

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 054 896**

51 Int. Cl.:

**B64C 9/02** (2006.01)

**B64C 23/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.05.2023** E 23382480 (4)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.09.2025** EP 4467447

54 Título: **Superficie de sustentación de aeronave y aeronave que comprende dicha superficie de sustentación**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**06.02.2026**

73 Titular/es:

**AIRBUS OPERATIONS, S.L.U. (100,00%)**  
**Paseo John Lennon s/n, Edificio A4, 2ª Planta**  
**A4C2P028**  
**28906 Getafe, ES**

72 Inventor/es:

**LLAMAS SANDIN, RAUL CARLOS**

74 Agente/Representante:

**LEHMANN NOVO, María Isabel**

**ES 3 054 896 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 y aeronave que comprende dicha superficie de sustentación

5 La invención se refiere a una superficie de sustentación de aeronave con aerodinámica de alto rendimiento y a una aeronave que comprende dicha superficie de sustentación. Más en particular, la invención se refiere a una superficie de sustentación de aeronave con control activo de la separación de su capa límite.

10 La separación de una capa límite en una superficie de sustentación o una superficie de control, que normalmente se produce en ángulos de ataque elevados, es perjudicial para el comportamiento aerodinámico, la eficacia de la aeronave y el control de la aeronave. Retrasar la separación de la capa límite permite mejorar la maniobrabilidad de la aeronave y su eficacia a ángulos de ataque elevados.

15 El documento EP 3738882 divulga una superficie aerodinámica que comprende un par de electrodos adaptados para generar un plasma en la capa límite de aire a lo largo de la superficie aerodinámica tras la aplicación de una señal de voltaje eléctrico entre los electrodos. Este documento describe que los electrodos se pueden colocar en una porción delantera de un extradós de superficies de sustentación o control de una aeronave, en particular para garantizar funciones tales como retrasar la entrada en pérdida en ángulos de ataque elevados y mejorar la laminaridad de un flujo sobre una superficie aerodinámica de la superficie de sustentación o control.

20 El documento US 2019/193843 divulga una superficie de sustentación de aeronave que comprende una superficie aerodinámica y una superficie de control articulada a la superficie aerodinámica. Un primer y un segundo electrodo están incrustados en la superficie de la superficie aerodinámica para generar una tensión ionizante entre el primer electrodo y el segundo electrodo. Un primer y un segundo electrodo adicionales están incrustados en la superficie de la superficie de control para generar una tensión ionizante entre los mismos.

25 Sin embargo, estas formas de realización no resuelven el problema de la separación de la capa límite en la transición entre dos superficies de sustentación y control de una aeronave, tal como la transición entre una superficie aerodinámica, tal como una porción fija de un ala, y una superficie de control, tal como una aleta de hipersustentación o un alerón, o entre un estabilizador horizontal y un elevador.

30 La invención tiene como objetivo resolver este problema y proporcionar una superficie de sustentación de aeronave con un alto rendimiento, incluyendo superficies de sustentación y control articuladas.

35 La invención propone una superficie de sustentación de aeronave, que comprende:

- una superficie aerodinámica:

40 • que comprende al menos un primer electrodo incrustado en su superficie,

- una superficie de control:

45 • articulada a la superficie aerodinámica,

caracterizada por que la superficie de control comprende al menos un segundo electrodo incrustado en su superficie, y por que el primer electrodo y el segundo electrodo están dispuestos y adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de una tensión eléctrica predeterminada, denominada tensión ionizante, entre el primer electrodo y el segundo electrodo.

50 Una superficie aerodinámica de una aeronave puede ser cualquier superficie de la aeronave que esté adaptada para proporcionar sustentación a la aeronave. En particular, puede comprender superficies de sustentación, tales como alas, superficies horizontales y de control de flujo, tales como planos de cola verticales. Las superficies de control pueden comprender, en particular, aletas del borde de ataque, aletas de hipersustentación, alerones, timones de altura, timones de dirección, reductores de sustentación y aletas compensadoras articuladas.

55 La superficie de control está articulada a la superficie aerodinámica para formar un ángulo con la superficie aerodinámica. Dicho ángulo se puede definir entre un plano medio de la superficie de control y un plano medio de la superficie aerodinámica. En una posición nominal de la superficie de control con respecto a la superficie aerodinámica, este ángulo puede tener un valor de referencia, tal como, por ejemplo, un valor de referencia igual o cercano a cero.

