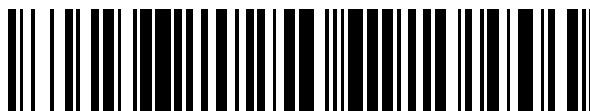


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 620 628**

51 Int. Cl.:

B64C 3/10 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

B64C 35/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **19.07.2013 PCT/US2013/051355**

87 Fecha y número de publicación internacional: **15.05.2014 WO2014074182**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.07.2013 E 13827053 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.12.2016 EP 2874873**

54 Título: **Configuración de aeronave resistente a entrar en barrena**

30 Prioridad:

20.07.2012 US 201261674267 P

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

29.06.2017

73 Titular/es:

**ICON AIRCRAFT, INC. (100.0%)
12511 Beatrice Street
Los Angeles, CA 90066, US**

72 Inventor/es:

**GIONTA, MATTHEW;
KARKOW, JON;
RONCZ, JOHN;
KOEHLER, DIETER y
LEDNICER, DAVID**

74 Agente/Representante:

CURELL AGUILÁ, Mireia

ES 2 620 628 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

Configuración de aeronave resistente a entrar en barrena.

5 **Solicitud relacionada**

La presente solicitud está relacionada con, y reivindica el beneficio de prioridad de la solicitud de patente estadounidense no provisional 13/946.572 presentada el 19 de julio de 2013, y la solicitud de patente estadounidense provisional nº 61/674.267 presentada el 20 de julio de 2012, ambas de las cuales se incorporan en la presente memoria como referencia en su totalidad para todos los fines como si se expusieran completamente en la presente memoria.

Antecedentes de la invención15 Campo de la invención

Realizaciones de la presente invención se refieren, de manera general, a técnicas aerodinámicas diseñadas para impedir la capacidad de una aeronave a entrar en una barrena y más particularmente a una configuración de dichas técnicas que hace que una aeronave sea resistente a entrar en barrena.

20 Antecedentes relevantes

La principal causa de accidentes mortales en aeronaves pequeñas es la pérdida de control. Habitualmente se produce pérdida de control porque la aeronave entra en un régimen de vuelo que está fuera de su envolvente normal, habitualmente, pero no siempre, a una alta velocidad, introduciendo así un elemento de sorpresa para la tripulación de vuelo. Los factores que conducen a una pérdida de control son muchos, incluyendo pérdida de conciencia de la situación especialmente por distracción y/o exceso de confianza, mala manipulación intencionada o accidental de la aeronave, intento de maniobrar una aeronave fuera de sus capacidades para resolver un problema anterior, y similares. Aunque cada situación fuera de control es única, un régimen de vuelo de pérdida de control que a todo piloto se le enseña a evitar es una barrena.

En aviación, una barrena es una entrada en pérdida agravada que da como resultado la autorrotación alrededor de un eje barrena en la que la aeronave sigue una trayectoria descendente helicoidal. Las entradas en pérdida en vuelo con ala fija se experimentan con frecuencia como una reducción repentina de la sustentación a medida que el piloto aumenta el ángulo de ataque y supera el ángulo de ataque crítico (lo cual puede deberse a ralentizar por debajo de la velocidad de entrada en pérdida en vuelo horizontal). Puede entrarse en barrenas de manera intencionada o accidental, desde cualquier actitud de vuelo y desde prácticamente cualquier velocidad aerodinámica, lo único que se requiere es una cantidad suficiente de guiñada (rotación alrededor de un eje vertical) mientras una aeronave se encuentra en pérdida. Sin embargo, en cualquier caso, puede necesitarse un conjunto de acciones específico y con frecuencia contraintuitivo para realizar una recuperación eficaz. Si la aeronave supera limitaciones publicadas referentes a barrenas, o se carga de manera inapropiada, o si el piloto utiliza técnicas incorrectas para recuperarse, la barrena puede conducir, y con frecuencia conduce, a un accidente.

En una barrena, ambas alas están en un estado en pérdida, pero un ala estará en un estado en pérdida más profunda que la otra. Esto provoca que la aeronave experimente autorrotación (guiñada) hacia el ala en pérdida más profunda debido a su resistencia aerodinámica superior. Al mismo tiempo, las alas producen una cantidad desequilibrada de sustentación provocando que la aeronave presente alabeo y ajuste de manera similar su cabeceo. Por tanto, una autorrotación o barrena es un estado en pérdida en el que hay un movimiento simultáneo alrededor de los tres ejes de la aeronave, es decir, guiñada, cabeceo y alabeo. Y tal como se mencionó, una barrena da como resultado una trayectoria de vuelo vertical. Es decir, la aeronave cae directamente a la tierra a medida que experimenta la barrena.

La figura 1 es una representación a alto nivel de la interacción de fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un ala que entra en una barrena tal como conoce un experto habitual en la materia relevante. Para fines de evaluación, el ala 100 está dividida en dos partes designadas por el sentido en el que la parte de ala entrará en una barrena. En esta ilustración particular, hay una parte de ala descendente 110 y una parte de ala ascendente 120. Para que una aeronave entre en barrena, el ala debe estar en pérdida. En este ejemplo, el ala 100 está experimentando un ángulo de ataque que es mayor que el ángulo de ataque crítico y, por tanto, se produce como resultado un estado en pérdida. En este caso, tanto la parte de ala descendente 110 como la parte de ala ascendente 120 están experimentando un estado en pérdida. Sin embargo, en este caso la parte de ala descendente 110 presenta un ángulo de ataque de 40 grados 130 mientras que la parte de ala ascendente 120 presenta un ángulo de ataque de 25 grados 135. El ángulo de ataque de ambas partes de ala 110, 120 supera el ángulo crítico y ambas están en pérdida, pero la pérdida no es simétrica. Dado que la parte de ala descendente 110 presenta un ángulo de ataque 130 mayor, generará más resistencia aerodinámica 140 y menos sustentación 150 que, de manera comparativa, la resistencia aerodinámica 145 y la sustentación 155 de la parte de ala ascendente 120. Las fuerzas desequilibradas dan como resultado que el ala 100 presente simultáneamente guiñada 160 y alabeo 170.

Las barrenas, tipificadas por un ángulo de ataque excesivo y una velocidad aerodinámica lenta, difieren de picados en espiral, que se caracterizan por un ángulo de ataque bajo y una alta velocidad aerodinámica. En un picado en espiral, el avión responderá de manera convencional a las entradas del piloto en los controles de vuelo mientras que en una barrena la respuesta de la aeronave a los controles de vuelo se ve comprometida.

Algunas aeronaves no pueden recuperarse de una barrena utilizando sólo sus propias superficies de control de vuelo. Por consiguiente, si una aeronave no tiene la certificación para la recuperación de barrenas, se supone que no es posible recuperarse de barrenas y se considera que iniciar una barrena no es seguro para esa aeronave. Por motivos de seguridad, todas las aeronaves de alas fijas, de un solo motor, certificadas, incluyendo planeadores certificados, deben cumplir criterios especificados referentes al comportamiento de entrada en pérdida y barrena. Los diseños que cumplen presentan normalmente un ala con un ángulo de ataque mayor en la raíz de ala (la parte del ala que está más cerca del fuselaje) que en la punta de ala, de modo que la raíz de ala entra en pérdida en primer lugar, reduciendo la intensidad de la caída de ala en la pérdida y posiblemente permitiendo también que los alerones sigan siendo algo eficaces para controlar los movimientos de alabeo de la aeronave hasta que la pérdida migra hacia fuera hacia la punta de ala. Esto le proporciona de manera ideal al piloto cierta capacidad para controlar la aeronave en un estado en pérdida y evitar que se desarrolle una barrena.

Más allá de los criterios de especificación mediante los cuales una aeronave debe demostrar determinado comportamiento frente a pérdida y barrena, el código de reglamentos federales que rige el campo de la aeronáutica y espacial, específicamente 14 CFR § 23.221 (a)(2), proporciona criterios mediante los cuales puede demostrarse que una aeronave es “resistente a entrar en barrena”. Antes de la implementación de la presente invención, ninguna aeronave de configuración convencional ha podido completar satisfactoriamente pruebas en vuelo de resistencia a entrar en barrena y demostrar resistencia a entrar en barrena según la norma 14 CFR § 23.221(a)(2).

En las décadas de 1970 y 1980, investigadores en el centro de investigación de Langley de la NASA estudiaron en profundidad la resistencia a entrar en barrena, centrándose en características y técnicas aerodinámicas para hacer que las aeronaves fueran más resistentes a entrar en barrena. Realizaron extensas modificaciones a varias aeronaves y volaron miles de vuelos de prueba para determinar cómo los cambios en la estructura afectarían a las características en barrena. Lo que descubrieron era que pequeños cambios podían afectar drásticamente a las prestaciones durante barrenas. Como resultado las aeronaves de estudio y según investigadores de la NASA, las aeronaves debían diseñarse para “dar una gran cantidad de advertencias, muchas turbulencias, muy poco alabeo lateral: un largo periodo de decirle al piloto “Eh, que estás haciendo algo mal””.

Uno de los hallazgos clave de los estudios de la NASA fue que un componente crítico de resistencia a entrar en barrena es controlar la manera en la que el ala entra en pérdida. Los investigadores concluyeron que hacer que la entrada en pérdida se iniciara cerca de la raíz del ala mientras los paneles exteriores del ala continúan volando resulta ideal porque impide que la pérdida se desarrolle completamente o “se rompa” porque los paneles exteriores todavía están generando sustentación. Sin una entrada en pérdida no puede iniciarse una barrena.

