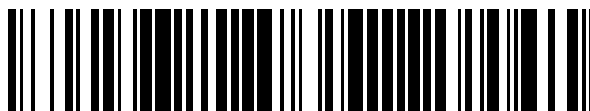


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 388 677**

51 Int. Cl.:

B64D 33/08

(2006.01)

B64D 13/00

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **07020956 .4**

96 Fecha de presentación: **25.10.2007**

97 Número de publicación de la solicitud: **1916185**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **30.04.2008**

54 Título: **Entrada de aire y método para una plataforma móvil de alta velocidad**

30 Prioridad:
26.10.2006 US 553170

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
17.10.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
17.10.2012

73 Titular/es:
**The Boeing Company
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US**

72 Inventor/es:
**Parikh, Pradip G. y
Willie, Robert H.**

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

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 2 388 677 T3

DESCRIPCIÓN

Entrada de aire y método para una plataforma móvil de alta velocidad.

5 La presente invención está relacionada con el objeto de la solicitud de patente de Estados Unidos número de serie 11/553.181 (expediente de Boeing no. 06-0310; Expediente de HDP 7784-000962) titulado "Aparato de Entrada de Aire en Tándem para una Plataforma Móvil Aérea".

CAMPO

10 La presente descripción se refiere a entradas de aire admitido en el sentido de la marcha (en lo que sigue, aire de admisión) usadas con plataformas móviles aéreas y, más particularmente, a entradas de aire de admisión muy eficaces, especialmente bien adaptadas para utilizar con aviones de reacción comerciales de elevada velocidad para suministrar aire a un subsistema de la nave.

ANTECEDENTES

Entradas de aire son conocidas, por ejemplo, por los documentos US 4.185,373 ó US 3.765.623.

20 Diversos aviones comerciales y militares utilizan con frecuencia una entrada de aire en cabina (CA) para el sistema de control ambiental (ECS) que utilizan dichos aviones. El avión que hace uso de una entrada de CA utiliza aire de admisión para presurización de la cabina en lugar de aire purgado desde los motores. Con tal avión, el aire de admisión capturado por la entrada de CA es con frecuencia alimentado a un compresor de aire de cabina (CAC) accionado por un motor eléctrico, después acondicionado a la temperatura y presión deseadas en un paquete de acondicionamiento de aire, y a continuación es suministrado al sistema de distribución de aire de la cabina.

Un requisito importante cuando se usa aire de admisión para alimentar un compresor de aire de cabina es conseguir un factor de recuperación (RF) mínimo deseado en la cara de entrada del CAC con el fin de minimizar la energía eléctrica requerida para accionar el compresor o compresores del paquete de acondicionamiento de aire. Esto es particularmente importante en el estado de energía de pico o máxima debido a que el generador, motores y otro equipo eléctrico del ECS necesitan ser dimensionados para cumplir los requisitos de la demanda máxima del avión. Idealmente, el RF conseguido en la cara de entrada del CAC sería 1,0, pero, en la práctica, es normalmente bastante menor que 1,0, y con frecuencia de aproximadamente 0,05 – 0,7. Por otra parte, sin embargo, un RF mayor para una entrada de aire de admisión está generalmente asociado con una resistencia aerodinámica mayor. Por lo tanto, existe un reto de diseño en proporcionar una entrada para un componente del sistema de control ambiental del avión y, más particularmente, para el aire de entrada a una cabina, que es capaz de conseguir un mínimo RF predeterminado, mientras se minimice también la resistencia aerodinámica de la entrada.

40 En la presencia de una capa límite gruesa de fuselaje, entradas de aire de admisión montadas al ras (plataforma rectangular o NACA) que están situadas enrasadas contra la superficie exterior del fuselaje del avión, y que son del tipo utilizado para suministrar aire de enfriamiento a un paquete de acondicionamiento de aire, tienden a producir un RF en el intervalo de 0,6 a 0,7. Sin embargo, debido a limitaciones de la potencia disponible del compresor, es deseable conseguir un RF más próximo a 1,0 y al menos de aproximadamente 0,8, para hacer uso más eficaz de la entrada de aire. Por lo tanto, actualmente, las entradas de aire de admisión montadas al ras con frecuencia están cerca de los parámetros de comportamiento ideales. Además, con flujos másicos bajos, las entradas de aire de admisión montadas al ras están también propensas a desarrollar una inestabilidad de flujo de conducto de tipo Helmholtz no deseable, que se origina de un acoplamiento entre resonancia acústica en el conducto y separación de la capa límite que se aproxima por delante de la entrada. De ese modo, una consideración de comportamiento concurrente, en relación con hacer máximo el rendimiento del RF de la entrada, es minimizar la resistencia aerodinámica asociada con la implementación de la entrada mientras se proporciona simultáneamente una entrada que sea capaz de retardar la iniciación de la inestabilidad de flujo a flujos másicos significativamente inferiores.

50 Todavía una preocupación más es la posibilidad de situar una entrada de aire de cabina con respecto a la situación de una o más entradas adicionales que sean usadas normalmente en relación con un sistema de control ambiental de un avión. Por ejemplo, en aviación comercial o militar, se usan una o más entradas para suministrar flujo de aire a uno o más compresores de aire de la cabina, mientras se incorporan también una o más entradas de aire de admisión al intercambiador de calor para suministrar aire de enfriamiento a un intercambiador de calor de un paquete de acondicionamiento de aire del avión. Sería deseable que la entrada del intercambiador de calor pudiera estar situada con respecto a la entrada de aire de la cabina de una manera que modificara la capa límite inmediatamente aguas arriba del compresor de aire de la cabina. Esto permitiría cumplir las características de rendimiento óptimo de la entrada de aire de la cabina mientras se reduce la resistencia aerodinámica asociada a la entrada de aire a la cabina.

SUMARIO

La presente invención se refiere a un aparato y un método de entrada de aire para usar con una plataforma móvil de alta velocidad. En una realización práctica, la plataforma móvil de alta velocidad es un avión comercial o militar. En una realización, el aparato de entrada de aire comprende una entrada de Pitot dispuesta por encima de un desviador de capa límite, donde el desviador de capa límite está situado sobre una superficie exterior de una parte del cuerpo de la plataforma móvil. La entrada de Pitot recibe una capa límite adyacente a la parte del cuerpo que se mueve sobre la parte del cuerpo durante el vuelo de la plataforma móvil. El desviador de capa límite es capaz de evitar que una región interior de la capa límite más próxima a la superficie exterior de la parte de cuerpo entre en la entrada de Pitot. En una realización, el desviador de capa límite soporta la entrada de Pitot por encima de la superficie exterior de la parte del cuerpo.

En otra realización, la entrada de Pitot comprende una relación de aspecto de garganta de entre aproximadamente 5:1 y 6:1.

Todavía en otra realización, la entrada de Pitot incluye un labio interior y un labio exterior separado del labio interior, estando el labio interior más próximo a la superficie exterior de la parte del cuerpo de la plataforma móvil. La relación de espesores del labio exterior al labio interior está entre aproximadamente 2:1 y 4:1. En una realización concreta, el aparato forma una entrada de aire de admisión que está especialmente bien apropiada para usar con un compresor de aire de cabina de un sistema de control ambiental de un avión comercial o militar.

Sectores adicionales de aplicabilidad resultarán evidentes de la descripción proporcionada en esta memoria. Se ha de entender que la descripción y los ejemplos concretos están destinados a fines de ilustración solamente y no pretenden limitar el alcance de la presente invención.

BREVE DESCRIPCION DE LOS DIBUJOS

Los dibujos descritos aquí tienen finalidad ilustrativa solamente y no pretenden limitar el alcance de la presente invención de ningún modo.

