



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 300 957**

51 Int. Cl.:
B64D 15/00 (2006.01)
B64D 15/20 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **05291276 .3**
86 Fecha de presentación : **14.06.2005**
87 Número de publicación de la solicitud: **1612140**
87 Fecha de publicación de la solicitud: **04.01.2006**

54 Título: **Procedimiento y dispositivo de detección de degradación de prestaciones de una aeronave.**

30 Prioridad: **28.06.2004 FR 04 07034**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.06.2008

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.06.2008

73 Titular/es: **Avions de Transport Regional**
1 allée Pierre Nadot
31700 Blagnac, FR

72 Inventor/es: **Petit, Gérard**

74 Agente: **Espiell Volart, Eduardo María**

ES 2 300 957 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).

ES 2 300 957 T3

DESCRIPCIÓN

Procedimiento y dispositivo de detección de degradación de prestaciones de una aeronave.

5 La presente invención se refiere a un procedimiento y un dispositivo de detección de degradación de prestaciones de una aeronave.

Dicho procedimiento y dicho dispositivo son conocidos de la patente US-B1-6 304 194, que representa la técnica anterior más cercana.

10 Es sabido que, a pesar de una certificación según los reglamentos, algunas aeronaves, en particular aviones de transporte, pueden encontrarse con situaciones que degraden de modo importante la aerodinámica, sin que la tripulación sea consciente de ello. Dicha situación puede provocar un efecto de sorpresa que puede ser la causa de una reacción no adaptada de la tripulación sobre todo que, cuando la degradación de las prestaciones aerodinámicas resultan importantes, se modifican las calidades de vuelo y el control de la aeronave resulta mucho más difícil.

15 Las causas de degradación de las prestaciones más conocidas, son en particular la formación de hielo, la ausencia de deshielo en tierra de una célula helada, la nieve, el agua nieve, la aplicación de fluido de deshielo o anticongelante, la captación en bordes de ataque de insectos, la pérdida de una parte de un borde de ataque o de un panel de las alas.

20 Cuando una aeronave se enfrenta a una de dichas situaciones que generan una degradación de sus prestaciones, su resistencia al avance en el aire aumenta y la resistencia crece. En este caso, si no se modifica la potencia, la aeronave pierde velocidad cuando está en mantenimiento de altitud, o el índice de subida baja cuando está en mantenimiento de velocidad, lo que puede naturalmente volverse muy peligroso y no es aceptable.

25 La presente invención tiene por objeto ayudar a la tripulación en dichas situaciones susceptibles de ser peligrosas. Se refiere a un procedimiento para detectar, de modo simple, rápido y preciso, una degradación de prestaciones de una aeronave, en particular una degradación de prestaciones debida a condiciones de helada severa sobre la aeronave.

30 A este efecto, dicho procedimiento (reivindicación 1) es notable según la invención porque se realiza, de modo automático y repetitivo, la serie de etapas siguiente:

a) se calcula al menos:

- 35 - una masa efectiva de la aeronave;
- a partir de dicha masa efectiva, una resistencia teórica de dicha aeronave; y
- 40 - una resistencia efectiva de dicha aeronave, siendo dicha resistencia efectiva $CX_{a/c}$ calculada a partir de la expresión siguiente:

$$45 \quad CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.T.AS^2} \cdot G$$

en la cual:

- 50
- R es una constante;
 - S representa la superficie de alas de la aeronave;
 - 55
 - TAS es una velocidad aire calculada;
 - G es un valor que depende de TAS; y
 - 60
 - T es un valor de tracción;
- b) se pone en marcha al menos un primer conjunto de comparaciones, que es relativo a la resistencia y que comprende al menos una comparación entre dicha resistencia efectiva y dicha resistencia teórica; y
- 65 c) se determina si una degradación de prestaciones de la aeronave existe, al menos a partir de dicho primer conjunto de comparaciones.

ES 2 300 957 T3

Ventajosamente, si se detecta una degradación de prestaciones de la aeronave en esta etapa c), se emite al menos un mensaje de alerta correspondiente a una etapa d) siguiente.

5 Así, gracias a la invención, se está en condiciones de detectar de modo simple y rápido una degradación de prestaciones de una aeronave, teniendo en cuenta valores de resistencia, de los cuales una resistencia teórica que se calcula a partir de la masa estimada de la aeronave, y de avisar a la tripulación con ocasión de dicha detección. Esta última puede entonces con conocimiento de causa adoptar todas las medidas necesarias para remediar dicha situación susceptible de ser peligrosa.

10 En un modo de realización preferido, en la etapa a):

- se calcula dicha masa efectiva de la aeronave, a partir de la masa inicial antes del vuelo y de un consumo de carburante durante el vuelo, que dependa al menos de la altitud de la aeronave durante el vuelo y del tipo de dicha aeronave; y/o

15

- se calcula dicha resistencia teórica CX_{th} , a partir de la expresión siguiente:

$$CX_{th} = f1(CZ^2) + f2(RE) + \Delta CX_f$$

20

en la cual:

▪ CZ es un valor de resistencia que depende de la masa efectiva de la aeronave;

25

▪ $f1(CZ^2)$ es una función que depende de CZ^2 ;

▪ $f2(RE)$ es una función que depende del número de Reynolds RE ; y

30

▪ ΔCX_f es un valor que depende de CZ^2 y CZ .

35 La presente invención puede ser puesta en práctica sea cual sea la fase de vuelo de la aeronave. Sin embargo, en un modo de realización preferido, se verifica si la aeronave está en vuelo de crucero o no, en particular verificando si un modo de captura usual de altitud está activado en dicha aeronave.

Ventajosamente, cuando, gracias a la anterior verificación, resulte que la aeronave no está en vuelo de crucero, en la etapa c), se determina si existe una degradación de prestaciones de la aeronave, únicamente a partir de dicho primer conjunto de comparaciones relativo a la resistencia.

