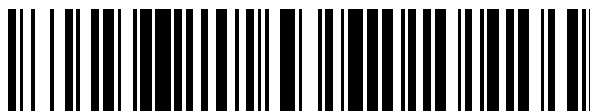


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 693 679**

51 Int. Cl.:

C23C 4/08	(2006.01) B64D 45/02	(2006.01)
F01D 5/28	(2006.01) B64C 11/20	(2006.01)
B29C 70/00	(2006.01)	
C23C 4/18	(2006.01)	
C23C 24/04	(2006.01)	
C23C 14/34	(2006.01)	
C23C 14/58	(2006.01)	
B64C 23/00	(2006.01)	
B64D 15/12	(2006.01)	
B64D 45/00	(2006.01)	

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **31.10.2012 PCT/SE2012/051183**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **08.05.2014 WO14070051**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **31.10.2012 E 12887655 (4)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.08.2018 EP 2914489**

54 Título: **Un recubrimiento poroso aplicado a un artículo aéreo**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
13.12.2018

73 Titular/es:
**SAAB AB (100.0%)
581 88 Linköping, SE**

72 Inventor/es:
**NORDIN, PONTUS;
HALLANDER, PER;
BOHLIN, JONAS y
HELLSTRÖM, THOMAS**

74 Agente/Representante:
CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 693 679 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

Un recubrimiento poroso aplicado a un artículo aéreo

Campo técnico

5 La presente invención se refiere a un artículo aéreo de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1. También se refiere a un procedimiento para la aplicación del recubrimiento de acuerdo con la reivindicación 9. La invención se refiere a la industria aeronáutica y al mantenimiento del servicio de aeronaves. La invención no está limitada a esto, sino que también podría estar relacionada con las actividades de las compañías aéreas comerciales.

Técnica anterior

10 Las tecnologías aerodinámicas actuales para alas de aeronaves, estabilizadores verticales/horizontales, etc., que comprenden artículos aéreos, tales como bordes de ataque, superficies aerodinámicas, estructuras aerodinámicas, a menudo se fabrican de composite. Sin embargo, dichos fuselajes, alas, bordes de ataque, etc. carecen de suficiente y efectiva funcionalidad de protección contra la erosión que soporte el flujo de aire laminar. Esto dará como resultado un flujo de aire turbulento sobre el plano aerodinámico, aumentando el consumo de combustible del avión. Las soluciones actuales comprenden gradas, huecos, superficies irregulares, salientes de sujetadores, etc. Un borde de
15 ataque erosionado debe ser reemplazado o cubierto por cintas de protección contra la erosión para proporcionar una superficie aerodinámica más lisa. En algunos casos, las placas de metal están remachadas en el borde de ataque y las cabezas de los remaches causan un flujo de aire turbulento sobre el plano aerodinámico.

20 Se usan diferentes tipos de recubrimientos protectores. Las cintas o recubrimientos metálicos se pueden adherir o pegar adhesivamente al borde de ataque. Un problema con dichas soluciones es que la humedad atrapada dentro del ala de composite provocará después de un tiempo la deslaminación o la rotura de los recubrimientos adheridos. Además, el uso de la técnica conocida da como resultado un alto peso innecesario del plano aerodinámico.

Los artículos y componentes de plástico podrían recubrirse con una fina capa de metal por diferentes motivos. En la industria aeronáutica, dichos recubrimientos están sujetos a un desarrollo continuo.

25 Los revestimientos modernos de aviones están hechos principalmente de dichos composites (fibras y resina curada que interactúan entre sí). Están contruidos con una técnica parcialmente diferente de las aeronaves tradicionales que comprenden revestimientos de aluminio. El objeto es lograr una aeronave de menor peso que los de aleaciones de aluminio. Sin embargo, las alas de aluminio son más resistentes a la erosión de la lluvia que las alas hechas de composites. Durante el uso, las aeronaves están sujetas a intensos cambios de temperatura, y ciclos de congelación y descongelación. Una aeronave encuentra una gran cantidad de agua durante su vuelo, como lluvias, nubes,
30 niebla, etc. Los artículos estructurales (y/o aéreos) de la aeronave, tales como superficies aerodinámicas, bordes delanteros, etc., también están sometidos a una condensación extrema, donde el agua se condensa dentro de la estructura de composite y queda atrapada en algunos casos dentro del interior. Además, la aeronave también cumple con los peligros climáticos como los rayos, la erosión de la lluvia, etc. Todos estos fenómenos afectan negativamente el rendimiento de la aeronave. El agua atrapada dentro de la estructura aérea hace que el avión sea pesado. Un rayo puede dañar el plano aerodinámico de la aeronave. La erosión causada por la lluvia daña el plano aerodinámico del artículo, de modo que puede producirse un flujo de aire turbulento sobre el plano aerodinámico del plano aerodinámico, lo que aumenta el consumo de combustible. También la humedad se difunde en el composite. Congelar y descongelar regularmente el composite afectará negativamente el rendimiento aerodinámico de una aeronave moderna.

40 El documento GB 833 675 divulga una capa metálica intercalada con capas aislantes de composite para proteger el borde de ataque de un ala.

45 El documento US 2012/0082556 divulga un perfil aerodinámico hecho de un composite. El plano aerodinámico está adaptado para un motor de turbina de gas. Un recubrimiento metálico está dispuesto sobre al menos una porción de la superficie de composite del plano aerodinámico. La aplicación de un recubrimiento metálico sobre el composite que se muestra en el documento US 2012/0082556 resuelve el problema de cómo proporcionar una adhesión duradera entre el composite y el recubrimiento metálico del borde de ataque. La solución presentada proporciona un recubrimiento metálico de metal nanocristalino.

50 El documento WO 2009/046084 divulga un recubrimiento de metal aplicado sobre un perfil aerodinámico de composite para formar un sistema de protección contra rayos con el objetivo de mejorar la fiabilidad de los sistemas actuales.

El documento US2009096687 divulga la creación de un misil, por ejemplo, por extrusión y nitruración de un núcleo y revestimientos, en el que la densidad del misil puede ser mayor en la punta.

El objeto de la presente invención es proporcionar una forma eficaz de mantener el bajo peso de la aeronave, al mismo tiempo que la durabilidad es alta.

El objeto de la presente invención es también proporcionar un artículo aéreo que sea rentable de usar, que tenga un bajo coste de servicio para mantener la protección contra la erosión.

5 Al mismo tiempo, es deseable proporcionar un artículo aéreo, que pueda usarse en condiciones extremas, como la difusión de la humedad (donde la humedad se difunde en la estructura/composite de resina curada de la estructura), y que también se puede usar para satisfacer los riesgos meteorológicos tales como los rayos, la erosión de la lluvia, etc., que todavía proporcionan un bajo consumo de combustible del avión.

El objetivo es, por lo tanto, proporcionar un artículo aéreo, que comprenda un recubrimiento de protección contra la erosión que ahorre peso y combustible.

10 El objeto es, por lo tanto, proporcionar un artículo aéreo, que a lo largo del tiempo mantenga su superficie aerodinámica lisa para promover un flujo laminar natural.

Sumario de la invención

Esto se ha logrado mediante el artículo aéreo definido en la introducción y caracterizado por los rasgos de la parte de caracterización de la reivindicación 1.

15 Adecuadamente, el recubrimiento cubre parcial o completamente el revestimiento de composite, en el que el recubrimiento tiene una porosidad continua o un grado de porosidad suficiente para formar un área abierta (paso de difusión) a través del recubrimiento metálico de tal manera que se permite el transporte de humedad desde el revestimiento de composite hasta la superficie aerodinámica del recubrimiento, y de tal baja porosidad que la protección contra la erosión del revestimiento de composite todavía se logra durante dicho uso.

20 Preferiblemente, el recubrimiento se aplica sobre el revestimiento de composite sobre un área correspondiente con el punto de estancamiento del borde de ataque, en el que el recubrimiento es de una porosidad tan alta que se permite el transporte de humedad desde el revestimiento de resina curada al plano aerodinámico, y de tal baja porosidad que la protección contra la erosión del revestimiento de composite todavía se logra durante dicho uso.

