

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 947 633**

51 Int. Cl.:

B64C 9/16 (2006.01)

B64C 21/06 (2006.01)

B64C 9/14 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **14.11.2019 E 19383003 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.03.2023 EP 3822162**

54 Título: **Superficie de sustentación de aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
14.08.2023

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L.U. (100.0%)
Paseo John Lennon s/n
28906 Getafe (Madrid), ES

72 Inventor/es:

LLAMAS-SANDIN, RAUL CARLOS

74 Agente/Representante:

ARIAS SANZ, Juan

ES 2 947 633 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

Superficie de sustentación de aeronave

5 **Campo técnico de la invención**

La presente invención pertenece al campo de las superficies de sustentación para aeronave. Particularmente, la presente invención proporciona una superficie de sustentación de aeronave con un borde de ataque ranurado de una superficie de control para mejorar la eficiencia aerodinámica de dicha superficie de control.

10

Antecedentes de la invención

Existen superficies de sustentación de aeronaves conocidas con superficies de control de borde de salida que incluyen varios conceptos de superficies de control ranuradas con aplicaciones para dispositivos de alta sustentación, por ejemplo, aletas hipersustentadoras de ala (del inglés, *wing flap*). Particularmente, en una aleta hipersustentadora ranurada, un aire de alta presión estática procedente del intradós de una superficie de sustentación fluye a través de la ranura y sale de esta ranura sobre el extradós de la superficie de control (aleta hipersustentadora) con alto momento. Esta configuración de la superficie de control ranurada hace que el aire permanezca unido a la superficie de aleta hipersustentadora en ángulos de desviación altos y, por lo tanto, permite que la superficie de sustentación alcance coeficientes de sustentación altos.

20

La mayoría de las superficies de control ranuradas conocidas solo se desvían en una dirección debido a restricciones geométricas en el mecanismo de accionamiento y al hecho de que, en el caso de aplicaciones de alta sustentación, la necesidad de coeficientes de sustentación altos se produce solo en una dirección.

25

Además, hay superficies de control conocidas con una disposición simétrica de ranuras que se crean abriendo/cerrando estructuras de puerta por medio de actuadores o enlaces mecánicos. Además, hay varias superficies de control que se articulan doblemente para aumentar la potencia de control sobre las mismas, sin embargo, esta configuración doblemente articulada conduce a una configuración estructural de superficie de control muy compleja. Por ejemplo, el documento US 3.921.942 da a conocer un dispositivo de control para un perfil aerodinámico de aeronave, particularmente un elemento de timón de dirección con estabilizador vertical ranurado doble y un conjunto de puertas para variar las dimensiones de ranura en proporción a la cantidad de desviación de timón de dirección. Sin embargo, esta configuración de estructuras de puerta proporciona una superficie de control compleja que requiere el accionamiento de dichas estructuras de puerta para formar la ranura para permitir el paso del flujo de aire a través de sí misma

30

35

Adicionalmente, el documento US 5.549.260 da a conocer un dispositivo para aliviar la respuesta de sacudida en una superficie de cola con un cilindro ranurado rotatorio que rota para desviar el flujo de aire en el borde de ataque de la superficie de control. Este cilindro ranurado rotatorio comprende aberturas de ranura longitudinales alineadas simétricamente en el lado diametralmente opuesto del cilindro. Dada la geometría de dicho cilindro donde hay salientes que sobresalen de la forma de perfil aerodinámico nominal, aparece una fuente de resistencia aerodinámica y se consideraría bastante inaceptable para aeronaves comerciales ya que estos salientes reducen la eficiencia aerodinámica.

40

Las soluciones conocidas para superficies de control no alcanzan la fuerza de sustentación máxima teórica posible cuando se desvía la superficie de control. Particularmente, los diseños más comunes consisten en superficies de control que rotan alrededor de un eje de modo que, cuando se desvía la superficie de control, la transición desde la parte fija de la superficie y la superficie móvil es una superficie redonda, generada por la rotación del borde de ataque de la superficie de control. El radio de curvatura pequeño de esta superficie de transición conduce a gradientes de presión adversos altos cuando se desvía la superficie de control. El gradiente de presión adverso se produce desde la superficie redonda hasta la superficie externa sustancialmente plana de la superficie móvil, y esto conduce a la separación de flujo en condiciones de alto ángulo de ataque con grandes desviaciones de control. La separación de flujo provoca una pérdida de sustentación y un incremento en la resistencia aerodinámica de la superficie de sustentación.

50

55

En el caso de las superficies de cola de aeronave, el tamaño de la cola a menudo está determinado por la capacidad de sustentación requerida para proporcionar estabilidad o control a la aeronave en ciertas condiciones. La separación de flujo en la superficie de control limita la capacidad de cola para generar la fuerza aerodinámica requerida y esto conduce a un aumento en el tamaño de cola para compensar la limitación en el coeficiente de sustentación debido a la separación de flujo.

60

Un problema físico similar ocurre en el borde de ataque y en el sistema de alta sustentación de alas. En el caso del borde de ataque, una manera de retrasar la separación de flujo es guiar el aire con alta presión alrededor del punto de estancamiento en la superficie inferior en situaciones de alto ángulo de ataque a través de una ranura. El elemento de borde de ataque que forma la ranura se conoce como aleta auxiliar móvil. Este dispositivo retrasa la pérdida de sustentación aumentando el momento y la energía cinética o el aire que recorre la superficie superior del perfil

65

aerodinámico. Este momento aumentado en la corriente de aire sirve para superar el gradiente de presión adverso que ocurre en condiciones de alto ángulo de ataque y, por lo tanto, la superficie de sustentación mantiene su capacidad de generación de sustentación hasta ángulos de ataque más grandes. Además, un efecto físico similar se aprovecha en las superficies altas de borde de salida utilizando el principio de aleta hipersustentadora ranurada. En este caso, se forma un espacio de separación entre la aleta hipersustentadora y la parte fija de la superficie de sustentación y el aire a alta presión desde la superficie inferior fluye a alta velocidad sobre la superficie superior del elemento móvil, ayudando a mantener el flujo de aire unido y, por lo tanto, la capacidad de sustentación con aletas hipersustentadoras desviadas. Por lo tanto, en ambos casos, aletas auxiliares móviles y aletas hipersustentadoras ranuradas, la geometría del espacio de separación o ranura es inherentemente asimétrica con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico. Esto es una consecuencia de la necesidad de generar sustentación por el ala en una sola dirección para compensar el peso de aeronave.

Además, superficies de control en las superficies de cola, como timones de dirección y timones de profundidad, y otras superficies de control como alerones de ala, se requieren para producir sustentación en ambas direcciones. Por lo tanto, los dispositivos ya mencionados no son directamente aplicables a estas superficies de control debido a la falta de bidireccionalidad en la generación de sustentación.

La presente invención aprovecha el principio físico de aceleración del flujo de aire sobre la superficie de la superficie móvil sometida a un gradiente de presión adverso utilizando el aire a alta presión sobre la superficie opuesta de la superficie de sustentación y canalizando este flujo de aire a través de una ranura que tiene una forma apropiada. Por lo tanto, la presente invención proporciona una superficie de control mejorada para una superficie de sustentación que mejora la eficiencia aerodinámica de la superficie de sustentación al permitir el logro de fuerzas de sustentación más altas cuando se desvía la superficie de control. Particularmente, en la presente invención, el aumento de sustentación consiguiente con la superficie de control desviada es efectivo en ambas direcciones.

El documento US 3 677 504 A da a conocer una disposición de aleta hipersustentadora de control para un perfil aerodinámico de una aeronave que tiene una aleta hipersustentadora de control con una superficie de morro definida por un centro de curvatura.

A continuación, el documento US 4 575 030 A se refiere a perfiles aerodinámicos, y más particularmente a un ala en flecha de control de flujo laminar para su uso en transportes a reacción.

Además, el documento US 2 608 365 A da a conocer superficies de control de aeronave, y particularmente aquellas que afectan a la dirección y actitud de vuelo.

Además, el documento US 2 421 694 A se refiere en general a mejoras en aeronaves y más particularmente a mejoras en la disposición, forma y método de funcionamiento de perfiles aerodinámicos y superficies de control de aviones por lo que pueden aumentarse las velocidades y eficiencias de vuelo.

