

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 671 386**

51 Int. Cl.:

B64C 23/06 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.07.2010** E 10251365 (2)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.05.2018** EP 2281747

54 Título: **Aeronave**

30 Prioridad:

05.08.2009 GB 0913602

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

06.06.2018

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)
Willy-Messerschmitt-Strasse 1
82024 Taufkirchen, DE**

72 Inventor/es:

KELLEHER, CHRISTOPHER CHARLES

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 671 386 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.

La presente invención se refiere a una aeronave y más particularmente (aunque no exclusivamente) concierne a vehículos aéreos no tripulados (UAV) de gran altitud y larga duración, propulsados por energía solar; véase, por ejemplo, el documento WO 2007/031732 A1, correspondiente al preámbulo de la reivindicación 1.

Los UAVs propulsados por energía solar se han propuesto para uso como plataformas aéreas de larga duración que vuelan en las condiciones generalmente benignas de la estratosfera (típicamente a altitudes entre 15.000 y 30.000 m), para cometidos tales como retransmisión de comunicaciones, observación terrestre, monitorización del tiempo atmosférico, vigilancia y mapeado. A este respecto, proporcionan una alternativa barata a los satélites en órbita terrestre convencionalmente utilizados para esos fines y tienen la ventaja adicional de que pueden controlarse fácilmente para que se mantengan a la vista de una parte seleccionada del globo volando en círculo o siguiendo algún otro patrón de vuelo adecuado, o para que vuelen a cualquier otra estación deseada. Esta aeronave propuesta comprende típicamente una estructura de peso ligero que incluye al menos un plano principal, uno o más motores productores de propulsión eléctricamente accionados, un grupo de células fotovoltaicas y unos medios de almacenamiento eléctrico tales como baterías recargables o pilas de combustible regenerativas. Ejemplos de tales aeronaves se describen en los documentos US 5 810 284 A y WO 2004/106156 A1.

En principio, las aeronaves de esta clase pueden ser capaces de permanecer arriba indefinidamente, es decir, en un llamado "vuelo perpetuo", limitado solamente por la integridad de su estructura básica, sus sistemas de potencia y control y sus componentes mecánicos, siguiendo un patrón de vuelo diurno en el que, durante las horas de luz diurna, se utiliza la energía generada por las células fotovoltaicas para accionar los motores a alta potencia para subir la aeronave desde una altitud operacional base hasta una altitud operacional superior y para cargar los medios de almacenamiento eléctrico, y, durante las horas de oscuridad, se accionan los motores a menor potencia desde los medios de almacenamiento y se permite que la aeronave descienda hasta la altitud operacional base (aunque todavía estratosférica), y así sucesivamente. Como alternativa, la aeronave puede permanecer a una altitud operacional sustancialmente constante durante la totalidad del día y la noche si sus medios de almacenamiento eléctrico son de capacidad suficiente para mantener la altitud durante las horas de oscuridad.

Se apreciará que, para hacer un uso óptimo de los recursos de energía finitos disponibles para tal aeronave, ésta deberá ser tan eficiente aerodinámicamente como sea posible, evitando o minimizando al propio tiempo cualquier penalización de peso consiguiente. Por esta razón, la invención propone el uso de un plano principal con puntas reviradas hacia abajo, generalmente de acuerdo con las enseñanzas del documento WO 2006/030213 A1. Se ha encontrado que las puntas de este tipo consiguen una reducción de la resistencia aerodinámica inducida y ayudan a aliviar el momento flector de la raíz de las alas. Este último efecto se intensifica particularmente cuando la punta está también inclinada hacia atrás en forma plana, materializando una flecha del borde delantero y una flecha del borde trasero, ambas crecientes, y una reducción de la cuerda, en la dirección hacia fuera del dispositivo.

El documento WO 2007/031732 A1 antes mencionado se refiere a una aeronave que comprende puntas de ala que están dobladas hacia abajo para mejorar las prestaciones aerodinámicas de la aeronave reduciendo la resistencia aerodinámica y aumentando la sustentación.

El documento US 6 227 487 B1 se refiere a un ala de aeronave equipada con un mecanismo de flap de punta de ala. El mecanismo de flap de punta de ala está montado de manera pivotante en el ala para moverse entre una posición completamente puesta en bandolera y una operación completamente operada, en la que dos miembros del mecanismo tienen superficie de trabajo que definen un ángulo obtuso entre ellas.

Un objeto de la presente invención consiste en proporcionar una aeronave con un plano que sea más estable y, al mismo tiempo, más ligero. Este objeto se resuelve por la presente invención definida en la reivindicación 1 independiente. En las reivindicaciones subordinadas se definen realizaciones preferidas.