25 De esta forma se consigue que la humedad incorporada en el composite puede difundirse del revestimiento de composite sin quedar atrapada en la interfaz entre el recubrimiento y la superficie exterior de composite. El artículo se puede usar bajo condiciones climáticas extremas a bajas temperaturas y someten a cristales de hielo, granizo y lluvia sin erosión por cavitación de este último. El artículo puede usarse al mismo tiempo bajo condiciones climáticas donde la temperatura cambia de baja a alta temperatura o, en caso de usar el artículo como parte de un vehículo aéreo, en el que la temperatura cambia del ambiente exterior frío al cálido ambiente externo debido al descenso del vehículo aéreo hacia la superficie de la tierra. Tal cambio de temperatura dará como resultado una diferencia de temperatura entre el entorno exterior y el interior del artículo y en el que el interior es de temperatura más baja que el exterior, se debe condensar dentro del artículo. Al mismo tiempo que el artículo puede protegerse de la erosión, se garantiza que la adhesión del recubrimiento metálico se adhiere a el revestimiento de composite durante un largo período de tiempo, ya que no quedaría atrapada humedad entre el recubrimiento y el revestimiento de composite. La humedad atrapada en la interfaz afectaría negativamente las propiedades de adherencia. La porosidad del recubrimiento permite el transporte de humedad desde la interfaz a la atmósfera exterior fuera del artículo. El recubrimiento proporciona porosidad y un área abierta del composite que promueve el transporte de humedad desde el composite a la atmósfera al mismo tiempo que la superficie aerodinámica del borde de ataque está protegida contra la erosión.

Adecuadamente, el espesor del recubrimiento está entre aproximadamente 1 μm a 100 μm .

40 Alternativamente, el grosor del recubrimiento está entre aproximadamente 75 μm y 500 μm .

45 Adecuadamente, la porosidad del recubrimiento es de aproximadamente 2% a 40%, preferiblemente de 4% a 20%, para permitir una transmisión de humedad desde el revestimiento de composite hasta la atmósfera exterior. De este modo se permite la transmisión de vapor de agua, en el que la humedad (agua) puede transferirse por difusión a través del recubrimiento. Por lo tanto, se proporciona un artículo con una protección contra la erosión que proporciona eficiencia aerodinámica (proporcionando y manteniendo una superficie exterior lisa) durante un tiempo prolongado y que se puede usar en condiciones climáticas extremas donde prevalece el ambiente exterior frío y la erosión del granizo golpea el borde de ataque. Además, se proporciona un artículo que evita daños por humedad a las partes estructurales del artículo ya que se permite la transferencia de humedad a través del recubrimiento resistente a la erosión. Es extremadamente importante que toda el agua atrapada en el interior del artículo puede difundir y también la humedad dentro del revestimiento de composite per se. De acuerdo con la invención de las reivindicaciones 1 a 9, la porosidad del recubrimiento es menor en las áreas que alcanzan el flujo de aire, que en las áreas donde la extensión del artículo sigue la corriente de aire durante dicho uso.

55 Esto significa que el recubrimiento que cubre el borde de ataque tiene una porosidad más densa que el recubrimiento que cubre el lado superior e inferior del plano aerodinámico (de ala). Adecuadamente, la porosidad del recubrimiento es más baja dentro del área de los puntos de estancamiento. De esta forma se ahorra peso debido al uso del uso óptimo de la densidad apropiada (determinada por porosidad) del recubrimiento, es decir, se determina

que no se use un recubrimiento denso en los lugares del ala, en el que la erosión casi no existe. Al mismo tiempo, la adhesión del recubrimiento al plástico o resina (o composite) del sustrato será duradera ya que se permite la transferencia de agua a través del recubrimiento resistente a la erosión de material metálico y el agua no quedará atrapada en la interfaz entre recubrimiento y sustrato.

5 Adecuadamente, se excluye el recubrimiento de un material metálico.

De esta manera se logra una superficie aerodinámica del artículo que se puede pulir hasta una superficie extremadamente lisa y dura. El borde de ataque fácil se puede fabricar con o sin rebaje en la superficie exterior del revestimiento de composite. En el caso de que no haya rebaje, existe la posibilidad de aplicar el recubrimiento sobre el borde de ataque, en el que los bordes más exteriores del recubrimiento están acabados al mismo nivel que la superficie aerodinámica del revestimiento de composite. En caso de usar un rebaje en el borde de ataque para abarcar el recubrimiento, la profundidad del rebaje debe ser de la misma medida que el espesor del recubrimiento.

Preferiblemente, el espesor del recubrimiento metálico es de aproximadamente 1-2 μm .

Adecuadamente, el espesor del recubrimiento metálico es de aproximadamente 1-10 μm o más grueso.

Preferiblemente, el metal es titanio o aluminio o níquel.

15 De esta manera se consigue que sea posible una producción rentable del artículo al mismo tiempo que el artículo será de poco peso. Es posible pulir el titanio u otro metal hasta una superficie extraordinariamente lisa.

Adecuadamente, el metal es cobre.

De esta manera, será posible usar eficientemente el revestimiento y recubrimiento del artículo de la aeronave (como un ala) para la protección contra rayos. Esto significa que las mallas de cobre protectoras contra rayos de la técnica anterior unidas a la superficie exterior de la estructura aérea no son necesarias. La presente realización de proporcionar un recubrimiento de metal (por ejemplo, cobre) de un ala es una forma rentable de producir una capa conductora de protección contra rayos que mantiene la energía fuera de la aviónica, sistemas de combustible, etc., al mismo tiempo que la humedad no queda atrapada en el interior del composite. Un revestimiento epoxi de fibra de carbono normalmente sirve como aislante eléctrico y el recubrimiento actual no solo proporcionará la transmisión/difusión de humedad desde la interfaz, sino que también proporcionará una conductividad eléctrica adicional en el exterior del revestimiento. El recubrimiento es, por lo tanto, duradero a la vista de los rayos.

Preferiblemente, el recubrimiento se aplica como una tira que tiene una anchura que cubre un área de un borde de ataque que se extiende entre puntos de estancamiento de borde de ataque de ángulo de ataque bajo y puntos de estancamiento de borde de ataque de alto ángulo de ataque.

30 De esta forma se proporciona que cuando la aeronave vuela con un ángulo de ataque elevado (por ejemplo, durante el acercamiento final), el área correspondiente al punto de estancamiento de ángulo de ataque bajo se colocará en el punto donde el flujo de aire está barriendo sobre el borde de ataque en el lado de succión del ala. Como la cubierta protectora contra la erosión protege el composite contra la erosión en esta área durante un ángulo de ataque bajo, el plano aerodinámico se mantendrá liso, lo que es aerodinámicamente eficiente durante dicho acercamiento final. Además, como también está protegido el punto de estancamiento del ángulo de ataque elevado, el borde de ataque en el lado de presión del ala (borde de ataque debajo del costado) tendrá una superficie aerodinámica lisa (flujo de aire laminar) cuando el avión esté en vuelo nivelado. Todos los puntos de estancamiento entre el ángulo de ataque alto y el ángulo de ataque bajo están cubiertos por el recubrimiento de la tira.

40 Adecuadamente, el recubrimiento se aplica como una tira que tiene una anchura que cubre al menos un área del borde de ataque que se extiende entre los puntos de estancamiento del borde de ataque del ángulo de ataque cero y esencialmente una distancia adicional acorde a los puntos de estancamiento del borde de ataque del ángulo de ataque elevado.

45 De esta forma se logra que los puntos de estancamiento del ángulo de ataque cero durante la aceleración del despegue en la pista o el aterrizaje estén protegidos de la erosión, lo que significa que esta superficie del borde de ataque (lado superior hacia el lado de succión del ala) será liso (lo que resulta en flujo de aire laminar) durante el vuelo nivelado y el acercamiento final.

Preferiblemente, el recubrimiento se extiende esencialmente sobre el artículo completo.

50 De esta forma se logra un artículo que tiene un revestimiento que es resistente a la caída accidental de herramientas por personal de servicio. Preferiblemente, el recubrimiento se aplica dentro de áreas del artículo, tales como escotillas de servicio, superficies de plano aerodinámico de control, etc. De ese modo se logra que la superficie aerodinámica de un ala, o borde de ataque especialmente, pueda protegerse de la erosión. Al mismo tiempo, la conductividad del recubrimiento proporcionada por la incorporación del recubrimiento en un sistema de protección contra rayos de una aeronave.

