



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 331 944**

51 Int. Cl.:
G07C 3/00 (2006.01)
B64D 45/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **00306462 .3**
96 Fecha de presentación : **28.07.2000**
97 Número de publicación de la solicitud: **1089239**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **04.04.2001**

54 Título: **Sistema de diagnóstico de motor integrado.**

30 Prioridad: **30.09.1999 US 410238**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
21.01.2010

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
21.01.2010

73 Titular/es: **GENERAL ELECTRIC COMPANY**
1 River Road
Schenectady, New York 12345, US

72 Inventor/es: **Brogan, Christopher John;**
Pursell, Bryson Marion y
Matchett, Steven Joseph

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

ES 2 331 944 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 2 331 944 T3

DESCRIPCIÓN

Sistema de diagnóstico de motor integrado.

5 La invención se refiere en general a un sistema de diagnóstico de motor de aeronaves integrado en la aeronave para la detección de fallos durante el despegue y que no requiere sistemas externos para detectar un fallo. La Fuerza Aérea de los EE.UU. actualmente descarga datos de misión de cada uno de los F-16 al final de cada día. Los datos se transfieren a dispositivos de transferencia de datos portátiles y posteriormente se descargan en sistemas de soporte en tierra. A continuación estos datos se comparan con los datos de misiones previas y los fallos de funcionamiento se determinan sobre la base de los datos de tendencias. La infraestructura de los equipos de soporte ha sido poco fiable y costosa de mantener.

15 Este sistema requiere recursos significativos de mano de obra de mantenimiento y expone al motor y a la aeronave al potencial de tendencia de fallos de tendencias no detectados debido a los problemas relacionados con los equipos del sistema en tierra. Además, el sistema existente no enuncia un fallo de tendencia hasta el final del día, lo cual podría ser después de múltiples misiones. En un escenario en despliegue, el equipo de soporte debe ser transportado al sitio remoto para determinar si existe un fallo de funcionamiento.

20 El documento US 3.731.070 desvela un analizador de motor de turbina de gas.

El documento US 5.050.081 desvela un procedimiento y un sistema para monitorizar y mostrar parámetros de rendimiento del motor.

25 Una realización ejemplar de de la invención es un sistema de diagnóstico de motor de aeronaves integrado en la aeronave para detectar fallos durante el despegue, que comprende las características de la reivindicación 1.

Otra realización ejemplar de la invención es un procedimiento para detectar fallos durante el despegue de una aeronave con un sistema de diagnóstico de motor integrado en la aeronave, comprendiendo el procedimiento las etapas de la reivindicación 4.

30 Realizaciones de la invención se describirán a continuación, a título de ejemplo, con referencia a los dibujos que se acompañan, en los que:

35 la figura 1 es un diagrama de bloques de un sistema integrado de diagnóstico de motor en una realización ejemplar de la invención;

las figuras 2A y 2B representan un diagrama de flujo del proceso ejecutado por el sistema integrado de diagnóstico de motor de acuerdo a la invención;

40 la figura 3 muestra un registro de datos ejemplar, y

la figura 4 es un gráfico del valor diferencial de referencia respecto al número de misiones para un parámetro del motor.

45 La figura 1 es un diagrama de bloques de un sistema integrado de diagnóstico de motor en una realización ejemplar de de la invención. El sistema integrado de diagnóstico de motor incluye un procesador 2 que ejecuta el proceso de diagnóstico descrito en la presente memoria descriptiva con referencia a las figuras 2A y 2B. El procesador 2 puede estar implementado usando microprocesadores existentes. Unos sensores 4 están acoplados al procesador 2 y proporcionan los valores de los parámetros del motor (tales como el consumo de combustible) y/o de los parámetros de la aeronave (tal como el número Mach) al procesador 2. Una memoria de programa 10 es una memoria no volátil que contiene el programa que será ejecutado por el procesador 2. La memoria de programa 10 puede ser programable eléctricamente (tal como una EEPROM) de manera que el programa que va a ser ejecutado por el procesador 2 pueda ser actualizado. Una memoria de datos 12 almacena los datos de la misión actual y los datos de misiones anteriores de una pluralidad de misiones anteriores que se utilizan para detectar los fallos que se describen en la presente memoria descriptiva. La memoria de datos 12 puede ser implementada utilizando una memoria no volátil conocida. Un puerto de comunicaciones 8 está acoplado al procesador 2 y se utiliza para cargar datos de configuración (por ejemplo, tipo de aeronave, tipo de motor, etc.) o para descargar datos de configuración y datos de la misión de los datos de memoria 12. El puerto de comunicaciones 8 puede usar protocolos de comunicación existentes, tales como el RS232. El puerto de comunicaciones 8 es accesible preferiblemente desde el exterior de la aeronave.

