



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 297 797**

51 Int. Cl.:
B64C 3/50 (2006.01)
B64C 9/22 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **06075434 .8**
86 Fecha de presentación : **24.02.2006**
87 Número de publicación de la solicitud: **1695904**
87 Fecha de publicación de la solicitud: **30.08.2006**

54 Título: **Aeronave con borde de ataque articulado de fuselaje y alas.**

30 Prioridad: **25.02.2005 US 66886**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.05.2008

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.05.2008

73 Titular/es: **Northrop Grumman Corporation**
1840 Century Park East
Los Angeles, California 90067, US

72 Inventor/es: **Arata, Allen A. y**
Graham, David H.

74 Agente: **Torner Lasalle, Elisabet**

ES 2 297 797 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

Aeronave con borde de ataque articulado de fuselaje y alas.

5 **Campo de la invención**

La presente invención se refiere a una aeronave con un borde de ataque movable, y más particularmente, se refiere a un fuselaje articulado y un borde delantero de alas que se pueden mover a partir de una posición no deflectada o retraída contra el fuselaje y alas a una posición deflectada o extendida que proporciona una elevación aumentada de la aeronave a bajas velocidades.

Información antecedente

Las aeronaves utilizan a menudo unos dispositivos en los bordes de ataque de las alas con el objeto de aumentar la elevación a bajas velocidades. Por ejemplo, una aeronave con una gran flecha de ala en el borde de ataque puede usar unos dispositivos en los bordes de ataque de las alas para aumentar la elevación durante el despegue y el aterrizaje y reducir así, la longitud de recorrido sobre la pista. Esos dispositivos del borde de ataque tienen, por lo general, unas separaciones que son visibles desde delante cuando los propios dispositivos están replegados. No obstante, algunas aeronaves tienen unos requisitos de supervivencia que no permiten tales separaciones del borde de ataque cuando los dispositivos están replegados. Sería deseable proporcionar un dispositivo de borde de ataque que evitase tales problemas.

Sumario de la invención

La presente invención se define en la reivindicación independiente 1. En particular, la misma proporciona un borde de ataque articulado para el fuselaje y alas de una aeronave. El borde de ataque se puede mover a partir de una posición no deflectada o retraída adyacente al fuselaje y las alas hasta una posición deflectada o extendida alejada del fuselaje y de las alas que aumenta la elevación de la aeronave, en particular durante el despegue, aterrizaje y otras maniobras a baja velocidad. Cuando el borde de ataque se retrae a su posición no deflectada durante el vuelo, se evitan las separaciones no deseadas.

Un aspecto de la presente invención es aportar una aeronave que comprende un fuselaje, unas alas asociadas al fuselaje, y un borde de ataque articulado movable a partir de una posición retraída contra dicho fuselaje y alas hasta una posición extendida a partir del fuselaje y alas.

Este y otros aspectos de la presente invención se harán más evidentes a partir de la siguiente descripción.

Breve descripción de los dibujos

La figura 1 es una vista superior, parcial esquemática de una aeronave que incluye un borde de ataque articulado adyacente al fuselaje y alas de la propia aeronave de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 2 es una vista en sección, parcial y esquemática tomada por el plano 2-2 de la figura 1, que ilustra un ala de la aeronave y una parte del borde de ataque en una posición no deflectada o retraída de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 3 es una vista superior, parcial y esquemática de la aeronave de la figura 1, con el borde de ataque articulado en una posición deflectada o extendida.

La figura 4 es una vista en sección, parcial y esquemática tomada por el plano 4-4 de la figura 3, que ilustra la posición extendida del borde de ataque con respecto al ala.

La figura 5 es una vista lateral, parcial y esquemática de una aeronave que incluye un borde de ataque articulado del fuselaje y alas en una posición retraída de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 6 es una vista parcial esquemática de la aeronave de la figura 5, con el borde de ataque articulado en una posición extendida.

La figura 7 es una vista frontal, parcial y esquemática de una aeronave que incluye un borde de ataque articulado del fuselaje y alas en una posición retraída de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 8 es una vista frontal, parcial y esquemática de la aeronave de la figura 7, con el borde de ataque articulado en una posición extendida.

La figura 9 es una vista en sección parcial y esquemática de un borde de ataque articulado que tiene una superficie trasera de contacto cóncava de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 10 es una vista en sección parcial y esquemática de un borde de ataque articulado que tiene una superficie trasera de contacto angular de acuerdo con una realización de la presente invención.

