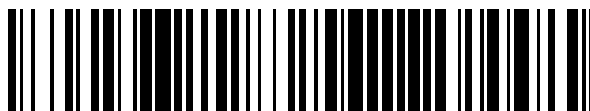


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 735 207**

51 Int. Cl.:

B64C 1/34 (2006.01)

B64C 3/46 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

B64D 27/24 (2006.01)

G01S 3/786 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.01.2014 E 17176920 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.04.2019 EP 3243741**

54 Título: **Estructura solar de aeronave adaptativa**

30 Prioridad:

23.01.2013 US 201313747626

27.11.2013 US 201314091969

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

17.12.2019

73 Titular/es:

SUNLIGHT AEROSPACE INC. (100.0%)
2045 Lincoln Highway Suite One West
Edison, NJ 08817, US

72 Inventor/es:

MOUSSOURIS, JOHN PETER;
FROLOV, SERGEY V. y
CYRUS, MICHAEL

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 735 207 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

Estructura solar de aeronave adaptativa

Campo

5 Las realizaciones de la presente invención se refieren, en general, a una mejor utilización de la energía solar en aeronaves. Específicamente, se refieren a una estructura solar de aeronave adaptable y a una aeronave que comprende la estructura solar de aeronave adaptable.

Antecedentes

10 Los vehículos aéreos no tripulados (UAV – Unmanned Aerial Vehicle, en inglés) son aeronaves no tripuladas que se controlan de manera remota o se hacen volar de manera autónoma sobre la base de planes de vuelo programados previamente. Los UAV se clasifican, asimismo, habitualmente, en función de sus especificaciones de diseño y rendimiento, que abarcan desde la baja altitud en miniatura hasta los vehículos de gran resistencia y gran altitud (HALE – High Altitude Long Endurance, en inglés). Los UAV HALE podrían proporcionar un mejor servicio sobre los sistemas existentes en un gran número de aplicaciones civiles, que van desde patrullas fronterizas y vigilancia costera, monitorización de desastres naturales, meteorología y cartografía, hasta estaciones de retransmisión de telecomunicaciones altamente flexibles. Por ejemplo, las plataformas capaces de permanecer en el aire durante 15 semanas o meses a altitudes de aproximadamente 10 km a 25 km ofrecen ventajas sobre los sistemas satelitales en términos de reducción de costes, mayor flexibilidad y mayor precisión.

20 La tecnología UAV está tomando un lugar cada vez más importante en nuestra sociedad para aplicaciones civiles y militares. La resistencia necesaria es de unas pocas horas en el caso de la aplicación de la ley, la vigilancia fronteriza, la lucha contra los incendios forestales o la inspección de líneas eléctricas. No obstante, otras aplicaciones en altitudes elevadas, tales como la plataforma de comunicación para dispositivos móviles, la investigación y previsión meteorológica y la monitorización ambiental, necesitarían una permanencia en el aire durante días, semanas, meses o incluso años. Es posible alcanzar estos objetivos utilizando plataformas eléctricas alimentadas por energía solar. Las celdas y módulos fotovoltaicos (PV – PhotoVoltaic, en inglés) se pueden utilizar 25 para recoger la energía solar durante el día, una parte de la cual se puede utilizar directamente para mantener las operaciones de vuelo y de a bordo, y el resto se almacena para la noche.

30 La utilización de la luz solar como fuente de energía para aeronaves tiene muchas ventajas convincentes. La energía solar conlleva un coste marginal, peso y emisiones por hora de vuelo nulos. La luz solar proporciona un máximo de 1000 W/m² al nivel del mar, pero alcanza unos más abundantes 1400 W/m² a grandes altitudes sin obstrucción por nubosidad. Con avances en materiales eficientes y ligeros para el colector, el almacenamiento y las estructuras de ala, las aeronaves solares pueden aspirar a mantener el vuelo en altitudes elevadas durante días, semanas e incluso años.

35 Por ejemplo, el documento US 2006/261213 describe un vehículo no tripulado resistente, inflable, que incluye un casco inflable con al menos un ala inflable que se extiende desde el mismo. Las alas pueden estar construidas con un material polimérico con memoria de forma con propiedades de memoria, para permitir el plegado o la retracción de las alas durante el funcionamiento nocturno. El accionamiento de las matrices de las alas está controlado por los controladores de vuelo y misión, y es activado por la salida / puesta del sol. Las alas también pueden tener dispuestas sobre las mismas una matriz fotovoltaica de ala en ambas superficies superior e inferior.

40 Un enfoque para construir una aeronave solar es cubrir las superficies superiores del ala de un avión con celdas fotovoltaicas. Esta configuración funciona mejor cuando el sol está directamente por encima, pero sufre una pérdida de potencia proporcional al coseno del ángulo entre la normal de la superficie del ala y la dirección del sol. En 1998, el Instituto de Sistemas de Vuelo DLR construyó el prototipo "Solitair" con paneles solares que se inclinan a lo largo de un solo eje para orientarse hacia el sol. Este enfoque funciona mejor cuando el avión puede volar en la dirección perpendicular al acimut solar, pero también sufre una pérdida de potencia del coseno. Dichos paneles crean 45 asimismo turbulencia, inestabilidad aerodinámica y resistencia. En 1999-2003, AeroVironment y la NASA desarrollaron el prototipo de UAV "Helios". El ala "Helios" está segmentada en varias secciones cubiertas de celdas solares conectadas mediante juntas articuladas. Las juntas permiten inclinar algunas de las secciones hacia el sol, pero no compensan significativamente la reducción de potencia del coseno.

50 Un enfoque diferente a una "aeronave térmica solar" se da a conocer en la patente US 7.270.295 de C.L. Bennett. Tal como se muestra en la figura 7 de la patente mencionada anteriormente, el colector solar es una cubeta parabólica reflectante 110 montado para girar libremente alrededor de su eje focal en una sección ópticamente transparente del cuerpo de la aeronave. Un seguidor solar alinea la cubeta reflexiva con el sol para concentrar la luz solar en un tubo de calor 120 a lo largo del eje focal, calentando de este modo un fluido que transfiere energía solar a un motor térmico 140 que propulsa el avión.

55 En contraste con otras aeronaves solares que proponen colectores solares en el interior de la estructura de aeronave de un avión, los diseños de carrocería y vaina de ala de aeronave de Bennett son aerodinámicamente ineficientes. Bennett propone que la parte ópticamente transparente de la piel de la estructura de aeronave sea una

película polimérica fuerte resistente a los rayos ultravioleta, tal como TEDLAR®, comercializado por DuPont, que tiene una excelente transparencia, resistencia a la tracción y bajo peso. No obstante, las características fijas de arrastre con respecto a sustentación del diseño de la estructura de aeronave de Bennett aumentarán la potencia de propulsión necesaria para permanecer en zona, incluso por la noche cuando los colectores solares están inactivos.

5 Toda aeronave solar de la técnica anterior a la que se hace referencia más arriba sufre una reducción de la ley del coseno de potencia cuando la dirección del sol no es paralela a la normal de los paneles solares. La cubeta de Bennett, los paneles "Solitair" y otros diseños de ala de cola basculantes proporcionan una compensación de inclinación única solo para el ángulo de inclinación o de balanceo del sol con respecto a la posición de sobrecarga ideal. Por ejemplo, ninguno de estos diseños puede recoger energía solar cuando el avión está volando
10 directamente acercándose o alejándose del sol. Los paneles y las alas basculantes no deberían proporcionar sustentación aerodinámica, porque las fuerzas resultantes comprometerían la estabilidad aerodinámica e incluso podrían dañar el avión. Por lo tanto, dichos colectores basculantes son esencialmente elementos de arrastre puros, y, al igual que la estructura de aeronave de Bennett, aumentarán la potencia de propulsión necesaria para permanecer en zona, incluso durante la noche cuando los paneles solares están inactivos.

15 **Compendio**

A la luz de lo anterior, una estructura solar de aeronave adaptable según la reivindicación 1 independiente, y una aeronave que comprende se proporciona la estructura solar de aeronave adaptable según la reivindicación 7. Ventajas, características, aspectos y detalles adicionales resultan evidentes a partir de las reivindicaciones dependientes, de la descripción y de los dibujos.

20 Las realizaciones de la presente invención se refieren, en general, a la utilización mejorada de la energía solar en una aeronave. En concreto, la invención se refiere a una aeronave que emplea un sistema de energía solar integrado en la estructura de aeronave, que adapta la orientación y forma del sistema para optimizar la captación de la luz solar en diferentes condiciones. La estructura de aeronave proporciona una optimización para mejorar el arrastre y la estabilidad aerodinámicos, y para liberar la carga de viento y el peso estructural de los colectores. En
25 condiciones diferentes de la luz solar, la estructura de aeronave y el colector son modificables en vuelo en una serie de configuraciones optimizadas, para reducir el arrastre y permanecer en zona durante periodos más largos, de tiempo, tiempo atmosférico, altitud y latitud.

