

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 943 266**

51 Int. Cl.:

B64C 21/06 (2008.01)

B64D 15/04 (2008.01)

B64C 3/28 (2008.01)

B64C 5/02 (2008.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.12.2018** **E 18212956 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.02.2023** **EP 3505441**

54 Título: **Estructura de borde de ataque para un sistema de control de flujo de una aeronave**

30 Prioridad:

28.12.2017 DE 102017131369

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

12.06.2023

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS GMBH (100.0%)
Kreetslag 10
21129 Hamburg, DE

72 Inventor/es:

HECK, CHRISTIAN

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 943 266 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

Estructura de borde de ataque para un sistema de control de flujo de una aeronave

5 La presente invención hace referencia a una estructura de borde de ataque para un sistema de control de flujo de una aeronave, en particular para un sistema híbrido de control del flujo laminar (HLFC, por sus siglas en inglés) de un plano horizontal de una aeronave, tal como un ala o un plano de cola horizontal (HTP, por sus siglas en inglés), con un sistema integrado de protección contra el hielo. Otros aspectos de la invención hacen referencia a un plano horizontal de una aeronave, en particular un ala o un plano de cola horizontal, que comprende dicha estructura de borde de ataque, y con una aeronave que comprende dicha estructura de borde de ataque o que comprende dicho plano horizontal.

15 La estructura de borde de ataque comprende un panel de borde de ataque de doble pared que se extiende de manera continua, preferentemente constante, en una dirección de la envergadura. A lo largo de la dirección de la envergadura, el panel de borde de ataque se extiende entre una parte de borde de ataque y una parte aguas abajo, aguas abajo con relación a la parte de borde de ataque con respecto al flujo ambiental de una aeronave correspondiente durante el vuelo. Preferentemente, el panel de borde de ataque está curvado de modo que rodee parcialmente un interior. Preferentemente, la parte de borde de ataque está curvada alrededor de un borde de ataque e incluye un primer extremo. Preferentemente, la parte aguas abajo se extiende con menos curvatura que la parte de borde de ataque e incluye un segundo extremo opuesto al primer extremo, donde el segundo extremo está configurado preferentemente para que se monte en un larguero delantero o un cajón de ala o en un plano de cola horizontal.

25 El panel de borde de ataque comprende un elemento de pared interior orientado hacia el interior y un elemento de pared exterior configurado para estar en contacto con el flujo ambiental. Entre los elementos de pared interior y exterior, el panel de borde de ataque comprende una pluralidad de rigidizadores alargados separados entre sí, de modo que entre cada par de rigidizadores adyacentes se forme una cámara hueca entre los elementos de pared interior y exterior. El elemento de pared exterior comprende una pluralidad de microporos que forman una conexión fluida entre las cámaras huecas y el flujo ambiental. El elemento de pared interior comprende pasajes que forman una conexión fluida entre las cámaras huecas y un sistema de vacío. Los pasajes pueden tener la forma de simples orificios en el elemento de pared interior, o pueden tener la forma de canales que se extienden, p. ej., en partes también en paralelo a la superficie del elemento de pared interior. El sistema de vacío podría incluir una cámara distribuidora de succión común o podría incluir varias tuberías de succión, donde tanto la cámara distribuidora de succión como las tuberías de succión estarían conectadas con una fuente de vacío. La fuente de vacío podría ser una fuente de vacío activa, tal como un compresor o un motor, o podría ser una fuente de vacío pasiva, tal como un difusor, p. ej., en forma de aleta que se abre al flujo ambiental con una abertura orientada hacia atrás.

35 Se conocen sistemas híbridos de control del flujo laminar similares, específicamente en relación con el plano de cola vertical (VTP, por sus siglas en inglés). Los VTP normalmente no tienen sistemas de protección contra hielo (IPS, por sus siglas en inglés) asociados, lo que permite una integración comparativamente simple del sistema HLFC en el VTP. No obstante, la integración de un sistema HLFC en un plano horizontal, en particular en un ala, podría ser más complicada ya que a menudo se requieren IPS en el área del borde de ataque donde se debe incluir el sistema HLFC.

45 A partir del documento WO 2017/005737 A1 se conoce que proporcionar un sistema para la gestión dual de la succión de la capa límite e impedir la formación de hielo en una superficie aerodinámica de una aeronave, que incluye: al menos un canal para impedir la formación de hielo y al menos un canal de succión; un dispositivo de monitorización de la succión de la capa límite y un dispositivo de monitorización para impedir la formación de hielo; un primer conducto que recoge el aire de succión en comunicación con el canal de succión y un segundo conducto que suministra aire que impide la formación de hielo conectado al dispositivo y que se comunica con el canal que impide la formación de hielo; una válvula de tres vías a la que se conectan el primer conducto, un conducto de succión y un conducto de descarga del aire que impide la formación de hielo; y un conducto de recogida del aire que impide la formación de hielo conectado al canal que impide la formación de hielo, y al primer conducto.

50 Por lo tanto, el objeto de la presente invención es proporcionar una estructura de borde de ataque para un sistema de control de flujo de una aeronave, tal como se define en la reivindicación independiente 1 adjunta, que comprende una integración simple y eficaz de un sistema de protección contra el hielo.

