

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 397 976**

51 Int. Cl.:

B64C 9/00 (2006.01)

B64C 9/14 (2006.01)

B64C 9/34 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.06.2006** **E 09168141 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.10.2012** **EP 2128020**

54 Título: **Sistemas de generación de guiñada de nave aerospacial y métodos asociados**

30 Prioridad:

21.06.2005 US 158198

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

12.03.2013

73 Titular/es:

THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, US

72 Inventor/es:

HARRIGAN, JEFFERY S. y
BEAUFREIRE, HENRY L.

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 397 976 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

Sistemas de generación de guiñada de nave aerospacial y métodos asociados.

5 CAMPO TÉCNICO

Realizaciones de la presente invención se refieren sistemas de generación de guiñada de un vehículo o nave aerospacial y a métodos asociados, incluyendo el uso de una superficie deflectora para generar una zona de baja presión sobre un fuselaje de una nave aerospacial con el fin de crear un movimiento de guiñada.

10 ANTECEDENTES

Se requiere generalmente de las aeronaves o aviones que tengan ciertas características de estabilidad direccional y de control. A fin de conseguir estas características, los aviones tienen, generalmente, estabilizadores verticales y timones de dirección. Con frecuencia, el tamaño de los estabilizadores verticales, el tamaño del (de los) timón (timones) de dirección y la potencia de los dispositivos de accionamiento del timón de dirección (incluyendo el tamaño y/o la presión de funcionamiento del (de los) sistema(s) hidráulico(s) asociado(s)) de grandes aviones con múltiples motores viene determinado por ciertos requisitos de capacidad de control sin motor. Por ejemplo, durante la certificación de la aeronave, los organismos gubernamentales (por ejemplo, la Administración Federal de Aviación (Federal Aviation Administration) exige a menudo que los fabricantes determinen las velocidades de control mínimas en el suelo y en vuelo para fallos de motor, en condiciones seleccionadas.

La velocidad de control mínima en vuelo puede incluir una velocidad con respecto al aire calibrada para la que, cuando un motor esencial se pone de repente fuera de servicio, es posible mantener el control del aeroplano en el curso de condiciones de funcionamiento específicas. La velocidad de control mínima en el suelo puede incluir una velocidad con respecto al aire calibrada durante la carrera de despegue, a la que, cuando un motor esencial se pone de repente fuera de servicio en el curso de condiciones de funcionamiento seleccionadas, es posible mantener el control del aeroplano utilizando el control del timón de dirección únicamente, empleando para ello habilidades normales de pilotaje. En general, cuando más altas son las velocidades de control mínimas que tiene un avión, más pista necesita el avión para el despegue y/o el aterrizaje. De acuerdo con ello, es deseable diseñar los aviones de manera que tengan velocidades de control mínimas bajas.

Velocidades de control mínimas bajas requieren, generalmente, superficies de estabilización vertical más grandes, superficies de timón de dirección más grandes y dispositivos de accionamiento de timón de dirección más potentes (por ejemplo, dispositivos de accionamiento de timón de dirección de movimiento rápido y/o de elevada fuerza). Las superficies más grandes y/o los dispositivos de accionamiento potentes aumentan el peso de un avión y, en muchos casos, incrementan la complejidad y los costes de fabricación. Adicionalmente, las superficies más grandes pueden aumentar la resistencia al avance durante diversas fases del vuelo (por ejemplo, durante el vuelo de crucero), con el resultado de un gasto de combustible y costes incrementados.

Como se describe en la Patente de los EE.UU. N° 5.375.793, expedida el 27 de diciembre de 1994, la cual se incorpora a la presente memoria como referencia en su totalidad, los fabricantes han considerado el uso de un sistema de control de vuelo de pilotaje o gobierno por mandos electrónicos para desviar momentáneamente un alerón y/o un deflector con el fin de crear resistencia al avance en un ala, para crear un momento de guiñada destinado a complementar el momento de guiñada creado por el timón de dirección en el curso de ciertas condiciones de parada de motor. De acuerdo con ello, el momento de guiñada es proporcional a la magnitud de la resistencia al avance creada y a la distancia entre el lugar donde se aplica la fuerza de resistencia al avance y el centro de gravedad ("c.g.") de la aeronave. A fin de aumentar el momento de guiñada, la resistencia al avance ha de ser incrementada y/o ha de aplicarse la fuerza más lejos del c.g. Un problema de esta solución es que los incrementos en la resistencia al avance reducen la relación entre el empuje y la resistencia al avance, lo que puede deteriorar el comportamiento sin motor (por ejemplo, la capacidad del avión para acelerar). Otro problema de esta solución es que la creación de la fuerza de resistencia al avance más lejos del c.g. del avión requiere una deflexión mediante un deflector o alerón situado en la parte más exterior del ala, lo que puede crear en muchos casos un momento de balanceo en el avión. Con el fin de compensar este momento de balanceo, han de disponerse en deflexión otras superficies de control de vuelo, lo que puede aumentar la carga de trabajo del piloto, aumentar la complejidad del control de vuelo y/o añadirse a la resistencia al avance total de la aeronave.

El documento de la técnica anterior US 5.564.652 A divulga un vehículo o nave aerospacial que tiene las características del preámbulo de la reivindicación 1, así como un método para producir un sistema de generación de guiñada que tiene las características del preámbulo de la reivindicación 9. Este documento se refiere a un sistema de generación de guiñada para un avión supersónico, que incluye una pluralidad de deflectores de cuerpo dispuestos a lo largo de la periferia de la parte delantera o morro de un avión supersónico. Estos deflectores de cuerpo son movibles entre una posición replegada o retraída, en la que se encuentran al mismo nivel o a ras con la parte delantera o morro, y una posición de deflexión, en la que se extienden desde el morro. En la posición de deflexión, cada deflector de cuerpo genera una onda de choque que, a su vez, produce presión a lo largo de la parte delantera o morro. Esta presión crea un momento de guiñada que puede ser utilizado para contrarrestar un momento de guiñada que se genere por un funcionamiento defectuoso de un motor del avión. La deflexión de los

deflectores del cuerpo se controla por sensores dispuestos en las tomas de entrada al motor.

En el documento US 2004/144893 se divulga un avión sin fuselaje diferenciado o ala volante, sin cola, que comprende un sistema de control de guiñada. Este sistema de control de guiñada incluye deflectores achaflanados u oblicuos de abertura hacia delante, en la superficie superior del ala. La puesta en deflexión de estos deflectores provoca una resistencia al avance adicional a una cierta distancia de la línea central del avión, de tal manera que la deflexión asimétrica genera un momento de guiñada.

COMPENDIO

La presente invención está encaminada a un vehículo o nave aerospacial según se define en la reivindicación 1.

Realizaciones preferidas de la nave aerospacial de la invención se definen en las reivindicaciones dependientes 2-8.

La invención está dirigida, de manera adicional, a un método para producir un sistema de generación de guiñada según se define en la reivindicación 9. Modos preferidos de llevar a cabo el método de la invención constituyen la materia objeto de las reivindicaciones dependientes 10-12.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Figura 1 es una ilustración isométrica de un sistema para crear un momento de guiñada de acuerdo con realizaciones de la invención.

La Figura 2 es una ilustración esquemática de una parte de sistema de control de vuelo, perteneciente al sistema mostrado en la Figura 1.

La Figura 3 es una ilustración isométrica de una parte del sistema que se ha mostrado en la Figura 1, sin una asimetría de empuje, sin una deflexión de superficie de timón de dirección, y en la que una primera superficie de control y una segunda superficie de control se encuentran, ambas, en una primera posición seleccionada.

La Figura 4 es una ilustración isométrica de la parte del sistema mostrada en la Figura 3, con la primera superficie de control en una primera posición de deflexión y la segunda superficie de control en la primera posición seleccionada.

La Figura 5 es una ilustración isométrica de una parte del sistema mostrada en la Figura 3, con la primera superficie de control en una segunda posición de deflexión y la segunda superficie de control en una segunda posición deflexión.

La Figura 6 es una vista en corte transversal y parcialmente esquemática de la parte del sistema que se ha mostrado en la Figura 5, tomada a lo largo de la línea 6-6.

La Figura 7 es una vista en corte transversal y parcialmente esquemática de la parte del sistema mostrada en la Figura 5, tomada a lo largo de la línea 7-7.

La Figura 8 es una ilustración isométrica de un sistema para crear un momento de guiñada con superficies de control acopladas al fuselaje de un vehículo o nave aerospacial, de acuerdo con otras realizaciones de la invención.

La Figura 9 es una ilustración isométrica del sistema mostrado en la Figura 8, con una primera superficie de control en una posición de deflexión y una segunda superficie de control en una posición seleccionada.

La Figura 10 es una ilustración isométrica de un sistema para crear un momento de mordaza con otras superficies de control acopladas a un fuselaje de una nave aerospacial, que no forma parte de la invención.

La Figura 11 es una ilustración isométrica del sistema que se muestra en la Figura 11, con una primera superficie de control en una posición de deflexión y una segunda superficie de control en una posición seleccionada.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

La presente divulgación describe sistemas de generación de guiñada de vehículo o nave aerospacial y métodos asociados, que incluyen utilizar una superficie deflectora para generar una diferencia de presiones entre una primera porción y una segunda porción del fuselaje de una nave aerospacial, con el fin de crear un momento de guiñada. Diversos detalles específicos de la invención se establecen en la siguiente descripción y en las Figuras 1-7 con el fin de proporcionar una completa comprensión de ciertas realizaciones de la invención. Un experto de la técnica, sin embargo, comprenderá que la presente invención puede tener realizaciones adicionales y que pueden ponerse en práctica otras realizaciones de la invención sin diversas de las características específicas que se describen más adelante.

La Figura 1 ilustra realizaciones de un sistema en el que se utiliza una superficie de control para generar una diferencia de presiones entre una primera porción y una segunda porción del fuselaje de un vehículo o nave aerospacial, con el fin de crear un momento de guiñada. Las Figuras 2-7 ilustran detalles adicionales del funcionamiento del sistema mostrado en la Figura 1. Ciertas realizaciones de la invención que se describen más adelante pueden ser utilizadas para aumentar el control de la guiñada y/o la estabilidad direccional de una aeronave o avión durante condiciones de funcionamiento seleccionadas (por ejemplo, durante la pérdida de un motor al despegar).

En la Figura 1, un sistema 100 de generación de guiñada incluye un vehículo o nave aerospacial 101 con un fuselaje

110, múltiples secciones 120 de ala, un sistema de control de vuelo 130 y un (unos) dispositivo(s) de control 140 que incluye(n) al menos una superficie de control 142 que se ha configurado para crear una diferencia de presiones en el fuselaje 110 con el fin de producir un momento de guiñada en la nave aerospacial 101. En la realización ilustrada, el fuselaje 110 incluye un primer lado 111 y un segundo lado 113 generalmente opuesto al primer lado 111 con respecto al plano X-Z (por ejemplo, un plano vertical con respecto al fuselaje, definido por los ejes de balanceo y de guiñada) de la Figura 1. Una primera sección de ala 120a está situada próxima al primer lado 111 del fuselaje, y una segunda sección de ala 120b se encuentra situada próxima al segundo lado 113 del fuselaje 110.

