



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 364 048**

51 Int. Cl.:  
**G01K 13/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **04103953 .8**

96 Fecha de presentación : **18.08.2004**

97 Número de publicación de la solicitud: **1517125**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **23.03.2005**

54 Título: **Dispositivo y procedimiento de determinación de la temperatura total para aeronave.**

30 Prioridad: **16.09.2003 FR 03 10869**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**23.08.2011**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**23.08.2011**

73 Titular/es: **THALES**  
**45 rue de Villiers**  
**92526 Neuilly sur Seine, FR**

72 Inventor/es: **Hanson, Nicolas y**  
**Collot, Lionel**

74 Agente: **Carpintero López, Mario**

**ES 2 364 048 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

Dispositivo y procedimiento de determinación de la temperatura total para aeronave

5 La invención se refiere a un dispositivo y a un procedimiento de determinación de la temperatura total para aeronave. Este procedimiento y dispositivo encuentran una utilidad particular en una sonda, denominada multifunción, que permite medir diversos parámetros aerodinámicos, como por ejemplo la presión total Pt, la presión estática Ps y la temperatura total TAT de un flujo de aire alrededor de la aeronave.

10 La solicitud de patente francesa FR 2 802 647 presentada el 17 de diciembre de 1999 a nombre de THOMSON-CSF describe una sonda de este tipo que comprende un tubo de Pitot para medir la presión total Pt de flujo de aire y medios de medición de la temperatura total TAT en forma de un canal cuyo orificio de entrada de aire se realiza sensiblemente cara al flujo y de una cámara que comprende un sensor de temperatura. La cámara extrae una parte del aire que circula en el canal.

15 La medición de estos dos parámetros, temperatura y presión totales, contribuye a determinar la velocidad real de la aeronave. Ventajosamente, la sonda multifunción comprende adicionalmente medios de medición de la presión estática Ps y la incidencia  $\alpha$  del flujo de aire alrededor de la aeronave. Se dispone por tanto del conjunto de parámetros necesarios para determinar el módulo y la dirección del vector de velocidad de la aeronave.

20 La medición de la temperatura total supone teóricamente que los chorros de aire por los que se mide la temperatura tengan una velocidad nula. Por otro lado, debe garantizarse una determinada ventilación en torno al sensor de temperatura con objeto de evitar que este no mida la temperatura de la estructura de la sonda. Del mismo modo esta ventilación permite garantizar un tiempo de respuesta suficientemente corto. La ventilación se garantiza generalmente gracias a la velocidad de la aeronave que arrastra el aire en el canal y en la cámara en la que se realiza la medición de temperatura. A bordo de una aeronave, la sonda debe funcionar en un amplio intervalo de velocidades lo que conlleva variaciones considerables de velocidad en la cámara. Por consiguiente, la medida realizada por el sensor de temperatura está contaminada de un error, denominado "error de recuperación" esencialmente en función de la velocidad de la aeronave. A baja velocidad, el error de recuperación es bajo, pero el tiempo de respuesta es prolongado. A gran velocidad, el sensor de temperatura está bien ventilado, el tiempo de respuesta es por tanto más corto pero el error de recuperación es considerable.

30 Por otro lado, las sondas dispuestas en la aeronave están sometidas a variaciones de temperatura considerables y, a veces, a condiciones en las que puede formarse escarcha, particularmente en el interior del tubo de Pitot o en los canales que permiten la medición de la temperatura total TAT. La escarcha perturba las mediciones y, para evitarla, la sonda comprende medios para recalentarla. Estos medios comprenden, en general, un hilo que recalienta la sonda por el efecto Joule. Este hilo está enrollado en las paredes de la sonda. La potencia disipada por el hilo es del orden de varias centenas de vatios. Esta potencia perturba la medición realizada por el sensor de temperatura que recalienta la estructura de la sonda y acarrea un error denominado "error de deshielo" que es tanto más considerable cuanto mayor potencia se inyecte.