55 Este objeto se consigue porque los rigidizadores forman conductos de aire caliente para hacer pasar aire caliente a lo largo de la extensión longitudinal de los rigidizadores. Esto implica que se podría formar conductos de aire caliente dentro de los rigidizadores o entre las paredes opuestas de cada rigidizador. Los conductos de aire caliente están configurados para conectarse con un sistema de aire caliente. El sistema de aire caliente podría incluir tuberías de aire caliente conectadas con los conductos de aire caliente y conectadas con una fuente de aire caliente, p. ej., un motor que proporciona aire caliente en forma de aire de purga. Los rigidizadores incluyen además una pluralidad de aberturas de aire caliente que forman una conexión fluida entre los conductos de aire caliente y las cámaras huecas, para hacer pasar aire caliente desde el sistema de aire caliente a través de los conductos de aire caliente y las aberturas de aire caliente hacia las cámaras huecas, y preferentemente además a través de los microporos hacia el

flujo ambiental para descongelar la superficie exterior del elemento de pared exterior. Las aberturas de aire caliente se forman preferentemente en serie a lo largo de la extensión longitudinal de los rigidizadores.

De esta forma, el sistema de protección contra el hielo se integra de manera eficiente en la estructura de borde de ataque de HLFC sin requerir cambios esenciales en el diseño optimizado para el control de flujo. El control de flujo se puede realizar aplicando un vacío con la fuente de vacío a las cámaras huecas, lo que extrae aire del flujo de aire ambiental, en particular de la capa límite, a través de los microporos hacia las cámaras huecas y genera de ese modo un flujo laminar aguas abajo con respecto a los micro poros. La protección contra el hielo o descongelación se realiza soplando aire caliente proporcionado por la fuente de aire caliente a través de los conductos de aire caliente y desde allí a través de las cámaras huecas con el fin de calentar el elemento de pared exterior. Además, el aire caliente proveniente de las cámaras huecas se descarga a través de los microporos para descongelar o calentar la superficie exterior del elemento de pared exterior. El control de flujo, es decir, la succión, y la protección contra el hielo, es decir, el soplado de aire caliente, se realizan preferentemente solo de manera sucesiva pero no al mismo tiempo. No obstante, también podría haber realizaciones donde se superpongan la succión y el soplado, es decir, se realicen al mismo tiempo.

De acuerdo con una realización preferida, los rigidizadores se extienden longitudinalmente en la dirección de la envergadura. De esta forma, se pueden realizar el control de flujo y la protección contra el hielo de manera continua en la dirección de la envergadura.

De acuerdo con otra realización preferida, los rigidizadores tienen una sección transversal con forma de omega a lo largo de su extensión longitudinal que incluye una parte de ala superior que descansa contra el elemento de pared exterior, una primera y segunda parte de ala inferior que descansan contra el elemento de pared interior, una primera parte de alma que conecta la parte de ala superior con la primera parte de ala inferior, y una segunda parte de alma que conecta la parte de ala superior con la segunda parte de ala inferior. Las aberturas de aire caliente están incluidas en la primera parte de alma y/o la segunda parte de alma. Como alternativa a la sección transversal con forma de omega, los refuerzos también pueden estar formados con una sección transversal con forma trapezoidal o una sección transversal con forma cuadrada, que se corresponden con la sección transversal con forma de omega descrita anteriormente, con la excepción de que la primera y segunda parte de ala inferior apuntan una hacia otra o están conectadas entre sí, en lugar de apuntar en dirección contraria. Dicha geometría de los rigidizadores proporciona propiedades mecánicas ventajosas y al mismo tiempo permite incluir el conducto de aire caliente.

En particular, se prefiere que el conducto de aire caliente se forme entre la parte de ala superior, la primera parte de alma, la segunda parte de alma y el elemento de pared interior. De esta forma, el rigidizador solo rodea tres de los cuatro lados del conducto de aire caliente, mientras que el cuarto lado está rodeado por el elemento de pared interior.

Como alternativa, los rigidizadores incluyen adicionalmente una parte transversal que se extiende desde la primera parte de alma hasta la segunda parte de alma en una posición entre la parte de ala superior y la primera y segunda parte de ala inferior. Preferentemente, el conducto de aire caliente se forma entre la parte transversal, la parte de ala superior y la primera y segunda parte de alma, donde se forma una cámara de aislamiento entre la parte transversal, el elemento de pared interior y la primera y segunda parte de alma para aislar el elemento de pared interior del conducto de aire caliente. Esto es particularmente útil en los casos donde el elemento de pared interior se forma con un material sensible al calor, tal como un FRP (por sus siglas en inglés).

De acuerdo con una realización preferida, el elemento de pared interior se forma con un material plástico, preferentemente un plástico reforzado con fibra (FRP), tal como un plástico reforzado con fibra de carbono o un plástico reforzado con fibra de vidrio. Además, se prefiere que los rigidizadores se formen a partir de un FRP y, preferentemente, se formen de manera integral con el elemento de pared interior. De esta forma, se puede formar una estructura ligera y rígida que se puede prefabricar de una sola pieza.

Como alternativa, el elemento de pared interior se podría formar con una lámina metálica, tal como, p. ej., aluminio o acero. Dichos materiales son menos sensibles a la temperatura, de modo que la parte transversal podría no ser necesaria en este caso.

A modo de una alternativa adicional, el elemento de pared interior se podría formar como una estructura de sándwich que incluye una capa de recubrimiento exterior, una capa de recubrimiento interior y una capa central intercalada entre las capas de recubrimiento exterior e interior. Las capas de recubrimiento exterior e interior se pueden formar con un material FRP o un material metálico, mientras que la capa central se puede formar con un material de espuma. Mediante dicha estructura de sándwich, se pueden obtener propiedades mecánicas específicas del elemento de pared interior.