En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir un número mayor o menor de sección (secciones) de ala 120 y/o una sección (secciones) de ala 120 que tiene(n) otras configuraciones. Por ejemplo, una sección de ala 120 puede incluir una porción de cualquier superficie o sección de plano aerodinámico que se extienda generalmente en una dirección lateral (por ejemplo, la superficie puede extenderse de forma generalmente paralela al eje Y mostrado en la Figura 1, con o sin diedro, o diedro negativo o anédrico), que se haya configurado para generar sustentación cuando se coloca en un campo de flujo F. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, el sistema 100 puede incluir secciones de ala 120 que incluyen porciones de un *canard* o plano fijo de timón delantero y/u otras secciones de ala que incluyen porciones de un ala principal. En otras realizaciones, la(s) sección (secciones) de ala 120 está(n) acopladas al fuselaje 110 sin haberse unido directamente al fuselaje 110. Por ejemplo, las secciones de ala 120 pueden incluir secciones de plano aerodinámico que están suspendidas por encima o por debajo del fuselaje 110 (por ejemplo, en una configuración de biplano o triplano).

En la realización que se ilustra, los dispositivos de control 140 incluyen dispositivos que pueden generar momentos o fuerzas destinadas a controlar la nave aerospacial 101 durante el funcionamiento o en vuelo (por ejemplo, empujadores de posición de vuelo, superficies aerodinámicas y toberas de vectorización de empuje). En la Figura 1, los dispositivos de control 140 incluyen superficies de control 142, superficies 141 de timón de dirección y otros dispositivos de control 143. En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir un número mayor o menor de dispositivos de control 140. En la Figura 1, las superficies de control 142 incluyen una primera superficie de control 142a, acoplada a la primera sección de ala 120a, y una superficie de control 120b, acoplada a la segunda sección de ala 120b. En la realización que se ilustra, las primera y segunda superficies de control 142a, 142b incluyen superficies deflectoras que están situadas de forma al menos aproximadamente simétrica en un plano X-Y (por ejemplo, un plano horizontal), con respecto al fuselaje. En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir otras disposiciones de superficies de control 142, otros tipos de superficies de control 142 y/o un número mayor o menor de superficies de control 142. Por ejemplo, en otras realizaciones, las superficies de control 142 pueden incluir superficies de aleta de sustentación o *flap*, o de alerón.

En la Figura 1, la primera superficie de control 142a se ha mostrado en una posición de deflexión. En la posición de deflexión, la primera superficie de control 142a está colocada para crear al menos una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje 110 cuando la nave aerospacial 101 se coloca en el seno de un campo de flujo F. En la realización ilustrada, la primera superficie de control 142a está situada dentro del primer tercio de la envergadura del ala (por ejemplo, del fuselaje a la punta) y ha creado una primera configuración de flujo en las proximidades del fuselaje 110 que está situada para crear una primera diferencia de presiones P1 entre una primera porción 112 del fuselaje 110 y una segunda porción 114 del fuselaje 110. En la realización que se ilustra, las primera y segunda porciones, 112, 114, del fuselaje están situadas de tal manera que la primera diferencia de presiones P1 produce una primera fuerza lateral S1 a una cierta distancia de un "c.g." (centro de gravedad) de la nave aerospacial 110, a fin de producir un primer momento de guiñada Ym1 alrededor del eje de guiñada Z de la nave aerospacial 101. En la realización ilustrada, la primera fuerza lateral S1 está situada hacia popa del c.g. En otras realizaciones (por ejemplo, en el caso de que la primera superficie de control 142a esté situada en un *canard* o plano fijo de timón delantero), la primera fuerza lateral S1 puede estar situada por delante del c.g., a fin de producir el primer momento de guiñada Ym1 en la dirección opuesta.

En la realización que se ilustra, la primera porción 112 del fuselaje 110 está situada en el primer lado 111 del fuselaje 110 y la segunda porción 114 del fuselaje 110 está situada en el segundo lado 113 del fuselaje 110, pero las primera y segunda porciones no están situadas directamente opuestas una con respecto a la otra. En otras realizaciones, las primera y segunda porciones 112, 114 están situadas directamente opuestas una con otra con respecto al plano X-Z. En aún otras realizaciones, las primera y segunda porciones 112, 114 pueden tener otros emplazamientos que producen el movimiento de guiñada Ym1. Como se ha explicado anteriormente, en la Figura 1, la primera superficie de control 142a está situada dentro del primer tercio de la envergadura del ala, si bien se comprende que la primera superficie de control 142a puede tener otros emplazamientos en los que la posición de deflexión pueda crear la primera diferencia de presiones en el fuselaje.

En ciertas realizaciones, la primera superficie de control 142a puede estar situada en la posición de deflexión con el fin de crear una segunda configuración de flujo en las proximidades de un cuerpo 102 de flujo (por ejemplo, un estabilizador de dirección, una cola vertical, una cola en V, una superficie de timón de dirección o una aleta ventral) cuando la nave aerospacial está situada en el seno del campo de flujo F. Tal como se utiliza en esta memoria, el cuerpo 102 de flujo se refiere a cualquier cuerpo 102 de flujo situado en la nave aerospacial 101 que sea distinto del fuselaje. La segunda configuración de flujo puede situarse para crear una segunda diferencia de presiones P2 entre

una primera porción 103 del cuerpo 102 de flujo y una segunda porción 104 del cuerpo 102 de flujo. En la realización que se ilustra, las primera y segunda porciones 103, 104 del cuerpo 102 de flujo están situadas de tal manera que la segunda diferencia de presiones P_2 produce una segunda fuerza lateral S_2 a una cierta distancia del c.g. del vehículo aerospacial 101, a fin de producir un segundo momento de guiñada Ym_2 en la nave aerospacial 101.

En la Figura 1, el cuerpo 102 de flujo incluye un estabilizador vertical que está situado a popa con respecto al c.g. de la nave aerospacial 101. De acuerdo con ello, la segunda fuerza lateral S_2 está situada a popa con respecto al c.g. En otras realizaciones, la segunda fuerza lateral S_2 puede estar situada por delante del c.g. con el fin de producir el segundo momento de guiñada Ym_2 en la dirección opuesta (por ejemplo, en el caso de que la primera superficie de control 142a esté situada en un plano fijo de timón delantero y exista un cuerpo 102 de flujo colocado por delante del c.g.).

En ciertas realizaciones, el primer momento de guiñada Ym_1 o los primer y segundo momentos de guiñada Ym_1 , Ym_2 creados por la primera superficie de control 142a pueden ser utilizados para proporcionar o aumentar la estabilidad direccional y/o el control direccional de la nave aerospacial 101 durante condiciones de funcionamiento seleccionadas. Las condiciones de funcionamiento seleccionadas pueden incluir una condición de campo de flujo seleccionada con respecto al avión (por ejemplo, la velocidad con respecto al aire, en ángulo de ataque, el ángulo de deslizamiento sobre el ala o derrape, la altitud y/o la presión ambiental), una configuración del avión seleccionada (por ejemplo, la posición de las diversas superficies de control de vuelo y/o la operatividad de los diversos sistemas), órdenes del operador seleccionadas (por ejemplo, entradas de control por parte de un piloto), y/o si la nave aerospacial 101 se encuentra en el suelo o en vuelo.

Por ejemplo, en realizaciones seleccionadas, el primer momento de guiñada Ym_1 puede ser utilizado para proporcionar estabilidad y control direccionales a una aeronave que carece de superficies de estabilización vertical a todo lo largo de la envolvente de vuelo. En otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym_1 o los primer y segundo momentos de guiñada Ym_1 , Ym_2 pueden ser utilizados para proporcionar la estabilidad direccional y/o el control direccional de un avión que tiene un estabilizador vertical y un sistema de timón de dirección, cuando el sistema de timón de dirección sufre un fallo parcial o completo. En aún otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym_1 o los primer y segundo momentos de guiñada Ym_1 , Ym_2 pueden ser utilizados para aumentar la estabilidad direccional y/o el control direccional de un avión en esquinas seleccionadas de una envolvente de vuelo en la que se requieren una estabilidad y/o un control adicionales.

En aún otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym_1 o los primer y segundo momentos de guiñada Ym_1 , Ym_2 pueden ser utilizados para proporcionar la estabilidad direccional y/o el control direccional de un avión con un estado de empuje asimétrico (por ejemplo, pérdida de empuje, fallo de un motor o estado con los motores parados). En la Figura 1, el vehículo aerospacial 101 se encuentra sobre el suelo 150 y ha experimentado una pérdida de empuje en el motor derecho 105b que crea un estado de empuje asimétrico. El motor izquierdo 105a sigue produciendo un empuje T . Debido a que el empuje T está situado a una cierta distancia lateral del c.g. de la nave aerospacial 101, el empuje T crea un momento de guiñada Ymt de empuje en el vehículo aerospacial 101. Una superficie superior 141a de timón de dirección y una superficie inferior 141b de timón de dirección, ambas acopladas al cuerpo 102 de flujo, han sido colocadas en deflexión con el fin de crear una fuerza lateral S_r del timón de dirección, situada a popa con respecto al c.g. de la nave aerospacial 101, con lo que se produce un momento de guiñada Ymr de timón de dirección que es generalmente opuesto al momento de guiñada Ymt de empuje.

La primera superficie de control 142a se utiliza también para producir un momento de guiñada destinado a oponerse al momento de guiñada Ymt de empuje. En la Figura 1, la primera superficie de control 142a ha sido colocada en deflexión y, como se ha explicado anteriormente, produce los primer y segundo momentos de guiñada Ym_1 , Ym_2 , que son también generalmente opuestos al momento de guiñada Ymt de empuje. Adicionalmente, en la posición de deflexión, la primera superficie de control 142a puede también interactuar con el campo de flujo F para producir una fuerza de resistencia al avance D . Debido a que la fuerza de resistencia al avance está situada lateralmente a una cierta distancia del c.g., la fuerza de resistencia al avance D puede crear un momento de guiñada Ymd de resistencia al avance que es también generalmente opuesto al momento de guiñada Ymt de empuje. En ciertas realizaciones, el momento de guiñada Ymd de resistencia al avance es más pequeño que el primer momento de guiñada Ym_1 y/o que el segundo momento de guiñada Ym_2 . Durante las condiciones de funcionamiento seleccionadas, el primer momento de guiñada Ym_1 , el segundo momento de guiñada Ym_2 , el momento de guiñada Ymr de timón de dirección y el momento de guiñada Ymd de resistencia al avance pueden contrarrestar el momento de guiñada Ymt de empuje, de tal manera que el momento de guiñada neto Ym_{net} quede equilibrado o tenga un valor nulo.