La figura 11 es una vista en sección parcial y esquemática de un borde de ataque articulado que tiene una superficie trasera de contacto plana de acuerdo con una realización de la presente invención.

Las figuras 12-14 son unas vistas en sección, parciales y esquemáticas de un ala de aeronave que tiene un alerón tipo Krueger y un borde de ataque articulado de acuerdo con una realización de la presente invención. En la figura 12, el alerón tipo Krueger está replegado y el borde de ataque retraído. En la figura 13, dicho alerón Tipo Krueger permanece replegado, pero el borde de ataque está en una posición extendida. En la figura 14, el alerón tipo Krueger está desplegado y el borde de ataque está en la posición extendida.

Descripción detallada

La figura 1 es una vista superior, parcial y esquemática de una aeronave 10 que comprende un fuselaje 12 y unas alas 14. La aeronave 10 tiene una sección de morro 16 y una sección de cola 18. Tal como aquí se emplea, el término “fuselaje” incluye el cuerpo de una aeronave así como cualquier característica estructural formada integralmente con el cuerpo, tal como las hiladas, extensiones del borde de ataque y similares que tengan unos bordes de ataque.

Como muestra la figura 1, un borde de ataque articulado de acuerdo con una realización de la presente invención incluye una parte 20a adyacente al fuselaje 12, y unas partes 20b adyacentes a las alas 14. Las partes 20a y 20b de los bordes de ataque se articulan una respecto a otra. Tal y como se usa aquí, el término “articulado” significa que las partes 20a y 20b de los bordes de ataque se pueden doblar y/o flexionar torsionalmente una respecto a otra. Las partes 20a de fuselaje de los bordes de ataque son giratorias alrededor de un eje A que es sustancialmente paralelo a una dirección transversal de la aeronave. En esta realización, el eje de rotación A de las partes 20a de fuselaje de los bordes de ataque está situado adyacente al morro 16 del fuselaje 12. Sin embargo, el eje de rotación A puede estar situado en cualquier otro lugar apropiado a lo largo de la dirección longitudinal de la aeronave. Por ejemplo, el eje de rotación A se puede mover hacia popa.

La figura 2 es una vista en sección del ala 14 y un borde de ataque 20b del ala, tomada por el plano 2-2 de la figura 1. En la figura 2, la parte 20b del borde de ataque está en una posición retraída en la cual el borde de ataque 20b se asienta y contacta contra el ala 14.

Las figuras 3 y 4 son unas vistas similares a las que se ilustran en las figuras 1 y 2 respectivamente, excepto en que las partes 20a de fuselaje del borde de ataque han sido giradas alrededor del eje A mediante un arco R hacia una posición extendida, y las partes 20b de ala del borde de ataque han sido articuladas con respecto a las partes de fuselaje del borde de ataque y elevadas con respecto a las alas 14. La posición extendida de la parte de ala del borde de ataque 20b se ilustra más claramente en la figura 4, que es una vista en sección del ala 14 tomada por la línea 4-4 de la figura 3. Como muestra dicha figura 4, la parte 20b de ala del borde de ataque está en una posición alejada del ala 14. En la posición extendida, la parte 20b de ala del borde de ataque se eleva una distancia D_w por encima del ala 14.

Aunque no se muestra en la Fig. 3 ó 4, al menos una parte de cada parte 20a de fuselaje del borde de ataque se eleva alejándose del fuselaje 12 cuando las partes 20a de fuselaje del borde de ataque son giradas alrededor del eje A. Si el eje de rotación A se mueve hacia popa a partir de la situación mostrada en las Figs. 1 y 3, cada parte 20a de fuselaje del borde de ataque detrás del eje A puede deflectarse hacia arriba mientras que cada parte de fuselaje del borde de ataque delante del eje A puede deflectarse hacia abajo.

Como se puede ver más claramente en las figuras 1 y 3, las alas 14 de la aeronave 10 tienen un ángulo de flecha S_w medido desde una dirección transversal a la aeronave. Como puede verse igualmente en las citadas figuras 1 y 3, el fuselaje 12, incluyendo unas hiladas y otras estructuras provistas de bordes de ataque, también puede tener un ángulo de flecha S_f medido desde la dirección transversal de la aeronave 10. En la realización ilustrada en las figuras 1 y 3, el ángulo de flecha del ala S_w es diferente del ángulo de flecha S_f del fuselaje, es decir, el ángulo de flecha del ala S_w es menor que el ángulo de flecha del fuselaje S_f .

