

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 371 359**

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 Número de solicitud europea: **06784553 .7**

96 Fecha de presentación: **02.06.2006**

97 Número de publicación de la solicitud: **1893480**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **05.03.2008**

54 Título: **SISTEMAS DE GENERACIÓN DE GUIÑADA PARA VEHÍCULO AEROSPAZIAL Y PROCEDIMIENTOS ASOCIADOS.**

30 Prioridad:
21.06.2005 US 158198

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
30.12.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
30.12.2011

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA
CHICAGO, IL 60606, US**

72 Inventor/es:
**HARRIGAN, Jeffery, S. y
BEAUFRERE, Henry, L.**

74 Agente: **Arias Sanz, Juan**

ES 2 371 359 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 para vehículo aeroespacial y procedimientos asociados

Campo técnico

5 La presente invención se refiere a sistemas de generación de guiñada para vehículos aeroespaciales y procedimientos asociados. En particular, la invención se refiere a un sistema de generación de guiñada tal y como se define en el preámbulo de la reivindicación 1 y a un procedimiento para fabricar dicho sistema definido en el preámbulo de la reivindicación 10. Dicho sistema de generación de guiñada y dicho procedimiento son conocidos a través del documento US 5 564 652 A.

Antecedentes

10 A las aeronaves generalmente se les requiere tener ciertas características de control y estabilidad direccional. Con el fin de conseguir estas características, las aeronaves tienen generalmente estabilizadores verticales y timones. A menudo, la dimensión de los estabilizadores verticales, la dimensión de los timones, y la potencia de los accionadores de timón (incluyendo la dimensión y/o la presión operativa del o de los sistemas hidráulicos asociados) de grandes aeronaves multimotor se determina mediante algunos requisitos de controlabilidad de fallo de motor. Por
15 ejemplo, durante la certificación de la aeronave, las agencias gubernamentales (por ejemplo, la Administración Federal de Aviación) requieren a menudo que los fabricantes determinen velocidades mínimas de control en tierra y en vuelo para fallos de motor en condiciones seleccionadas.

20 La velocidad mínima de control en vuelo puede incluir una velocidad aerodinámica calibrada en la que, cuando un motor crítico se estropea repentinamente, es posible mantener el control de la aeronave durante condiciones operativas específicas. La velocidad mínima de control en tierra puede incluir una velocidad aerodinámica calibrada durante la carrera de despegue en la cual, cuando un motor crítico se estropea repentinamente durante las condiciones operativas seleccionadas, es posible mantener el control de la aeronave usando solo el mando de dirección a la vez que se usan las técnicas normales de pilotaje. En general cuanto mayores son las velocidades mínimas que tiene una aeronave, mayor es la pista que la aeronave necesita para despegar y/o aterrizar. En
25 consecuencia. Es deseable diseñar una aeronave que tenga bajas velocidades mínimas de control.

Las bajas velocidades mínimas de control requieren generalmente grandes superficies verticales de estabilización, mayores superficies de timón, y potentes accionadores de timón (por ejemplo, accionadores de timón de movimiento rápido y/o elevada fuerza). Las mayores superficies y/o los potentes accionadores aumentan el peso de una aeronave y en muchos casos aumentan la complejidad y los costes de fabricación. Asimismo, las mayores
30 superficies pueden aumentar la resistencia aerodinámica durante varias fases de vuelo (por ejemplo, durante el vuelo de crucero) dando como resultado un mayor coste y uso de combustible,

35 Como se describe en la patente de los Estados Unidos nº 5.375.793, expedida el 27 de diciembre de 1994, los fabricantes han considerado el uso de un sistema de control de vuelo por señales eléctricas para desviar momentáneamente un alerón y/o un deflector para crear resistencia aerodinámica sobre una ala para producir un momento de guiñada para suplementar el momento de guiñada creado por el timón durante algunas condiciones de fallo de motor. En consecuencia, el momento de guiñada es proporcional al grado de resistencia aerodinámica creada y la distancia entre el lugar donde se aplica la fuerza de arrastre y el centro de gravedad de la aeronave ("c.g."). Con el fin de aumentar el momento de guiñada, se debe aumentar el arrastre y/o se debe aplicar
40 adicionalmente fuerza desde el c.g.. Un problema con esta solución es que los aumentos de resistencia reducen la relación de empuje a arrastre de la aeronave, que puede degradar el rendimiento con un motor fuera de servicio (por ejemplo, la capacidad de acelerar de la aeronave). Otro problema con esta solución es que la creación de la fuerza de arrastre adicional del c.g. de la aeronave requiere una deflexión de deflector o de alerón sobre la parte exterior del ala, que en muchos casos puede crear un momento de balanceo. Con el fin de compensar este momento de balanceo, se pueden desviar otras superficies de control de vuelo, que pueden aumentar la carga de trabajo del piloto incrementar la complejidad de control de vuelo, y/o añadirse a la resistencia aerodinámica de la aeronave.
45