Al menos algunas realizaciones de la presente invención pueden reducir ventajosamente la resistencia aerodinámica, particularmente en condiciones de poca luz o nocturnas, reduciendo el tamaño de los colectores
30 solares y una estructura de aeronave que los contiene. La reducción de tamaño puede lograrse entrelazando o doblando elementos rígidos segmentados, o desinflando, girando o plegando elementos flexibles tanto en el colector como en la estructura de aeronave.

Al menos algunas realizaciones de la presente invención pueden mejorar ventajosamente la eficiencia de la captación solar compensando tanto los ángulos de balanceo como de inclinación para proporcionar una incidencia normal de la luz solar en la mayoría de las condiciones de vuelo. La compensación del ángulo del balanceo puede
35 lograrse, por ejemplo, ladeando los colectores solares con una estructura de aeronave integrado alrededor del eje de vuelo. La compensación del ángulo de inclinación se puede conseguir, por ejemplo, aumentando la sección transversal de la estructura de aeronave adaptable para proporcionar una mayor zona de captura de luz solar a lo largo de la dirección del vuelo. En cada ángulo de inclinación, la forma de perfil aerodinámico se adapta para
40 minimizar el arrastre para la zona de captura concreta en condiciones de vuelo dadas.

En algunas realizaciones de la presente invención, algunas superficies de la estructura de aeronave de la aeronave están fabricadas de películas flexibles altamente transparentes, tales como fluoropolímeros, que se adaptan como
45 anteriormente a condiciones variables - pero en este entorno los colectores son internos a la superficie aerodinámica y son capaces de encogerse hasta un tamaño compacto en condiciones de poca luz, o de expandirse hasta un tamaño mayor y ser dirigidos durante condiciones de alta iluminación / ángulo de incidencia variable.

En algunas realizaciones de la presente invención, los colectores solares se depositan directamente sobre películas flexibles que constituyen una parte variable de las superficies de la superficie aerodinámica. Estas películas flexibles se adaptan por desinflado, laminado o plegado para reducir la resistencia aerodinámica en condiciones de poca luz
50 o para proporcionar una relación casi óptima con el área de captura durante condiciones de la luz solar de alta iluminación elevada y ángulo de incidencia variable.

En algunas realizaciones, los colectores son dirigidos para seguir siendo casi ortogonales a la luz solar entrante, siendo de este modo capaces de una mayor eficiencia de conversión por medio de paneles fotovoltaicos de múltiples uniones de división de longitud de onda de rejilla reflectante o de difracción.

Otras realizaciones y variaciones de la invención se explican con mayor detalle a continuación.

55 **Descripción detallada de los dibujos**

5 Las realizaciones de la presente invención, brevemente resumidas anteriormente y explicadas con mayor detalle a continuación, se pueden comprender haciendo referencia a las realizaciones ilustrativas de la invención representada en los dibujos adjuntos. No obstante, debe observarse que los dibujos adjuntos ilustran solo algunas realizaciones de esta invención y, por lo tanto, no deben considerarse limitantes de su alcance, ya que la invención puede poseer otras realizaciones igualmente eficaces.

La figura 1 representa una vista esquemática de las partes principales de una aeronave típica.

La figura 2 representa una estructura solar de aeronave adaptable que comprende una estructura de aeronave expansible y un sistema solar integrado según algunas realizaciones de la presente invención.

10 La figura 3 representa una estructura solar de aeronave adaptable que comprende una estructura de aeronave expansible y un sistema solar integrado según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 4 representa una estructura de aeronave expansible según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 5 representa una estructura de aeronave expansible según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 6 representa una estructura de aeronave compuesta por tres secciones telescópicas que pueden plegarse o colapsarse en una forma más compacta según algunas realizaciones de la presente invención.

15 La figura 7 representa la estructura de aeronave de la figura 6 plegada o abatida en una forma más compacta.

La figura 8 representa un sistema de energía solar según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 9 representa un sistema de energía solar según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 10 representa un sistema de energía solar según algunas realizaciones de la presente invención.

20 La figura 11 representa una estructura solar de aeronave adaptable según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 12 representa una estructura solar de aeronave adaptable según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 13 representa una estructura solar de aeronave adaptable según algunas realizaciones de la presente invención.

25 La figura 14 representa un sistema de energía solar según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 15 representa la vista frontal de un plano con una estructura solar de aeronave adaptativa según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 16 representa la vista lateral de un plano con una estructura solar de aeronave adaptativa según algunas realizaciones de la presente invención.

30 Las figuras 17A a C (denominadas conjuntamente como figura 17) representan, respectivamente, configuraciones de una estructura de aeronave adaptativa que comprende una estructura de aeronave expansible y un sistema de energía solar que tiene una forma controlable para compensar el ángulo de inclinación del sol diferente según algunas realizaciones de la presente invención.

35 La figura 18 representa una estructura solar de aeronave adaptable fabricada en forma de una vaina inflable flexible cubierta con celdas solares fotovoltaicas según algunas realizaciones de la presente invención.

La figura 19 representa esquemáticamente una estructura de aeronave expansible que comprende una envuelta externa o una cubierta sujeta en su sitio mediante tirantes expansibles según algunas realizaciones de la presente invención.

40 La figura 20 representa esquemáticamente una estructura de aeronave expansible que comprende una cubierta externa o una cubierta sujeta en su sitio por medio de tirantes rígidos giratorios según algunas realizaciones de la presente invención.

45 Para facilitar la comprensión se han utilizado, en lo posible, números de referencia idénticos para designar elementos idénticos que son comunes a las figuras. Las figuras no están dibujadas a escala y pueden simplificarse en aras de la claridad. Se contempla que los elementos y características de una realización se pueden incorporar beneficiosamente en otras realizaciones sin otra mención.

Descripción detallada

En la presente invención, se exponen numerosos detalles específicos con el fin de proporcionar una comprensión completa de ejemplos de realización o de otros ejemplos descritos en el presente documento. No obstante, se comprenderá que estas realizaciones y ejemplos pueden ser puestos en práctica sin los detalles específicos. En otros casos, no se han descrito con detalle métodos, procedimientos, componentes y circuitos bien conocidos, para no ocultar la siguiente descripción. Además, las realizaciones descritas son solo a título de ejemplo y se pueden emplear otras realizaciones en lugar de, o en combinación con, las realizaciones descritas.

La figura 1 muestra esquemáticamente las partes principales de un avión 100 típico, que incluye un fuselaje 110, un ala principal 120 y una sección de cola 130 (el sistema de propulsión no se muestra por sencillez). Además, puede haber otras partes que están fijadas rígidamente o de otra manera entre sí y al resto del avión o remolcado utilizando un cable flexible o un cordón. Estas partes del avión pueden ser aerodinámicas y estar aerodinámicamente conformadas para reducir la resistencia aerodinámica o arrastre.

Según realizaciones de esta invención, se proporciona un cuerpo aerodinámico que es óptimo como parte de una aeronave accionada por energía solar y su estructura de aeronave. Las figuras 2 y 3 muestran esquemáticamente ejemplos de dichos cuerpos aerodinámicos, que se denominan también estructuras de aeronave. La figura 2 muestra una estructura 200 solar de aeronave adaptable que comprende una estructura de aeronave 210 expansible y un sistema solar 220 integrado. El sistema solar 220 se encuentra en todo o en parte en el interior del volumen de la estructura de aeronave 210. La estructura de aeronave 210 es, al menos parcialmente, transparente para permitir que la luz solar pase a través de su superficie hacia el sistema solar 220, donde se convierte en electricidad. Algunas superficies de la estructura de aeronave pueden estar fabricadas de películas flexibles altamente transparentes, tales como fluoropolímeros, con las que las estructuras de aeronave pueden adaptar su forma a diferentes condiciones. El sistema solar 220 es interno a la estructura de aeronave 210 y capaz de plegarse (o de encogerse de otro modo) hasta un tamaño compacto en condiciones de poca luz, o desplegarse (o expandirse de otro modo) hasta un tamaño mayor y ser dirigido durante el día bajo condiciones de luz incidente variable. La figura 3 muestra asimismo una estructura solar de aeronave 300 flexible que comprende una estructura de aeronave 310 expansible y un sistema solar 320 integrado. En este caso, el sistema solar 320 está, al menos en parte, situado en la superficie de la estructura de aeronave 310. El sistema solar 320 puede comprender, por ejemplo, celdas solares fotovoltaicas de película delgada y módulos que están unidos a la superficie de la estructura de aeronave 310 o incrustados en su piel.