40

En este caso, ventajosamente, se detecta una degradación de prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones A y B siguientes, relativas a dicho primer conjunto de comparaciones:

- condición A:

45

• $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_1$ durante un tiempo predeterminado;

- condición B:

50

• $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_2$; y

• $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_3$

55

para los cuales:

- $CX_{a/c}$ es la resistencia efectiva calculada de la aeronave;

60

- CX_{th} es la resistencia teórica calculada de la aeronave;

- ΔCX_1 , ΔCX_2 y ΔCX_3 son valores de resistencia predeterminados;

- ΔCX_2 es por ejemplo igual a ΔCX_1 ;

65

- $\Delta CX_{a/c}$ es una diferencia de resistencia efectiva entre dos instantes diferentes predeterminados; y

- ΔCX_{th} es una diferencia de resistencia teórica entre dos instantes diferentes predeterminados.

ES 2 300 957 T3

Por otra parte, cuando, gracias a la citada verificación, resulte que la aeronave está en vuelo de crucero:

- en la etapa a), se calcula además una velocidad de crucero teórica a partir de dicha masa efectiva de la aeronave, y se mide una velocidad efectiva de la aeronave;
- en la etapa b), se pone en práctica un segundo conjunto de comparaciones, que es relativo a la velocidad y que comprende al menos una comparación entre dicha velocidad efectiva y dicha velocidad de crucero teórica; y
- en la etapa c), se determina si existe una degradación de prestaciones de la aeronave, igualmente a partir de dicho segundo conjunto de comparaciones relativo a la velocidad, por lo tanto a partir a la vez de dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones relativos respectivamente a la resistencia y a la velocidad.

En este caso, ventajosamente, en la etapa a), se calcula dicha velocidad de crucero teórica, a partir de la masa efectiva de la aeronave, de una altitud medida de la aeronave y de una diferencia de temperatura entre una temperatura estándar y una temperatura medida.

Además, ventajosamente, en la etapa c), se detecta una degradación de prestaciones de la aeronave en vuelo de crucero, si se presenta una de las dos condiciones C y D siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

- condición C:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_4$; y
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_1$,

durante un tiempo predeterminado;

- condición D:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_4$, y
- $AS < IAS_{th} - \Delta IAS_1$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_5$

para las cuales, además de los parámetros citados:

- ΔCX_4 y ΔCX_5 son valores de resistencia predeterminados;
- IAS es la velocidad medida de la aeronave;
- IAS_{th} es la velocidad de crucero teórica calculada; y
- IAS_1 es una diferencia de velocidad predeterminada.

Cuando no se da ninguna de las citadas condiciones C y D en vuelo de crucero, ventajosamente, en la etapa c) se detecta una degradación de prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones E y F siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

- condición E:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_6$; y
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_2$,

durante un tiempo predeterminado;

ES 2 300 957 T3

- condición F:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_6$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_2$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_7$

para las cuales, además de los parámetros citados:

- ΔCX_6 y ΔCX_7 son valores de resistencia predeterminados;
- ΔCX_6 es inferior a ΔCX_4 ;
- ΔCX_7 es por ejemplo igual a ΔCX_5 ;
- ΔIAS_2 es una diferencia de velocidad predeterminada; y
- ΔIAS_2 es superior a ΔIAS_1 .

Además, de modo ventajoso, si no se da ninguna de las citadas condiciones C, D, E y F en vuelo de crucero, se verifica si se da una de las dos condiciones G y H siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

- condición G:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta C_x B$; y
- $IAS > IAS_{th} - \Delta IAS_3$,

durante un tiempo predeterminado,

- condición H:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_9$,

para las cuales:

- ΔCX_8 y ΔCX_9 son valores de resistencia predeterminada, siendo ΔCX_8 inferior a ΔCX_6 ; y
- ΔIAS_3 es una diferencia de velocidad predeterminada, que es inferior a ΔIAS_1 y a ΔIAS_2 ; y
- si se da una de dichas condiciones G y H, se emite en la etapa d) un mensaje que indique que la velocidad de crucero es baja.

Por otra parte, en un modo de realización particular, cuando se detecta una degradación de prestaciones sea cual sea la fase de vuelo:

- se compara una velocidad medida IAS (en particular la velocidad indicada por un anemómetro) con una velocidad operacional mínima MSIS calculada, relativa a condiciones de helada severa; y
- si dicha velocidad IAS es inferior a dicha velocidad MSIS, se emite un mensaje que pide un aumento de velocidad.

Además, ventajosamente:

- se realizan las citadas etapas a) a c), únicamente si unos alerones y el tren de aterrizaje de la aeronave están retraídos; y/o
- se realizan las etapas b) y c) citadas, únicamente si se da al menos una condición de helada señalada a continuación y si además una temperatura de aire estático medida es superior a un valor predeterminado.

ES 2 300 957 T3

La presente invención se refiere igualmente a un dispositivo (reivindicación 16) de detección y de advertencia de degradación de prestaciones de una aeronave.

Según la invención, dicho dispositivo del tipo que comporta:

- un conjunto de fuentes de información;
- una unidad central conectada a dicho conjunto de fuentes de información y susceptible de detectar una degradación de las prestaciones de una aeronave;
- unos medios para calcular al menos una masa efectiva de la aeronave, una resistencia efectiva de dicha aeronave y, a partir de dicha masa efectiva, una resistencia teórica de dicha aeronave, siendo dicha resistencia efectiva $CX_{a/c}$ calculada a partir de la expresión siguiente:

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} G$$

en la cual:

- R es una constante;
 - S representa la superficie de alas de la aeronave;
 - TAS es una velocidad aire calculada;
 - G es un valor que depende de TAS; y
 - T es un valor de tracción;
- unos medios para poner en práctica al menos un primer conjunto de comparaciones, que es relativo a la resistencia y que comprende al menos una comparación entre dicha resistencia efectiva y dicha resistencia teórica; y
 - unos medios para determinar si existe una degradación de prestaciones de la aeronave, al menos a partir de dicho primer conjunto de comparaciones.

Por otra parte, ventajosamente, dicha unidad central comporta, además:

- unos medios para calcular una velocidad de crucero teórica, a partir de dicha masa efectiva de la aeronave;
- unos medios para medir una velocidad efectiva de la aeronave;
- unos medios para realizar un segundo conjunto de comparaciones, que es relativo a la velocidad y que comprende al menos una comparación entre dicha velocidad efectiva y dicha velocidad de crucero teórica; y
- unos medios para determinar si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, igualmente a partir de dicho segundo conjunto de comparaciones relativas a la velocidad.