60 Tras la detección de un fallo, el procesador activa un indicador 6 de fallo. El indicador 6 de fallo puede incluir un indicador visible por el piloto (por ejemplo, un LED en la cabina) y un indicador visible desde el exterior de la aeronave (por ejemplo, un LED o dispositivo mecánico en el puntal del pocillo de la rueda). Proporcionar una indicación directa de un fallo en el exterior de la aeronave elimina la necesidad de descargar datos de la misión a los sistemas de tierra para detectar un fallo y proporciona detección de fallos en cada misión.

65 Las figuras 2A y 2B representan un diagrama de flujo del proceso realizado por el sistema integrado de diagnóstico de motor de acuerdo con la invención. En la realización que se muestra en las figuras 2A y 2B, el sistema integrado

ES 2 331 944 T3

de diagnóstico de motor está programado para detectar los fallos durante el despegue. El proceso comienza en la etapa 20 cuando la velocidad de la aeronave es monitorizada para detectar si la aeronave se encuentra en un rango de velocidades. El rango de velocidades varía desde aproximadamente Mach 0,22 a aproximadamente Mach 0,33. En este rango de velocidades, la aeronave se encuentra en el proceso de despegue y el motor está en un estado estable y está alcanzando la temperatura normal de funcionamiento. Cuando la aeronave se encuentra dentro de este rango de velocidades, el sistema integrado de diagnóstico de motor adquiere secuencialmente una pluralidad de registros de datos (por ejemplo, cuatro). La adquisición de datos en condiciones uniformes (por ejemplo, dentro de un rango de velocidades predeterminado) produce una detección más precisa de los fallos. Los múltiples registros de datos están separados por un intervalo de muestreo (por ejemplo, 1/2 segundo). Cada uno de los registros de datos contiene los valores indicativos de los parámetros que incluyen parámetros del motor o parámetros de las aeronaves. Un registro de datos ejemplar se muestra en la figura 3, que muestra los parámetros detectados por los sensores 4 y los valores de cada parámetro.

Una vez que se hayan adquirido los múltiples registros de datos, el proceso puede detenerse durante un período de tiempo (por ejemplo, tres minutos) antes de proceder a la etapa 22. El sistema integrado de diagnóstico de motor generará una indicación de fallo en la cabina por medio de un indicador 6 de fallo. La activación del indicador de fallo puede ser retrasada hasta que el avión complete el despegue.

En la etapa 22, la rutina de proceso de valores se inicia para preprocesar los datos de los sensores adquiridos en la etapa 20 antes de la detección de fallos. En la etapa 24, se ejecuta una rutina de validación sobre los valores en cada uno de los registros de datos. La rutina de validación puede aplicar diversas pruebas para determinar si los datos muestreados son apropiados para detectar fallos. El objetivo es confirmar que los valores de cada registro de datos son adecuados para detectar fallos. Debido a que el sistema integrado de diagnóstico de motor compara los datos de la misión actual con los datos de las misiones anteriores para generar fallos, los datos de la misión actual son validados para garantizar una comparación precisa. Una validación ejemplar es confirmar que un valor de un parámetro se ha mantenido constante en los múltiples muestreos. Por ejemplo, para la comparación precisa con las misiones anteriores, puede ser necesario que la posición del regulador permanezca constante en todos los registros de datos. Otra validación ejemplar es confirmar que los valores de un parámetro se encuentran en un rango predeterminado. Si los valores de los registros de datos fallan en la validación, el proceso es finalizado.