Según realizaciones de esta invención, se puede fabricar una estructura de aeronave 400 expansible ilustrada en la figura 4 para ser utilizada en una estructura solar de aeronave adaptable, ejemplos de las cuales se muestran en las figuras 2 y 3. En este caso la estructura de aeronave 400 puede estar fabricada de un solo o de varios materiales flexibles, tales como películas plásticas, tejidos, películas de material compuesto, etc. La estructura de aeronave 400 flexible puede ser capaz de cambiar continuamente su forma y ajustarse a diversos perfiles específicos, por ejemplo, tales como 401, 402 y 403 mostrados en la figura 4. Los cambios en la forma de la estructura de aeronave 400 pueden ir acompañados, por ejemplo, de la reducción de su espesor, de manera que al pasar del perfil 401 a los perfiles 402 y 403 la estructura de aeronave 400 se vuelve gradualmente más fina. Esta capacidad es atractiva, por ejemplo, para ser utilizada en la estructura solar de aeronave 300 adaptable. La estructura de aeronave 400 fabricada de materiales que no se pueden estirar puede mantener su área superficial sustancialmente constante, incluso cuando pasa de una forma a otra. Sin embargo, el volumen (y el grosor) de 401 es mayor que el de 402, y el volumen (y el grosor) de 402 es mayor que el de 403. De manera correspondiente, cuanto mayor es el volumen de la estructura de aeronave 400, mayor es su arrastre aerodinámico. Para cualquier volumen y grosor dados de la estructura de aeronave 400, su forma se modifica para reducir el arrastre del aire parasitario. Por lo tanto, es importante mantener el mínimo volumen posible en todo momento para conservar el poder de propulsión y minimizarlo al mínimo absoluto durante la noche o en cualquier otro momento cuando el sistema solar no esté en uso.

De manera alternativa, se puede fabricar una estructura de aeronave 500 mostrada en la figura 5 que puede ser capaz de cambiar no solo el tamaño de su volumen, sino también el tamaño de su superficie, concretamente, el tamaño de su superficie externa, es decir, el área mojada de la estructura de aeronave. La estructura de aeronave 500 que está fabricada de materiales que se pueden estirar puede tomar diferentes formas, tales como, por ejemplo, 501, 502 y 503 mostradas en la figura 5. El funcionamiento de la estructura de aeronave 500 en este caso puede ser similar, por ejemplo, al de un balón expansible, en cuyo caso el sistema global puede incluir asimismo una bomba de aire para proporcionar una presión de aire interna adicional. Por ejemplo, la figura 5 muestra una bomba / compresor 510 de aire opcional situada en el interior de la estructura de aeronave 500 expansible; de manera alternativa, una bomba puede estar situada externamente con respecto a la estructura de aeronave expansible y unida a otras partes de un aeroplano. Una de las ventajas de la estructura de aeronave 500 expansible es que el volumen de la estructura de aeronave y, por lo tanto, su arrastre aerodinámico se puede reducir significativamente durante la noche, cuando las celdas solares no están en uso. La estructura de aeronave 500 expansible puede ser ventajosa, por ejemplo, en la estructura solar de aeronave 200 adaptable.

Además, una estructura de aeronave puede ser expansible no solo en las direcciones vertical (a lo largo del eje Z) y longitudinal (a lo largo de la dirección del vuelo o del eje X mostrado en la figura 1), sino también en la dirección del ancho, es decir, a lo largo del eje perpendicular a las dos direcciones anteriores (el eje Y). La estructura de aeronave expansible puede ser retráctil, telescópica, abatible, que se puede estirar, flexible, plegable y otros. Por ejemplo, la

figura 6 muestra una estructura de aeronave 600 que comprende tres secciones telescópicas 610, 620 y 630, que pueden ser plegadas o abatidas hasta una forma más compacta 601 mostrada en la figura 7. El enfoque ilustrado en las figuras 4 a 6 se dirige a reducir el arrastre aerodinámico durante el vuelo en cualquier condición, pero especialmente bajo condiciones de baja luz o durante la noche, reduciendo el tamaño de los colectores solares y una estructura de aeronave que los contiene. La reducción en tamaño se puede lograr intercalando o plegando elementos de anillo segmentados, o desinflando, girando o plegando los elementos flexibles tanto en el colector como en la estructura de aeronave. La figura 19 muestra esquemáticamente una estructura de aeronave 1900 expansible que comprende una envuelta externa o una cubierta 1910 sujeta en su sitio mediante tirantes 1920 expansibles. La cubierta 1910 flexible puede ser conformada de nuevo cambiando la longitud de los tirantes 1920. De manera alternativa, la figura 20 muestra esquemáticamente una estructura de aeronave 2000 expansible que comprende una envuelta externa o una cubierta 2010 sujeta en su sitio mediante unos tirantes rígidos giratorios 2020. En este caso, la forma de la estructura de aeronave puede ser cambiada girando los tirantes 2020 y variando sus ángulos relativos. Por supuesto, se pueden utilizar tirantes adicionales, elementos estructurales y otros enfoques en las estructuras de aeronave expansibles.

Según esta invención, el sistema solar 220 en la estructura solar de aeronave 200 puede incluir un sistema solar a modo de ejemplo 800 mostrado en la figura 8. El sistema solar 800 comprende un soporte 810 al que están unidas celdas solares 820 (mediante una sola o varias uniones), que puede ser plano (es decir, plano) o no plano. Las celdas solares 820 son celdas fotovoltaicas de área amplia capaces de absorber tanto la luz solar directa como dispersada 830, iluminándolas, y, posteriormente, de convertir la energía de la luz solar en electricidad. El sistema solar 800 puede utilizarse en combinación con un sistema de seguimiento, ya sea de un solo eje o de dos ejes, con el fin de aumentar su eficiencia de captación y producción de potencia. Además, en el caso de que el soporte 810 y las celdas solares 820 estén fabricados de materiales flexibles de película delgada, el sistema de energía solar 800 puede utilizarse en lugar del sistema de energía solar 320 en la estructura solar de aeronave 300 adaptable.

El sistema de energía solar 220 puede incluir asimismo un sistema de energía solar 900 a modo de ejemplo mostrado en la figura 9. El sistema de energía solar 900 comprende una celda fotovoltaica solar 910 o varias celdas eficientes y un concentrador 920 óptico. La celda fotovoltaica solar 910 puede ser una celda solar de múltiples uniones eficiente, mientras que el concentrador óptico 920 puede ser una lente, una lente de Fresnel, un espejo parabólico o combinaciones de los mismos. En algunos casos, puede ser preferible combinar las celdas 910 y el concentrador en la misma carcasa, de tal manera que la luz solar 930 puede ser transferida desde el concentrador a las celdas a través del espacio libre. De manera alternativa, el concentrador óptico 920 puede ser un aparato más complejo, que combina elementos de enfoque de la luz con elementos de guía de la luz. En este caso, las celdas 910 y el concentrador 920 pueden estar en carcasas separadas, de tal manera que la luz solar 930 puede ser captada con el concentrador en una ubicación, y, a continuación, transferida a través de elementos de guía de la luz, por ejemplo, fibra óptica o espejos, a las celdas en otra ubicación en la estructura solar de aeronave adaptable. El sistema de energía solar 900 capta, principalmente, luz solar directa; por lo tanto, puede estar montado en un sistema de seguimiento del sol, habitualmente un seguidor de doble eje.

En otro ejemplo, se puede utilizar un sistema solar 1000 mostrado en la figura 10. Comprende un bastidor 1010, una serie de celdas solares 1020 y concentradores 1030 ópticos. Como en el sistema solar 900, este sistema se basa principalmente en la luz solar directa y, por consiguiente, necesita un seguidor solar. En este caso, cada concentrador 1030 enfoca la luz solar 1040 en su correspondiente celda solar 1020. Posteriormente, el volumen del sistema solar 1000 se puede reducir con respecto al del sistema solar 900 sin cambiar su área activa efectiva.