Según un aspecto, una aeronave comprende un plano principal con puntas reviradas hacia abajo. Un plano adicional está montado en un lugar exterior de cada ala de dicho principal y está posicionado a popa con respecto a la respectiva punta citada, preferiblemente para ser sometido al campo de barrido ascendente del respectivo vórtice de punta del plano principal, al menos en la condición de crucero de la aeronave.

Los planos adicionales de una aeronave según la invención – que, por conveniencia, se denominarán en esta memoria "colas de punta" – pueden actuar a través de su conexión con el plano principal para proporcionar un alivio torsional a este último, particularmente en el caso de menor incidencia/mayor velocidad en el que este alivio es requerido en grado máximo y en el que las colas de las puntas estarán dispuestas de modo que se encuentren en situación de carga descendente. A este respecto, es bien sabido que las chapas aerodinámicas de combadura positiva tales como las que son útiles como la superficie de sustentación principal de una aeronave tienen momento inherente de cabeceo descendente que aumenta con la velocidad. Esto produce una tendencia de la parte exterior del ala a torcerse hacia abajo y requiere normalmente una masa estructural significativa para hacer frente a estas

5 cargas, particularmente con envergaduras más largas y velocidades más altas. Sin embargo, aliviando estas cargas con las colas de las puntas de acuerdo con la invención es posible reducir la masa del plano principal y/o aumentar la velocidad operativa para una masa dada. Al mismo tiempo, la presencia de las colas de las puntas permite que se reduzcan el tamaño y la masa de cualquier plano o planos de cola centrales convencionales, al tiempo que se mantiene la estabilidad de cabeceo, o se proporcione toda la estabilidad requerida en el caso de un diseño de “ala volante” en la que no esté dispuesto un plano de cola central.

10 Posicionando estas colas de las puntas de modo que sean sometidos a los campos de barrido ascendente de vórtices respectivos provenientes de las puntas reviradas hacia abajo del plano principal de acuerdo con la invención, estas mismas pueden ser más pequeñas y más ligeras que si estuvieran adaptadas a un plano principal con puntas convencionales. Esto se debe a la tendencia de las puntas reviradas hacia abajo a poner los vórtices de las puntas inicialmente más hacia fuera y algo más abajo que en una punta convencional. Sin embargo, a medida que la lámina de vórtice se ciñe detrás del plano principal y se mueve más hacia dentro, el campo de barrido ascendente se sitúa en una posición óptima detrás de cada ala para interactuar con un cola de punta trasera y se concentra su efecto, aumentando así la eficiencia de las colas de las puntas. Asimismo, en virtud de la interacción de los campos de barrido ascendente de los vórtices con las colas de las puntas, estas últimas pueden presentar un ángulo negativo de incidencia física detrás del plano principal y, no obstante, pueden tener un ángulo de ataque positivo con respecto al flujo de aire relativo local, particularmente en la condición de crucero de mayor incidencia/menor velocidad de la aeronave, en la que el alivio torsional general para el plano principal es de menos importancia, generando así sustentación con una componente en la dirección hacia delante del vuelo y contribuyendo a los requisitos de propulsión de la aeronave.

Estos y otros aspectos y características de la invención se describirán ahora más particularmente, a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La figura 1 es una vista en planta de una realización de una aeronave según la invención;

La figura 2 es una vista lateral de la aeronave de la figura 1; y

25 La figura 3 es una vista frontal de la aeronave de la figura 1.

La aeronave de las figuras 1 a 3 es un UAV de gran altitud y larga duración, propulsado por energía solar. Comprende un fuselaje tubular 1 con una aleta de cola 2 que lleva un plano de cola 3, y un plano principal 4. Cada ala del plano principal tiene una porción de raíz 5A, una porción interior 5B, una porción exterior 6 y una punta 7, tal como se describirá más completamente a continuación. Sustancialmente toda la superficie superior de cada porción de ala 5A, 5B y 6 está cubierta con grupos de células fotovoltaicas (no mostrados por separado), o bien tales células pueden estar alojadas dentro de la estructura del plano principal por debajo de una piel superior transparente. Su planta energética comprende un par de motores eléctricos de CC sin escobillas, montados en las alas (no se ven), cada uno de los cuales acciona una respectiva hélice 8, aunque otras realizaciones pueden comprender un número diferente de tales plantas energéticas dependiendo del tamaño de la estructura básica y de las características de los motores. Dentro de la estructura del plano principal está alojada una pluralidad de baterías recargables de ion litio o pilas de combustible regenerativas.

