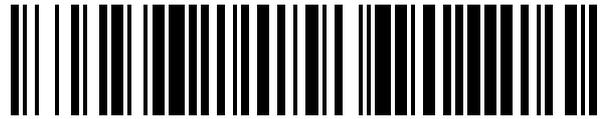


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **1 220 721**

21 Número de solicitud: 201800403

51 Int. Cl.:

**B64C 21/04** (2006.01)

12

SOLICITUD DE MODELO DE UTILIDAD

U

22 Fecha de presentación:

**05.07.2018**

43 Fecha de publicación de la solicitud:

**22.11.2018**

71 Solicitantes:

**BÁZTAN VARGAS, Teresa (100.0%)  
Manuel del Valle, bloque 2, 2º G  
28043 Madrid ES**

72 Inventor/es:

**BÁZTAN VARGAS, Teresa y  
GARCIA Y DE GARMENDIA, Dr. Antonio**

54 Título: **Diseño de perfil aerodinámico sustentador**

**ES 1 220 721 U**

## DESCRIPCIÓN

Diseño de perfil aerodinámico sustentador.

### 5 Sector de la técnica

La presente invención pertenece al campo de la aeronáutica, y más concretamente al campo del control de la circulación del fluido alrededor del perfil aerodinámico.

10 El objeto de la presente invención es un nuevo sistema de soplado de aire frío a través del borde de ataque para contribuir al aumento del efecto de sustentación.

### Antecedentes de la invención

15 La mejora de la sustentación ha sido durante muchos años un objetivo constante en la mayoría de las patentes y solicitudes de patentes publicadas relativas al control de la circulación del aire por la superficie alar. El tipo de perfil aerodinámico que más se ha investigado y desarrollado para esta causa es el que cuenta con diferentes sistemas de chorros soplados desde el interior o succionados desde el exterior, y desde las superficies superior y/o inferior del borde de  
20 ataque y/o salida, mediante los cuales se modifican las propiedades de presión y velocidad del aire en las proximidades del perfil y se logra el efecto de sustentación adicional deseado.

Existen numerosas variedades de soplado o succionado de chorros. Por ejemplo, el inventor americano Griswold II Roger W. desarrolló cuatro patentes durante la segunda mitad del siglo  
25 XX: dos de ellas (US28855160, US2927748) con chorros soplados por el borde de ataque, la tercera (US3016213) con chorros soplados tanto por el borde de ataque como por el de salida, y una cuarta (US3102704) con sistemas de succión en el borde de salida. El problema principal que presentan todas estas patentes es la complejidad de fabricación y de operación. Ciertamente es que el grado de avance de estos mecanismos es coherente a la época, al ser este inventor un  
30 pionero en el desarrollo de sistemas hipersustentadores a través del control de la circulación del fluido.

Otro de los problemas que presentaban varias patentes es el del peso añadido; el mecanismo de regulación del tamaño de los orificios podía ser bastante aparatoso, como era el caso del  
35 inventor Linck Drew W. con la patente US3873233. Desarrolló una estructura interna de soporte de la geometría del perfil con un elevado número de componentes. El esqueleto del perfil consistía en un elemento en forma de costilla que servía de soporte unido a una barra cuadrada hueca principal y por el interior de la cual circulaba la corriente de aire propulsada posteriormente al exterior, al borde de salida o ataque y a unas paletas en forma de cuchilla.  
40 Los espacios entre dichas paletas conformaban los orificios de salida de los chorros, cuyo tamaño era ajustable gracias a la presencia de tornillos dispuestos verticalmente. Como se ha mencionado al comienzo de este párrafo, este mecanismo de regulación supone un peso adicional que resulta un problema crítico para el vuelo.

45 La patente US6202304 protege el invento del americano Shatz Solomon, consistente en una sábana térmica móvil que servía tanto para derretir el hielo acumulado en la superficie como para contribuir con su movimiento al aumento de la sustentación a través de la modificación de la circulación del fluido. De nuevo, surge el problema del peso y la complejidad al precisar la instalación de dos motores enrollados alrededor de cada sábana -cuatro motores en total, pues  
50 la sábana se encuentra tanto en la superficie superior como en la inferior- para provocar su movimiento.