Esto también se resuelve mediante un procedimiento según la reivindicación 10.

De este modo, se logra una producción rentable de un recubrimiento resistente a la erosión que proporciona un transporte de humedad.

5 Preferiblemente, el procedimiento comprende una etapa de proporcionar un rebaje en el revestimiento de composite para acomodar el recubrimiento, el rebaje se proporciona comprimiendo un apilamiento contra una superficie de formación de una herramienta de formación, cuya superficie presenta una película u otra sección sobresaliente.

Adecuadamente, el recubrimiento se aplica de modo que la porción más externa del recubrimiento, adyacente a la superficie externa del recubrimiento (superficie aerodinámica), muestra moléculas (o granos) de metal más densas (empaquetadas) para alcanzar una superficie exterior protectora contra la erosión, pero no tan densa que impide que la humedad se evapore o se transmita a través de dicha porción más externa.

10 Adecuadamente, al mismo tiempo (para ahorrar peso) la parte interna del recubrimiento puede exhibir moléculas (o granos) de metal menos densas (empaquetadas) para alcanzar aún las propiedades de transmisión de humedad.

Preferiblemente, el recubrimiento se proporciona sobre el borde de ataque.

15 Adecuadamente, los parámetros para lograr el recubrimiento metálico que exhibe la porosidad adecuada se seleccionan de la temperatura del material pulverizado, la velocidad del material que impacta sobre la superficie del sustrato, el ángulo de impacto y también parámetros tales como la cantidad de contactos de gas y la reacción entre el material metálico y dichos gases bajo el proceso de deposición. Los inventores de la presente solicitud han notado sorprendentemente que la alta velocidad del material metálico atomizado producirá, luego del impacto, partículas metálicas formadas en escamas o aplanadas o granos de tamaño extremadamente pequeño, las partículas formadas de escamas proporcionarán una capa delgada que ahorrará peso y se establecen los parámetros de
20 proceso de modo que las propiedades de recubrimiento se alteren hacia una porosidad predeterminada bien definida del recubrimiento de metal.

Alternativamente, la etapa de proporcionar el material de recubrimiento resistente a la erosión que presenta dicha porosidad predeterminada se realiza simultáneamente con la etapa de aplicar el material sobre el revestimiento de composite.

25 De esta manera se logra que un procedimiento de pulverización del artículo al mismo tiempo que las propiedades de porosidad se determine dependiendo de la porción de superficie externa del artículo que se pulveriza, borde de ataque, borde de fuga, puntos de estancamiento, lado de succión del ala, lado de presión de ala, áreas de sujeción del timón para protección contra rayos, etc. El borde de ataque está preferiblemente revestido con Al, Ti, MMC, etc. mediante recubrimiento por pulverización térmica o pulverización a la llama.

30 Preferiblemente, se realiza una etapa de acabado de la superficie del sustrato de composite antes de la etapa de aplicar el material de recubrimiento. El acabado se realiza preferiblemente mediante un tratamiento superficial que energiza el último para una adhesión satisfactoria entre el recubrimiento y el sustrato. De este modo, es posible mantener la temperatura del sustrato fría y sin cambios y, por lo tanto, no se producen expansiones del sustrato durante la aplicación.

35 Alternativamente, la etapa de aplicar el material se realiza mediante recubrimiento por pulverización térmica, tal como deposición por pulverización de plasma.

Preferiblemente, se usa enchapado químico para la aplicación. El metal es, en este caso, preferiblemente níquel que se ajusta con la porosidad adecuada.

Adecuadamente, la superficie del sustrato se limpia antes de la aplicación.

40 Preferiblemente, la superficie está posteriormente sometida a rugosidad para garantizar una unión satisfactoria entre el recubrimiento y el sustrato.

Adecuadamente, se enmascara un área del artículo que no debe recubrirse.

45 Alternativamente, se proporciona un dispositivo proveedor de llama que funde un material metálico de recubrimiento o polvo metálico y a continuación se atomiza mediante una corriente de gas a alta velocidad. El recubrimiento de porosidad bien definido y logrado se acaba para alcanzar una superficie aerodinámica lisa. Esto puede hacerse moliendo o puliendo o por otros medios.

Adecuadamente, la etapa de aplicar el material se realiza por deposición en fase de vapor, tal como bombardeo iónico o deposición por bombardeo iónico.

50 De esta forma, se puede lograr un recubrimiento extremadamente delgado de metal con la porosidad adecuada, al mismo tiempo que proporciona conductividad para la protección contra rayos. En tal caso, podría ser adecuado usar cromo, níquel, cobre, etc. o combinaciones de acero y otras aleaciones.

Alternativamente, la deposición por bombardeo iónico se realiza por medio de una aplicación de plasma (por ejemplo, bombardeo) del sustrato para asegurar una superficie aerodinámica lisa.

Alternativamente, se usa un recubrimiento basado en plasma acelerando los iones del plasma mediante un sesgo negativo sobre el sustrato.

- 5 Adecuadamente, una liberación potencial controlada de gas bombardeado proporciona el porcentaje de porosidad del recubrimiento a aproximadamente 2-40% de porosidad, preferiblemente 10-30% de porosidad.

Preferiblemente, la etapa de aplicar el material se realiza mediante deposición de láser pulsado ultracorto. De esta manera se utiliza una técnica que se utilizará en el futuro más a menudo para aplicaciones más industriales, como también para la industria aeronáutica.

- 10 Alternativamente, la etapa de aplicar el material sobre el revestimiento de composite incorpora un procedimiento de pulverización en frío para la deposición de metal.

Adecuadamente, la aplicación del material de recubrimiento resistente a la erosión se realiza por medio de un aplicador portátil.

- 15 De este modo, la aeronave que ya está en servicio puede estar en mantenimiento de una manera rentable y no tiene que ser desmontada y transportada a los sitios de fabricación. De esta manera se logra que en caso de que el recubrimiento sirva como un sistema de protección contra rayos, un daño eventual pueda repararse mediante un adhesivo que presente propiedades conductoras eléctricas (por ejemplo, nano tubos de carbono por ejemplo u otra estructura conductora de nano filamentos añadida a, por ejemplo, sistema epoxi.

- 20 Alternativamente, el aplicador usa una cámara de vacío portátil que está conectada al fuselaje. De esa manera se logra un entorno controlable que rodea el área de daños.

Adecuadamente, el recubrimiento se usa por separado o en combinación en una superficie de una aeronave que sirve como parte de un sistema de protección contra rayos, sistema de antihielo/descongelación o sistema de generación de plasma.

- 25 Al usar un metal que tiene las mismas o similares propiedades de expansión térmica que el plástico del artículo, la superficie aerodinámica puede exhibir la suavidad adecuada durante un largo tiempo.

Adecuadamente, una liberación potencial controlada de gas bombardeado de un recubrimiento de pulverización de plasma proporciona el porcentaje de porosidad del recubrimiento a aproximadamente 2-40% de porosidad, preferiblemente 10-30% de porosidad.

- 30 Adecuadamente, los parámetros para lograr el recubrimiento metálico que exhibe la porosidad adecuada se seleccionan de la temperatura del material pulverizado, la velocidad del material que impacta sobre la superficie del sustrato, el ángulo de impacto y también parámetros tales como la cantidad de contactos de gas y la reacción entre el material metálico y dichos gases bajo el proceso de deposición. De acuerdo con la invención de las reivindicaciones 1 y 9, la porosidad del recubrimiento es menor en las áreas que se encuentran con el flujo de aire, que en las áreas donde la extensión del artículo sigue la corriente de aire durante dicho uso. Esto significa que el recubrimiento que cubre el borde de ataque tiene una porosidad más densa que el recubrimiento que cubre el plano aerodinámico del lado superior e inferior del ala.

- 40 Adecuadamente, la porosidad del recubrimiento es más baja dentro del área de los puntos de estancamiento. De esta forma se ahorra peso debido al uso del uso óptimo de la densidad adecuada (determinada por porosidad) del recubrimiento, al mismo tiempo que el recubrimiento se puede usar para la protección contra rayos del artículo, protección contra erosión y descongelar/impedir formación de al mismo tiempo. Preferiblemente, las cavidades del recubrimiento (que exhiben la porosidad) se llenan con resina curada para lograr una superficie aerodinámica lisa. La humedad eventual se difundirá, no solo a través del composite, sino también a través de la resina curada de las cavidades.