El sistema solar 220 puede incluir asimismo un sistema solar 1400 a modo de ejemplo ilustrado en la figura 14. El sistema solar 1400 comprende un conjunto de múltiples (en este caso, tres) celdas fotovoltaicas 1411, 1412 y 1413, un concentrador óptico 1420 y un elemento óptico dispersivo 1425. Las celdas solares 1411 - 1412 pueden ser celdas solares de una o de múltiples uniones que están optimizadas para convertir partes espectrales específicas de la luz solar 1430 con alta eficiencia, por ejemplo, variando el intervalo de espacio de banda óptica de los materiales absorbentes en las celdas correspondientes. De este modo, la celda 1411 puede tener el absorbedor de espacio de banda más alto y absorber la parte de longitud de onda corta del espectro solar. La celda 1412 puede tener el absorbente de espacio de banda intermedio y absorber la porción media del espectro solar y, de manera correspondiente, la celda 1413 puede tener el absorbedor de dispersión de espacio de banda más bajo y funcionar en la porción de longitud de onda más larga del espectro de la luz solar. El concentrador 1420 óptico puede ser una lente, una lente de Fresnel, un espejo parabólico o una combinación de los mismos. El elemento dispersivo 1425 puede ser uno o más de una rejilla transmisora, una rejilla reflectante, una compuerta holográfica, un prisma u otro tipo de elemento dispersivo. El elemento dispersivo 1425 sirve para dividir el haz solar en partes separadas espacialmente del espectro solar (cortes), de tal modo que el haz 1431 puede ser la porción de longitud de onda más corta, el haz 1432 puede ser la porción de longitud de onda media y el haz 1433 puede ser la porción de longitud de onda más larga. Cada uno de estos haces se centra en la celda correspondiente en la matriz. El espectro solar se puede dividir en cualquier otro número de cortes espectrales (distinto de tres), por ejemplo, dos, cuatro, cinco, etc. En consecuencia, el número de celdas solares en el conjunto puede cambiarse para coincidir o corresponder con el número de cortes espectrales. El sistema solar 1400 puede estar montado sobre un sistema de seguimiento solar, preferiblemente un seguidor de doble eje.

La figura 11 muestra una estructura solar de aeronave 1100 flexible, que comprende una estructura de aeronave 1110 ampliable, un sistema solar 1120 y un único sistema de seguimiento solar 1130. La estructura de aeronave 1110 expansible actúa como una cubierta y puede estar construida a partir de un plástico flexible transparente sujeto en su sitio por nervios y tirantes flexibles y retráctiles. El sistema solar 1120 puede ser, por ejemplo, al menos un módulo fotovoltaico plano, por ejemplo, tal como el sistema solar 800 mostrado en la figura 8, que puede inclinarse hacia el sol para proporcionar una exposición óptima. De manera alternativa, el sistema solar 1120 puede incluir un sistema fotovoltaico solar concentrado, similar, por ejemplo, al sistema de energía solar 1000 mostrado en la figura 10. El sistema de energía solar 1120 incluye un seguidor de un solo eje, que permite inclinar módulos solares, paneles y otros elementos de este sistema solar en un solo plano. Con el fin de aumentar aún más la exposición solar, la estructura de aeronave 1100 puede ser inclinada o girada en otro plano que no es coplanar con el plano de inclinación del sistema de seguimiento 1130. Además, se puede añadir un seguidor adicional, tal como se muestra en la figura 12. La figura 12 muestra una estructura solar de aeronave 1200 adaptable a modo de ejemplo, que comprende una estructura de aeronave 1210 expansible, un sistema solar 1220 y un sistema de seguimiento solar de doble eje que comprende dos ejes de rotación ortogonales 1230 y 1240. El sistema de energía solar 1220 puede incluir una pluralidad de módulos fotovoltaicos. Estos módulos se pueden inclinar en cualquier dirección utilizando el sistema de seguimiento de doble eje interno para maximizar la exposición solar y, por lo tanto, captar la energía solar, sin girar o mover la estructura de la aeronave 1200. Por supuesto, son posibles otras implementaciones de este aspecto de la invención. Por ejemplo, la figura 13 muestra una estructura solar de aeronave 1300 adaptable que comprende asimismo una estructura de aeronave 1310 adaptable y un sistema fotovoltaico 1320 con un sistema de seguimiento de doble eje 1330. El sistema fotovoltaico 1320 solar y el sistema de seguimiento de eje doble 1330 pueden ser tal como se describió anteriormente. En este caso, la estructura de aeronave 1310 transparente puede ser, por ejemplo, una cúpula o una vaina que proporciona una cubierta aerodinámica para un sistema de energía solar interno.

Para ilustrar ventajas de la presente invención, la figura 15 y la figura 16 muestran planos con estructuras de aeronave adaptativas que tienen sus posiciones ajustadas con respecto a la posición relativa del sol. La figura 15 muestra la vista frontal de un avión 1500 con una estructura solar de aeronave 1510 adaptativa que tiene el sol sobre su ala derecha en un cenit de α grados. Con el fin de reducir la pérdida del coseno y maximizar la captación solar en esta posición, la estructura de aeronave 1510 adaptativa puede ser girada independientemente del resto del avión con un ángulo de rotación α que coincida con el cenit solar, tal como se muestra en la figura 15. De manera alternativa, los paneles solares u otros colectores solares en el interior de la estructura de aeronave 1510 adaptativa se pueden inclinar en el ángulo α sin cambiar la posición de la cubierta o la envuelta exterior de la estructura de aeronave. La figura 16 muestra la vista lateral de un avión 1600 con una estructura solar de aeronave 1610 adaptativa con un sistema solar 1615 interno que vuela directamente hacia el sol en un cenit de β grados. Con el fin de reducir la pérdida del coseno y de maximizar la captación solar en esta posición, el sistema solar 1615 puede inclinarse independientemente del resto de la estructura de aeronave 1610 en un ángulo de inclinación β que coincida con el cenit solar, tal como se muestra en la figura 16. La forma de la estructura de aeronave 1610, en concreto, su cubierta externa, está optimizada para contener el sistema de energía solar 1615 inclinado con cualquier ángulo específico y minimizar el arrastre aerodinámico por tener una superficie de cuerpo optimizada lisa. Se pueden obtener beneficios similares con estructuras de aeronave adaptables que tienen sistemas de energía solar de película delgada externos montados en sus superficies superiores. Una estructura solar de aeronave adaptable puede compensar, en general, cualquier posición angular relativa del sol con respecto a un avión mediante la rotación de sus colectores solares mediante ángulos de balanceo y de inclinación apropiados y, de este modo, conseguir la máxima eficiencia de captación. Los enfoques actuales del estado de la técnica no tienen estas capacidades. Por lo tanto, al menos algunas realizaciones de la presente invención mejoran la eficiencia de la captación solar compensando tanto el ángulo de rotación como el ángulo de inclinación del sol a partir de la incidencia ideal normal (normal). La compensación del ángulo de rotación se logra ladeando los colectores solares y las estructuras de aeronave alrededor del eje X. La compensación del ángulo de inclinación se logra inclinando los colectores solares alrededor del eje Y e incrementando de este modo la sección transversal de las estructuras de aeronave adaptables para proporcionar una mayor área de captura de luz solar a lo largo de la dirección del vuelo. En cada ángulo de inclinación, la forma de la estructura de aeronave se adapta para proporcionar un arrastre casi mínimo para la zona de captura dada, en las condiciones de vuelo existentes.

Para ilustrar con más detalle las capacidades de una estructura solar de aeronave adaptativa, las figuras 17A, 17B y 17C, denominadas conjuntamente figura 17, muestran una estructura de aeronave 1700 adaptativa a modo de ejemplo, que comprende una estructura de aeronave 1710 expansible y un sistema solar 1720. Las figuras 17A, 17B y 17C muestran cómo la estructura de aeronave 1710 expansible cambia su forma para compensar el diferente ángulo de inclinación del sol. La figura 17A muestra la estructura de aeronave 1700 adoptando una configuración aerodinámica de la sección transversal optimizada pero la más alta para captar la luz eficientemente cuando el sol 1730 es incidente a lo largo del eje del vuelo (directamente delante o detrás del avión). La figura 17B muestra una configuración de sección transversal más pequeña para captar la luz eficientemente cuando el sol 1730 está en ángulos de inclinación modestos (delantero o trasero) con respecto al eje del vuelo. La figura 17C muestra una configuración de estructura de aeronave plana para captar la luz de manera eficiente cuando el sol 1730 está casi perpendicular al eje del vuelo. En estos diagramas, los colectores o paneles solares del sistema solar 1720 se muestran en el interior de la estructura de aeronave, dirigidos para ser normales a la luz solar incidente, o retraídos por la noche. De manera alternativa, los paneles fotovoltaicos pueden estar unidos directamente a las superficies de

la estructura de aeronave. Una tercera alternativa es proporcionar colectores segmentados rígidos o semi-rígidos en el interior de estructuras de aeronave adaptativas transparentes, pero para simplificar el control, aumentar el área de captura, y reducir el peso relajando el requisito de que los colectores estén dirigidos de manera precisa normales a la luz solar incidente.