La figura 1 es una vista en perspectiva de una parte de una superficie exterior de un avión que incorpora un aparato de entrada de aire de acuerdo con una realización de la presente invención;

La figura 2A es una vista delantera del aparato de la figura 1;

La figura 2B es una vista superior del aparato;

La figura 2C es una vista ampliada en sección transversal de la entrada de Pitot de acuerdo con la línea de corte 2C-2C de la figura 2A;

La figura 3 es una vista lateral del aparato de la figura 2A;

La figura 4 es un diagrama de bloques esquemático de un sistema típico de control ambiental utilizado con el aparato de entrada, según se emplea en un avión;

La figura 5 es una vista lateral en sección transversal similar a la figura 2C que muestra una capa límite que se aproxima al aparato;

La figura 6 es una vista esquemática lateral de un aparato de entrada en tandem de acuerdo con una realización de la presente invención;

La figura 7 es un diagrama simplificado de una parte de una capa límite que está siendo "tragada" en la entrada del intercambiador de calor, para formar de ese modo una capa límite más delgada en la cara de la entrada de Pitot del aparato;

Las figuras 8-11 son gráficos obtenidos en un entorno de laboratorio de mediciones de capa límite tomadas por delante y por detrás de la entrada del intercambiador de calor, que ilustran la modificación de la capa límite inducida por la entrada del intercambiador de calor de la presente invención;

La figura 12 es un gráfico que ilustra la entrada de Pitot que evalúa el beneficio resultante del aparato de entrada en tandem mediante una comparación de una colocación de línea de base de la entrada de Pitot sin el beneficio de la entrada de intercambiador de calor situada por delante, siendo presentada la comparación a una altitud de 13.100 m en un día de calor, a flujo máximo; y

La figura 13 presenta una comparación similar a la presentada en la figura 12, a una altitud de 11.890 m en un día de temperatura normal, a flujo mínimo.

DESCRIPCION DETALLADA

La siguiente descripción es de naturaleza meramente ejemplar y no pretende limitar la presente invención, la aplicación o los usos.

Haciendo referencia a la figura 1, se ilustra un aparato de entrada 10 de acuerdo con una realización de la presente invención, utilizado en un fuselaje 14 de una plataforma móvil 12 en una zona de interfaz fuselaje/ala adyacente a, pero por debajo de, un ala 14a. En este ejemplo, la plataforma móvil 12 consiste en un avión, aunque se apreciará que el aparato de entrada 10 puede ser empleado en otras formas de plataformas móviles de alta velocidad, tales

como otras plataformas aéreas, por ejemplo en misiles o cohetes, o incluso en vehículos terrestres de alta velocidad, tales como trenes o naves marinas. Sin embargo, se anticipa que el aparato de entrada 10 encontrará utilidad particular en aviación comercial y militar de propulsión a reacción que utilice un sistema de control ambiental que use al menos un compresor de aire de cabina (CAC).

Haciendo referencia a las figuras 2A, 2B, 2C, 3 y 5, el aparato de entrada 10 incluye una entrada de Pitot 16 que tiene una estructura de conducto de entrada 19 que está situada y soportada adyacente a la superficie exterior 18 del fuselaje 14 por un desviador 20. La estructura 19 de conducto de entrada incluye una cara de entrada 22 que está formada por un labio interior 24 y un labio exterior 26. Como se muestra en la figura 2C, el labio interior 24 y el labio exterior 26 ayudan a definir un conducto de entrada 25 que tiene una garganta 23. La garganta 23 representa el área mínima de sección transversal del conducto de entrada 25. El conducto de entrada 25 se curva hacia dentro, hacia y a través de la superficie exterior 18 del fuselaje 14 (figura 2C). El conducto de entrada 25 conduce a una cara de entrada de un compresor de aire de cabina (CAC) indicado por números 40a y 42a en la figura 4, que está situado dentro del fuselaje 14. El desviador 20 soporta el labio interior 24 de la entrada de Pitot 16 a una distancia predeterminada de separación de la superficie exterior 18, como se indica por las flechas 30 (figura 2C). En una realización, la distancia representada por las flechas 30 está entre unos 25,40 mm y 76,20 mm y, más preferiblemente, es de unos 50,80 mm.

Siguiendo con la referencia a la figura 2A, la relación de aspecto de la garganta (anchura a altura) de la entrada de Pitot 16 es también un factor en el comportamiento o rendimiento de la entrada, y particularmente en la obtención de un RF (factor de recuperación) próximo a 1,0 con un perjuicio mínimo para la resistencia aerodinámica. Es deseable un RF mínimo de aproximadamente 0,8 en la cara de entrada (40a ó 42a en la figura 4) del compresor de aire de la cabina. Sin embargo, es muy preferido un RF mayor, en el intervalo de 0,88 a 0,92, en la garganta 23 y la cara de entrada del compresor de aire de la cabina (CAC), a un caudal máximo. Esto es debido a que la forma de la sección transversal del conducto de entrada 25 necesita transición desde una forma de sección transversal rectangular a una forma de sección transversal circular, lo que hace que la entrada de Pitot 16 tienda a aumentar a medida que aumenta la relación de aspecto de la garganta. Por lo tanto, la relación de aspecto de la garganta de entre aproximadamente 5:1 a 6:1 es deseable para conseguir al menos un RF mínimo de aproximadamente 0,8 en la cara de entrada del CAC, mientras se reduce al mínimo la resistencia aerodinámica de la entrada de Pitot 16.

Haciendo referencia a las figuras 2A y 2C, el espesor del labio interior 24 de la entrada de Pitot 16, con respecto al labio exterior 26, es también importante en el rendimiento del aparato 10. Preferiblemente, el espesor del labio de entrada interior 24 ha de ser tan pequeño como sea posible con el fin de evitar el deterioro del comportamiento de RF a bajos flujos másicos (normalmente relación de flujos másicos de aproximadamente 0,2 – 0,5). Además cuando está expuesto a grandes cantidades de derrame (es decir, flujo de aire que está siendo forzado hacia fuera desde los labios de entrada 24 y 26), el labio interior 24 más delgado no conduce a una aceleración de flujo relacionada con la curvatura a elevados números de Mach, lo que tendería a “obstruir” la zona de alrededor del desviador 20. El espesor del labio interior 24 está definido por las flechas 32 y el espesor del labio exterior 26 está definido por las flechas 34. En una realización, una relación de espesores del labio exterior al labio interior en el intervalo de 2:1 – 4:1 funciona particularmente bien a resistencia aerodinámica de equilibrio y comportamiento del RF.

Haciendo breve referencia a la figura 6, el aparato de entrada 10 está ilustrado en un diagrama de bloques esquemático con un sistema de control ambiental 36 utilizado en el avión 12. El sistema de control ambiental (ECS) 36 de este ejemplo incluye una entrada de aire de admisión 38 al intercambiador de calor y un par de compresores 40 y 42 de aire a la cabina que aplican aire comprimido a una ACM (Máquina de Ciclo de Aire) 44. Los compresores 40 y 42 de aire de la cabina tienen caras de entrada 40a y 42a, respectivamente, cada uno de los cuales está en comunicación con el aparato de entrada 10. Aire comprimido caliente procedente de la ACM 44 es hecho pasar a través del intercambiador de calor 46 para controlar la temperatura del aire que es suministrado por la ACM 44 a una zona de la cabina 48 del avión 12. Componentes 40, 42, 44 y 48 componen un paquete 50 de acondicionamiento de aire. Aire fresco procedente del paquete 50 de acondicionamiento de aire es hecho circular dentro de la cabina 48 y a continuación expulsado a través de una o más válvulas 52 de salida. Aire de admisión procedente de la entrada 38 del intercambiador de calor se utiliza para enfriar el aire comprimido caliente en el intercambiador de calor 46 y a continuación descargarlo a través de la salida de aire de admisión modulada 54.

Haciendo referencia ahora a la figura 5, se proporcionará una descripción del funcionamiento del aparato de entrada 10. El aparato de entrada 10 se sitúa dentro de una capa límite 56 a medida que la capa límite 56 se mueve pasando por el aparato de entrada 10 durante el vuelo del avión 12, y una parte de baja energía de la capa límite 56 es desviada evitando que entre en la entrada de Pitot 16 por el desviador 20. La parte de baja energía de la capa límite 56 es típicamente aquella parte que está dentro de aproximadamente 38,10 mm – 63,50 mm desde la superficie exterior 18 del fuselaje 14, y más típicamente de aproximadamente 50,80 mm de la superficie exterior 18. La entrada de Pitot 16 captura la región exterior de energía cinética mayor de la capa límite 56. La altura global de la capa límite 56 en este ejemplo es de unos 127 mm. Opcionalmente, para evitar la entrada de desechos de objetos extraños (FOD) durante las operaciones de despegue, desplazamiento sobre el suelo y aterrizaje, puede estar dispuesta una puerta pivotante 58, mostrada en líneas discontinuas, por delante de la cara de entrada 22 de la entrada de Pitot 16. La puerta de FOD 58 puede ser accionada de tal manera que proteja la cara de entrada 22

durante tiempos seleccionados de funcionamiento del avión 12.