- 45 Mediante experimentos realizados por el solicitante, el porcentaje de porosidad del recubrimiento se ajusta adecuadamente a aproximadamente 2-40% de porosidad, preferiblemente 10-30% de porosidad. Esto proporcionará suficientes áreas abiertas del composite frente a la atmósfera para la transmisión de la humedad a la atmósfera, pero aún recubrimiento denso de protección contra la erosión y suficiente para lograr un flujo laminar natural para un uso prolongado de la aeronave.

Breve descripción de los dibujos

- 50 La presente invención se describirá ahora por medio de ejemplos con referencias a los dibujos esquemáticos adjuntos, de los cuales:

La figura 1a ilustra un borde de ataque de un ala que comprende un recubrimiento resistente a la erosión;

La figura 1b muestra un área de transición entre el recubrimiento y la superficie exterior;

La figura 1c muestra otra realización, donde el revestimiento de composite comprende un rebaje;

Las figuras 1d-1e ilustran formas de realización del procedimiento para proporcionar un rebaje para el recubrimiento;

Las figuras 2a-2b ilustran un recubrimiento de acuerdo con otra realización;

- 5 La figura 3a ilustra una vista más cercana de un recubrimiento poroso de un laminado de revestimiento de composite;

La figura 3b ilustra un borde de ataque de un estabilizador vertical;

La figura 4 muestra un borde posterior de un timón;

La figura 5 ilustra una aeronave comercial;

- 10 Las figuras 6a-6b ilustran un procedimiento para aplicar un recubrimiento resistente a la erosión;

La figura 7 muestra un proceso de deposición por bombardeo iónico;

La figura 8 ilustra un aparato de aplicación de recubrimiento móvil usado en aeropuertos;

La figura 9 ilustra el principio de un área de depósito de material de recubrimiento de un borde de ataque;

La figura 10 muestra un revestimiento de perfil y recubrimiento de una antena VOR aérea;

- 15 La figura 11 ilustra una realización adicional del recubrimiento aplicado a un ala; y

La figura 12 muestra un aparato dispuesto para la aplicación de material MMC.

Descripción detallada

- 20 En lo sucesivo, las realizaciones de la presente invención se describirán en detalle con referencia a los dibujos que se acompañan, en donde en aras de la claridad y la comprensión de la invención, se eliminan de los dibujos algunos detalles sin importancia.

- La figura 1a ilustra esquemáticamente un borde 1 de ataque de un ala 3. El borde 1 de ataque comprende un revestimiento 5 de composite. Durante el uso del borde 1 de ataque, el flujo de aire a se divide en un flujo de aire superior (succión) e inferior (presión) que fluye alrededor del ala 3. El punto donde el flujo de aire a impacta el borde 1 de ataque se llama punto de estancamiento SP. Por supuesto, habrá un número indefinido de puntos de estancamiento SP a lo largo del borde 1 de ataque siguiendo una línea imaginaria que se intersecta con la línea de puntos de estancamiento SP.
- 25

El flujo de aire girará en puntos de estancamiento y la superficie aerodinámica de la técnica anterior del borde de ataque en este punto es crítica a la vista de la erosión durante el vuelo.

- 30 La Figura 1a muestra tres puntos de estancamiento diferentes SP1, SP2, SP3 (o conjuntos/líneas de puntos de estancamiento). El primer punto de estancamiento P1 representa un punto de estancamiento de vuelo de nivel, donde el ala 3 de aeronave realiza un ángulo de ataque normal. El segundo punto de estancamiento SP2 representa un punto de estancamiento de vuelo a baja velocidad, donde el ala 3 de aeronave realiza un alto ángulo de ataque. El tercer punto de estancamiento SP3 representa un ángulo de ataque donde el borde 1 de ataque se encuentra con el flujo de aire de forma simétrica o con ángulo de ataque cero. El revestimiento 5 de composite (que sirve como sustrato) del borde 1 de ataque comprende un recubrimiento 7 resistente a la erosión de aproximadamente 10 μm que comprende un material metálico, siendo el material metálico en esta realización de aluminio y que excluye aluminio que comprende microcavidades (no mostradas) que proporcionan porosidad y área abierta del composite que promueve el transporte de humedad desde el composite a la atmósfera al mismo tiempo que la superficie aerodinámica del borde de ataque está protegida contra la erosión. Un lado superior del recubrimiento 7 exhibe una superficie aerodinámica del borde 1 de ataque. El recubrimiento 7 se pulverizó en frío sobre el borde 1 de ataque dentro de un área definida por la punta del ala 3 y la raíz del ala (no mostrada) y los límites superior e inferior determinados por el segundo punto de estancamiento SP2 y el tercer punto de estancamiento SP3. El recubrimiento 7 es de una porosidad tan alta (debido a dichas cavidades) que la humedad atrapada eventual (durante el uso de la aeronave) dentro del interior del ala 3 o el revestimiento 5 del ala de composite es capaz de difundirse desde el revestimiento 5 de composite y a través del recubrimiento 7 hasta la atmósfera. La atmósfera está en contacto con la superficie 9 exterior del recubrimiento 7 que representa una parte del plano aerodinámico del ala. Además, el recubrimiento 7 tiene una porosidad tan baja que todavía se consigue la protección contra la erosión durante dicho uso. De esta manera se consigue que la eventual humedad incrustada dentro del revestimiento 5 de composite pueda difundirse desde el revestimiento 5 de composite sin quedar atrapada en una interfaz 11 definida entre el recubrimiento 7 y la superficie 9 exterior del revestimiento 5 de composite. Por lo tanto la aeronave puede ser
- 35
- 40
- 45
- 50

utilizada bajo condiciones climáticas extremas a bajas temperaturas y sometida a cristales de hielo, granizo y lluvia. La aeronave está protegida de la erosión y no hay erosión por cavitación que afecte al borde 1 de ataque. Al mismo tiempo, se logra un bajo peso de la aeronave debido al bajo peso del revestimiento 5 de composite y debido a dicho transporte de humedad. El recubrimiento 7 se aplica como una tira 14 que tiene una anchura que cubre al menos un área del borde 1 de ataque que se extiende entre el punto de estancamiento SP3 de borde de ataque cero y en dirección hacia las cuerdas a los puntos de estancamiento SP2 de ángulo de ataque elevado.

La figura 1b muestra esquemáticamente un área 15 de transición entre el recubrimiento 7 y la superficie 13 exterior del revestimiento 5 de composite. El área 15 de transición comprende una porción 17 de extremo del recubrimiento 7 que se está puliendo hasta una superficie lisa y nivelada, cuya porción 17 de extremo se vuelve más delgada y más delgada en una dirección hacia la superficie 13 exterior expuesta del revestimiento 5 de composite. De esta manera, no aparecen gradas en el plano aerodinámico, que de otro modo producirían turbulencia. La figura 1c muestra esquemáticamente otra realización, en la que la superficie 13 externa del revestimiento 5 de composite (en el área definida por los puntos SP2-SP3 de estancamiento específicos determinados mencionados anteriormente) se proporciona de un rebaje 21 extremadamente poco profundo de aproximadamente 15 μm de profundidad (es decir, correspondiente al espesor del recubrimiento 7), cuyo rebaje 21 se alarga a lo largo de la parte más exterior del borde 1 de ataque. Después de la limpieza del rebaje 21, la superficie exterior del rebaje 21 es rugosa para garantizar una unión satisfactoria entre el recubrimiento y la superficie exterior. Las áreas que rodean el rebaje 21, cuyas áreas no presentarán ningún recubrimiento, están pintadas con una película de liberación, que sirve como una máscara. La etapa de aplicar el material de recubrimiento se realiza mediante una deposición por pulverización de plasma. El recubrimiento 7 se termina después del curado (que rígido) de dicho material de recubrimiento.