El documento de la técnica anterior anteriormente mencionado US 5 564 652 A divulga un sistema de generación de guiñada para una aeronave supersónica que incluye una pluralidad de deflectores de cuerpo dispuestos a lo largo de la periferia del cuerpo anterior de una aeronave supersónica. Estos deflectores de cuerpo se pueden desplazar entre una posición retraída, en la cual están a nivel con el cuerpo anterior, y una posición desviada en la cual se extienden desde el cuerpo anterior. En la posición desviada cada deflector de cuerpo genera una onda de choque, que a su vez produce presión a lo largo del cuerpo anterior. Esta presión crea un momento de guiñada que se puede usar para contrarrestar un momento de guiñada, generado por un motor, del mal funcionamiento de la aeronave. La deflexión de los deflectores de cuerpo es controlada por sensores dispuestos en las entradas de motor.
50

En el documento EP 1 008 515 A2 se divulga una superficie de deflector para su uso con un ala, y su función se define como la generación de resistencia aerodinámica y destrucción de parte de la elevación generada por el ala.
55

Sumario

La presente invención se refiere en general a sistemas mejorados de generación de guiñada de vehículos aeroespaciales y procedimientos asociados.

5 Un sistema de generación de guiñada según la presente invención se define en la reivindicación 1. Las realizaciones preferidas del sistema de generación de guiñada forman el objeto de las reivindicaciones dependientes 2 a 9.

Un procedimiento para realizar un sistema de generación de guiñada según la presente invención se define en la reivindicación 11. Las variantes preferidas de este procedimiento forman el objeto de las reivindicaciones dependientes 11 a 13.

Breve descripción de los dibujos

- 10 - La figura 1 es una ilustración isométrica de un sistema para crear un momento de guiñada según las realizaciones de la invención.
- La figura 2 es una ilustración esquemática de una parte del sistema de control de vuelo del sistema mostrado en la figura 1.
- 15 - 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 superficie de timón, y donde una primera superficie de control y una segunda superficie de control están ambas en una primera posición seleccionada.
- La figura 4 es una ilustración isométrica de la parte del sistema mostrado en la figura 3, con la primera superficie de control en una primera posición desviada y la segunda superficie de control en la primera posición seleccionada.
- 20 - La figura 5 es una ilustración isométrica de una parte del sistema mostrado en la figura 3, con la primera superficie de control en una segunda posición desviada y la segunda superficie de control en una segunda posición seleccionada.
- La figura 6 es una vista en sección transversal parcialmente esquemática de la parte del sistema mostrado en la figura 5 tomada a lo largo de la línea 6-6.
- 25 - La figura 7 es una vista en sección transversal parcialmente esquemática de la parte del sistema mostrado 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 a un fuselaje de un vehículo aeroespacial según otras realizaciones de la invención.
- 30 - La figura 9 es una ilustración isométrica del sistema mostrado en la figura 8, con una primera superficie de control en una posición desviada 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 guiñada con otras superficies de control acopladas al fuselaje de un vehículo aeroespacial que no forman parte de la invención.
- 35 - La figura 11 es una ilustración isométrica de un sistema mostrado en la Figura 10, con una primera superficie de control en una posición desviada y una segunda superficie de control en una posición seleccionada.

Descripción detallada

40 La presente divulgación describe sistemas de generación de guiñada para vehículo aeroespacial y procedimientos asociados, que incluyen una superficie de deflector para generar un diferencial de presión entre una primera parte y una segunda parte de un fuselaje de un vehículo aeroespacial para crear un momento de guiñada. Se exponen diversos detalles específicos de la invención en la siguiente descripción y en las figuras 1-7 para proporcionar una comprensión rigurosa de algunas realizaciones de la invención. El experto en la técnica, entenderá, sin embargo, que la presente invención puede tener realizaciones adicionales, y que se pueden llevar a la práctica otras realizaciones de la invención sin variar las características específicas descritas en lo sucesivo.