El aparato de entrada 10 proporciona el beneficio adicional de retrasar el inicio de la inestabilidad de Helmholtz sobre el que puede ser conseguido con una entrada montada a los haces o al ras. En modos de funcionamiento que implican un compresor único de aire de cabina, en el que la proporción o relación de flujo másico puede caer a aproximadamente 0,2 o ligeramente menor, una entrada montada al ras requeriría normalmente modulación de área de garganta para evitar el inicio de inestabilidad de Helmholtz. La modulación de área de garganta disminuiría el RF obtenido en la cara de entrada de CAC, así como incrementaría el cose y la complejidad de la estructura de entrada.

En el caso raro de un fallo doble del CAC, la proporción de flujo másico de flujo de aire a través de la entrada de Pitot 16 disminuiría casi a cero, y en este caso sería probablemente inevitable la inestabilidad de Helmholtz. Sin embargo, para evitar la inestabilidad de Helmholtz en este escenario, la puerta de FOD 58 puede ser desplegada en vuelo. Tal despliegue de la puerta de FOD 58 en vuelo protegería la entrada de Pitot 16 de la presión de impacto del flujo de aire que se aproxima y evitaría que se desarrollaran ondas de presión estacionarias de gran amplitud (es decir, inestabilidad de Helmholtz) en el conducto de entrada de Pitot 25.

Por lo tanto, se puede apreciar que el aparato de entrada 10 funciona para proporcionar un RF significativamente incrementado, necesario para suministrar aire de cabina a un compresor de aire de cabina, mientras se minimiza la resistencia aerodinámica total del aparato de entrada 10.

Haciendo referencia a la figura 6, se ilustra un aparato de entrada en tándem 100 formado en la superficie exterior 18 del fuselaje 14 del avión 12. El aparato de entrada en tándem 100 hace uso de una entrada de Pitot 102 y de una entrada de intercambiador de calor (Hx) 104 que está situada hacia delante de la entrada de Pitot 102, y alineada longitudinalmente con la entrada de Pitot 102 de manera que está de preferencia directamente enfrente de la entrada 102. Por "hacia delante" se ha de entender como situada aguas arriba de la entrada de Pitot 102 con respecto a un flujo de capa límite sobre la entrada de Pitot 102.

La entrada de Pitot 102 incluye una estructura de entrada 103 que tiene un conducto 114, una garganta 113, una cara 106 y un desviador 108. El aparato de entrada en tándem 100 puede estar situado en varios lugares en el fuselaje del avión 12, pero en una ejecución práctica está situado en la zona de ala/carenaje del cuerpo indicada en la figura 1. Opcionalmente, una pantalla o protección de FOD desplegable 110 puede ser empleada por delante de la cara 106 de la entrada de Pitot 102 de una manera similar a la pantalla de FOD 58 descrita en relación con la figura 4. En una ejecución práctica, una puerta modulable 112 es utilizada para bloquear de manera controlada el flujo de aire a la entrada 104 del intercambiador de calor. Opcionalmente, se puede utilizar una estructura modulada del tipo de 2 puertas para bloquear selectivamente la entrada 104 del intercambiador de calor.

En esta ejecución práctica, la pantalla de FOD desplegable 110 funciona también para evitar la entrada de desechos durante operaciones en el suelo y para retrasar el inicio de la inestabilidad de Helmholtz dentro del conducto 114 de la entrada de Pitot 102 de la misma manera que se ha descrito en relación con la pantalla de FOD 58 de la figura 4.

En funcionamiento, el aparato de entrada en tándem 100 hace posible que la gruesa capa límite que se aproxima 118 del fuselaje en la figura 7 sea parcial o completamente "tragada" por la entrada 104 del intercambiador de calor, obligando así a que se desarrolle una nueva capa límite mucho más delgada desde el labio 116 de la entrada 104 del intercambiador de calor. De ese modo, la entrada de Pitot 102, que está situada a popa de, y en línea con, la entrada 104 del intercambiador de calor, ve efectivamente una capa límite mucho "más delgada" en su cara de entrada 106. Esto da lugar a una recuperación de presión mucho mayor, normalmente próxima a un $RF = 1,0$ en la cara de entrada 106 de la entrada de Pitot 102. Esto, a su vez, permite utilizar un área de garganta de entrada 113 de tamaño reducido, así como una altura reducida del desviador 108, para conseguir el deseado comportamiento del RF en la cara de entrada (40a ó 42a) del compresor de aire de la cabina (40 ó 42 en la figura 5).

La colocación de la entrada 104 de intercambiador de calor y la entrada de Pitot 102 funciona especialmente bien en una condición de punto característico de la mayor altura, día de "calor" y máximo flujo de aire en la cabina, que se utiliza para dimensionar o determinar el tamaño de cada una, de la entrada 104 del intercambiador de calor y la entrada 102 de Pitot. En alturas que excedan de 10.920 metros, se entiende típicamente en la industria que un día de "calor" es el de una temperatura superior a -57°C y, más típicamente, de entre -41°C y -57°C . Bajo estas condiciones, la entrada 104 del intercambiador de calor funciona normalmente abierta en anchura al mayor caudal másico, "tragando" con ello la totalidad, o esencialmente la totalidad, de la capa límite que se aproxima al fuselaje, como se indica por el diagrama de capa límite 122 de la figura 7, en su cara de entrada 106. La capa límite 122 de altura reducida hace posible conseguir un RF próximo a 1,0 en la garganta de entrada 113. Esto permite una reducción del área de garganta ($\text{Area}_{\text{garganta}}$) de la garganta de entrada 113, haciendo así posible conseguir el comportamiento deseado del RF en la cara de entrada (40a ó 42a) del compresor de aire de la cabina (40 ó 42).

En días "fríos", de temperatura normalmente menor que -57°C a alturas superiores a unos 10.972 m y condiciones de altura inferiores (normalmente de 3033 m – 6066 m), a las que disminuye la demanda de flujo de aire de enfriamiento del intercambiador de calor, la entrada 104 del intercambiador de calor opera preferiblemente a una

relación de flujo másico inferior. Relación o proporción de flujo másico de la entrada se define como el flujo másico real a través de la entrada dividido por el flujo másico que pasaría a través del área de garganta completamente abierta de la entrada en la corriente libre. A proporciones de flujo másico inferiores, normalmente en el intervalo de 0,1 a 0,5, la entrada modulada 104 del intercambiador de calor opera en posiciones parcialmente abiertas. Sin embargo, la entrada 104 del intercambiador de calor todavía “traga” la parte de energía inferior de la capa límite 118 en la figura 7 que está formada en la posición más próxima a la superficie exterior 18 del fuselaje 14. Como consecuencia, la capa límite que se aproxima a la entrada de Pitot 102 se hace algo más gruesa y el RF disminuye en la garganta de entrada 113. Esto está ilustrado en la figura 8. En la figura 8, el RF de la garganta de la entrada de aire 102 de la cabina, situada en tándem, está representado en función de la proporción de flujo másico de la entrada 104 del intercambiador de calor. En un día frío, la entrada 104 del intercambiador de calor funcionaría a una proporción de flujo másico baja en una posición parcialmente abierta. Por lo tanto, el RF conseguido en la garganta 113 de entrada de Pitot sería menor. Sin embargo, puesto que el flujo másico de corriente libre es mayor en un día frío en comparación al de un día de calor, la proporción de flujo másico y el número Mach en la garganta de entrada 113 de la entrada de Pitot 102 son inferiores en un día frío. Esto reduciría las pérdidas internas en el conducto 114 de entrada de Pitot. Por lo tanto, el RF requerido en la cara de entrada (40a ó 42a en la figura 5) del compresor de aire de la cabina puede cumplir todavía con una recuperación de presión inferior en la garganta 113 de entrada de Pitot en un día frío.