En particular, se prefiere que los pasajes se formen como canales de succión que se extienden a través de la capa central en paralelo a los rigidizadores y que tengan una pluralidad de orificios de succión hacia las cámaras huecas dispuestas en serie a lo largo de la extensión longitudinal de los canales de succión y formar una conexión fluida entre los canales de succión y las cámaras huecas. Los canales de succión están conectados con el sistema de vacío, preferentemente con las tuberías de succión, y a través de las tuberías de succión con la fuente de vacío. De este

modo, el espacio dentro de la capa central del elemento de pared interior con estructura tipo sándwich se puede utilizar para acomodar los canales de succión con el fin de proporcionar una distribución eficiente del vacío aplicado a través de las tuberías de succión a las cámaras huecas. No se requiere cámara distribuidora de succión en este caso.

5 De acuerdo con una realización preferida, el sistema de vacío comprende una cámara distribuidora de succión común junto al elemento de pared interior. La cámara distribuidora de succión podría estar conectada con la fuente de vacío, preferentemente a través de una o más tuberías de succión. Dicha cámara distribuidora de succión común se puede presurizar mediante la fuente de vacío con una única presión común que posteriormente se aplica a las cámaras huecas a través de los pasajes. Los pasajes se podrían formar como orificios simples, no definidos específicamente, de modo que la presión en las cámaras huecas sea esencialmente la misma que la presión en la cámara distribuidora. No obstante, los pasajes también se podrían formar como orificios de estrangulación que tienen un diámetro predefinido adaptado para un caudal másico predefinido a través de los orificios de estrangulación con el fin de obtener una presión de fluido predefinida en las cámaras huecas.

15 En particular, se prefiere que la estructura de borde de ataque comprenda además una pared de la cámara distribuidora que se extiende opuesta y separada del elemento de pared interior, que define o delimita de ese modo la cámara distribuidora de succión entre la pared de la cámara distribuidora y el elemento de pared interior. Dicha pared de la cámara distribuidora separa la cámara distribuidora presurizada de otras partes del ala alojadas debajo de la estructura de borde de ataque del ala, tales como los dispositivos de hipersustentación, específicamente los flaps Krueger.

De acuerdo con una realización preferida, el sistema de vacío comprende una fuente de vacío para aplicar un vacío a través de las tuberías de succión y a través de los pasajes a las cámaras huecas, con el fin de aspirar aire del flujo de aire ambiental a través de los microporos hacia las cámaras huecas. La fuente de vacío podría ser activa, p. ej., tal como un compresor o un motor, o podría ser pasiva, p. ej., tal como una aleta que se abre al flujo ambiental con una abertura orientada hacia atrás. La fuente de vacío se podría conectar directamente o a través de las tuberías de succión con la cámara distribuidora o con los canales de succión.

De acuerdo con una realización preferida, el elemento de pared exterior se forma como una lámina de titanio o una lámina de acero. Dicho material le da al borde de ataque el refuerzo necesario y la resistencia a la erosión.

De acuerdo con otra realización preferida, se fija una pluralidad de nervaduras de soporte al elemento de pared interior de tal manera que estén orientadas hacia el interior y se extiendan a lo largo de la dirección de la envergadura a lo largo del elemento de pared interior. Preferentemente, las nervaduras de soporte se forman de manera integral con el elemento de pared interior y se forman con FRP. Las nervaduras de soporte sostienen adicionalmente el elemento de pared interior.

De acuerdo con otra realización preferida adicional, los rigidizadores y el elemento de pared interior, y preferentemente también las nervaduras de soporte, se forman conjuntamente como una parte integral mediante un proceso de moldeo por transferencia de resina (RTM, por sus siglas en inglés).

De acuerdo con otra realización preferida adicional, el elemento de pared exterior comprende múltiples secciones cuando se observa aguas abajo desde el borde de ataque, donde la porosidad varía de una sección a otra en términos de diámetro de poro y/o paso de poro. De esta forma, la cantidad de aire ambiental que se succiona a través de los microporos se puede adaptar según se requiera en la sección específica.

Otro aspecto adicional de la presente invención está relacionado con un plano horizontal para una aeronave, en concreto, un ala o un plano de cola horizontal. El plano horizontal comprende un larguero delantero, un revestimiento exterior, una estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las realizaciones descritas anteriormente, un sistema de vacío y un sistema de aire caliente. La estructura de borde de ataque se dispone delante del larguero delantero y preferentemente se fija al larguero delantero mediante el segundo extremo, de modo que el elemento de pared exterior esté alineado con el revestimiento exterior. Preferentemente, la estructura de borde de ataque está soportada además, a lo largo de su extensión a lo largo de la dirección de la envergadura, por una pluralidad de nervaduras de soporte conectadas con el larguero delantero y que se extienden en un plano transversal a la dirección de la envergadura y de manera consecuente en la dirección de la envergadura. El sistema de vacío está conectado con los pasajes para aplicar un vacío a través de los pasajes a las cámaras huecas. El sistema de vacío podría incluir una cámara distribuidora y/o una o más tuberías de succión conectadas con una fuente de vacío activa o pasiva, tal como un compresor o un motor o una abertura orientada hacia atrás en el flujo ambiental. El sistema de aire caliente está conectado con los conductos de aire caliente para hacer circular mediante soplado aire caliente a través de los conductos de aire caliente hacia las cámaras huecas y, preferentemente, más a través de los microporos hacia el flujo ambiental. El sistema de aire caliente comprende preferentemente una o más tuberías de aire caliente que están conectadas con una fuente de aire caliente, tal como un motor que proporciona aire de purga. Las características y ventajas descritas anteriormente en relación con la estructura de borde de ataque se aplican también con respecto al plano horizontal.

Un aspecto adicional de la presente invención está relacionado con una aeronave que comprende una estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las realizaciones descritas anteriormente, o que comprende un plano horizontal de acuerdo con cualquiera de las realizaciones descritas anteriormente. La aeronave podría incluir la fuente de vacío y/o la fuente de aire caliente, p. ej., en forma de motor. Las características y ventajas descritas anteriormente en relación con la estructura de borde de ataque o con el plano horizontal se aplican también con respecto a la aeronave.

