



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 278 355**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/00** (2006.01)

**B64C 5/08** (2006.01)

**B64C 9/12** (2006.01)

**B64C 9/32** (2006.01)

**B64C 9/34** (2006.01)

**B64C 39/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **04809418 .9**

86 Fecha de presentación : **26.05.2004**

87 Número de publicación de la solicitud: **1631493**

87 Fecha de publicación de la solicitud: **08.03.2006**

54 Título: **Aeronave con aletas sólo en la parte superior.**

30 Prioridad: **06.06.2003 US 456176**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**01.08.2007**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**01.08.2007**

73 Titular/es: **NORTHROP GRUMMAN CORPORATION**  
**1840 Century Park East, Century City**  
**Los Angeles, California 90067-2199, US**

72 Inventor/es: **Clark, Walter, D.**

74 Agente: **Torner Lasalle, Elisabet**

**ES 2 278 355 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 aletas sólo en la parte superior.

### Campo de la invención

La invención versa, en general, acerca de aeronaves, y más en particular, acerca del control de las aeronaves que necesitan ser furtivas.

### Antecedentes de la invención

Las aeronaves construidas con el propósito de evitar la detección del radar se caracterizan por tener formas con tan pocos ángulos distintos como sea posible. Esto da como resultado bordes que son paralelos los unos a los otros aunque estén en lados opuestos de la aeronave. También es deseable tener un fuselaje que esté fundido en el ala donde cualquier forma de radio pequeño puede ser ubicada en el lado superior, sin ser vista por el radar de tierra. Debido a esta integración fluida, a estas aeronaves se les conoce a veces como "alas volantes" y se caracterizan típicamente por la configuración de ala en flecha. Un ejemplo de dicho avión es el bombardero B-2.

Una aeronave de baja sección transversal al radar carece de cualquier protuberancia innecesaria, tal como un estabilizador vertical, cuya función se reemplaza por superficies de control que incrementan la resistencia en un ala o en la otra solo cuando se necesita y cuando no permanecen planas contra el ala para convertirse en parte del ala. Se conocen las ventajas de las aeronaves que son todo ala sin cola. Por ejemplo, las aeronaves sin cola proporcionan unas mejores características para operar de manera furtiva debido a su configuración inherente menos observable. Además, las aeronaves que son todo ala proporcionan otros beneficios como una eficacia mejorada debido al peso y resistencia reducidos y, por lo tanto, están bien adaptadas para un uso en una amplia variedad de aplicaciones, como en aeronaves autónomas (no tripuladas) donde no hay que acomodar un saliente para que un piloto pueda mirar a través de él.

Una desventaja de la configuración de las aeronaves sin cola se encuentra en la ausencia de un timón de dirección normalmente incorporado dentro de la sección de cola vertical. En las aeronaves convencionales se incorpora el timón de dirección para crear un momento de lado a lado o guiñada a la aeronave durante el vuelo. Por lo tanto, sin un timón de dirección, se deben proporcionar otros medios para impartir un momento de guiñada a la aeronave sin cola. Además, es bien sabido en aeronaves convencionales proporcionar alerones para controlar el movimiento de balanceo de la aeronave durante el vuelo. Típicamente el timón de dirección trabaja en asociación con los alerones en aeronaves convencionales para contrarrestar cualquier guiñada adversa durante el balanceo. Así, en ausencia de un timón de dirección para la configuración de una aeronave sin cola, existe una ausencia de medios para contrarrestar la guiñada adversa descrita.

Por lo tanto, basándonos en lo anterior, existe una necesidad para un método mejorado y un dispositivo que mejoren las características de control del balanceo de la aeronave a la vez que contrarresten cualquier característica de guiñada adversa sin interferir sustancialmente en la aerodinámica de la aeronave y las características de observabilidad del radar.

La patente estadounidense 4.896.846 (Dynamic Engineering, Inc.) describe una aeronave de caza táctica superágil que tiene un fuselaje integrado y unas

alas primera y segunda en flecha. Se proporcionan los flaperones, elevones y deflectores aerodinámicos en la primera y segunda ala en flecha. Sin embargo, también se proporcionan superficies de control adicionales en la forma de timones de dirección en las dos colas verticales y superficies de canard montadas delante.