60 El primer electrodo y el segundo electrodo están dispuestos y adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de la tensión ionizante entre el primer electrodo y el segundo electrodo. En particular, la distancia entre el primer electrodo y el segundo electrodo está adaptada para obtener un plasma en el aire tras la aplicación de la tensión ionizante.

65

5 De acuerdo con la invención, el primer electrodo y el segundo electrodo están dispuestos y adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de una tensión eléctrica predeterminada, denominada tensión ionizante, entre el primer electrodo y el segundo electrodo, en al menos una posición relativa de la superficie aerodinámica y la superficie de control.

10 Se puede elegir una tensión ionizante mínima para obtener dicho plasma en el aire entre el primer electrodo y el segundo electrodo. En particular, se pueden definir valores de voltaje y frecuencia específicos para adaptar la tensión ionizante y obtener un plasma en el aire entre el primer electrodo y el segundo electrodo. Se pueden elegir otras tensiones ionizantes por encima de este valor mínimo para obtener diferentes características de plasma en el aire.

15 La aplicación de un voltaje alto entre el primer electrodo y el segundo electrodo crea un plasma que induce un viento iónico en el aire justo encima de electrodos y entre los mismos. Este viento iónico imparte localmente un impulso al flujo de aire, de modo que las partículas de aire pueden superar la presión estática creciente a medida que se desplazan hacia el borde de ataque. Este impulso impartido localmente permite un retardo en la separación del flujo de aire a lo largo de la superficie de sustentación, de modo que se mejoran las capacidades de generación de sustentación de esta superficie de sustentación.

20 El primer electrodo se puede disponer en el extradós del borde de salida de la superficie aerodinámica. El segundo electrodo se puede disponer en el extradós del borde de ataque de la superficie de control. La disposición de los electrodos en el extradós les permite actuar sobre los flujos de aire a lo largo del extradós de la superficie aerodinámica y la superficie de control.

25 De forma alternativa, el primer electrodo se puede disponer en el intradós del borde de salida de la superficie aerodinámica y el segundo electrodo se puede disponer en el intradós del borde de ataque de la superficie de control. La disposición de los electrodos en el extradós les permite actuar sobre los flujos de aire a lo largo del intradós de la superficie de control.

30 Una superficie de sustentación de la invención proporciona un flujo de aire muy bueno a lo largo de la superficie aerodinámica y la superficie de control. La invención permite un retardo en la separación de la capa límite de la superficie aerodinámica y la superficie de control, en particular al aumentar su ángulo de ataque.

35 Más en particular, la invención mejora el flujo de aire en la discontinuidad de superficie entre el borde de salida de superficie aerodinámica y el borde de ataque de superficie de control. La invención permite mantener un flujo de unión entre la superficie aerodinámica y la superficie de control, incluso cuando la superficie de control se desvía con respecto a la superficie aerodinámica. En particular, la invención permite mantener un flujo de unión a lo largo de la superficie aerodinámica y la superficie de control, incluso cuando la superficie de control se desvía con ángulos de desviación elevados con respecto a la superficie aerodinámica.

40 Al menos uno del primer electrodo y del segundo electrodo está incrustado debajo de una capa dieléctrica.

Los electrodos están incrustados en la superficie de la superficie aerodinámica y la superficie de control, es decir, los electrodos están:

- 45
- expuestos al aire en la superficie aerodinámica o la superficie de control, o
  - incrustados debajo de una capa delgada de otro material tal como, por ejemplo, pintura, un material de aislamiento eléctrico, etc.

50 En algunas formas de realización, el primer electrodo puede estar dispuesto de modo que quede expuesto al aire, mientras que el segundo electrodo está incrustado debajo de una capa dieléctrica.

En otras formas de realización, el segundo electrodo puede estar dispuesto de modo que quede expuesto al aire, mientras que el primer electrodo está incrustado debajo de una capa dieléctrica.

55 En cualquier caso, los electrodos están incrustados, respectivamente, en la superficie aerodinámica y la superficie de control, de modo que, cuando no se aplica voltaje entre los electrodos, los electrodos no influyen en el flujo de aire sobre la superficie aerodinámica y la superficie de control.

60 El primer electrodo está dispuesto en una porción de salida de la superficie aerodinámica.

Una porción de salida de la superficie aerodinámica se puede definir como la mitad trasera de la superficie aerodinámica a lo largo de la cuerda, en particular, se puede entender como el 20 % trasero de la superficie aerodinámica.

65 El primer electrodo puede estar dispuesto a lo largo de un borde abierto del borde de salida de la superficie aerodinámica.