45 La figura 1 ilustra realizaciones de un sistema en el cual se usa una superficie de control para generar un diferencial de presión entre una primera parte y una segunda parte de un fuselaje de un vehículo aeroespacial para crear un momento de guiñada. Las figuras 2-7 ilustran otros detalles de la operación del sistema mostrado en la figura 1. Algunas realizaciones de la invención descritas en lo sucesivo se pueden usar para aumentar el control de guiñada y/o la estabilidad direccional de la aeronave durante las condiciones operativas seleccionadas (por ejemplo, durante una pérdida de motor en el despegue).

50

En la figura 1, un sistema de generación de guiñada 100 incluye un vehículo aeroespacial 101 con un fuselaje 110. múltiples secciones de ala 120, un sistema de control de vuelo 130, y uno o más dispositivos de control 140 que incluyen al menos una superficie de control 142 que está configurada para crear un diferencial de presión sobre el fuselaje 110 para producir un momento de guiñada sobre el vehículo aeroespacial 101. En la realización ilustrada, el fuselaje 110 incluye un primer lado 111 y un segundo lado 113 generalmente opuesto al primer lado 111 respecto del plano X-Z (por ejemplo, un plano vertical respecto del fuselaje definido por los ejes de balanceo y guiñada) en la figura 1. Una primera sección de ala 120a se sitúa próxima al primer lado 111 del fuselaje 110 y una segunda sección de ala 120b se sitúa próxima al segundo lado 113 del fuselaje 110.

En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir más o menos secciones de ala 120 y/o una o más secciones de ala 120 con otras configuraciones. Por ejemplo, una sección de ala 120 puede incluir una parte de cualquier superficie o sección de superficie sustentadora que se extiende generalmente en una dirección lateral (por ejemplo, la superficie se puede extender generalmente en paralelo al eje Y mostrado en la figura 1 con o sin diedro positivo o diedro negativo) que se configura para generar elevación cuando se coloca en un campo de flujo F. Por ejemplo, en algunas realizaciones el sistema 100 puede incluir secciones de ala 120 que incluyen partes de una sección canard y/o otras secciones de ala que incluyen partes de un ala principal. En otras realizaciones, la o las secciones de ala 120 se acoplan al fuselaje 110 sin conectarse directamente al fuselaje 110. Por ejemplo, las secciones de ala 120 pueden incluir secciones de superficie sustentadora que están suspendidas sobre o bajo el fuselaje 110 (por ejemplo, una configuración de biplano o triplano).

En la realización ilustrada, los dispositivos de control 140 incluyen dispositivos que pueden generar momentos o fuerzas para controlar el vehículo aeroespacial 101 durante la operación o el vuelo (por ejemplo, propulsores de corrección de actitud, superficies aerodinámicas, y boquillas de vector de empuje). En la figura 1, los dispositivos de control 140 incluyen superficies de control 142, superficies de timón 141, y otros dispositivos de control 143. En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir más o menos 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 segunda superficie de control 142b acoplada a la segunda sección de ala 120b. En la realización ilustrada, la primera y la segunda superficies de control 142a, 142b incluyen superficies de deflector que están al menos situadas aproximadamente de manera simétrica en un plano X-Y (por ejemplo, un plano horizontal) respecto del fuselaje. En otras realizaciones, el sistema 100 puede incluir otras disposiciones de superficies de control 142, otros tipos de superficies de control 141, y/o más o menos superficies de control 142. Por ejemplo, en otras realizaciones las superficies de control 142 pueden incluir superficies de flap o alerón.