35 Existe la tentación de corregir este error colocando una barrera térmica alrededor del sensor de temperatura y optimizando las formas del canal de entrada y de la cámara con objeto de mejorar el flujo de aire alrededor del sensor de temperatura. Por ejemplo, se ha buscado evacuar hacia el exterior de la sonda el aire perteneciente a una capa límite térmica que se desarrolla a lo largo de la pared del canal y de la cámara de medición de temperatura. Esta capa límite se perturba particularmente por el recalentamiento de la sonda. A pesar de las precauciones apenas es posible realizar una buena medición de temperatura total para bajas velocidades de la aeronave, particularmente para velocidades de la aeronave inferiores a un Mach de 0,3. El espesor de esta capa límite es más grueso cuanto menor sea la velocidad de la aeronave. Sin embargo, la precisión de la medición a bajas velocidades supone una importancia considerable para la seguridad del vuelo ya que permite determinar los parámetros del flujo de aire que rodea la nave desde la fase de rodaje y antes del despegue de la aeronave. Para paliar este problema se ha realizado una circulación de aire forzado en la cámara de medición mediante un efecto Venturi realizado sobre el chorro de aire que sale de la cámara. Esta solución es costosa ya que requiere adaptaciones mecánicas considerables. Adicionalmente, los fabricantes de aeronaves requieren poder realizar, particularmente en aviones de nueva generación de gran capacidad, mediciones de temperatura total en condiciones de escarcha cada vez más graves lo que requiere potencias de deshielo más considerables lo que aumenta aún más el error de deshielo.

50 El documento US 5 025 661 describe una sonda multifunción fija que comprende medios de medición de presión estática, presión total y temperatura total. Este documento no refiere interés en cuanto al error de deshielo.

El documento WO 01/05 496 también describe una sonda multifunción fija que comprende medios de medición de presión estática, presión total y temperatura total. Este documento no describe ninguna corrección de la temperatura medida.

55 El documento WO 01/88 496 describe una sonda de temperatura total cuyas formas se adaptan para limitar el error de deshielo. Este documento no describe medios de corrección de este error.

El documento WO 003/10 948 describe una sonda de medición de la temperatura total de un flujo en el que esta se

coloca. Este documento precisa que el error debido al recalentamiento de la sonda puede corregirse teniendo en cuenta la velocidad del flujo.

5 La invención se refiere a paliar estos problemas, permitiendo realizar una determinación de la temperatura total de flujo de aire que rodea a una aeronave mediante una sonda de deshielo a partir de bajas velocidades de la aeronave y sin ventilación forzada de la sonda.

Con este efecto, la invención tiene por objeto un dispositivo de medición de temperatura total para aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

La invención también tiene por objeto un procedimiento de determinación de la temperatura total para aeronave de acuerdo con la reivindicación 6.

10 La sonda descrita en la solicitud de patente francesa FR 2 802 647 comprende una paleta móvil que se orienta en el eje de flujo de aire que la rodea. Esta sonda comprende medios de medición de temperatura total y de un tubo de Pitot para medir la presión total de flujo del aire que rodea la aeronave. La medición de temperatura puede perturbarse por la incidencia del aire de entrada en los medios de medición de temperatura. En la solicitud de  
15 patente francesa FR 2 802 647, los medios de medición de temperatura se fijan sobre la paleta móvil y por tanto la incidencia no perturba la medición de temperatura. Sin embargo, se entiende que la invención también puede realizarse para una sonda que comprenda una paleta móvil, así como para una sonda que no la comprenda. Este tipo de sonda se conoce con el nombre de sonda fija y las tomas de presión, tubo de Pitot y medios de medición de temperatura total, tienen una posición fija con respecto al revestimiento de la aeronave. La invención también está adaptada a una sonda de temperatura total aislada que no dispone de ninguna toma de presión. Para realizar la  
20 corrección de la temperatura medida por la sonda de temperatura, se utilizan por tanto las medidas realizadas por sondas de medición de presión dispuestas en otro lado en el revestimiento de la aeronave.