Por otra parte, en un modo de realización preferido:

- dicho conjunto de fuentes de información comporta una unidad de adquisición de datos de vuelo, de tipo FDAU ("Flight Data Acquisition Unit" en inglés) que, usualmente, realiza la adquisición de datos para un registrador de datos de vuelo, de tipo FDR ("Flight Data Recorder" en inglés); y/o
- dichos medios de advertencia, que están destinados a advertir a la tripulación de una degradación de las prestaciones o de una velocidad baja, comportan una unidad de interface de prestaciones de aeronave, de tipo APIU ("Aircraft Performance Interface Unit" en inglés) que, usualmente, realiza la gestión de la señalización, así como el registro de los mensajes en un registrador de datos de vuelo de tipo FDR citado.

Dichos medios de advertencia pueden ser de tipo visual y/o de tipo sonoro.

ES 2 300 957 T3

Las figuras del dibujo adjunto harán comprender como puede realizarse la invención. En estas figuras, referencias idénticas designan elementos semejantes.

La figura 1 es el esquema sinóptico de un dispositivo según la invención.

La figura 2 es un diagrama que permite destacar las etapas sucesivas de un procedimiento puesto en práctica por el dispositivo según la invención.

El dispositivo 1 según la invención y representado esquemáticamente en la figura 1 es un dispositivo de detección y de advertencia de degradación de prestaciones de una aeronave no representada, en particular un avión de transporte. Aunque no exclusivamente, dicho dispositivo 1 está destinado más particularmente a detectar una degradación de prestaciones debida a un problema de helada severa o excesiva sobre la aeronave.

Para esto, dicho dispositivo 1 que es embarcado en la aeronave, es del tipo que comporta:

- un conjunto 2 de fuentes de información;
- una unidad central 3 unida por medio de una conexión 4 a dicho conjunto 2 de fuentes de información y susceptible de detectar una degradación de las prestaciones de dicha aeronave; y
- unos medios de advertencia 5 que están unidos por medio de una conexión 6 a dicha unidad central 3.

Según la invención, dicha unidad central 3 comporta:

- unos medios 7 para calcular al menos una masa efectiva W de la aeronave;
- unos medios 8 que están unidos por medio de una conexión 9 a dichos medios 7, para calcular una resistencia efectiva CXa/c de dicha aeronave y, a partir de dicha masa efectiva W, una resistencia teórica CXth de dicha aeronave;
- unos medios 10 que están unidos por medio de una conexión 11 a dichos medios 8, para poner en práctica al menos un primer conjunto de comparaciones, que es relativo a la resistencia y que comprende al menos una comparación entre dicha resistencia efectiva CXa/c y dicha resistencia teórica CXth; y
- unos medios 12 que están unidos por medio de una conexión 13 a dichos medios 10, para determinar si existe una degradación de prestaciones de la aeronave, al menos a partir de dicho primer conjunto de comparaciones.

Así, gracias a la invención, dicho dispositivo 1 puede, por una parte, detectar de modo simple y rápido una degradación de prestaciones de una aeronave, teniendo en cuenta unos valores de resistencia CXa/c y CXth, cuya resistencia teórica CXth se calcula a partir de la masa estimada W de la aeronave, y por otra parte, advertir a la tripulación con ocasión de una tal detección, por medio de dichos medios de advertencia 5.

En un modo particular de realización, dichos medios 7 calculan dicha masa efectiva W de la aeronave, a partir de la masa inicial WO antes del vuelo y de un consumo de carburante durante el vuelo que depende al menos de la altitud de la aeronave durante dicho vuelo y del tipo de dicha aeronave. Este cálculo se realiza, por ejemplo cada segundo, a partir del despegue de la aeronave hasta su aterrizaje final. Para esto, dicha masa inicial WO puede ser introducida por un miembro de la tripulación en el dispositivo 1, con la ayuda por ejemplo de un rotor accionable que forme parte de dicho conjunto 2. En cuanto al consumo de carburante, puede estar representado en una tabla, en función de la altitud y eventualmente de la velocidad de la aeronave (a menos que se tenga en cuenta una velocidad máxima predeterminada para cada una de las diferentes fases de vuelo), pudiendo dicha tabla ser registrada directamente en dichos medios 7 o en una base de datos no representada de dicho dispositivo 1.

Además, dichos medios 8 calculan dicha resistencia teórica CXth, a partir de la expresión siguiente:

$$CXth = f1(CZ^2) + f2(RE) + \Delta CXf$$

en la cual:

- CZ es un valor de resistencia señalado a continuación, que depende de la masa efectiva W calculada;
- f1(CZ²) es una función que depende de CZ²;
- f2(RE) es una función que depende del número de Reynolds RE; y
- ΔCXf es un valor que depende de CZ² y CZ.

ES 2 300 957 T3

Las funciones f1 (CZ²) y f2 (RE) pueden ser representadas bajo forma de tablas que pueden ser definidas de manera empírica. Además:

- se puede calcular dicho valor CZ con la ayuda de la expresión siguiente:

$$CZ = \frac{2.W.g}{\rho.S.TAS^2}$$

en la cual:

- g es la aceleración de la gravedad;
- ρ es la densidad del aire;
- S es la superficie de alas de la aeronave; y
- TAS es una velocidad de aire calculada de modo usual; y

- se puede calcular dicho valor ΔCX_f con la ayuda de la expresión siguiente:

$$\Delta CX_f = A1.CZ^2 + A2.CZ + A3$$

siendo A1, A2 y A3 coeficientes predeterminados, definidos por ejemplo de manera empírica.

Por otra parte, dichos medios 8 calculan dicha resistencia efectiva CXa/c, a partir de la expresión siguiente:

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.TAS^2} - G$$

en la cual:

- R es un valor constante (constante de gases perfectos);
- S representa la superficie de alas de la aeronave;
- TAS es la velocidad aire calculada;
- G es un valor que depende de TAS y de una altitud geométrica Zg; y
- T es un valor de tracción.

La presente invención puede ser puesta en práctica sea cual sea la fase de vuelo (ascenso, crucero, descenso) de la aeronave. Sin embargo, esta puesta en práctica depende de la fase de vuelo. Como se verá más detalladamente a continuación en fase de crucero, se tendrán en cuenta valores de resistencia de la aeronave así como valores de velocidad señalados a continuación, mientras que en las demás fases de vuelo, se tendrán únicamente en cuenta dichos valores de resistencia.