Una patente muy novedosa es la de los inventores Henry J. Koppelman y Klein Michael K., publicada en noviembre de 2017 (US2016159465). Consta de la incorporación de una capa

intermedia de microretícula metálica al perfil alar, ubicada entre una capa perforada exterior (de materiales como CFRP, CP2 o titanio) y una cavidad interior. Se trata de un material metálico poroso sintético consistente en una espuma metálica ultraligera a través de cuyos poros se succiona el aire del exterior. Con una densidad de  $0,9 \frac{kg}{m^3}$  es uno de los materiales

5 estructurales más ligeros conocidos por la ciencia en la actualidad. Este invento resuelve con creces el problema del peso, pero añade el factor económico a la ecuación; al ser un material tan innovador, resulta especialmente caro.

10 El origen habitual de los chorros soplados es el motor -o indefinido-, siendo su temperatura muy elevada (en torno a los  $150^{\circ}C$ ). Sin embargo, por la relación inversa que mantienen la temperatura y la densidad, y la relación directa entre ésta y la fuerza de sustentación, esta elevada temperatura soplada perjudica el objetivo de aumento de la sustentación, al disminuirla por la reducción de la densidad. Este problema se ha obviado y tratado de compensar con otros sistemas de hipersustentación, y con el invento de la presente solicitud se pretende  
15 buscar una solución.

### Explicación de la invención

20 El inventor de la presente solicitud ha desarrollado un nuevo sistema de chorros soplados que resuelve los problemas anteriores gracias a la adaptación de una corriente de aire frío (inferior a  $5^{\circ}C$ ) ya existente en el sistema de acondicionamiento del avión, al sistema de chorros soplados.

25 Para este invento se ha tomado como referencia principal el documento GB2508023, que se corresponde con la patente del inventor británico Leeuw Jon Otegui Van publicada el 21 de mayo de 2014. El invento que protege dicha patente consiste en un perfil con un conducto que suministra aire a una cavidad a través de un tubo que se extiende a lo largo del borde de ataque del perfil. La cavidad queda al descubierto mediante una compuerta ajustable, la cual permite el paso del aire de la cavidad procedente del conducto hacia el exterior del borde de  
30 ataque, siendo el aire de esta manera empujado sobre la superficie superior del perfil y en dirección al borde de salida. Esto resulta en la generación de sustentación de forma totalmente independiente a la velocidad de la aeronave. Además, el invento cuenta con una superficie móvil en el borde de salida capaz de controlar la sustentación generada por los chorros soplados. Otra de las características de este invento es el uso simultáneo del conducto de aire  
35 del sistema anti-hielo para la operación de soplado de aire comentado anteriormente, y para las aplicaciones de deshielo. Se puede aplicar el mismo principio a hidroperfiles en los que un fluido incompresible (preferentemente agua) es soplado a través de un tubo desde una máquina hasta una cavidad situada en el borde de ataque del hidroperfil. Esto resulta también en un efecto de sustentación independiente de la velocidad del hidroperfil.

40 Otra patente en la que se ha basado el autor del presente invento es la número US9815545. En ella, el inventor canadiense David Steer desarrolló un sistema sustentador para aeronaves de tipo VTOL (Vertical Take Off and Landing) que incluye una estructura sustentadora definida por un borde de ataque, un borde de salida, una superficie superior que se extiende entre los  
45 bordes de ataque y de salida, y una superficie inferior que también se extiende entre los mismos bordes. También incorpora una pluralidad de flaps móviles en los bordes de ataque y de salida, junto con aperturas en ambos bordes para dirigir la corriente de aire hacia la superficie superior. Este invento propone dos alternativas referentes a las aperturas mencionadas anteriormente, pudiendo ser en forma de orificios o en forma de compuerta. En el  
50 invento de la presente solicitud se optará por la apertura en forma de compuerta por motivos de simplificación de cálculos, dejando el caso de la apertura en forma de orificios -muy interesante

por motivos que se explicarán más adelante en este apartado- abierto a futuras investigaciones.

5 El invento presentado en este documento consiste en un nuevo sistema de chorros soplados cuya corriente de aire se toma de una fuente de aire que se encuentra a menor temperatura que todas las patentes publicadas.