### Resumen de la invención

Un aspecto de la presente invención es proporcionar una aeronave de baja observabilidad que incluye un fuselaje integrado y unas alas en flecha primera y segunda que definen generalmente la aeronave. La aeronave también incluye un primer deflector aerodinámico ubicado en una superficie superior de la primera ala en flecha y un segundo deflector aerodinámico ubicado en la superficie superior de la segunda ala en flecha. Una superficie de control como, por ejemplo, un timón de profundidad, está formada íntegramente con el fuselaje y las alas. La superficie de control debería estar ubicada generalmente en las partes posteriores de los deflectores aerodinámicos primero y segundo y, si está en dos partes, estarán dispuestas preferiblemente simétricas a lo largo del eje longitudinal de la aeronave. Los deflectores aerodinámicos primero y segundo están estructurados de manera ventajosa y dispuestos para proporcionar el control de balanceo de la aeronave. Esto se lleva a cabo no teniendo la aeronave deflectores aerodinámicos adicionales o no teniendo superficies de control adicionales.

Otro aspecto de la presente invención es proporcionar un sistema para facilitar el control del balanceo de una aeronave de baja observabilidad que tiene un par de alas en flecha que incluyen un deflector aerodinámico formado solamente en una superficie superior de cada una del par de alas en flecha y un timón de profundidad formado en una parte posterior del par de alas en flecha. El timón de profundidad está ubicado generalmente por detrás de los deflectores aerodinámicos y está dispuesto generalmente de manera simétrica entre los deflectores aerodinámicos. De manera ventajosa, los deflectores aerodinámicos y el timón de profundidad están conectados de manera que se puedan mover individualmente en las alas para aprovecharse de la ventaja de la conversión de la guiñada en balanceo por la acción del ala en flecha.

Otro aspecto de la presente invención es proporcionar un método para facilitar el control del balanceo de una aeronave de baja observabilidad que tiene un par de alas en flecha. Específicamente, el método puede incluir ubicar un deflector aerodinámico en una superficie superior solamente de cada una del par de alas en flecha y ubicar el timón de profundidad en una parte posterior del par de alas en flecha. El método puede incluir además la operación individual de cada uno de los deflectores aerodinámicos y el timón de profundidad para proporcionar control del balanceo de una aeronave de baja observabilidad. Además, el método puede incluir deflectores aerodinámicos y timón de profundidad operables individualmente para aprovecharse de la conversión de la guiñada en balanceo por la acción del ala en flecha.

Estos y otros aspectos de la presente invención serán más evidentes a partir de la siguiente descripción.

### Breve descripción de los dibujos

La Fig. 1 es una representación esquemática de una vista en perspectiva de la parte inferior de una aeronave con forma en flecha que se puede construir en conformidad con esta invención.

La Fig. 2 es una representación esquemática de una vista en planta de la aeronave de la Fig. 1, que muestra solo los deflectores aerodinámicos de la parte superior.

La Fig. 3 es una representación esquemática de una vista lateral de una parte de un ala y de un deflector aerodinámico.

#### Descripción detallada

En conformidad con un aspecto de la invención, una aeronave de ala volante sin cola consta de un fuselaje/ala integrados que definen de manera general la aeronave y las superficies de control formadas íntegramente en la misma. La Fig. 1 es una representación esquemática de una vista en perspectiva del lado inferior de una aeronave con forma en flecha 10 que se puede construir en conformidad con esta invención. La aeronave 10 tiene un eje longitudinal 12 y consta de un fuselaje central 14 colocado a lo largo del eje longitudinal. Un par opuesto de alas en flecha 16, 18 se extiende lateralmente y en una dirección hacia atrás desde el fuselaje 14. Las alas 16, 18 tienen un contorno exterior que se funde de manera fluida y de manera continua con el del fuselaje 14. Con respecto a esto, el fuselaje 14 está completamente integrado con las alas 16, 18. Está contemplado que esta integración fluida le dé a la aeronave completa 10 una línea de moldeo exterior que esté libre de cualquier discontinuidad en la curvatura. Así, la configuración integrada del fuselaje/ala define generalmente la aeronave 10. Como tal, la aeronave 10 puede estar caracterizada por tener una relación de dimensión relativamente pequeña y una planta generalmente en forma de diamante o de cometa.