Haciendo referencia ahora a las figura 9-11, están ilustrados datos que representan varias medidas de capa límite hechas en un entorno de laboratorio, por delante y por detrás de la entrada modulada 104 del intercambiador de calor, para un intervalo de aperturas de entrada del intercambiador de calor y flujos másicos. La figura 9 ilustra perfiles o curvas de velocidad de la capa límite por detrás de la entrada 104 del intercambiador de calor, con la entrada 104 del intercambiador de calor abierta en el 100%. La figura 10 ilustra las curvas de velocidad de la capa límite con la entrada 104 del intercambiador de calor abierta aproximadamente en el 70%, mientras que la figura 11 ilustra las curvas de velocidad de la capa límite con la entrada 104 del intercambiador de calor abierta aproximadamente en el 50%. En cada gráfico, las curvas de velocidad de la capa límite están mostradas para varios valores de flujo másico a través de la entrada 104 del intercambiador de calor. En estos gráficos, la abscisa es la relación (u/u_{int}) de la velocidad local (u) de la capa límite y la velocidad en el borde de la capa límite (u_{int}). La ordenada es la distancia (y) en pulgadas desde la superficie exterior 18 en la que se instalan las entradas 102 y 104. En un día frío, la entrada 104 del intercambiador de calor funcionaría a una proporción de flujo másico baja en una posición parcialmente abierta. Por lo tanto, el RF conseguido en la garganta 113 de entrada de Pitot sería inferior. La escala del modelo para el ensayo que produjo los datos representados en las figuras 9-11 fue una escala de una mitad. La curva de trazos discontinuos 124 de las figuras 9-11 representa el perfil de la capa límite justamente por delante de la rampa 126 de entrada del intercambiador de calor en las figuras 6 y 7, mientras que los puntos de datos que constituyen la curva 128 de cada una de las figuras 9-11 indican el cambio en el perfil o curva de velocidad de la capa límite por detrás de la entrada 104 del intercambiador de calor (es decir, que es vista como que está aproximadamente en la cara de entrada 106 de la entrada de Pitot 102). Obsérvese que en cada uno de los gráficos de las figuras 9-11, el perfil de velocidad de la capa límite, representado por la curva 128, por detrás de la entrada 116 del intercambiador de calor, está mucho más lleno (es decir, la capa límite es mucho más gruesa) en comparación con el perfil de velocidad de la capa límite por delante de la entrada 104 del intercambiador de calor, como se representa por las curvas 124. Esto ilustra que se obtiene un RF mayor en la cara de entrada 106 de la entrada de Pitot 102 como consecuencia de que la entrada 104 del intercambiador de calor “traga” efectivamente una parte esencial de la capa límite 124.

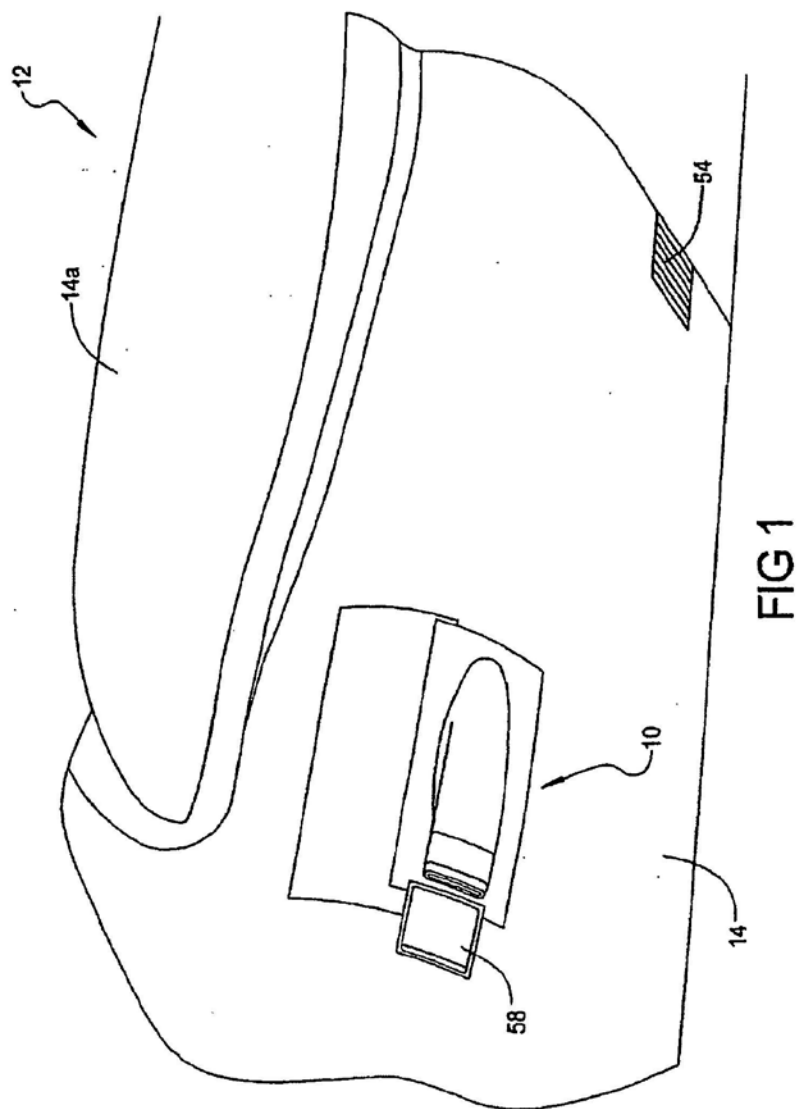
Las figuras 12 y 13 ilustran gráficos que muestran la entrada de Pitot 102 que evalúa el beneficio resultante de la disposición en tándem de la entrada 104 del intercambiador de calor y de la entrada de Pitot 102. En referencia inicialmente a la figura 12, la colocación de la línea de base de la entrada de Pitot 102 en una capa límite del fuselaje de 127 mm de espesor, sin el beneficio de que la capa límite sea tragada por la entrada 104 del intercambiador de calor, el área de garganta de entrada requerida es de aproximadamente $212,9 \text{ cm}^2$ con una altura (d_a) del desviador 108 de aproximadamente 50,8 mm. Esto da lugar a una proporción de flujo másico de aproximadamente 0,78, recuperación de presión de garganta (RF_{th}) = 0,897 y una resistencia aerodinámica de entrada de aproximadamente 2,174 cts/AP en el punto de evaluación de 13.106 m, en un día de calor y con un flujo másico máximo (siendo cts/AP la resistencia aerodinámica total en recuentos por avión producida por las dos entradas 102 de aire de cabina del tipo Pitot, una a cada lado del avión. El área de garganta de la entrada de Pitot 102 dispuesta en tándem es de aproximadamente $180,64 \text{ cm}^2$ con una altura (d_a) de desviador 108 de aproximadamente 12,7 mm, que produce una proporción de flujo másico de entrada de 0,92, recuperación de presión de garganta $RF_{garganta} = 0,984$, y una resistencia aerodinámica de entrada de 2,085 cts/AP en el mismo punto de valoración. La proporción de flujo másico de garganta de la entrada de Pitot 102 en tándem es por tanto mayor que la de la entrada de Pitot de la línea de base, que dará lugar a unas pérdidas mayores en el conducto de entrada 114. Sin embargo, el RF de garganta de la entrada de Pitot 102 en tándem es significativamente mayor, lo que se espera compense las mayores pérdidas de presión del conducto y cumpla todavía el requisito de RF mínimo deseado (es decir, de aproximadamente 0,8) en la cara de entrada del compresor de aire de la cabina.