En uso, el UAV volará hasta una altitud estratosférica deseada y puede permanecer arriba durante un periodo indefinido, suministrándose la energía por los grupos de células fotovoltaicas a sus motores y cargándose con ésta las baterías o pilas de combustible embarcadas durante las horas de luz diurna, y suministrándose la energía almacenada por las baterías/pilas de combustible a los motores durante las horas de oscuridad. De esta manera, la aeronave está destinada a ser capaz de realizar un vuelo “perpetuo” de acuerdo con principios conocidos.

Se minimiza el peso de la estructura básica de la aeronave, construyéndose el fuselaje 1 y los largueros de las alas y las colas a base de un material compuesto de polímero reforzado con fibra de carbono, con molduras de borde delantero de un material de espuma rígido de altas prestaciones, tal como Rohacell®, y con las superficies de las alas y las colas dotadas de una piel de Mylar®.

El control del cabeceo puede ser proporcionado por un elevador en el plano de cola 3 o bien el plano de cola puede ser del tipo de movimiento en todas las direcciones para este fin. El control de la guiñada puede ser proporcionado por un timón en la aleta 2 o por una propulsión diferencial procedente de las hélices 8. El control del balanceo puede ser proporcionado por unos alerones o deflectores en las porciones de ala exteriores 6 o por unos deflectores en las puntas 7 o simplemente como un efecto secundario de la forma elegida de control de la guiñada. El control del cabeceo y/o del balanceo puede ser proporcionado alternativamente por una actuación de las colas de las puntas que se describirá más adelante.

El control de los mandos de vuelo de la aeronave, la planta energética y el equipo de carga útil puede ejercerse a través de un radioenlace o un enlace de láser desde el suelo o vía satélite desde una estación terrestre remota y/o por un ordenador embarcado, y los datos pueden ser transmitidos desde la aeronave hasta el suelo a través de enlaces de comunicación similares. Su carga útil puede ser transportada en la región de la unión del fuselaje/raíz de

las alas o bien estar distribuidas en múltiples módulos a través del plano principal y comprenderá las comunicaciones, equipos de monitorización y otros que puedan ser apropiados para su misión operacional, ejemplos de la cual se mencionan en la introducción.

5 Volviendo a la forma del plano principal 4, éste es esencialmente recto (es decir, sin flecha), excepto en las puntas. La porción de raíz 5A de cada ala tiene un pequeño dihedro o carece de éste y es de cuerda constante, y va seguida por una porción 5B de pequeño dihedro o sin éste y una cuerda que se reduce continuamente en la dirección hacia fuera. La porción exterior 6 tiene un ángulo dihedro positivo (15° en la realización ilustrada) y es de cuerda constante. La punta 7 está formada por tres porciones de plano discretas 7A, 7B y 7C que definen colectivamente una estructura generalmente de acuerdo con las enseñanzas del documento WO 2006/030213 A1 anteriormente mencionado. Es decir que, como se ve particularmente en la figura 3, la punta está revirada hacia abajo, aumentando un ángulo de revirado en la dirección hacia fuera con cada porción sucesiva 7A-7C y con una aproximación máxima a 90° en la extremidad de la punta. En forma plana, como se ve particularmente en la figura 1, la punta está inclinada hacia atrás, aumentando los ángulos de flecha de los bordes delantero y trasero, y reduciéndose la cuerda, en la dirección hacia fuera con cada porción sucesiva 7A-7C, y alcanzando el ángulo de flecha del borde delantero un máximo de aproximadamente 90° en la extremidad de la punta. La extensión a popa de la punta, es decir, la distancia vista en planta con la que el borde trasero en la extremidad de la punta está situado a popa del borde trasero en la raíz de dicha punta, es aproximadamente igual a la longitud de la cuerda de la chapa aerodinámica en la raíz. Como es sabido, las puntas de esta forma pueden conseguir una reducción de la resistencia aerodinámica inducida y pueden ayudar a aliviar el momento flector en la raíz de las alas.

20 El plano principal 4 está diseñado de modo que sea cargado en su envergadura – es decir, las cargas flectoras primarias de sustentación y la masa unitaria acelerada están distribuidas a lo largo de cada ala –, lo que ayuda a minimizar la masa estructural del ala. La porción grande de la raíz de la cuerda permite altas masas de carga útil locales acopladas con una alta sustentación local. El estrechamiento y la combadura del ala se optimizan para proporcionar una distribución de sustentación casi elíptica y, por tanto, una baja resistencia aerodinámica inducida. 25 La combinación de la porción estrechada 5B y la porción no estrechada 6 proporciona una relación de aspecto más alta y un número de Reynolds mínimo en comparación con un estrechamiento continuo para la misma área total del ala, junto con una manipulación y control mejorados de la pérdida de sustentación debido a la mayor cuerda de la punta y a la mayor sustentación y masa cerca del centro, reduciendo así las inercias de balanceo y guiñada.