10 La reducción de la temperatura del aire soplado afecta positivamente a la sustentación por la siguiente relación matemática:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{PLANTA}$$

15 Siendo  $F_L$  fuerza de sustentación,  $C_L$  coeficiente de sustentación,  $\rho$  densidad del aire,  $v$  velocidad del aire y  $A_{planta}$  el área en planta del ala. Como se puede observar, existe una dependencia lineal directa entre la densidad del aire y la fuerza de sustentación, lo que significa que un aumento de la densidad favorecería el efecto de sustentación. Puesto que el aire soplado de las patentes del estado de la técnica que lo mencionan tiene su origen en el sangrado del motor, donde la temperatura ronda los 100°C - 250°C, la sustentación se ve evidentemente disminuida por esta relación debido a la baja densidad del aire caliente. Con el  
20 soplado de aire más frío se conseguiría aumentar la sustentación gracias al correspondiente aumento de la densidad, logrando de esta manera el objetivo principal de este invento.

25 La toma de aire frío se encuentra en el sistema neumático de la aeronave, esto es, en el circuito de acondicionamiento ubicado en el fuselaje. Éste está formado por dos sistemas de refrigeración denominados paquetes, los cuales enfrían hasta una temperatura de 0°C a 5°C el aire que les llega del sangrado del motor -cuya temperatura se encuentra entre los 100°C y los 250°C-, y dirigen dicho aire a una unidad mezcladora. En la unidad mezcladora se mezcla el  
30 aire frío con el aire ambiente de la cabina de pasajeros (por la simple función de la recirculación del aire), y posteriormente se bifurca y canaliza hacia las zonas con las que cuenta el avión, que son normalmente tres: la cabina de pilotos, las zonas delantera y trasera de la cabina de pasajeros, y las bodegas de carga. A estos canales se les añade la entrada del aire caliente de sangrado mencionado inicialmente. La cantidad de aire caliente a añadir al aire frío se regula a través de un panel de control ubicado en la cabina de pilotos, y es lo que determinará la  
35 temperatura final de las zonas a aclimatar.

Ahora bien, este invento propone la incorporación de un nuevo conducto conectado a la salida de los paquetes, donde la temperatura del aire es de 0°C - 5°C. El conducto irá dirigido al sistema de anti-hielo ya existente de las alas del avión, el cual se explicará a continuación para una mejor comprensión de la propuesta de invención.

40 Para evitar el engelamiento sobre el ala durante el vuelo a velocidad de crucero, se dirige parte del aire de sangrado de los motores y del APU (Auxiliary Power Unit, es decir, unidad de potencia auxiliar que suministra energías eléctrica y neumática) a unos conductos dispuestos longitudinalmente en el borde de ataque y a lo largo de los slats finales. Estos conductos son  
45 tubos Piccolo, generalmente de titanio y útiles por su especial geometría: se encuentran repletos de pequeños orificios en la superficie lateral por los que sale el aire caliente que circula por el interior. De esta manera, toda la cavidad interior del borde de ataque queda rellena del aire de sangrado que, gracias a su elevada temperatura (100°C - 250°C) y al fenómeno de conducción de calor, logra derretir cualquier resto de hielo que pueda quedar  
50 adherido a la superficie del ala.

- Una de las novedades de este invento incluye la implantación de los nuevos conductos desde la salida de los packs hasta los conductos del borde de ataque de las alas. Existe una válvula para cada ala que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo -es decir, la válvula se encuentra entre el ala y el fuselaje-, y se propone que la conexión de los nuevos conductos sea entre el ala y la válvula mencionada. De esta manera, cuando se requiera el efecto sustentador del aire saliente de los paquetes, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula, pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo.
- Este invento incorpora una compuerta a lo largo del borde de ataque del ala que permite que el aire frío sea expulsado al exterior para poder cumplir con el objetivo de aumento de la sustentación. Además, se propone incluir una capa horadada con al menos un orificio entre la compuerta y el tubo, lo que contribuiría a que la velocidad de salida del aire por el tubo se redujera lo mínimo posible (pues con la sección de salida de la ranura, mayor que la de los orificios, la reducción de la velocidad sería mayor). Interesa que la velocidad del aire por la superficie superior del perfil sea lo más elevada posible para lograr mayor efecto de sustentación gracias a la bajada de presión que supone dicho aumento de velocidad según la teoría de Bernoulli.
- Por otro lado, cuando no se requiera el efecto sustentador, se propone la adición de una válvula de tres vías al nuevo conducto en la salida de cada paquete, para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y dirigirlo en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema neumático. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo, que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