El primer electrodo puede estar dispuesto a lo largo de un borde abierto del borde de salida del extradós de la superficie aerodinámica. En tales formas de realización, el primer electrodo está, por tanto, dispuesto en el extremo trasero de la superficie aerodinámica.

5

El segundo electrodo está dispuesto en una porción de ataque de la superficie de control.

Una porción de ataque de la superficie de control se puede definir como la mitad delantera de la superficie de control a lo largo de la cuerda, en particular, se puede entender como el 20 % delantero de la superficie de control desde su borde de ataque hacia su borde de salida, a lo largo de su cuerda.

10

En una posición nominal de la superficie de control, el borde de ataque de la superficie de control está adaptado para alojarse en un borde de salida de la superficie aerodinámica.

15

Con la superficie de control en la posición nominal, el segundo electrodo está dispuesto en el borde de ataque de la superficie de control para quedar alojado dentro del borde de salida de la superficie aerodinámica.

El segundo electrodo puede incluso estar, con la superficie de control en la posición nominal, longitudinalmente a lo largo de la dirección longitudinal de una aeronave correspondiente a la cuerda de la superficie aerodinámica, delante del primer electrodo. Cuando la superficie de control se encuentra en una posición diferente de la posición nominal, formando con la superficie aerodinámica un ángulo superior o igual al ángulo de desviación, el segundo electrodo se encuentra longitudinalmente detrás del primer electrodo.

20

En algunas formas de realización de una superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la invención:

25

- la superficie aerodinámica comprende:

- el primer electrodo en su extradós,
- un tercer electrodo en su intradós,

30

- la superficie de control comprende:

- el segundo electrodo en su extradós,
- un cuarto electrodo en su intradós,

35

- el tercer electrodo y el cuarto electrodo están adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de la tensión ionizante entre el tercer electrodo y el cuarto electrodo.

El tercer electrodo y el cuarto electrodo están adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de la tensión ionizante entre el tercer electrodo y el cuarto electrodo, en al menos algunas posiciones relativas de la superficie de control y la superficie aerodinámica.

40

En algunas formas de realización de una superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la invención:

45

- el tercer electrodo está dispuesto en una porción de salida de la superficie aerodinámica,  
- el cuarto electrodo está dispuesto en el borde de ataque de la superficie de control para quedar alojado dentro del borde de salida de la superficie aerodinámica con la superficie de control en la posición nominal.

El tercer electrodo puede estar dispuesto a lo largo de un borde abierto del borde de salida de la superficie aerodinámica. El tercer electrodo puede estar dispuesto a lo largo de un borde abierto del borde de salida del intradós de la superficie aerodinámica.

50

La superficie de control puede comprender una disposición de segundos electrodos, estando dichos segundos electrodos separados entre sí a lo largo de la cuerda de la superficie de control.

55

En tales formas de realización, la superficie de control comprende múltiples electrodos, denominados conjuntamente "un grupo de segundos electrodos" en referencia al segundo electrodo de formas de realización en las que la superficie de control comprende solo un segundo electrodo. Dicho grupo de segundos electrodos está dispuesto en el extradós del borde de ataque de la superficie de control.

60

Los segundos electrodos están separados entre sí a lo largo de la cuerda para formar múltiples líneas en la superficie de la superficie de control. Los segundos electrodos se extienden en la dirección de envergadura de la superficie de control; sin embargo, pueden estar inclinados con respecto a la dirección de envergadura.

Con la superficie de control en su posición nominal, todos los segundos electrodos, o todos menos un segundo electrodo, están alojados en el borde de salida de la superficie aerodinámica.

65

5 Cuando la superficie de control se acciona de modo que se inclina con respecto a su posición nominal, cada segundo electrodo del grupo de segundos electrodos se puede activar actuando conjuntamente con el primer electrodo secuencialmente a medida que aparecen detrás del borde de salida de la superficie aerodinámica. De este modo, la distancia entre el primer electrodo y el segundo electrodo activado puede permanecer siempre dentro de un intervalo de distancia predeterminado.

La invención también engloba una aeronave que comprende una superficie de sustentación de la invención.

10 La aeronave comprende además una fuente de potencia eléctrica conectada al primer electrodo y al segundo electrodo para aplicar la tensión ionizante entre el primer electrodo y el segundo electrodo.

15 La aeronave está caracterizada por que comprende además un dispositivo de control adaptado para energizar el primer electrodo y el segundo electrodo en condiciones predeterminadas.