Por esto, dicha unidad central 3 comporta, además:

- unos medios 14, que están unidos por una conexión 15 a dichos medios 7, para calcular una velocidad de crucero teórica IAS_{th}, a partir de dicha masa efectiva W de la aeronave;
- unos medios que están por ejemplo integrados en el conjunto 2, para medir una velocidad efectiva IAS de la aeronave; y
- unos medios 16 que están unidos por una conexión 17 a dichos medios 14, para realizar un segundo conjunto de comparaciones, que es relativo a la velocidad y que comprende al menos una comparación entre dicha velocidad efectiva IAS y dicha velocidad de crucero teórica IAS_{th}.

ES 2 300 957 T3

Además, dichos medios 12 que tienen por objeto determinar si existe una degradación de prestaciones de la aeronave, pueden igualmente tener en cuenta (según la fase de vuelo) dicho segundo conjunto de comparaciones relativo a la velocidad, recibido por medio de una unión 18 de dichos medios 16.

5 Dichos medios 14 calculan dicha velocidad de crucero teórica IAS_{th} a partir de la masa efectiva W de la aeronave, de una altitud medida Z_p de la aeronave, y de una diferencia de temperatura ΔISA entre una temperatura estándar T_{std} y una temperatura de aire estática medida SAT.

En un modo de realización preferido, dichos medios 14 utilizan para hacerlo la expresión siguiente:

10

$$IAS_{th} = a_0 + a_1 \cdot W + a_2 \cdot W^2 + a_3 \cdot \Delta ISA + a_4 \cdot W \cdot \Delta ISA + a_5 \cdot \Delta ISA^2 + a_6 \cdot Z_p + a_7 \cdot Z_p \cdot W + a_8 \cdot Z_p \cdot \Delta ISA + a_9 \cdot Z_p^2$$

15

Los parámetros a₀ a a₉ son valores predeterminados que dependen del tipo de aeronave considerada y definidos por ejemplo de manera empírica.

20

Por otra parte, el dispositivo 1 según la invención comporta igualmente unos medios que forman por ejemplo parte del conjunto 2, para verificar si la aeronave está en vuelo de crucero o no. A este efecto, estos medios verifican por ejemplo si está activado un modo de captura de altitud usual en dicha aeronave, desde un tiempo predeterminado, por ejemplo 2 minutos.

25

Cuando, gracias a la verificación anterior resulta que la aeronave no está en vuelo de crucero (modo de captura de altitud no activado o no activado desde el citado tiempo predeterminado), dichos medios 12 determinan si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, únicamente a partir de dicho primer conjunto de comparaciones relativas a la resistencia, recibido de dichos medios 10.

En este caso, dichos medios 12 detectan una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones A y B siguientes, relativas a dicho primer conjunto de comparaciones:

30

- condición A:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX1$, durante un tiempo predeterminado, por ejemplo 30 segundos;

35

- condición B:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX2$; y

40

- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX3$

para las cuales:

45

- CX_{a/c} es entonces la resistencia efectiva calculada de la aeronave;

- CX_{th} es entonces la resistencia teórica calculada de la aeronave;

- ΔCX1, ΔCX2 y ΔCX3 son valores de resistencia predeterminados;

50

- ΔCX2 es igual a ΔCX1;

- ΔCX_{a/c} es una diferencia de la resistencia efectiva CX_{a/c} entre dos instantes diferentes predeterminados t1 y t2, por ejemplo el instante efectivo t1 y un instante anterior t2 correspondiente a un tiempo predeterminado (por ejemplo 30 segundos) antes del instante efectivo t1. Así, $\Delta CX_{a/c} = CX_{a/c}(t1) - CX_{a/c}(t2)$; y

55

- ΔCX_{th} es una diferencia de la resistencia teórica CX_{th} entre los dos instantes diferentes t1 y t2 antes citados: $\Delta CX_{th} = CX_{th}(t1) - CX_{th}(t2)$.

60

Por el contrario, cuando, gracias a la citada verificación resulta que la aeronave está en vuelo de crucero (modo de captura de altitud activado), los medios 12 determinan si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, igualmente a partir de dicho segundo conjunto de comparaciones relativo a la velocidad, recibido de dichos medios 16 (además de dicho primer conjunto de comparaciones relativo a la resistencia, recibido de dichos medios 10).

65

ES 2 300 957 T3

En este caso, dichos medios 12 detectan una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones C y D siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

5 - condición C:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_4$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_1$,

10 durante un tiempo predeterminado, por ejemplo 30 segundos;

15 - condición D:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_4$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_1$; y
- 20 ■ $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_5$

para las cuales, además de los citados parámetros:

- 25 - ΔCX_4 y ΔCX_5 son valores de resistencia predeterminados;
- IAS es entonces la velocidad efectiva medida de la aeronave;
- IAS_{th} es entonces la velocidad de crucero teórica calculada; y
- 30 - ΔIAS_1 es una diferencia de velocidad predeterminada;

35 Cuando no se da ninguna de las citadas condiciones C y D en vuelo de crucero, dichos medios 12 verifican unas condiciones E y F y detectan una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de dichas dos condiciones E y F siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

40 - condición E:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_6$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_2$,

45 durante un tiempo predeterminado, por ejemplo 30 segundos;

- condición F:

- 50 ■ $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_2$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_7$

55 para las cuales, además de los parámetros citados:

- ΔCX_6 y ΔCX_7 son valores de resistencia predeterminados;
- ΔCX_6 es inferior a ΔCX_4 ;
- 60 - ΔCX_7 es por ejemplo igual a ΔCX_5 ;
- ΔIAS_2 es una diferencia de velocidad predeterminada; y
- 65 - ΔIAS_2 es superior a ΔIAS_1 .

ES 2 300 957 T3

Si, con ocasión de una de las citadas verificaciones, se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave, dichos medios de advertencia 5 emiten al menos un mensaje de alerta correspondiente apropiado. Para ello, dichos medios de advertencia 5 pueden comportar:

- 5 - al menos una pantalla de visualización 19 para una presentación de mensajes de alerta; y/o
- unos medios sonoros 20 usuales,

que están previstos en el puesto de pilotaje de la aeronave.