Cada válvula está diseñada en su forma óptima en función de las condiciones de presión y temperatura a las que se encuentra expuesta, por lo que posiblemente cada una tenga propiedades estructurales específicas según su función. En el caso de las válvulas que regulan el paso del fluido caliente hacia el sistema anti-hielo de las alas, su función inicial es retener/permitir el paso de aire a muy elevada temperatura (unos 200°C). Al añadir el conducto de aire frío, el paso de éste hacia las alas precisa el cierre de estas válvulas para impedir que el aire caliente se mezcle con el frío (entre 0°C y 5°C) -y suba su temperatura-, lo que implica que se encuentran soportando un fluido a una temperatura mucho menor que aquella para la que están diseñadas. Para evitar situaciones críticas, sería necesaria la presencia de una válvula antiretorno entre la válvula del sistema anti-hielo y la incorporación del conducto de aire frío con el conducto direccionado al ala para evitar flujos de retorno, esto es, confluencia en un punto de flujos de aire en direcciones opuestas. De esta manera, cuando el flujo del conducto de aire frío se incorpore al conducto del sistema anti-hielo, el aire frío se detendrá en la válvula antiretorno y no llegará a estar en contacto con la válvula del sistema anti-hielo. Así, esta válvula podrá seguir operando bajo sus condiciones estándar.

### Descripción de los dibujos

- Con la finalidad de facilitar la comprensión de la descripción de la invención, se presentan unos dibujos y esquemas del perfil sustentador objeto de este documento.

Figura 1: vista del perfil aerodinámico (1) con el conducto del sistema anti-hielo (2) dirigido a la cavidad (6) del borde de ataque. El aire atravesará la capa horadada (3) y la apertura que deja la compuerta (4) permitirá que el flujo de aire vaya desde el tubo (2) hasta la superficie superior exterior del borde de ataque, para dirigirse posteriormente hacia el borde de salida del perfil (1). Se propone la presencia de flaps (5) en el borde de salida para contribuir al aumento del efecto de sustentación.

Figura 2: esquema hidráulico del conjunto sistema neumático de acondicionamiento sistema anti-hielo. Cabe destacar que el sentido de la corriente del fluido viene determinado por el sentido de las flechas, los elementos en rojo simbolizan conductos de aire caliente, los elementos en color azul simbolizan conductos de aire frío, las marcaciones continuas representan elementos ya existentes en el estado de la técnica, y las marcaciones discontinuas representan la aportación del invento. El acondicionamiento de las cabinas de pasajeros y de pilotos se lleva a cabo mediante la combinación regulada de aire frío con aire caliente. El aire caliente es el aire proveniente del sangrado de los motores (MOTOR 1/2) y de la unidad de potencia auxiliar (APU), contando cada uno con su respectiva válvula de control de caudal (VÁLV. SANGRADO 1/2, VÁLV. SANGRADO APU). Dicho aire –cuya temperatura se encuentra entre los 100°C y los 250°C- se conduce a dos sistemas de refrigeración del aire denominados paquetes (PAQUETE 1/2). Son conjuntos de componentes cuya función es enfriar el aire caliente proveniente del sangrado del avión, hasta una temperatura de aproximadamente 0°C - 5°C, y posteriormente dirigirlo a la unidad mezcladora (UNIDAD MEZCLADORA). En ésta se mezcla el aire frío con el aire ambiente de la cabina de pasajeros (por la simple función de la recirculación del aire), y posteriormente se bifurca y canaliza hacia las zonas con las que cuenta el avión, que son normalmente tres: la cabina de pilotos, las zonas delantera y trasera de la cabina de pasajeros, y las bodegas de carga (bloque superior de la figura). A estos canales se le añade la entrada del aire caliente mencionado inicialmente, es decir, el aire de sangrado. La cantidad de aire caliente a añadir al aire frío se regula a través de un panel de control ubicado en la cabina de pilotos, y es lo que determinará la temperatura final de las zonas a aclimatar. La válvula de sangrado cruzado (VÁLV. SANGRADO CRUZADO) regula la comunicación del aire de sangrado de los motores y del APU. La aportación del invento queda reflejada en forma de marcaciones discontinuas, y consiste en los conductos desde la salida de los paquetes hasta los conductos del borde de ataque de las alas. Se propone que la conexión de la parte final del conducto sea entre el ala y la válvula que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo (VÁLV. ANTI-HIELO). De esta manera, cuando se requiera el efecto sustentador del aire saliente de los paquetes, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula, pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo. Se propone a su vez la incorporación de una válvula de tres vías a la salida de cada paquete (VÁLV. SOPLADO) para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y permitir que se dirija en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema de aire acondicionado. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo, que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