30 Según la presente invención, se consigue también cierta sollicitación en la envergadura de las cargas torsionales en el plano principal 4 con la previsión de un plano trasero adicional en asociación con cada punta de ala 7.

Con referencia adicional a las figuras, en la unión entre cada porción de ala 6 y cada punta 7 está fijado un aguilón 9 que se extiende a popa, generalmente en dirección paralela al eje longitudinal de la aeronave y que lleva en su extremo trasero un plano 10 (“cola de punta”) que se extiende desde el aguilón hasta quedar detrás y por encima y extenderse hacia fuera con respecto a la punta. Más particularmente, la cola de punta 10 está posicionada de manera que sea sometida al campo de barrido ascendente del vórtice derramado desde la respectiva punta de ala 7, al menos en la condición de crucero de la aeronave. A este respecto, el efecto de la punta 7 revirada hacia abajo es posicionar la cola del vórtice inicialmente más hacia fuera y hacia abajo en comparación con una punta convencional, y posicionar así óptimamente el campo de barrido ascendente para que interactúe con la cola de punta trasera 10, según se ha explicado anteriormente. Por tanto, las colas de las puntas pueden ser más pequeñas y más ligeras de lo que serían si estuvieran adaptadas puntas convencionales. El campo de barrido ascendente se establece típicamente a una distancia detrás del ala igual a aproximadamente dos veces la longitud de la cuerda del ala en la raíz de la punta 7, y la longitud del aguilón 9 se selecciona de manera correspondiente.

45 Las colas 10 de las puntas tenderán a entrar en carga descendente a una baja incidencia del plano principal 4. Por tanto, pueden actuar a través de los aguilones 9 para reducir la torsión en el plano principal debido a su inherente movimiento de cabeceo negativo y para permitir así que se reduzca su masa estructural y/o haya un aumento en la velocidad operativa para una masa dada. Esto es particularmente importante a baja incidencia y, en consecuencia, a velocidad más alta, ya que la torsión es proporcional al cuadrado de la velocidad del aire. La presencia de las colas de las puntas permite también que se emplee un plano de cola central 3 más pequeño y más ligero de lo que sería en otros casos.

50 Por otra parte, a una incidencia más alta del plano principal 4 y, en particular, en la condición de crucero de la aeronave, las colas 10 de las puntas pueden producir suspensión en la dirección positiva. En virtud de esta interacción entre los campos de barrido ascendente del vórtice y las colas de las puntas, estas últimas pueden formar ellas mismas un ángulo negativo de incidencia física en esta condición y, no obstante, pueden tener un ángulo de ataque positivo con respecto al flujo de aire relativo local, de modo que los vectores de sustentación de las colas de las puntas están inclinados hacia delante y contribuyen a los requisitos de propulsión de la aeronave. 55 Además, este efecto es intensificado por la tendencia del campo de barrido ascendente a reforzarse a medida que aumenta la incidencia del plano principal.

Las colas 10 de las puntas pueden proporcionar también cierto grado de alivio de ráfagas naturales para las porciones exteriores del plano principal. Por ejemplo, un aumento local de ráfagas ascendentes o de velocidad

tendente a sustentar el plano principal será reflejada también por un aumento de incidencia y, por tanto, de suspensión de la cola de la punta, lo cual a su vez tiende a torcer hacia abajo el plano principal, amortiguando así el efecto de la ráfaga. El plano principal requiere así muy poca rigidez torsional, ya que está aerodinámicamente estabilizado. Además, en una situación de balanceo controlado, este mismo efecto hará que se tuerza el ala descendente (por tanto, de incidencia incrementada) del plano principal para reducir la incidencia, reduciendo así lo que se conoce como amortiguación del balanceo, lo que sería un asunto serio limitativo de la tasa de cabeceo máxima para alas grandes y ligeras.

Si se desea, las colas 10 de las puntas pueden ser provistas de superficies de control o ser móviles en todas las direcciones para variar la sustentación que producen. Esto a su vez puede utilizarse para aplicar grados variables de torsión al plano principal y variar así la distribución de la sustentación de las alas, por ejemplo, para realizar un control de cabeceo y/o de balanceo de la aeronave o para proporcionar un alivio "activo" de ráfagas para las alas. En este último aspecto, integrando un sistema de control para las colas de las puntas con tubos de pitot u otros sensores de datos del aire por delante del plano principal en las posiciones de envergadura de los aguilonos 9, el efecto de alivio de ráfagas descrito anteriormente puede intensificarse controlando las colas de las puntas para asegurar una distribución local exacta de la sustentación en el plano principal antes de los impactos de las ráfagas.