Finalmente, el documento US 2 117 607 A da a conocer dispositivos de aumento de sustentación para aviones, y tiene una referencia particular a una construcción de ala dispuesta para proporcionar una sustentación aumentada cuando el avión está funcionando a velocidades relativamente lentas, tal como al despegar, ascender y aterrizar.

Sumario de la invención

La presente invención proporciona una solución para los problemas mencionados anteriormente, mediante una superficie de sustentación de aeronave según la reivindicación 1 y una aeronave según la reivindicación 12. En las reivindicaciones dependientes, se definen realizaciones preferidas de la invención.

En un primer aspecto, la presente invención proporciona una superficie de sustentación de aeronave que comprende una estructura de soporte y una superficie de control, comprendiendo la superficie de control:

- una estructura de borde de ataque, y

- al menos un elemento aerodinámico dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque y separado de la estructura de borde de ataque por una ranura, comprendiendo la ranura una entrada y una salida,

en la que

la superficie de control está configurada para rotar alrededor de un eje de articulación formando un ángulo de desviación con respecto a la estructura de soporte, la ranura es un canal abierto entre el elemento aerodinámico y la estructura de borde de ataque,

cuando la superficie de control está en un ángulo de desviación predeterminado, la entrada de la ranura se orienta hacia un flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación de modo que este flujo de aire se captura a través de la entrada y se dirige a la salida de la ranura, que comprende además medios de sellado configurados para

5 bloquear el paso de flujo de aire a través de la superficie de sustentación, entre la estructura de soporte y la superficie de control, cuando la superficie de control está al menos en el ángulo de desviación predeterminado, de modo que los medios de sellado evitan que el flujo de aire pase al otro lado de la superficie de control cruzando el interior de la superficie de sustentación, y los medios de sellado comprenden un sello en forma de reborde que sobresale del interior de la estructura de soporte hacia la superficie de control, de modo que cuando la entrada de la ranura no está orientada hacia el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación, al menos un reborde del sello en forma de reborde está en contacto con el al menos un elemento aerodinámico.

10 La presente superficie de control es un componente estructural de la superficie de sustentación configurada para generar fuerzas aerodinámicas a una aeronave. Particularmente, la superficie de control está formada por una estructura de borde de ataque y una estructura de borde de salida. La estructura de borde de ataque es la estructura que está más cerca de la estructura de soporte en la superficie de sustentación que el borde de salida.

15 A lo largo de todo el documento se entenderá que la superficie de control tiene una línea de cuerda de superficie de control C_c extendida desde la estructura de borde de ataque hasta la estructura de borde de salida. Más específicamente, esta línea de cuerda C_c de la superficie de control se extiende desde el extremo más alejado de la estructura de borde de ataque con respecto al borde de salida hasta el extremo más alejado del borde de salida con respecto a su estructura de borde de ataque. El extremo más alejado de la estructura de borde de ataque correspondiente al extremo delantero de la superficie de control y el extremo más alejado del borde de salida correspondiente al extremo trasero de la superficie de control.

20 La presente superficie de sustentación comprende además una estructura de soporte que se entiende como un componente estructural con respecto al cual la superficie de control rotará para desviar el flujo de aire. Es decir, la estructura de soporte se entenderá como una caja de torsión, o una estructura de borde de ataque, o un eje de articulación.

25 La superficie de control comprende además al menos un elemento aerodinámico que se entiende como un cuerpo estructural con una forma de perfil aerodinámico. Este elemento aerodinámico está ubicado al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque de la superficie de control y separado de la estructura de borde de ataque por una ranura. Esta ranura es un canal abierto entre el elemento aerodinámico solidario con la superficie de control y la estructura de borde de ataque de superficie de control.

30 La ranura de la superficie de control comprende una entrada y una salida para permitir el paso de flujo de aire a través de la misma. La entrada es una abertura en la ranura a través de la cual un flujo de aire que fluye fuera de la superficie de sustentación con alta presión dinámica penetra en la ranura para fluir a lo largo de la extensión de ranura hasta que deja la ranura fuera de la superficie de sustentación a través de la salida mencionada.

35 La superficie de sustentación comprende además un eje de articulación alrededor del cual rota la superficie de control para generar fuerzas aerodinámicas a una aeronave, particularmente, para desviar el flujo de aire por medio de la rotación de la superficie de control a cada lado de la superficie de sustentación. En este sentido, cuando la superficie de control rota alrededor de este eje de articulación, se forma un ángulo de desviación entre la superficie de control y la estructura de soporte.

40 La rotación de la superficie de control se entenderá como el movimiento de rotación de la superficie de control en uno o dos sentidos de rotación (sentidos de rotación positivo y negativo) con respecto a la estructura de soporte, siendo uno de los dos sentidos de rotación opuesto a la otro.

45 Además, el elemento aerodinámico está ubicado en condiciones no desviadas hacia delante de la línea de articulación, por lo tanto, la rotación de la superficie de control alrededor del eje de articulación separa este elemento aerodinámico de la estructura de soporte y, ventajosamente, permite capturar aire con alta presión dinámica.

50 Hay un ángulo de desviación predeterminado para el cual la superficie de control desvía el flujo de aire a través de la ranura. A medida que la superficie de control rota con respecto a la estructura de soporte, se forman ángulos de desviación entre la superficie de control rotada y la estructura de soporte. Particularmente, en un ángulo de desviación predeterminado, la entrada de la ranura está expuesta al flujo de aire que está fluyendo fuera de la superficie de sustentación. Este flujo de aire entra en la ranura a través de la entrada y fluye a lo largo de la ranura hasta que sale a través de la salida. Por lo tanto, a medida que la superficie de control rota con respecto a la estructura de soporte, la entrada de ranura entra en contacto con un flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación y, por lo tanto, se genera una desviación de flujo de aire.

55 Cuando el flujo de aire está fluyendo a través de la ranura, se entenderá que este flujo de aire está dentro de la superficie de sustentación. Cuando el flujo de aire está fluyendo alrededor de la superficie de sustentación, o bien antes de entrar a través de la entrada o bien el flujo de aire que sale a través de la salida, se entenderá que el flujo de aire está fuera de la superficie de sustentación.

60 Ventajosamente, la presente superficie de control permite desviar el flujo de aire por medio de la captura de aire a alta

presión dinámica y su aceleración a través de la ranura de modo que deja la ranura de la superficie de control con una mayor velocidad que en la entrada de la ranura mencionada donde se captura este flujo de aire.

5 Por lo tanto, la presente superficie de control ranurada permite ventajosamente alcanzar un coeficiente de sustentación más alto en comparación con las soluciones de la técnica anterior. Además, esta configuración de superficie de control también permite una mayor potencia de control a grandes desviaciones de esta superficie de control dada la presente configuración de superficie de sustentación.

10 Particularmente, la ranura formada entre el elemento aerodinámico y la estructura de borde de ataque de la superficie de control captura aire a alta presión dinámica cuando la superficie de control rota y, por lo tanto, energiza la capa límite sobre la superficie de control. Ventajosamente, cuando la superficie de control rota con respecto a la estructura de soporte, la separación de flujo en los gradientes de presión adversos producidos se retrasa en comparación con la solución de la técnica anterior.

15 El efecto de la aceleración de flujo de aire es que al ganar energía cinética, extraída de la presión estática en la entrada de ranura, el flujo de aire sale de la ranura por la salida de ranura con mayor momento en comparación con el de la capa límite. Esto permite que el flujo de aire permanezca unido a las superficies de la superficie de control y supere el gradiente de presión adverso que surge cuando se desvía la superficie de control.

20 En una realización particular, el eje de articulación pasa a través de la estructura de borde de ataque de la superficie de control de modo que la superficie de control rota alrededor de este eje de articulación en su estructura de borde de ataque.

25 En una realización particular, la estructura de borde de ataque de la superficie de control es sustancialmente redonda. La expresión "sustancialmente redonda" se entenderá como que la estructura de borde de ataque tiene una superficie curva definida por uno o más radios de curvatura. Más en particular, una parte de la estructura de borde de ataque tiene una superficie circular y la parte restante de la estructura de borde de ataque comprende una superficie formada por curvas de adaptación.

