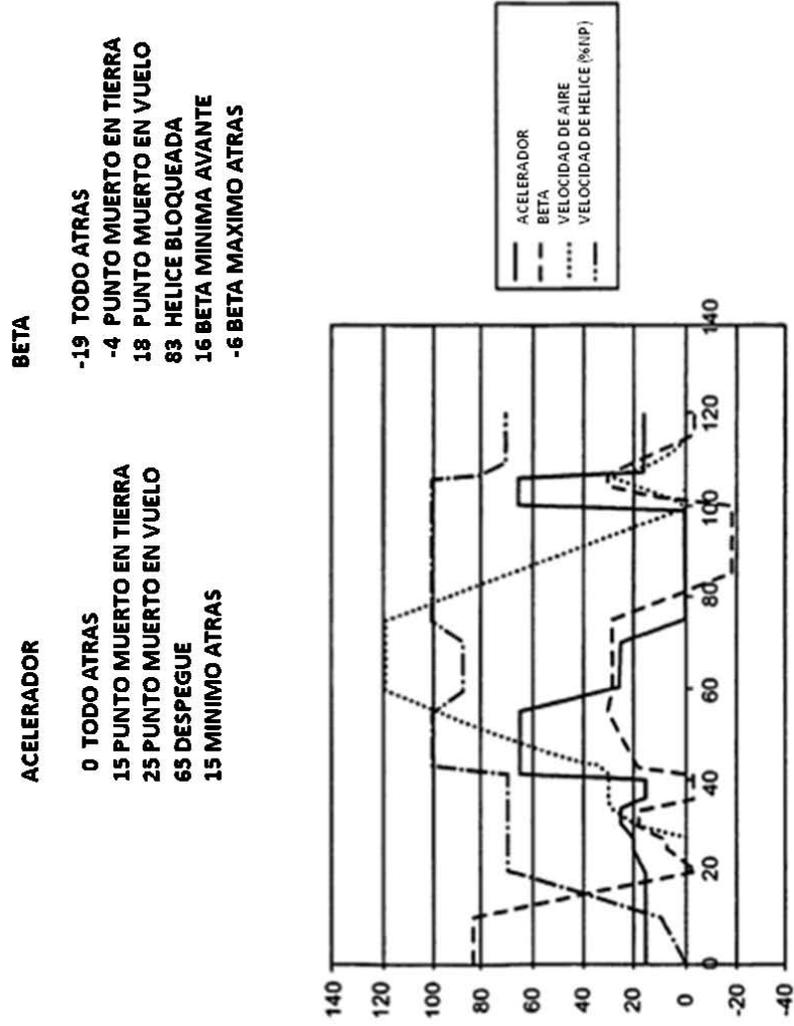


FIG. 5A

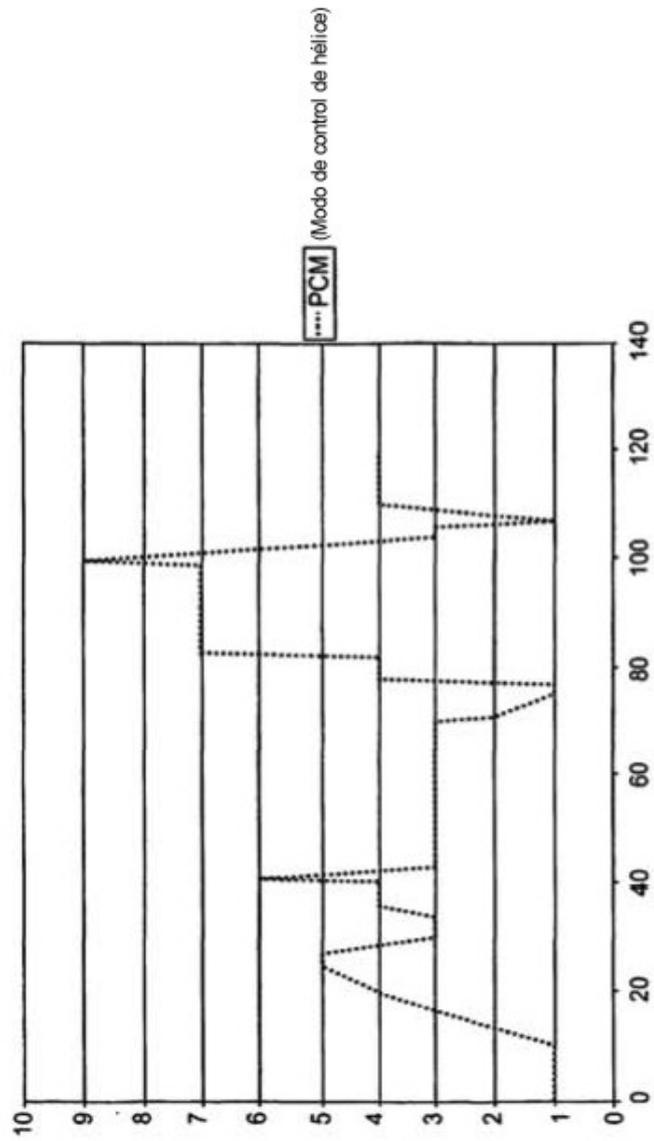


FIG. 5B

TIEMPO	ACELERADOR	BETA	VELOCIDAD		ZONA BETA	ZONA TRA	MODO DE CONTROL DE LA HELICE	COMENTARIO
			DEL AIRE	DE HELICE (%Np)				
0	15	83	0	0	1	1	1	ARRANQUE DEL MOTOR
10	15	83	0	10	1	1	1	DESBLOQUEO DE HELICE
20	15	-4	0	70	2	1	4	RODADURA
25	20	7	0	70	2	2	5	
27	20	7	0	70	2	2	5	
30	25	18	20	70	1	3	3	
32	25	18	25	70	1	3	3	
34	25	18	30	70	1	3	3	
36	15	-4	30	70	2	1	4	
40	15	-4	30	70	2	1	4	
41	65	-4	30	70	2	3	6	DESPEGUE
43	65	18	35	100	1	3	3	
45	65	20	50	100	1	3	3	
47	65	22	60	100	1	3	3	
49	65	24	70	100	1	3	3	
51	65	26	80	100	1	3	3	
53	65	28	90	100	1	3	3	
55	65	30	100	100	1	3	3	
60	25	28	120	87	1	3	3	CRUCERO
65	25	28	120	87	1	3	3	
70	25	28	120	87	1	3	3	ATERRIZAJE