Figura 3: esquema del panel de control oficial de la regulación de las válvulas del esquema de la figura 2, ubicado en la cabina de pilotos, junto con un botón adicional marcado en rojo como propuesta por parte del inventor. Esta figura se encuentra en inglés porque sus nombres técnicos oficiales son en este idioma en todos los aviones fabricados en la actualidad y, para poder realizar una modificación del mismo, deben seguirse las normas establecidas por los fabricantes. A lo largo de la descripción de esta imagen se hará referencia, mientras sea posible, de cada término a su respectivo equivalente en español empleado en el esquema de la figura 2. Los botones son multifunción adecuados a cada sistema para su operación normal, anormal y de fallo, teniendo las opciones de encendido, apagado o error (ON/OFF/FAULT) adaptadas a cada caso; al presionar el botón, se abre o cierra su válvula correspondiente y se inician las órdenes asociadas que se hayan programado electrónicamente. El mando que controla la válvula de sangrado cruzado (XBLEED) tiene tres posiciones: abierto, cerrado y auto. Mientras la descripción de las dos primeras es redundante, cabe dedicar unas líneas a la explicación del funcionamiento de la tercera. El sistema neumático del avión se encuentra automatizado por numerosos circuitos electrónicos que regulan la actuación simultánea o consecutiva de distintos elementos ante una acción inicial. En el caso de la válvula de sangrado cruzado, la posición de auto implica que se abra automáticamente en la puesta en

marcha de motores, y se mantenga cerrada antes y después. Los mandos con las indicaciones de cabina de pilotos, cabina delantera de pasajeros y cabina trasera de pasajeros (COCKPIT, FWD CABIN, AFT CABIN) sirven para regular la cantidad de aire caliente añadida a la corriente de aire frío de salida de los paquetes a fin de establecer la temperatura deseada en la cabina de pilotos, cabina delantera de pasajeros y cabina trasera de pasajeros, respectivamente. El mando con la denominación PACK FLOW regula el caudal que atraviesa los paquetes (bajo, normal y alto), y el botón de RAM AIR es una opción que desconecta los paquetes y deja entrar aire no regulado del exterior en situaciones de emergencia. Por último, el botón de color rojo denominado WING PERF (asociado a la válvula denominada soplado en la figura 2) es la propuesta del inventor para la ejecución de su invento, que contará también con las opciones de encendido, apagado o error. El nombre técnico de este botón será Wing Performance.

### Realización preferente de la invención

La operación de despegue es la fase más crítica porque es el momento en el que el avión tiene el máximo peso de todo el vuelo al no haber consumido todavía el combustible, y además, necesita conseguir la energía necesaria para levantar ese peso en una longitud de pista limitada y partiendo de una situación de energía nula, en contraposición a cualquier otra situación posterior en la que siempre se dispondrá de una suma de energías cinética y potencial. Es por ello por lo que este invento es especialmente práctico para la fase de despegue.

A continuación se explicará el estado preferente de las válvulas del esquema de la figura 2 para la correcta ejecución del invento del documento presente, valiéndose de la imagen del panel de control de la cabina de pilotos (imagen 3) y del esquema del perfil (1) correspondiente a la imagen 1 para una mejor comprensión.

Este invento propone la incorporación de un nuevo conducto (7) conectado a la salida de los packs, donde la temperatura del aire es de 0°C - 5°C, hasta los conductos de anti-hielo (2) del borde de salida de las alas. Existe una válvula (W A/I V.) para cada ala que regula el caudal de aire entre el sangrado de los motores y del APU y el sistema anti-hielo -es decir, la válvula se encuentra entre el ala y el fuselaje-, y se propone que la conexión de los nuevos conductos (7) sea entre el ala y la válvula mencionada (W A/I V.). De esta manera, cuando se requiera el efecto sustentador del aire saliente de los packs, se bloqueará el flujo de aire caliente de sangrado a través de la válvula (W A/I V.), pudiendo circular así el aire frío por el conducto del borde de ataque del sistema anti-hielo (2). Este invento incorpora una compuerta (4) a lo largo del borde de ataque del ala que permite que el aire frío sea expulsado al exterior para poder cumplir con el objetivo de aumento de la sustentación.