30 En una realización particular, el elemento aerodinámico exhibe la forma de un perfil aerodinámico y comprende en su superficie externa (la superficie que está parcialmente orientada hacia el exterior de la superficie de sustentación) una primera parte que es sustancialmente redonda y una segunda parte que es sustancialmente plana. Ventajosamente, este diseño del elemento aerodinámico proporciona una forma aerodinámica que reduce la resistencia aerodinámica en la superficie de sustentación cuando se desvía junto con la rotación de la superficie de control, así como cuando la
35 superficie de control no se hace rotar.

40 Cuando la superficie de control no se hace rotar (o cuando la entrada de la ranura no está orientada hacia el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación), las superficies de la estructura de soporte y las superficies de la superficie de control junto con los elementos aerodinámicos definen superficies que son esencialmente las mismas que la forma nominal del perfil aerodinámico de la superficie de sustentación.

En una realización particular, la superficie de control comprende además un extradós y un intradós, en la que el al menos un elemento aerodinámico se coloca en el extradós y/o en el intradós de la superficie de control.

45 Estos extradós e intradós se entienden como la superficie superior y la superficie inferior de la superficie de control con respecto a su línea de cuerda C_c . Particularmente, el elemento aerodinámico puede estar dispuesto parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque en el extradós o en el intradós o en ambos lados, extradós e intradós.

50 La disposición del elemento aerodinámico ubicado solo en un lado de la superficie de control reduce ventajosamente la complejidad del conjunto y es aplicable cuando la capacidad de sustentación requerida por la superficie de sustentación es significativamente mayor en un sentido de rotación que en el otro. Esta configuración es para el caso en las superficies de timón de profundidad de estabilizadores horizontales que tienden a no tener perfiles aerodinámicos simétricos.

55 En una realización más particular, la superficie de control comprende dos elementos aerodinámicos,

- un primer elemento aerodinámico dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque y en el extradós de la superficie de control, y

60 - un segundo elemento aerodinámico dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque y en el intradós de la superficie de control.

65 La disposición de dos elementos aerodinámicos en la superficie de control permite ventajosamente que la superficie de control desvíe el flujo de aire en ambos ángulos de desviación positivo y negativo (tanto hacia el intradós como hacia el extradós de la superficie de control). Es decir, la superficie de control puede desviar el flujo de aire hacia el extradós por su rotación en una primer sentido de rotación y también puede desviar el flujo de aire hacia el intradós

por su rotación en un segundo sentido de rotación, siendo el segundo sentido de rotación opuesto al primer sentido de rotación.

5 Los medios de sellado evitan que el flujo de aire pase a través de la superficie de sustentación desde el intradós de la superficie de control hasta el extradós y/o viceversa cuando la superficie de control está en el ángulo de desviación predeterminado. Ventajosamente, estos medios de sellado evitan fugas o pérdida de presión desde un lado de la superficie de sustentación al otro.

10 En una realización más particular, los medios de sellado están ubicados en la estructura de soporte de modo que en cualquier ángulo de desviación de la superficie de control los medios de sellado están en contacto con la estructura de borde de ataque de la superficie de control.

15 El contacto entre los medios de sellado y la estructura de borde de ataque de la superficie de control impide ventajosamente que el flujo de aire pase entre los mismos, y, por consiguiente, pase a través de la superficie de sustentación de un lado al otro lado.

20 A través de todo este documento, el hecho de que la ranura no esté orientada hacia el flujo de aire se entenderá como que la superficie de control está en la posición en la que el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación no puede penetrar a través de la entrada de ranura. Además, esta posición también se entenderá como la posición en la que la superficie de control no se hace rotar con respecto a la estructura de soporte.

25 Los medios de sellado sobresalen desde el interior de la estructura de soporte hacia la superficie de control en forma de rebordes. Cuando la entrada de la ranura de superficie de control no está orientada hacia el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación, al menos un reborde de los medios de sellado está en contacto con un elemento aerodinámico.

30 Dado que la salida de ranura siempre está en contacto o expuesta al flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación, el contacto entre el sello en forma de reborde y el elemento aerodinámico evita que un flujo de aire procedente de la salida de ranura penetre en la superficie de sustentación de un lado de la superficie de sustentación al otro.

35 En una realización más particular, cuando la entrada de la ranura de superficie de control no está en contacto con el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación, ambos rebordes de los medios de sellado están en contacto con dos elementos aerodinámicos.

40 En una realización particular, la estructura de soporte comprende un revestimiento superior y un revestimiento inferior, ambos revestimientos superior e inferior alojan al menos parcialmente al menos un elemento aerodinámico de la superficie de control cuando la entrada de la ranura no está orientada hacia el flujo de aire que fluye alrededor de la superficie de sustentación.

45 Estos revestimientos superior e inferior definen una estructura de soporte que permite alojar parcialmente la superficie de control. Particularmente, el extremo más alejado de la estructura de borde de ataque de la superficie de control con respecto al borde de salida de esta superficie de control está dispuesto por delante del extremo trasero de uno de los revestimientos inferior y superior.

Esta configuración de las superficies superior y/o inferior de la estructura de soporte y el elemento aerodinámico en contacto cuando la superficie de control no está desviada, proporciona una superficie de sustentación continua que reduce ventajosamente la resistencia aerodinámica de la presente superficie de sustentación.

50 Además, para la realización particular en la que la superficie de control comprende dos elementos aerodinámicos, ambos revestimientos superior e inferior de la estructura de soporte alojan parcialmente un elemento aerodinámico en cualquier ángulo de desviación de la superficie de control.

55 En una realización más particular, los medios de sellado son un sello que sobresale desde uno del revestimiento inferior y el revestimiento superior de la estructura de soporte. Particularmente, el sello está en contacto con la estructura de borde de ataque de la superficie de control en cualquier ángulo de desviación de la superficie de control.

60 En una realización particular, la superficie de control está unida de manera rotatoria a la estructura de soporte en el eje de articulación por medio de un primer accesorio. El primer accesorio se entiende como un elemento de unión que mantiene la superficie de control rotatoria unida a la estructura de soporte, permitiendo su rotación alrededor del eje de articulación con respecto a dicha estructura de soporte.

65 Más particularmente, la superficie de control está unida además al eje de articulación por medio de un segundo accesorio. El segundo accesorio también es un elemento de unión que une la superficie de control al eje de articulación permitiendo la rotación de la superficie de control con respecto a la estructura de soporte.

En una realización particular, la superficie de control es una superficie de control de borde de salida.

En una realización particular, la superficie de sustentación de aeronave es un ala de aeronave, o un estabilizador horizontal, o un estabilizador vertical.

5 En una realización particular, la superficie de control es un timón de dirección o un timón de profundidad o un alerón de ala o una aleta hipersustentadora de ala.

10 En una realización particular, la superficie de control es simétrica con respecto a su línea de cuerda C_c . Dada la configuración simétrica de la superficie de control y la forma aerodinámica adecuada de los elementos aerodinámicos, esta superficie de control puede rotar en dos sentidos de rotación, y los elementos aerodinámicos son efectivos para producir una aceleración del flujo de aire a través de la ranura en ángulos de desviación tanto positivos como negativos.

15 En otra realización particular, la superficie de control es asimétrica con respecto a su longitud de cuerda C_c . Ventajosamente, esta configuración asimétrica reduce la complejidad del conjunto de superficie de sustentación, y también aumenta la capacidad de sustentación en un sentido de rotación en comparación con el otro sentido de rotación. En particular, esta configuración de disposición asimétrica se aplica para una aleta hipersustentadora de aeronave y para una superficie de cola horizontal en el despegue.

20 En un segundo aspecto, la presente invención proporciona una aeronave que comprende una superficie de sustentación de aeronave según cualquier realización del primer aspecto.

Descripción de los dibujos

25 Estas y otras características y ventajas de la invención se entenderán claramente a la vista de la descripción detallada de la invención que se hace evidente a partir de una realización preferida de la invención, dada solo como ejemplo y sin limitarse a la misma, con referencia a los dibujos.

30 Figura 1. Esta figura muestra una vista en sección transversal de una superficie de sustentación según una primera realización de la presente invención.

Figura 2. Esta figura muestra una vista en sección transversal de la superficie de sustentación según la primera realización con la superficie de control rotada.

35 Figura 3. Esta figura muestra una vista en sección transversal de una superficie de sustentación según un ejemplo ilustrativo que no entra dentro del alcance de las reivindicaciones.

Figura 4. Esta figura muestra una vista en sección transversal de la superficie de sustentación según el ejemplo ilustrativo que no entra dentro del alcance de las reivindicaciones con la superficie de control rotada.