La invención se comprenderá mejor, y surgirán otras ventajas, a partir de la lectura de la descripción detallada de un modo de realización proporcionado a modo de ejemplo, descripción ilustrada por el dibujo adjunto en el que:

25 - la figura 1 representa una sonda que comprende medios para medir la temperatura total de flujo de aire, medios para medir la presión total de flujo de aire, medios para medir la presión estática de flujo de aire y medios para medir la incidencia de flujo de aire que rodea a la aeronave, conteniendo el plano de la figura el eje del flujo;

30 La sonda representada en la figura 1 comprende una paleta móvil 1 que gira alrededor de un eje 2. La paleta 1 comprende un ala 3 que posee un plano de simetría, paralelo al plano de la figura y que separa el intradós del extradós. El perfil del ala 3 perpendicularmente a su borde de ataque 4 es, por ejemplo, de tipo OÖZT de N.A.C.A. En el ejemplo representado, el borde de ataque 4 es sensiblemente rectilíneo e inclinado con respecto al eje 2. Se sobreentiende que pueden usarse otras formas de alas para realizar la invención. La paleta 1 también comprende un árbol 5 de eje 2 que penetra en el interior del revestimiento 6 de una aeronave. El árbol 5 es móvil en rotación con respecto a la aeronave, por ejemplo, por medio de un cojinete de rodamiento 7.

35 Debido a la forma del ala 3, la paleta 1 se orienta naturalmente en el eje de flujo de aire que rodea la paleta móvil 1. La flecha 8, representada en la figura 1, materializa el eje de flujo.

Ventajosamente, la sonda comprende medios para medir la presión estática  $P_s$  y la incidencia  $\alpha$  de flujo de aire. Los medios para medir la presión estática  $P_s$  comprenden por ejemplo dos tomas de presión estática 9 y 10, situadas cada una sobre una de las caras de la paleta móvil 1. En la figura 1 solo es visible la toma de presión 9. La toma de  
40 presión 10 se coloca sobre la cara invisible de la paleta móvil 1, de manera sensiblemente simétrica a la toma de presión 9 con respecto al plano de simetría del ala 3. Este plano de simetría es paralelo al plano de la figura 1. Cada toma de presión 9 y 10 puede comprender varios orificios, en la figura 1 se representan tres, particularmente con objeto de limitar la sección de cada orificio para perturbar menos el flujo de aire que rodea la paleta móvil 1 o también poder realizar la medición de presión incluso si uno de los orificios se obstruyese. Las dos tomas de presión  
45 estáticas 9 y 10 se comunican con una cámara situada en el interior de la paleta para realizar un promedio de la presión entre las dos tomas 9 y 10. La presión del aire presente en esta cámara se mide para obtener la presión estática  $P_s$  de flujo de aire.

Los medios para medir la incidencia de flujo comprenden, por ejemplo, dos tomas de presión de incidencia 11 y 12 situadas cada una, al igual que en las tomas de presión estática 9 y 10, sobre una de las caras de la paleta del mismo modo de manera sensiblemente simétrica con respecto al plano de simetría del ala 3. Las tomas de presión de incidencia 11 y 12 no están comunicadas y es la diferencia entre las presiones que imperan a nivel de cada toma  
50 11 y 12 lo que permite determinar la incidencia exacta de la paleta móvil 11 y por consiguiente la de la aeronave. Con objeto de mejorar la sensibilidad de la medición de incidencia, pueden colocarse las tomas de presión 11 y 12 muy cerca del borde de ataque 4 de la paleta móvil 1. La utilización de las informaciones obtenidas de las diferentes  
55 tomas de presión total, estática e incidencia se describe, por ejemplo, en la patente francesa FR 2 665 539 presentada el 3 de agosto de 1990 a nombre de Sextant Avionique.

Esta patente describe particularmente el servomecanismo de la posición angular de la paleta móvil 1 alrededor de su

eje 2 para que el ala 3 de la paleta móvil se alinee mejor en el eje 8 de flujo de aire.

La orientación, mejorada de esta manera, de la paleta móvil 1 permite particularmente mejorar el alineamiento de los medios de medición de presión total Pt y de temperatura total TAT con el eje 8 de flujo de aire.