La figura 1d ilustra esquemáticamente un procedimiento para proporcionar un rebaje para un rebaje de lámina metálica delgada (grosor de 20 μm) (no mostrado) para la aplicación de una lámina (no mostrada) sobre un laminado (se cura el apilamiento 77 de los preimpregnados 78) de un borde de ataque. Una herramienta 70 de formación está provista de una superficie 72 de formación. La superficie 72 de formación está dispuesta con una sección 74 sobresaliente correspondiente a la posición de la lámina sobre el borde de ataque, cuya lámina debe aplicarse sobre el laminado. La superficie 72 de formación exhibe un espesor 76 de saliente (20 μm) que corresponde con el grosor de la lámina. El apilamiento 77 de los preimpregnados 78 se aplica sobre la superficie 72 de formación. El apilamiento 77 se comprime y se cura en la herramienta 70 de formación. La sección 74 sobresaliente formará el rebaje debido a la compresión. La superficie formada del laminado de composite acabado exhibirá así un rebaje de 20 μm de profundidad. Esto promueve una producción económica de bordes de ataque, ya que todos los artículos formados y curados por la herramienta 70 de formación tendrán el rebaje apropiado correspondiente con el grosor de la lámina. A continuación, la lámina se adhiere al rebaje del laminado por medio de un adhesivo.

La figura 1e ilustra esquemáticamente un procedimiento para proporcionar un recubrimiento (no mostrado) (pulverizado en frío sobre el laminado del borde de ataque) en un rebaje (no mostrado) del laminado. En esta realización, el apilamiento 77 está provisto de una película 80 que tiene un espesor t correspondiente con el recubrimiento (10 μm). La película 80 hará una impresión (correspondiente con el rebaje) en el laminado 71 correspondiente con el espesor de la película 80 cuando se comprime el apilamiento 77. La película 80 está provista de un agente de liberación (no mostrado) de manera que se puede liberar eficientemente del rebaje laminado después del curado. A continuación, el recubrimiento se pulveriza en el rebaje. La herramienta 70 de formación se modificará eficientemente a otros espesores de recubrimiento y extensiones de recubrimiento del borde de ataque, ya que solo la película 80 tiene que ser intercambiada en la herramienta de conformación de modo que la película corresponda con el espesor y la extensión deseados.

La figura 2a ilustra esquemáticamente un recubrimiento 7 de acuerdo con otra realización. La porosidad del recubrimiento es de aproximadamente 2% a 40%, preferiblemente de 4% a 20%, para permitir una MT de transmisión de humedad desde el interior del artículo 23 aéreo a la atmósfera exterior OA a través de un área abierta del composite donde se aplica el recubrimiento (por ejemplo, del borde de ataque). El área abierta del composite enfrenta así la atmósfera (es decir, el área de composite debajo del recubrimiento, área que debido a la porosidad del recubrimiento está abierta y expuesta a la atmósfera) y se logra por dicha porosidad del recubrimiento. De este modo se permite la transmisión de humedad, en la que la humedad puede transferirse por difusión a través del recubrimiento 7 al mismo tiempo que se selecciona la porosidad de modo que se consiga la protección contra la erosión. En esta realización (véase también la figura 2b), la porosidad es más baja en el área A1 que se encuentra con el flujo de aire a que en el área A2, donde la superficie del plano aerodinámico del artículo sigue la corriente de aire AF durante dicho uso. Además, la porosidad se selecciona de manera que el recubrimiento 7 sea más denso en las secciones enfrentadas a la corriente de aire a, que en otras secciones. Sin embargo, la porosidad del recubrimiento se ve continuamente en una dirección transversal al grosor del recubrimiento. El artículo aerodinámico completo está completamente cubierto por el recubrimiento 7, las superficies superior e inferior del ala 3 tendrán un recubrimiento 7 de alta porosidad, y los bordes 1 de ataque y los bordes posteriores 1' tendrán un recubrimiento 7 de baja porosidad. El recubrimiento 7 exhibe un espesor de aproximadamente 12 μm . En esta realización, el metal del recubrimiento 7 es de material de cobre y el recubrimiento 7 se usa de manera eficiente en un sistema de protección contra rayos de la aeronave. El presente recubrimiento 7 proporciona una manera rentable de producir un recubrimiento 7 conductor de protección contra rayos, que mantiene la energía fuera de aviónica, sistemas de combustible, etc., recubrimiento 7 que conduce eficazmente la energía por la borda.

La figura 3a ilustra esquemáticamente una vista más cercana del laminado de revestimiento 5 de composite de un plano 4 aerodinámico que sirve como una superficie aerodinámica cuando se usa el plano 4 aerodinámico. El laminado comprende una pluralidad de capas P1, P2, P3, etc. apiladas una sobre otra. Cada capa P1, P2, P3, etc. comprende una estructura 27 de fibra de carbono orientada de forma diferente que las fibras de otras capas. Se hace un rebaje 21 en la capa más externa P1 y se aplica un recubrimiento 5 al rebaje 21. El rebaje 21 está posicionado en el plano 4 aerodinámico en una posición correspondiente a la posición del punto de estancamiento SP del borde 1 de ataque del plano 4 aerodinámico durante el vuelo nivelado y se realiza a lo largo del borde de ataque. En este ejemplo, el recubrimiento 7 es relativamente grueso, aproximadamente 1 mm, y el rebaje 21 se proporciona simplemente dejando fuera una porción de la capa más externa P1 en el área real. Las áreas circundantes del revestimiento de composite que rodea el rebaje 21 están enmascaradas y el recubrimiento 7 se aplica mediante pintura. El recubrimiento 7 comprende titanio de bajo peso. La porosidad del recubrimiento 7 es aproximadamente 20-30%. La parte interna 33 del recubrimiento 7 comprende aproximadamente un 30% de porosidad, que se ilustra mediante cavidades 29 que tienen un volumen total mayor que la porción 31 exterior del recubrimiento 7. Las cavidades 29 se llenan con resina curada para lograr una superficie aerodinámica lisa. La figura 3b ilustra esquemáticamente un borde 1 de ataque de un estabilizador vertical. El revestimiento 5 de composite del borde 1 de ataque comprende así el rebaje poco profundo 21 que tiene una posición correspondiente con la posición de los puntos SP de estancamiento. La profundidad del rebaje 21 corresponde con el grosor del recubrimiento 7 y es de aproximadamente 8 μ m. El material del recubrimiento 7 es níquel y la aplicación del recubrimiento 7 se ha realizado mediante un procedimiento de pulverización en frío (no mostrado). El níquel del recubrimiento 7 se aplica con una porosidad tan alta (15-20%) que se permite el transporte de humedad desde el revestimiento 5 de composite hasta la superficie 9 exterior del recubrimiento 7, y de una porosidad baja (5-10%) que aún se alcanza la protección contra la erosión. La resina Epoxi E también se aplica en ranuras que se producen entre el material del revestimiento 5 de composite y el material de recubrimiento 7. Después del curado, el epoxi E se pule para lograr una superficie aerodinámica lisa. La porosidad disminuye (vista en una dirección desde el revestimiento 5 de composite y transversal a la extensión del recubrimiento 7) hacia la superficie 9 exterior (superficie aerodinámica) del recubrimiento 7. La porosidad será, por lo tanto, más alta cerca del revestimiento 5 de composite y más baja cerca del plano aerodinámico. Dicha porción más densa (externa) del recubrimiento 7 proporciona una resistencia extremadamente alta contra la erosión por lluvia, y dicha porción más porosa (interior) del recubrimiento 7 promueve el transporte de humedad a través del recubrimiento 7.

La figura 4 ilustra esquemáticamente un borde posterior 1' de un timón 31 montado en la aleta en la FIG. 3b. La porosidad del recubrimiento 7 es la más baja dentro del área del borde exterior OE del borde posterior 1' y paralela a una línea imaginaria definida por un número indefinido de puntos de estancamiento (SP') (se muestra solamente uno). La adhesión del recubrimiento 7 al composite del revestimiento 5 de composite es duradera, ya que se permite transferir el agua eventualmente atrapada dentro del composite a través del recubrimiento 7 hasta la superficie 9 exterior. El recubrimiento 7 se extiende esencialmente sobre todo el timón 31. El revestimiento 5 de composite del timón 31 es por lo tanto resistente a impactos accidentales de herramientas de servicio (no mostradas) o similares. Las áreas del revestimiento 5 de composite, tales como escotillas de servicio y juntas de fijación (no mostradas) también están protegidas de la erosión. En la Fig. 4 se muestra que la porosidad es más baja hacia el borde posterior 1' y se proporciona una mayor porosidad para el recubrimiento aplicado sobre otras superficies externas del timón 31. De esta forma, el timón puede fabricarse con un peso aún menor.