La aeronave 10 consta de una superficie superior y una superficie inferior. Las superficies superior e inferior incluyen tanto el fuselaje 14 como las alas 16, 18. La Fig. 1 muestra la superficie inferior 20. Además, las alas 16, 18 incluyen bordes de ataque 22, 24, respectivamente. Los bordes de ataque, 22, 24 están configurados para, por ejemplo, formar un contorno recto continuo. Resulta deseable tal contorno recto, teniendo en cuenta consideraciones de mitigación de la firma de radar, o sea, la formación de una aeronave de baja observabilidad. Los bordes de ataque 22, 24 de las alas 16, 18, junto con la superficie superior de la aeronave 10 definen generalmente la superficie aerodinámica sustentadora de la aeronave 10. Por lo tanto, la superficie aerodinámica sustentadora está dispuesta generalmente a lo largo del fuselaje 14 y de las alas 16, 18. Las alas 16, 18 también incluyen bordes de salida 26, 28, respectivamente.

La Fig. 2 es una representación esquemática de una vista en planta de la aeronave de la Fig. 1. Como se muestra en la Fig. 2, la aeronave 10 también incluye superficies de control 30, 32 y 34 que están formadas íntegramente con la superficie superior 36 de la configuración fuselaje/ala. Específicamente, las superficies de control pueden incluir deflectores aerodinámicos 30, 32 que están formadas en la parte superior de la aeronave 10, o sea, en la superficie superior 36 de la configuración fuselaje/ala. Preferiblemente, los deflectores aerodinámicos 30, 32 están formados de forma adyacente a los bordes de salida 26, 28, respectivamente de las alas 16, 18. Los deflectores aerodinámicos 30, 32 incluyen cada uno un eje longitudinal 38, 40, respectivamente, que se extiende preferiblemente paralelo a los bordes de salida 26, 28.

El conjunto de las superficies de control también

puede incluir un timón de profundidad 34 formado en la parte posterior de la aeronave 10 o adyacente a la misma, y más específicamente en la parte posterior de las alas 16, 18 por delante de los bordes de salida 26, 28 o adyacente a la misma. El timón de profundidad 34 incluye un primer extremo que termina en el borde de salida 26 y un segundo extremo que termina en el borde de salida 28.

De manera ventajosa, esta invención permite la reducción de la sección transversal al radar de la aeronave proporcionando deflectores aerodinámicos solamente en la parte superior 30, 32 y ningún deflector aerodinámico ni superficie de control similar formada en la parte inferior de la aeronave para que las discontinuidades de la superficie inferior de la aeronave puedan verse minimizadas. El problema en particular de los deflectores aerodinámicos o de otras superficies de control, y particularmente los formados en la parte inferior de la aeronave, con respecto a la firma de radar es que al abrir forman un ángulo agudo con la superficie de la que se levantan. Esto crea una estructura retrorreflejante para que el radar rebote en ella.

De manera ventajosa, los deflectores aerodinámicos 30, 32 y el timón de profundidad 34, movibles individualmente, están conectados al par de alas en flecha 16, 18 o formados en ellas, para proporcionar el control del balanceo aprovechándose de la conversión de guiñada en balanceo por la acción del ala en flecha. Esto se puede llevar a cabo si la aeronave no tiene deflectores aerodinámicos ni superficies de control adicionales.

Los deflectores aerodinámicos diferenciales, como los deflectores aerodinámicos 30, 32 pueden afectar al control del balanceo de muchas formas. Por ejemplo, los deflectores aerodinámicos pueden afectar a la sustentación directamente en un lado u otro de la aeronave 10 y/o pueden crear resistencia en un lado u otro de la aeronave 10. Más específicamente, cuando se abre un deflector aerodinámico superior, el aire se desvía hacia arriba y da como resultado una fuerza hacia abajo. Por ejemplo, la Figura 3 es una representación esquemática de una vista lateral de una parte de un ala 42 y de un deflector aerodinámico 44 ubicados en una superficie superior 46 del ala. Las flechas 48, 50, 52 y 54 ilustran el flujo del aire en la proximidad del deflector aerodinámico 44, y muestran cómo el aire se desvía hacia arriba con una consiguiente fuerza hacia abajo. Otra forma de ver esto es rompiendo repentinamente la sustentación. La fuerza es solo hacia abajo. Se produce un momento de balanceo aunque la otra ala no esté empujando en la otra dirección. Este momento de balanceo es solo función de la velocidad. Ello significa que cuando la aeronave 10 vuela deprisa, o sea, con ángulos de ataque bajos, los deflectores aerodinámicos no necesitan ser levantados tan arriba para afectar la tasa de balanceo nominal.