En las realizaciones ilustradas en las figuras 1 y 3, el ángulo de flecha de las alas S_w permanece constante a lo largo del ala 14, y el ángulo de flecha del fuselaje S_f permanece constante a lo largo del propio fuselaje 12. Sin embargo, los ángulos de flecha del ala S_w y/o del fuselaje S_f pueden variar. En consecuencia, aunque dichos ángulos S_w y S_f del ala y fuselaje se ilustren como constantes en las figuras presentes, se podrá emplear cualquier otra configuración conveniente de acuerdo con la presente invención.

Las figuras 5 y 6 son unas vistas laterales, parciales y esquemáticas de una aeronave, similares a las que se ilustran en las figuras 1 y 3. En la figura 5, las partes de ala y fuselaje 20a y 20b del borde de ataque están en la posición retraída. En la figura 6, las partes 20a y 20b del borde de ataque están en la posición extendida, ilustrando la rotación de la parte 20a de fuselaje del borde de ataque alrededor de un eje cercano al morro 16 de la aeronave, y una articulación de la parte 20b de ala del borde de ataque hacia una posición elevada con respecto a las alas 14. La parte 20a de fuselaje del borde de ataque puede recorrer un arco R desde cero hasta alrededor de 10 grados cuando gira alrededor del eje A desde la posición retraída mostrada en la Fig. 5 hasta la posición extendida mostrada en la Fig. 6. Como muestra la Fig. 6, la parte 20a de fuselaje y la parte 20b de ala se articulan una respecto a otra, es decir, la región que une las partes de fuselaje y ala se dobla.

ES 2 297 797 T3

Las figuras 7 y 8 son unas vistas frontales, parciales y esquemáticas de una aeronave, similares a las que se ilustran en las figuras 1 y 3. En la figura 7, las partes 20a y 20b de fuselaje y ala del borde de ataque están en la posición retraída. En la Fig. 8, las partes 20a y 20b del borde de ataque están en la posición extendida, donde la parte 20a de fuselaje del borde de ataque se gira alrededor del eje A, y la parte 20b de ala del borde de ataque se articula por doblamiento con respecto a la parte 20b de ala del borde de ataque y se eleva con respecto a las alas 14.

De acuerdo con una realización de la presente invención, las partes 20a y 20b de fuselaje y ala del borde de ataque pueden articularse una respecto a otra mediante flexión torsional. Por ejemplo, cada parte 20b de ala puede flexionarse torsionalmente con respecto a la parte 20a de fuselaje adjunta de manera que varíe el ángulo de incidencia de la parte 20b de ala del borde de ataque. La incidencia puede entonces ser ajustada, por ejemplo, para alinearse con un flujo de aire local para mejorar la efectividad de control.

Las partes del borde de ataque 20a y 20b pueden estar compuesto de cualquier material adecuado. Por ejemplo, el cuerpo principal de cada borde de ataque puede comprender un material sustancialmente rígido, tal como aluminio, o unos materiales compuestos convencionales. La región articulada entre las partes 20a y 20b se puede hacer de cualquier material doblable o flexible adecuado como metales o compuestos. Alternativamente, la región articulada puede comprender cualquier tipo adecuado de junta mecánicamente articulada. El borde de ataque 20a y 20b preferiblemente no tendrá separaciones detectables en el espectro electromagnético.

El mecanismo usado para extender y retraer las partes 20a y 20b del borde de ataque podrá ser cualquier elemento de enlace adecuado 28, tal como un gato de rosca de doble pivote y cuatro barras articuladas. Se podrá usar cualquier controlador adecuado para accionar el mecanismo, tal como unos controles convencionales accionados manualmente o unos controles automáticos para extender y retraer el borde de ataque basados en la velocidad del aire.