5 Los medios para medir la presión total se sitúan en la parte de la sonda más alejada del revestimiento 6 de la aeronave. Los medios para medir la presión total comprenden, por ejemplo, un tubo 20, ventajosamente de sección circular, denominado tubo de Pitot, orientado sensiblemente siguiendo el eje 8 de flujo de aire. Más precisamente, el tubo 20 comprende un orificio 21 de entrada de aire que se realiza sensiblemente de cara al flujo del aire del eje 8. En el extremo 22 del tubo 20, extremo 22 opuesto al orificio 21, el tubo 20 comprende un orificio de purga 23 que permite evacuar partículas susceptibles de penetrar en el interior del tubo 20. Siempre a nivel del extremo 22 del tubo, un canal 24 se abre en el tubo 20. El canal 24 está, por ejemplo, unido a un sensor de presión, no representado en la figura. El sensor de presión permite medir de manera eficaz la presión total Pt del flujo de aire.

15 Los medios para medir la temperatura total TAT comprenden, por ejemplo, un canal 25, de sección ventajosamente circular, y abierto sobre el flujo de aire a nivel de un orificio de entrada 26. El canal 25 también comprende un orificio de salida 27 que permite que el aire que se encuentra en el canal 25 se escape siguiendo la dirección del eje 8. La sección del orificio de entrada 26 es sensiblemente la del canal 25 y la sección del orificio de salida 27 es inferior a la del orificio de entrada 26. El orificio de salida 27 permite evacuar las partículas que circulan en el canal 25 sin ponerse en contacto con un sensor de temperatura cuya posición se describirá más adelante. Estas partículas están formadas, por ejemplo, por gotas de agua o polvo.

20 Los medios para medir la temperatura total TAT comprenden adicionalmente una cámara 30 en la que circula una parte del aire que circula en el canal 25, así como un sensor de temperatura 31 fijado en la cámara 30. La cámara 30 comprende una entrada de aire 32 situada en el canal 25. Una parte del aire que circula en el canal 25 penetra en la cámara 30 por la entrada de aire 32 y sale de la cámara 30 por una salida de aire 33 que se abre al exterior aguas abajo de la sonda. La geometría del canal 25, de la entrada de aire 32 y de la cámara 30 se determina de tal manera que se ralentiza el flujo de aire que penetra en la cámara 30.

25 Antes de penetrar en la cámara 30, el aire que circula en el canal 25 pasa por encima de un deflector 34 que comprende un orificio 35 que permite evacuar hacia el exterior de la sonda el aire perteneciente a una capa límite que se desarrolla a lo largo de la pared del tubo de Pitot 20 al interior del canal 25.

30 La sonda comprende medios de deshielo que permite recalentar la sonda. Estos medios son necesarios particularmente cuando la aeronave que lleva la sonda vuela en condiciones en las que existe riesgo de formarse escarcha en las paredes de la sonda. Los medios de deshielo comprenden, por ejemplo, un hilo calefactor 36 enrollado en hélice en el interior del tubo 20 y del canal 25. El hilo calefactor 36 se somete a una tensión eléctrica y recalienta la sonda por el efecto Joule.

35 De acuerdo con la invención, el dispositivo comprende medios de corrección de una temperatura registrada por el sensor de temperatura en función de parámetros infinitos corriente arriba de la aeronave y de la potencia disipada en la sonda para el deshielo, para obtener la temperatura total del flujo del aire. Estos medios se instalan, por ejemplo, en una placa electrónica dispuesta en el interior de la sonda o también en un ordenador propio de la aeronave y que permite determinar los parámetros de vuelo de la aeronave.

40 Estos medios se han calibrado después de ensayos en túnel aerodinámico y estos ensayos han permitido elaborar un modelo de corrección de errores de recuperación y de deshielo. En este modelo los dos errores, recuperación y deshielo se corrigen de manera independiente. Una temperatura total corregida  $TAT_{\text{corregida}}$  puede expresarse de la siguiente manera:

$$TAT_{\text{corregida}} = TAT_{\text{medida}} - \text{Corrección}_{\text{recuperación}} - \text{Corrección}_{\text{deshielo}}$$

45 en la que  $TAT_{\text{medida}}$  representa la temperatura medida por el sensor de temperatura, en la que  $\text{Corrección}_{\text{recuperación}}$  representa la corrección aplicada para tener en cuenta el error de recuperación, y en la que  $\text{Corrección}_{\text{deshielo}}$  representa la corrección aplicada para tener en cuenta el error de deshielo.