La parte 23, §23.221 de 14 CFR requiere que los aviones de un solo motor deben demostrar la recuperación o bien de una barrena de un giro si se prohíben las barrenas intencionadas o bien de barrenas de seis giros si se aprueban las barrenas intencionadas. Incluso más ventajoso que una aeronave que puede recuperarse de una barrena es una aeronave que es resistente a entrar en barrena. A pesar de décadas de investigación y una comprensión de la interacción entre pérdidas y barrenas, el diseño de una aeronave que cumpla con las normas de 14 CFR § 23.221 ha seguido suponiendo un desafío. Este y otros obstáculos de la técnica anterior se abordan mediante una o más realizaciones de la presente invención. Es decir, la presente invención proporciona una configuración de aeronave que es resistente a entrar en barrena y cumple con 14 CFR § 23.221 (a)(2).

Ventajas adicionales y características novedosas de esta invención se expondrán en parte en la siguiente descripción, y en parte resultarán evidentes para los expertos en la materia tras examinar la siguiente memoria descriptiva o pueden aprenderse mediante la puesta en práctica de la invención. Las ventajas de la invención pueden realizarse y obtenerse por medio de las los instrumentos, combinaciones, composiciones y métodos particularmente indicados en las reivindicaciones adjuntas.

Icon Aircraft Inc.: “About Spins and Spin Resistance” (16/02/2012), recuperado de Internet: URL:<http://www.iconaircraft.com/news/about-spins-and-spinresistance.html> [recuperado el 08-04-2014] proporciona un resumen histórico de esfuerzos a lo largo de las últimas décadas para entender las características de una barrena y su relación con el diseño del ala y las entradas en pérdida de ala, y se considera la técnica anterior más cercana.

El documento US nº 4.334.658 da a conocer un par de tiras metálicas que se proporcionan para la aeronave de la serie Cessna 150 y 152. Las tiras se fijan al borde de ataque del ala de avión en un punto sustancialmente adyacente a cada raíz de ala. Cada tira presenta una pluralidad de superficies elevadas para modificar el flujo de aire sobre la superficie de ala superior, y una superficie cóncava que se coloca contra el borde de ataque del ala de avión. Elementos de sujeción colocados en zonas rebajadas sobre la tira fijan la tira al borde de ataque del ala. La

adición de estas tiras al ala de avión modifica el patrón de entrada en pérdida en esta zona de flujo de aire separado a lo largo de la superficie superior del ala de tal manera que se le proporciona al piloto control de alerón durante estados en pérdida.

5 El documento US nº 3.370.810 da a conocer un dispositivo para su utilización cuando existe la posibilidad de entrada en pérdida en una aeronave que presenta un cuerpo de superficie aerodinámica que está completamente ubicado en el lado inferior de un ala de aeronave. El cuerpo debe ser sustancialmente hueco y presentar una longitud de al menos el 50% de la longitud de cuerda del ala. El morro del dispositivo debe extenderse hacia delante del borde de ataque del ala lo suficiente como para intersecar la línea de flujo de estancamiento de aire cerca de la entrada en
10 pérdida de la aeronave.

El documento US 20100123047 da a conocer un SUAV y MUAV de cuerpo y ala combinados que presenta un perfil de superficie aerodinámica, configuración de ala, montaje y colocación de hélice tractora que proporciona características de estabilidad y seguridad. Este diseño de ala combinada incluye torsión de ala en el ala exterior y un
15 perfil del ala en planta en forma de "W" invertida para proporcionar estabilidad lateral y longitudinal, y características de vuelo suave, uniforme, a lo largo de toda la gama de envolventes de vuelo previstas.

El documento GB 407 009 da a conocer alas en voladizo para una aeronave y muy particularmente del tipo en el que cada ala se porta sobre un único larguero que sobresale lateralmente hacia fuera desde el eje longitudinal de la máquina, manteniéndose el control lateral de la aeronave por medio de flaps o alerones articulados posicionados hacia los extremos exteriores de las alas y articulados en o cerca del borde de salida.

El documento US nº 2.964.271 da a conocer una aeronave anfibia que puede despegar y aterrizar tanto sobre suelo firme como sobre una superficie de agua.

25 **Sumario de la invención**

Las presentes enseñanzas proporcionan una configuración tal como se detalla en la reivindicación 1. También se proporciona un sistema según la reivindicación 8. En reivindicaciones dependientes se proporcionan características ventajosas.

A continuación en la presente memoria se describe, en diversas realizaciones y a modo de ejemplo, una configuración y un sistema para hacer que una aeronave sea resistente a entrar en barrena. La resistencia de la aeronave a entrar en barrena se logra restringiendo una célula de entrada en pérdida estable o un patrón de células de entrada en pérdida a una región de ala adyacente al fuselaje y distante de la punta de ala.

Según una realización de la presente invención, un ala está compuesta por dos regiones contiguas. Una primera región es adyacente al fuselaje y una segunda región es adyacente a la punta de ala. En una realización se incluye un diente de sierra que puede hacerse funcionar para formar un límite entre la primera región y la segunda región.
40 La inclusión de este diente de sierra introduce energía en el flujo de aire de tal manera que se establece una barrera aerodinámica sobre la superficie superior de la aeronave y posteriormente inhibe el avance de la célula de entrada en pérdida desde la primera región hacia la segunda región.

Según otra realización, la primera región del ala incluye una o más tiras de entrada en pérdida, que funcionan como dispositivos aerodinámicos fijados que pueden hacerse funcionar para modificar la superficie aerodinámica y, por consiguiente, el flujo de aire alrededor de la superficie aerodinámica. En una realización a modo de ejemplo, tiras de entrada en pérdida actúan en sintonía con características del fuselaje y ala para crear un estado en el que, cuando la aeronave está en un estado de ángulo de ataque alto, la interacción de flujo de aire entre la raíz y el ala es de tal manera que la entrada en pérdida se inicia en primer lugar en la raíz y avanza hacia fuera hacia la punta de ala.

Aún otra realización de la presente invención ubica uno o más generadores de torbellinos en una o más partes del ala. Los generadores de torbellinos funcionan para retrasar la separación de flujo de aire en la sección del ala adyacente a la punta de ala, restringiendo por tanto la entrada en pérdida a la región de ala adyacente al fuselaje.

55 La configuración del ala incluye una torsión de ala, iniciando de ese modo un estado en pérdida en primer lugar en la raíz que después avanza hacia fuera hacia la punta de ala a medida que aumenta el ángulo de ataque.

La configuración de ala de la presente invención, según aún otra realización, comprende un panel de ala exterior en flecha negativa, lo cual permite a esa parte del ala mantener un flujo de aire acoplado suficiente para proporcionar características de control positivo.

De manera independiente o, preferiblemente, en combinación, las características de configuración de aeronave realizadas por la presente invención hacen que la aeronave sea resistente a entrar en barrena al restringir una célula de entrada en pérdida estable o un patrón de células a la región de ala adyacente al fuselaje, lo cual permite que superficies de control de la aeronave permanezcan operativas para controlar la aeronave.

Las características y ventajas descritas en esta divulgación y en la siguiente descripción detallada no son exhaustivas. Muchas características y ventajas adicionales resultarán evidentes a un experto habitual en la materia relevante a la vista de los dibujos, memoria descriptiva y reivindicaciones de la presente memoria. Además, debe indicarse que la terminología utilizada en la memoria descriptiva se ha seleccionado principalmente con fines de legibilidad y de instrucciones y puede no haberse seleccionado para limitar o circunscribir el objeto de la invención; se necesita hacer referencia a las reivindicaciones para determinar tal objeto de la invención.

Breve descripción de los dibujos

Las características y objetos anteriormente mencionados y otros de la presente invención y la manera de obtenerlos resultarán más evidentes, y la propia invención se entenderá mejor, en referencia a la siguiente descripción de una o más realizaciones tomada junto con los dibujos adjuntos, en los que:

la figura 1 es una representación de estados aerodinámicos presentes en una barrena tal como conocerá un experto habitual en la materia relevante;

la figura 2 ilustra una vista de perfil del ala en planta (contorno de un objeto según se ve desde arriba) de una configuración de ala resistente a entrar en barrena y características de flujo de aire en pérdida asociadas según una realización de la presente invención;

la figura 3 muestra una implementación angular de una tira de entrada en pérdida interior (hacia la línea central) asociada con una realización de una configuración resistente a entrar en barrena de la presente invención;

la figura 4 representa una implementación de tiras de entrada en pérdida solapantes dobles asociadas con una realización de una configuración resistente a entrar en barrena de la presente invención;

la figura 5 es una vista combinada de perfil del ala en planta, frontal y de extremo de un ala asociada con una realización de una configuración resistente a entrar en barrena de la presente invención; y

la figura 6 muestra una realización de un generador de torbellinos de raíz de diente de sierra (en inglés, *wing cuff*) (que puede hacerse funcionar, por ejemplo, para retrasar la separación de flujo de aire a lo largo de la unión ala/fuselaje) asociado con una realización de una configuración resistente a entrar en barrena de la presente invención.

Las figuras representan realizaciones de la presente invención únicamente con fines de ilustración. Un experto en la materia reconocerá fácilmente a partir de la siguiente evaluación que pueden emplearse realizaciones alternativas de las estructuras y los métodos ilustrados en la presente memoria sin apartarse de los principios de la invención descritos en la presente memoria.