Una vez que los valores en cada registro de datos hayan sido validados, se genera un único de registro de datos medios en la etapa 26. El registro de datos medios que contiene un valor medio se obtiene de los registros de datos múltiples, para cada parámetro. En 28, los valores medios se convierten en unidades de ingeniería adecuadas, si es necesario. Los sensores 4 pueden generar las señales en términos de unidades abstractas (por ejemplo, tensión, conteo por segundo, etc.) En la etapa 28, estas unidades abstractas se convierten en unidades de ingeniería (por ejemplo, presión, velocidad, etc.) debido al hecho de que la detección de fallos en una realización ejemplar de la invención se ejecuta sobre la base de unidades de ingeniería.

Una vez que la etapa 28 se ha completado, se establece una bandera en la etapa 30 para indicar que los valores adquiridos son adecuados para procesar los fallos detectados. En 32, se determinan los valores diferenciales de referencia para cada parámetro en el registro de datos medios. Un valor diferencial de referencia indica la diferencia entre un valor medio de un sensor y el valor de referencia previsto de un nuevo motor (por ejemplo, previsto a partir de un modelo o de otra fuente). El valor diferencial de referencia puede ser representado en una variedad de maneras, incluyendo una diferencia (por ejemplo, $X_{detectado} - X_{previsto}$) o una relación (por ejemplo, $X_{detectado}/X_{previsto}$).

En la etapa 34, se determina si el motor es nuevo. La designación de un motor como nuevo establece el contador histórico de misión kpts en cero, indicando que no hay datos de misiones anteriores almacenados en la memoria que se va a utilizar para detectar fallos. Un motor puede ser clasificado como nuevo por una variedad de condiciones, incluyendo la instalación inicial, mantenimiento, actualización, etc. Los datos de las misiones anteriores se guardan conforme el nuevo motor completa las misiones. Hasta que los datos de las misiones anteriores se encuentren disponibles, el sistema integrado de diagnóstico de motor detecta un número limitado de fallos que no requieren datos de misiones anteriores para la detección.

En la etapa 36, el contador kpts se incrementa y los datos de las misiones anteriores se incrementan para crear espacio para los datos de la misión actual. En efecto, los datos de las misiones anteriores se almacenan de manera que primero que entra es el primero que sale y en la cual los datos de las misiones más allá de las treinta misiones anteriores se eliminan de la memoria. Una vez que la memoria se ha desplazado en la etapa 36, los datos de la misión actual (es decir, los valores medios y los valores diferenciales de referencia) se almacenan en el paso 38.

Una vez que los datos de las misiones anteriores se han actualizado para eliminar los datos de las misiones más allá de las treinta misiones anteriores y los datos de la misión actual se han almacenado, el sistema integrado de diagnóstico de motor inicia un proceso de detección de fallos, como se muestra en la etapa 40. En la etapa 42, todos los datos de las misiones anteriores disponibles (es decir, los valores medios anteriores y los valores diferenciales de referencia para cada parámetro) son recuperados. En la etapa 44, se recuperan los valores medios actuales y los valores diferenciales de referencia actuales para cada parámetro. Estos datos de las misiones anteriores y los datos de la misión actual se procesan para detectar fallos en la etapa 46. Una variedad de fallos puede ser detectada por el sistema integrado de diagnóstico de motor como respuesta a los datos de la misión actual y a los datos de las misiones anteriores. Por ejemplo, se detecta una fuga en una tubería de compresor si el compresor tiene una caída de presión

ES 2 331 944 T3

superior a 172.369 Pa en dos misiones consecutivas. El deterioro del trayecto de flujo se detecta si la temperatura de salida de la turbina (T4B) se incrementa más rápidamente que una velocidad predeterminada. Se entiende que se puede detectar una variedad de fallos y la invención no se limita a los ejemplos mostrados en la presente memoria descriptiva.