Haciendo referencia a la figura 13, en el punto de evaluación de la resistencia aerodinámica a 11.830 m, “Día Estándar” ISA (es decir, a una temperatura de aproximadamente -57°C) y flujo mínimo, la entrada de Pitot 102

- 5 dispuesta en tándem opera a una relación de flujo másico y RF de garganta mayores en comparación con la entrada de Pitot de la línea de base. En esta condición, la relación de flujo másico para la entrada de Pitot 102 en tándem, así como para la entrada de Pitot de línea de base, son muy bajas. Por lo tanto, las pérdidas de presión del conducto 114 son también pequeñas, y no constituye un problema la consecución del comportamiento requerido del RF en la cara de entrada del compresor de aire de la cabina. Un beneficio principal de las entradas 104 y 102 dispuestas en tándem es destacado en la resistencia aerodinámica en el punto de evaluación del rendimiento. La resistencia aerodinámica de la entrada de Pitot 102 es reducida en aproximadamente 0,25 cts/AP para la colocación en tándem en comparación con la disposición de línea de base mostrada en la figura 13.
- 10 De ese modo, el aparato de entrada en tándem 100 hace posible conseguir el nivel de rendimiento de RF deseado con un área de garganta menor para la entrada de Pitot 102, y un desviador 108 más corto, debido a la posibilidad de que la entrada 104 del intercambiador de calor se puede situar por delante para absorber una buena parte de la capa límite. Los beneficios obtenidos en el comportamiento de la entrada de Pitot existen incluso cuando la entrada 104 del intercambiador de calor esté parcialmente cerrada.
- 15 Aunque han sido descritas varias realizaciones, los expertos en la técnica reconocerán que se podrían efectuar modificaciones o variaciones sin apartarse de la presente invención. Los ejemplos ilustran las diversas realizaciones y no se pretende limitar la presente invención.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato (10) de entrada de aire para utilizar en el suministro de aire a un compresor de cabina de un sistema de control ambiental de un avión (12), comprendiendo el aparato (10):
5 un compresor de cabina para suministrar aire a un sistema de control ambiental;
 una entrada de Pitot (16; 102) en comunicación con una entrada del compresor de cabina, estando la entrada de Pitot adaptada para poder disponerse en una zona de interfaz de ala y fuselaje, incluyendo la entrada de Pitot:
10 una estructura de conducto (19; 103) que tiene una cara (106) y una garganta (23; 113), adaptada para ser situada con la cara (106) situada fuera de una superficie exterior (18) del fuselaje (14) del avión (12), y de tal manera que la garganta (23; 113) recibe una primera parte de una capa límite (56; 118) del fuselaje adyacente al citado fuselaje (14) y que se mueve sobre el citado fuselaje (14) durante el vuelo; y
15 un desviador (20; 108) de capa límite para soportar la estructura de conducto (19; 103) fuera del fuselaje (14) en una altura predeterminada, de tal manera que el desviador (20; 108) de capa límite es capaz de evitar que una segunda parte de la capa límite inmediatamente adyacente a la citada superficie exterior (18) de dicho fuselaje (14) es impedida de entrar en la citada garganta (23; 113), en el que
20 la citada estructura de conducto (19; 103) de dicha entrada de Pitot (16; 102) comprende un labio interior (24) y un labio exterior (26) separado del labio interior (24), estando el citado labio interior (24) más próximo a dicha superficie exterior (18) del citado fuselaje (14); y
 una relación del espesor (34) de dicho labio exterior (26) al espesor (32) del citado labio interior (24) está comprendida entre aproximadamente 2:1 y aproximadamente 4:1.
25 2. El aparato de la reivindicación 1, en el que la citada entrada de Pitot (16; 102) comprende una relación de aspecto de la garganta de aproximadamente 5:1 a aproximadamente 6:1.
3. Un avión (12) que comprende:
30 un fuselaje (14) que tiene una superficie exterior (18); y
 el aparato (10) de entrada de aire de la reivindicación 1.
4. Un método para formar una entrada (16; 102) en una superficie exterior (18) de un fuselaje (14) de un avión de reacción (12), comprendiendo el método:
35 formar una entrada de Pitot (16; 102) que tiene una garganta (23; 113) que está dispuesta adyacente a la citada superficie exterior (18) de dicho fuselaje (14) en una interfaz entre ala y cuerpo del avión, pero elevada desde la citada superficie exterior (18);
40 formar la citada entrada de Pitot (16; 102) con un labio interior (24) y un labio exterior (26) separado del citado labio interior (24), estando dicho labio interior (24) más próximo a la citada superficie exterior (18) de dicho fuselaje (14);
 formar además dichos labios interior y exterior (24, 26) de manera que la relación del espesor (34) de dicho labio exterior (26) al espesor (30) de dicho labio interior (24) está comprendida entre 2:1 y 4:1, aproximadamente;
45 proporcionar una comunicación entre dicha entrada de Pitot y una entrada de un compresor de cabina de un sistema de control ambiental;
 desviar una parte de baja energía de una capa límite (118) dispuesta adyacente a la citada superficie exterior (18) de dicho fuselaje (14), y en una cara de entrada (22) de la citada entrada de Pitot (16), para evitar que dicha parte de baja energía entre en la citada garganta (23) de dicha entrada de Pitot (16); y
50 utilizar dicha cara (22) de la citada entrada de Pitot (16) para recibir una parte de energía mayor de la citada capa límite (118).
5. El método de la reivindicación 4, en el que el paso de desviar una parte de baja energía de una capa límite (118) comprende utilizar un desviador (20; 108) dispuesto entre una estructura de conducto (19; 103) de la citada entrada de Pitot (16; 102) y dicha superficie exterior (18) de dicho fuselaje (14), para soportar la citada estructura de conducto (19, 103).
55



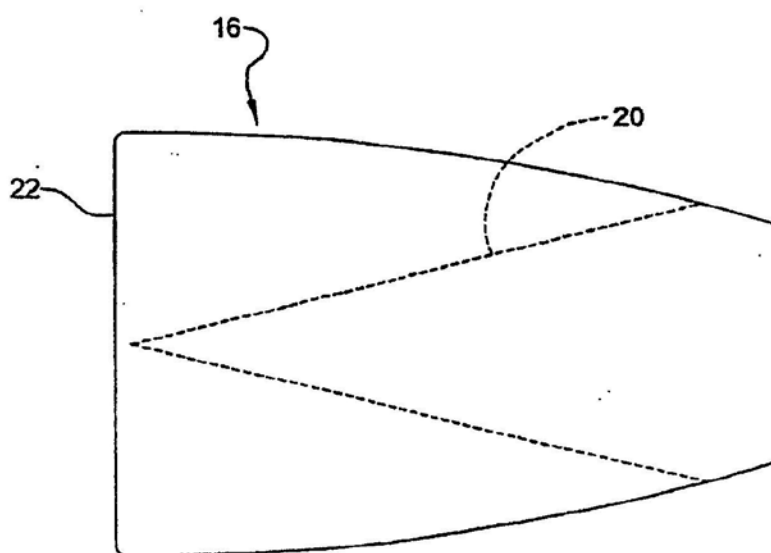
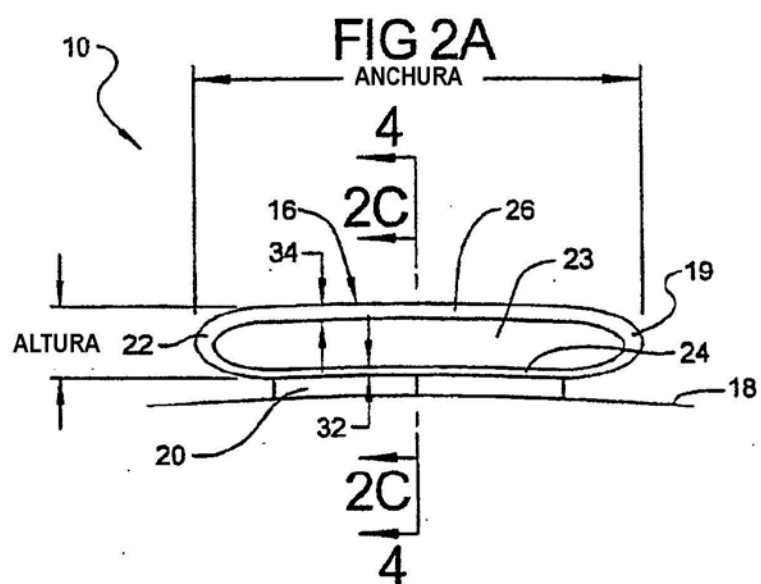
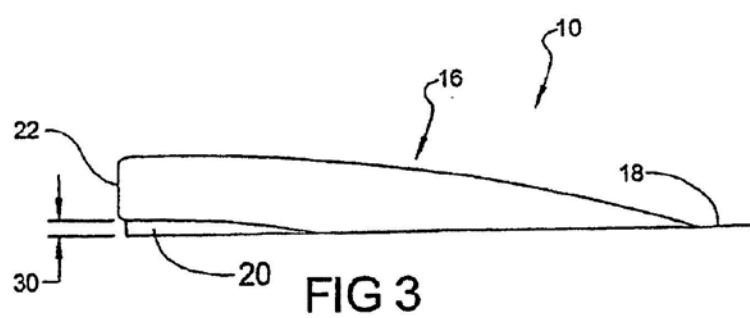
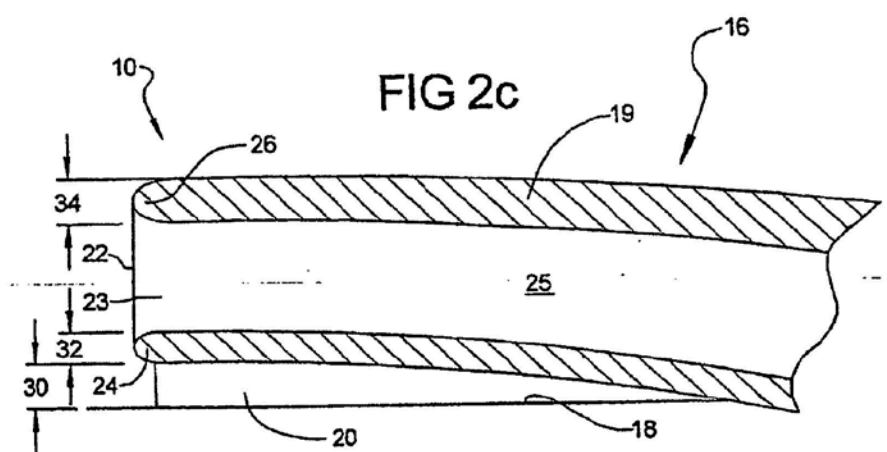