10

Por otra parte, si no se da ninguna de las condiciones C, D, E y F anteriores en fase de crucero, dichos medios 12 verifican si se da una de las condiciones G y H siguientes:

15

- condición G:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$; e
- 20 ■ $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$,

durante un tiempo predeterminado,

25

- condición H:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$; y
- 30 ■ $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_9$

en las cuales:

35

- ΔCX_8 y ΔCX_9 son valores de resistencia predeterminada
- ΔIAS_3 es una diferencia de velocidad predeterminada, que es inferior a ΔIAS_1 y a ΔIAS_2 ; y

40

- si se da una de dichas condiciones G y H, dichos medios de advertencia 5 emiten un mensaje que indica que la velocidad de crucero es baja.

Por otra parte, en un modo de realización particular, cuando la unidad central 3 detecta una degradación de las prestaciones:

45

- compara una velocidad medida IAS con una velocidad operacional mínima MSIS calculada, relativa a unas condiciones de helada severa; y
- 50 - si dicha velocidad IAS es inferior a dicha velocidad MSIS, dichos medios de advertencia 5 emiten una mensaje que pide un aumento de velocidad.

Dicha velocidad MSIS se calcula a partir de las expresiones siguientes:

55

60

$$\left\{ \begin{array}{l} \mathbf{MSIS = MIS + VO} \\ \mathbf{MIS = K.Vs} \\ \mathbf{Vs = (\gamma.R.TO.5 \{PO/P[(1+0,2.Ms^2)^{\gamma/y-1}-1]+1\}^{(y-1)/y})^{1/2}} \\ \mathbf{Ms = [(W.g) / (0,7, P.S.CZmax)]^{1/2}} \end{array} \right.$$

65

ES 2 300 957 T3

en las cuales, además de los parámetros citados:

- VO es un valor de velocidad predeterminado;
- K es un coeficiente predeterminado;
- R es la constante de los gases perfectos;
- TO es la temperatura estándar al nivel del mar;
- y es un valor predeterminado;
- P es la presión estática al nivel de la aeronave;
- PO es la presión estática al nivel del mar; y
- CZmax es un valor predeterminado.

En un modo de realización particular:

- dichos medios 8 y 14 realizan los citados cálculos, generalmente cada segundo, únicamente si los alerones y el tren de aterrizaje de la aeronave están retraídos. Dicha retracción se verifica con la ayuda de medios usuales que por ejemplo forman parte del conjunto 2 de fuentes de información; y
- dichos medios 10, 12 y 16 realizan las citadas comparaciones y tratamientos, únicamente si la temperatura del aire estático SAT medida es superior a un valor predeterminado, por ejemplo 5°C y si se da una de las condiciones de helada siguientes:
 - un aumento del hielo ya ha sido detectado durante el vuelo en curso;
 - se enciende un indicador luminoso de helada;
 - un sistema de deshielo del fuselaje de la aeronave está en funcionamiento.

Por otra parte, en un modo de realización preferido:

- dicho conjunto 2 de fuentes de información comporta una unidad de adquisición de datos de vuelo, de tipo FDAU (“Flight Data Acquisition Unit” en inglés) que usualmente realiza la adquisición de datos para un registrador de datos de vuelo no representado, de tipo FDR (“Flight Data Recorder” en inglés); y/o
- dichos medios de advertencia 5 comportan una unidad de interface de prestaciones de la aeronave, de tipo APIU (“Aircraft Performance Interface Unit” en inglés) que usualmente realiza la gestión de la señalización, así como el registro de los mensajes en un registrador de datos de vuelo de tipo FDR citado.

Se presenta a continuación el procedimiento de puesta en práctica por el dispositivo 1 según la invención con referencia al diagrama de la figura 2.

Este procedimiento comporta:

- una etapa preliminar E1 de entrada de la masa inicial WO en el dispositivo 1;
- una etapa de cálculo E2 para calcular la masa efectiva W (medios 7);
- una etapa de verificación E3 para verificar si unos alerones y el tren de aterrizaje de la aeronave están retraídos. Si la respuesta es negativa (“N” para “no”), se vuelve a la etapa E2, si no (“O” para “sí”), se pasa a una etapa de cálculo E4 y a continuación a una etapa de verificación E5;
- dicha etapa de cálculo E4 para calcular:
 - la resistencia efectiva CXa/c;
 - la resistencia teórica CXth;
 - la diferencia de resistencia efectiva $\Delta CXa/c$;

ES 2 300 957 T3

- la diferencia de resistencia teórica ΔCX_{th} ;
- la velocidad teórica de crucero IAS_{th} ; y
- 5 ▪ la velocidad operacional mínima $MSIS$;
- dicha etapa de verificación E5 para verificar si se da al menos una de las citadas condiciones de helada y si una temperatura de aire estático SAT medida es superior a un valor predeterminado. Si la respuesta es negativa, se vuelve a la etapa E2, si no se pasa a una etapa de verificación E6;
- 10 -
- dicha etapa de verificación E6 para verificar si la aeronave está en vuelo de crucero o no:
 - en caso negativo, se pasa a una etapa de verificación E7; y
 - 15 ▪ en caso afirmativo, se pasa a una etapa de verificación E8;
- dicha etapa de verificación E7 para verificar si se dan las citadas condiciones A y B:
 - 20 ▪ en caso afirmativo, se pasa a una etapa E9 y a continuación a una etapa E10; y
 - en caso negativo, se vuelve a la etapa E2;
- dicha etapa E9 de emisión de un mensaje que alerta a la tripulación de una degradación de las prestaciones (medios de advertencia 5);
- 25 -
- dicha etapa E10 de comparación de la velocidad IAS con la velocidad $MSIS$. Si la velocidad IAS es superior o igual a la velocidad $MSIS$, se vuelve a la etapa E2, si no se pasa a una etapa E11;
- 30 -
- dicha etapa E11 de emisión de un mensaje que pide un aumento de velocidad (medios de advertencia 5);
- dicha etapa de verificación E8 para verificar en vuelo de crucero si se dan las citadas las condiciones C y D:
 - 35 ▪ en caso afirmativo, se pasa a dicha etapa E9; y
 - en caso negativo, se pasa a una etapa E12;
- dicha etapa de verificación E12 para verificar en vuelo de crucero si se dan las citadas condiciones E y F:
 - 40 ▪ en caso afirmativo, se pasa a dicha etapa E9; y
 - en caso negativo, se pasa a una etapa de verificación E13;
- 45 -
- dicha etapa de verificación E13 para verificar en vuelo de crucero si se da la citada condición G:
 - en caso negativo, se vuelve a dicha etapa E2; y
 - 50 ▪ en caso afirmativo, se pasa a una etapa E14;
- dicha etapa E14 de emisión de un mensaje que indica que la velocidad de crucero es baja (medios de advertencia 5).