- 5 Las estructuras solares de aeronave adaptativas descritas anteriormente pueden utilizarse como partes de un avión convencional, tal como el avión 100 mostrado en la figura 1. En este caso su fuselaje, el ala principal o partes de la sección de cola pueden ser modificados como una estructura de aeronave adaptativa con un sistema solar integrado. No obstante, puede preferirse tener una estructura adaptable que tenga sustentación nula con el fin de minimizar sus efectos sobre las características de vuelo de un avión. Por ejemplo, partes de una estructura de
- 10 aeronave pueden utilizarse para fabricar estructuras de aeronave adaptativas de sustentación nula. De manera alternativa, se pueden utilizar diseños de avión no convencionales para tener secciones de estructura de aeronave de sustentación nula adicionales, tales como, por ejemplo, las estructuras de aeronave 1510 y 1610 en las figuras 15 y 16, respectivamente. Estas secciones pueden estar rígidamente unidas al fuselaje, alas o partes de la cola. Las secciones de estructura de aeronave de sustentación nula pueden tener perfiles aerodinámicos simétricos y ángulos de ataque nulos (un ángulo de ataque es el ángulo entre un perfil aerodinámico y la dirección de vuelo), tal como se muestra, por ejemplo, en las figuras 4, 5 y 16. De manera alternativa, un avión puede tener compartimentos de almacenamiento desde los cuales se pueden extraer y expandir las estructuras solares de aeronave adaptables para la captación solar durante el día, y luego retraerse y almacenarse durante la noche. En un ejemplo ilustrado en la
- 15 figura 18, una estructura solar de aeronave 1810 flexible puede estar fabricada en forma de una vaina flexible, inflable, cubierta con celdas solares fotovoltaicas, de tal manera que puede almacenarse desinflada en el interior del fuselaje o la cola por la noche, y ser remolcada detrás de un avión 1800 completamente inflado durante el día.
- 20

REIVINDICACIONES

1. Estructura solar de aeronave (200, 300, 400, 500, 600, 1100, 1200, 1300, 1510, 1610, 1700, 1810, 1900, 2000) adaptable, que comprende:
- 5 un cuerpo expandible (210, 310, 1010, 1110, 1210, 1310, 1710), para cambiar de manera continua su forma y adaptarse a diversos perfiles específicos, y que tiene una sección transversal aerodinámica que reduce el arrastre del aire parásito en cualquier grosor determinado del cuerpo,
- pudiendo, además, cambiar su forma en vuelo en respuesta a cambios en la posición relativa del sol; y
- un sistema fotovoltaico solar (220, 320, 800, 1220, 1320, 1615, 1720) que es
- un sistema fotovoltaico solar flexible unido a una superficie del cuerpo expandible; o
- 10 un sistema de energía solar integrado (220; 320) que comprende celdas y módulos solares fotovoltaicos de película delgada;
- estando configurado el sistema fotovoltaico solar para aumentar un área de captura de luz solar para mejorar la eficiencia de la captación solar; y
- 15 la forma adaptable de la estructura solar de aeronave está configurada para adaptarse para minimizar el arrastre para el área de captura bajo determinadas condiciones de vuelo.
2. La estructura solar de aeronave adaptable de la reivindicación 1, que comprende, además, el sistema fotovoltaico solar flexible, en el que el sistema fotovoltaico solar flexible comprende:
- celdas fotovoltaicas de área amplia;
- 20 un soporte (810), fabricado de materiales flexibles de película delgada y celdas solares (820), fabricadas de materiales flexibles de película delgada unidos al soporte;
- celdas fotovoltaicas de película delgada de unión múltiple; o
- celdas solares planas.
3. La estructura solar de aeronave adaptable de la reivindicación 1, que comprende, además, el sistema de energía solar integrado, en el que las celdas y módulos solares fotovoltaicos de película delgada están embebidos en el recubrimiento de la estructura de la aeronave.
- 25 4. La estructura solar de aeronave adaptable (200, 400, 500, 600, 1100, 1200, 1300, 1510, 1610, 1700, 1810, 1900, 2000) de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en la que el cuerpo expandible produce una elevación aerodinámica nula.
5. La estructura solar de aeronave adaptable de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en la que el volumen del cuerpo expandible es variable con el cambio de forma, y la forma se modifica para reducir el arrastre parásito para un volumen determinado.
- 30 6. La estructura solar de aeronave adaptable de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en la que el área superficial del cuerpo expandible puede permanecer constante con los cambios en la forma del cuerpo expandible.
7. La estructura solar de aeronave adaptable de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6.
- 35 8. La aeronave de la reivindicación 7, en la que la estructura solar de aeronave adaptable (1110) es retráctil.
9. La aeronave de la reivindicación 8, que comprende, además, un compartimento de almacenamiento, en el que se puede almacenar la estructura solar de aeronave adaptable, y del que se puede extraer la estructura solar de aeronave adaptable para la captación de energía solar.
10. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 8 a 9, en la que la estructura solar adaptable (1310) es una vaina flexible inflable.
- 40 11. La aeronave de la reivindicación 10, en la que la vaina flexible inflable está configurada para ser remolcada por la aeronave.
12. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 9 a 11, en la que la estructura solar de aeronave adaptable comprende una parte de uno o más de un fuselaje (110), un ala (120) o una sección de cola (130).