En la figura 1, la primera superficie de control 142a se muestra en una posición desviada. En la posición desviada, la primera superficie de control 142a se posiciona para crear al menos un modelo de flujo próximo al fuselaje 110 cuando el vehículo aeroespacial 101 se sitúa en el campo de flujo F. En la realización ilustrada, la primera superficie de control 142a se sitúa dentro de la primera tercera parte de la extensión de ala (por ejemplo del fuselaje a la punta) y se ha creado un primer modelo de flujo próximo al fuselaje 110 que se posiciona para crear un primer diferencial de presión P1 entre una primera parte 112 del fuselaje 110 y una segunda parte 114 del fuselaje 110. En la realización ilustrada, la primera y segunda parte 112, 114 del fuselaje se sitúan de tal manera que el primer diferencial de presión P1 produce una primera fuerza lateral D1 a alguna distancia de un "c.g." (centro de gravedad) del vehículo aeroespacial 101 para producir un primer momento de guiñada $Ym1$ alrededor del eje de guiñada Z del vehículo aeroespacial 101. En la realización ilustrada, la primera superficie de control 142a se sitúa en una sección canard), la primera fuerza lateral S1 se puede situar enfrente del c.g. para producir el primer movimiento de guiñada $Ym1$ en la dirección opuesta.

En la realización ilustrada, la primera parte 112 del fuselaje 110 se sitúa sobre el primer lado 111 del fuselaje 110 y la segunda parte 114 del fuselaje 110 se sitúa sobre el segundo lado 113 del fuselaje 110, pero la primera y segunda parte no están situadas directamente opuestas entre sí. En otras realizaciones, la primera y segunda parte 112, 114 se posicionan directamente opuestas entre sí respecto del plano X-Z. En otras realizaciones, la primera y segunda parte 112, 114 pueden tener otros emplazamientos que producen el momento de guiñada $Ym1$. Como se ha mencionado anteriormente, en la figura 1 la primera superficie de control 142a se sitúa dentro de la primera tercera parte de la extensión de ala, sin embargo, se entiende que la primera superficie de control 142a puede tener otros emplazamientos donde la posición desviada puede crear el primer diferencial de presión sobre el fuselaje.

En algunas realizaciones, la primera superficie de control 142a se puede posicionar en la posición desviada para crear un segundo modelo de flujo próximo a un cuerpo de flujo 102 (por ejemplo, un estabilizador direccional, una cola vertical, una cola en forma de V, una superficie de timón o una aleta ventral) cuando el vehículo aeroespacial 101 se sitúa en el campo de flujo F. Tal como se usa en el presente documento, cuerpo de flujo 102 se refiere a cualquier cuerpo de flujo 102 en el vehículo aeroespacial 101 distinto del fuselaje. El segundo modelo de flujo se puede posicionar para crear un segundo diferencial de presión P2 entre una primera parte 103 del cuerpo de flujo 102 y una segunda parte 104 del cuerpo de flujo 102. En la realización ilustrada, la primera y segunda parte 103, 104 del cuerpo de flujo 102 se sitúan de tal manera que el segundo diferencial de presión P2 produce una segunda fuerza lateral S2 a alguna distancia del c.g. del vehículo aeroespacial 101 para producir un segundo momento de guiñada $Ym2$ en el vehículo aeroespacial 101.

En la figura 1, el cuerpo de flujo 102 incluye un estabilizador vertical que está situado a popa del c.g. del vehículo aeroespacial 101. En consecuencia, la segunda fuerza lateral S2 se sitúa a popa del c.g.. En otras realizaciones, la segunda fuerza lateral S2 se puede situar enfrente del c.g. para producir el segundo momento de guiñada Ym2 en la dirección opuesta (por ejemplo, la primera superficie de control 142a se sitúa sobre una sección canard y hay un cuerpo de flujo 102 posicionada a proa del c.g.).

En algunas realizaciones, el primer momento de guiñada Ym1 o el primer y el segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2 creados por la primera superficie de control 142a se pueden usar para proporcionar o aumentar la estabilidad direccional y/o el control direccional del vehículo aeroespacial 101 durante las condiciones operativas seleccionadas. Las condiciones operativas seleccionadas pueden incluir una condición de campo de flujo seleccionada respecto de la aeronave (por ejemplo, velocidad aerodinámica, ángulo de ataque, ángulo de resbalamiento, altitud, y/o presión ambiente), una configuración de aeronave seleccionada (por ejemplo, la posición de varias superficies de control de vuelo y/o la operabilidad de varios sistemas), comandos de operador seleccionados (por ejemplo, entradas de control de un piloto), y/o si el vehículo aeroespacial 101 está en tierra o en vuelo.