Se observa que la configuración ilustrada de la estructura básica que comprende puntas 7 y colas de punta 10 puede contribuir a reducir de varias maneras la resistencia aerodinámica, al menos en la condición de crucero. En particular, los vectores de sustentación de las colas de las puntas están inclinados mucho más hacia adelante que para un plano de cola convencional, y así hacen más que contrarrestar la resistencia aerodinámica de las colas de las puntas y sus aguilonos 9. En segundo lugar, el área de cualquier plano de cola interior, tal como 3, puede reducirse en una cantidad superior al área de las colas de las puntas, y, además, se reducen correspondientemente las cargas del fuselaje. En tercer lugar, tanto las puntas 7 como sus colas 10 aumentan la sustentación exterior de las alas más allá de sus áreas mojadas, proporcionando así un mayor aumento en la sustentación que en la resistencia aerodinámica. En cuarto lugar, la combinación de puntas 7 y colas de punta 10 conduce a una distribución de sustentación óptima, ya que se incrementa la envergadura efectiva del plano principal 4 en mayor medida que la envergadura real, lo que permite una mayor cuerda exterior del ala y un número de Reynolds más alto en la punta (menor resistencia aerodinámica).

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una aeronave que comprende un plano principal (4) con puntas (7) reviradas hacia abajo, **caracterizada** por que un plano adicional (10) está montado en un lugar exterior de cada ala de dicho plano principal (4) y está posicionado a popa con respecto a la respectiva punta citada (7), estando montado cada plano adicional citado (10) en un aguilón (9) que se extiende desde el plano principal (4) en la región de la raíz de la respectiva punta citada (7).
2. Una aeronave según la reivindicación 1, en la que cada plano adicional citado (10) está posicionado de modo que sea sometido al campo de barrido ascendente del respectivo vórtice de punta del plano principal, al menos en la condición de crucero de la aeronave.
- 10 3. Una aeronave según la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en la que cada plano adicional citado (10) se extiende hacia fuera con respecto a la respectiva punta citada (7).
4. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, en la que el vector de sustentación de cada plano adicional citado (10) está inclinado hacia delante en la condición de crucero de la aeronave.
5. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, en la que el ángulo de revirado hacia abajo de cada punta citada (7) aumenta en la dirección hacia fuera de la misma.
- 15 6. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, en la que, en forma plana, los bordes delantero y trasero de cada punta citada (7) están en flecha hacia atrás con relación a los bordes delantero y trasero, respectivamente, del plano principal (4) hacia dentro del mismo.
7. Una aeronave según la reivindicación 6, en la que, en forma plana, los ángulos de flecha de los bordes delantero y trasero de cada punta (7) aumentan en la dirección hacia fuera de la misma.
- 20 8. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, en la que cada ala de dicho plano principal (4) incluye una porción de raíz (5A), una porción interior (5B) que tiene una cuerda que se reduce en la dirección hacia fuera de la misma, una porción exterior (6) de cuerda sustancialmente constante y una punta citada (7).
- 25 9. Una aeronave según cualquiera de las reivindicación 1 a 7 anteriores, en la que cada ala de dicho plano principal (4) incluye una porción de raíz (5A), una porción interior (5B) que tiene una cuerda que se reduce en la dirección hacia fuera de la misma, una porción exterior (6) que tiene un ángulo dihedral positivo, y una punta citada (7).
10. Una aeronave según la reivindicación 8 o la reivindicación 9, en la que dicha porción de raíz (5A) de cada ala de dicho plano principal (4) es de cuerda sustancialmente constante.
11. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, en la que se proporciona un control del balanceo por medio de deflectores en dichas puntas (7).
- 30 12. Una aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, en la que se proporciona un control del balanceo variando la sustentación producida por dichos planos adicionales (10) para variar la torsión de dicho plano principal (4).
- 35 13. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, que comprende unos medios para detectar ráfagas por delante de dicho plano principal (4) en la región del lugar en el cual están montados dichos planos adicionales (10), y unos medios para controlar la sustentación producida por dichos planos adicionales (10) en respuesta a dichos medios de detección a fin de variar la torsión de dicho plano principal (4) de tal manera que se alivie el efecto de las ráfagas sobre dicho plano principal (4).
- 40 14. Una aeronave según cualquier reivindicación anterior, que es un vehículo aéreo no tripulado propulsado por energía solar.