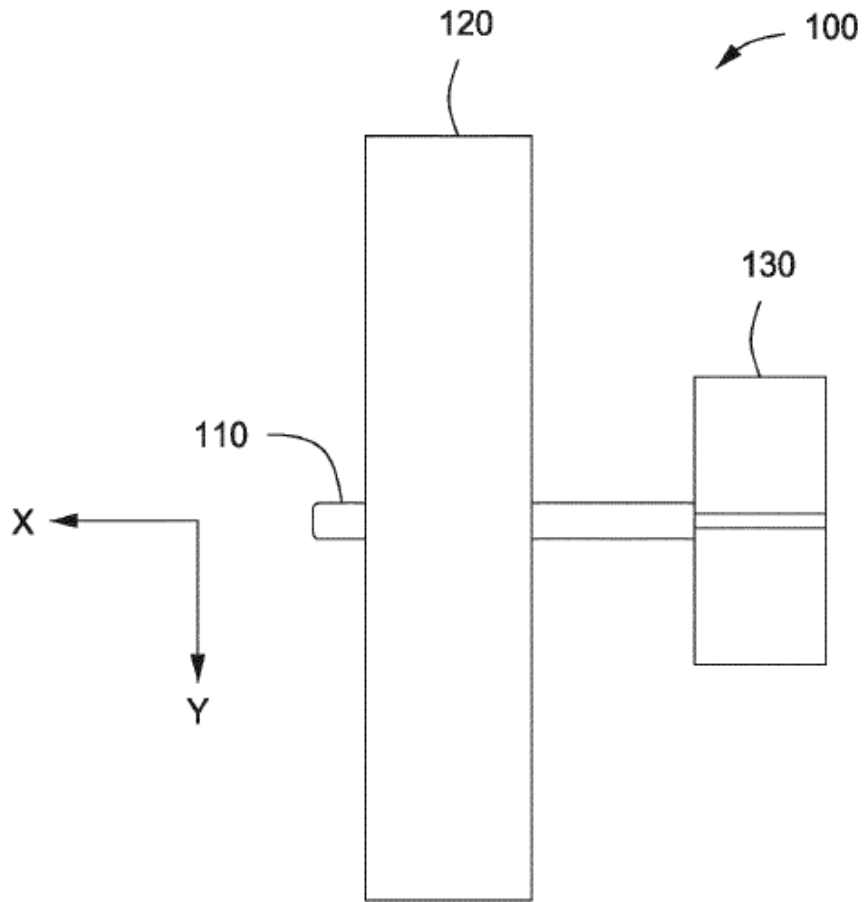


FIG. 1

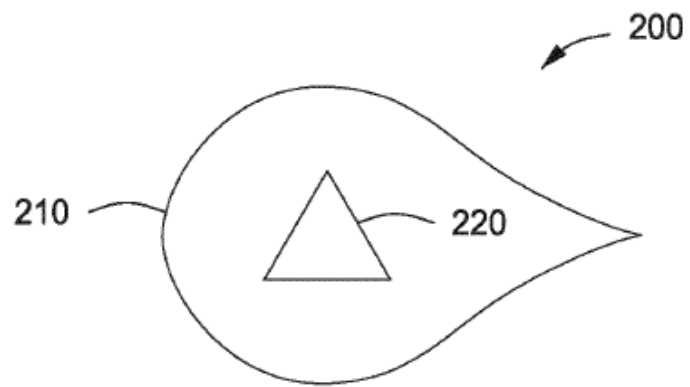


FIG. 2

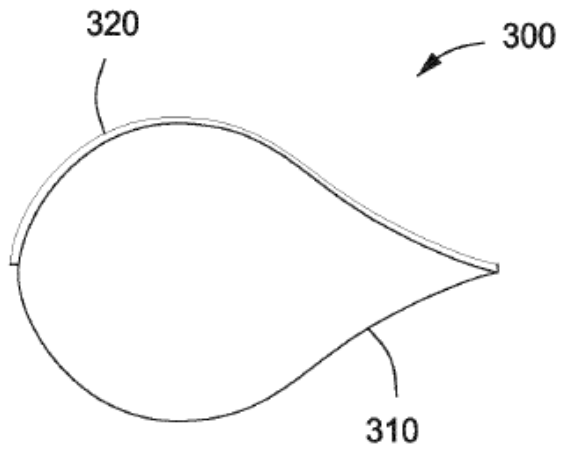


FIG. 3

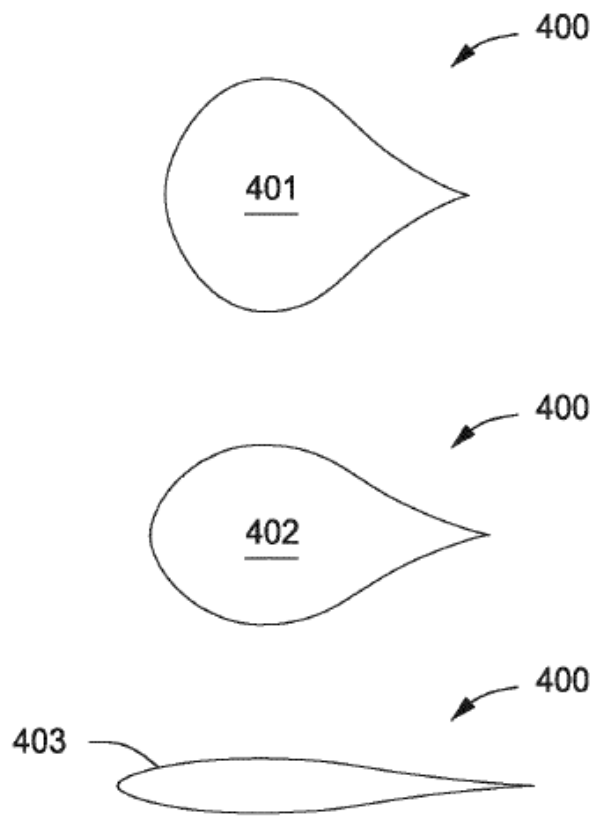


FIG. 4

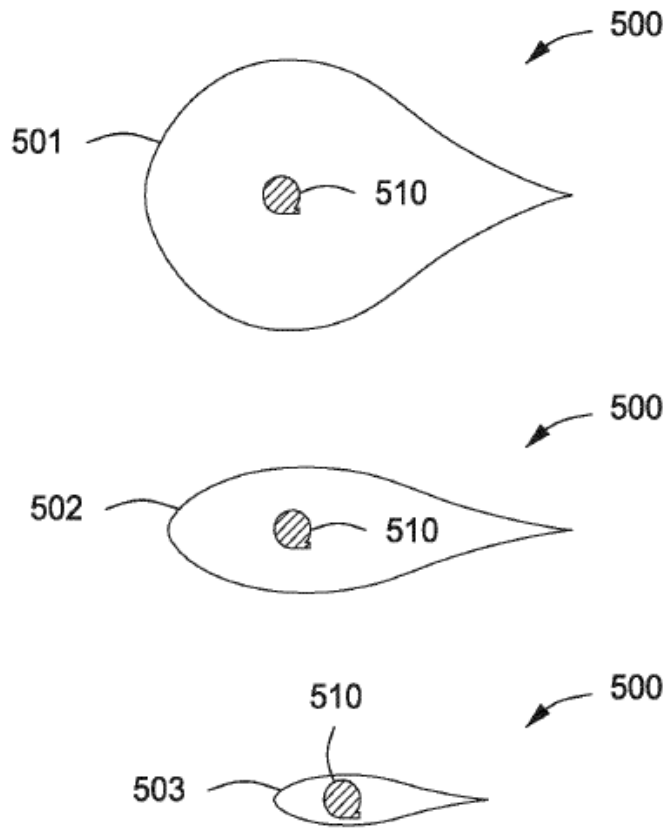


FIG. 5

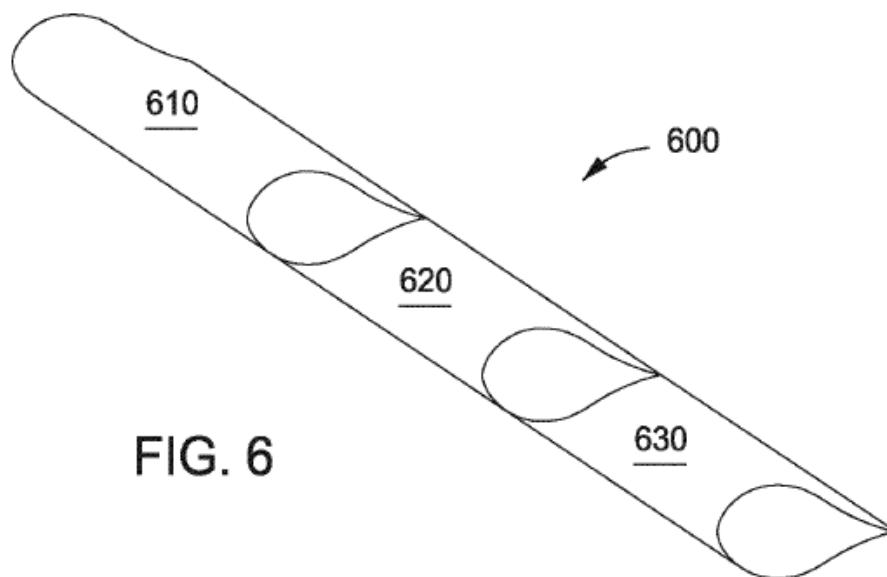


FIG. 6

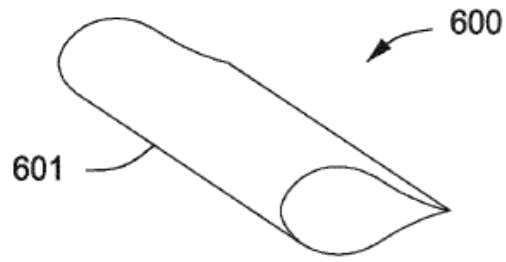