En otras realizaciones, la nave aerospacial 101 puede tener un número mayor o menor de motores 150 y/o un número mayor o menor de superficies 141 de timón de dirección. En aún otras realizaciones, la nave aerospacial puede tener un número mayor o menor de momentos de guiñada actuando alrededor del eje Z de guiñada, y/o los momentos de guiñada pueden tener diferentes direcciones. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, el motor que ha fallado puede también producir una fuerza de resistencia al avance que crea un momento de guiñada adicional, y/o la primera superficie de control 142a no produce el segundo momento de guiñada Ym_2 . En aún otras realizaciones,

el sistema 100 incluye tan solo una única superficie de control 142 para ayudar a otro(s) dispositivo(s) de control 140 a la hora de proporcionar un control direccional en el curso una pérdida de un motor esencial durante el despegue. Tal y como se utiliza aquí, un motor esencial incluye un motor de un avión de múltiples motores que provoca la desviación más grande con respecto a la línea central de la pista cuando el motor se pierde o deja de funcionar durante el despegue y se prosigue con el despegue. Si bien en la Figura 1 la nave aerospacial 101 se ha mostrado en el suelo, en otras realizaciones la nave aerospacial 101 puede estar en vuelo cuando la primera superficie de control 142a se coloca en deflexión para crear el primer momento de guiñada $Ym1$ o los primer y segundo momentos de guiñada $Ym1$, $Ym2$.

En ciertas realizaciones, la primera superficie de control 142a puede producir el primer y/o el segundo momentos de guiñada, $Ym1$, $Ym2$ sin crear un momento de balanceo neto $Rmnet$ alrededor del eje de balanceo X de la nave aerospacial 101. Por ejemplo, en la Figura 1, cuando la primera superficie de control 142a está en la posición de deflexión, una primera cantidad de sustentación $L1$ creada por la primera sección de ala 120a es menor que una segunda cantidad de sustentación $L2$ creada por la segunda sección de ala 120b. De acuerdo con ello, puede crearse un momento de balanceo $Rm1$ de sustentación. Adicionalmente, debido a que la primera fuerza lateral $S1$, la segunda fuerza lateral $S2$ y la fuerza lateral Sr de timón de dirección están situadas por encima del c.g. de la nave aerospacial 101, se crean, respectivamente, un primer momento de balanceo $Rm1$, un segundo momento de balanceo $Rm2$ y un momento de balanceo Rmr de timón de dirección. En la realización que se ilustra, el primer momento de balanceo $Rm1$, el segundo momento de balanceo $Rm2$ y el momento de balanceo Rmr de timón de dirección son generalmente opuestos al momento de balanceo $Rm1$ de sustentación, de lo que resulta un momento de balanceo neto $Rmnet$ que está equilibrado o tiene un valor nulo. Esta característica puede ser particularmente ventajosa cuando la nave aerospacial se hace funcionar en, o cerca de, el suelo y/o cuando la carga de trabajo dentro de la cabina es alta.

En otras realizaciones, la nave aerospacial puede tener un número mayor o menor de momentos de balanceo que actúan alrededor del eje de balanceo X, y/o los momentos de balanceo pueden tener diferentes direcciones. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, la primera superficie de control 142a puede haberse configurado de tal manera que no haya pérdida de sustentación cuando la primera superficie de control 142a es desplazada hasta la posición de deflexión. En otras realizaciones, la primera fuerza lateral $S1$, la segunda fuerza lateral $S2$ y/o la fuerza lateral Sr de timón de dirección pueden estar situadas de manera tal, que no crean ningún momento de balanceo o momentos de balanceo en una dirección diferente de la que se ha mostrado en la Figura 1. En aún otras realizaciones, pueden utilizarse otros dispositivos de control 140 para equilibrar el momento de balanceo neto $Rmnet$ (por ejemplo, una superficie de alerón o un empujador de posición de vuelo).

En la Figura 1, la primera superficie de control 142a está acoplada a un sistema de control 130. La Figura 2 es una ilustración parcialmente esquemática que muestra detalles adicionales del sistema de control 130, el cual incluye una computadora 135 (por ejemplo, una computadora de control de vuelo programable), dispositivos iniciadores 131 (por ejemplo, palanca o mandos de control por parte del piloto), sensores 132 y diversos dispositivos de accionamiento 133. El sistema de control 130 puede incluir un sistema de control eléctrico, un sistema de control mecánico o una combinación de los dos. El sistema de control 130 puede estar acoplado a diversos sistemas del avión, que incluyen un sistema de tren de aterrizaje 106 y diversos dispositivos de control 140. Los dispositivos de control 140 pueden incluir las superficies de control 142 y las superficies 141 de timón de dirección (explicadas anteriormente con referencia a la Figura 1), así como otros dispositivos de control 143 que incluyen empujadores de posición de vuelo, toberas de vectorización de empuje y superficies aerodinámicas. Por ejemplo, las otras superficies aerodinámicas pueden incluir aletas de sustentación o *flaps* de borde de salida, dispositivos de borde de ataque, superficies de alerón, superficies deflectoras, superficies elevadoras y frenos de velocidad.

En la Figura 2, la computadora 135 está conectada a la superficie superior 141a de timón de dirección a través de un primer dispositivo de accionamiento 133a y un segundo dispositivo de accionamiento 133b, a fin de proporcionar redundancia para la superficie superior de timón de dirección. Por ejemplo, cada dispositivo de accionamiento 133 acoplado a la superficie superior 141a de timón de dirección puede hacerse funcionar por medio de un sistema de impulsión independiente (por ejemplo, un sistema hidráulico independiente), de tal manera que si falla uno de los sistemas de impulsión, el otro sistema de impulsión puede seguir haciendo funcionar un dispositivo de accionamiento para mover la superficie superior 141a de timón de dirección. De forma similar, la computadora 135 está conectada a la superficie inferior 141b de timón de dirección a través de un tercer dispositivo de accionamiento 133c y un cuarto dispositivo de accionamiento 133d. Adicionalmente, la computadora 135 puede estar conectada a la primera superficie de control 142a a través de un quinto dispositivo de accionamiento 133e y a la segunda superficie de control 142b a través de un sexto dispositivo de accionamiento 133f. En ciertas realizaciones, el número de dispositivos de accionamiento 133 existentes en cada superficie 141 de timón de dirección puede ser reducido, ya que las primera y segunda superficies de control, 142a, 142b, pueden proporcionar un control de guiñada en el caso de que se pierda o deteriore el control de una o más superficies de timón de dirección.

En la realización que se ilustra, los sensores 132 pueden proporcionar información a la computadora 135, y la computadora 135 puede utilizar esta información para determinar órdenes para los dispositivos de control 140. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, los sensores 132 pueden detectar parámetros que incluyen la velocidad del aire, la

altitud, la temperatura, las posiciones de los dispositivos de control, el ángulo de ataque, el ángulo de deslizamiento sobre el ala o derrape, el curso inercial y/o el estado de los diversos sistemas de la nave aerospacial. Otros sensores 132 (por ejemplo, sensores de bloqueo en posición replegada, sensores de bloqueo en posición desplegada y/o sensores de peso sobre las ruedas) pueden proporcionar información relativa al estado del sistema de tren de aterrizaje. Los dispositivos iniciadores 131 pueden proporcionar órdenes del operador que representan deseadas del avión a la computadora 135. La computadora 135 puede recibir estas órdenes así como datos procedentes de los sensores 132 con el fin de determinar órdenes para los dispositivos de control 140.

El sistema de control de vuelo puede determinar cuándo se ha de mover una superficie de control 142 hasta la posición de deflexión, una cantidad de deflexión de control asociada con la posición de deflexión, y/o una cantidad de tiempo que una superficie de control 142 permanece en la posición de deflexión, basándose en el estado operativo de la nave aerospacial y/o de las órdenes. Por ejemplo, la primera y/o la segunda superficies de control, 142a, 142b, pueden ser desplazadas hasta la posición de deflexión en respuesta a selecciones por parte del operador, hechas a través de los dispositivos iniciadores 131, o en respuesta a señales transmitidas automáticamente por el sistema de control de vuelo, o ambas posibilidades. En otras realizaciones, la primera y/o la segunda superficies de control, 142a, 142b, tan solo son controladas automáticamente por el sistema de control de vuelo 130 y operan únicamente durante condiciones seleccionadas (por ejemplo, solo durante un estado de empuje asimétrico, cuando la nave aerospacial está funcionando a un intervalo seleccionado de velocidades con respecto al aire, está en vuelo y/o se encuentra en el suelo). En aún otras realizaciones, las primera y segunda superficies de control 142a, 142b únicamente son desplazadas hasta la posición de deflexión por medio de una entrada por parte del operador, a través de los dispositivos iniciadores 131.

En aún otras realizaciones, el sistema de control de vuelo 130 puede tener un número mayor o menor de elementos, incluyendo más o menos dispositivos iniciadores 131, sensores 132, dispositivos de accionamiento 133, computadoras 135 y/u otros elementos, y puede estar conectado o acoplado a un número mayor o menor de dispositivos de control 140. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, el sistema de control de vuelo 130 no incluye la computadora 135, y el (los) dispositivo(s) iniciador(es) está(n) configurados para proporcionar una entrada directa (por ejemplo, mecánica o eléctrica) a las superficies de control 142 o a los dispositivos de accionamiento 133 acoplados a las superficies de control 142. Los dispositivos de accionamiento 133 pueden incluir cualquier tipo de dispositivo de accionamiento, incluyendo dispositivos de accionamiento mecánicos, eléctricos, hidráulicos y/o neumáticos. En otras realizaciones, las superficies de control 142 están vinculadas o ligadas mecánicamente a los dispositivos iniciadores 131 sin el uso de dispositivos de accionamiento.

Las configuraciones de flujo creadas por las superficies de control en las proximidades del fuselaje 110 y del cuerpo 102 de flujo se explican con mayor detalle con referencia a las Figuras 3-5. La Figura 3 es una ilustración isométrica de una parte del sistema mostrado en la Figura 1, sin una asimetría de empuje, sin una deflexión de empuje de timón de dirección, y en la que ninguna de las superficies de control está en una posición de deflexión según se ha explicado anteriormente con referencia a la Figura 1. En la Figura 3, las primera y segunda superficies de control 142a, 142b están colocadas simétricamente con respecto a sus respectivas primera y segunda secciones de ala 120a, 120b. Las líneas de flujo 160 ilustran el hecho de que las configuraciones de flujo en las proximidades del fuselaje 110 y del cuerpo 102 de flujo son al menos aproximadamente simétricas con respecto al plano X-Z explicado con referencia a la Figura 1.