Por ejemplo, en realizaciones seleccionadas, el primer momento de guiñada Ym1 se puede usar para proporcionar estabilidad y control direccional para una aeronave sin superficies de estabilización verticales por toda la envoltura de vuelo. En otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym1 o el primer y el segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2 se pueden usar para proporcionar estabilidad direccional y/o control direccional de una aeronave con un sistema de estabilizadores verticales y timones cuando el sistema de timones experimenta un fallo parcial o completo. En otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym1 o el primer y el segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2 se pueden usar para aumentar la estabilidad direccional y/o el control direccional de una aeronave en esquinas seleccionadas de una primera envoltura donde se requiere estabilidad y/o control adicional.

En otras realizaciones, el primer momento de guiñada Ym1 o el primer y segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2 se pueden usar para proporcionar estabilidad direccional y/o control direccional de una aeronave con una condición de empuje asimétrico (por ejemplo, pérdida de empuje, fallo de motor, o una condición de motor fuera de servicio). En la figura 1, el vehículo aeroespacial 101 está en tierra 150 y ha experimentado una pérdida de empuje en el motor derecho 105 creando una condición de empuje asimétrico. El motor izquierdo 105a sigue produciendo el empuje T. Debido a que el empuje T se sitúa a una distancia lateral del c.g. del vehículo aeroespacial 101, el empuje T crea un momento de guiñada de empuje Ymt sobre el vehículo aeroespacial 101. Una superficie superior de timón 141a y una superficie inferior de timón 141b, ambas acopladas al cuerpo de flujo 102, han sido desviadas para crear una fuerza lateral de timón Sr a popa del c.g. del vehículo aeroespacial 101, produciendo de este modo un momento de guiñada de timón Ymr que es generalmente opuesto al momento de guiñada de empuje Ymt.

La primera superficie de control 142a se usa también para producir un momento de guiñada para oponerse al momento de guiñada de empuje Ymt. En la figura 1, la primera superficie de control 142a que se ha definido y, se ha mencionado anteriormente, produce el primer y segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2, que están también generalmente opuestos al momento de guiñada de empuje Ymt. Asimismo, en la posición desviada el primer control 142a puede interactuar también con el campo de flujo F para producir una fuerza de arrastre D. Debido a que la fuerza de arrastre se sitúa lateralmente a alguna distancia del c.g., la fuerza de arrastre D puede crear un momento de guiñada de arrastre Ymd, que es también generalmente opuesto al momento de guiñada de empuje Ymt. En algunas realizaciones, el momento de guiñada de arrastre Ymd es inferior al primer momento de guiñada Ym1 y/o el segundo momento de guiñada Ym2. Durante condiciones operativas seleccionadas el primer momento de guiñada Ym1, el segundo momento de guiñada Ym2, el momento de guiñada de timón Ymr, y el momento de guiñada de arrastre Ymd pueden contrarrestar el momento de guiñada de empuje Ymt de manera que el momento de guiñada de red Ymnet es equilibrado o tiene un valor cero.

En otras realizaciones, el vehículo aeroespacial 101 puede tener más o menos motores 150 y/o más o menos superficies de timón 141. En otras realizaciones, el vehículo aeroespacial puede tener más o menos momentos de guiñada que actúan alrededor del eje de guiñada Z y/o los momentos de guiñada pueden tener diferentes direcciones. Por ejemplo, en algunas realizaciones el motor averiado también puede producir una fuerza de arrastre que crea un momento de guiñada adicional y/o la primera superficie de control 142a no produce el segundo momento de guiñada Ym2. En otras realizaciones, el sistema 100 incluye solamente una superficie de control 142 para ayudar a otros dispositivos de control 140 en la provisión de control direccional durante una pérdida de un motor crítico durante el despegue. Tal como se usa en el presente documento, un motor crítico incluye un motor en una aeronave con múltiples motores que causa la mayor desviación de la línea central de la pista de aterrizaje cuando el motor se pierde durante el despegue y se continúa con el despegue. Aunque en la figura 1 se muestra el vehículo aeroespacial 101 en tierra, en otras realizaciones el vehículo aeroespacial 101 puede estar envuelto cuando la primera superficie de control 142a se desvía para crear el primer momento de guiñada Ym1 o el primer y segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2.