Descripción de la invención

A continuación en la presente memoria se da a conocer, a modo de ejemplo, una configuración novedosa de características aerodinámicas que da como resultado una aeronave que es totalmente resistente a entrar en barrena. Según una realización de la presente invención, la interacción de diversas técnicas aerodinámicas da como resultado una aeronave que es resistente a entrar en barrena a lo largo de toda la envolvente de pruebas de vuelo mencionada en los reglamentos de la Administración federal de aviación de los Estados Unidos ("FAA"). Un aspecto de la presente configuración/combinación es un diseño de ala con diente de sierra que emplea múltiples superficies aerodinámicas propias a lo largo de la envergadura de ala que controla el avance de una pérdida para crear una célula de entrada en pérdida estabilizada. Esta discontinuidad en el borde de ataque del ala delimita el ala en dos regiones diferenciadas. Los segmentos exteriores (alejados de la línea central) de alas con diente de sierra presentan una superficie aerodinámica diferente con un borde de ataque con caída en comparación a segmentos interiores del ala, lo cual provoca que la parte exterior del ala entre en pérdida más tarde que la parte interior del ala a medida que aumenta el ángulo de ataque. Dado que los alerones están ubicados en el panel exterior que todavía está con sustentación, se conserva el control de alabeo incluso después de que el panel interior del ala haya entrado totalmente en pérdida. Por consiguiente, las secciones de raíz del ala presentan ángulos de ataque superiores a lo largo de la envergadura y por tanto entran en pérdida antes que la punta de ala o las partes exteriores del ala. El diente de sierra también funciona como barrera, atrapando flujo de aire separado hacia secciones interiores del ala, mientras que el flujo de aire asociado con las secciones exteriores del ala permanece acoplado al ala. En este aspecto, el diente de sierra actúa como un gran generador de torbellinos cuyo torbellino se envía sobre la superficie superior del ala atrapando flujo de aire separado en las secciones interiores. Estas y otras características de la presente invención forman una configuración que es resistente a entrar en barrena.

Muchos tipos de aviones entrarán en barrena cuando el piloto produce guiñadas y pérdida simultáneamente en el avión (de manera intencionada o accidental). Una situación común que puede conducir a una barrena accidental es un giro no coordinado hacia la pista de aterrizaje durante la secuencia de aterrizaje. Un piloto que se está pasando del momento de giro para la aproximación final puede tener la tentación de accionar el timón de dirección para

5 aumentar la velocidad de giro. El resultado es doble: el morro del avión cae por debajo del horizonte y el ángulo de inclinación aumenta. Al reaccionar a estos cambios imprevistos, el piloto puede comenzar entonces a tirar del mando de altura hacia atrás (hacia la cola de la aeronave, aumentando por tanto el ángulo de ataque) al tiempo que aplica el alerón de manera opuesta para reducir el ángulo de inclinación. Llevado a su extremo, esta entrada de controles cruzados puede dar como resultado un giro no coordinado con un ángulo de ataque suficiente como para provocar que la aeronave entre en pérdida. Esto se denomina una entrada en pérdida de controles cruzados, y es muy peligrosa si se produce a baja altitud donde el piloto tiene poco tiempo para recuperarse. Si se añade un poco de guiñada, la pérdida de control puede evolucionar rápidamente para dar una barrena. Para evitar esta situación, a los pilotos se les enseña la importancia de realizar siempre giros coordinados y evitar situaciones que requieran correcciones de último minuto.

15 La ecuación de entrada en barrena se ve adicionalmente complicada por las características de aeronaves individuales. Por ejemplo, la probabilidad de que una aeronave entre en una barrena se ve significativamente influida por la posición del centro de gravedad. En términos generales, cuanto más adelantado está el centro de gravedad, menos fácilmente entrará el avión en barrena y más fácilmente se recuperará el avión de una barrena. A la inversa, cuanto más hacia atrás está el centro de gravedad, más fácilmente entrará el avión en barrena y menos fácilmente se recuperará el avión de una barrena. En cualquier avión, los límites hacia delante y hacia atrás del centro de gravedad están cuidadosamente definidos. En algunos aviones que están aprobados para una entrada en barrena intencionada, el límite hacia atrás al cual puede intentarse entrar en barrena no está tan hacia atrás como el límite hacia atrás para el vuelo general.

25 Una o más realizaciones de la presente invención presentan una configuración de una aeronave anfibia que es resistente a entrar en barrena. Una aeronave anfibia o un anfibio es una aeronave que puede despegar y aterrizar tanto en tierra como en agua. Los anfibios son aeronaves de ala fija que están equipadas con ruedas retráctiles, a costa de peso y complejidad adicionales, más una autonomía y ahorro de combustible reducidos en comparación con aviones diseñados o bien sólo para tierra o bien sólo para agua.

30 Aunque las aeronaves anfibas muestran muchas de las mismas características de vuelo que las aeronaves terrestres, sí presentan características aerodinámicas y preocupaciones de centro de gravedad únicas. Por ejemplo, la parte inferior de la aeronave es un casco de embarcación y dado que la aeronave debe obtener velocidades suficientes para pasar a volar, debe planear por encima del agua. Estas características no sólo pueden influir sobre el centro de gravedad sino que también pueden crear resistencia aerodinámica en una situación de ángulo de ataque alto.

35 Realizaciones de la presente invención introducidas anteriormente se describen a continuación en la presente memoria en detalle con referencia a las figuras adjuntas. Aunque la invención se ha descrito e ilustrado con un cierto grado de particularidad, se entiende que la presente divulgación sólo se ha realizado a modo de ejemplo y que los expertos en la materia pueden recurrir a numerosos cambios en la combinación y disposición de partes sin apartarse del espíritu y alcance de la invención.

40 La siguiente descripción con referencia a los dibujos adjuntos se proporciona para ayudar a una comprensión exhaustiva de realizaciones a modo de ejemplo de la presente invención tal como se define por las reivindicaciones y sus equivalentes. Incluye diversos detalles específicos para ayudar a esa comprensión, pero debe considerarse que son simplemente a modo de ejemplo. Números similares se refieren a elementos similares a lo largo de toda la memoria. En las figuras, los tamaños de determinadas líneas, capas, componentes, elementos o características pueden exagerarse por motivos de claridad. Por consiguiente, los expertos habituales en la materia reconocerán que pueden realizarse diversos cambios y modificaciones de las realizaciones descritas en la presente memoria sin apartarse del alcance y el espíritu de la invención. Además, se omiten descripciones de funciones y construcciones bien conocidas por motivos de claridad y concisión.

50 El ángulo de ataque de una aeronave es el ángulo agudo entre la cuerda de ala media de una aeronave u otro eje longitudinal de aeronave definido y la dirección del viento de corriente libre relativo. Una línea de cuerda es una línea trazada desde el borde de salida del ala hasta el punto hacia delante más alejado en el borde de ataque del ala.

55 Una pérdida es un estado en aerodinámica y aviación en el que el ángulo de ataque aumenta más allá de un determinado punto de tal manera que la sustentación comienza a disminuir y la resistencia aerodinámica aumenta. El ángulo al que se produce esto se denomina ángulo de ataque crítico. Este ángulo crítico depende del perfil del ala, su perfil del ala en planta, su alargamiento alar, y otros factores, pero normalmente está en el intervalo de 8 a 20 grados con respecto al viento entrante para la mayoría de las superficies aerodinámicas subsónicas. El ángulo de ataque crítico es el ángulo de ataque en la curva de coeficiente de sustentación frente a ángulo de ataque al que se produce el coeficiente de sustentación máximo.

65 Una superficie aerodinámica es la forma de un ala según se observa en una sección transversal. La forma de la superficie aerodinámica produce fuerzas aerodinámicas que dan como resultado sustentación. La mayoría de las formas de superficie aerodinámica requieren un ángulo de ataque positivo para generar sustentación, pero superficies aerodinámicas combadas pueden generar sustentación a un ángulo de ataque nulo. Este "giro" del aire

en las proximidades de la superficie aerodinámica crea líneas de flujo curvadas lo cual da como resultado una presión inferior en un lado y una presión superior en el otro. Esta diferencia de presión viene acompañada por una diferencia de velocidad, mediante el principio de Bernoulli, de modo que el campo de flujo resultante alrededor de la superficie aerodinámica presenta una velocidad promedio superior en la superficie superior que en la superficie inferior.

La terminología utilizada en la presente memoria es únicamente con el fin de describir realizaciones particulares y no se pretende que limite la invención. Tal como se utilizan en la presente memoria, se pretende que las formas en singular “un”, “una” y “el/la” también incluyan las formas en plural, a menos que el contexto indique claramente lo contrario. Por tanto, por ejemplo, la referencia a “una superficie de componente” incluye la referencia a una o más de tales superficies.

Tal como se utilizan en la presente memoria, se pretende que los términos “comprende”, “que comprende”, “incluye”, “que incluye”, “presenta”, “que presenta” o cualquier otra variación de los mismos, cubran una inclusión no excluyente. Por ejemplo, un procedimiento, método, artículo o aparato que comprende una lista de elementos no se limita necesariamente sólo a esos elementos sino que puede incluir otros elementos no indicados expresamente o inherentes a tal procedimiento, método, artículo o aparato. Además, a menos que se mencione expresamente lo contrario, “o” se refiere a un o incluyente y no a un o excluyente. Por ejemplo, una condición A o B se satisface mediante cualquiera de los siguientes: A es verdadero (o está presente) y B es falso (o no está presente), A es falso (o no está presente) y B es verdadero (o está presente), y tanto A como B son verdaderos (o están presentes).