Además, el deflector aerodinámico 44 crea resistencia. Cuando el ala en la que está ubicado tiene forma de flecha, la resistencia diferencial se convierte en balanceo. El deflector aerodinámico abierto gira un borde de ataque más hacia el viento, que, debido a la forma en flecha del avión, da como resultado un momento de balanceo. La forma en flecha transforma la guiñada en balanceo. El momento de balanceo es, por lo tanto, un resultado indirecto de la resistencia en un lado de la aeronave. Si el deflector aerodinámico 44 se encuentra en la parte superior 46 del ala 42, los dos tipos distintos de momento de balanceo

descritos anteriormente se encuentran en la misma dirección y suman sus fuerzas. Un tipo de momento de balanceo suma más a altas velocidades, o sea, bajo coeficiente de sustentación, y el otro suma más a bajas velocidades, o sea, alto coeficiente de sustentación. El momento de balanceo indirecto descrito en este documento tiene que ver con la forma en flecha, donde la cantidad de esa conversión está relacionada con el ángulo de ataque. La efectividad de transformar guiñada en balanceo mejora con el ángulo de ataque. Con baja sustentación, el fenómeno de resistencia diferencial causada por el balanceo es más fuerte que el momento causado por la fuerza directa. A ángulos de ataque altos, cuando la aeronave se mueve lentamente, la fuerza directa es mayor. Donde uno es fuerte, el otro es débil. Las pruebas de modelos han mostrado que la guiñada adversa se encuentra esencialmente ausente. Así, el significado de ello es que puede eliminarse el control menos furtivo, es decir, el control direccional.

Según aumenta el ángulo de ataque, también aumenta la capacidad de la forma en flecha para transformar la guiñada en balanceo. A ángulos de ataque bastante altos, por ejemplo, correspondientes al aterrizaje y despegue, los deflectores aerodinámicos comienzan a perder su capacidad para ser dispositivos de resistencia, pero la conversión es más efectiva. A ángulos de ataque muy altos, la diferencia en resistencia se ve reducida, pero permanece el efecto directo de la rotura repentina de la sustentación. Este efecto también está disponible para los deflectores aerodinámicos en un ala con alerones, pero el deflector aerodinámico se encuentra normalmente enteramente dedicado a la función de cancelar la guiñada adversa de los alerones y típicamente no se nota el efecto directo de la rotura repentina de la sustentación. Sin embargo, cuando el único control lateral son los deflectores aerodinámicos, como los deflectores aerodinámicos 30, 32 descritos en este documento, no se eleva ningún ala. O sea, el único cambio en la resistencia es un incremento en la resistencia y esa se da en el lado del ala que desciende, o sea, el ala interna en un giro. La rotura de la sustentación como dispositivo de control puede aumentar hasta que el aire deje de fluir por encima de la superficie. Después de eso, se reduce el control del balanceo y resistencia.

Se apreciará que los deflectores aerodinámicos diferenciales no producen guiñada adversa, sino que lo hacen los alerones. Con los aviones convencionales, cuando los alerones se desvían, no hay ningún cambio en el ángulo de ataque de la aeronave. El único cambio es la deflexión del alerón, que afecta a la curvatura del ala. En un lado se cambia la curvatura para que el ala sustente más, mientras que en la otra, menos. Es la sustentación reducida en un lado y la sustentación incrementada en el otro lo que introduce una diferencia de resistencias, especialmente porque el incremento de sustentación siempre se asocia con el incremento de resistencia, sin importar dónde se encuentre en la curva de sustentación. Por otra parte, cuando solo se elevan los deflectores aerodinámicos de la parte superior, siempre son dispositivos de resistencia. Cuando una superficie está actuando, la otra ala no tiene ningún movimiento de superficie de control. Se puede observar que el lado sin cambio no está realmente elevándose, sino más bien que la otra ala está descendiendo. Se da balanceo cuando el centro de gravedad del avión desciende con cada cambio en el ángulo de giro.

La forma en planta preferida de la aeronave 10 es en forma de diamante, aunque se apreciará que se pueden utilizar otras formas con la invención. La forma de diamante permite que el timón de profundidad 34 esté detrás de los deflectores aerodinámicos 30, 32 mientras que al mismo tiempo retiene la forma furtiva de ala volante. El timón de profundidad 34 tiene que estar por detrás de los deflectores aerodinámicos 30, 32 para cancelar el momento ascendente creado por los deflectores aerodinámicos. Normalmente, los deflectores aerodinámicos se desvían tanto en los lados superior como inferior del ala para que cuando se accionen las superficies, las fuerzas de momento de cabeceo se cancelen. Aquí los deflectores aerodinámicos 30, 32 solamente suben. Esa cancelación la lleva a cabo el timón de profundidad 34.