En algunas realizaciones, la primera superficie de control 142a puede producir el primer y/o segundo momentos de guiñada Ym1, Ym2 sin crear un momento de balanceo de red Rmnet alrededor del eje de balanceo X del vehículo aeroespacial 101. Por ejemplo, en la figura 1 cuando la primera superficie de control 142a está en la posición desviada, una primera cantidad de elevación L1 creada por la primera sección de ala 120a es inferior a una segunda cantidad de elevación L2 creada por la segunda sección de ala 120b. En consecuencia, se puede crear un momento

de balanceo de elevación Rml. Asimismo, debido a que la primera fuerza lateral S1, la segunda fuerza lateral S2 y la fuerza lateral de timón Sr están posicionadas por encima del c.g. del vehículo aeroespacial 101, se crean respectivamente un primer momento de balanceo Rm1, un segundo momento de balanceo Rm2 y un momento de balanceo de timón Rmr. En la realización ilustrada, el primer momento de balanceo Rm1, el segundo momento de balanceo Rm2 y el momento de balanceo de timón Rmr son generalmente opuestos al momento de balanceo de elevación Rml dando como resultado un momento de balanceo de red Rmnet que es equilibrado o tiene un valor
 5 cero. Esta característica puede ser particularmente ventajosa cuando el vehículo aeroespacial es utilizado en o cerca de tierra y/o cuando la carga de trabajo en la cabina de pilotaje es alta.

En otras realizaciones, el vehículo aeroespacial puede tener más o menos momentos de balanceo que actúan alrededor del eje de balanceo X y/o los momentos de balanceo pueden tener diferentes direcciones. Por ejemplo, en algunas realizaciones la primera superficie de control 142a se puede configurar de tal manera que no hay pérdida de elevación cuando la primera superficie de control 142a se desplaza a la posición desviada. En otras realizaciones, la primera fuerza lateral S1, la segunda fuerza lateral S2, y/o la fuerza lateral de timón Sr se pueden situar de manera que no crean momentos de cabeceo o momentos de cabeceo en una dirección diferentes a la mostrada en la figura
 10 1. En otras realizaciones, se pueden usar otros dispositivos de control 140 para equilibrar el momento de cabeceo de red Rmnet (por ejemplo, una superficie de alerón o un propulsor de corrección de actitud).

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 que incluye un ordenador 135 (por ejemplo, un ordenador de control de vuelo programable), inceptores 131 (por ejemplo palanca de mando o semivolantes de mando de piloto) sensores 132, y varios accionadores 133. El sistema de control 130 puede incluir un sistema de control eléctrico, un sistema de control mecánico, o una combinación de ambos. El sistema de control 130 se puede acoplar a varios sistemas de aeronave que incluyen un sistema de tren de aterrizaje 106 y varios dispositivos de control 140. Los dispositivos de control 140 pueden incluir las superficies de control 142 y superficies de timón 141 (mencionadas anteriormente con referencia a la figura 1), y otros dispositivos de control 143 incluyendo propulsores de corrección de actitud, boquillas de vector de empuje, y superficies aerodinámicas. Por ejemplo, las otras superficies aerodinámicas pueden incluir flap de borde de salida, dispositivos de borde de ataque, superficies de alerón, superficies de deflector, superficies elevadoras, y frenos de velocidad.
 20 25

En la figura 2, el ordenador 135 está acoplado a la superficie superior de timón 141a mediante un primer accionador 133a y un segundo accionador 133b para proporcionar redundancia para la superficie superior de timón. Por ejemplo, cada accionador 133 acoplado a la superficie superior de timón 141a se puede accionar mediante un sistema de alimentación separado (por ejemplo, un sistema hidráulico separado) de manera que si sistema de alimentación falla, el otro sistema de alimentación puede seguir accionando un accionador para desplazar la superficie superior de timón 141a. Asimismo, el ordenador 135 está acoplado a la superficie inferior de timón 141b por un tercer accionador 133c y un cuarto accionador 133d. Además, el ordenador 135 se puede acoplar a la primera superficie de control 142a mediante un quinto accionador 133e y a la segunda superficie de control 142b por un sexto accionador 133f. En algunas realizaciones, el número de accionadores 133 sobre cada superficie de timón 141 se puede reducir porque la primera y la segunda superficies de control 142a, 142b pueden proporcionar control de guiñada en el caso de que el control de que se pierda o degrade una o más superficies de timón.
 30 35