40 Figura 5. Esta figura muestra una aeronave según una realización de la presente invención.

Descripción detallada de la invención

45 Las figuras 1-2 muestran realizaciones de una superficie de sustentación de aeronave (1) según la presente invención. La superficie de sustentación de aeronave (1) comprende principalmente una estructura de soporte (2) y una superficie de control (3). Esta superficie de control (3) comprende una estructura de borde de ataque (5) y un borde de salida (15), estando la estructura de borde de ataque (5) más cerca de la estructura de soporte (2) que el borde de salida (15).

50 Además, la superficie de control (3) comprende al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) que está dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) y separado de la estructura de borde de ataque (5) por una ranura (8). Esta ranura (8) comprende una entrada (8.1) y una salida (8.2) para permitir el paso de flujo de aire a través de la misma. Este al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) está ubicado en el extradós (3.1) o en el intradós (3.2) de la superficie de control (3).

55 Esta superficie de sustentación de aeronave (1) comprende además un eje de articulación (4) alrededor del cual la superficie de control (3) puede rotar para formar un ángulo de desviación (θ) con respecto a la estructura de soporte (2). Es decir, la superficie de control (3) puede hacerse rotar unida al eje de articulación (4). En estas realizaciones, el eje de articulación (4) pasa a través de la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3).

60 Cuando la superficie de control (3) rota a un ángulo de desviación predeterminado (θ), la entrada (8.1) de la ranura (8) está en contacto con el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1). Es decir, cuando la superficie de control (3) está en el ángulo de desviación predeterminado (θ), el flujo de aire (9) entra en la ranura (8) a través de la entrada (8.1) y fluye hacia la salida (8.2) de la ranura (8), por lo tanto, el flujo de aire (9) deja la ranura (8) con mayor velocidad que la de la capa límite de una superficie de control que no representa esta invención.

65

La presente superficie de sustentación de aeronave (1) comprende una línea de cuerda C_L que se extiende desde un extremo (no mostrado) hasta otro extremo correspondiente al extremo de superficie de control ubicado en su borde de salida (15). Además, la superficie de control (3) comprende una línea de cuerda C_C que se extiende desde el extremo más alejado de la estructura de borde de ataque (5) con respecto al borde de salida (15) hasta el extremo más alejado del borde de salida (15) con respecto a su estructura de borde de ataque (5).

En estas figuras 1-4, la superficie de control (3) se muestra en dos posiciones diferentes, una primera posición y una segunda posición. La primera posición corresponde a la posición en la que la superficie de control (3) no se hace rotar con respecto a la estructura de soporte (2), es decir, cuando la entrada (8.1) de la ranura (8) no está en contacto con el flujo de aire (9) que fluye fuera de la superficie de sustentación (1). En esta primera posición (mostrada en las figuras 1 y 3), la línea de cuerda de superficie de control C_C está alineada con la línea de cuerda de superficie de sustentación C_L , de modo que se entiende que la superficie de control (3) forma un ángulo de desviación (θ) de 0° con respecto a la estructura de soporte (2).

La segunda posición corresponde a la posición en la que la superficie de control (3) se hace rotar en un ángulo de desviación predeterminado (θ) con respecto a la estructura de soporte (2), es decir, cuando la entrada (8.1) está orientada hacia o en contacto directo con el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1). En esta segunda posición (mostrada en las figuras 2 y 4), la línea de cuerda de superficie de control C_C forma un ángulo con respecto a la línea de cuerda de superficie de sustentación C_L , correspondiendo este ángulo al ángulo de desviación predeterminado (θ), siendo el ángulo θ diferente de 0.

Por lo tanto, se entenderá que en la primera posición la superficie de control (3) no se hace rotar (3) con respecto a la estructura de soporte (2) y que en la segunda posición la superficie de control (3) se hace rotar con respecto a la estructura de soporte (2) formando un ángulo de desviación predeterminado (θ).

La estructura de soporte (2) es una caja de torsión que comprende el revestimiento superior (11) y el revestimiento inferior (12). Estos revestimientos superior (11) e inferior (12) alojan al menos parcialmente una parte de la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3).

Además, la superficie de control (3) puede hacerse rotar unida a la estructura de soporte (2) en el eje de articulación (4) por el primer accesorio (13). Adicionalmente, esta superficie de control (3) también está unida al eje de articulación (4) por un segundo accesorio (14).

Primera realización

Las figuras 1-2 muestran una primera realización de una superficie de sustentación (1) según la descripción anterior, en particular, mostrando una vista en sección transversal de esta superficie de sustentación (1). En esta primera realización, la superficie de control (3) comprende dos elementos aerodinámicos (6.1, 6.2). Un primer elemento aerodinámico (6.1) que está dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) en el extradós (3.1) de esta superficie de control (3), y un segundo elemento aerodinámico (6.2) que está dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) en el intradós (3.2) de la superficie de control (3). Es decir, los elementos aerodinámicos (6.1, 6.2) se colocan uno a cada lado de la superficie de control (3) con respecto a su línea de cuerda C_C .

En esta primera realización, la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3) es sustancialmente redonda y la superficie de control (3) es simétrica con respecto a su línea de cuerda C_C .

La superficie de control (3) puede hacerse rotar alrededor del eje de articulación (4) formando un ángulo de desviación (θ) (mostrado en la figura 2) con respecto a la estructura de soporte (2). Más particularmente, la superficie de control (3) puede hacerse rotar en dos sentidos de rotación opuestos.

En particular, cada elemento aerodinámico (6.1, 6.2) está ubicado alrededor de una sección de la estructura de borde de ataque (5), respectivamente. Ambos elementos aerodinámicos (6.1, 6.2) son simétricos con respecto a la línea de cuerda de la superficie de control C_C . Estos elementos aerodinámicos (6.1, 6.2) también rotan alrededor del eje de articulación (4) al mismo tiempo que la superficie de control (3).

En cualquier ángulo de desviación (θ), los elementos aerodinámicos (6.1, 6.2), estando separados de la estructura de borde de ataque (5), formarán una ranura (8) como un paso de flujo de aire. Particularmente, esta ranura (8) comprende una entrada (8.1) y una salida (8.2) para permitir que el paso de flujo de aire (9) a través de la ranura (8) entre a través de la entrada (8.1), circule a través de la ranura (8) y salga a través de la salida (8.2) como se muestra en la figura 2. Esta configuración particular de la superficie de control ranurada (3) permite lograr un coeficiente de sustentación más alto, así como una mayor potencia de control en grandes desviaciones, en comparación con las configuraciones de la técnica anterior. Particularmente, esta ranura (8) captura aire a alta presión dinámica cuando se hace rotar la superficie de control (3) (figura 2), de tal manera que la capa límite se energiza sobre la superficie de

control (3).

5 En esta primera realización, la superficie de control (3) puede desviar el flujo de aire en dos direcciones según el sentido de rotación de esta superficie de control (3) con respecto a la estructura de soporte (2). Por ejemplo, en la figura 2, la superficie de control (3) se rota hacia su intradós (3.2), es decir, la superficie de control (3) está desviando el flujo de aire (9) en la dirección del intradós (3.2). Sin embargo, la superficie de control (3) está configurada, gracias a la presencia de dos elementos aerodinámicos (6.1, 6.2), para desviar también el flujo de aire en la dirección de su extradós (3.1) (no mostrado).

10 En la figura 1, la superficie de control (3) está en una primera posición donde el ángulo de desviación (θ) es 0, es decir, donde la superficie de control (3) no se hace rotar con respecto a la estructura de soporte (2). En esta primera posición, la disposición de los elementos aerodinámicos (6.1, 6.2) y la estructura de soporte (2) forma un alojamiento para la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). En particular, los revestimientos superior (11) e inferior (12) de la estructura de soporte (2) están en voladizo y más cerca de cada elemento aerodinámico (6.1, 6.2) como puede observarse en la figura 1.

15 Cada elemento aerodinámico (6.1, 6.2) tiene una forma aerodinámica que proporciona, junto con los revestimientos (11, 12) de la estructura de soporte (2) y las superficies del borde de salida (15) de la superficie de control (3), una superficie sustancialmente continua para la superficie de sustentación (1). Esta forma de los elementos aerodinámicos (6.1, 6.2) reduce la resistencia aerodinámica en la superficie de sustentación (1) cuando se hace rotar la superficie de control.