Además, se propone incluir una capa horadada (3) con al menos un orificio entre la compuerta (4) y el tubo (2), lo que contribuiría a que la velocidad de salida del aire por el tubo (2) se redujera lo mínimo posible (pues con la sección de salida de la ranura, mayor que la de los orificios, la reducción de la velocidad sería mayor). Interesa que la velocidad del aire por la superficie superior del perfil (1) sea lo más elevada posible para lograr mayor efecto de sustentación gracias a la bajada de presión que supone dicho aumento de velocidad según la teoría de Bernoulli.

Por otro lado, cuando no se requiera el efecto sustentador, se propone la adición de una válvula de tres vías (WING PERF V.) al nuevo conducto (7) en la salida de cada pack, para poder bloquear la desviación del aire frío hacia las alas y pueda dirigirse en su totalidad a la unidad mezcladora del sistema neumático. Así quedará libre el conducto de las alas del sistema anti-hielo (2), que podrá o bien llenarse del aire de sangrado de los motores cuando sea preciso para descongelar el hielo que pueda aparecer, o bien quedarse inutilizado.

- 5 Cuando la aeronave se encuentre en disposición de comenzar a elevar su velocidad hasta la necesaria para el despegue, se posicionará el botón de WING PERF. en modo ON. Esto se traduce en la apertura de las válvulas correspondientes (WING PERF. V) de manera que el aire frío saliente de los packs se dirija al canal de anti-hielo (2) de las alas para poder ser expulsado al exterior. Para que esta función pueda llevarse a cabo, las válvulas que regulan el
- 10 aire caliente hacia las alas (W A/I V.) deben encontrarse cerradas pues, de lo contrario, se mezclarían los gases de distintas temperaturas y no se conseguiría el objetivo propuesto. Para ello, es preciso que el botón WING del panel ANTI ICE esté en modo OFF. En caso contrario, se notificará en el botón correspondiente con el mensaje de error FAULT.
- 15 La función de Wing Performance está alimentada por el aire de sangrado, que puede provenir tanto de los motores como del APU. Será la tripulación la que determine el origen del sangrado tras analizar las condiciones ambientales, el estado operativo del APU y el peso al despegue. Para la apertura o cierre de las válvulas correspondientes (BLEED 1 V./BLEED 2 V./BLEED V.)
- 20 se accionarán los botones asociados a ellas del panel del sistema neumático (ENG 1 BLEED/ENG 2 BLEED/APU BLEED). La opción más eficiente es la de que todo el aire que entra a los packs provenga del APU para que no se retire flujo de los motores y puedan focalizar toda su potencia en el empuje del avión. En este caso, las válvulas de toma de aire de los motores estarían cerradas y la del APU abierta. Sería preciso que la válvula X-BLEED se
- 25 encontrara abierta para que el flujo de aire del APU pudiera llegar a ambos packs. Como se ha explicado anteriormente, el mando de la válvula X-BLEED en posición AUTO implica que se abre únicamente en la puesta en marcha de los motores; pues bien, se va a añadir la condición adicional de que se mantenga abierta siempre que el botón de WING PERF. esté activo (es decir, en modo ON). De manera que, si el mando de la válvula X-BLEED está en la posición SHUT y el botón WING PERF. En ON, el mensaje FAULT aparecerá en dicho botón.

## REIVINDICACIONES

- 5 1. Perfil aerodinámico (1) con un borde de ataque y otro de salida que contiene a lo largo del borde de ataque un conducto (2) y una apertura de tamaño ajustable mediante una compuerta (4), caracterizado por que el conducto (2) permite fluir hasta el borde de salida un fluido a una temperatura de entre 0°C y 5°C.
- 10 2. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con la reivindicación anterior adaptado para montarse en una aeronave.
3. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con la reivindicación anterior, donde la aeronave es de tipo motorizado.
- 15 4. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que el fluido es impulsado por un sistema neumático.
- 20 5. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la temperatura de referencia es la del fluido después de atravesar el motor.
- 25 6. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la temperatura de referencia es la temperatura ambiente en el entorno del perfil (1).
- 30 7. Perfil aerodinámico (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la circulación del fluido a menor temperatura se efectúa por la superficie superior del perfil (1).
8. Perfil (1) de acuerdo con la reivindicación 1 que adicionalmente comprende una capa horadada (3).
- 35 9. Perfil (1) de acuerdo con alguna de las reivindicaciones anteriores que comprende la capa horadada (3) según la reivindicación 8 cuyos agujeros conforman la sección de salida del fluido.
- 40 10. Superficie sustentadora aeroespacial que comprende un perfil aerodinámico (1) según alguna de las reivindicaciones anteriores que comprende el uso simultáneo del conducto de aire de sangrado del sistema de anti-hielo (2) tanto para la transferencia del fluido hacia la superficie del borde de ataque del perfil, como para las aplicaciones de anti-hielo.
- 45 11. Superficie sustentadora aeroespacial según la reivindicación 10 cuyo conducto de aire de sangrado del sistema anti-hielo (2) se encuentra agujereado a lo largo del borde de ataque.
12. Sistema de aumento de la sustentación que comprende una superficie sustentadora aeroespacial según la reivindicación anterior cuyo fluido de trabajo proviene directamente de la etapa de aire frío del sistema de acondicionamiento del sistema neumático, ubicada en el fuselaje, a través de la instalación de un nuevo conducto (7).
- 50 13. Sistema de aumento de la sustentación que comprende una superficie sustentadora aeroespacial según la reivindicación 12 cuyo fluido de trabajo proviene directamente de la salida de los packs del sistema de acondicionamiento del sistema neumático, ubicados en el fuselaje, a través de la instalación de un nuevo conducto (7).