55 **Documentos indicados en la descripción**

Esta lista de documentos indicados por el solicitante se ha recogido exclusivamente para información del lector, y no es parte constituyente del documento de patente europeo. Ha sido recopilada con el mayor cuidado; sin embargo, la EPA no asume ninguna responsabilidad por posibles errores u omisiones.

60 **Documentos de patente indicados en la descripción**

- US 6304194 B1 [0002]

65

ES 2 300 957 T3

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para detectar una degradación de las prestaciones de una aeronave, procedimiento según el cual se realiza, de modo automático y repetitivo, la serie de etapas siguiente:

a) se calcula al menos:

- una masa efectiva de la aeronave;
- a partir de dicha masa efectiva, una resistencia teórica de dicha aeronave; y
- una resistencia efectiva de dicha aeronave, siendo dicha resistencia efectiva $CX_{a/c}$ calculada a partir de la expresión siguiente:

$$CX_{a/c} = \frac{2.T}{R.S.T.AS^2} G$$

en la cual:

- R es un valor constante;
- S representa la superficie de las alas de la aeronave;
- TAS es una velocidad aire calculada;
- G es un valor que depende de TAS; y
- T es un valor de tracción;

b) se pone en práctica al menos un primer conjunto de comparaciones, que es relativo a la resistencia y que comprende al menos una comparación entre dicha resistencia efectiva y dicha resistencia teórica; y

c) se determina si se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave, al menos a partir de dicho primer conjunto de comparaciones.

2. Procedimiento según la reivindicación 1,

caracterizado porque, si se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave en la etapa c), se emite, en una etapa d) siguiente, al menos un mensaje de alerta correspondiente.

3. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 y 12,

caracterizado porque en la etapa a), se calcula dicha masa efectiva de la aeronave, a partir de la masa inicial antes del vuelo y de un consumo de carburante en el curso del vuelo que dependa al menos de la altitud de la aeronave en curso de vuelo del tipo de dicha aeronave.

4. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores,

caracterizado porque en la etapa a), se calcula dicha resistencia teórica CX_{th} , a partir de la expresión siguiente:

$$CX_{th} = f1(CZ^2) + f2(RE) + \Delta CX_f$$

en la cual:

- CZ es un valor de resistencia que depende de la masa efectiva;
- $f1(CZ^2)$ es una función que depende de CZ^2 ;
- $f2(RE)$ es una función que depende del número de Reynolds RE; y
- ΔCX_f es un valor que depende de CZ^2 y CZ.

ES 2 300 957 T3

5. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** porque se verifica, además, si la aeronave está en vuelo de crucero o no.

6. Procedimiento según la reivindicación 5,

caracterizado porque, cuando la aeronave no está en vuelo de crucero, en la etapa c), se determina si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, únicamente a partir de dicho primer conjunto de comparaciones relativo a la resistencia.

7. Procedimiento según la reivindicación 6,

caracterizado porque en la etapa c), se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones A y B siguientes, relativas a dicho primer conjunto de comparaciones, se realiza:

- condición A:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta OCX1$, durante un tiempo predeterminado;

- condición B:

- $CX_{a/c} > X_{th} + \Delta CX2$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX3$

para las cuales:

- $CX_{a/c}$ es la resistencia efectiva calculada de la aeronave;
- CX_{th} es la resistencia teórica calculada de la aeronave;
- $\Delta CX1$, $\Delta CX2$ y $\Delta CX3$ son valores de resistencia predeterminados;
- $\Delta CX_{a/c}$ es una diferencia de resistencia efectiva entre dos instantes diferentes predeterminados; y
- ΔCX_{th} es una diferencia de resistencia teórica entre dos instantes diferentes predeterminados.

8. Procedimiento según la reivindicación 5,

caracterizado porque, cuando la aeronave está en vuelo de crucero:

- en la etapa a), se calcula una velocidad de crucero teórica a partir de dicha masa efectiva de la aeronave y, se mide una velocidad efectiva de la aeronave;
- en la etapa b), se pone en práctica un segundo conjunto de comparaciones, que es relativo a la velocidad y que comprende al menos una comparación entre dicha velocidad efectiva y dicha velocidad de crucero teórica; y
- en la etapa c), se determina si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, igualmente a partir de dicho segundo conjunto de comparaciones relativo a la velocidad.

9. Procedimiento según la reivindicación 8,

caracterizado porque en la etapa a), se calcula dicha velocidad de crucero teórica, a partir de la masa efectiva de la aeronave, de una altitud medida de la aeronave y de una diferencia de temperatura entre una temperatura estándar y una temperatura medida.

10. Procedimiento según una de las reivindicaciones 8 y 9,

caracterizado porque en la etapa c) se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones C y D siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

- condición C:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS1$,

durante un tiempo predeterminado;

ES 2 300 957 T3

- condición D:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX4$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS1$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CXS$

5

10 para las cuales:

- $CX_{a/c}$ es la resistencia efectiva calculada de la aeronave;
- CX_{th} es la resistencia teórica calculada de la aeronave;
- $\Delta CX4$ y $\Delta CX5$ son valores de resistencia predeterminados;
- IAS es la velocidad medida de la aeronave;
- IAS_{th} es la velocidad de crucero teórica calculada;
- $\Delta IAS1$ es una diferencia de velocidad predeterminada;
- $\Delta CX_{a/c}$ es una diferencia de resistencia efectiva entre dos instantes diferentes predeterminados; y
- ΔCX_{th} es una diferencia de resistencia teórica entre dos instantes diferentes predeterminados.