5 La figura 4 muestra la detección de fallos sobre la base de los valores diferenciales de referencia como se reivindica en la presente invención. La figura 4 muestra los valores diferenciales de referencia (que se muestran como una diferencia entre el valor medio y el valor de referencia previsto para el nuevo motor) respecto al número de misiones, de la temperatura de salida de la turbina (DT4B). Como se muestra en la figura 4, el valor diferencial de referencia
10 DT4B varía con las misiones. Una técnica usada para la detección de un fallo es el cálculo de la pendiente del gráfico del valor diferencial de referencia. Una pendiente grande puede indicar un fallo. Otra técnica utilizada para la detección de un fallo es calcular las pendientes tanto de la T4B como de los gráficos del valor diferencial de referencia del punto de operación corregido (PHI). Una pendiente grande en ambos indica una probabilidad mayor de un fallo real. Otros criterios conocidos no reivindicados se pueden aplicar para detectar fallos, tales como que el valor medio supere un
15 umbral. Otras técnicas conocidas no reivindicadas se pueden utilizar para detectar fallos sobre la base de los datos de las misiones. También se pueden utilizar técnicas existentes para reducir la ocurrencia de falsas indicaciones de fallo.

Haciendo referencia a la figura 2, una vez que se realiza la detección de fallos en la etapa 46, los datos de fallos que indican la ausencia o presencia de un fallo se almacenan en la memoria de datos 12. Una técnica ejemplar para el
20 registro de la ocurrencia de un fallo es almacenar un "uno" o un "cero" en una posición de memoria que se corresponde a un fallo. Si se almacena un uno en la posición de memoria, esto indica que se detectó el fallo correspondiente. En la etapa 50, los datos de fallos almacenados son examinados para determinar la existencia de un fallo. La etapa 50 pueden realizar una operación lógica "O" de los valores en las posiciones de fallo en la memoria para que cualquier fallo dé lugar a la activación del indicador 6 de fallo. Si se detecta un fallo, el indicador 6 de fallo se activa en la
25 etapa 52, de lo contrario la rutina sale de la etapa 54. Como se ha señalado con anterioridad, el indicador 6 de fallo podrá incluir un indicador visual en la cabina para el piloto (por ejemplo, un LED) y un indicador visual que es visible desde el exterior de la aeronave (por ejemplo, un LED o dispositivo mecánico). La causa específica del fallo puede ser detectada directamente en la aeronave usando una transferencia de datos y un dispositivo de pantalla (por ejemplo, un ordenador portátil).

30 El sistema integrado de diagnóstico de motor elimina la necesidad de descargar los datos de cada uno de las aeronaves cada día. El sistema de diagnóstico integrado de motor también proporciona un seguimiento continuo de los fallos en cada misión y no es degradado por fallos en el equipo del sistema en tierra.

35 Como se ha descrito más arriba, la presente invención puede ser realizada en forma de procesos implementados por ordenador y aparatos para la práctica de estos procesos. La presente invención también puede ser realizada en forma de código de programa de ordenador que contiene las instrucciones recogidas en soporte tangible, tal como disquetes floppy, CD-ROM, discos duros, o cualquier otro medio de almacenamiento legible por ordenador, en el que, cuando se carga el código del programa informático y es ejecutado por un ordenador, el ordenador se convierte en
40 un aparato para la práctica de la invención. La presente invención también puede ser realizada en forma de código de programa de ordenador, por ejemplo, si se almacena en un medio de almacenamiento, se carga y/o es ejecutado por un ordenador, o es transmitida a través de algún medio de transmisión, tal como un cableado eléctrico o por cables, a través de fibra óptica, o a través de la radiación electromagnética, en la cual, cuando el código de programa se carga y es ejecutado por un ordenador, el ordenador se convierte en un aparato para la práctica de la invención. Cuando se implementa en un microprocesador de propósito general, los segmentos de código de programa del ordenador configuran el microprocesador para crear circuitos lógicos específicos.