FIG. 7

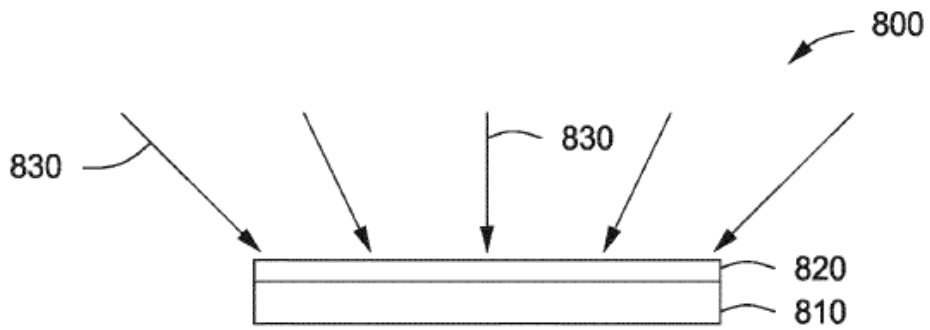


FIG. 8

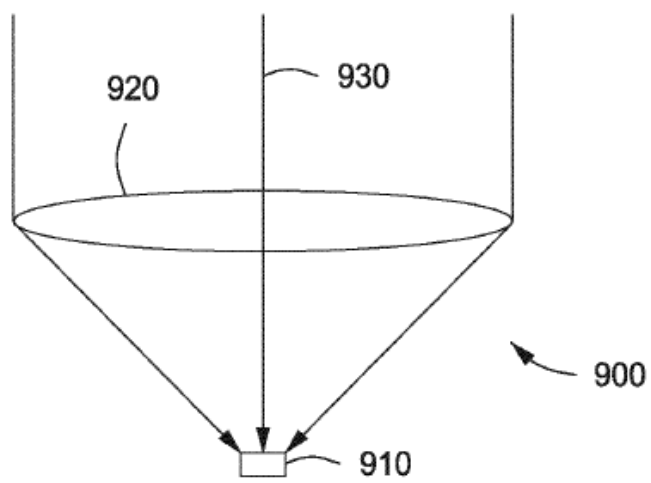


FIG. 9

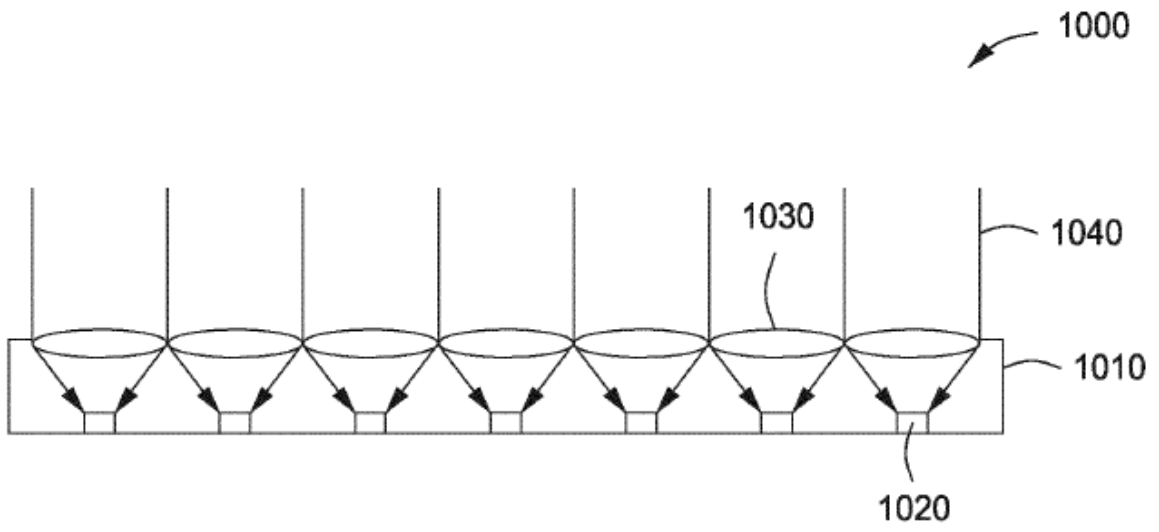


FIG. 10

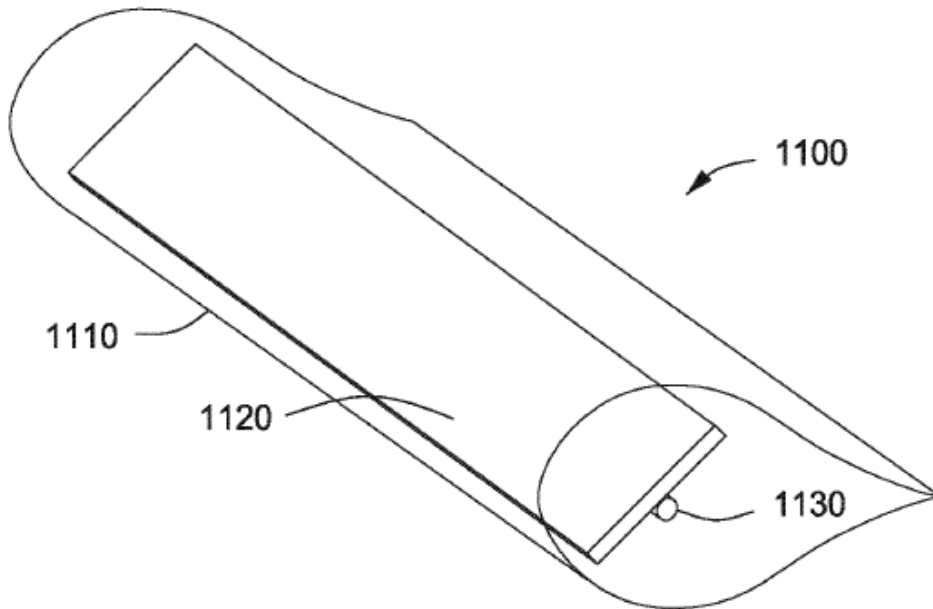


FIG. 11

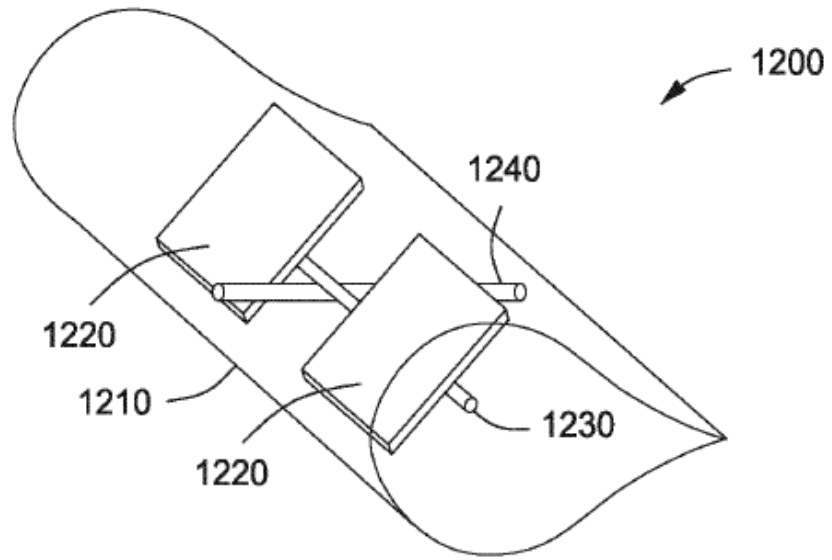


FIG. 12

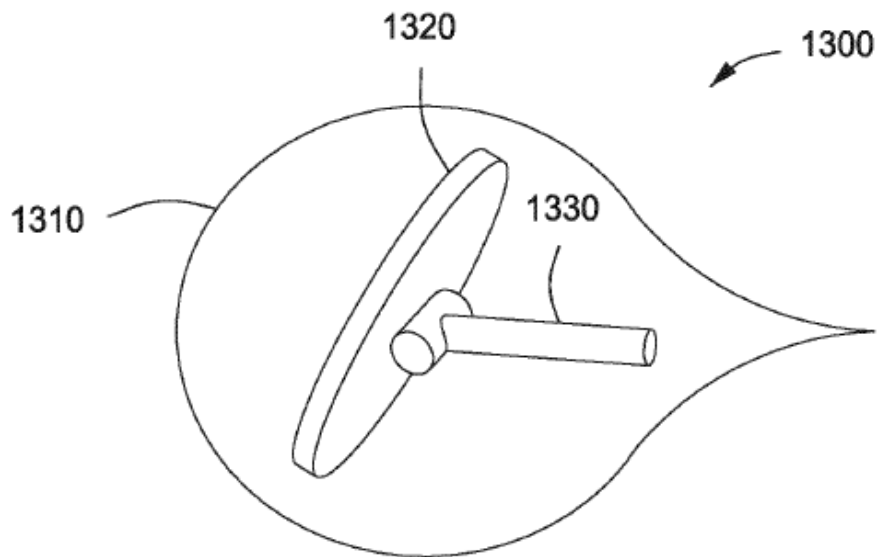


FIG. 13