FIG 2B



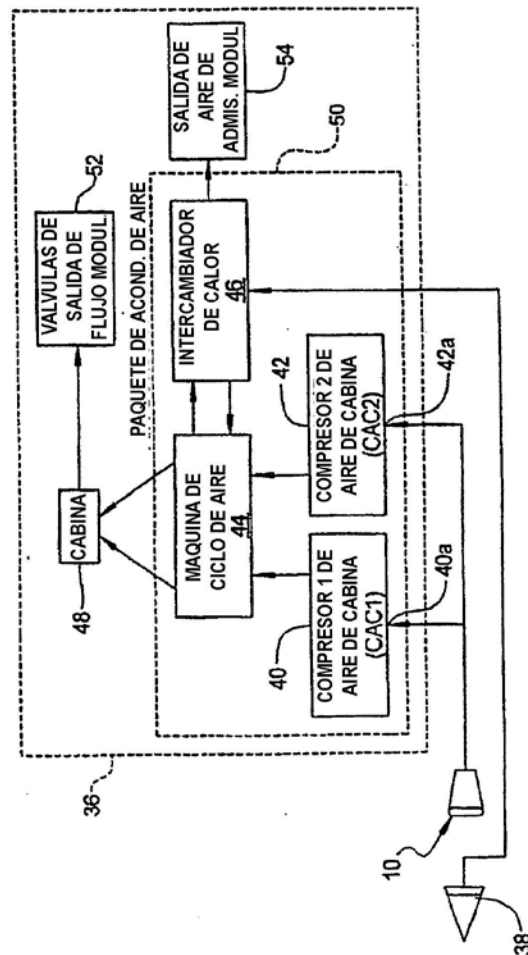


FIG 4

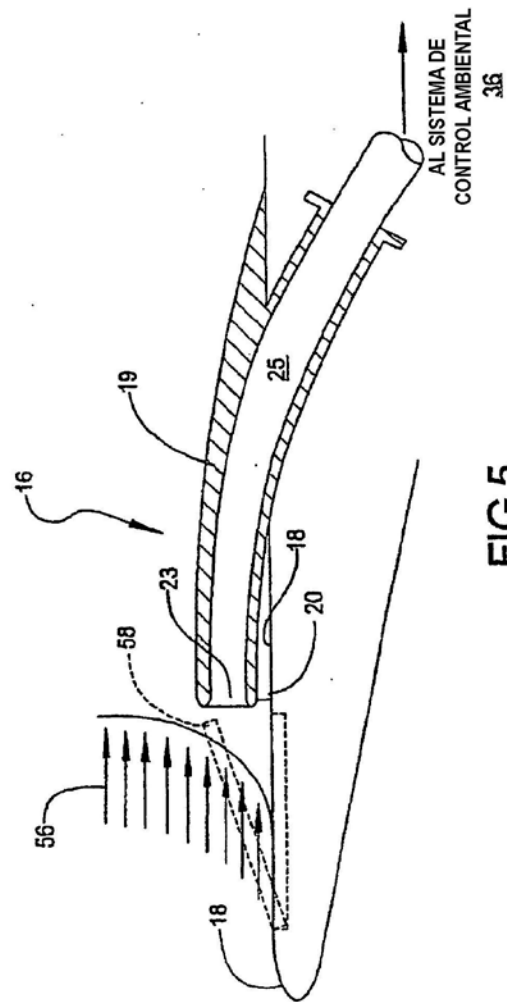
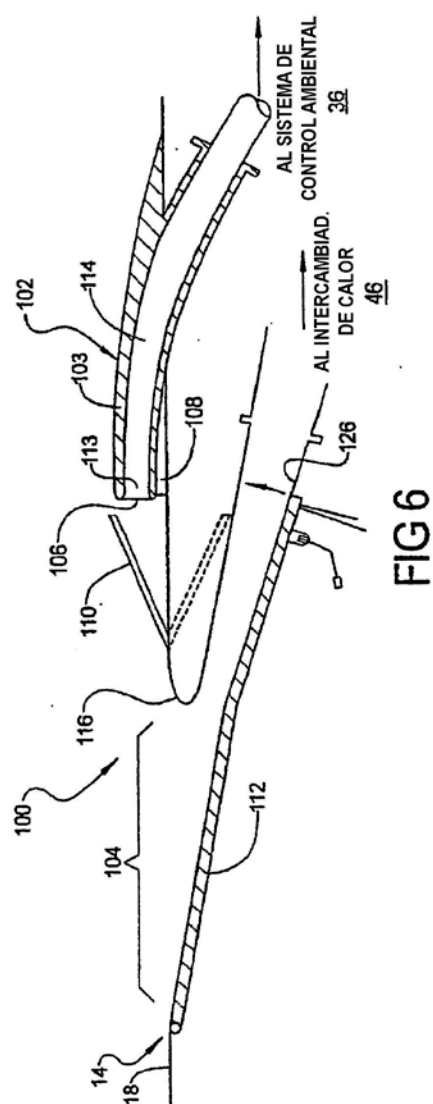