20 En particular, el dispositivo de control puede recibir, como entrada, una inclinación de la aeronave y/o una posición relativa de la superficie de control con respecto a la superficie aerodinámica. Más en particular, el dispositivo de control puede aplicar una tensión ionizante a uno u otro par de electrodos en base a un ángulo entre la superficie de control y la superficie aerodinámica.

25 La aeronave es caracterizada por que la superficie de control tiene una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica, y el dispositivo de control está adaptado para energizar el primer electrodo y el segundo electrodo cuando la superficie de control se desvía de su posición nominal en al menos un ángulo predeterminado, denominado ángulo de desviación.

30 La aeronave es caracterizada por que el dispositivo de control está adaptado para energizar el tercer electrodo y el cuarto electrodo cuando la superficie de control se desvía de su posición nominal por debajo de un ángulo predeterminado.

35 Este ángulo predeterminado para la activación del tercer electrodo y el cuarto electrodo puede ser de valor opuesto al ángulo de desviación; por ejemplo, si el ángulo de desviación es de 5 grados, entonces este ángulo predeterminado puede ser de -5 grados.

40 En consecuencia, o bien se activan el primer electrodo y el segundo electrodo al desviarse en una primera dirección, o bien se activan el tercer electrodo y el cuarto electrodo al desviarse en una segunda dirección opuesta a la primera dirección.

45 La invención también se extiende a otras posibles combinaciones de características descritas en la descripción anterior y en la siguiente descripción relativa a las figuras. En particular, la invención se extiende a aeronaves que comprenden características descritas en relación con la superficie de sustentación de aeronave.

50 Algunas formas de realización y aspectos específicos ejemplares de la invención se describen en la siguiente descripción en referencia a las figuras adjuntas.

55 La figura 1 es una representación esquemática de una sección transversal de una primera forma de realización de una superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la invención.

La figura 2 es una representación esquemática de una sección transversal de una segunda forma de realización de una superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la invención.

60 La figura 3 es una representación esquemática de una sección transversal de una tercera forma de realización de una superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la invención.

65 En la figura 1 se muestra una sección transversal de parte de una aeronave de acuerdo con la invención. En esta figura se representa una porción trasera de una superficie de sustentación. Esta superficie de sustentación puede ser, por ejemplo, un estabilizador horizontal.

La superficie de sustentación comprende una superficie aerodinámica 11. La superficie aerodinámica 11 puede ser, por ejemplo, la porción fija del estabilizador horizontal.

60 La figura también comprende la representación de una superficie de control 12. Esta superficie de control 12 puede ser un elevador del estabilizador horizontal. La superficie de control 12 está articulada a la superficie aerodinámica 11 en rotación a lo largo de un eje de rotación 15. En esta figura, la superficie de control 12 se representa en una posición no nominal con respecto a la superficie aerodinámica 11. El ángulo formado entre un plano medio 32 de la superficie de control 12 y un plano medio 31 de la superficie aerodinámica 11 se puede definir con un valor de cero cuando la superficie de control 12 se encuentra en una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica 11.

65 El plano medio 32 de la superficie de control 12 se puede definir como un plano que comprende un borde de ataque

33 de la superficie de control 12 y un borde de salida 34 de la superficie de control 12. El plano medio 32 separa la superficie de la superficie de control 12 entre un extradós 25 y un intradós 26. De manera similar, un plano medio 31 de la superficie aerodinámica 11 se puede definir entre un extradós 17 y un intradós 18 de la superficie aerodinámica 11. Las intersecciones entre los planos medios 31, 32 y esta sección transversal de la figura 1 representan las cuerdas respectivas de la superficie aerodinámica 11 y la superficie de control 12.

En esta figura, el ángulo 35 entre el plano medio 31 de la superficie aerodinámica 11 y el plano medio 32 de la superficie de control 12 es diferente de cero, por ejemplo entre 20 y 35 grados.

La superficie aerodinámica 11 comprende un primer electrodo 21 incrustado en su superficie. El primer electrodo 21 está incrustado en un borde trasero 16 de la superficie aerodinámica 11, que se puede considerar como el borde de salida de la superficie aerodinámica 11.

La superficie de control 12 comprende un segundo electrodo 22 incrustado en su superficie. El segundo electrodo 22 está incrustado en una porción delantera de la superficie de control 12, que se puede considerar como una porción de borde de ataque de la superficie de control 12. En particular, en esta forma de realización, el segundo electrodo 22 está colocado en el 25 % delantero de la superficie de control 12 a lo largo de su cuerda. En esta forma de realización, el segundo electrodo 22 puede estar incrustado debajo de una capa dieléctrica (no representada para mayor claridad de la figura).