En la Figura 4, la primera superficie de control 142a se ha desplazado hasta una primera posición de deflexión, en tanto que la segunda superficie de control 142b ha permanecido estacionaria. En la realización que se ilustra, la segunda superficie de control está en una primera posición seleccionada (por ejemplo, en una posición sin deflexión, carenada o a ras, retraída y/o retirada a una posición no operativa). Tal y como se utiliza en esta memoria, una posición seleccionada puede ser cualquier posición de la segunda superficie de control 142b que permita a la primera superficie de control 142a, en una posición de deflexión, crear al menos una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje 110, que genere el primer momento de guiñada Ym1. Tal como se muestra por las líneas de flujo 160 de la Figura 4, la primera superficie de control 142a acelera ciertas partes del flujo de fluido en algunas zonas (por ejemplo, donde las líneas de flujo 160 están más cerca unas de otras), por lo que se aumenta la presión dinámica y disminuye la presión local o estática. Otras partes del flujo pueden ser deceleradas, reduciéndose la presión dinámica y aumentando la presión local o estática. De acuerdo con ello, se crea una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje 110 que crea una diferencia de presiones entre la primera porción 112 del fuselaje 110 y una segunda porción 114 del fuselaje 110. La diferencia de presiones crea la primera fuerza lateral S1, que, a su vez, produce el primer momento de guiñada Ym1 (mostrado en la Figura 1). Similarmente, la primera superficie de control 142a crea una configuración de flujo en las proximidades del cuerpo 102 de flujo, destinada a crear una diferencia de presiones entre la primera porción 103 del cuerpo 102 de flujo y una segunda porción 104 del cuerpo 102 de flujo. La diferencia de presiones crea la segunda fuerza lateral S2, que produce el segundo momento de guiñada Ym2 (mostrado en la Figura 1). En otras realizaciones, la primera superficie de control 142a, en la primera posición de deflexión, tan solo crea una única fuerza lateral (por ejemplo, únicamente crea la primera fuerza lateral S1). En aún otras realizaciones, la primera superficie de control 142a, en la primera posición de deflexión, puede crear fuerzas laterales y momentos correspondientes en otras porciones seleccionadas de la nave aerospacial, al afectar a una configuración de flujo en las proximidades de la porción seleccionada de la nave.

En otras realizaciones, las primera y segunda superficies de control 142a, 142b pueden tener múltiples posiciones seleccionadas y/o de deflexión. Por ejemplo, la Figura 5 es una ilustración isométrica de una parte del sistema 100 mostrada en la Figura 3, con la primera superficie de control 142a en una segunda posición de deflexión (por ejemplo, una posición de deflexión con una mayor deflexión que la que se ha mostrado en la Figura 4) y la segunda superficie de control 142b en una segunda posición seleccionada (por ejemplo, una posición no retraída o no carenada). La Figura 6 es una vista en corte transversal y parcialmente esquemática de la parte del sistema 100 que se ha mostrado en la Figura 5, tomada a lo largo de la línea 6-6. La Figura 7 es una vista en corte transversal y parcialmente esquemática de la parte del sistema 100 que se ha mostrado en la Figura 5, tomada a lo largo de la línea 7-7. En la segunda posición de deflexión, la primera superficie de control 142a está desviada una primera cantidad 144a con respecto a la primera sección de ala 120a (Figura 6). En la segunda posición seleccionada, la segunda superficie de control 142b está desviada una segunda cantidad 144b con respecto a la segunda sección de ala 120b (Figura 7). Con la segunda superficie de control 142b en la segunda posición seleccionada y la primera superficie de control 142a en la segunda posición de deflexión, la primera superficie de control 142a sigue creando una configuración de flujo, en las proximidades del fuselaje 110, destinada a generar una diferencia de presiones. A su vez, la diferencia de presiones produce un momento de guiñada en la nave aerospacial 101.

Por ejemplo, como se muestra en las Figuras 6 y 7, la segunda cantidad de deflexión 144b puede ser menor que la primera cantidad de deflexión 144a y, por tanto, puede tener un menor impacto en la(s) configuración (configuraciones) de flujo en las proximidades del fuselaje. Las primera y segunda cantidades de deflexión 144a, 144b pueden ser medidas utilizando varios tipos de unidades. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, la primera cantidad de deflexión 144a puede incluir una primera cantidad angular A1 (Figura 6) entre una referencia asociada con la primera superficie de control 142a (por ejemplo, una línea de cuerda de la superficie de control), y una referencia asociada con la primera sección de ala 120a (por ejemplo, una línea de cuerda de la sección de ala). En otras realizaciones, la primera cantidad 144a de deflexión incluye una primera distancia rectilínea o curvilínea d1 (Figura 6) entre una referencia asociada con la primera superficie de control 142a y una referencia asociada con la sección de ala 120a. La segunda cantidad de deflexión puede también ser medida de una manera generalmente similar, por ejemplo, como una segunda cantidad angular A2 (Figura 7) o una segunda distancia d2 (Figura 7).

En ciertas realizaciones, características explicadas anteriormente con referencia a las Figuras 5-7 pueden permitir que las primera y segunda superficies de control se utilicen para otros propósitos al tiempo que siguen proporcionando estabilidad y/o control direccionales. Por ejemplo, en el caso de que las primera y segunda superficies de control 142a, 142b incluyan superficies deflectoras, las superficies deflectoras pueden ser desviadas o colocadas en deflexión simétricamente con respecto al plano X-Z del fuselaje, a fin de proporcionar resistencia al avance o para reducir la sustentación sin crear un momento de guiñada. Las superficies deflectoras pueden también disponerse diferentemente desviadas, tal como se muestra en la Figura 5, a fin de proporcionar resistencia al avance o reducir la sustentación al tiempo que producen un momento de guiñada. Por ejemplo, si las superficies de control son extendidas para proporcionar resistencia al avance: (a) la deflexión en una de las superficies puede ser reducida (por ejemplo, hasta una posición seleccionada), en tanto que la otra superficie permanece fija en la posición extendida (por ejemplo, una posición de deflexión o desviada); (b) la deflexión de una de las superficies puede ser aumentada (por ejemplo, hasta una posición de deflexión o desviada), en tanto que la otra superficie permanece fija en la posición extendida (por ejemplo, una posición seleccionada); o bien (c) la deflexión en una de las superficies puede ser reducida (por ejemplo, hasta una posición seleccionada) y la deflexión en la otra superficie puede ser aumentada (por ejemplo, hasta una posición de deflexión o desviada), a fin de proporcionar un momento de guiñada en la nave aerospacial.

En otras realizaciones, el sistema puede tener diferentes disposiciones. Por ejemplo, en ciertas realizaciones, la configuración de flujo en las proximidades del fuselaje puede ser asimétrica, pero colocada de tal manera que los momentos de guiñada netos alrededor del eje de guiñada estén equilibrados antes de que la primera o la segunda superficie de control, 142a, 142b, sea desplazada hasta una posición de deflexión. En aún otras realizaciones, la primera superficie de control 142a puede ser desviada en una dirección hacia abajo hasta una tercera posición de deflexión, para afectar a la configuración de flujo en las proximidades de porciones de fondo del fuselaje u otras porciones de la nave aerospacial, con el fin de generar una fuerza lateral destinada a producir un momento de guiñada. Por ejemplo, la primera superficie de control 142a puede incluir una aleta de sustentación o *flap* que es desviada hacia abajo con el fin de generar una fuerza lateral y producir un momento de guiñada. En ciertas realizaciones, la primera superficie de control 142a puede ser desviada hacia arriba hasta una primera posición de deflexión, según se muestra en la Figura 4, y la segunda superficie de control 142b puede ser desviada hacia abajo hasta la tercera posición de deflexión, al objeto de crear una o más configuraciones de flujo en diversas porciones del fuselaje 110 para producir uno o más momentos de guiñada en la nave aerospacial.

Una característica de al menos algunas de las realizaciones anteriormente explicadas es que una superficie de control acoplada a una sección de ala puede ser utilizada para producir un momento de guiñada en una nave aerospacial. Por ejemplo, pueden utilizarse superficies deflectoras para proporcionar estabilidad y/o control direccionales durante una o más condiciones de funcionamiento seleccionadas. En ciertas realizaciones, esta característica puede hacer posible una reducción del tamaño de la cola vertical o una reducción de la velocidad de

control mínima (por ejemplo, en el suelo o en vuelo), debido a que la superficie deflectora puede ser utilizada para aumentar el control de guiñada durante un estado de empuje asimétrico a bajas velocidades con respecto al aire. Por ejemplo, si un avión pierde un motor a baja velocidad durante la rodadura de despegue, una superficie de control puede ser desplazada hasta una posición de deflexión con el fin de crear una diferencia de presiones en el fuselaje. A su vez, la diferencia de presiones puede crear un momento de guiñada que ayuda a las superficies de timón de dirección y de cola vertical a oponerse al momento de guiñada generado por el estado de motor parado. A medida que el avión continúa acelerando durante la rodadura de despegue y las superficies de timón de dirección y de cola vertical se hacen más efectivas, la superficie deflectora puede ser retirada a una posición no operativa. Una ventaja de esta característica es que una velocidad de control mínima más baja puede hacer posible que el avión despegue con más peso. Otra ventaja de esta característica es que el tamaño de la cola vertical de un avión puede ser reducido a la vez que se conserva la misma velocidad de control mínima, necesitándose menos material para fabricar la cola vertical y, por tanto, reduciéndose los costes de fabricación y el peso de la aeronave en comparación con un avión que requiere una cola vertical más grande. Una cola vertical más pequeña puede también dar lugar a una resistencia al avance menor, de lo que resulta una reducción en el coste de funcionamiento. En el límite, la cola puede ser eliminada.

La potencia del dispositivo de accionamiento de timón de dirección puede también afectar a las velocidades de control mínimas asociadas con el avión. Por ejemplo, en ciertas situaciones, un dispositivo de accionamiento de timón de dirección más potente puede mover una superficie de timón de dirección hasta una posición requerida para compensar la pérdida de un motor, más rápidamente que un dispositivo de accionamiento menos potente. De manera adicional, en ciertos casos, un dispositivo de accionamiento de timón de dirección más potente puede desviar o colocar en deflexión una superficie de timón de dirección en una cantidad mayor contra cargas aerodinámicas especificadas, que un dispositivo de accionamiento menos potente, con lo que se proporciona un momento de guiñada mayor para compensar la guiñada creada por la pérdida del motor. Una característica de algunas de las realizaciones anteriormente descritas es que una superficie de control puede ser movida hasta una posición de deflexión con el fin de crear una diferencia de presiones en un fuselaje. A su vez, la diferencia de presiones puede crear un momento de guiñada que ayuda al momento de guiñada creado por la superficie de timón de dirección. De acuerdo con ello, bajo ciertas circunstancias, diversas realizaciones de la invención pueden hacer posible el uso de un dispositivo de accionamiento de timón de dirección menos potente en un avión específico, a la vez que se conserva(n) la(s) misma(s) velocidad(es) de control mínima(s). Una ventaja de esta característica es que los dispositivos de accionamiento menos potentes pueden ser más baratos de fabricar y mantener, lo que permite reducir, con ello, los costes de fabricación y de mantenimiento. En algunos casos, los dispositivos de accionamiento (por ejemplo, dispositivos de accionamiento redundantes) pueden ser suprimidos y, en lugar de ello, puede dejarse a la superficie de control utilizada para crear una diferencia de presiones en el fuselaje, la tarea de proporcionar un refuerzo del control y/o de la estabilidad de guiñada.