A menos que se defina lo contrario, todos los términos (incluyendo términos técnicos y científicos) utilizados en la presente memoria tienen el mismo significado que el entendido comúnmente por un experto habitual en la materia a la que pertenece esta invención. Se entenderá además que debe interpretarse que términos, tales como los definidos en diccionarios comúnmente utilizados, tienen un significado que concuerda con el significado en el contexto de la memoria descriptiva y la materia relevante y no deben interpretarse en un sentido idealizado o excesivamente formal a menos que se definan expresamente de ese modo en la presente memoria. Puede que no se describan en detalle funciones o construcciones bien conocidas por motivos de brevedad y/o claridad.

También se entenderá que cuando se denomina que un elemento está “en”, “unido” a, “conectado” a, “acoplado” con, “en contacto” con, “montado” en, etc., otro elemento, puede estar directamente en, unido a, conectado a, acoplado con o en contacto con el otro elemento o también pueden estar presentes elementos intermedios. En cambio, cuando se denomina que un elemento está, por ejemplo, “directamente en”, “directamente unido” a, “directamente conectado” a, “directamente acoplado” con o “directamente en contacto” con otro elemento, no hay ningún elemento intermedio presente. Los expertos en la materia también apreciarán que las referencias a una estructura o característica que está dispuesta “adyacente” a otra característica pueden presentar partes que se solapan o subyacen a la característica adyacente.

Términos espacialmente relativos, tales como “bajo”, “debajo”, “inferior”, “sobre”, “superior” y similares, pueden utilizarse en la presente memoria para facilidad de descripción para describir la relación de un elemento o característica con respecto a otro(s) elemento(s) o característica(s) tal como se ilustra en las figuras. Se entenderá que se pretende que los términos espacialmente relativos abarquen diferentes orientaciones de un dispositivo en utilización u operación además de la orientación representada en las figuras. Por ejemplo, si un dispositivo en las figuras está invertido, elementos descritos como que están “bajo” o “debajo” de otros elementos o características estarán entonces orientados “sobre” los otros elementos o características. Por tanto, el término a modo de ejemplo “bajo” puede abarcar una orientación tanto “sobre” como “bajo”. El dispositivo puede orientarse de otro modo (rotarse 90 grados o en otras orientaciones) y los términos descriptivos espacialmente relativos utilizados en la presente memoria pueden interpretarse en consecuencia. De manera similar, los términos “hacia arriba”, “hacia abajo”, “vertical”, “horizontal” y similares se utilizan en la presente memoria únicamente con el fin de explicación a menos que se indique específicamente lo contrario.

La figura 2 muestra una representación de vista en planta a alto nivel de un ala asociada con la configuración resistente a entrar en barrena según una realización de la presente invención. Puede considerarse que el ala 200 está dividida en dos secciones, una sección de ala exterior 210 y una sección de ala interior 220. Las dos partes del ala están separadas por un diente de sierra 215 en el borde de ataque ubicado en una realización al 50% de la mitad de la envergadura de ala. En otras realizaciones el diente de sierra puede situarse más hacia el exterior con ubicaciones que oscilan entre el 50 y el 70% de la mitad de la envergadura de ala. Hacia el exterior del diente de sierra 215 el borde de ataque presenta una ligera flecha positiva mientras que el borde de salida incluye una ligera flecha negativa. La punta de ala incluye una combinación de diedro negativo / positivo con una característica que se extiende hacia atrás. La figura 2 incluye además las características de flujo de aire en el cuerpo del ala en un estado de pérdida completa. Tal como puede observarse, la sección interior 220 presenta un fenómeno clásico de flujo de aire inverso o flujo de aire separado 240 mientras que la sección exterior 210 del ala mantiene flujo de aire acoplado 250. La punta de ala 230 también experimenta una generación de torbellinos menor. La figura 2 ilustra que el ala 200 en un estado de pérdida completa mantiene flujo de aire adecuado a través de superficies de control (los alerones están ubicados en la sección exterior del ala) para mantener el control de la aeronave. Aunque es posible

que el ala no pueda proporcionar sustentación adecuada para soportar el vuelo horizontal, partes del ala mantienen flujo de aire acoplado suficiente para proporcionar características de control positivo.

5 Tal como se describe en más detalle a continuación, el diente de sierra 215 introduce energía en el flujo de aire de tal manera que se establece una barrera aerodinámica en la superficie superior del ala. La barrera inhibe el avance del flujo de aire separado, en pérdida, hacia el exterior de una línea 260 que discurre desde el diente de sierra 215 hacia el borde de salida.

10 Otro aspecto de una realización del diseño resistente a entrar en barrena de la presente invención es la inclusión de una tira de entrada en pérdida cerca de la raíz de ala. La figura 3 muestra una implementación angular de una tira de entrada en pérdida ubicada cerca de la raíz 330 de un ala 200 según una realización de la presente invención. Una tira de entrada en pérdida es un dispositivo aerodinámico fijado empleado en una aeronave de ala fija para modificar la superficie aerodinámica. Habitualmente se emplean tiras de entrada en pérdida en pares, de manera simétrica en
15 ambas alas. En instalaciones poco frecuentes, se emplean como una única tira en un ala para corregir un comportamiento de entrada en pérdida aberrante. Normalmente se emplean tiras de entrada en pérdida para generar un estado en pérdida cerca de la raíz del ala para producir un flujo de aire turbulento sobre las superficies de control de cola antes de que toda el ala entre en pérdida. De tal manera, se le comunica al piloto la entrada en pérdida inminente.

20 Una o más tiras de entrada en pérdida ubicadas en la sección interior del ala están situadas para iniciar y estabilizar un número entero de células de entrada en pérdida en la sección interior del ala. En una realización a modo de ejemplo, un ala con un alargamiento alar de 9 y un diente de sierra de raíz de ala ubicado al 60% de la mitad de la envergadura de ala, una tira de entrada en pérdida está situada en la mitad de la envergadura de la sección interior del ala. En esta posición, la tira de entrada en pérdida puede hacerse funcionar para iniciar y mantener una única
25 célula de entrada en pérdida en la sección interior del ala.

Las tiras de entrada en pérdida actúan en sintonía con las características del fuselaje y ala para crear un estado en el que, cuando la aeronave está en un estado de ángulo de ataque alto, la interacción de flujo de aire entre la raíz y el ala es de tal manera que la entrada en pérdida se inicia en primer lugar en la raíz y avanza hacia fuera hacia la
30 punta de ala. Tal como puede observarse en la figura 3, la tira de entrada en pérdida 320 está situada cerca de la raíz 330 del ala 200 y orientada diagonalmente hacia abajo según se observa desde la parte delantera de la aeronave a lo largo de una envergadura de tal manera que la parte más alta de la tira de entrada en pérdida 320 está en la raíz 330 por encima del borde de ataque y la parte más baja de la tira de entrada en pérdida 320 se extiende hacia abajo en el sentido de la punta de ala hacia el borde de ataque. La orientación angular de la tira de
35 entrada en pérdida se combina con una torsión de ala (comentada a continuación) que inicia un estado en pérdida en primer lugar en la raíz 330 y después avanza hacia fuera a medida que el ángulo de ataque aumenta.

Tal como se muestra en la figura 4, un par de tiras de entrada en pérdida están situadas en el borde de ataque de la sección interior del ala para controlar el avance de la entrada en pérdida. Antes de intersectar el borde de ataque del
40 ala 200 la tira de entrada en pérdida primera o primaria 410 termina y se ve solapada 430 por una segunda tira de entrada en pérdida 420. La tira de entrada en pérdida segunda o secundaria 420 comienza ligeramente hacia el interior desde la terminación de la tira de entrada en pérdida primaria 410 y continúa hacia fuera a lo largo del borde de ataque del ala durante una distancia predeterminada antes de terminar. En una realización, la tira de entrada en pérdida secundaria 420 termina antes de alcanzar el diente de sierra 215.

45 Las tiras de entrada en pérdida están alineadas con el borde de ataque del ala y situadas para formar una célula de entrada en pérdida estable (tal como se muestra en la figura 2) que comienza en el fuselaje y se extiende hasta el diente de sierra. En aún otras realizaciones, las tiras de entrada en pérdida se curvan con respecto al borde de ataque, las alas se tuercen y la superficie aerodinámica se hace variar para controlar el avance de la entrada en pérdida a medida que se alcanza el ángulo de ataque crítico. Tal como se mencionó anteriormente con referencia a la figura 2, el torbellino generado por el diente de sierra 215 también se traslada hacia fuera hacia la punta de ala a medida que interacciona con un flujo inverso, separado, en las secciones interiores 220 del ala 200 y turbulento pero
50 permanece como flujo acoplado en las secciones exteriores 210 del ala 200.

55 Pasando además a la figura 5, puede observarse una vista combinada de perfil del ala en planta, frontal y extremo de un ala asociada con una realización de una configuración resistente a entrar en barrena de la presente invención. La parte de diente de sierra 215 de la presente invención no sólo extiende la cuerda del ala 200 hacia delante sino que también baja el borde de ataque en una posición distinta a lo largo de la envergadura de ala 200. El efecto del diente de sierra 215 junto con superficies aerodinámicas variadas a lo largo de la envergadura de ala 200 es crear
60 una barrera aerodinámica mediante un torbellino que atrapa flujo de aire separado en la sección interior 220 del ala 200. Por consiguiente, aunque la sección interior 220 del ala 200 está en una pérdida completa, el flujo de aire asociado con la sección exterior 210 del ala 200 permanece acoplado. En otra realización, se incorpora un segmento de diente de sierra en el ala en vez de una muesca única o unilateral tal como se muestra en la figura 5. Este tipo de diente de sierra de segmento produce torbellinos opuestos bilaterales como contraposición a un torbellino unilateral.
65 Además, el diente de sierra en segmentos puede combinarse con un diente de sierra unilateral o típico para producir múltiples barreras que pueden hacerse funcionar para estabilizar y controlar la célula de entrada en pérdida.