50

55

60

65

ES 2 331 944 T3

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de diagnóstico de motor de aeronave integrado en la aeronave para la detección de fallos durante el despegue, que comprende:

una pluralidad de sensores (4), incluyendo uno de la citada pluralidad de sensores un sensor de velocidad que genera un valor indicativo de la velocidad de la aeronave;

una memoria de datos (12);

un procesador (2) acoplado a dichos sensores, el citado procesador almacena datos de la misión en la citada memoria de datos cuando el citado valor de la velocidad se encuentra dentro de un rango de velocidades de Mach 0,22 a Mach 0,33, incluyendo los citados datos de la misión actual valores para los parámetros y valores diferenciales de referencia para los citados parámetros, y en el que los fallos se determinan mediante el cálculo de la pendiente de los valores diferenciales de referencia, siendo una pendiente grande indicativa de la presencia del fallo, y,

un indicador (6) de fallo visible desde el exterior de la aeronave;

detectando el citado procesador la presencia o ausencia de un fallo como respuesta a los citados datos de la misión actual, almacenando, en la memoria de datos, datos de fallos indicativos de la presencia o ausencia de un fallo, examinando los datos de fallos almacenados para determinar la existencia de un fallo; y activando el citado indicador de fallo como respuesta a la citada presencia de un fallo.

2. El sistema de diagnóstico de motor de la reivindicación 1, en el que: los citados parámetros incluyen parámetros de la aeronave y parámetros del motor, y los citados valores incluyen valores medios.

3. El sistema de diagnóstico de motor de la reivindicación 1, en el que: la citada memoria de datos incluye datos de las misiones anteriores, y el citado procesador detecta la presencia o ausencia de un fallo como respuesta a los citados datos de la misión actual y de los citados datos de las misiones anteriores.

4. Un procedimiento para la detección de fallos durante el despegue de una aeronave que tiene un sistema de diagnóstico de motor integrado en la aeronave, comprendiendo el procedimiento:

determinar (20) cuando la velocidad del avión se encuentra dentro de un rango de velocidades de Mach 0,22 a Mach 0,33, incluyendo los citados datos de la misión actual valores de los parámetros de referencia y valores diferenciales de referencia de dichos parámetros, y en el que el fallo se determina calculando la pendiente de los valores diferenciales de referencia, siendo una pendiente grande indicativa de la presencia de un fallo, obteniendo (20) datos de la misión actual como respuesta a que la velocidad de la aeronave se encuentra dentro del citado rango de velocidades;

detectar (40) la presencia o ausencia de un fallo en respuesta a los datos de la misión actual;

almacenar, en una memoria de datos, los datos de fallos indicativos de la presencia o ausencia de un fallo;

examinar los datos de fallo almacenados para determinar la existencia de un fallo, y

activar (52) un indicador de fallo como respuesta a la citada presencia de un fallo, siendo visible el citado indicador de fallo desde el exterior de la aeronave.

5. El procedimiento de la reivindicación 4, que comprende además:

almacenar los datos de las misiones anteriores; en el que la citada detección de presencia o ausencia de un fallo se realiza como respuesta a los citados datos de la misión actual y a los citados datos de las misiones anteriores.

6. Un medio de almacenamiento codificado con un código de programa informático legible por máquina para la detección de fallos en una aeronave que tiene un sistema de diagnóstico de motor, incluyendo el medio de almacenamiento instrucciones para hacer que un ordenador implemente el procedimiento de la reivindicación 4 o de la reivindicación 5.