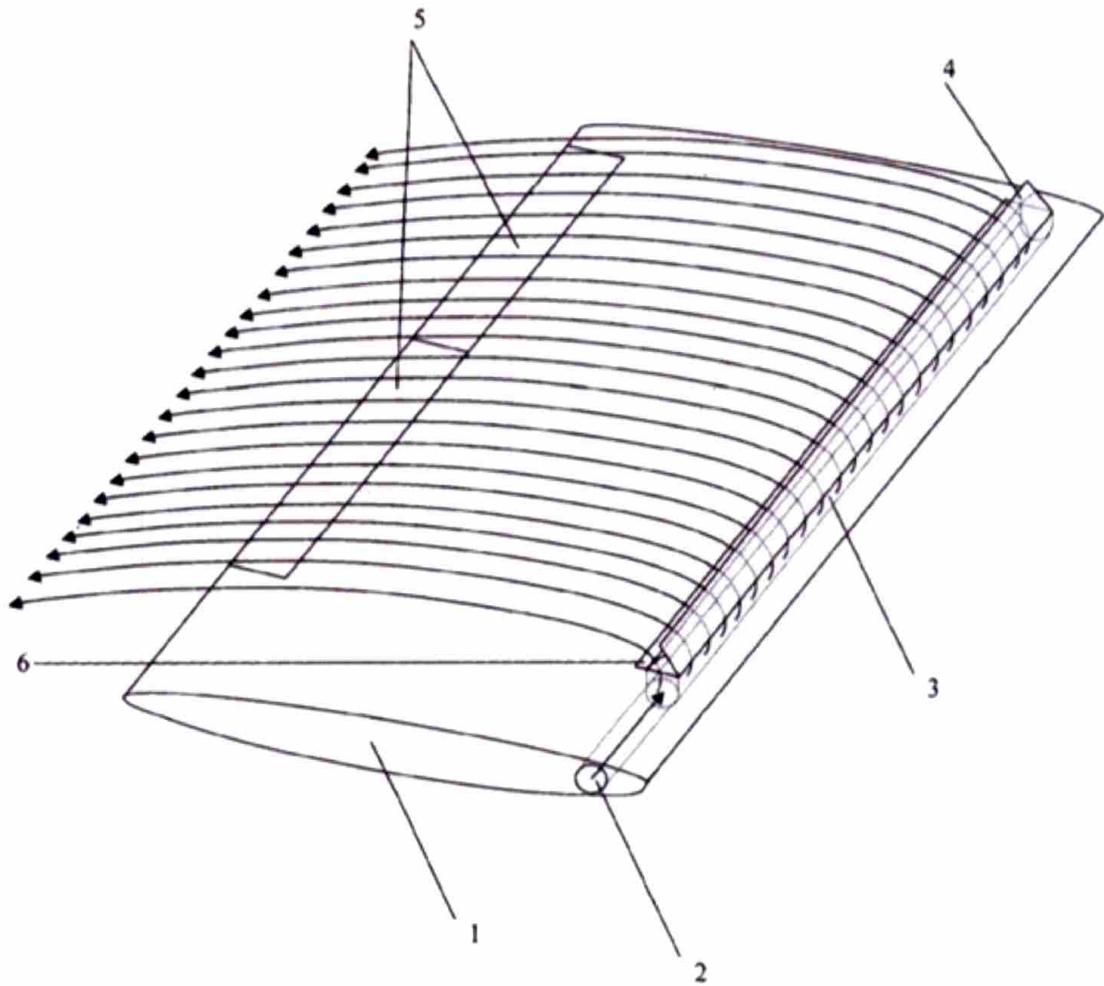


Figura 1