Debido a que puede utilizarse una superficie de control para crear una diferencia de presiones en un fuselaje, por lo que se crea un momento de guiñada, pueden instalarse motores más grandes en un avión, (a) al tiempo que se mantiene(n) la(s) misma(s) velocidad(es) de control mínima(s) asociada(s) con los motores más pequeños, y (b) sin incrementar el tamaño de las superficies de cola vertical, el tamaño de las superficies de timón de dirección ni la potencia de los dispositivos de accionamiento de timón de dirección. Por ejemplo, en ciertas circunstancias, una computadora de control de vuelo puede ser programada (por ejemplo, reprogramada) para volver a ordenar en el tiempo el uso de la superficie de control, y/o la computadora de control de vuelo puede programarse para tener en cuenta los incrementos de empuje. Una ventaja de esta característica es que pueden instalarse motores mayores en un avión sin el gasto asociado de modificar las superficies de cola vertical, de timón de dirección, y/o los dispositivos de accionamiento de timón de dirección.

En otras realizaciones, la(s) superficie(s) de control puede(n) ser utilizada(s) para reducir el tamaño de diversas superficies de estabilidad en el curso de diversas condiciones de funcionamiento. Por ejemplo, la(s) superficie(s) de control puede(n) ser utilizada(s) para aumentar la estabilidad direccional y/o para proporcionar control direccional en el curso de condiciones de funcionamiento extremas (por ejemplo, en una esquina de una envolvente de vuelo) o con diversos fallos del sistema. Al reducir el tamaño o eliminar diversas superficies de estabilidad o dispositivos de control, pueden reducirse el peso y la resistencia al avance del avión, con lo que se proporciona un ahorro en los costes de funcionamiento.

En otras realizaciones, el sistema de generación de guiñada puede tener otras disposiciones. Por ejemplo, un sistema 800 de generación de guiñada puede tener unas superficies de control 842 acopladas a un fuselaje 810 de un vehículo aerospacial 801, sin que estén unidas a secciones de ala 820. En la Figura 8, el sistema 800 de generación de guiñada incluye dos superficies de control 842, mostradas como una primera superficie de control 842a, acoplada a un primer lado 811 del fuselaje 810, y una segunda superficie de control 842b, acoplada a un segundo lado 813 del fuselaje 810. En la realización que se ilustra, las superficies de control 842 pueden extenderse generalmente en un plano horizontal y pueden estar colocadas por encima de las secciones de ala 820. Por ejemplo, las superficies de control 842 pueden extenderse generalmente en un plano X-Y, con o sin diedro negativo o anédrico, o diedro (por ejemplo, las superficies de control pueden extenderse generalmente más horizontal que verticalmente). En la Figura 8, las superficies de control 842 están colocadas simétricamente con respecto al fuselaje

y las líneas de flujo 860 creadas por el campo de flujo F ilustran que las configuraciones de flujo en las proximidades del fuselaje 810 y de un cuerpo 802 de flujo (por ejemplo, una cola vertical) son al menos aproximadamente simétricas con respecto al plano X-Z.

En la Figura 9, la primera superficie de control 842a ha sido movida hasta una posición de deflexión, en tanto que la segunda superficie de control 842b ha permanecido estacionaria. Como se ha explicado anteriormente con referencia a la Figura 4, la segunda superficie de control 842b está en una posición seleccionada y la primera superficie de control 842a puede crear una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje 810, que genera una primera diferencia de presiones entre una primera porción 812 del fuselaje 810 y una segunda porción 814 del fuselaje 810. La primera diferencia de presiones crea una primera fuerza lateral S1 que se extiende hacia fuera desde el segundo lado 813 del fuselaje 810 y en alejamiento del primer lado 811 del fuselaje 810. La primera fuerza lateral S1 puede, a su vez, producir un primer momento de guiñada Ym1. Similarmente, la primera superficie de control 842a puede crear una segunda configuración de flujo en las proximidades del cuerpo de 802 de flujo, a fin de crear una diferencia de presiones entre la primera porción 803 del cuerpo 802 de flujo y una segunda porción 804 del cuerpo 802 de flujo. La segunda diferencia de presiones crea una segunda fuerza lateral S2 (por ejemplo, en la misma dirección que la primera fuerza lateral S1) que puede producir un segundo momento de guiñada Ym2.

El sistema 800 de generación de guiñada mostrado en las Figuras 8-9 puede tener características y/o ventajas similares a las de los explicados anteriormente con referencia a las Figuras 1-7. Por ejemplo, en otras realizaciones, el sistema 800 de generación de guiñada puede incluir un número mayor o menor de superficies de control 842, y/o las superficies de control 842 pueden tener posiciones adicionales (por ejemplo, posiciones seleccionadas y/o de deflexión adicionales). De manera adicional, en otras realizaciones, las superficies de control 842 pueden tener otras posiciones con respecto al fuselaje 810 y/o las secciones de ala 820. Por ejemplo, si bien en la realización que se ilustra las superficies de control 842 están colocadas próximas a la superficie superior de las secciones de ala 820, donde puede haber un flujo de aire de alta energía (por ejemplo, las superficies de control 842 están acopladas aerodinámicamente a la sección de ala 820), en otras realizaciones, las superficies de control 842 están colocadas lejos de las secciones de ala.

La Figura 10 es una ilustración isométrica de un sistema 1000 de generación de guiñada que no forma parte de la invención. En la Figura 10, el sistema 1000 de generación de guiñada incluye una primera superficie de control 1042a, acoplada a un primer lado 1011 de un fuselaje 1010, y una segunda superficie de control 1042b, acoplada a un segundo lado 1013 del fuselaje 1010. Las superficies de control 1042 pueden ser movibles entre una posición retirada a un estado no operativo y una posición de deflexión. En la posición retirada a un estado no operativo, las superficies de control 1042 pueden ser generalmente colocadas en posición carenada o a ras con una superficie 1016 del fuselaje 1010. Por ejemplo, las superficies de control 1042 pueden ser retraídas dentro, o apoyadas contra, el fuselaje 1010, y/o colocadas próximas al fuselaje 1010, de tal manera que la superficie de control 1042 presenta una escasa interferencia o interposición con el flujo generalmente currentilíneo o fuselado en torno al fuselaje 1010. En la realización ilustrada, la primera superficie de control 1042a está generalmente colocada en posición carenada o a ras con una primera superficie 1016a, y la segunda superficie de control 1016b está generalmente carenada o a ras con una segunda superficie 1016b del fuselaje. El hecho de que las primera y segunda superficies de control 1042a, 1042b están simétricamente colocadas con respecto al fuselaje y las líneas de flujo 1060 creadas por un campo de flujo F, ilustra que las configuraciones de flujo próximas al fuselaje 1010 y a un cuerpo 1002 de flujo (por ejemplo, una cola vertical) son al menos aproximadamente simétricas con respecto al plano X-Z.

En la Figura 11, la primera superficie de control 1042a se ha movido hasta una posición de deflexión en la que la superficie de control 1042a se extiende hacia fuera desde el primer lado 1011 del fuselaje 1010 y en alejamiento del segundo lado 1013 del fuselaje 1010. En la Figura 11, la segunda superficie de control 1042b ha permanecido en la posición retirada a un estado no operativo, que también es una posición seleccionada según se ha explicado anteriormente con referencia la Figura 4. De acuerdo con ello, en la posición desviada o de deflexión, la primera superficie de control 1042a puede crear una configuración de flujo próxima al fuselaje 1010, que genera una primera diferencia de presiones entre una primera porción 1012 del fuselaje 1010 y una segunda porción 1014 del fuselaje 1010. La primera diferencia de presiones crea una primera fuerza lateral S1 que se extiende hacia fuera desde el segundo lado 1013 del fuselaje 1010 y en alejamiento del primer lado 1011. La primera fuerza lateral S1 puede producir, a su vez, un primer momento de guiñada Ym1. Similarmente, la primera superficie de control 1042a puede crear una segunda configuración de flujo en las proximidades del cuerpo 1002 de flujo, a fin de crear una diferencia de presiones entre la primera porción 1003 del cuerpo 1002 de flujo y una segunda porción 1004 del cuerpo 1002 de flujo. La segunda diferencia de presiones crea una segunda fuerza lateral S2 (por ejemplo, en la misma dirección que la primera fuerza lateral S1) que puede producir el segundo momento de guiñada Ym2.

El sistema 1000 de generación de guiñada mostrado en las Figuras 10-11 puede tener características y/o ventajas similares a las anteriormente explicadas con referencia a las Figuras 1-9. Por ejemplo, en otras realizaciones, el sistema 100 de generación de guiñada puede incluir un número mayor o menor de superficies de control 1042, y/o las superficies de control 1042 pueden tener posiciones adicionales (por ejemplo, posiciones seleccionadas y/o de deflexión adicionales). Por ejemplo, en ciertas realizaciones, las superficies de control 1042 pueden ser extendidas simétricamente para actuar como un freno de velocidad, sin crear ningún momento de guiñada en la nave

aerospacial 1001, y extendidas asimétricamente para proporcionar resistencia al avance y una configuración de flujo que produce guiñada en el fuselaje (tal y como se ha explicado anteriormente). Adicionalmente, como se ha explicado anteriormente con referencia a las Figuras 8-9, en otras realizaciones, las superficies de control 1042 pueden tener otras posiciones con respecto al fuselaje 1010 y/o las secciones de ala 1020.

5 Se apreciará, de lo anterior, que se han descrito en la presente memoria realizaciones específicas de la invención para propósitos de ilustración, pero que pueden realizarse diversas modificaciones sin apartarse de la invención. Adicionalmente, aspectos de la invención descritos en el contexto de realizaciones particulares pueden combinarse o eliminarse en otras realizaciones. Por ejemplo, si bien algunas de las realizaciones anteriores han mostrado una
10 única superficie de control colocada en una sección de ala, en otras realizaciones, una sección de ala puede tener múltiples superficies de control que tienen las mismas o diferentes posiciones de deflexión. Si bien se han descrito ventajas asociadas con ciertas realizaciones de la invención en el contexto de esas realizaciones, otras realizaciones pueden también exhibir tales ventajas. De manera adicional, no todas las realizaciones deben exhibir, necesariamente, tales ventajas para caer dentro del alcance la invención. En consecuencia, la invención no está
15 limitada sino por las reivindicaciones que se acompañan.