El error de recuperación se corrige usando una función lineal de la velocidad de la aeronave expresada en números de Mach. Esa función se expresa de la siguiente manera:

$$\text{Corrección}_{\text{recuperación}} = f \times M^{\infty} + g$$

50 en la que f y g son constantes determinadas a partir de resultados experimentales realizados en túnel aerodinámico de la sonda en cuestión sometida a diferentes velocidades de flujo de aire, y en la que  $M^{\infty}$  representa el número de Mach de flujo al infinito corriente arriba.

El error de deshielo se corrige usando una función de la velocidad de la aeronave expresada en número de Mach, de una potencia P disipada en la sonda para su deshielo y una presión total infinita corriente arriba  $Pt^{\infty}$ . Esta función se expresa de la siguiente manera:

$$\text{Corrección}_{\text{Deshielo}} = (aP^2 + bP) (c M_{\infty}^2 + d M_{\infty} + e) \left[ \frac{101325}{P_{t\infty}} (1 + 0,2 M_{\infty}^2)^{2,5} \right]^{0,2}$$

en la que a y b son polinomios en función de Z y  $M_{\infty}$ , siendo Z el número de Mach reducido, y c, d y e son constantes determinadas a partir de resultados experimentales realizados en túnel aerodinámico de la sonda en cuestión.

5 Los polinomios a y b se expresan por ejemplo en forma:

$$a = k \times (1 - M_{\infty}) \text{ si } M_{\infty} < 0,7 \text{ y } a = k_0 \text{ si } M_{\infty} > 0,7$$

$$b = m \times Z^{\delta} \times (1 + n \times M_{\infty}^2)^{-\delta}$$

en la que  $k_0$ , k, l, m y n son constantes y en la que  $\delta$  es función de la altitud de la aeronave.

10 Cuando una sonda comprende además del sensor de temperatura, medios para medir la presión estática  $P_s$  y medios para medir la presión total  $P_t$  del flujo que rodea la sonda, esta se convierte en autónoma. Más precisamente con los parámetros que mide la sonda, es posible corregir el valor medido por el sensor de temperatura para obtener un valor fiable de la temperatura total de flujo.

En la práctica, las presiones  $P_s$  y  $P_t$  medidas por la sonda son presiones estáticas y totales locales alrededor de la sonda. Las presiones  $P_s$  y  $P_t$  permiten calcular un número de Mach local  $M_{loc}$  de la siguiente manera:

$$M_{loc} = \sqrt{5 \left[ \left( \frac{P_t}{P_s} \right)^{2/7} - 1 \right]}$$

15 El número de Mach infinito corriente arriba  $M_{\infty}$  del flujo se determina de manera empírica a partir del número de Mach local  $M_{loc}$ , por ejemplo, por una fórmula polinómica. Esta fórmula puede expresarse de la siguiente manera.

$$M_{\infty} = p \times M_{loc}^6 - q \times M_{loc}^5 + r \times M_{loc}^4 - s \times M_{loc}^3 + t \times M_{loc}^2 - u \times M_{loc} + v$$

en la que p, q, r, s, t, u y v son constantes determinadas a partir de ensayos en túnel aerodinámico.

20 Del mismo modo la presión total infinita corriente arriba  $P_{t\infty}$  puede determinarse de manera empírica a partir del número de Mach local  $M_{loc}$  y de la presión total medida  $P_t$

$$P_{t\infty} = -\alpha \times P_t \times M_{loc}^2 + \beta \times P_t \times M_{loc} + \chi \times P_t + \varepsilon$$

en la que  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\chi$  y  $\varepsilon$  son constantes determinadas a partir de ensayos en túnel aerodinámico.

La presión estática infinita corriente arriba  $P_{s\infty}$  puede determinarse por la fórmula:

$$25 \quad P_{s\infty} = P_{t\infty} \times (1 + 0,2 \times M_{\infty}^2)^{-3,5}$$

Ventajosamente, la corrección aplicada a la medida de temperatura total  $TAT_{medida}$  puede mejorarse teniendo en cuenta la temperatura media de la sonda que perturba la medida por la radiación de la estructura de la sonda.