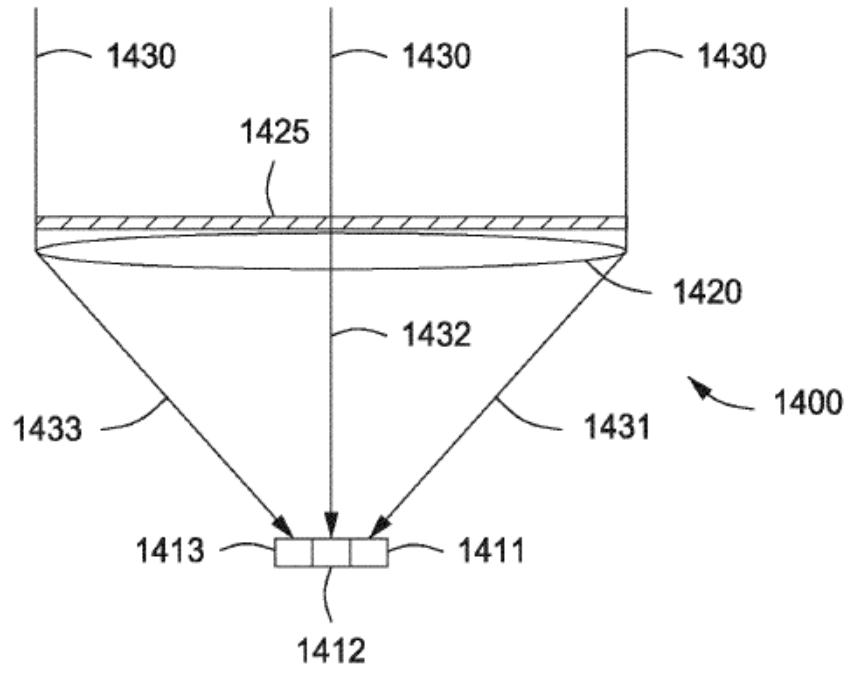


FIG. 14

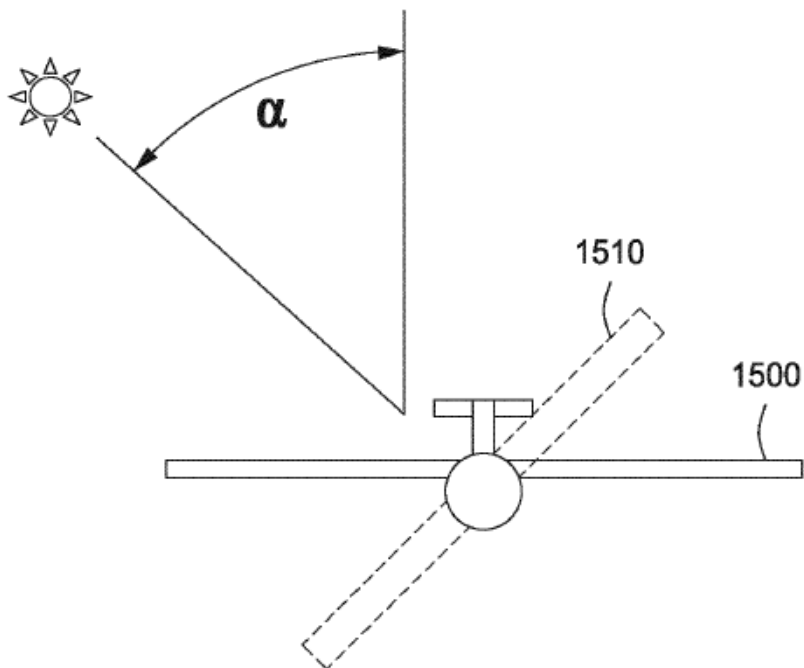


FIG. 15

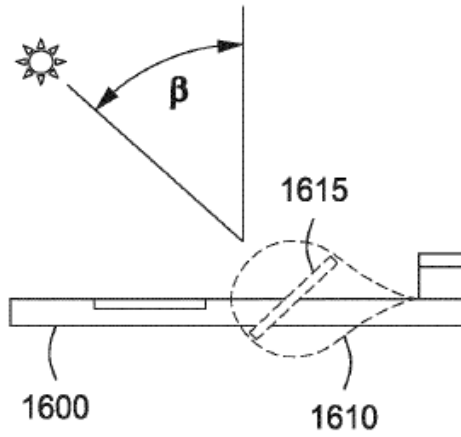


FIG. 16

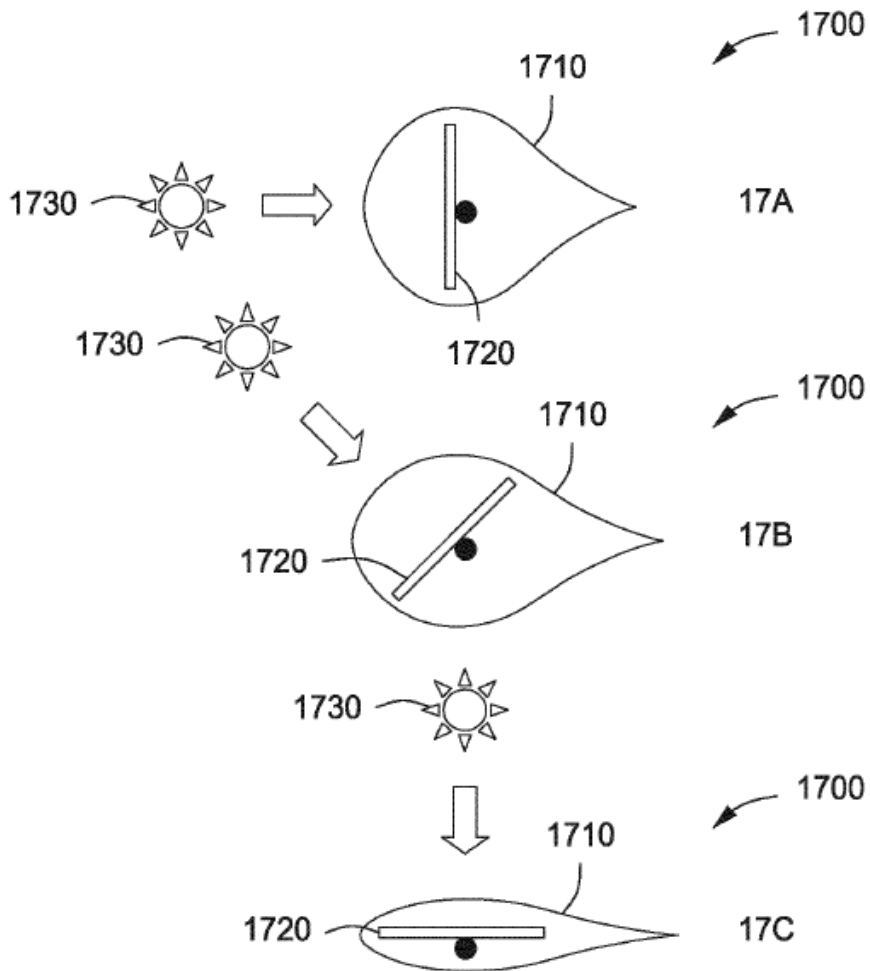


FIG. 17

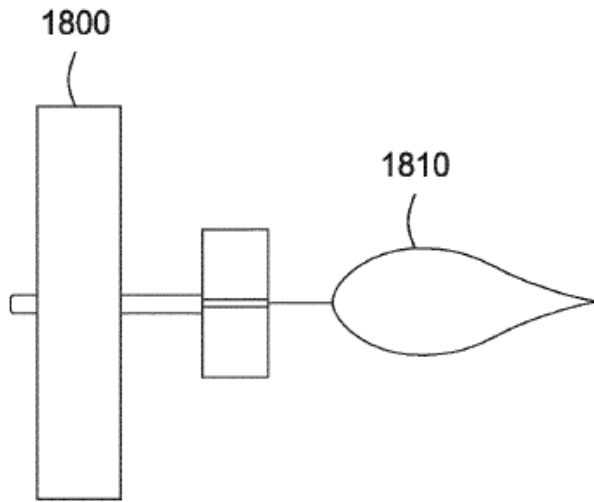


FIG. 18

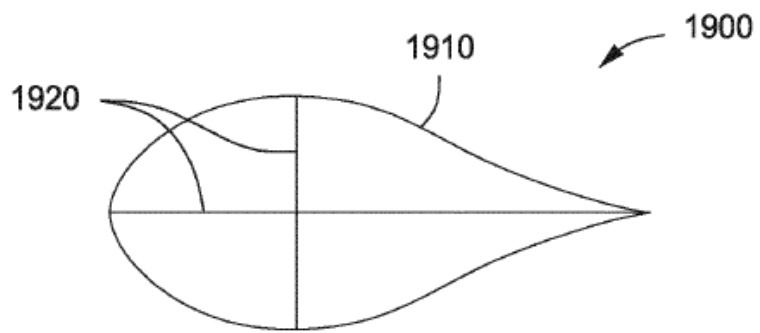


FIG. 19

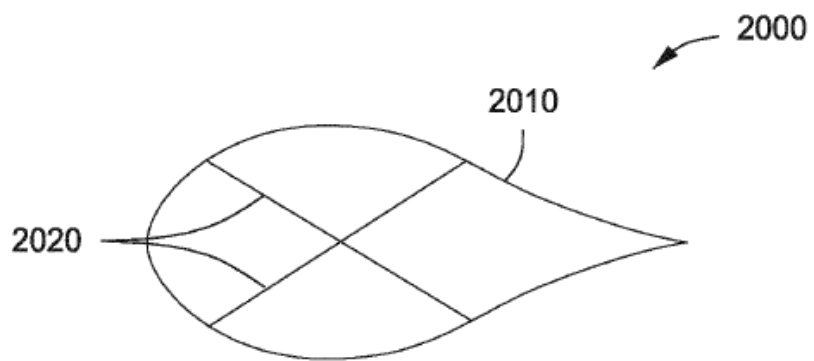


FIG. 20