25 En la figura 2, la superficie de control (3) está en una segunda posición donde un ángulo de desviación predeterminado (θ) está formado por la superficie de control (3) con respecto a la estructura de soporte (2). Es decir, en esta segunda posición, la superficie de control (3) se hace rotar con respecto a la estructura de soporte (2). Particularmente, se forma un espacio de separación entre el primer elemento aerodinámico (6.1) y el revestimiento superior (11) de la estructura de soporte (2). Este espacio de separación permite que la entrada (8.1) de la ranura (8) se oriente hacia y esté en contacto directo con el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1).

30 Cuando la superficie de control (3) se hace rotar alrededor del eje de articulación (4) y uno de los elementos aerodinámicos (6) se separa de la estructura de soporte (2), se desvía el paso de flujo de aire a través de la ranura (8). En esta configuración, el flujo de aire (9) desde la ranura (8) ubicada en el intradós (3.2) de la superficie de control está bloqueada por un sello (7).

35 En esta primera realización, la superficie de sustentación (1) comprende además un sello (7) dispuesto en la estructura de soporte (2) para estar siempre en contacto con la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). Es decir, en ambas posiciones de las superficies de control (figuras 1-2), el sello (7) está en contacto con la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). Este sello (7) tiene una forma de reborde que sobresale del interior de la estructura de soporte (2) hacia la superficie de control (3). En particular, cuando la superficie de control está en la primera posición (figura 1), ambos rebordes (7.1, 7.2) del sello (7) están en contacto con los elementos aerodinámicos (6.1, 6.2). En esta posición, el sello (7) evita que el flujo de aire (9) pueda entrar en la ranura (8) a través de una de las salidas (8.2) y pueda pasar al otro lado de la superficie de control (3) cruzando a través de la superficie de sustentación. Por otro lado, cuando la superficie de control (3) está en la segunda posición (figura 2), un reborde (7.1) del sello (7) entra en contacto con la estructura de borde de ataque (5) evitando que el flujo de aire (9) que fluye a través de la ranura (8) pase al otro lado de la superficie de control (3) cruzando el interior de la superficie de sustentación (1). Además, en esta segunda posición, el otro reborde (7.2) del sello (7) entra en contacto con los segundos elementos aerodinámicos (6.2) limitando el flujo de aire que fluye hacia el interior de la superficie de control (3).

50 A medida que la superficie de control (3) comienza a rotar, el primer elemento aerodinámico (6.1) deja de estar en contacto con el primer sello (7) y el flujo de aire (9) comienza a fluir a través de la ranura (8) mientras que el segundo elemento aerodinámico (6.2) permanece en contacto con el sello (7) (la transición móvil de la superficie de control (3) de la figura 1 a la figura 2). Por lo tanto, este sello (7) evita fugas o pérdida de presión desde un lado de la superficie de sustentación (1) al otro.

55 La figura 2 muestra particularmente la trayectoria de flujo de aire alrededor de la superficie de sustentación (1) cuando la superficie de control (3) está en un ángulo de desviación predeterminado (θ). Cuando la superficie de control (3) rota en un sentido dado con un ángulo de desviación predeterminado (θ), el primer elemento aerodinámico (6.1) deja de estar en contacto con el primer sello (7) y también rota con la superficie de control (3). Como resultado de esta rotación, la entrada (8.1) de la ranura (8) comienza a estar en contacto con el flujo de aire (9) para permitir la desviación de flujo de aire por medio de la rotación de la superficie de control (3).

65 De esta manera, una parte del flujo de aire (9) que circula alrededor de la superficie de sustentación (1) entra en la ranura (8) a través de la entrada (8.1) y circula por la ranura (8) hasta que sale por la salida (8.2) y continúa circulando sobre la superficie del extradós (3.1) de la superficie de control (3).

Por otro lado, el resto del flujo de aire (9) que circula alrededor de la superficie de sustentación (1) continúa fluyendo alrededor del primer elemento aerodinámico (6.1). Particularmente, hay un flujo de aire que circula alrededor de la parte superior de la superficie de sustentación (1) y otro que circula alrededor de la parte inferior de esta superficie de sustentación (1).

5 En un ejemplo particular, la superficie de sustentación (1), mostrada para esta primera realización, es un estabilizador vertical en el que la estructura de soporte (2) es una caja de torsión y la superficie de control (3) es un timón de dirección.

10 Las figuras 3-4 muestran un ejemplo ilustrativo de una superficie de sustentación que no entra dentro del alcance de las reivindicaciones, particularmente una vista en sección transversal de esta superficie de sustentación (1). En este ejemplo, la superficie de control (3) comprende un elemento aerodinámico (6) que está dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) en el intradós (3.2) de la superficie de control (3). En esta configuración, en el intradós (3.1) la superficie de control (3) está libre de un elemento aerodinámico adicional.

15 En este ejemplo, la superficie de control (3) es asimétrica con respecto a su línea de cuerda C_c .

Además, la superficie de control (3) puede hacerse rotar alrededor del eje de articulación (4) formando un ángulo de desviación (θ) (mostrado en la figura 4) con respecto a la estructura de soporte (2). Esta superficie de control puede hacerse rotar en ambos sentidos de rotación, pero la fuerza de control mejorada solo se produce en un sentido de rotación. Esto es útil para el despegue, pero en vuelo se usan ambos sentidos, aunque en ángulos de desviación más bajos. El elemento aerodinámico (6) también puede hacerse rotar alrededor del eje de articulación (4) al mismo tiempo que la superficie de control (3).

25 En un ángulo de desviación predeterminado (θ), el elemento aerodinámico (6), estando separado de la estructura de borde de ataque (5), formará una ranura (8) como un paso de flujo de aire. Esta ranura (8) comprende una entrada (8.1) y una salida (8.2) para permitir que el paso de flujo de aire (9) a través de la ranura (8) entre a través de la entrada (8.1), circule a través de la ranura (8) y salga a través de la salida (8.2) como se muestra en la figura 4. Esta configuración particular de la superficie de control ranurada (3) permite alcanzar un coeficiente de sustentación más alto, así como una mayor potencia de control en grandes desviaciones, en comparación con las configuraciones de la técnica anterior. Particularmente, esta ranura (8) captura aire a alta presión dinámica cuando se hace rotar la superficie de control (3) (figura 4), de tal manera que energiza la capa límite sobre la superficie de control (3).

35 En la figura 3, la superficie de control (3) está en una primera posición donde el ángulo de desviación (θ) es 0, es decir, donde la superficie de control (3) no está rotada con respecto a la estructura de soporte (2). En esta primera posición, la disposición del elemento aerodinámico (6) y la estructura de soporte (2) forma un alojamiento para la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). En particular, los revestimientos superior (11) e inferior (12) de la estructura de soporte (2) están en voladizo y el revestimiento inferior (12) está más cerca del elemento aerodinámico (6) como puede observarse en la figura 3.

40 El elemento aerodinámico (6) tiene una forma aerodinámica que proporciona, junto con el revestimiento inferior (12) de la estructura de soporte (2) y la superficie del borde de salida (15) de la superficie de control (3), una superficie sustancialmente continua para la superficie de sustentación (1). Esta forma del elemento aerodinámico (6) reduce la resistencia aerodinámica en la superficie de sustentación (1) cuando se hace rotar la superficie de control.

45 En la figura 4, la superficie de control (3) está en una segunda posición donde un ángulo de desviación predeterminado (θ) está formado por la superficie de control (3) con respecto a la estructura de soporte (2). Es decir, en esta segunda posición, la superficie de control (3) está rotada con respecto a la estructura de soporte (2). Particularmente, se forma un espacio de separación entre el elemento aerodinámico (6) y el revestimiento inferior (13) de la estructura de soporte (2). Este espacio de separación permite que la entrada (8.1) de la ranura (8) se oriente hacia y esté en contacto directo con el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1) en el intradós (3.2) de la superficie de control (3).

50 Cuando la superficie de control (3) se hace rotar alrededor del eje de articulación (4) y el elemento aerodinámico (6) se separa de la estructura de soporte (2), se desvía el paso de flujo de aire a través de la ranura (8). En esta configuración, el paso de flujo de aire (9) hacia el interior de la superficie de sustentación (1) en el extradós (3.1) de la superficie de control (3) está bloqueado por un sello (7).