La figura 9 es una vista en sección, parcial y esquemática de la parte 20b de ala del borde de ataque, que incluye un borde delantero 21 y una superficie trasera de contacto 22. En la realización ilustrada de la figura 9, la superficie trasera de contacto 22 tiene una forma cóncava que coincide con el borde delantero 15 del ala 14. Así pues, la superficie trasera de contacto 22 y el borde delantero 15 se asientan firmemente una contra la otra cuando el borde de ataque 20b está en la posición retraída. Esta disposición de coincidencia de la superficie trasera de contacto 22 de la parte 20b de ala del borde de ataque y el borde delantero 15 del ala 14 puede verse en las figuras 2 y 4.

Como ilustran las figuras 2, 4 y 9, el borde delantero 21 de la parte 20b de ala del borde de ataque puede tener una forma relativamente en punta, mientras que la superficie trasera de contacto 22 y el borde delantero 15 del ala 14 podrían tener una forma relativamente redondeada. Así pues, el borde delantero 21 de la parte 20b de ala del borde de ataque tiene un radio de curvatura menor que el borde delantero 15 del ala 14. Esto podría ser conveniente en alguna aeronave porque el borde delantero redondeado 15 del ala 14 podría retrasar la pérdida de sustentación del ala.

Las figuras 10 y 11 ilustran unas formas alternativas de superficie trasera de contacto de bordes de ataque según unas realizaciones de la presente invención. En la figura 10, el borde de ataque 23 tiene una superficie de contacto angular 24. En la figura 11, el borde de ataque 25 tiene una superficie de contacto generalmente plana 26.

Las figuras 12-14 ilustran una realización de la presente invención donde en el ala 14 está montado giratoriamente un alerón tipo Krueger convencional 30. En la figura 12, la parte 20b de ala del borde de ataque está en la posición retraída, y el alerón tipo Krueger 30 está en la posición replegada. En la figura 13, la parte 20b de ala del borde de ataque está extendida desde el ala, mientras que el alerón Krueger 30 permanece replegado. En la figura 14, la parte 20b de ala del borde de ataque está extendida y el alerón tipo Krueger 30 está girado a la posición desplegada. Se podrá usar cualquier diseño conocido de alerón tipo Krueger y mecanismo de despliegue de acuerdo con esta realización de la invención.

Aún cuando se hayan descrito unas realizaciones particulares de esta invención a efectos de ilustración, será evidente para los expertos en la técnica que se podrán efectuar numerosas variaciones de los detalles de la presente invención, sin apartarse de la invención según se define en las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10) que comprende:
- 5 un fuselaje (12); y
- unas alas (14) conectadas al fuselaje (12), **caracterizada** por
- 10 un borde de ataque articulado que tiene partes de fuselaje y ala (20a, 20b) que se articulan una respecto a otra, y movibles a partir de una posición retraída contra el fuselaje (12) y alas (14) hacia una posición extendida de dicho fuselaje (12) y alas (14), en la que la parte (20a) de fuselaje del borde de ataque se gira alrededor de un eje (A) sustancialmente paralelo a una dirección transversal de la aeronave (10).
- 15 2. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en la que las partes de fuselaje y ala (20a, 20b) del borde de ataque comprenden un material flexible en una región que une las partes de fuselaje y ala (20a, 20b).
3. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en la que las partes (20a, 20b) de fuselaje y ala se articulan mediante doblamiento una respecto a otra.
- 20 4. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en la que las partes (20a, 20b) de fuselaje y ala se articulan mediante flexión torsional una respecto a otra.
5. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que el eje de rotación (A) de la parte (20a) de fuselaje del borde de ataque está situado adyacente a un morro (16) del fuselaje (12).
- 25 6. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que la parte (20a) de fuselaje del borde de ataque es giratoria alrededor del eje (A) desde la posición retraída hasta la posición extendida en un arco que va desde cero a alrededor de 10 grados.
- 30 7. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que la situación de la parte (20b) de ala del borde de ataque en la posición extendida se eleva por encima de la situación de la parte (20b) de ala del borde de ataque en la posición retraída.
- 35 8. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que la parte (20b) de ala del borde de ataque tiene un ángulo (S_W) de flecha del ala medido desde una dirección transversal de la aeronave (10), la parte (20a) de fuselaje del borde de ataque tiene un ángulo (S_F) de flecha del fuselaje medido desde una dirección transversal de la aeronave (10), y los ángulos (S_W , S_F) de flecha del fuselaje y del ala son diferentes.
- 40 9. La aeronave (10) de la reivindicación 8, en la que el ángulo (S_W) de flecha del ala es menor que el ángulo (S_F) de flecha del fuselaje.
10. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que el borde de ataque (20a, 20b) comprende una superficie (22) de contacto trasera que contacta el fuselaje (12) y las alas (14) cuando el borde de ataque (20a, 20b) está en la posición retraída.
- 45 11. La aeronave (10) de la reivindicación 10, en la que la superficie (22) de contacto trasera tiene una forma que se ajusta sustancialmente a una forma del fuselaje (12) y a una forma de las alas (14) en áreas de contacto entre el borde de ataque (20a, 20b) y el fuselaje (12) y las alas (14).
- 50 12. La aeronave (10) de la reivindicación 10 o la reivindicación 11, en la que al menos una parte de la superficie (22) de contacto trasera es cóncava.
13. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones 10 a 12, en la que la superficie (22) de contacto trasera del borde de ataque (20b) contacta con un borde frontal curvado de al menos una de las alas cuando el borde de ataque (20a, 20b) está en la posición retraída y el borde frontal de las alas (14) tiene un radio de curvatura mayor que un borde (21) frontal del borde de ataque (20b).
- 55 14. La aeronave (10) de la reivindicación 10 o de la reivindicación 11, en la que al menos una parte de la superficie (22) trasera de contacto es plana.
- 60 15. La aeronave (10) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes que comprende, además, unos alerones tipo Krueger (30) montados giratoriamente en las alas.
- 65 16. La aeronave (10) de la reivindicación 15, en la que los alerones tipo Krueger (30) son giratorios hacia unas posiciones desplegadas cuando el borde de ataque (20a, 20b) está en la posición extendida, y los alerones tipo Krueger (30) son giratorios hacia unas posiciones repliegadas cuando el borde de ataque (20a, 20b) está en la posición retraída.