REIVINDICACIONES

1.- Un vehículo o nave espacial (101; 801) que tiene un fuselaje (110; 810) con una primera porción (112; 812) y una segunda porción (114; 814); y un sistema (100; 800) de generación de guiñada, de tal manera que dicho sistema (100; 800) de generación de guiñada comprende:

una superficie de control movable (100; 800), acoplada al fuselaje (110; 810) y que, cuando se repliega o retrae, se extiende generalmente en un plano horizontal, de tal modo que la superficie de control (142; 842) es movable hasta una posición desviada o de deflexión, en la que la superficie de control (142; 842) está colocada de manera que crea una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje (110; 810) cuando la nave espacial se coloca en el seno de un campo de flujo (F), de modo que la configuración de flujo está situada para crear una diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje (110; 810), estando situadas las primera y segunda porciones (112, 114; 812, 814) de tal manera que la diferencia de presiones (P1) produce un momento de guiñada (Ym1) en la nave espacial (101; 801),

caracterizado por que:

- la superficie de control (142; 842) incluye una primera superficie de control (142a; 842a), y
- el sistema comprende, de manera adicional, una segunda superficie de control movable (142b; 842b), acoplada al fuselaje (110; 810) y que, cuando se repliega o retrae, se extiende generalmente en un plano horizontal, de tal modo que las primera y segunda superficies de control (142, 142b; 842a, 842b) están situadas de forma al menos aproximadamente simétrica con respecto al fuselaje (110; 810), siendo la segunda superficie de control (142b; 842b) susceptible de colocarse en una segunda posición seleccionada cuando la primera superficie de control (142a; 842a) se coloca en la posición de deflexión,
- una primera sección de ala (120a; 820) está acoplada al fuselaje (110; 810), de tal manera que la primera superficie de control (142a; 842a) está acoplada a la primera sección de ala (120a; 820),
- una segunda sección de ala (120b; 820) está acoplada al fuselaje (110; 810) de forma generalmente opuesta a la primera sección de ala (120a; 820), de tal manera que la segunda superficie de control (142b; 842b) está acoplada a la segunda sección de ala (120b; 820), y
- en la posición desviada o de deflexión de la primera superficie de control (142a; 842a) y en la posición seleccionada de la segunda superficie de control (142b; 842b), la primera superficie de control (142a; 842a) está situada de manera que acelera partes del flujo de fluido en algunas zonas, por lo que se incrementa la presión dinámica y se reduce la presión local o estática, y de modo que decelera otras partes del flujo, reduciendo la presión dinámica e incrementando la presión local o estática para así crear la configuración de flujo que genera la diferencia de presiones (P1).

2.- La nave espacial (101; 801) de acuerdo con la reivindicación 1, **caracterizada por que**, en la posición de deflexión, la primera superficie de control (142a; 842a) es colocada en deflexión o desviada en una pequeña cantidad (144a), y, en la posición seleccionada, la segunda superficie de control (142b; 842b) es colocada en deflexión o desviada en una segunda cantidad (144b), de tal manera que la segunda cantidad de deflexión (144b) es menor que la primera cantidad de deflexión (144a).

3.- La nave espacial (101; 801) de acuerdo con la reivindicación 1 o la reivindicación 2, **caracterizada por que** la primera superficie de control movable (142a; 842a) incluye una primera superficie deflectora y la segunda superficie de control movable (142b; 842b) incluye una segunda superficie deflectora, de manera que la primera superficie deflectora está acoplada a la primera sección de ala (120a; 820a) y la segunda superficie deflectora está acoplada a la segunda sección de ala (120b; 820b).

4.- La nave espacial (101; 801) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que** la posición de deflexión de la primera posición de la segunda superficie de control (142b; 842b) puede estar en una dirección hacia arriba o hacia abajo con respecto al plano horizontal.

5.- La nave espacial (101; 801) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que:**

- la primera superficie de control (142a; 842a) está situada en las proximidades de un primer lado (111; 811) del fuselaje (110; 810), opuesto a un segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810), y la segunda superficie de control (142b; 842b) está situada en las proximidades del segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810), y
- la diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje crea una fuerza lateral (S1) que produce el momento de guiñada (Ym1), de tal manera que la fuerza lateral (S1) tiene una dirección que se extiende hacia fuera desde el fuselaje (110; 810) y en alejamiento del segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810).

6.- La nave aerospacial (101; 801) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que:**

- la configuración de flujo en las proximidades del fuselaje (110; 810) incluye una primera configuración de flujo, la diferencia de presiones incluye una primera diferencia de presiones (P1), y el momento de guiñada incluye un primer momento de guiñada (Ym1), y
- el sistema (100; 800) comprende, adicionalmente, un cuerpo (102; 802) de flujo que tiene una primera porción (103; 803) y una segunda porción (104; 804), de tal manera que la primera superficie de control (142a; 842a), en la posición de deflexión, está colocada para crear una segunda configuración de flujo en las proximidades del cuerpo (102; 802) de flujo cuando la nave aerospacial (101; 801) se coloca en el seno del campo de flujo (F), de tal modo que la segunda configuración de flujo se sitúa para crear una segunda diferencia de presiones (P2) entre la primera porción (103; 803) del cuerpo (102; 802) de flujo y la segunda porción (104; 804) del cuerpo (102; 802) de flujo, estando las primera y segunda porciones (103, 104; 803, 804) del cuerpo (102; 802) de flujo situadas de tal manera que la segunda diferencia de presiones (P2) produce un segundo momento de guiñada (Ym2) en la nave aerospacial (101; 801), en la misma dirección que el primer momento de guiñada (Ym1).

7.- La nave aerospacial (101; 801) de acuerdo con las reivindicaciones 3, 5 y 6, **caracterizada por:**

- al menos uno de entre un sistema de control de vuelo mecánico y un sistema de control de vuelo electrónico, conectados o acoplados operativamente a las primera y segunda superficies de control (142a, 142b; 842a, 842b) para mover la primera superficie de control (142a; 842a) hasta la posición de deflexión y la segunda superficie de control (142b; 842b) hasta la posición seleccionada, cuando un estado de empuje asimétrico crea un momento de guiñada (Ymt) de empuje en la nave aerospacial (101; 801) en una o más condiciones de funcionamiento seleccionadas, de tal manera que el primer momento de guiñada (Ym1) es, al menos aproximadamente, opuesto al momento de guiñada (Ymt) de empuje; y
- un estabilizador vertical (102; 802), acoplado al fuselaje (110; 810), de tal manera que el estabilizador vertical (102; 802) tiene una superficie (141) de timón de dirección que es movable para producir un momento de guiñada (Ymr) de timón de dirección al menos aproximadamente opuesto al momento de guiñada (Ymt) de empuje.

8.- La nave aerospacial (101; 801) de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, **caracterizada por que** la primera superficie de control (142a; 842a), en la posición de deflexión, está situada para crear una configuración de flujo en las proximidades del fuselaje (110; 810) destinada a generar la diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje (110; 810), al tiempo que se crea un momento neto de balanceo (Rmnet) al menos aproximadamente equilibrado en la nave aerospacial (101; 801) cuando la nave (101; 801) se sitúa en el seno del campo de flujo (F), en una o más condiciones de funcionamiento seleccionadas.

9.- Un método para producir un sistema (100; 800) de generación de guiñada, de tal manera que el método comprende:

- situar una superficie de control movable (142; 842) en las proximidades de un fuselaje (110; 810) de un vehículo o nave aerospacial (101; 801), de tal manera que el fuselaje (110; 810) tiene una primera porción (112; 812) y una segunda porción (114; 814); y
 - acoplar la superficie de control movable (142; 842) al fuselaje (110; 810), de tal manera que la superficie de control (142; 842) se extiende generalmente en un plano horizontal cuando está replegada o retraída y es movable hasta una posición desviada o de deflexión, de modo que, en la posición de deflexión, la superficie de control (142; 842) está colocada para crear una configuración de flujo cuando la nave aerospacial (101; 801) se sitúa en el seno de un campo de flujo (F), de tal manera que la configuración de flujo se sitúa para generar una diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje (110; 810), estando las primera y segunda porciones (112, 114; 812, 814) del fuselaje (110; 810) situadas de tal modo que la diferencia de presiones (P1) produce un momento de guiñada (Ym1) en la nave aerospacial (101; 801),
- caracterizado por que:**

- el hecho de acoplar una superficie de control movable (142; 842) al fuselaje (110; 810) incluye acoplar una primera superficie de control movable (142a; 842a) al fuselaje (110; 810) y acoplar una segunda superficie de control movable (142b; 842b) al fuselaje (110; 810), de tal manera que las primera y segunda superficies de control movibles (142a, 142b; 842a, 842b) están situadas, al menos aproximadamente, de forma simétrica en el plano horizontal con respecto al fuselaje (110; 810), siendo la segunda superficie de control (142b; 842b) susceptible de colocarse en una posición seleccionada cuando la primera superficie de control (142a; 842a) se coloca en la posición de deflexión,
- el hecho de acoplar una superficie de control movable (142; 842) incluye, de manera adicional, acoplar la primera superficie de control movable (142a; 842a) a una primera sección de ala (120a; 820a) y

acoplar la primera sección de ala (120a; 820a) al fuselaje (110; 810), de tal modo que el método comprende, adicionalmente, acoplar una segunda sección de ala (120b; 820b) al fuselaje (110; 810), generalmente opuesta a la primera sección de ala (120a; 820a) con respecto al fuselaje (110; 810), y acoplar la segunda superficie de control movable (142b; 842b) a la segunda sección de ala (120b; 820b); y

- en la posición de deflexión, el hecho de colocar la superficie de control (142; 842) de manera que cree una configuración de flujo situada para generar una diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje (110; 810), a fin de producir un momento de guiñada (Ym1) en la nave aerospacial (101; 801), incluye colocar la primera superficie de control (142a; 842a) de manera que acelere porciones del flujo de fluido en algunas zonas, con lo que se incrementa la presión dinámica y se reduce la presión local o estática, y decelere otras porciones del flujo, con lo que se reduce la presión dinámica y se incrementa la presión local o estática.