Se llevaron a cabo pruebas experimentales con modelos voladores para demostrar la invención. Se construyó un modelo de aeronave, como se ilustra en las Figuras 1 y 2, o sea, que tuviese deflectores aerodinámicos 30, 32 formados en la superficie superior 36 de la aeronave 10 y que fuesen utilizados en asociación con el timón de profundidad 34. Se construyó otro modelo con elevones convencionales y sin deflectores aerodinámicos para demostrar una línea base de rendimiento. Con el modelo de elevones convencionales, el balanceo a altos coeficientes de sustentación está acompañado de una fuerte guiñada adversa, que debe mantenerse vigilada por una aleta sustancial. Sin embargo, contando el modelo con deflectores aerodinámicos solamente en la superficie superior, el control completo del balanceo se obtuvo sin ninguna aleta. Se realizaron varios vuelos con ambos modelos y fue evidente que el modelo con deflectores aerodinámicos solamente en la parte superior era más sencillo de controlar y mantenía una mayor estabilidad espiral. Para el control, no exhibía ninguna característica esencialmente mala. En cuanto a rendimiento, la posición del nivel de potencia para mantener un vuelo nivelado era aproximadamente la misma que para el modelo convencional. Dado que el establecimiento de ángulos de giro lleva muy poco tiempo, en comparación con el tiempo de vuelo total, es difícil observar reducción alguna en la eficacia. Sin embargo, como se ha comentado, no hubo ninguna necesidad de ningún tipo de aleta. O sea, con el ala en flecha está disponible cualquier valor de estabilidad direccional, y eso es todo lo necesario cuando el dispositivo de balanceo está libre de cualquier guiñada adversa. En los modelos, la anulación del encabritamiento (causado por el hecho de que los deflectores aerodinámicos solo se elevan) se llevó a cabo sin modificar nada. El transmisor es programable y se aprovechó el hecho de que mediante el acoplamiento de los controles laterales (conectados a los deflectores aerodinámicos) con el timón de profundidad, si cualquier deflector aerodinámico subía, el timón de profundidad bajaba un poco. La prueba y el error determinaron la cantidad exacta de la mezcla. Esta disposición se evaluó en otros dos configuraciones: una relación de dimensión alta de ala voladora de ala recta, y una relación de aspecto mediano de ala voladora en flecha. Las tres configuraciones tenían el timón de profundidad por detrás de los deflectores aerodinámicos. El mayor éxito se obtuvo con la forma de diamante.

La invención engloba un método para proporcionar un control del balanceo de la aeronave de baja observabilidad 10 que tiene un par de alas en flecha 16,

18. El método incluye ubicar un deflector aerodinámico en una superficie superior de cada par de alas en flecha y ubicar un timón de profundidad en una parte posterior del par de alas en flecha 16, 18. En conformidad con un ejemplo de realización de la invención, el timón de profundidad está ubicado generalmente por detrás de los deflectores aerodinámicos y está dispuesto generalmente de manera simétrica entre los deflectores aerodinámicos. El método también incluye la operación individual de cada uno de los deflectores aerodinámicos y del elevón para proporcionar el

control del balanceo de la aeronave de baja observabilidad aprovechando la ventaja de la capacidad de las alas en flecha para convertir el movimiento de guiñada en balanceo.

5 Aunque se han descrito anteriormente ejemplos de realización particulares con una finalidad ilustrativa, será evidente para las personas versadas en la especialidad que se pueden hacer numerosas variaciones de los detalles de la presente invención sin alejarse de la invención como está definida en las reivindicaciones adjuntas.

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

## REIVINDICACIONES

1. Una aeronave de baja observabilidad (10), que consta de:

un fuselaje integrado (14) y unas alas en flecha primera y segunda (16, 18) que definen generalmente a la aeronave (10);

un primer deflector aerodinámico de superficie de control (30) ubicado en una superficie superior de dicha primera ala en flecha (16);

un segundo deflector aerodinámico de superficie de control (32) ubicado en una superficie superior de dicha segunda ala en flecha (18); y

un tercer deflector aerodinámico de superficie de control (34) formado íntegramente con dicho fuselaje integrado (14) y dichas alas en flecha primera y segunda (16, 18);

**caracterizada** porque la aeronave (10) no incluye ninguna superficie de control adicional.

2. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 1, en la que dicha tercera superficie de control es un timón de profundidad (34).

3. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 1 o de la reivindicación 2, en la que dichas alas en flecha primera y segunda (16, 18) incluyen cada una unos bordes de salida primero y segundo (26, 28), respectivamente, estando formados dichos deflectores aerodinámicos de superficies de control primero y segundo (30, 32) adyacentes a dichos bordes de salida primero y segundo (26, 28).

4. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 3, en la que dicha tercera superficie de control (34) incluye un primer extremo que termina adyacente a dicho primer borde de salida (26) y un segundo extremo que termina adyacente a dicho segundo borde de salida (28).

5. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualesquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que dicha tercera superficie de control (34) está ubicada generalmente por detrás de dichos deflectores aerodinámicos de superficie de control primero y segundo (30, 32).

6. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualesquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que la aeronave de baja observabilidad (10) no incluye deflectores aerodinámicos adicionales.

7. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualesquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que dicho primer deflector aerodinámico de superficie de control (30) incluye un primer eje longitudinal (38) que se extiende generalmente paralelo a un borde de salida (26) de dicha primera ala en flecha (16).

8. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualesquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que dicho segundo deflector aerodinámico de superficie de control (32) incluye un segundo eje longitudinal (40) que se extiende generalmente paralelo a un borde de salida (28) de dicha segunda ala en flecha (18).

9. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualesquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que dichos deflectores aerodinámicos de superficie de control primero y segundo (30, 32) están estructura-

dos y dispuestos para proporcionar control del balanceo a la aeronave de baja observabilidad (10).

10. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 2, que incorpore un sistema para proporcionar control del balanceo a la aeronave de baja observabilidad (10), constando el sistema de dichos deflectores aerodinámicos de superficies de control primero y segundo (30, 32) y de dicho timón de profundidad (34), en el que dicho timón de profundidad (34) esté formado en una parte posterior de las alas en flecha primera y segunda (16, 18), estando dicho timón de profundidad (34) generalmente por detrás de dichos deflectores aerodinámicos de superficie de control (30, 32) y dispuesto generalmente de manera simétrica entre dichos deflectores aerodinámicos de superficies de control (30, 32).

11. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 10, en la que dichos deflectores aerodinámicos de superficie de control (30, 32) estén dispuestos adyacentes al timón de profundidad (34) en la parte posterior de las alas en flecha primera y segunda (16, 18).

12. La aeronave de baja observabilidad (10) de la reivindicación 10 o de la reivindicación 11, en la que dicho deflector aerodinámico de superficie de control primero y segundo (30, 32) y dicho timón de profundidad (34) estén individualmente conectados de manera movable a las alas en flecha primera y segunda (16, 18) para el control del balanceo, y donde las alas en flecha primera y segunda se utilizan para la conversión del movimiento de guiñada en movimiento de balanceo de la aeronave de baja observabilidad (10).

13. La aeronave de baja observabilidad (10) de cualquiera de las reivindicaciones de la 10 a la 12, en la que el sistema no incluya medios adicionales para proporcionar un control del balanceo de la aeronave de baja observabilidad (10).

14. Un método para proporcionar el control del balanceo de una aeronave de baja observabilidad (10) que tiene un par de alas en flecha (16, 18), constando el método en:

ubicar un deflector aerodinámico (30, 32) en solamente una superficie superior de cada una del par de alas en flecha (16, 18);

ubicar un timón de profundidad (34) en una parte posterior de un par de alas en flecha (16, 18), donde dicho timón de profundidad (34) está ubicado generalmente por detrás de los deflectores aerodinámicos (30, 32) y generalmente dispuesto de manera simétrica entre dichos deflectores aerodinámicos (30, 32); y

operar individualmente cada uno de los deflectores aerodinámicos (30, 32) y el timón de profundidad (34) para proporcionar control del balanceo de la aeronave de baja observabilidad (10);

**caracterizado** porque dicha aeronave (10) no incluye ninguna superficie de control adicional para proporcionar control del balanceo a la aeronave (10).

15. El método de la reivindicación 14, que incluye además la operación individual de los deflectores aerodinámicos (30, 32) y del timón de profundidad (34) en el par de alas en flecha (16, 18) para convertir el movimiento de guiñada en movimiento de balanceo para la aeronave de baja observabilidad (10).