Las realizaciones preferidas de la presente invención se explican a continuación en la presente con más detalle por medio de un dibujo. El dibujo muestra en

la figura 1

una vista superior de una aeronave de acuerdo con una realización de la invención,

la figura 2

una vista de una sección transversal esquemática de una estructura de borde de ataque de acuerdo con una primera realización de la presente invención,

la figura 3

una vista de una sección transversal esquemática de una estructura de borde de ataque de acuerdo con una segunda realización de la presente invención,

la figura 4

una vista de una sección transversal esquemática de una estructura de borde de ataque de acuerdo con una tercera realización de la presente invención,

la figura 5

una vista de una sección transversal esquemática de una estructura de borde de ataque de acuerdo con una cuarta realización de la presente invención,

La figura 1 muestra una aeronave 1 de acuerdo con una realización de la presente invención con un sistema de control de flujo y un sistema integrado de protección contra el hielo. La aeronave 1 comprende un fuselaje 2 y unos planos horizontales 3 en forma de alas 5 y planos de cola horizontales 7. Cada ala 5 comprende un larguero delantero 9, un revestimiento exterior 11, una estructura de borde de ataque 13, un sistema de vacío 15 y un sistema de aire caliente 17. El sistema de vacío 15 comprende una fuente de vacío 19 en forma de motor y al menos una tubería de succión 21 que conecta la fuente de vacío 19 con la estructura de borde de ataque 13. El sistema de aire caliente 17 comprende una fuente de aire caliente 23 también en forma de motor y al menos una tubería de aire caliente 25, que conecta la fuente de aire caliente 23 con la estructura de borde de ataque 13.

La estructura de borde de ataque 13 podría tener la forma de una de las realizaciones mostradas en cualquiera de las figuras 2 a 5. En cualquiera de estas realizaciones, la estructura de borde de ataque 13 comprende un panel de borde de ataque de doble pared 27 que se extiende en una dirección de la envergadura 29. A lo largo de la dirección de la envergadura 29, el panel de borde de ataque 27 se extiende entre una parte de borde de ataque 31 y una parte aguas abajo 33, aguas abajo con relación a la parte de borde de ataque 31 con respecto al flujo ambiental 35 de la aeronave 1 durante el vuelo. El panel de borde de ataque 27 está curvado de modo que rodee parcialmente un interior 37, donde la parte de borde de ataque 31 está curvada alrededor de un borde de ataque 39 e incluye un primer extremo 41, mientras que la parte aguas abajo 33 se extiende con menos curvatura que la parte de borde de ataque 31 e incluye un segundo extremo 43 opuesto al primer extremo 41.

El panel de borde de ataque 27 comprende un elemento de pared interior 45 orientado hacia el interior 37 y un elemento de pared exterior 47 en contacto con el flujo ambiental 35. Entre los elementos de pared interior y exterior 45, 47, el panel de borde de ataque 27 comprende una pluralidad de rigidizadores alargados 49 que se extienden longitudinalmente en la dirección de la envergadura 29 y están separados entre sí, de modo que entre cada par de rigidizadores 49 adyacentes se forme una cámara hueca 51 entre los elementos de pared interior y exterior 45, 47. El elemento de pared exterior 47 se forma con una lámina de titanio y comprende una pluralidad de microporos 53 que forman una conexión fluida entre las cámaras huecas 51 y el flujo ambiental 35. El elemento de pared interior 45 comprende unos pasajes 55 que forman una conexión fluida entre las cámaras huecas 51 y el sistema de vacío 15 conectado con los pasajes 55 para aplicar un vacío a través de los pasajes 55 a las cámaras huecas 51. La estructura de borde de ataque 13 se dispone delante del larguero delantero 9 y se fija al larguero delantero 9 mediante el segundo extremo 43, de modo que el elemento de pared exterior 47 esté alineado con el revestimiento exterior 11.

Los rigidizadores 49 forman conductos de aire caliente 57 para hacer pasar aire caliente a lo largo de la extensión longitudinal de los rigidizadores 49. Los conductos de aire caliente 57 están conectados con el sistema de aire caliente 17, en concreto con las tuberías de aire caliente 25 que a su vez están conectadas con la fuente de aire caliente 23. Los rigidizadores 49 incluyen además una pluralidad de aberturas de aire caliente 59 que forman una conexión fluida entre los conductos de aire caliente 57 y las cámaras huecas 51, para hacer pasar aire caliente desde el sistema de aire caliente 17 a través de los conductos de aire caliente 57 y las aberturas de aire caliente 59 hacia las cámaras huecas 51, y además a través de los microporos 53 hacia el flujo ambiental 35. Las aberturas de aire caliente 59 se forman en serie a lo largo de la extensión longitudinal de los rigidizadores 49.

Los rigidizadores 49 tienen una sección transversal con forma de omega a lo largo de su extensión longitudinal que incluye una parte de ala superior 61 que descansa contra el elemento de pared exterior 47, una primera y segunda

parte de ala inferior 63, 65 que descansan contra el elemento de pared interior 45, una primera parte de alma 67 que conecta la parte de ala superior 61 con la primera parte de ala inferior 63, y una segunda parte de alma 69 que conecta la parte de ala superior 61 con la segunda parte de ala inferior 65. Las aberturas de aire caliente 59 están incluidas en la primera parte de alma 67 y en la segunda parte de alma 69.