15

20

25

11. Procedimiento según la reivindicación 10,

30

caracterizado porque en la etapa c) se detecta una degradación de las prestaciones de la aeronave, si se da una de las dos condiciones E y F siguientes, relativas a dicho primer y segundo conjuntos de comparaciones:

- condición E:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX6$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$,

35

durante un tiempo predeterminado;

40

- condición F:

- $CX_{a/s} > CX_{th} + \Delta CX6$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS2$; y
- $\Delta CX_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX7$

45

50

para las cuales:

- $CX_{a/c}$ es la resistencia efectiva calculada de la aeronave;
- CX_{th} es la resistencia teórica calculada de la aeronave;
- $\Delta CX6$ y $\Delta CX7$ son valores de resistencia predeterminados;
- $\Delta CX6$ es inferior a $\Delta CX4$;
- IAS es la velocidad medida de la aeronave;
- IAS_{th} es la velocidad de crucero teórica calculada;
- $\Delta IAS2$ es una diferencia de velocidad predeterminada;
- $\Delta IAS2$ es superior a $\Delta IAS1$;

55

60

65

ES 2 300 957 T3

- $\Delta CX_{a/c}$ es una diferencia de resistencia efectiva entre dos instantes diferentes predeterminados; y
- ΔCX_{th} es una diferencia de resistencia teórica entre dos instantes diferentes predeterminados.

5 12. Procedimiento según la reivindicación 11,

caracterizado porque, si no se da ninguna de las condiciones C, D, E y F, se verifica si se da una de las dos condiciones G y H siguientes, relativas a dichos primer y segundo conjuntos de comparaciones:

10 - condición G:

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$; e
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$,

15

durante un tiempo predeterminado,

- condición H:

20

- $CX_{a/c} > CX_{th} + \Delta CX_8$;
- $IAS < IAS_{th} - \Delta IAS_3$; y

25

- $\Delta X_{a/c} > \Delta CX_{th} + \Delta CX_9$,

para las cuales:

30

- ΔCX_8 y ΔCX_9 son valores de resistencia predeterminada, siendo ΔCX_8 inferior a ΔCX_6 ; y
- ΔIAS_3 es una diferencia de velocidad predeterminada, que es inferior a ΔIAS_1 y a ΔIAS_2 ; y

35

- si se da una de dichas condiciones G y H, se emite en la etapa d) un mensaje que indica que la velocidad de crucero es baja.

13. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes,

caracterizado porque, cuando se detecta una degradación de las prestaciones:

40

- se compara una velocidad medida IAS con una velocidad operacional mínima MSIS calculada, relativa a unas condiciones de helada severa; y
- si dicha velocidad IAS es inferior a dicha velocidad MSIS, se emite un mensaje que pide un aumento de velocidad.

45

14. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores,

caracterizado porque se realizan las etapas a) a c), únicamente si unos alerones y el tren de aterrizaje de la aeronave están retraídos.

50

15. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores,

caracterizado porque se realizan las etapas b) y c) únicamente si se da al menos una condición de helada y si una temperatura de aire estática medida es superior a un valor predeterminado.

55

16. Dispositivo de detección y de advertencia de degradación de las prestaciones de una aeronave, comportando dicho dispositivo (1):

60

- un conjunto (2) de fuentes de información;
- una unidad central (3) conectada a dicho conjunto (2) de fuentes de información y susceptible de detectar una degradación de las prestaciones de una aeronave, comportando dicha unidad central (3):

65

- unos medios (7, 8) para calcular al menos una masa efectiva de la aeronave, una resistencia efectiva de dicha aeronave y a partir de dicha masa efectiva, una resistencia teórica de dicha aeronave, estando dichos medios (8) formados para calcular dicha resistencia efectiva $CX_{a/c}$, a partir de la expresión siguiente:

$$C_{Xa/c} = \frac{2 \cdot T}{R \cdot S \cdot T \cdot A \cdot S^2} \cdot G$$

5

en la cual:

10

- R es un valor constante;

- S representa la superficie de alas de la aeronave;

15

- TAS es una velocidad aire calculada;

- G es un valor que depende de TAS; y

20

- T es un valor de tracción;

- unos medios (10) para poner en práctica al menos un primer conjunto de comparaciones, que es relativo a la resistencia y que comprende al menos una comparación entre dicha resistencia efectiva y dicha resistencia teórica; y

25

- unos medios (12) para determinar si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, al menos a partir de dicho primer conjunto de comparaciones; y

- unos medios de advertencia (5) conectados a dicha unidad central (3).

30

17. Dispositivo según la reivindicación 16,

caracterizado porque dicha unidad central (3) comporta, además:

35

- unos medios (14) para calcular una velocidad de crucero teórica, a partir de dicha masa efectiva de la aeronave;

- unos medios (2) para medir una velocidad efectiva de la aeronave;

40

- unos medios (16) para realizar un segundo conjunto de comparaciones, que es relativo a la velocidad y que comprende al menos una comparación entre dicha velocidad efectiva y dicha velocidad de crucero teórica; y

- unos medios (12) para determinar si existe una degradación de las prestaciones de la aeronave, igualmente a partir de dicho segundo conjunto de comparaciones relativo a la velocidad.

45

18. Dispositivo según una de las reivindicaciones 16 y 17,

caracterizado porque dicho conjunto (2) de fuentes de información comporta una unidad de adquisición de datos de vuelo.

50

19. Dispositivo según una de las reivindicaciones 16 y 17,

caracterizado porque dichos medios de advertencia (5) comportan una unidad de interface de las prestaciones de la aeronave.