La porción trasera (o borde de salida) de la superficie aerodinámica 11 comprende un alojamiento 13 entre el borde de salida de su extradós 17 y el borde de salida de su intradós 18. Cuando la superficie de control 12 se encuentra en una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica 11, el borde de ataque 33 de la superficie de control 12 queda alojado dentro de dicho alojamiento 13.

Más en particular, en esta forma de realización, cuando la superficie de control 12 se encuentra en una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica 11, el segundo electrodo 22 queda alojado dentro de dicho alojamiento 13.

A medida que la superficie de control 12 rota con respecto a la superficie aerodinámica 11, hay un ángulo, dicho ángulo de desviación, en el que el segundo electrodo 22 emerge de dicho alojamiento 13, de modo que puede quedar expuesto a un flujo de aire a lo largo de la superficie aerodinámica 11 y la superficie de control 12. El ángulo de desviación puede ser de aproximadamente 15 grados. Cuando se alcanza este ángulo de desviación, se puede aplicar un voltaje entre el primer electrodo 21 y el segundo electrodo 22, de modo que se pueda formar un plasma en el flujo de aire. La formación del plasma crea un viento iónico 36 representado con líneas entre los dos electrodos 21, 22 en la figura 1. Se ha demostrado que este viento iónico retarda la separación de la capa límite a lo largo de la superficie de control 12.

La aplicación, entre el primer electrodo 21 y el segundo electrodo 22, de un voltaje predefinido por encima de un valor de tensión mínimo, denominado tensión ionizante, se puede activar automáticamente en función del ángulo entre la superficie de control 12 y la superficie aerodinámica 11.

La figura 2 muestra una segunda forma de realización de acuerdo con la invención. La superficie aerodinámica 11 y la superficie de control 12 son similares a las de la figura 1.

En esta figura, la superficie de control 12 se representa en una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica 11. El ángulo entre el plano medio 31 de la superficie aerodinámica 11 y el plano medio 32 de la superficie de control 12 es nulo. Como resultado, la porción de borde de ataque de la superficie de control 12 queda alojada dentro del alojamiento 13 de la porción trasera de la superficie aerodinámica 11.

En esta forma de realización, la superficie aerodinámica 11 también comprende un primer electrodo 21 en un borde trasero 16 de su extradós 17 y la superficie de control 12 comprende un segundo electrodo 22 en una porción delantera de su extradós 25.

A diferencia de la forma de realización de la figura 1, en esta forma de realización de la figura 2, la superficie aerodinámica 11 también comprende un tercer electrodo 23 en un borde trasero de su intradós 18. Además, la superficie de control 12 comprende un cuarto electrodo 24 en una porción delantera de su intradós 26. De este modo, cuando la superficie de control 12 rota en sentido horario alrededor del eje de rotación 15 en esta representación de la figura 2, el segundo electrodo emerge del alojamiento 13 cuando el ángulo 35 está por encima de un primer ángulo de desviación. De manera similar, cuando la superficie de control 12 rota en sentido antihorario desde su posición nominal, por debajo de un segundo ángulo de desviación, el tercer electrodo emerge del alojamiento 13. Cuando el ángulo 35 tiene el valor cero en la posición nominal, el primer ángulo de desviación y el segundo ángulo de desviación tienen signos opuestos.

De este modo, en dicha forma de realización, se puede formar un plasma en el extradós cuando la superficie de control se desvía para aumentar el recorrido del aire en el extradós de la superficie de sustentación, y se puede formar un plasma en el intradós cuando la superficie de control se desvía para aumentar el recorrido del aire en el intradós de la

superficie de sustentación.

5 La figura 3 muestra una tercera forma de realización de acuerdo con la invención. La superficie aerodinámica 11 y la superficie de control 12 son similares a las de la figura 1. Al igual que en la figura 2, la superficie aerodinámica 11 comprende un primer electrodo 21 en su extradós y un tercer electrodo 23 en su intradós.

10 A diferencia de la forma de realización de la figura 2, la superficie de control 12 comprende un grupo de electrodos en el extradós que comprende una pluralidad de segundos electrodos 22 en una porción delantera de su extradós 25. La superficie de control 12 también comprende un grupo de electrodos de intradós que comprende una pluralidad de cuartos electrodos 24 en una porción delantera de su intradós 26.