10.- El método de acuerdo con la reivindicación 9, **caracterizado por que:**

- el hecho de acoplar una superficie de control movable (142; 842) incluye acoplar un primer deflector a la primera sección de ala (120a; 820a) y acoplar una segunda superficie deflectora a la segunda sección de ala (120b; 820b); y

- el hecho de situar la configuración de flujo de manera que cree una diferencia de presiones (P1) incluye situar la configuración de flujo de manera que cree una diferencia de presiones entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje (110; 810), a fin de crear una fuerza lateral (S1), de tal manera que la fuerza lateral (S1) produce el momento de guiñada, la fuerza lateral (S1) tiene una dirección que se extiende hacia fuera desde el fuselaje (110; 810) y en alejamiento del segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810), y el momento de guiñada incluye un primer momento de guiñada (Ym1); y

de modo que el método comprende, adicionalmente:

- configurar un sistema de control para que mueva la primera superficie de control (142a; 842a) hasta la posición de deflexión y la segunda superficie de control (142b; 842b) hasta la posición seleccionada cuando una situación de empuje asimétrico crea un momento de guiñada (Ymt) de empuje en la nave aerospacial, de tal manera que el primer momento de guiñada (Ym1) es, al menos aproximadamente, opuesto al momento de guiñada (Ymt) de empuje; y

- colocar una superficie (141) de timón de dirección para que cree un momento de guiñada (Ymr) de timón de dirección en la nave aerospacial (101; 801), de tal manera que el momento de guiñada (Ymr) de timón de dirección es, al menos aproximadamente, opuesto al momento de guiñada (Ymt) de empuje.

11.- El método de acuerdo con la reivindicación 9 o la reivindicación 10, **caracterizado por que**, en la posición de deflexión, el hecho de colocar la superficie de control (142; 842) para que cree una configuración de flujo situada para generar una diferencia de presiones (P1) entre la primera porción (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda porción (114; 814) del fuselaje, a fin de producir un momento de guiñada (Ym1) en la nave aerospacial (101; 801), incluye colocar la primera superficie de control (142a; 842a) para que cree una primera configuración de flujo destinada a crear una primera diferencia de presiones (P1) con el fin de producir un primer momento de guiñada (Ym1), y para que cree una segunda configuración de flujo en las proximidades de un cuerpo (102; 802) de flujo con el fin de crear una segunda diferencia de presiones (P2) entre una primera porción (103; 803) del cuerpo (102; 802) de flujo y una segunda porción (104; 804) del cuerpo (102; 802) de flujo, a fin de producir un segundo momento de guiñada (Ym2) en la nave aerospacial (101; 801), en la misma dirección que el primer momento de guiñada (Ym1).

12.- El método de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 9 a 11, estando el método **caracterizado por que** comprende, adicionalmente, configurar la primera superficie de control (142a; 842a) para que cree la diferencia de presiones (P1) a la vez que se crea un momento de balanceo neto (Rmnet) al menos aproximadamente equilibrado en la nave aerospacial (101; 801) cuando la nave aerospacial (101; 801) está situada en el seno del campo de flujo (F), en una o más condiciones de funcionamiento seleccionadas.