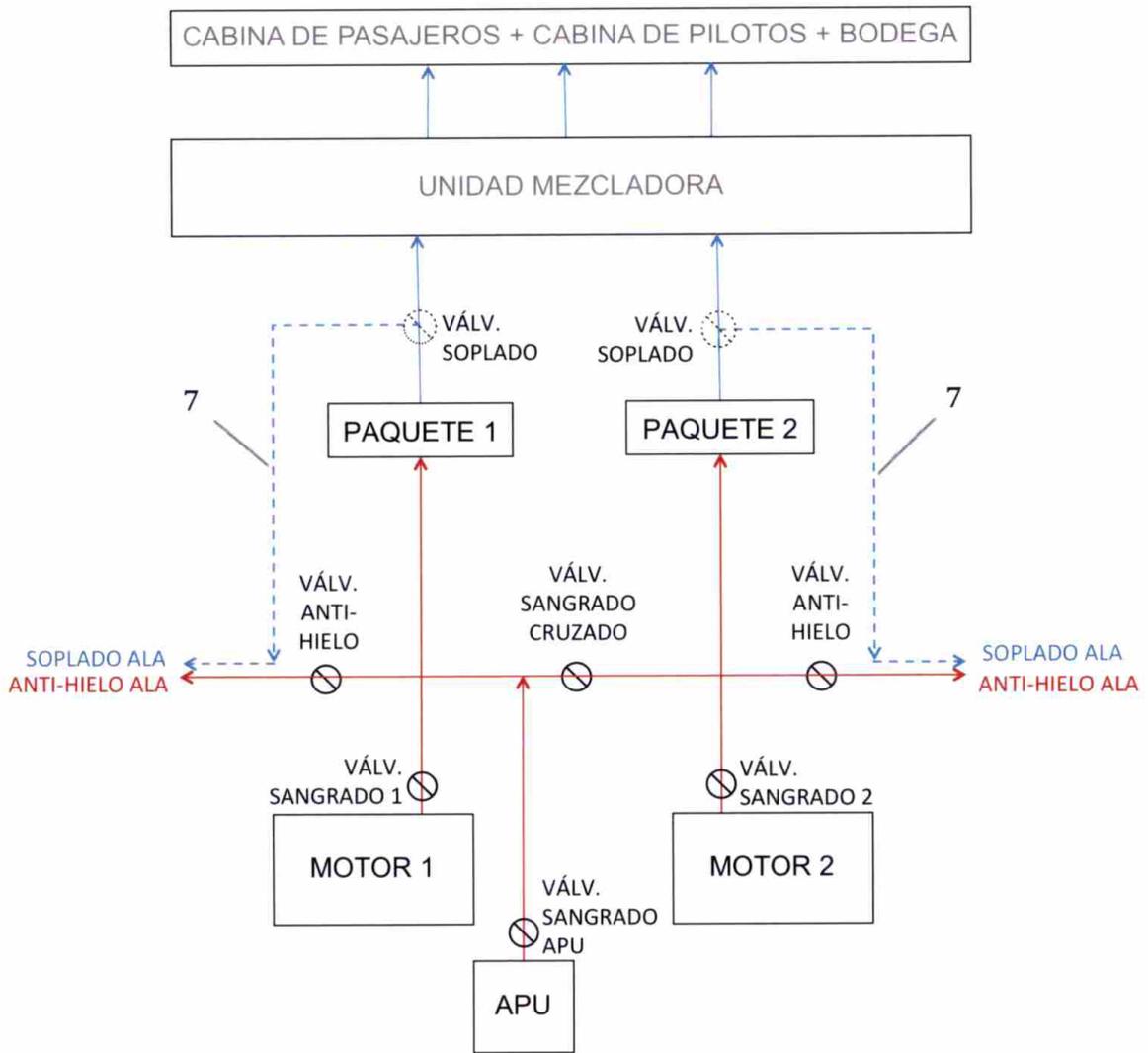


Figura 2



Figura 3