55

60

65

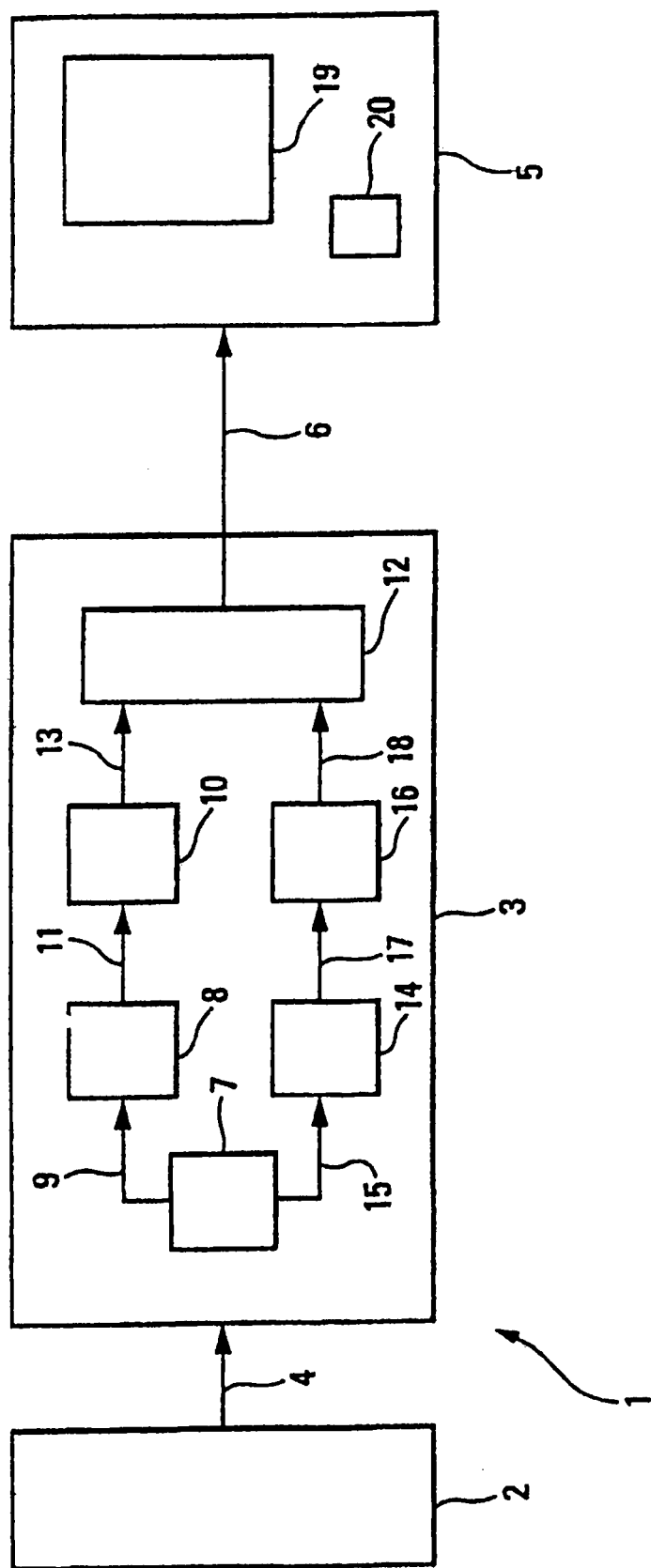


Fig. 1

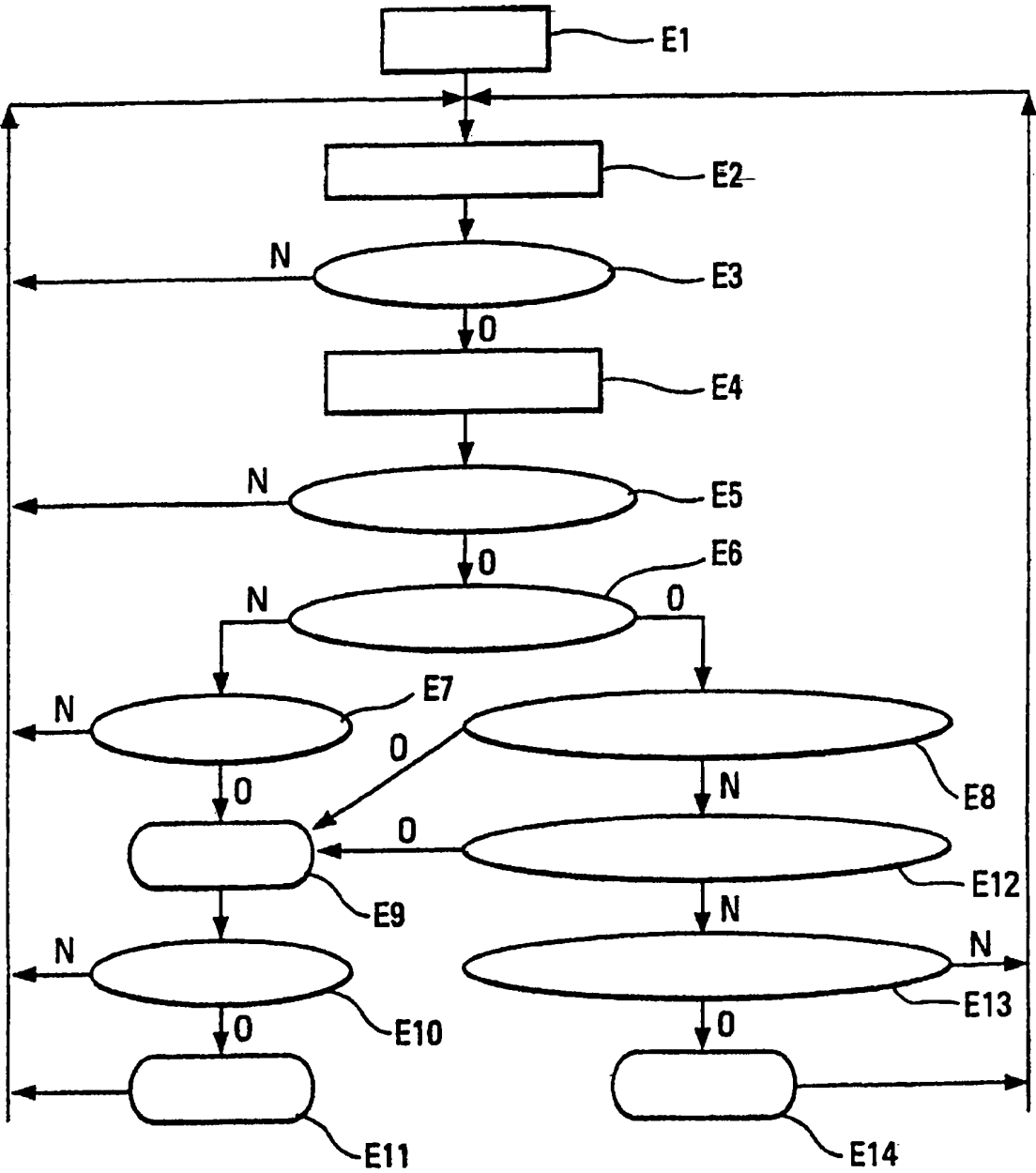


Fig. 2