En aún otra realización, se incluyen diferentes secciones de diente de sierra en el perfil de la envergadura de ala, cada una con diferentes configuraciones. La introducción de múltiples dientes produce una o más barreras pronunciadas y controlables, atrapando la célula de entrada en pérdida. Se incorporan tiras de entrada en pérdida, tal como se describió anteriormente, hacia el interior del diente de sierra para potenciar la separación de flujo en la sección interior del ala a un ángulo de ataque alto.

Otro aspecto de la presente invención es la inclusión de alabeo negativo en los segmentos de ala interiores o exteriores. Según una realización, se incluyen 1,5 grados de alabeo negativo en el ala. Para los fines de esta descripción, alabeo negativo se define como torsión de ala de tal manera que la incidencia del ala disminuye desde estaciones de ala interiores hacia estaciones exteriores. Otras realizaciones de la presente invención incluyen otras distribuciones de torsión de ala. Las realizaciones a modo de ejemplo de la presente invención incluyen una torsión de ala de desde 0,5 grados hasta 3 grados.

A lo largo de la envergadura de ala 200 un aspecto de configuración de la presente invención que ayuda a su capacidad para ser resistente a entrar en barrena es no sólo la torsión del ala sino también la capacidad para variar la superficie aerodinámica a lo largo de la envergadura de ala. La figura 5 identifica, en una realización, cinco posiciones diferenciadas en las que el ala 200 muestra una forma y/o configuración de superficie aerodinámica diferente. En algunos casos, puede variar el tamaño de superficie aerodinámica, es decir la longitud de cuerda y la orientación angular, mientras que en otras realizaciones, puede variar la forma de superficie aerodinámica. En este último caso, el ala 200 comienza en la raíz con una primera sección transversal de superficie aerodinámica 510 que permanece constante durante una parte de sección interior 220 de ala. A aproximadamente el 50% de la mitad de la envergadura, la superficie aerodinámica cambia desde el perfil interno 520 al de un perfil de diente de sierra interno 530. A lo largo de la totalidad de esta sección el borde de ataque y el borde de salida permanecen iguales (es decir el ala no presenta ninguna torsión). En el diente de sierra 215, el borde de ataque de la superficie aerodinámica 535 está extendido hacia delante mientras que el borde de salida permanece coincidente. Esta es la longitud de cuerda más larga del ala 200. Desde este punto hasta la punta de ala, el ala 200 presenta una sección decreciente retrayéndose el borde de ataque y presentando el borde de salida una flecha negativa. A aproximadamente el 25% de la distancia desde la raíz de diente de sierra 215 hasta la punta de ala, puede observarse una quinta configuración de superficie aerodinámica 540. La superficie aerodinámica y el ala 200 continúan variando de manera continua hasta la punta de ala en la que una superficie aerodinámica de punta de ala 550 se convierte en una punta de ala de diedro negativo 555 con un borde de salida en retirada 560.

En otras combinaciones de la presente invención la ubicación y cantidad de sección decreciente de ala y flecha negativa de borde de salida pueden variar para maximizar la capacidad para atrapar y controlar la colocación de la célula de entrada en pérdida cerca de la raíz de ala.

En una realización, un diente de sierra está posicionado al 50% de la mitad de la envergadura con generadores de torbellinos, inclinado a 15 grados con respecto al eje longitudinal de aeronave y posicionado en el panel de ala exterior. Cada generador de torbellinos está separado 3 pulgadas. Para energizar el flujo de aire y en otras realizaciones de la presente invención los generadores de torbellinos están separados entre 2 y 4 pulgadas oscilando el ángulo de cada generador entre 10 y 20 grados con respecto al eje longitudinal de aeronave. Finalmente, tiras de entrada en pérdida están ubicadas en la sección interior del ala, es decir, hacia el interior del diente de sierra, tal como se describió anteriormente. La tira de entrada en pérdida más interior está inclinada hacia abajo 7 grados (vista frontal, de la raíz a la punta de ala) y ubicada al 11-25% de la mitad de la envergadura con otra tira de entrada en pérdida ubicada hacia el exterior de la primera en posiciones al 24-35% de la mitad de la envergadura en paralelo al borde de ataque. Tal como puede apreciar un experto habitual en la materia relevante, la ubicación y variación angular de las tiras de entrada en pérdida pueden variar. De hecho, aunque la presente realización presenta una tira de entrada en pérdida lineal dispuesta a 7 grados desde el borde de ataque, otras realizaciones pueden presentar una orientación angular mayor o menor basándose en la torsión de ala en esa sección particular y alteraciones del ángulo de ataque efectivo o local. Por ejemplo una envergadura de ala que presenta una torsión de ala más pronunciada puede presentar las tiras de entrada en pérdida menos inclinadas para proporcionar de manera global unos fenómenos de inicio de entrada en pérdida similares en la raíz. Además, la propia tira de entrada en pérdida puede ser curvilínea en lugar de rectilínea basándose de nuevo en las características de inicio de entrada en pérdida y de célula de entrada en pérdida. Las tiras de entrada en pérdida están dispuestas y orientadas para garantizar que la entrada en pérdida se inicia en la raíz y avanza de una manera controlada de modo que la célula de entrada en pérdida puede captarse separada de cualquier superficie de control que, bajo el flujo separado de una entrada en pérdida, puede volverse ineficaz.

El ángulo de incidencia se modifica a lo largo de la envergadura de ala de tal manera que al 0-19% de la mitad de la envergadura, es de 5 grados y cambia a 2 grados al 60% de la mitad de la envergadura. La torsión de ala se reduce entonces adicionalmente a 1 grado en la punta de ala (el 100% de la mitad de la envergadura). En esta realización, el diente de sierra está situado al 60% de la mitad de la envergadura y generadores de torbellinos, inclinados 15 grados y separados 3 pulgadas, están ubicados en el panel de ala exterior al 10% de la cuerda. Finalmente, una única tira de entrada en pérdida está ubicada al 33-39% de la mitad de la envergadura de ala que es paralela al borde de ataque.

En otra realización, también pueden emplearse uno o más generadores de torbellinos en delta unidos al borde de ataque del ala para generar un torbellino fuerte en una determinada posición a lo largo de la envergadura de ala que pueden hacerse funcionar para diente de sierra la entrada en pérdida a las secciones interiores del ala. Un generador de torbellinos de este tipo se ilustra, por ejemplo, en la figura 6. Tal como se muestra, el generador 630 de torbellinos en delta descrito se incorpora en el diente de sierra, potenciando la eficacia del diente de sierra para producir un torbellino concentrado. El generador 630 de torbellinos extiende el borde de ataque de la sección exterior 610 solapándose con la sección interior 620 del ala. A ángulos de ataque altos, el flujo de aire pasa desde debajo de la sección exterior 610 y alrededor de la raíz de diente de sierra y el generador de torbellinos. El generador 630 de torbellinos energiza el flujo, potenciando la creación de una barrera aerodinámica.

Otro aspecto de la presente invención es la inclusión de generadores de torbellinos en el ala, por encima del borde de ataque, hacia el exterior del diente de sierra. Los generadores de torbellinos añaden energía al flujo de aire, reduciendo el grosor de capa límite y permitiendo que el flujo de aire permanezca acoplado al ala hasta un ángulo de ataque superior. Otra característica de la presente invención es no sólo la incorporación de una pluralidad de superficies aerodinámicas variadas a lo largo de la envergadura de ala, sino también una torsión de ala que coloca la raíz de ala a un ángulo de ataque superior al de la punta de ala. A medida que se aumenta el ángulo de ataque del ala, la raíz de ala experimentará un ángulo de ataque local mayor que la punta de ala y entrará en pérdida en primer lugar. Aunque la torsión de ala y la implementación de diversas superficies aerodinámicas varían de manera continua desde la raíz hasta la punta, hay un cambio diferenciado en el diente de sierra que crea una barrera.

Para potenciar adicionalmente la resistencia de la aeronave a la entrada en barrena, el área de cola y la envergadura se modifican en sintonía con modificaciones del ala para potenciar la estabilidad y la resistencia a entrar en barrena. Para mejorar la estabilidad longitudinal, se aumenta la envergadura de la cola y se añade una punta de cola horizontal con una flecha aumentada.

Las combinaciones de características descritas anteriormente con respecto al ala también se potencian mediante su relación con el fuselaje de aeronave. En una realización de la presente invención, las diversas combinaciones de selección de superficie aerodinámica, torsión de ala, tiras de entrada en pérdida, diente de sierra y generadores de torbellinos se conforman en consideración con la interacción de flujo de aire alrededor del fuselaje de una aeronave anfibia. En una configuración de ala alta encima de un fuselaje que incluye una aleta estabilizadora o ala marina, el flujo de aire sobre las secciones interiores del área de ala se ve afectado por el flujo de aire sobre el fuselaje y la aleta estabilizadora o ala marina. La posición adelantada de la aleta estabilizadora o ala marina con respecto al borde de ataque del ala actúa, en situaciones de ángulo de ataque alto, para dirigir el flujo de aire, reduciendo el ángulo de ataque efectivo del ala y por tanto su sustentación. Como resultado, el ángulo de incidencia local del ala en el área de la aleta estabilizadora o ala marina puede aumentarse para compensar la pérdida de sustentación inducida por el ala marina, fomentando así el avance deseado de entrada en pérdida del ala empezando en la raíz.