La figura 5 ilustra esquemáticamente una aeronave 40 comercial cubierta por recubrimientos 7 del tipo descrito en la FIG. 1a. La aeronave 40 comprende una pluralidad de bordes 1 de ataque de aletas 35, alas 3, un estabilizador 37, aleta 39, cono 41 de nariz, antenas 43, estructuras 45 aerodinámicas del motor, etc. Cada borde 1 de ataque se enfrenta a la corriente de aire cuando la aeronave 40 se mueve a través del aire. La aeronave 40 también comprende los bordes posteriores 1' del tipo mostrado en la FIG. 4.

La figura 6a ilustra esquemáticamente un procedimiento para aplicar un recubrimiento 7 resistente a la erosión a un revestimiento 5 de composite de un ala. El recubrimiento 7 comprende un material metálico. El procedimiento incluye el uso de una boquilla 46 de pulverización portátil adaptada para pulverizar el material a lo largo de la curvatura del plano aerodinámico y a una distancia predeterminada. El procedimiento para aplicar dicho material sobre el revestimiento de composite se realiza por procedimiento de pulverización en frío. Se consigue proporcionando el material 45 de recubrimiento resistente a la erosión de tal manera que, cuando se haya endurecido sobre el revestimiento 5 de composite, presente una porosidad predeterminada tal que sea posible un transporte de humedad durante dicho uso desde el revestimiento 5 de composite a la superficie 9 exterior del recubrimiento 7, pero aún proporcionando una protección contra la erosión de este último. El procedimiento de acuerdo con esta realización también comprende la etapa de aplicar el material de recubrimiento 45 resistente a la erosión sobre el revestimiento 5 de composite sobre un área seleccionada del artículo, en este caso sobre el borde 1 de ataque. Finalmente, la superficie 9 exterior del recubrimiento 7 se pule (no se muestra), de modo que se consigue una superficie aerodinámica lisa. De este modo, se consigue una producción rentable del recubrimiento 7 resistente a la erosión que permite un transporte de humedad a su través. En la Fig. 6b se ilustra esquemáticamente más detalladamente la aplicación en la FIG. 6a. El recubrimiento 7 se aplica sobre el revestimiento 5 de composite de modo que la porción 31 más externa del recubrimiento, adyacente a la superficie 9 exterior del recubrimiento 7 (superficie aerodinámica), exhibe una estructura más densa (empaquetada) de moléculas metálicas (o granos) para alcanzar una superficie 9 exterior de protección contra la erosión, pero no tan densa que la humedad se impide que

se evapore o se difunda a través de dicha porción 31 más externa. Las gotas 47 metálicas (material metálico atomizado) rociadas desde la boquilla 46 de pulverización son provocadas a alta velocidad y serán aplastadas o formadas en escamas sobre el revestimiento 5 de composite. Las partículas metálicas o granos metálicos serán de un tamaño extremadamente pequeño y constituirán partículas formadas de escamas 48 como se ilustra esquemáticamente en la FIG. 6b. Tal procedimiento proporcionará un peso de ahorro de la propiedad de capa delgada al mismo tiempo que se logra un recubrimiento 7 robusto. Los parámetros de pulverización se establecen de modo que los parámetros del proceso alteren las propiedades del recubrimiento 7 con el objetivo de lograr una porosidad bien definida del recubrimiento 7 de metal. En este ejemplo, los parámetros para lograr dicha porosidad bien definida se seleccionan a partir de los parámetros temperatura, velocidad, ángulo de impacto, cantidad de gas del material 45 de recubrimiento resistente a la erosión.

En la Fig. 7 se ilustra esquemáticamente un proceso de deposición de vapor o el llamado depósito de bombardeo iónico de material de cobre 50. De esta manera, se puede lograr un recubrimiento de metal delgado extremo 7 que tenga la porosidad adecuada, al mismo tiempo que proporciona conductividad para la protección contra los rayos. La deposición por bombardeo iónico se realiza por medio de un bombardeo de plasma sobre el sustrato 51 de revestimiento de composite para asegurar una superficie aerodinámica lisa. La liberación potencial controlada de gas bombardeado proporciona un porcentaje de porosidad del recubrimiento 7, adecuadamente de aproximadamente 2% a 40%, preferiblemente de 4% a 20%. El procedimiento es realizado por personal experto en un taller (no mostrado) mediante el uso de un aparato de bombardeo 53 iónico preprogramado automático. Los iones pulverizados vuelan balísticamente en línea recta e impactan enérgicamente sobre el revestimiento 5 de composite. Esto se hace opcionalmente en una cámara de vacío. A presiones de gas más altas, los iones colisionarán con los átomos de gas que actuarán como moderadores para la difusión y alcanzarán el revestimiento 5 de composite para la condensación. El gas de bombardeo iónico es en esta realización un gas inerte.

La figura 8 ilustra esquemáticamente un aparato 55 de aplicación de recubrimiento móvil para ser utilizado en los aeropuertos 57. El aparato 55 comprende un dispositivo 58 de deposición por láser pulsado ultracorto (USPLD). De esta manera se utiliza una técnica que es fácil de manejar y rentable. El aparato 55 está programado para aplicar el material de recubrimiento automáticamente sobre el ala 3 de la aeronave 40 y una boquilla de pulverización controlada por un brazo 59 de robot.

La figura 9 ilustra esquemáticamente el principio de definir un área de depósito de un borde 1 de ataque. El recubrimiento 7 se ha aplicado por medio de un dispositivo de pulverización de llama (no mostrado). El material de recubrimiento es MMC (composite de matriz metálica). El recubrimiento 7 está unido a la superficie más externa de un revestimiento 5 de composite de un ala 3. El laminado comprende varias capas de resina curada reforzada con fibra P. La superficie más externa del laminado comprende una estructura de nano filamento NF para alcanzar una extrema dureza de la superficie aerodinámica. Durante el uso, el ala 3 se encuentra con el flujo de aire a. Las partículas, como la suciedad 61 en las gotas de lluvia del aire, golpean el ala 3, especialmente en el área del borde 1 de ataque. El recubrimiento 7 protege el plano aerodinámico de la erosión causada por la lluvia en la sección más exterior OS del borde 1 de ataque, donde el flujo de aire se arremolina. En este ejemplo, el recubrimiento 7 se aplica más grueso en el área crítica del borde 1 de ataque, es decir, donde los puntos de estancamiento SP se posicionan a nivel de vuelo. Se permite la transmisión de humedad desde el revestimiento de composite tanto en áreas revestidas 7 (T") como en áreas sin recubrimiento (T').

La figura 10 ilustra esquemáticamente el perfil de una antena 43 de aviación civil en sección transversal. Se aplica un recubrimiento 7 de cobre a toda la antena 43 que cubre el lado exterior de todo el revestimiento 5 de composite. El flujo de aire a fluye sobre el revestimiento 5 de composite que comprende el recubrimiento 7, cuyo revestimiento 5 de composite está protegido de la erosión por el recubrimiento 7. Mediante la porosidad seleccionada adecuada del recubrimiento 7, se permitirá que la eventual humedad atrapada dentro del interior de la estructura aerodinámica antena 43 y/o revestimiento 5 de composite transfiera o difunda MT a través del revestimiento 5 de composite y se evapore. Al mismo tiempo, se usa la conductividad del recubrimiento 7 de cobre y el recubrimiento 7 se acopla a un sistema de protección contra rayos (no mostrado) de la aeronave. El peso se guarda y no se debe disponer ninguna capa conductora adicional de protección contra el rayo sobre el revestimiento 5 de composite.

La figura 11 ilustra esquemáticamente un recubrimiento 7 aplicado a un revestimiento 5 de composite de un ala 3 como una tira 14 que tiene un ancho w, cubriendo y dirigiéndose a, un área del borde 1 de ataque que se extiende entre los puntos de estancamiento del borde de ataque del ángulo de ataque bajo y los puntos de estancamiento de borde de ataque del ángulo de ataque alto. El recubrimiento 7 protector contra la erosión protege el revestimiento 5 de composite del borde de ataque de la erosión en dicha área durante el vuelo normal (bajo ángulo de ataque). La superficie aerodinámica en esta área será durante mucho tiempo lisa. Durante la aproximación final, se aumenta el ángulo de ataque y el área real (tira) se colocará debajo del lado de succión del ala en el que la corriente de aire laminar barre el borde de ataque sin ninguna perturbación debida a la erosión. Las juntas 70 entre las secciones 72 de los perfiles aerodinámicos se rellenan con epoxi y se terminan en una superficie aerodinámica lisa.