30 En la práctica, para conocer la temperatura media de la sonda, puede usarse un hilo calefactor 36 cuya resistencia varía en función de su temperatura. Se puede, por lo tanto, deducir la temperatura media de la sonda de la medida de resistencia del hilo calefactor 36.

## REIVINDICACIONES

1. Dispositivo para medir la temperatura total (TAT) de una aeronave, que comprende una sonda adaptada para fijarse a un revestimiento de la aeronave, comprendiendo la sonda:

- 5 - medios para medir una temperatura total (25, 30, 31),  
 - medios (36) para disipar una potencia térmica (P) diseñada para evitar la formación de hielo en la sonda,  
 - medios de corrección de un error de recuperación para una temperatura ( $TAT_{medida}$ ) registrada por los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) en función de parámetros infinitos corriente arriba ( $M_{\infty}$ ,  $Pt_{\infty}$ ,  $Ps_{\infty}$ ) para obtener la temperatura total del flujo de aire ( $TAT_{corregida}$ ),

10 **caracterizado porque**

- dichos medios de corrección también son adecuados para corregir un error de deshielo de la sonda para una temperatura ( $TAT_{medida}$ ) registrada por los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) en función de parámetros infinitos corriente arriba ( $M_{\infty}$ ,  $Pt_{\infty}$ ,  $Ps_{\infty}$ ) y de la potencia (P) disipada en la sonda, para obtener la temperatura total del flujo de aire ( $TAT_{corregida}$ ).

15 2. Dispositivo de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizado porque** los parámetros infinitos corriente arriba usados por los medios de corrección de una temperatura comprenden un número de Mach del flujo infinito corriente arriba de la aeronave ( $M_{\infty}$ ), una presión total infinita corriente arriba ( $Pt_{\infty}$ ) de la aeronave y una presión estática ( $Ps_{\infty}$ ) infinita corriente arriba de la aeronave.

20 3. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) comprenden una cámara (30) en la cual penetra parte de un flujo de aire que rodea el revestimiento de la aeronave, medios para ralentizar el flujo de aire que penetra en la cámara (30), un sensor de temperatura (31) dispuesto en la cámara (30) y diseñado para medir la temperatura de flujo del aire desacelerado.

4. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios (9) para medir la presión estática ( $Ps$ ) del flujo de aire.

25 5. Dispositivo de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** comprende medios (20 a 24) para medir la presión total ( $Pt$ ) del flujo de aire.

6. Procedimiento de determinación de la temperatura total (TAT) de una aeronave, que usa una sonda fijada en un revestimiento de la aeronave, comprendiendo la sonda:

- 30 - medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31),  
 - medios (36) para disipar una potencia térmica (P) diseñada para impedir que se forme hielo en la sonda,

y que consiste en corregir un error de recuperación para una temperatura ( $TAT_{medida}$ ) registrada por los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) en función de parámetros infinitos corriente arriba ( $M_{\infty}$ ,  $Pt_{\infty}$ ,  $Ps_{\infty}$ ) para obtener la temperatura total del flujo del aire ( $TAT_{corregida}$ ),

35 **caracterizado porque** también se corrige un error de deshielo de la sonda para una temperatura ( $TAT_{medida}$ ) registrada por los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) en función de parámetros infinitos corriente arriba ( $M_{\infty}$ ,  $Pt_{\infty}$ ,  $Ps_{\infty}$ ) y de la potencia (P) disipada en la sonda, para obtener la temperatura total del flujo del aire ( $TAT_{corregida}$ ).

40 7. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6, **caracterizado porque** los parámetros infinitos corriente arriba usados por los medios de corrección de una temperatura comprenden un número de Mach de flujo infinito corriente arriba de la aeronave ( $M_{\infty}$ ), una presión total infinita corriente arriba ( $Pt_{\infty}$ ) de la aeronave y una presión estática ( $Ps_{\infty}$ ) infinita corriente arriba de la aeronave.

8. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 6 ó 7, **caracterizado porque** consiste en corregir un error de recuperación debido a la velocidad de la aeronave usando una función lineal de la velocidad ( $M_{\infty}$ ,  $M_{loc}$ ) de la aeronave expresándose esta función de la siguiente manera:

45 
$$\text{Corrección}_{recup} = f \times M_{\infty} + g$$

en la que  $\text{Corrección}_{recup}$  es una corrección aplicada a una temperatura ( $TAT_{medida}$ ) medida por el sensor de temperatura y que representa el error de recuperación,

en la que f y g son constantes determinadas a partir de resultados experimentales, realizados en túnel aerodinámico, de la sonda en cuestión sometida a diferentes velocidades de flujo de aire,

50 y en la que  $M_{\infty}$  representa el número de Mach del flujo infinito corriente arriba.

9. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 6 a 8, **caracterizado porque** consiste en corregir un error de deshielo, debido a los medios (36) para disipar una potencia térmica, usando una función de la velocidad ( $M_{\infty}$ ,  $M_{loc}$ ) de la aeronave expresada en número de Mach y de la potencia disipada en la sonda para el

deshielo, expresándose esta función de la siguiente manera:

$$\text{Corrección}_{\text{Deshielo}} = (aP^2 + bP) (c M_{\infty}^2 + d M_{\infty} + e) \left[ \frac{101325}{P_{t\infty}} (1 + 0,2 M_{\infty}^2)^{2,5} \right]^{0,2}$$

en la que  $\text{Corrección}_{\text{deshielo}}$  es una corrección aplicada a una temperatura medida por el sensor de temperatura y que representa el error de deshielo,

- 5 en la que a y b son polinomios en función de Z y  $M_{\infty}$ , siendo Z el número de Mach reducido, y en la que c, d y e son constantes determinadas a partir de resultados experimentales realizados en túnel aerodinámico de la sonda en cuestión, los polinomios a y b se expresan, por ejemplo, de la siguiente forma:

$$a = k \times (l - M_{\infty})$$

10

$$b = m \times Z^{\delta} \times (1 + n \times M_{\infty}^2)^{\delta}$$

en la que k, l, m y n son constantes y en la que  $\delta$  es función de la altitud de la aeronave.

10. Procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 6 a 9, **caracterizado porque** consiste en corregir la temperatura ( $TAT_{\text{medida}}$ ), registrada por los medios de medición de una temperatura total (25, 30, 31) en función de la temperatura media de la sonda.

15

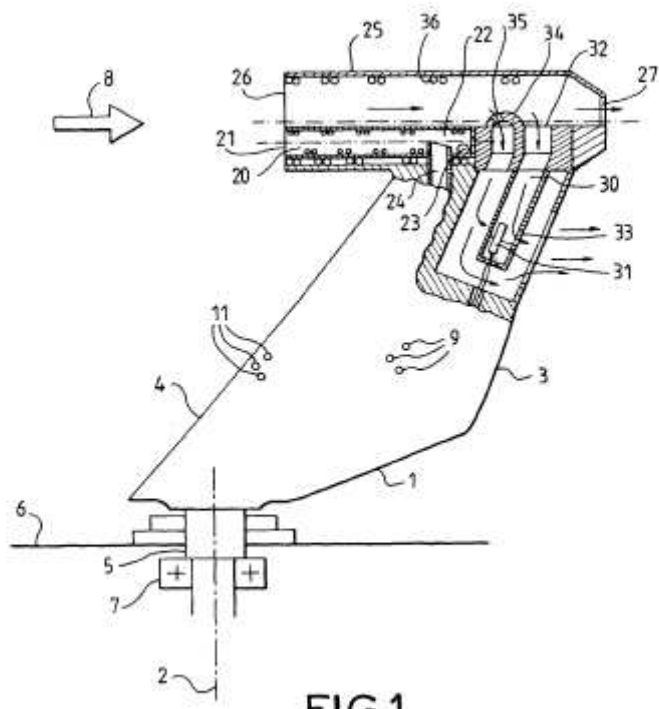


FIG.1