En la realización que se muestra en la figura 2, el conducto de aire caliente 57 se forma entre la parte de ala superior 61, la primera parte de alma 67, la segunda parte de alma 69 y el elemento de pared interior 45. En esta realización, el elemento de pared interior 45 se podría formar con una lámina de material metálico. El sistema de vacío 15 comprende una cámara distribuidora de succión común 71 junto al elemento de pared interior 45. Los pasajes 55 se forman como orificios 72 en el elemento de pared interior 45 que conectan las cámaras huecas 51 con la cámara distribuidora de succión 71. La cámara distribuidora de succión 71 está conectada con la fuente de vacío 19 a través de las tuberías de succión 21.

La realización que se muestra en la figura 3 es similar a la realización de la figura 1, aunque los rigidizadores 49 incluyen adicionalmente una parte transversal 73 que se extiende desde la primera parte de alma 67 hasta la segunda parte de alma 69 en una posición entre la parte de ala superior 61 y la primera y segunda parte de ala inferior 63, 65. El conducto de aire caliente 57 se forma entre la parte transversal 73, la parte de ala superior 61 y la primera y segunda parte de alma 67, 69, donde se forma una cámara de aislamiento 75 entre la parte transversal 73, el elemento de pared interior 45 y la primera y segunda parte de alma 67, 69 para aislar el elemento de pared interior 45 del conducto de aire caliente 57. Esta cámara de aislamiento 75 es particularmente ventajosa ya que el elemento de pared interior 45 se forma con un material de plástico reforzado con fibras (FRP) sensible al calor.

La realización que se muestra en la figura 4 difiere de la realización que se muestra en la figura 2 simplemente en la estructura de borde de ataque 13 que comprende además una pared de cámara distribuidora 77, que se extiende opuesta y separada del elemento de pared interior 45, por lo que define de ese modo la cámara distribuidora de succión 71 entre la pared de cámara distribuidora 77 y el elemento de pared interior 45.

La realización que se muestra en la figura 5 difiere de la realización que se muestra en la figura 2 en el diseño del elemento de pared interior 45. De manera específica, el elemento de pared interior 45 se forma como una estructura de sándwich que incluye una capa de recubrimiento exterior 79, una capa de recubrimiento interior 81 y una capa central 83 intercalada entre las capas de recubrimiento exterior e interior 79, 81. Los pasajes 55 se forman como canales de succión 85 que se extienden a través de la capa central 83 en paralelo a los rigidizadores 49 y que tienen una pluralidad de orificios de succión 87 hacia las cámaras huecas 51 dispuestas en serie a lo largo de la extensión longitudinal de los canales de succión 85 y formar una conexión fluida entre los canales de succión 85 y las cámaras huecas 51. El sistema de vacío 15 no tiene una cámara distribuidora de succión 71 en esta realización. Los canales de succión 85 están conectados directamente con las tuberías de succión 21 y a través de las tuberías de succión 21 con la fuente de vacío 19.

REIVINDICACIONES

1. Una estructura de borde de ataque (13) para un sistema de control de flujo de una aeronave (1), que comprende

5 un panel de borde de ataque de doble pared (27) que se extiende en una dirección de la envergadura (29) y a través de la dirección de la envergadura (29) que se extiende entre una parte de borde de ataque (31) y una parte aguas abajo (33),
 donde el panel de borde de ataque (27) comprende un elemento de pared interior (45) y un elemento de pared exterior (47),
 10 donde, entre los elementos de pared interior y exterior (45, 47), el panel de borde de ataque (27) comprende una pluralidad de rigidizadores alargados (49) separados entre sí, de modo que entre cada par de rigidizadores (49) adyacentes se forme una cámara hueca (51) entre los elementos de pared interior y exterior (45, 47),
 donde el elemento de pared exterior (47) comprende una pluralidad de microporos (53) que forman una conexión fluida entre las cámaras huecas (51) y un flujo ambiental (35),
 15 donde el elemento de pared interior (45) comprende unos pasajes (55) configurados para formar una conexión fluida entre las cámaras huecas (51) y un sistema de vacío (15), y
 donde
 los rigidizadores (49) forman conductos de aire caliente (57) para hacer pasar aire caliente a lo largo de la extensión longitudinal de los rigidizadores (49), donde los conductos de aire caliente (57) están configurados para conectarse con un sistema de aire caliente (17),
 20 caracterizada en que
 los rigidizadores (49) incluyen una pluralidad de aberturas de aire caliente (59) que forman una conexión fluida entre los conductos de aire caliente (57) y las cámaras huecas (51), para hacer pasar aire caliente desde el sistema de aire caliente (17) a través de los conductos de aire caliente (57) y las aberturas de aire
 25 caliente (59) hacia las cámaras huecas (51).

2. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 1, donde los refuerzos (49) se extienden en la dirección de la envergadura (29).

30 3. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, donde los rigidizadores (49) tienen una sección transversal con forma de omega que incluye una parte de ala superior (61) que descansa contra el elemento de pared exterior (47), una primera y segunda parte de ala inferior (63, 65) que descansan contra el elemento de pared interior (45), una primera parte de alma (67) que conecta la parte de ala superior (61) con la primera parte de ala inferior (63), y una segunda parte de alma (69) que conecta la parte de ala superior (61) con la segunda parte de ala inferior (65),
 35 donde las aberturas de aire caliente (59) están incluidas en la primera parte de alma (67) y/o en la segunda parte de alma (69).

40 4. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 3, donde el conducto de aire caliente (57) se forma entre la parte de ala superior (61), la primera parte de alma (67), la segunda parte de alma (69) y el elemento de pared interior (45).