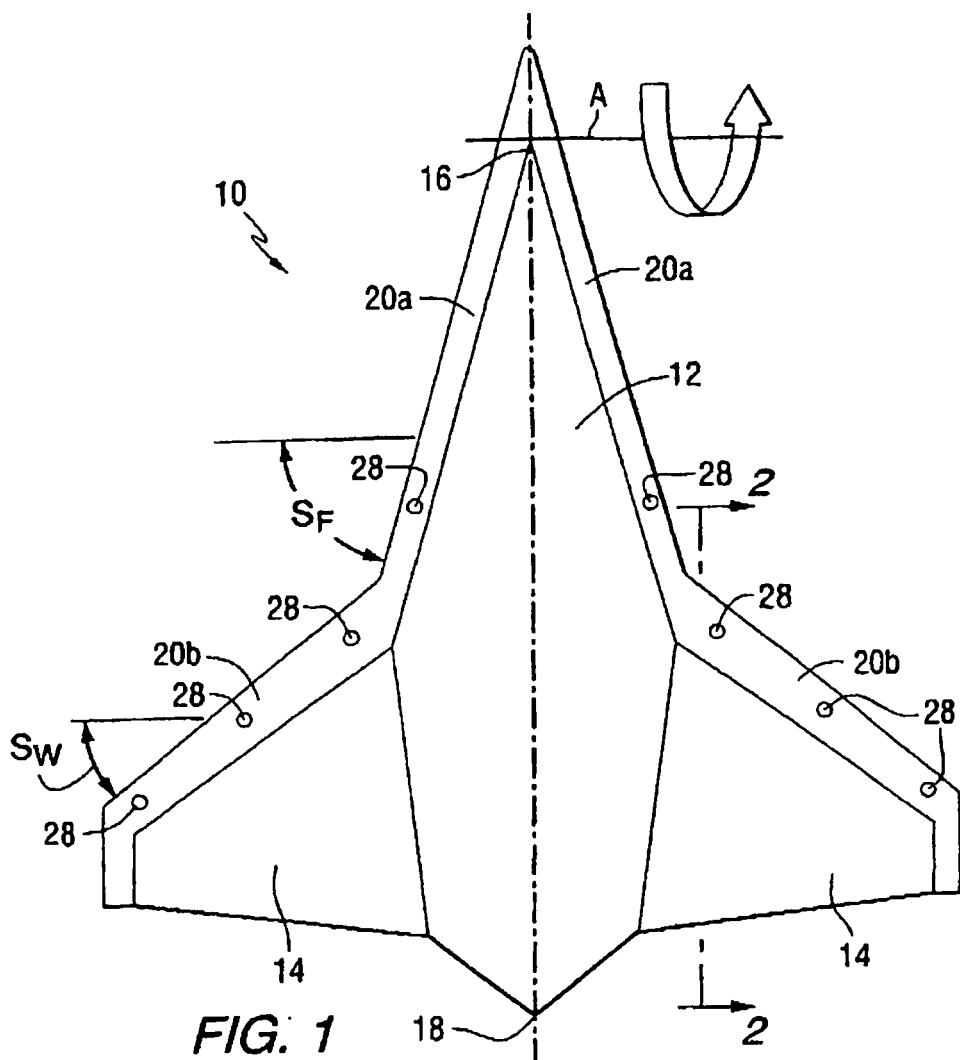


FIG. 1

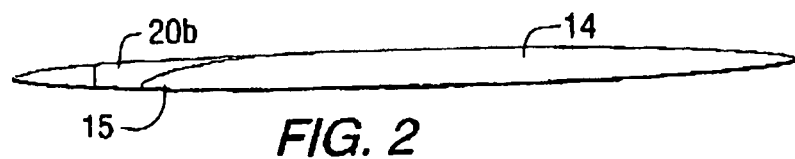