55 En este ejemplo, la superficie de sustentación (1) comprende además un sello (7) ubicado dentro de la estructura de soporte (2) y unido al lado interior de la superficie superior (11) de la estructura de soporte (2). Particularmente, el sello (7) siempre está en contacto con la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). Es decir, en ambas posiciones de las superficies de control (figuras 3-4) el sello (7) está en contacto con la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3). Este sello (7) sobresale hacia el interior del revestimiento superior (11) de la estructura de soporte (2). En cualquier posición de la superficie de control (3), el sello (7) evita que el flujo de aire (9) pueda cruzar la superficie de sustentación (1) entre la estructura de soporte (2) y la superficie de control (3) y pueda pasar al otro lado en la superficie de control (3). Por lo tanto, este sello (7) evita fugas o pérdida de presión desde un

lado de la superficie de sustentación (1) al otro, es decir, desde el extradós (3.1) al intradós (3.2).

La figura 4 muestra particularmente la trayectoria de flujo de aire alrededor de la superficie de sustentación (1) cuando la superficie de control (3) está en un ángulo de desviación predeterminado (θ). Cuando la superficie de control (3) rota en un sentido dado con un ángulo de desviación predeterminado (θ), una parte del elemento aerodinámico (6.1) deja de alojarse parcialmente en la estructura de soporte (2) y también rota con la superficie de control (3). Como resultado de esta rotación, la entrada (8.1) de la ranura (8) comienza a estar en contacto con el flujo de aire (9) para permitir la desviación de flujo de aire por medio de la rotación de la superficie de control (3).

De esta manera, una parte del flujo de aire (9) que circula alrededor de la superficie de sustentación (1) entra en la ranura (8) a través de la entrada (8.1) y circula a través de dicha ranura (8) hasta que sale a través de la salida (8.2) y continúa circulando en la superficie del intradós (3.2) de la superficie de control (3).

Además, hay un flujo de aire (9) que circula alrededor de la parte superior de la superficie de sustentación (1) que no puede penetrar en el interior de la superficie de sustentación debido a la presencia del sello (7) y su contacto con la estructura de borde de ataque (5).

En un ejemplo particular, la superficie de sustentación (1) es una superficie de sustentación horizontal en la que la estructura de soporte (2) es una caja de torsión y la superficie de control (3) es un timón de profundidad.

La figura 5 muestra una aeronave (10) que comprende una pluralidad de superficies de sustentación según la presente invención. Particularmente, estas superficies de sustentación son las alas de aeronave (16), estabilizadores horizontales (17), y estabilizador vertical (18). En un ejemplo particular, el estabilizador horizontal (17) corresponde al ejemplo ilustrativo ya mencionado de la presente superficie de sustentación. El estabilizador vertical (18) corresponde a la primera realización de la presente superficie de sustentación. En un ala, la presente invención podría aplicarse a alerones y potencialmente superficies de aleta hipersustentadora. En un plano de cola horizontal, el timón de profundidad podría beneficiarse de la primera realización de la presente invención. En un plano de cola vertical, el timón de dirección se beneficiaría de la primera realización de la presente invención.

REIVINDICACIONES

1. Superficie de sustentación de aeronave (1) que comprende una estructura de soporte (2) y una superficie de control (3), comprendiendo la superficie de control (3):
- 5 - una estructura de borde de ataque (5), y
- al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) y separado de dicha estructura de borde de ataque (5) por una ranura (8), comprendiendo la ranura (8) una entrada (8.1) y una salida (8.2),
- 10 en la que
- la superficie de control (3) está configurada para rotar alrededor de un eje de articulación (4) formando un ángulo de desviación (θ) con respecto a la estructura de soporte (2),
- 15 la ranura (8) es un canal abierto entre el elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) y la estructura de borde de ataque (5),
- 20 cuando la superficie de control (3) está en un ángulo de desviación predeterminado (θ) la entrada (8.1) de la ranura (8) está orientada hacia un flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1) de modo que este flujo de aire (9) se captura a través de la entrada (8.1) y se dirige a la salida (8.2) de la ranura (8),
- 25 que comprende además medios de sellado (7) configurados para bloquear el paso de flujo de aire a través de la superficie de sustentación (1), entre la estructura de soporte (2) y la superficie de control (3), cuando la superficie de control (3) está al menos en el ángulo de desviación predeterminado (θ), de modo que los medios de sellado (7) evitan que el flujo de aire (9) pase al otro lado de la superficie de control (3) cruzando el interior de la superficie de sustentación (1), caracterizada porque
- 30 los medios de sellado (7) comprenden un sello en forma de reborde (7) que sobresale del interior de la estructura de soporte (2) hacia la superficie de control (3), de modo que cuando la entrada (8.1) de la ranura (8) no está orientada hacia el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1) al menos un reborde (7.1, 7.2) del sello en forma de reborde (7) está en contacto con el al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2).
- 35
2. Superficie de sustentación de aeronave (1) según la reivindicación 1, en la que la superficie de control (3) comprende además:
- 40 - un extradós (3.1), y
- un intradós (3.2),
- 45 en la que el al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) se coloca en el extradós (3.1) y/o en el intradós (3.2) de la superficie de control (3).
3. Superficie de sustentación de aeronave (1) según la reivindicación 2, en la que la superficie de control (3) comprende dos elementos aerodinámicos (6.1, 6.2),
- 50 - un primer elemento aerodinámico (6.1) dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) y en el extradós (3.1) de la superficie de control (3), y
- un segundo elemento aerodinámico (6.2) dispuesto al menos parcialmente alrededor de la estructura de borde de ataque (5) y en el intradós (3.2) de la superficie de control (3).
- 55
4. Superficie de sustentación de aeronave (1) según la reivindicación 1, en la que los medios de sellado (7) están ubicados en la estructura de soporte (2) de modo que en cualquier ángulo de desviación (θ) de la superficie de control (3) los medios de sellado (7) están en contacto con la estructura de borde de ataque (5) de la superficie de control (3).
- 60
5. Superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la estructura de soporte (2) comprende un revestimiento superior (11) y un revestimiento inferior (12), los revestimientos tanto superior (11) como inferior (12) alojan al menos parcialmente al menos un elemento aerodinámico (6, 6.1, 6.2) de la superficie de control (3) cuando la entrada (8.1) de la ranura (8) no está orientada hacia el flujo de aire (9) que fluye alrededor de la superficie de sustentación (1).
- 65

6. Superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que los medios de sellado (7) son un sello que sobresale desde uno del revestimiento inferior (12) y el revestimiento superior (11) de la estructura de soporte (2).
- 5 7. Superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie de control (3) puede hacerse rotar unida a la estructura de soporte (2) en el eje de articulación (4) por medio de un primer accesorio (13).
- 10 8. Superficie de sustentación de aeronave (1) según la reivindicación 7, en la que la superficie de control (3) está unida además al eje de articulación (4) por medio de un segundo accesorio (14).
9. Superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la superficie de control (3) es una superficie de control de borde de salida.
- 15 10. Superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que es:
- un ala de aeronave (16), o
 - un estabilizador horizontal (17), o
 - un estabilizador vertical (18).
- 20
11. Superficie de sustentación de aeronave (1) según las reivindicaciones 1-9, en la que la superficie de control (3) es un timón de dirección, o un timón de profundidad, o un alerón de ala o una aleta hipersustentadora de ala.
- 25
12. Aeronave (10) que comprende una superficie de sustentación de aeronave (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
- 30