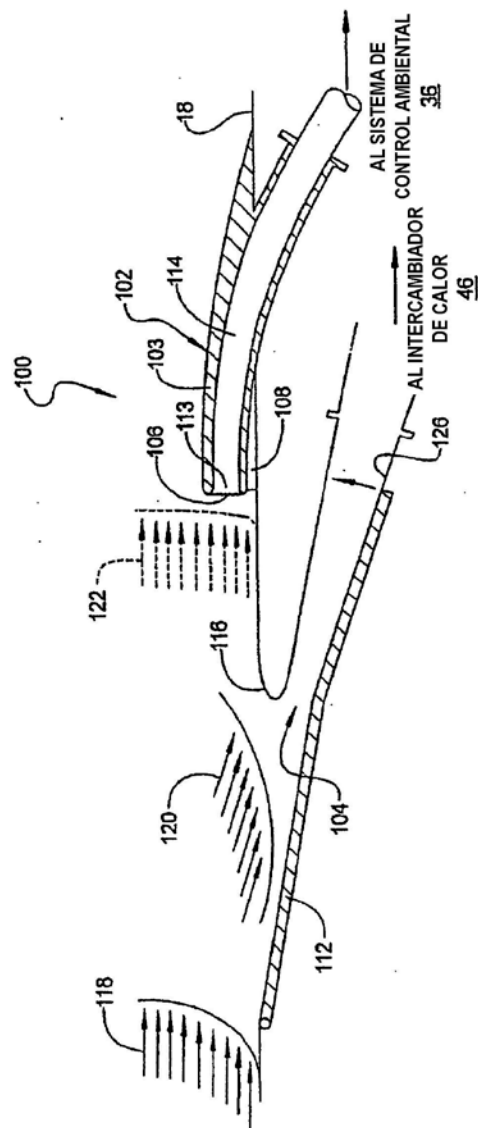
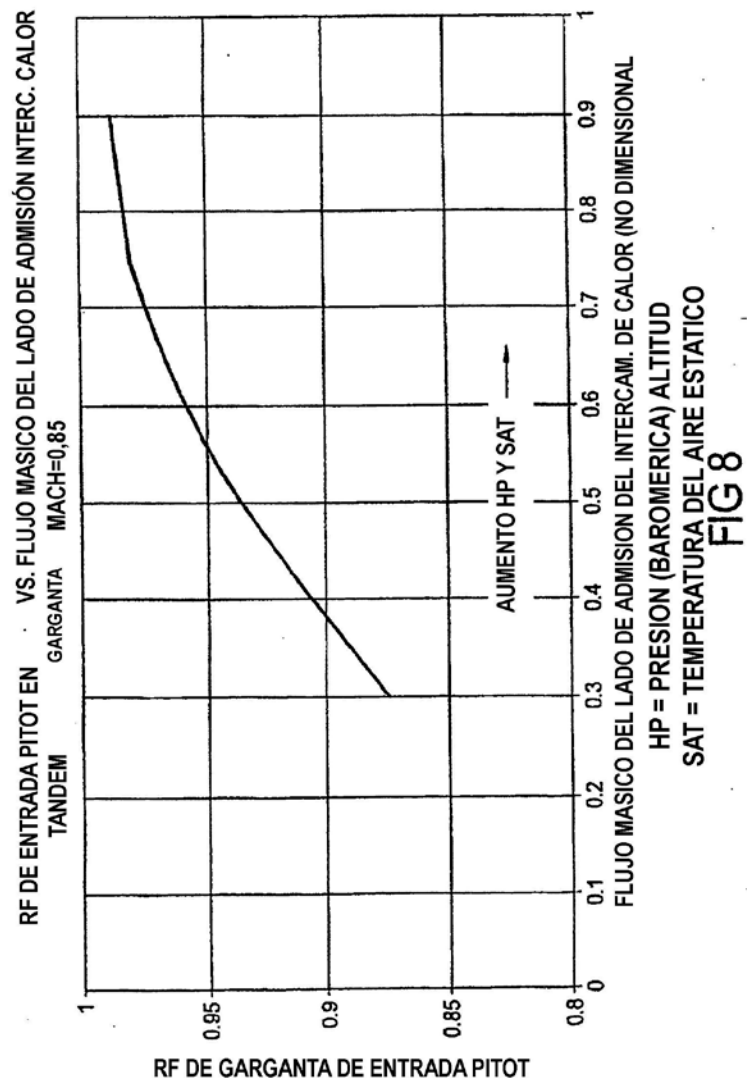
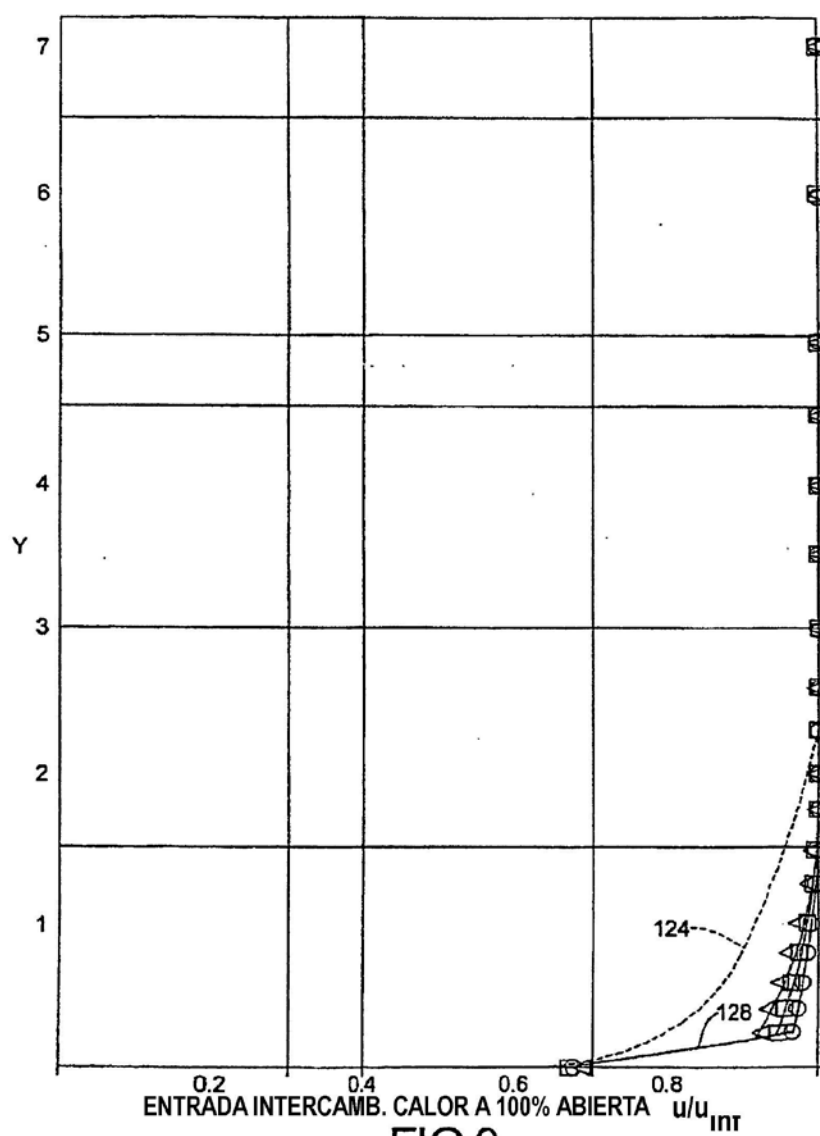