FIG. 2

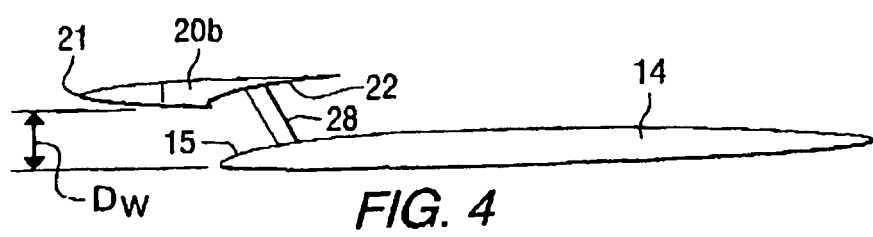
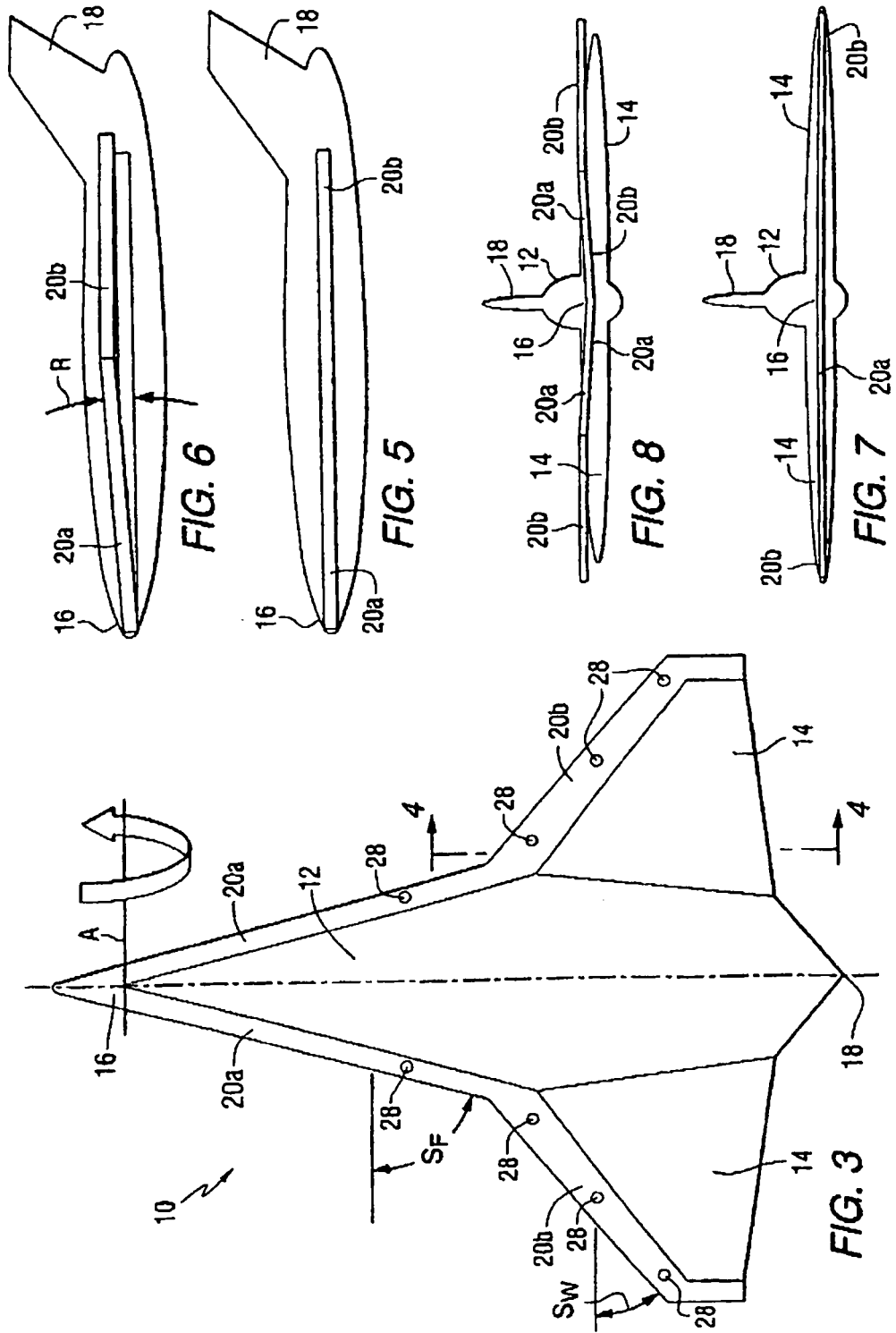