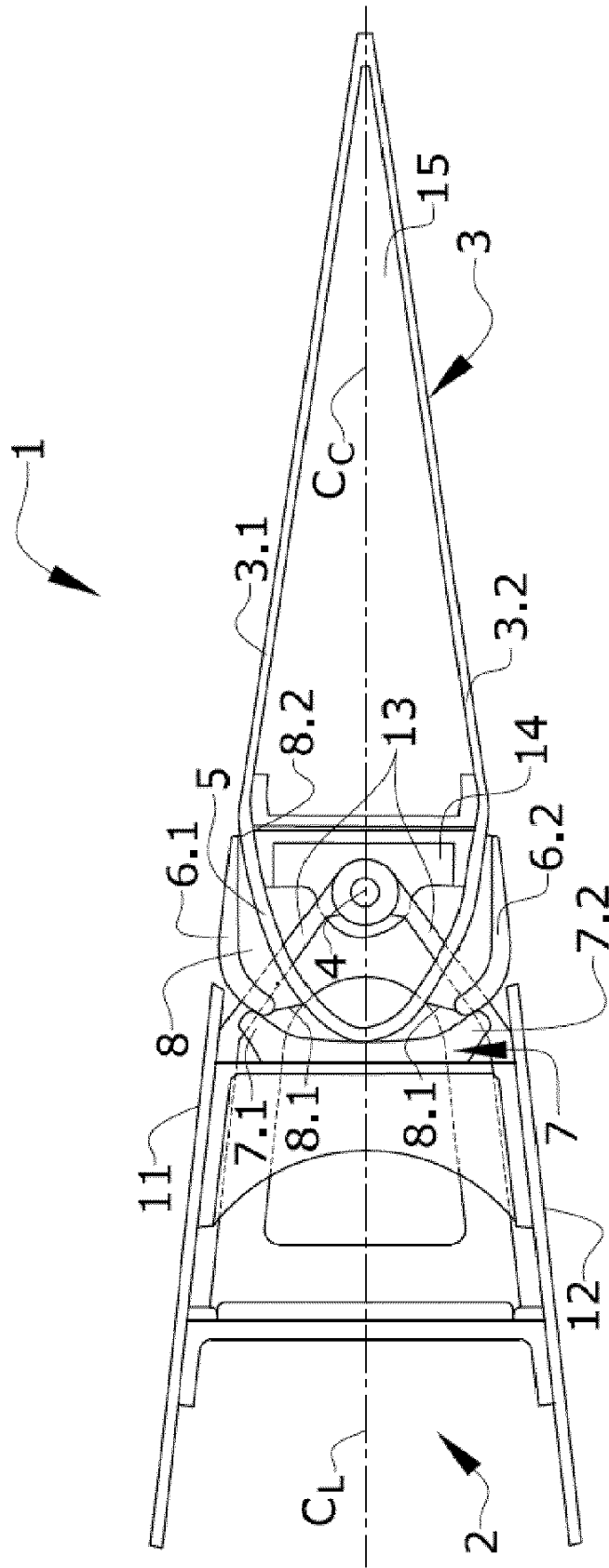


FIG.1

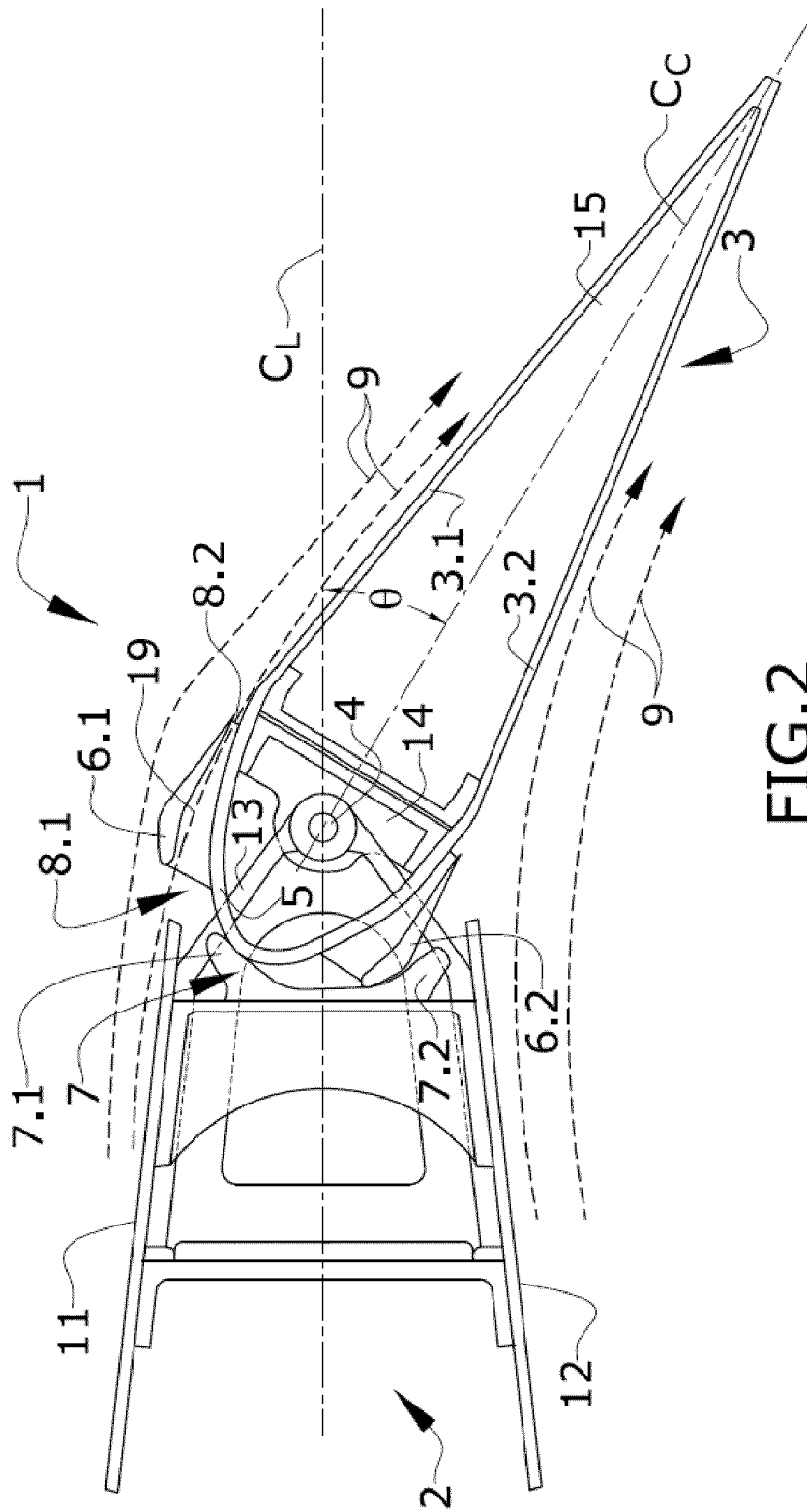


FIG. 2

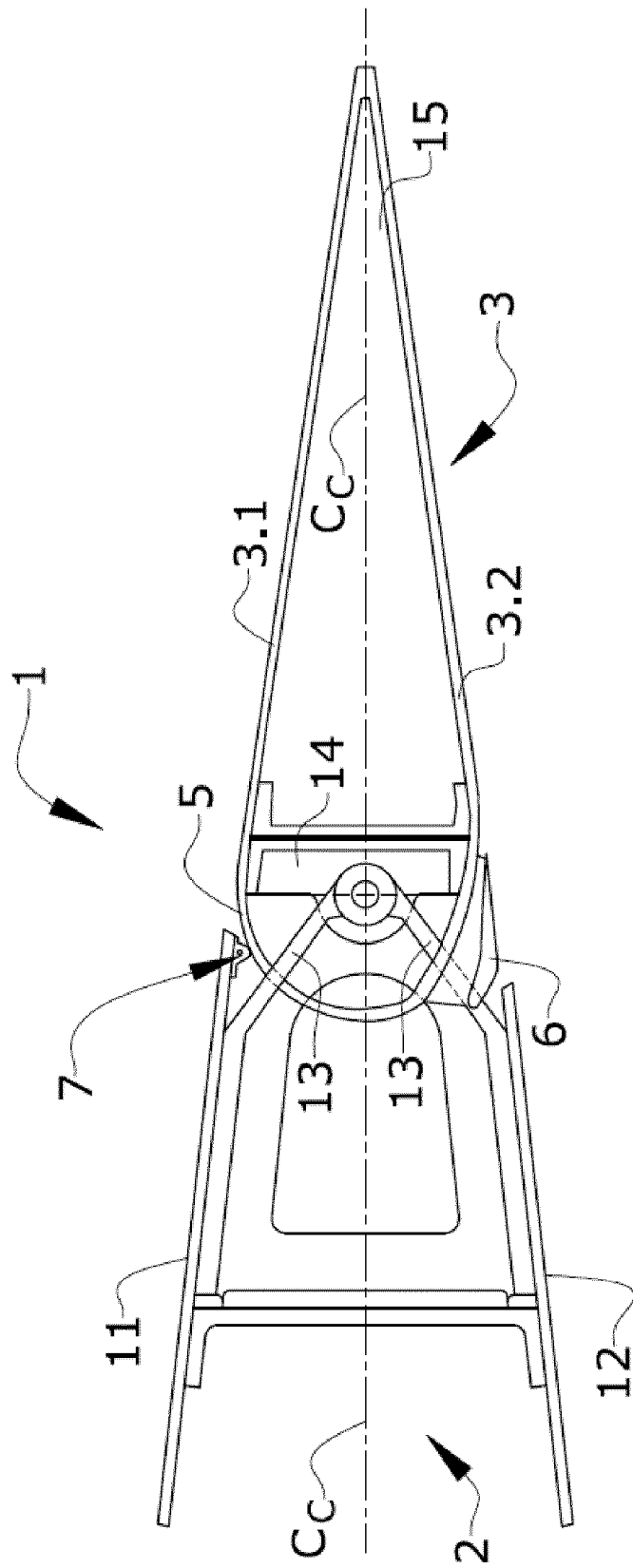