Tal como ilustran las figuras, la aeronave desarrolla una célula de entrada en pérdida estable y aislada confinada a las secciones interiores del ala. Con una entrada de control completa, una parte significativa de la sección exterior del ala, incluyendo una parte significativa de ambos alerones, conservan flujo acoplado. Las secciones interiores restantes del ala experimentan flujo o bien inverso o bien lateral. A pesar de alabeo o guiñada de la aeronave, las células de entrada en pérdida permanecen confinadas. Este confinamiento de la célula de entrada en pérdida fomenta un comportamiento resistente a entrar en barrena.

La presente invención proporciona una configuración resistente a entrar en barrena. Al combinar las características de la presente invención de una manera coordinada, cada característica individual interacciona de manera sinérgica para crear una célula de entrada en pérdida estable que está atrapada en las partes interiores del ala. La célula de entrada en pérdida estable y atrapada en combinación con un empenaje que permanece eficaz proporciona al piloto un control adecuado de alabeo, cabeceo y guiñada, a pesar del hecho de que el ala está en una pérdida completa, para resistir la entrada en una barrena. De hecho, pruebas de vuelo han demostrado que la célula de entrada en pérdida está tan bien confinada que incluso con controles traseros completos y desviación completa del timón de dirección, introduciendo por tanto guiñada en el estado de entrada en pérdida, la aeronave sigue pudiendo controlarse completamente.

A continuación se exponen realizaciones preferidas de la presente invención. En una realización la configuración resistente a entrar en barrena comprende:

- Un fuselaje y un ala en los que el ala incluye una primera región adyacente al fuselaje y una segunda región adyacente a una punta de ala, siendo la primera región contigua con la segunda región, y en los que a ángulos de ataque altos una célula de entrada en pérdida está restringida para permanecer dentro de la primera región para permanecer separada de controles de vuelo dentro de la segunda región.

Otras características de la configuración resistente a entrar en barrena para una aeronave pueden incluir:

- En la que el ala incluye un diente de sierra que puede hacerse funcionar para formar un límite aerodinámico entre la primera región y la segunda región.
- 5 • En la que el diente de sierra incluye un generador de torbellinos en delta.
- En la que la primera región incluye una o más tiras de entrada en pérdida asociadas con un borde de ataque del ala.
- 10 • En la que al menos una de la una o más tiras de entrada en pérdida está acoplada con el borde de ataque del ala e inclinada hacia abajo a medida que se extiende hacia la punta de ala.
- En la que al menos una de las una o más tiras de entrada en pérdida está acoplada con y es paralela al borde de ataque del ala.
- 15 • En la que la segunda región incluye generadores de torbellinos.
- En la que el ala incluye una torsión de ala de tal manera que un ángulo de incidencia de la punta de ala es menor que un ángulo de incidencia de la raíz de ala.
- 20 • En la que la torsión de ala de la primera región es sustancialmente diferente de la torsión de ala de la segunda región.
- En la que la punta de ala está en flecha negativa.
- 25 • En la que la aeronave es una aeronave anfibia que incluye aletas estabilizadoras.
- En la que a ángulos de ataque altos las aletas estabilizadoras reducen un ángulo de ataque efectivo del ala cerca del fuselaje.
- 30 Otras características de un sistema de configuración para una aeronave resistente a entrar en barrena pueden incluir:
 - un ala que presenta una raíz y una punta de ala y en el que el ala incluye una primera región cerca de la raíz de ala y una segunda región cerca de la punta de ala y en el que la primera región y la segunda región son contiguas a lo largo de un borde contiguo; y
 - 35 • un discontinuidad de borde de ataque que puede hacerse funcionar a ángulos de ataque altos para formar una barrera aerodinámica a lo largo del borde contiguo aislando una célula de entrada en pérdida para que permanezca dentro de la primera región separada de cualquier superficie de control en la segunda región.
- 40 Las características de una configuración resistente a entrar en barrena descrita anteriormente pueden incluir:
 - En la que en respuesta a que se desarrolle una célula de entrada en pérdida dentro de la primera región, superficies de control de la aeronave permanecen operativas para controlar la aeronave.
 - 45 • En la que superficies de control de aeronave se aíslan de la célula de entrada en pérdida.
 - Una pluralidad de generadores de torbellinos asociados con la segunda región.
 - 50 • Una o más tiras de entrada en pérdida asociadas con un borde de ataque del ala en la primera región.
 - En la que una de las una o más tiras de entrada en pérdida está acoplada al borde de ataque del ala e inclinada hacia abajo a medida que se extiende hacia la punta de ala.
 - 55 • En la que una de la una o más tiras de entrada en pérdida está acoplada con y es paralela al borde de ataque del ala.
 - En la que el ala incluye una torsión de ala de tal manera que un ángulo de incidencia de la punta de ala es menor que un ángulo de incidencia de la raíz de ala.
 - 60 • En la que la torsión de ala de la primera región es sustancialmente diferente de la torsión de ala de la segunda región.
 - En la que la aeronave es una aeronave anfibia que presenta aletas estabilizadoras y en la que la torsión de ala en la raíz aumenta debido a una reducción del ángulo de ataque efectivo debida a las aletas estabilizadoras.
 - 65

5 Tras leer esta divulgación, los expertos en la materia apreciarán diseños estructurales y funcionales alternativos todavía adicionales para un sistema y un procedimiento para una configuración de aeronave resistente a entrar en barrena mediante los principios dados a conocer en la presente memoria. Por tanto, aunque se han ilustrado y descrito aplicaciones y realizaciones particulares, debe entenderse que las realizaciones dadas a conocer no se limitan a la construcción y los componentes precisos dados a conocer en la presente memoria. Pueden realizarse diversas modificaciones, cambios y variaciones, que resultarán evidentes para los expertos en la materia, en la disposición, funcionamiento y detalles del método y aparato dados a conocer en la presente memoria sin apartarse del espíritu y el alcance definidos en la presente memoria.

10 Aquellos familiarizados con la materia también entenderán que la invención puede realizarse de otras formas específicas sin apartarse del espíritu o las características esenciales de la misma. Aunque se ha descrito e ilustrado la invención con un determinado grado de particularidad, se entiende que la presente divulgación se ha realizado únicamente a modo de ejemplo y que los expertos en la materia pueden recurrir a numerosos cambios en la combinación y disposición de partes sin apartarse del espíritu y alcance de la invención, tal como se reivindica a continuación en la presente memoria.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave para ser resistente a entrar en barrena, comprendiendo dicha aeronave:
 - 5 un fuselaje; y

un ala, en la que el ala incluye una primera región (220) adyacente al fuselaje y una segunda región (210) adyacente a una punta de ala, siendo la primera región contigua con la segunda región, una torsión de ala variable (510-550) de tal manera que un ángulo de incidencia de la punta de ala sea menor que un ángulo de incidencia de la raíz de ala, una o más tiras de entrada en pérdida (320, 410, 420) unidas a un borde de ataque de la primera región del ala y configuradas para alinearse con el borde de ataque del ala.

un diente de sierra (215) posicionado entre la primera región y la segunda región y configurado para formar un límite aerodinámico (260) entre la primera región y la segunda región a ángulos de ataque altos para forzar a una célula de entrada en pérdida (240) a permanecer dentro de la primera región y separada de controles de vuelo dentro de la segunda región.
 2. Aeronave según la reivindicación 1, en la que el diente de sierra (215) incluye un generador (630) de torbellinos en delta.
 3. Aeronave según la reivindicación 1, en la que la primera región (220) incluye una o más tiras de entrada en pérdida (320, 410, 420) asociadas con un borde de ataque del ala.
 4. Aeronave según la reivindicación 1, en la que la segunda región incluye unos generadores (630) de torbellinos.
 5. Aeronave según la reivindicación 1, en la que la punta de ala está en flecha negativa.
 6. Aeronave según la reivindicación 1, en la que la aeronave es una aeronave anfibia que incluye unas aletas estabilizadoras.
 7. Aeronave según la reivindicación 6, en la que a ángulos de ataque altos, las aletas estabilizadoras reducen un ángulo de ataque efectivo del ala cerca del fuselaje.
 8. Sistema para una configuración resistente a entrar en barrena en una aeronave, comprendiendo el sistema:
 - 35 un ala que presenta una raíz y una punta de ala, en la que el ala incluye una primera región (220) cerca de la raíz de ala y una segunda región (210) cerca de la punta de ala, y en la que la primera región y la segunda región son contiguas a lo largo de un borde contiguo, una torsión de ala variable (510-550) de tal manera que un ángulo de incidencia de la punta de ala sea menor que un ángulo de incidencia de la raíz de ala, y una o más tiras de entrada en pérdida (320, 410, 420) unidas a un borde de ataque de la primera región del ala y configuradas para alinearse con el borde de ataque del ala; y

una discontinuidad (215) de borde de ataque que puede funcionar a ángulos de ataque altos para formar una barrera aerodinámica (260) a lo largo del borde contiguo que aísla una célula de entrada en pérdida (240) para permanecer dentro de la primera región separada de cualquier superficie de control en la segunda región.
 - 40
 - 45
 9. Sistema para una configuración resistente a entrar en barrena en la aeronave según la reivindicación 8, en el que en respuesta a que se desarrolla una célula de entrada en pérdida dentro de la primera región, unas superficies de control de la aeronave permanecen operativas para controlar la aeronave.
 - 50
 10. Sistema para una configuración resistente a entrar en barrena en la aeronave según la reivindicación 9, en el que unas superficies de control de aeronave son aisladas de la célula de entrada en pérdida.
 11. Sistema para una configuración resistente a entrar en barrena en la aeronave según la reivindicación 8, que además comprende una pluralidad de generadores (630) de torbellinos asociados con la segunda región.
 - 55
 12. Sistema para una configuración resistente a entrar en barrena en la aeronave según la reivindicación 8, en el que la aeronave es una aeronave anfibia que presenta unas aletas estabilizadoras, y en el que la torsión de ala (510-550) en la raíz aumenta debido a una reducción del ángulo de ataque efectivo debida a las aletas estabilizadoras.
 - 60