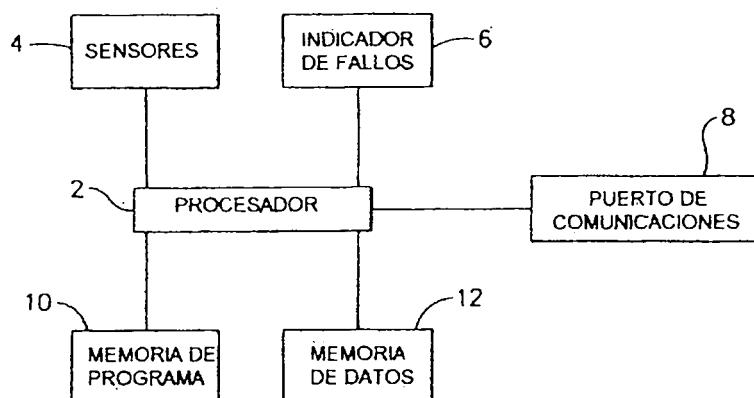


FIG. 1

PARÁMETRO	VALOR
POSICIÓN DE REGULADOR	100
VELOCIDAD	0,30
PRESIÓN VENTILADOR	70

FIG. 3

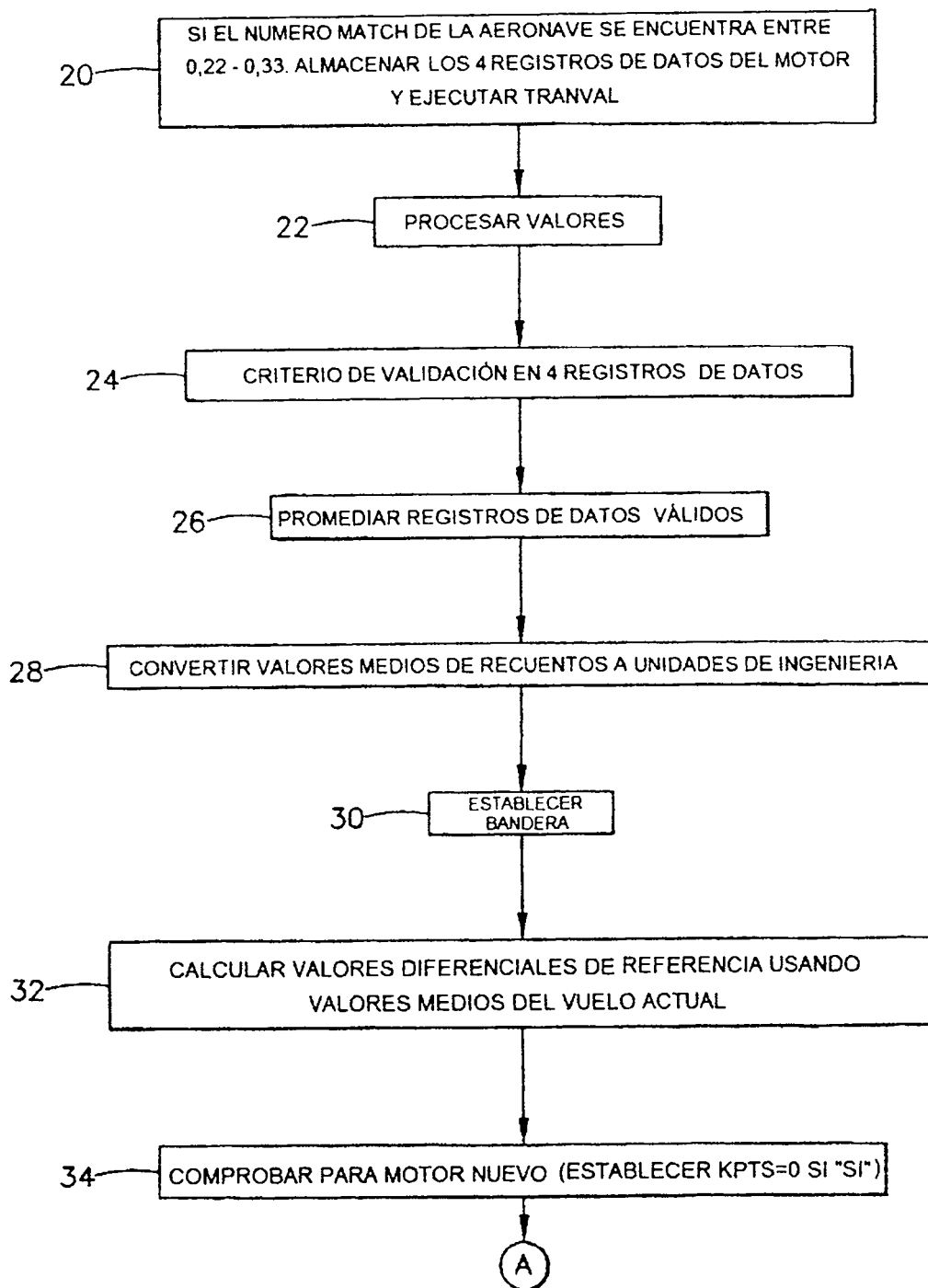


FIG. 2A