FIG. 3

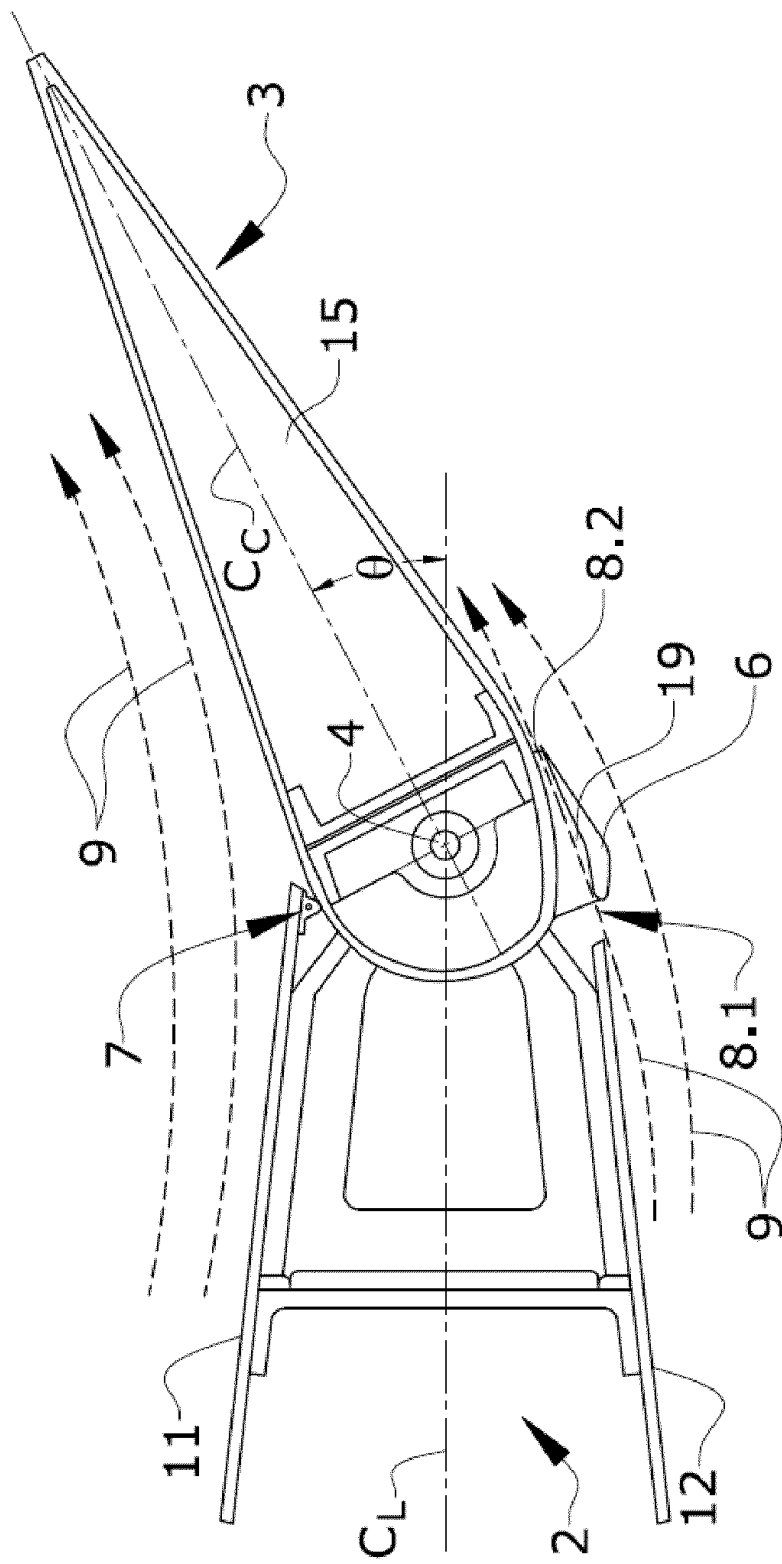


FIG. 4

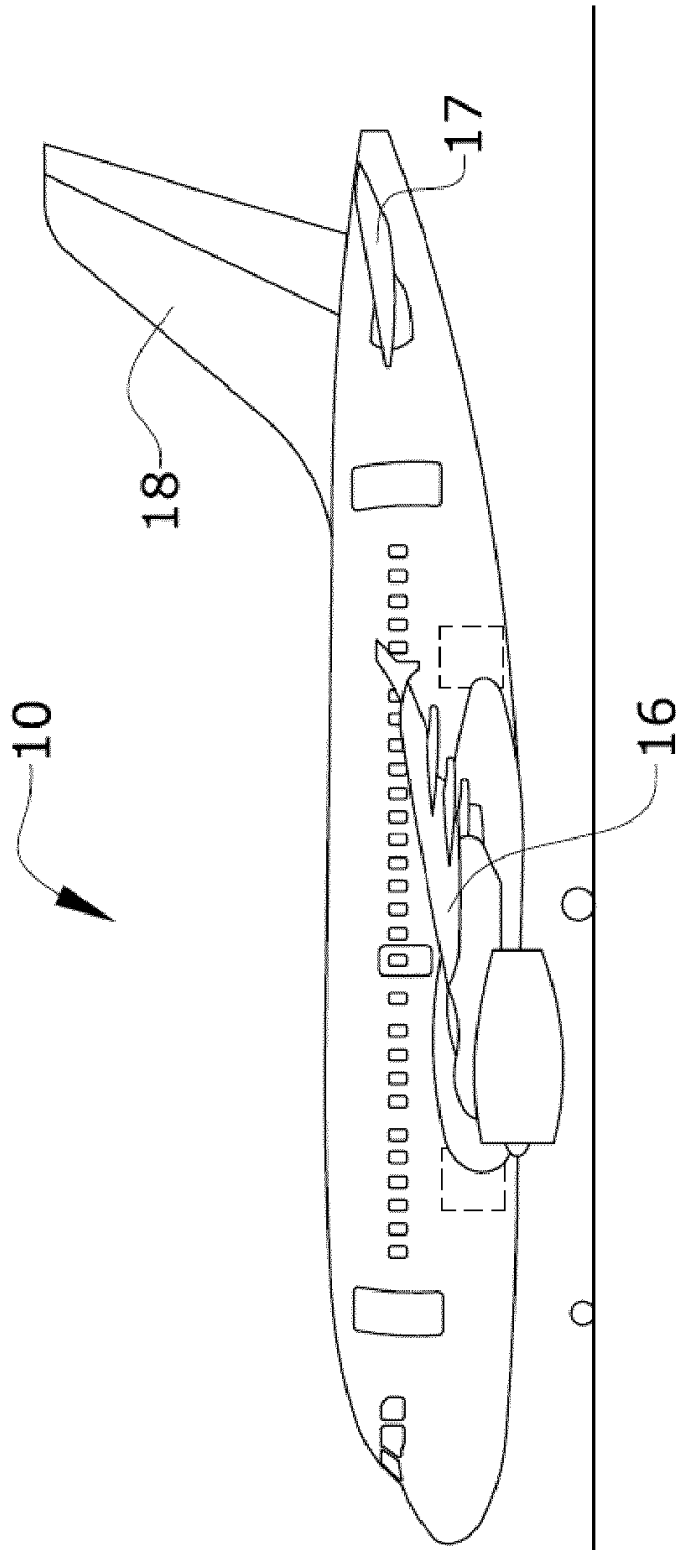


FIG.5