15 Los segundos electrodos 22 están separados entre sí a lo largo de la cuerda de la superficie de control 12. De este modo, la rotación de la superficie de control 12 alrededor de su eje de rotación 15 en el sentido horario hará que los segundos electrodos 22 emerjan uno tras otro del alojamiento 13. La distancia de cuerda entre dos segundos electrodos 22 sucesivos se puede adaptar de modo que, cuando la distancia entre el primer electrodo 21 y los segundos electrodos expuestos más cercanos se vuelve demasiado grande para que se cree eficazmente plasma en el flujo de aire, un nuevo segundo electrodo emerge del alojamiento 13 para quedar expuesto al aire.

20 La tensión ionizante se puede aplicar sucesivamente entre el primer electrodo 21 y cada uno de los segundos electrodos 22 que emergen sucesivamente del alojamiento 13. De este modo, cuanto mayor sea el número de segundos electrodos en el grupo de electrodos de extradós, mayor será el intervalo de ángulos en los que se puede crear un plasma entre el primer electrodo 21 y uno de los segundos electrodos 22.

25 Un controlador puede determinar a cuál de los segundos electrodos 22 aplicar un voltaje en base al ángulo de rotación 35 entre la superficie de control 12 y la superficie aerodinámica 11.

30 De manera similar, los cuartos electrodos 24 están separados entre sí a lo largo de la cuerda de la superficie de control 12 y se pueden energizar sucesivamente a medida que aparecen en la porción expuesta del intradós de la superficie de sustentación.

35 En cualquiera de las tres formas de realización presentadas, los primeros y cuartos electrodos se pueden aislar del aire mediante una capa de aislamiento eléctrico, mientras que los segundos y cuartos electrodos pueden estar expuestos al aire.

La invención no se limita a las formas de realización específicas divulgadas en el presente documento como ejemplos. La invención también engloba otras formas de realización, cubiertas por las reivindicaciones, pero no descritas explícitamente en el presente documento, que pueden comprender diversas combinaciones de las características descritas en el presente documento.

**REIVINDICACIONES**

1. Superficie de sustentación de aeronave, que comprende:

- 5 - una superficie aerodinámica (11):
- que comprende al menos un primer electrodo (21) incrustado en su superficie,
- 10 - una superficie de control (12):
- articulada a la superficie aerodinámica (11),
- caracterizada por que** la superficie de control (12) comprende al menos un segundo electrodo (22) incrustado en su superficie,
- 15 **y por que** el primer electrodo (21) y el segundo electrodo (22) están dispuestos y adaptados para crear un plasma (36) en el aire tras la aplicación de una tensión eléctrica predeterminada, denominada tensión ionizante, entre el primer electrodo (21) y el segundo electrodo (22).

20 2. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada** además **por que** al menos uno del primer electrodo (21) y del segundo electrodo (22) está incrustado debajo de una capa dieléctrica.

3. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 o 2, **caracterizada** además **por que** el primer electrodo (21) está dispuesto en una porción de salida de la superficie aerodinámica (11).

25 4. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, **caracterizada** además **por que** el primer electrodo (21) está dispuesto a lo largo de un borde abierto (16) del borde de salida de la superficie aerodinámica (11).

30 5. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, **caracterizada** además **por que** el segundo electrodo (22) está dispuesto en una porción de ataque de la superficie de control (12).

35 6. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, **caracterizada** además **por que**, en una posición nominal de la superficie de control (12), el borde de ataque (33) de la superficie de control (12) está adaptado para alojarse en un borde de salida de la superficie aerodinámica (11).

40 7. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de la reivindicación 6, **caracterizada** además **por que**, estando la superficie de control (12) en la posición nominal, el segundo electrodo (22) está dispuesto en el borde de ataque de la superficie de control (12) de modo que queda alojado dentro del borde de salida de la superficie aerodinámica (11).

45 8. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, **caracterizada por que**:

- 45 - la superficie aerodinámica (11) comprende:
- el primer electrodo (21) en su extradós (17),
  - un tercer electrodo (23) en su intradós (18),
- 50 - la superficie de control (12) comprende:
- el segundo electrodo (22) en su extradós (25),
  - un cuarto electrodo (24) en su intradós (26),
- 55 - el tercer electrodo (23) y el cuarto electrodo (24) están adaptados para crear un plasma en el aire tras la aplicación de la tensión ionizante entre el tercer electrodo (23) y el cuarto electrodo (24).

9. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con la reivindicación 8, **caracterizada** además **por que**

- 60 - el tercer electrodo (23) está dispuesto en una porción de salida de la superficie aerodinámica (11),
- el cuarto electrodo (24) está dispuesto en el borde de ataque de la superficie de control (12) para quedar alojado dentro del borde de salida de la superficie aerodinámica (11) con la superficie de control (12) en la posición nominal.

65 10. Superficie de sustentación de aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizada** además **por que** la superficie de control (12) comprende una disposición de segundos electrodos (22), estando dichos segundos electrodos (22) separados entre sí a lo largo de la cuerda de la superficie de control (12).

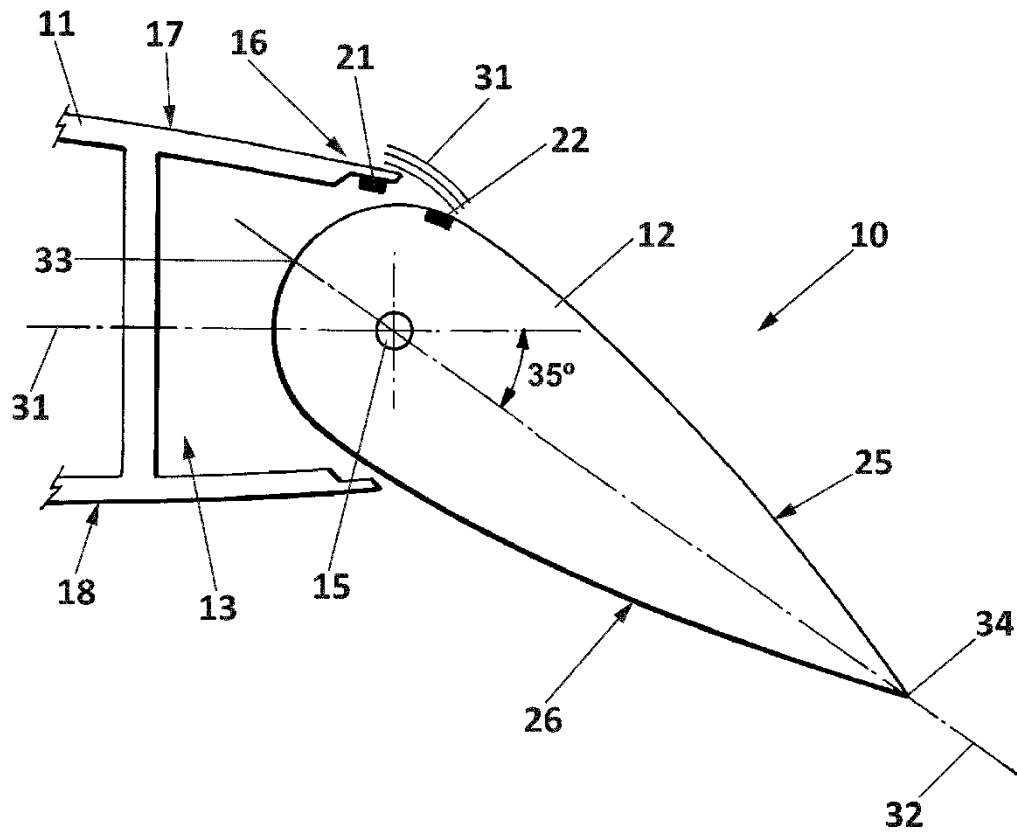
11. Aeronave **caracterizada por que** comprende al menos una superficie de sustentación de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores.

5 12. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 11, **caracterizada por que** comprende además una fuente de potencia eléctrica conectada al primer electrodo (21) y al segundo electrodo (22) para aplicar la tensión ionizante entre el primer electrodo (21) y el segundo electrodo (22).

10 13. Aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 11 o 12, **caracterizada por que** comprende además un dispositivo de control adaptado para energizar el primer electrodo (21) y el segundo electrodo (22) en condiciones predeterminadas.

15 14. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 13, **caracterizada por que** la superficie de control (12) tiene una posición nominal con respecto a la superficie aerodinámica (11), y el dispositivo de control está adaptado para energizar el primer electrodo (21) y el segundo electrodo (22) cuando la superficie de control (12) se desvía de su posición nominal en al menos un ángulo predeterminado, denominado ángulo de desviación (35).