45 5. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 3, donde los rigidizadores (49) incluyen adicionalmente una parte transversal (73) que se extiende desde la primera parte de alma (67) hasta la segunda parte de alma (69) entre la parte de ala superior (61) y la primera y segunda parte de ala inferior (63, 65),

50 donde el conducto de aire caliente (57) se forma entre la parte transversal (73), la parte de ala superior (61) y la primera y segunda parte de alma (67, 69), y
 donde se forma una cámara de aislamiento (75) entre la parte transversal (73), el elemento de pared interior (45) y la primera y segunda parte de alma (67, 69).

55 6. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, donde el elemento de pared interior (45) se forma con un plástico, preferentemente un plástico reforzado con fibra (FRP).

7. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, donde el elemento de pared interior (45) se forma con una lámina metálica.

60 8. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, donde el elemento de pared interior (45) se forma como una estructura de sándwich que incluye una capa de recubrimiento exterior (79), una capa de recubrimiento interior (81) y una capa central (83) intercalada entre las capas de recubrimiento exterior e interior (79, 81).

65 9. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 8, donde los pasajes (55) se forman como canales de succión (85) que se extienden a través de la capa central (83) en paralelo a los rigidizadores (49) y que tienen una pluralidad de orificios de succión (87) hacia las cámaras huecas (51) dispuestas en serie a lo largo de la extensión

longitudinal de los canales de succión (85) y formar una conexión fluida entre los canales de succión (85) y las cámaras huecas (51).

5 10. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, donde el sistema de vacío (15) comprende una cámara distribuidora de succión (71) junto al elemento de pared interior (45).

10 11. La estructura de borde de ataque de acuerdo con la reivindicación 10, que comprende además una pared de cámara distribuidora (77) que se extiende opuesta y separada del elemento de pared interior (45), por lo que define de ese modo la cámara distribuidora de succión (71) entre la pared de cámara distribuidora (77) y el elemento de pared interior (45).

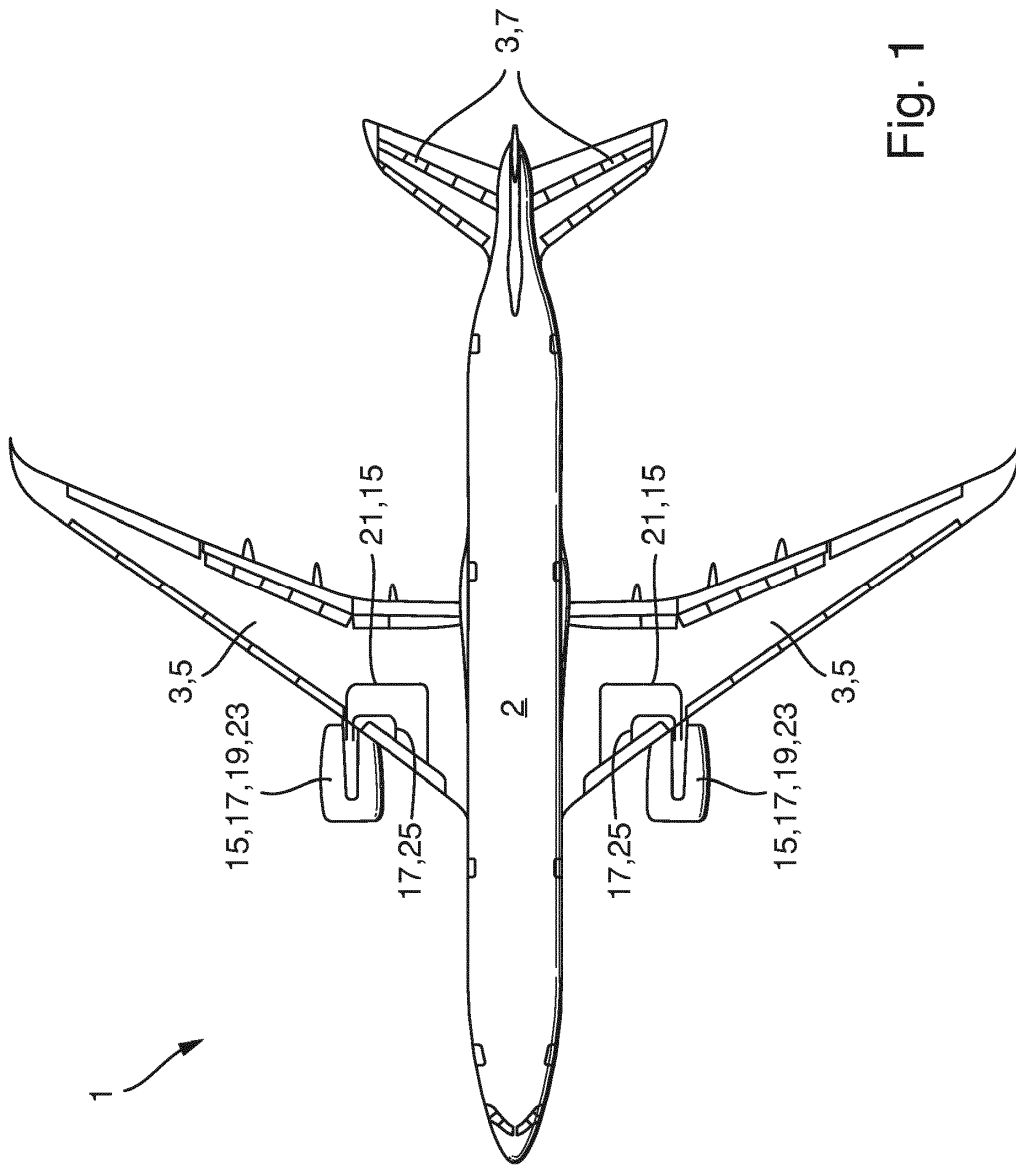
12. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11, donde el sistema de vacío (15) comprende una fuente de vacío (19).