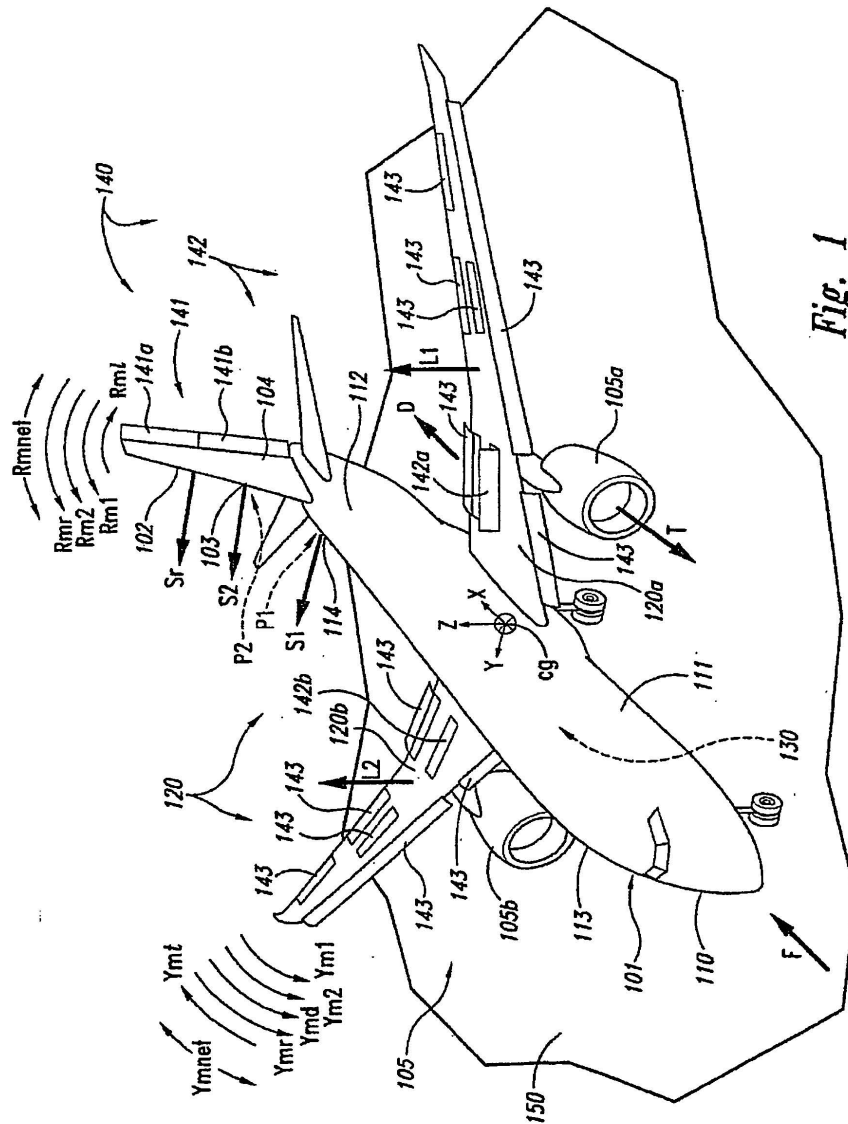


Fig. 1

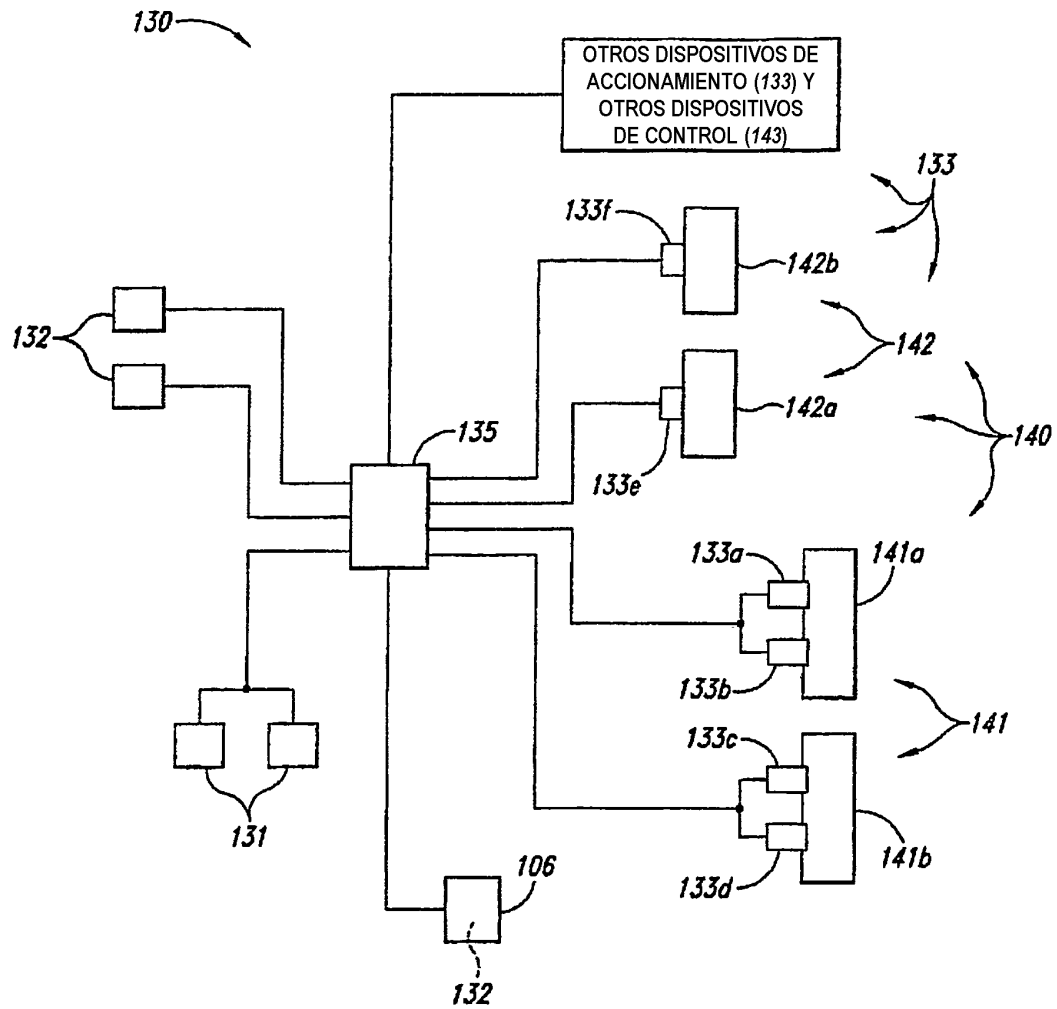
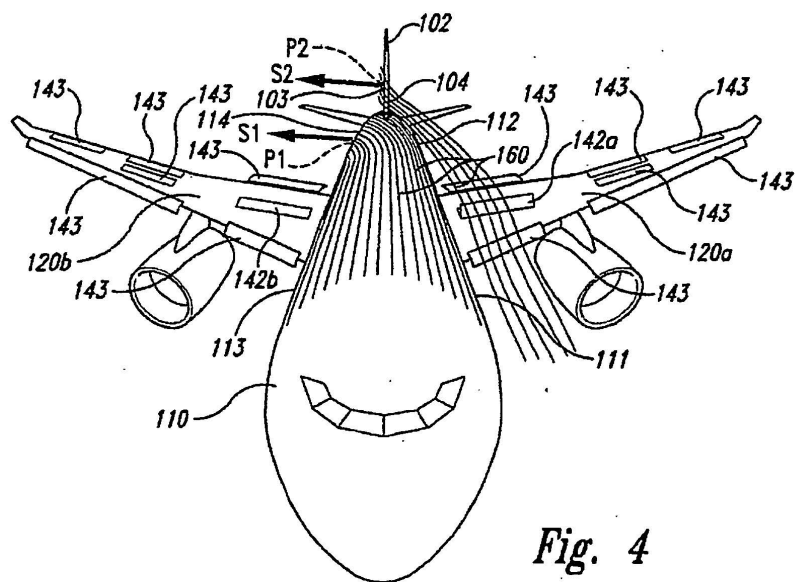
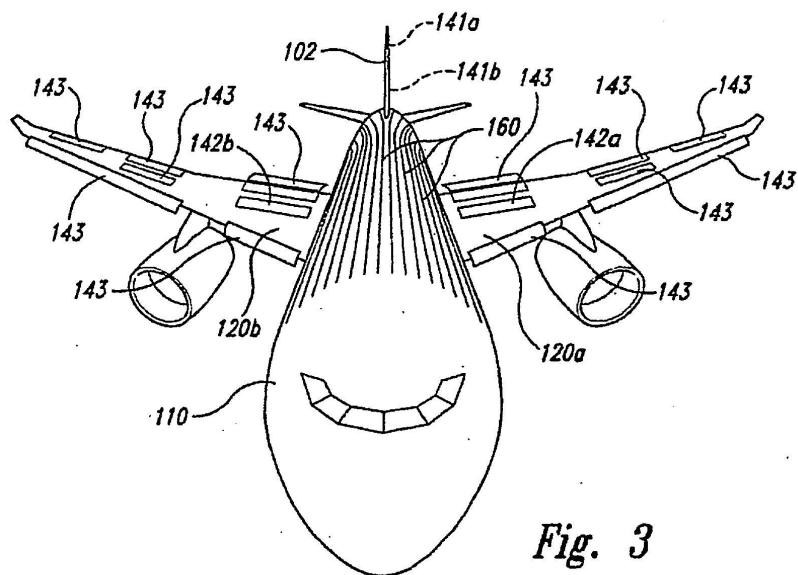
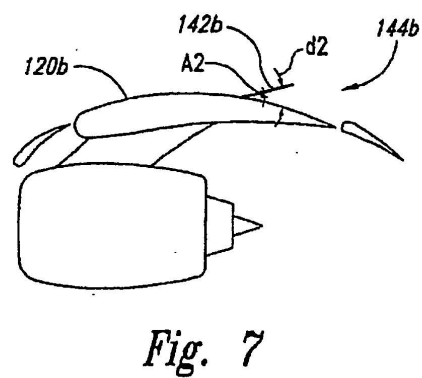
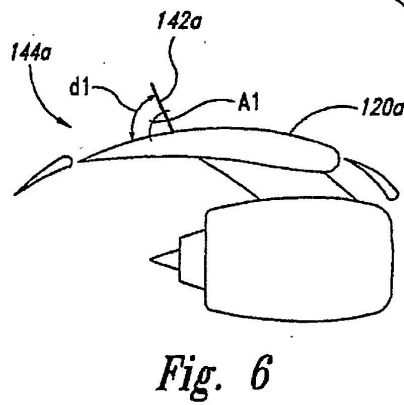
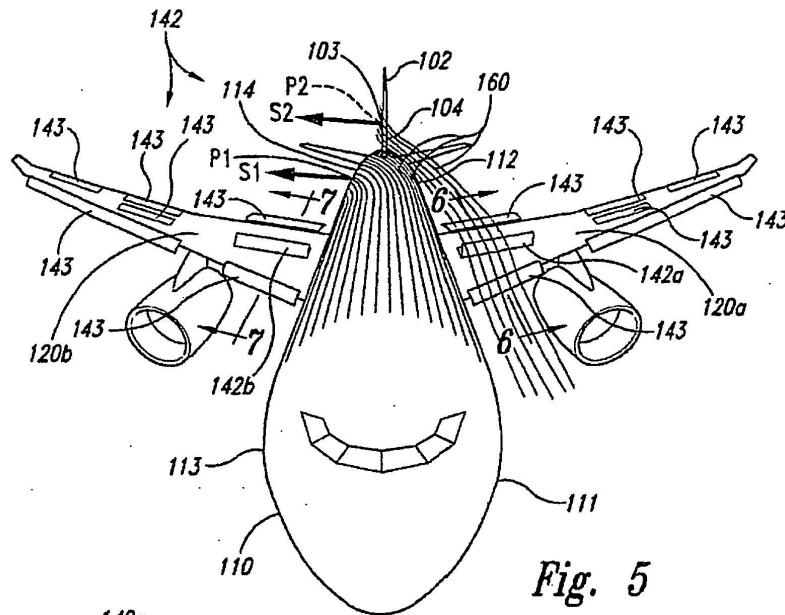
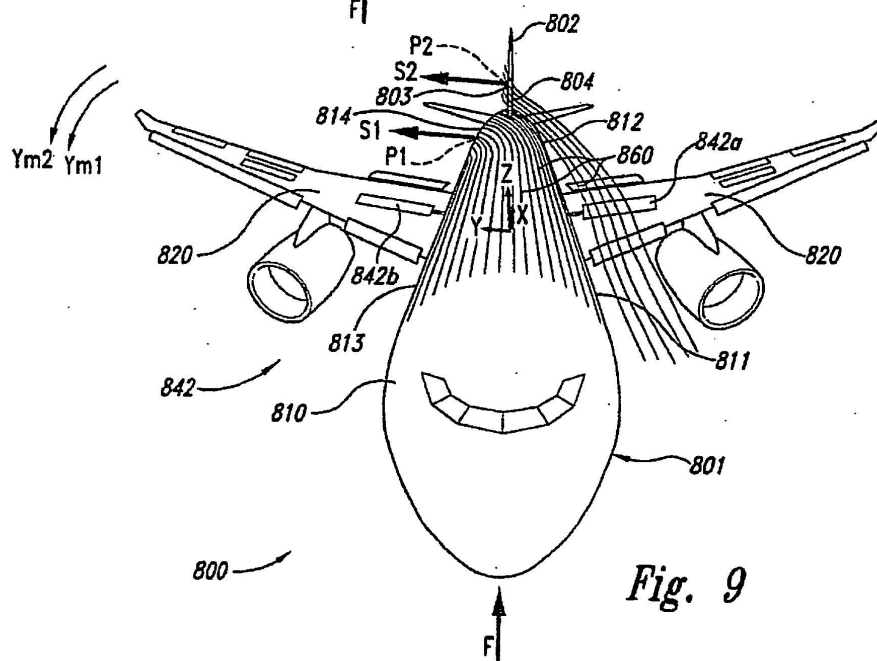
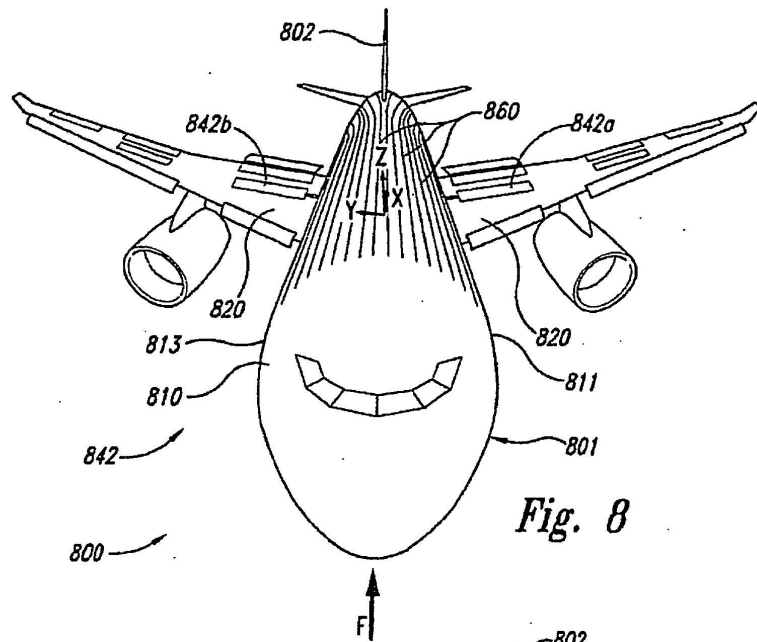


Fig. 2







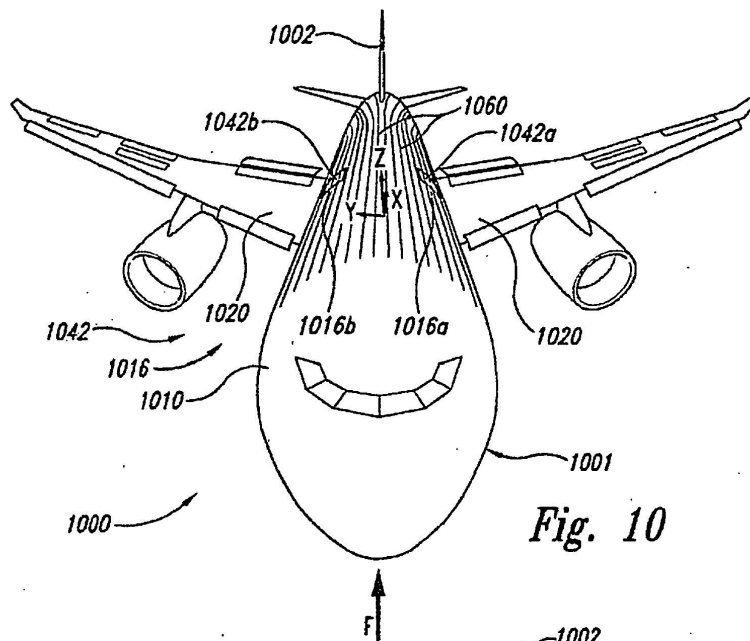


Fig. 10

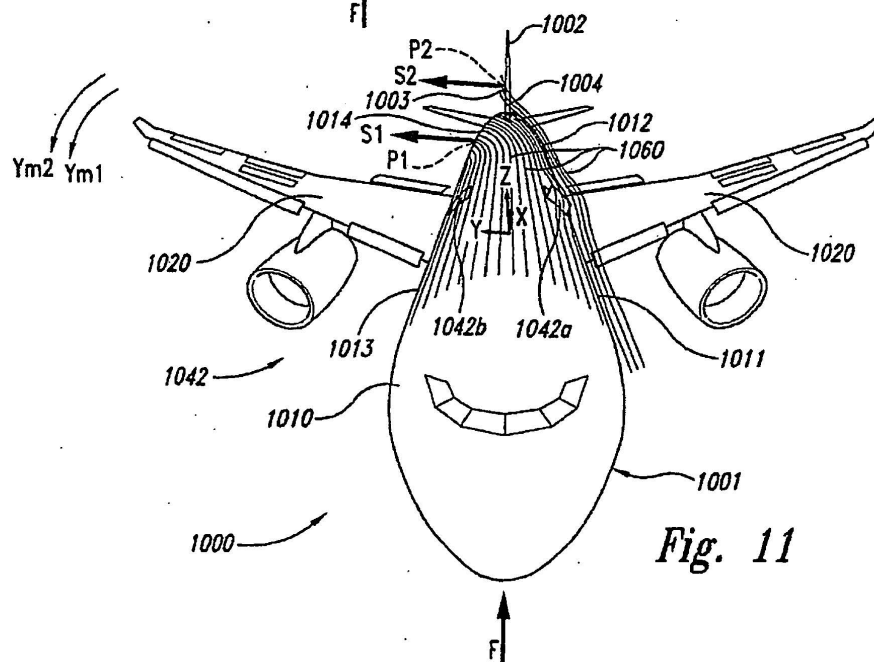


Fig. 11