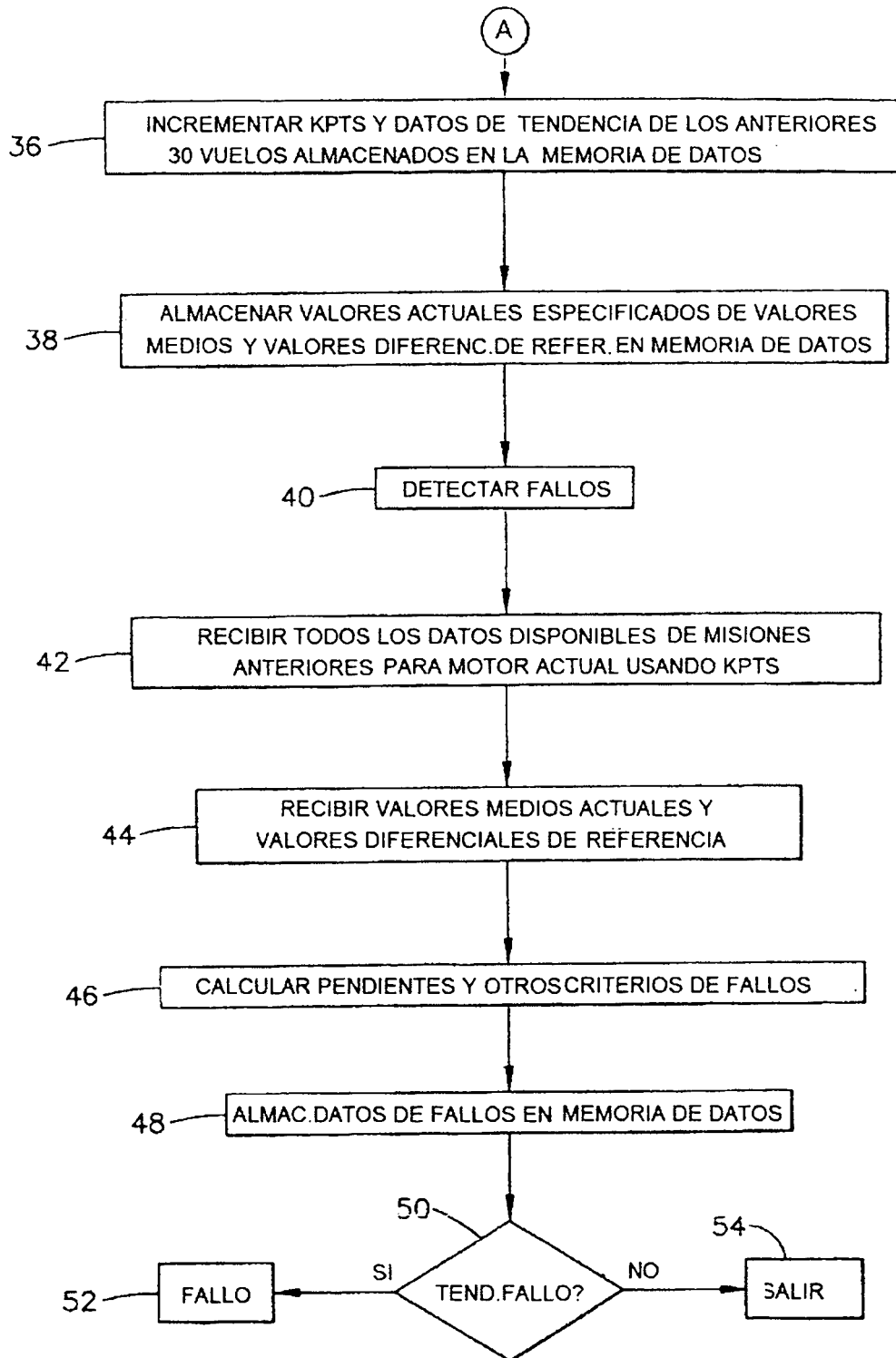


FIG. 2B

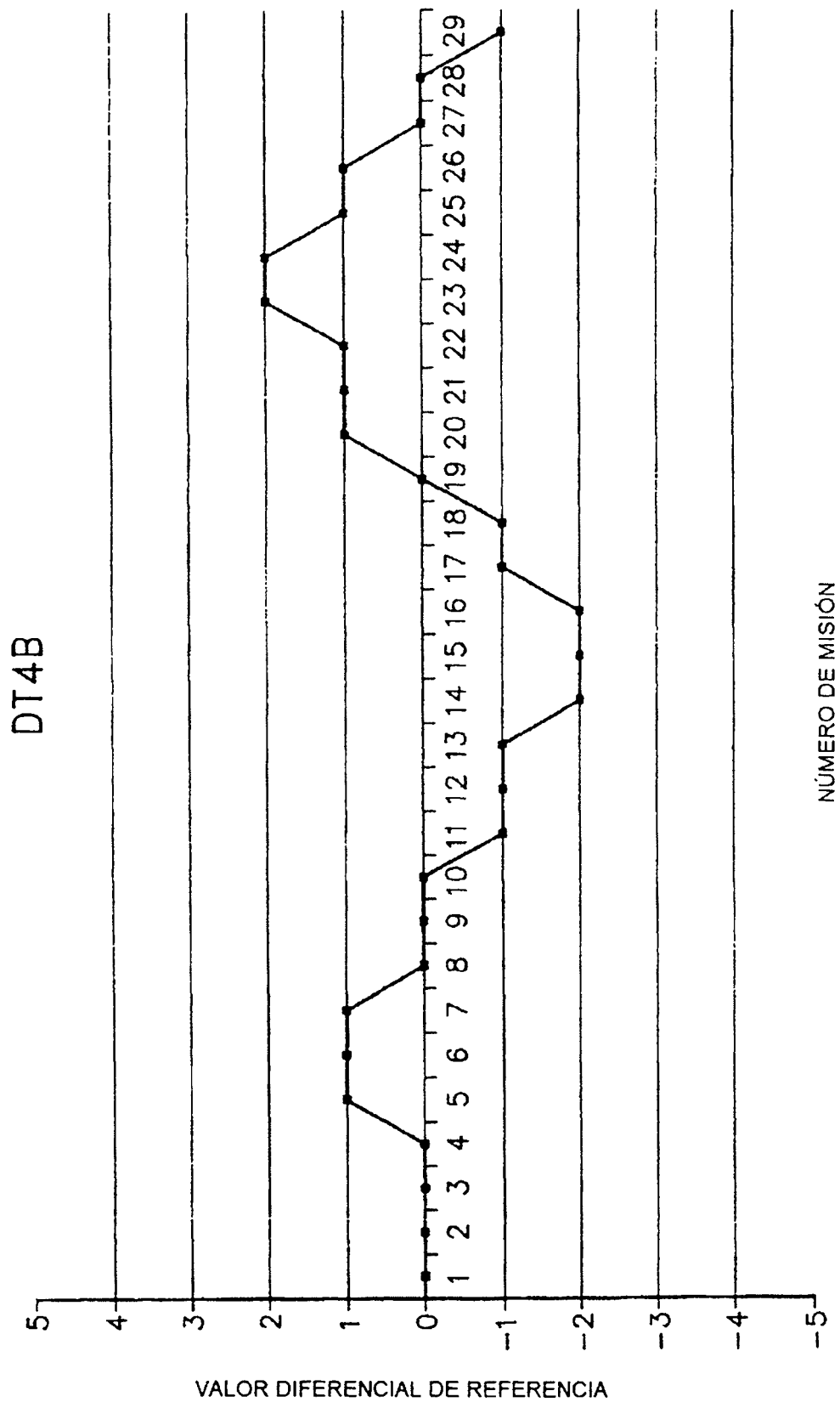


FIG. 4