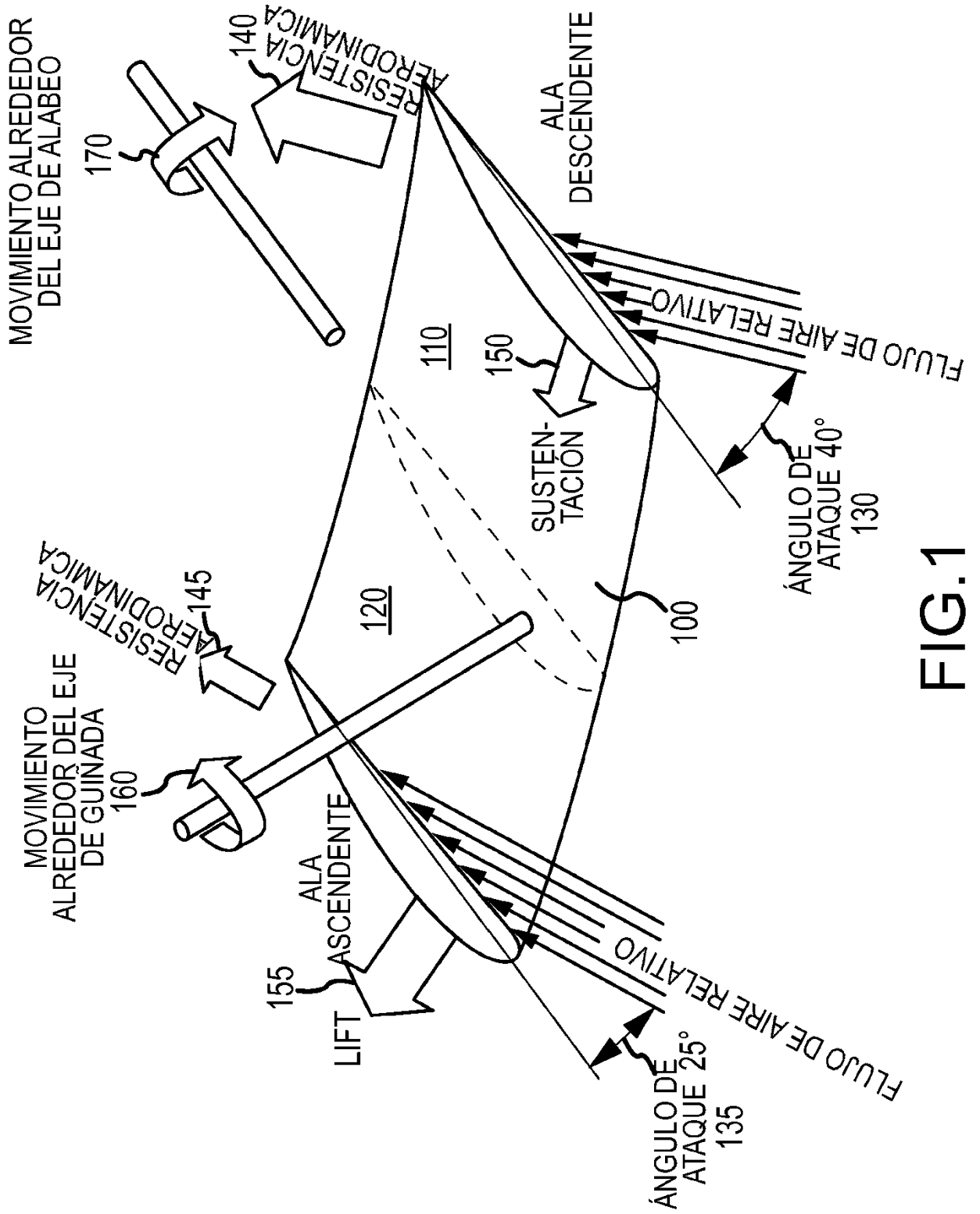


FIG.1

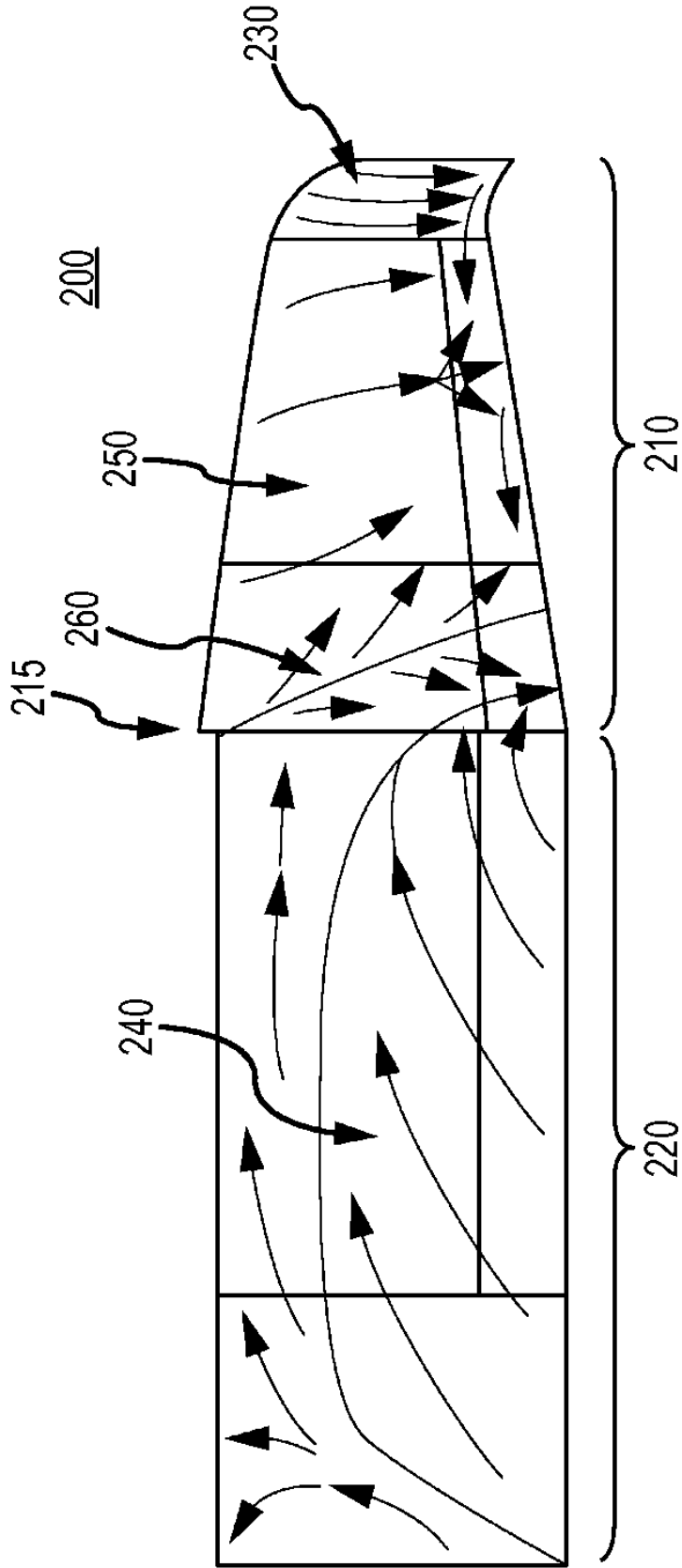


FIG.2

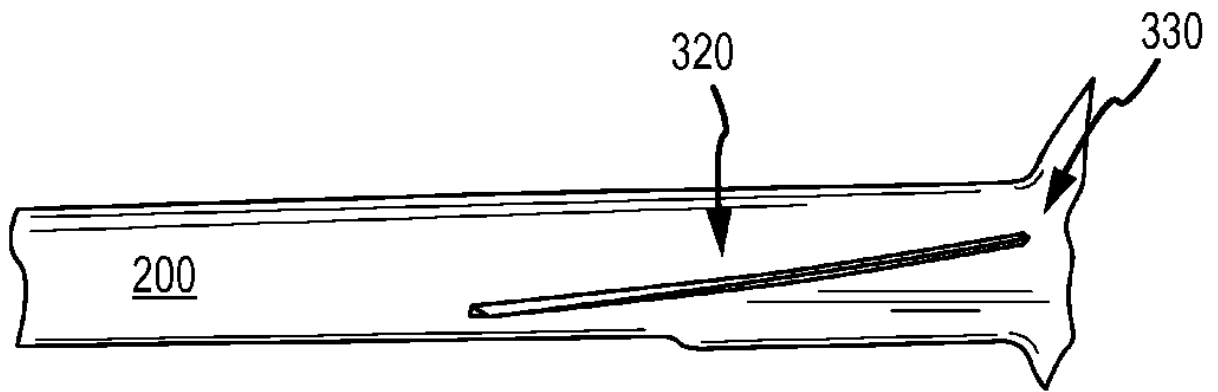


FIG.3