En la realización ilustrada, los sensores 132 pueden proporcionar información al ordenador 135, y el ordenador 135 puede usar esta información para determinar comandos para los dispositivos de control 140. Por ejemplo, en algunas realizaciones los sensores 132 pueden detectar parámetros que incluyen velocidad aerodinámica, altitud, temperatura, posiciones de dispositivos de control, ángulo de ataque, ángulo de resbalamiento lateral, corrección de actitud, seguimiento inercial, y/o el estado de varios sistemas de vehículo aeroespacial. Otros sensores 132 (por ejemplo sensores de bloqueo dentro, sensores de bloqueo fuera, y/o sensores de peso en rueda) pueden proporcionar información sobre el estado del sistema del tren de aterrizaje. Los inceptores 131 pueden proporcionar comandos de operador que representan respuestas deseadas de la aeronave al ordenador 135. El ordenador 135 puede recibir estos comandos y datos procedentes de los sensores 132 para determinar comandos para los dispositivos de control 140.
 40 45

El sistema de control de vuelo puede determinar cuando desplazar una superficie de control 142 a la posición desviada, una cantidad de deflexión de control asociada a la posición desviada, y/o una cantidad de tiempo que una superficie de control 142 permanece en la posición desviada, basándose en la condición operativa del vehículo aeroespacial y/o los comandos. Por ejemplo, La primera y/o la segunda superficies de control 142a, 142b se pueden desplazar a la posición desviada en respuesta a las seleccionadas de operador realizadas mediante los inceptores 131, o en respuesta a señales transmitidas automáticamente por el sistema de control de vuelo, o ambos. En otras realizaciones, la primera y/o segunda superficies de control 142a, 142b están solamente controladas de manera automática por el sistema de control de vuelo 130 y funcionan solamente durante condiciones seleccionadas (por ejemplo, solamente durante una condición de empuje asimétrico cuando el vehículo aeroespacial está funcionando a un intervalo de velocidad aerodinámica seleccionado, está e vuelo, y/o en tierra). En otras realizaciones, la primera y segunda superficies de control 142a, 142b se desplazan únicamente a la posición desviada por la entrada de operador mediante los inceptores 131.
 50 55 60

En otras realizaciones, el sistema de control de vuelo 130 puede tener más o menos elementos, incluyendo más o

menos inceptores 131, sensores 132, accionadores 133, ordenadores 135, y/o otros elementos y se pueden acoplar a más o menos dispositivos de control 140. Por ejemplo, en algunas realizaciones el sistema de control de vuelo 130 no incluye el ordenador 135, y el o los inceptores están configurados para proporcionar una entrada directa (por ejemplo mecánica o eléctrica) a las superficies de control 142 o a los accionadores 133 acoplados a las superficies de control 142. Los accionadores 133 pueden incluir cualquier tipo de accionador, incluyendo accionadores mecánicos, eléctricos, hidráulicos y/o neumáticos. En otras realizaciones, las superficies de control 142 están unidas mecánicamente a los inceptores 131 sin usar los accionadores.

Los modelos de flujo creados por las superficies de control próximas al fuselaje 110 y el cuerpo de flujo 102, se explican en 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 un empuje asimétrico, sin una deflexión de superficie de timón, y donde tampoco la superficie de control está en una posición desviada como se ha mencionado anteriormente con referencia a la figura 1. En la figura 3, la primera y la segunda superficies de control 142a, 142b están posicionadas asimétricamente respecto de sus respectivas primera y segunda secciones de ala 120a, 120b. Las líneas de flujo 160 ilustran que los modelos de flujo próximos al fuselaje 110 y el cuerpo de flujo 102 están al menos aproximadamente simétricas respecto del plano X-Z mencionado con referencia a la figura 1.