FIG. 4



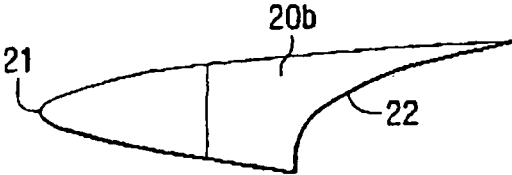


FIG. 9

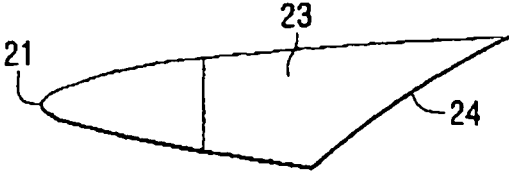


FIG. 10

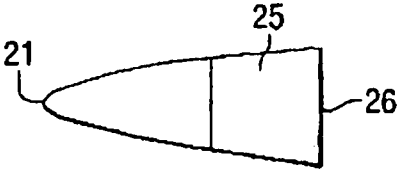


FIG. 11

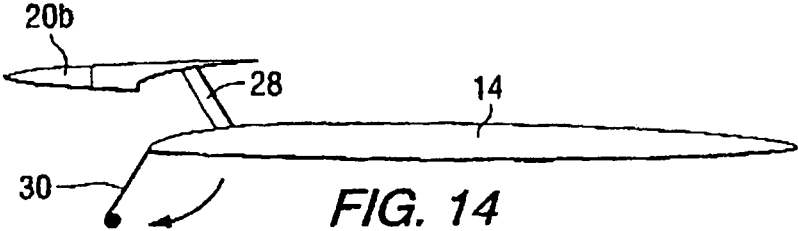


FIG. 14

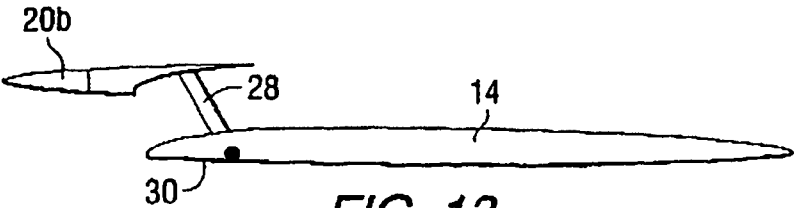


FIG. 13

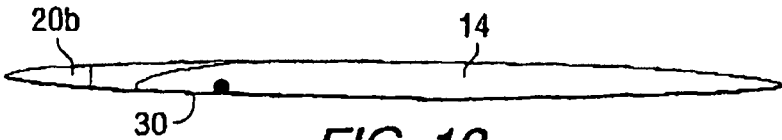


FIG. 12