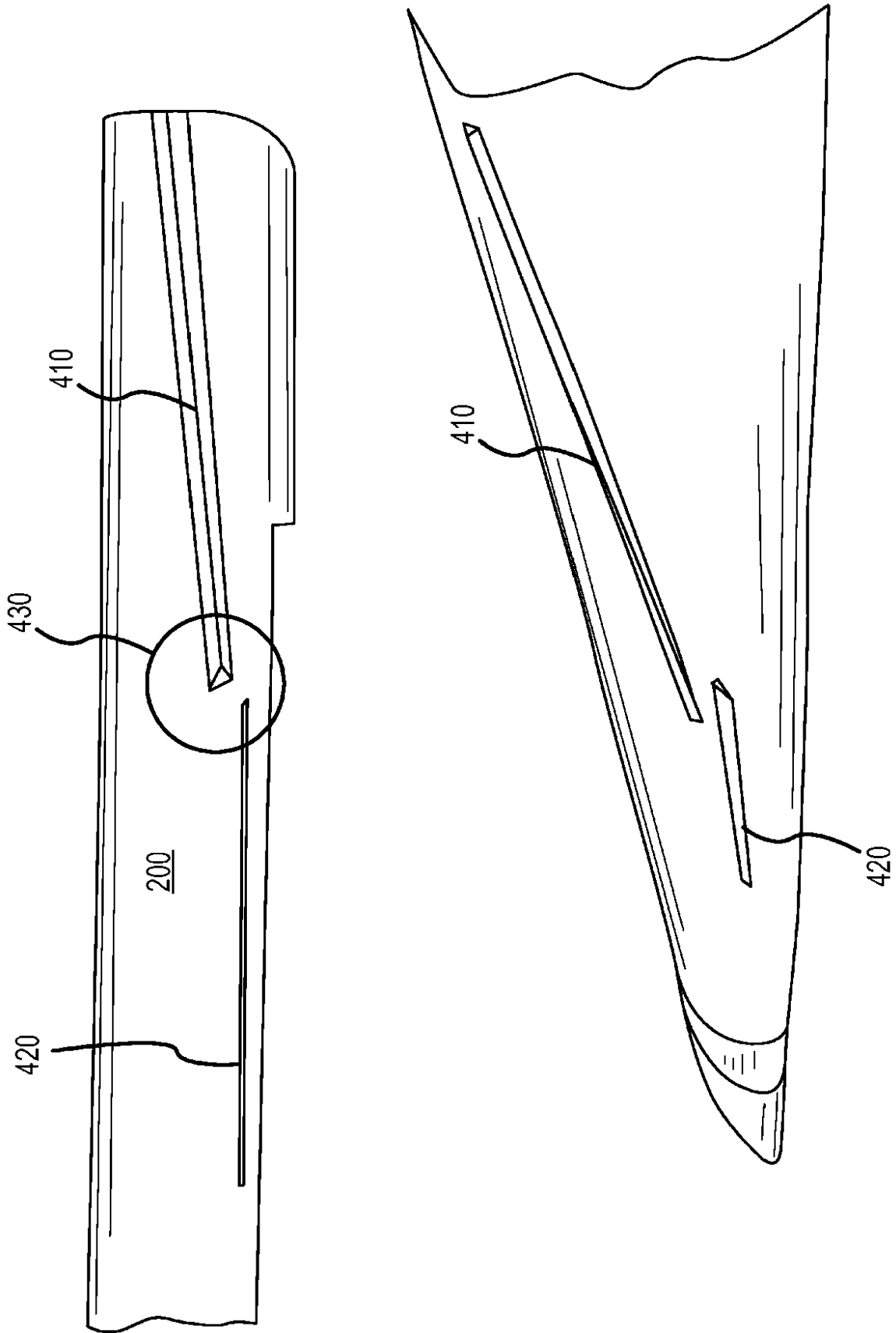


FIG.4

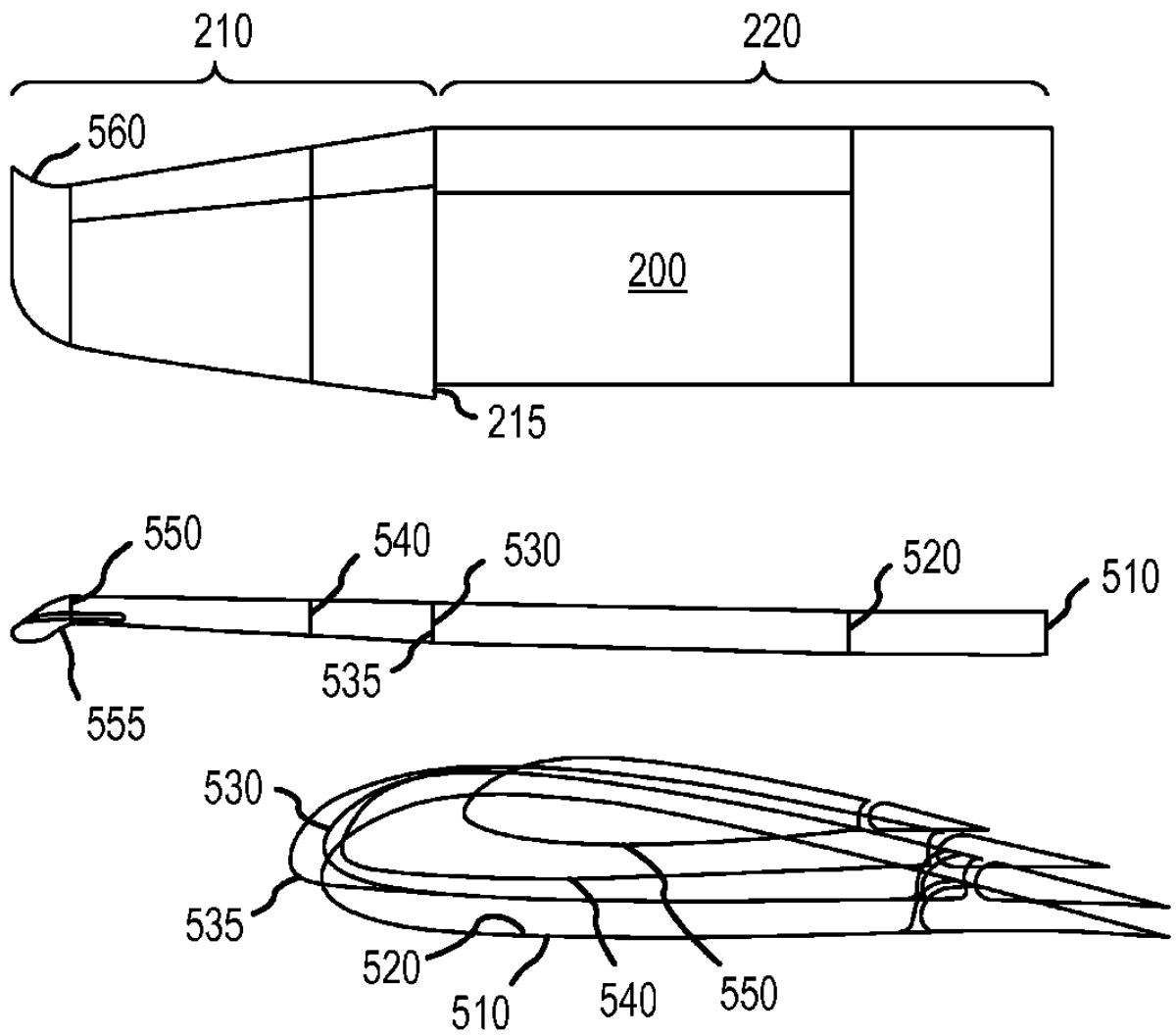


FIG.5

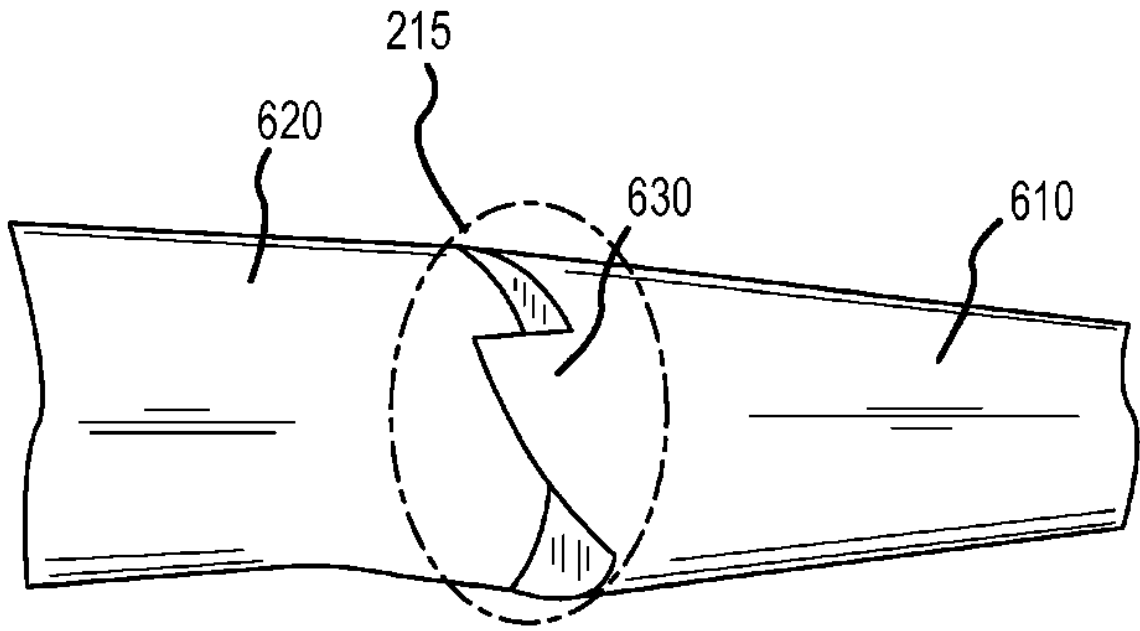


FIG. 6