FIG 5









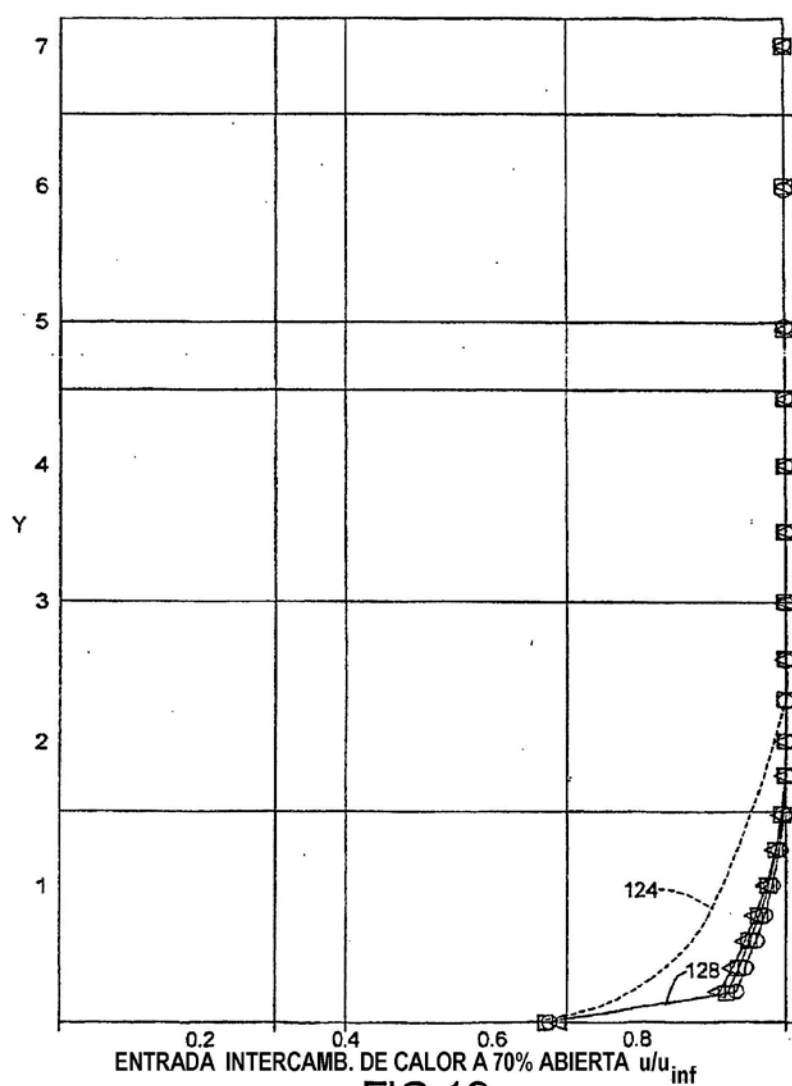


FIG 10

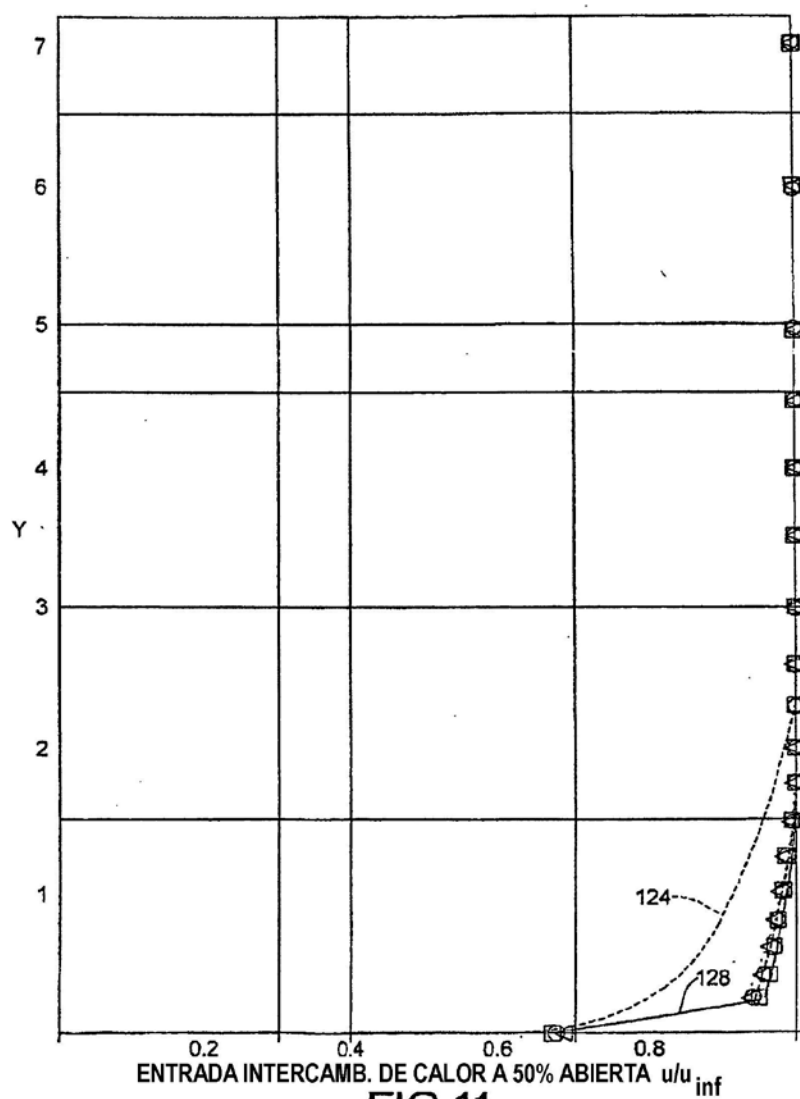


FIG 11

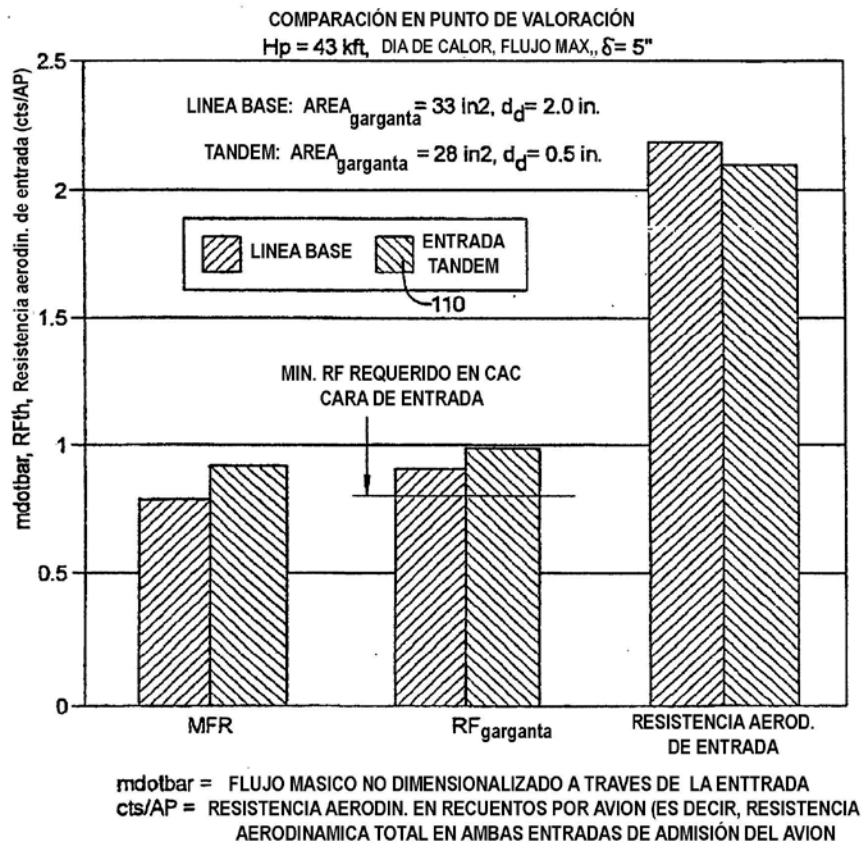


FIG 12

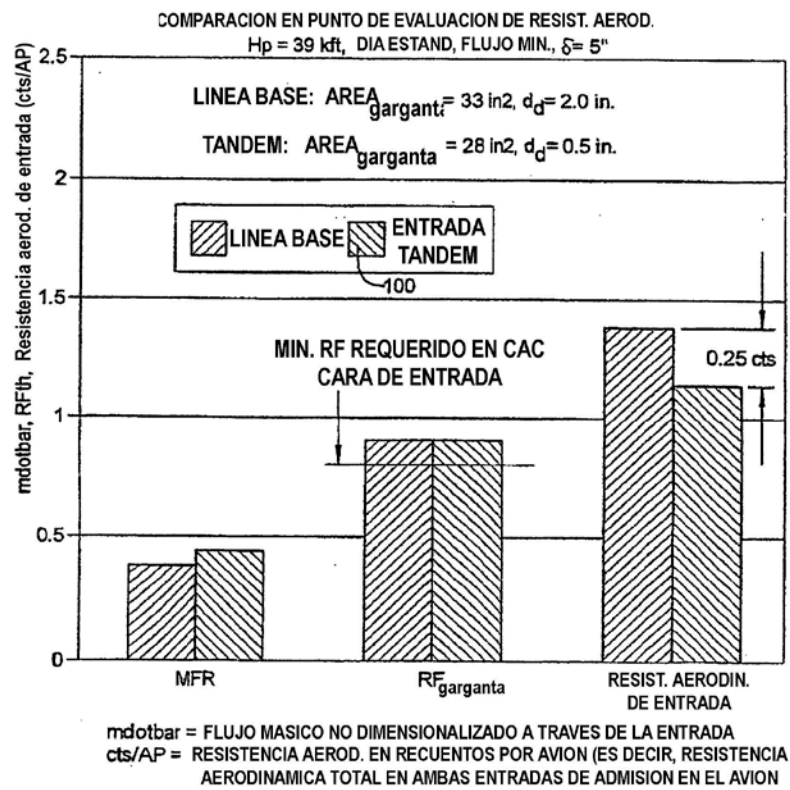


FIG 13