La figura 12 ilustra esquemáticamente un aparato dispuesto para la aplicación de un material de recubrimiento MMC (composite de matriz metálica) sobre un artículo 4 aerodinámico de una aeronave. La etapa de proporcionar el material 45 de recubrimiento resistente a la erosión que presenta una porosidad predeterminada se realiza simultáneamente con la etapa de aplicar el material 45 sobre el revestimiento 5 de composite. De este modo se

5 consigue que se determine un procedimiento de pulverización del artículo 4 al mismo tiempo que se determinan las propiedades de porosidad, dependiendo del tipo de superficie 9 exterior del artículo que se pulveriza. Esto significa que el recubrimiento 7 cubrirá el borde de ataque y que se aplica de una manera rentable y el recubrimiento 7 implica una porosidad más densa que el recubrimiento que cubre el revestimiento de composite de la superficie superior e inferior del artículo 4. El material de recubrimiento poroso se aplica a la superficie 13 del revestimiento 5 de composite. Se producirá una unión por difusión entre las partículas esféricas aplanadas del material de recubrimiento y la superficie 13 exterior del revestimiento 5 de composite.

10 La presente invención, por supuesto, no está restringida de ninguna manera a las realizaciones preferidas descritas anteriormente, pero muchas posibilidades de modificaciones, o combinaciones de las realizaciones descritas, de las mismas deberían ser evidentes para una persona con experiencia normal en la técnica sin apartarse del alcance de la invención como se define en las reivindicaciones adjuntas. El rebaje del revestimiento de composite del borde de ataque se puede lograr mecanizando, puliendo, dejando fuera la cinta de preimpregnación en la capa más externa, proporcionando la herramienta de conformado y curado una protuberancia correspondiente al rebaje deseado. Alternativamente, si el espesor del recubrimiento es de aproximadamente 1 μm o menos, no es necesario ningún rebaje. Alternativamente, una lámina o película, que exhibe el espesor correspondiente como el recubrimiento, puede aplicarse una al lado de la otra/adyacente al recubrimiento y unirse a la última para alcanzar una curvatura continua de la superficie aerodinámica. La porosidad del recubrimiento es de aproximadamente 2% a 40%, preferiblemente de 4% a 20%, para permitir una transmisión de humedad desde el interior del artículo aéreo a la atmósfera exterior a través de un área abierta del composite donde el recubrimiento (por ejemplo, del borde de ataque) está posicionado. El área abierta del composite se orienta de esta manera a la atmósfera (es decir, el área de composite debajo del recubrimiento, cuya superficie debido a la porosidad del recubrimiento está abierta y expuesta a la atmósfera) y se logra mediante dicha porosidad del recubrimiento. De este modo se permite la transmisión de humedad, en la que la humedad puede transferirse por difusión a través del recubrimiento al mismo tiempo que se selecciona la porosidad de modo que se consiga la protección contra la erosión. El composite se define como resina curada (plástico) que comprende fibras de refuerzo.

15
20
25

REIVINDICACIONES

1. Un artículo aéreo que comprende: un revestimiento (5) de composite, un borde (1) de ataque que se orienta hacia el flujo (a) de aire durante el uso del artículo (3, 4) aéreo, un recubrimiento (7) resistente a la erosión que comprende un material metálico y una superficie (9) aerodinámica, **caracterizado porque** el recubrimiento (7) cubre parcialmente o completamente el revestimiento (5) de composite del artículo (3, 4) aéreo, en el que el recubrimiento (7) tiene una porosidad alta para proporcionar un área abierta, paso de difusión, para permitir el transporte de humedad (MT) desde el revestimiento (5) de composite hasta la superficie (9) aerodinámica del recubrimiento (7), y de tal baja porosidad que la protección contra la erosión del revestimiento (5) de composite se alcanza aún durante dicho uso, en el que la porosidad del recubrimiento (7) es menor en áreas del artículo (3, 4) que se encuentra con el flujo (a) de aire, que en áreas donde la superficie (9) aerodinámica del artículo (3, 4) tiene su extensión siguiendo el flujo (a) de aire durante el uso.
2. El artículo de acuerdo con la reivindicación 1, **en el que** el recubrimiento (7) se aplica sobre el revestimiento (5) de composite sobre un área correspondiente con un punto (P) de estancamiento del borde (1) de ataque.
3. El artículo de acuerdo con la reivindicación 1, o 2, **en el que** la porosidad del recubrimiento (7) es de 2% a 40%, preferiblemente 4% a 20% para permitir la transmisión de humedad (MT) desde el revestimiento (5) de composite hasta la atmósfera exterior.
4. El artículo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el recubrimiento (7) exclusivamente es de un material metálico.
5. El artículo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el metal es titanio, aluminio o cobre.
6. El artículo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el recubrimiento se aplica como una tira (14) que tiene una anchura que cubre un área de un borde (1) de ataque que se extiende entre puntos de estancamiento (SP1) de borde de ataque de ángulo de ataque bajo y puntos de estancamiento (SP2) de borde de ataque de ángulo de ataque alto.
7. El artículo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el recubrimiento (7) se aplica como una tira que tiene una anchura (w) que cubre al menos un área del borde de ataque que se extiende entre los puntos de estancamiento (P3) de borde de ataque de ángulo de ataque cero y esencialmente una distancia adicional hacia las cuerdas de los puntos de estancamiento de borde de ataque (SP2) de alto ángulo de ataque.
8. El artículo de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el recubrimiento (7) se extiende esencialmente sobre todo el artículo (3).
9. Un procedimiento para aplicar un recubrimiento (7) resistente a la erosión que comprende un material metálico para un revestimiento (5) de composite de un artículo (3) aéreo, cuyo composite durante el uso del artículo (3) puede contener humedad, el artículo (3) aéreo comprende además un borde (1) de ataque orientado hacia un flujo (a) de aire durante el uso del artículo (3, 4) aéreo y que comprende una superficie (9) aerodinámica, el procedimiento **comprende las etapas de:**
- proporcionar el material de recubrimiento (7) resistente a la erosión que exhibe una porosidad predeterminada tal que es posible un transporte de humedad (MT) durante dicho uso desde el revestimiento (5) de composite a la superficie (9) aerodinámica del recubrimiento (7), aplicando el material (45) de recubrimiento resistente a la erosión sobre el revestimiento (5) de composite sobre un área seleccionada del artículo (3);
 - en el que la porosidad del recubrimiento (7) es menor en las áreas del artículo (3, 4) que se encuentra con el flujo (a) de aire, que en áreas donde la superficie (9) aerodinámica del artículo (3, 4) tiene su extensión siguiendo el flujo (a) de aire durante dicho uso;
 - pulir la superficie (9) exterior del recubrimiento (7) de modo que se alcanza una superficie aerodinámica lisa.
10. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9, **en el que** la etapa de proporcionar un material (45) de recubrimiento resistente a la erosión que presenta dicha porosidad predeterminada se realiza simultáneamente con la etapa de aplicación del material (45) sobre el revestimiento (5) de composite.
11. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9 o 10, **en el que** la etapa de aplicación del material (45) se hace mediante recubrimiento por pulverización térmica, tal como deposición por pulverización de plasma.
12. El procedimiento de acuerdo con la reivindicación 9 o 10, **en el que** la etapa de aplicar el material (45) se hace mediante deposición por vapor, tal como deposición por bombardeo iónico
13. El procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** el procedimiento comprende una etapa de proporcionar un rebaje (21) en el revestimiento (5) de composite para acomodar el recubrimiento (7), el rebaje se proporciona al comprimir un apilamiento (77) contra una superficie (72) de formación

de una herramienta (70) de formación, cuya superficie (72) exhibe una película (80) u otra sección (74) sobresaliente.