15 13. La estructura de borde de ataque de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 12, donde el elemento de pared exterior (47) se forma como una lámina de titanio o una lámina de acero.

20 14. Un plano horizontal (3) para una aeronave (1), en concreto un ala (5) o un plano de cola horizontal (7), que comprende

un larguero delantero (9),
un revestimiento exterior (11),
una estructura de borde de ataque (13) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13,
un sistema de vacío (15), y
25 un sistema de aire caliente (17),
donde la estructura de borde de ataque (13) se dispone delante del larguero delantero (9) de modo que el elemento de pared exterior (47) esté alineado con el revestimiento exterior (11), y
donde el sistema de vacío (15) está conectado con los pasajes (55) para aplicar un vacío a través de los pasajes (55) a las cámaras huecas (51), y
30 donde el sistema de aire caliente (17) está conectado con los conductos de aire caliente (57) para hacer circular mediante soplado aire caliente a través de los conductos de aire caliente (57) hacia las cámaras huecas (51).

35 15. Una aeronave (1) que comprende una estructura de borde de ataque (13) de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 13 o que comprende un plano horizontal (3) de acuerdo con la reivindicación 14.



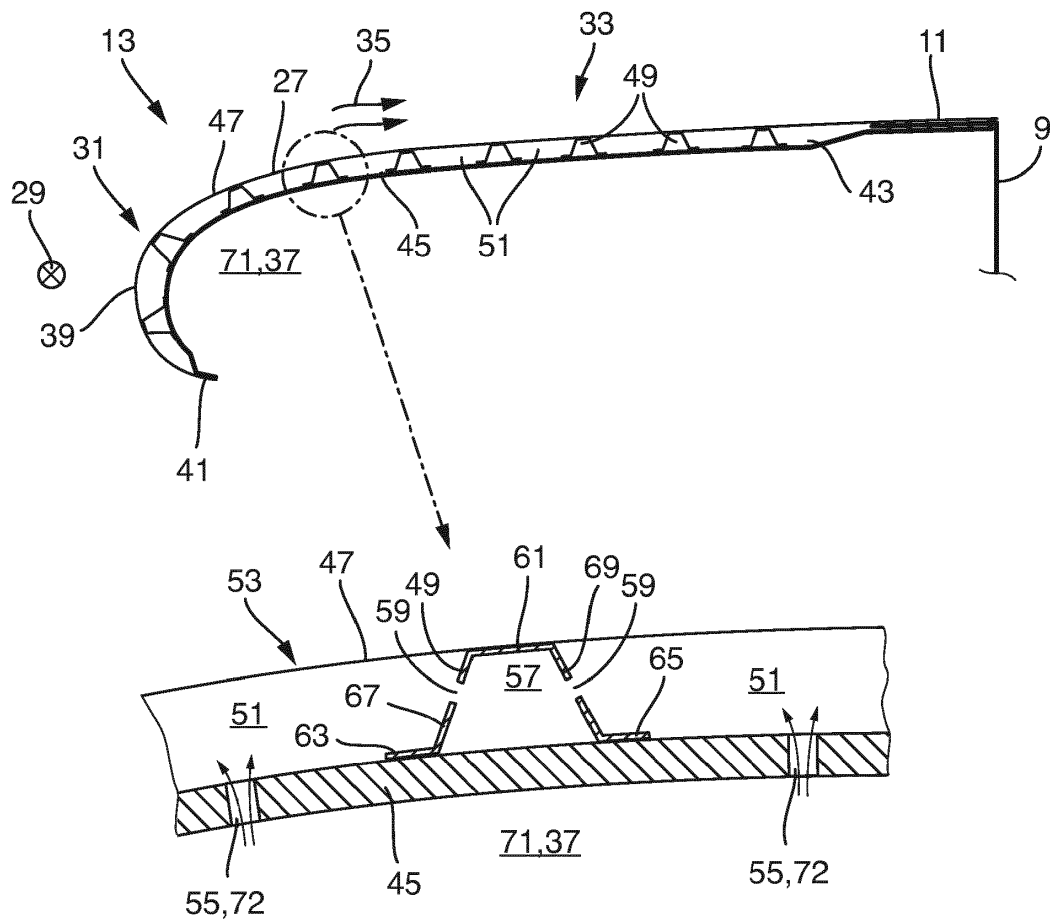


Fig. 2

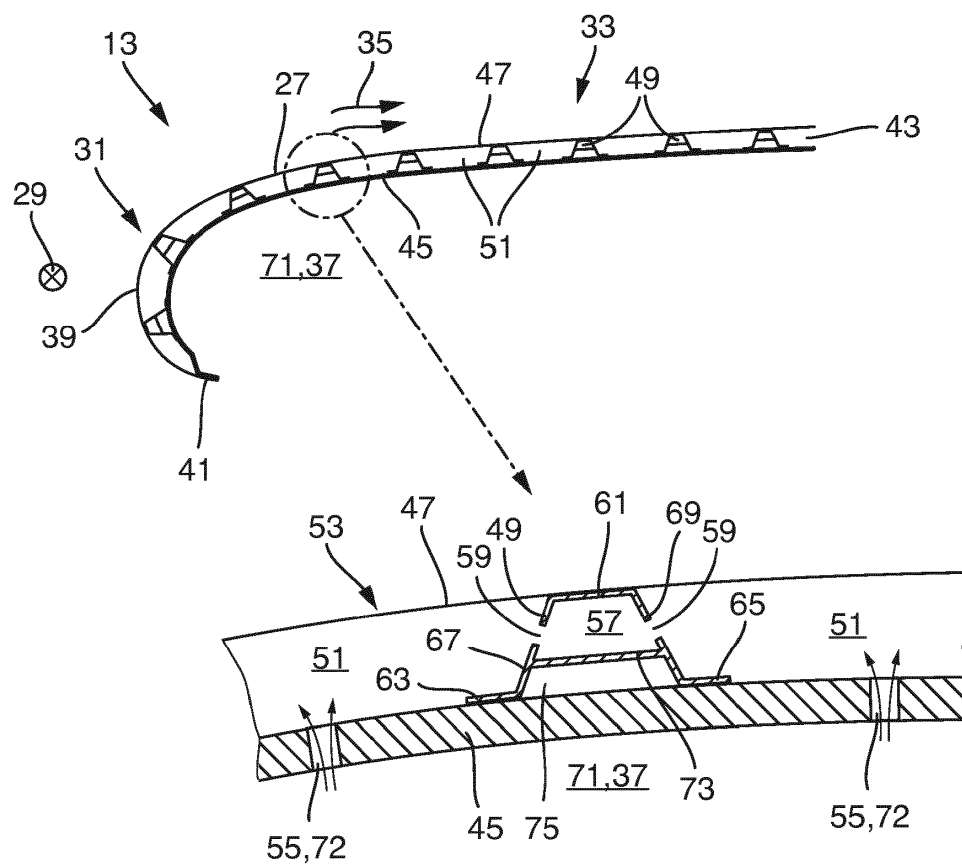


Fig. 3

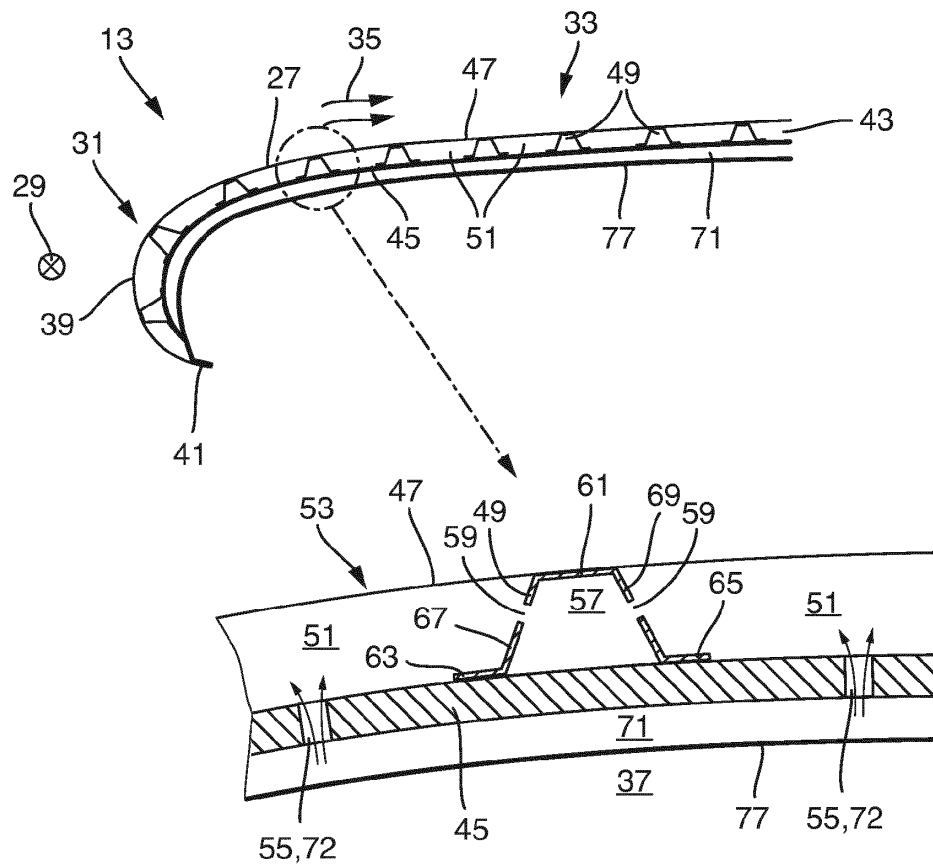


Fig. 4

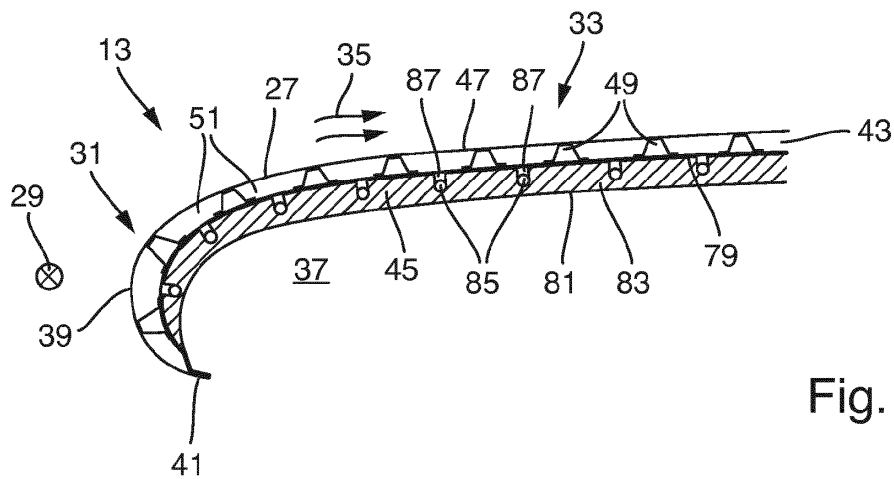


Fig. 5