FIG. 5C

TIEMPO	ACCELERADOR	BETA	VELOCIDAD		VELOCIDAD		ZONA TRA	MODO DE CONTROL DE LA HELICE	COMENTARIO
			DEL AIRE	DE HELICE (%np)	ZONA BETA	ZONA TRA			
71	20	28	120	90	1	2	2	SOLICITUD ATRÁS	
75	0	28	120	100	1	1	1		
76	0	25	115	100	1	1	1		
77	0	20	110	100	1	1	1		
78	0	15	105	100	2	1	4		
79	0	10	100	100	2	1	4		
80	0	5	95	100	2	1	4		
81	0	0	90	100	2	1	4		
82	0	-5	85	100	2	1	4		
83	0	-10	80	100	3	1	7		
84	0	-15	75	100	3	1	7		
85	0	-19	70	100	3	1	7	HELICE TODO ATRAS	
99.5	0	-19	0	100	3	2	8		
100	20	-19	0	100	3	3	9		
102	65	15	10	100	2	3	6	REGRESO A DESPEGUE	
104	65	30	20	100	1	3	3		
106	65	30	30	100	1	3	3		
107	15	30	20	80	1	1	1		
110	15	15	10	70	2	1	4	REGRESO A PUNTO MUERTO EN TIERRA	
115	15	-4	0	70	2	1	4		
120	15	-4	0	70	2	1	4		

FIG. 5C CONT'D