14. El procedimiento de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **en el que** se aplica una película sobre el apilamiento (77) para formar el rebaje (21).

- 5 15. Uso de un artículo aéreo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-8 para servir como parte de un sistema de protección contra rayos, sistema antihielo/deshielo o sistema de generación de plasma.



FIG. 1c

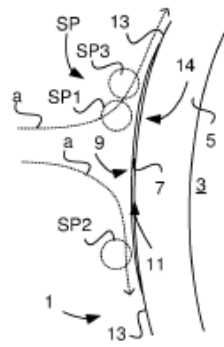


FIG. 1a



FIG. 1b

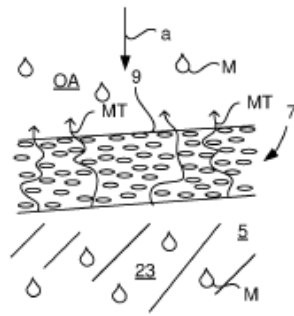


FIG. 2a

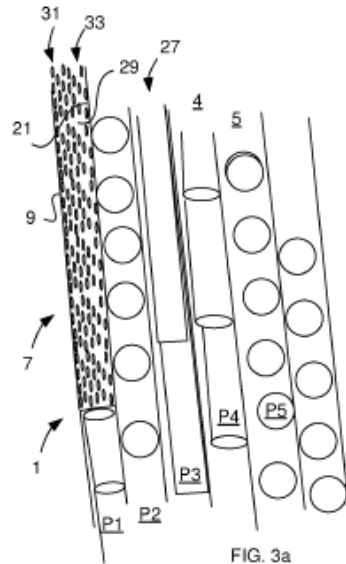
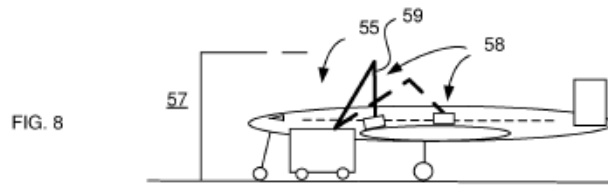
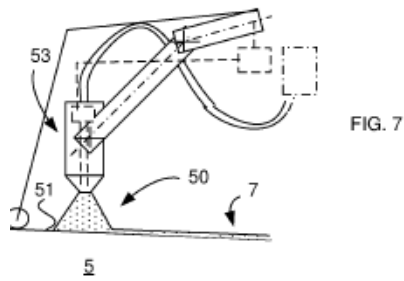
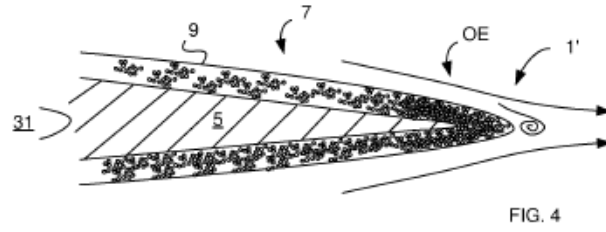
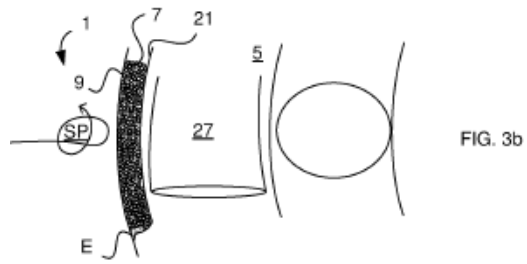
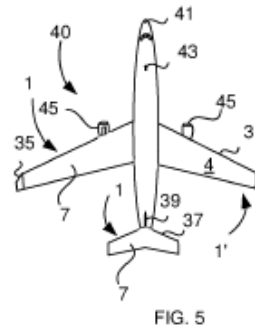
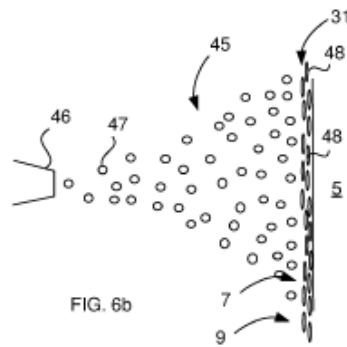
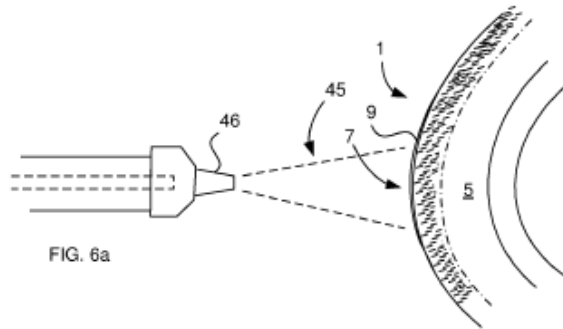
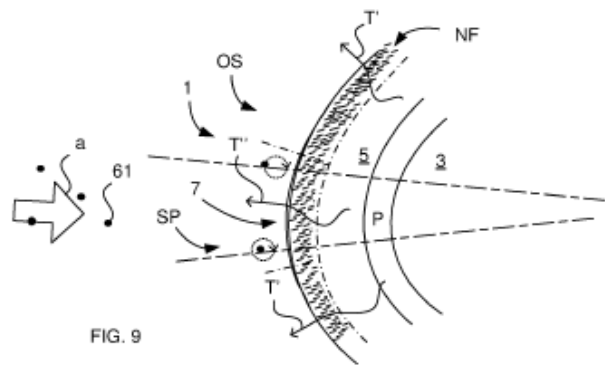


FIG. 3a





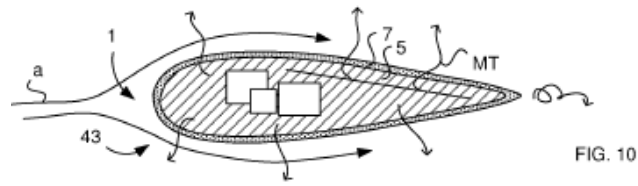


FIG. 10

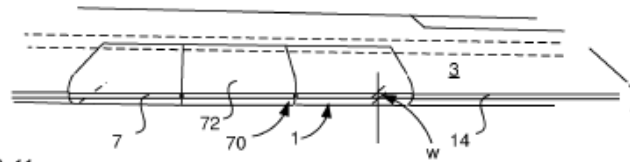


FIG. 11

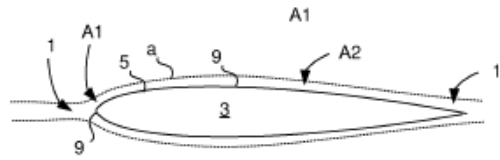


FIG. 2b

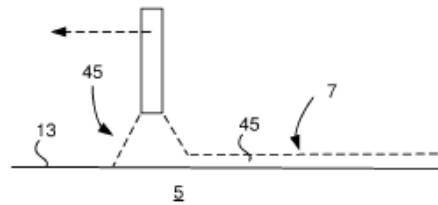


FIG. 12

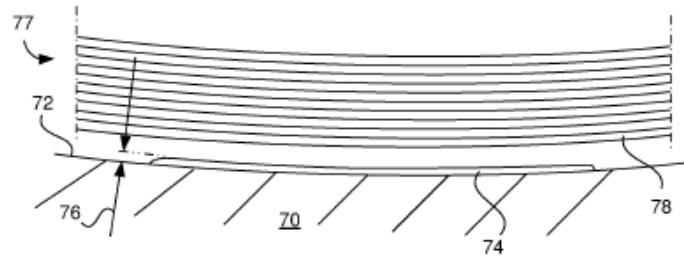


Fig. 1d

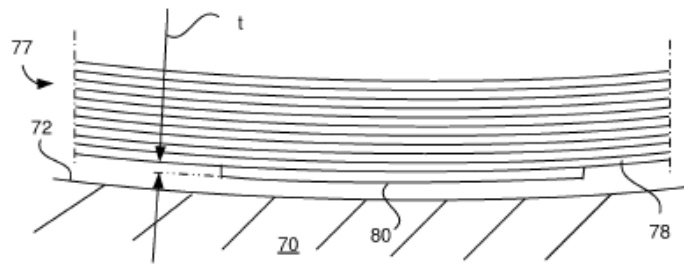


Fig. 1e