20 15. Aeronave de acuerdo con una de las reivindicaciones 13 o 14 que comprende una superficie de sustentación de acuerdo con la reivindicación 8 o 9, **caracterizada por que** el dispositivo de control está adaptado para energizar el tercer electrodo y el cuarto electrodo cuando la superficie de control (12) se desvía de su posición nominal por debajo de un ángulo predeterminado.



**FIG. 1**

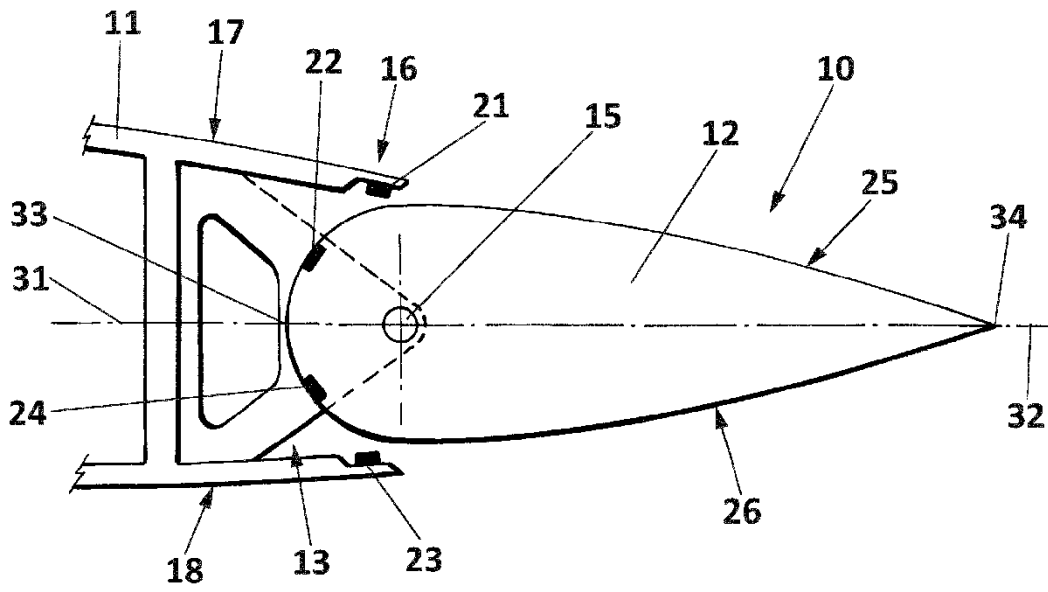


FIG. 2

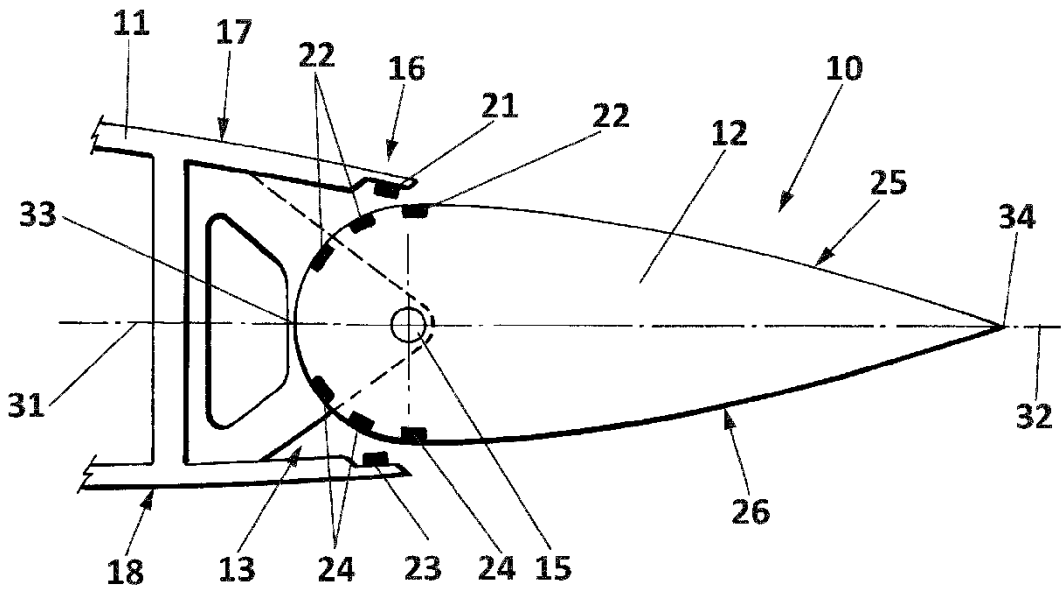


FIG. 3