En la figura 4, la primera superficie de control 142a se ha desplazado a una primera posición desviada mientras que la segunda superficie de control 142b ha permanecido estacionaria. En la realización ilustrada, la segunda superficie de control está en una primera posición seleccionada (por ejemplo, una posición no desviada, completamente replegada, retraída y/o no operativa). Tal como se usa en el presente documento, una posición seleccionada puede ser cualquier posición de la segunda superficie de control 142b que permite que la primera superficie de control 142a, en una posición desviada, cree al menos un modelo de flujo próximo al fuselaje 110 que genera el primer momento de guiñada $Ym1$. Como se muestra mediante las líneas de flujo 160 en la figura 4, la primera superficie de control 142a acelera partes del flujo de fluido en algunas zonas (por ejemplo, donde las líneas de flujo 160 están muy juntas), aumentando de este modo la presión dinámica y reduciendo la presión local o estática. Otras partes del flujo se puede desacelerar, reduciendo la presión dinámica y aumentando la presión local o estática. En consecuencia, se crea un modelo de flujo próximo al fuselaje 110 que crea un diferencial de presión entre la primera parte 112 del fuselaje 110 y una segunda parte 114 del fuselaje 110. El diferencial de presión crea la primera fuerza lateral $S1$ que a su vez produce el primer momento de guiñada $Ym1$ (mostrado en la figura 1). Asimismo, la primera superficie de control 142a crea un modelo de flujo próximo al cuerpo de flujo 102 para crear un diferencial de presión entre la primera parte 103 del cuerpo de flujo 102 y una segunda parte 104 del cuerpo de flujo 102. El diferencial de presión 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 desviada solamente crea una única fuerza lateral (por ejemplo, solamente crea la primera fuerza lateral $S1$). En otras realizaciones, la primera superficie de control 142a en la primera posición desviada puede crear fuerzas y momentos correspondientes en otras partes seleccionadas del vehículo aeroespacial afectando un modelo de flujo próximo a la parte seleccionada del vehículo.

En otras realizaciones, la primera y segunda superficies de control 142a, 142b pueden tener múltiples posiciones seleccionadas y/o desviadas. Por ejemplo, la figura 5 es una ilustración isométrica de una parte del sistema 100 mostrado en la figura 3, con la primera superficie de control 142a en una segunda posición desviada (por ejemplo, una posición desviada con mayor deflexión que la mostrada en la figura 4) y la segunda superficie de control 142b en una segunda posición seleccionada (por ejemplo una posición no retraída o no replegada). La figura 6 es una vista en sección transversal parcialmente esquemática de la parte del sistema 100 mostrado en la figura 5 tomada a lo largo de la línea 6-6. La figura 7 es una vista en sección transversal parcialmente esquemática de la parte del sistema 100 mostrado en la figura 5 tomado a lo largo de la línea 7-7. En la posición desviada, la primera superficie de control 142a se desvía una primera cantidad 144a respecto de la primera sección de ala 120a (figura 6). En la segunda posición seleccionada, la segunda superficie de control 142b se desvía una segunda cantidad 144b respecto de 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 desviada, la primera superficie de control 142a sigue creando un modelo de flujo próximo al fuselaje 110 para crear un diferencial de presión. A su vez, el diferencial de presión produce un momento de guiñada sobre el vehículo aeroespacial 101.

Por ejemplo, como se muestra en las figuras 6 y 7, la segunda cantidad de deflexión 144b puede ser inferior a la primera cantidad de deflexión 144a y por lo tanto puede tener menor impacto sobre el o los modelos de flujo próximos al fuselaje. La primera y segunda cantidades de deflexión 144a, 144b se pueden medir usando varios tipos de unidades. Por ejemplo, en algunas realizaciones, la primera cantidad de deflexión 144a puede incluir una primera cantidad angular $A1$ (figura 6) entre una referencia asociada a la primera superficie de control 142a (por ejemplo, una cuerda de referencia de sección de ala). En otras realizaciones, la primera cantidad 144a de deflexión incluye una primera distancia lineal o curvilínea $d1$ (figura 6) entre una referencia asociada a la primera superficie de control 142a y una referencia asociada a la sección de ala 120a. La segunda cantidad de deflexión se puede medir de una manera generalmente similar, por ejemplo como una segunda cantidad angular $A2$ (figura 7) o una segunda distancia $d2$ (figura 7).

En algunas realizaciones, las características mencionadas anteriormente con referencia a las figuras 5/7 pueden permitir que la primera y la segunda superficies de control se utilicen para otros fines mientras siguen

proporcionando estabilidad direccional y/o control direccional. Por ejemplo, si la primera y segunda superficies de control 142a, 142b incluyen superficies de deflector, las superficies de deflector se pueden desviar simétricamente respecto del plano X-Z del fuselaje para proporcionar resistencia aerodinámica o reducir la elevación sin crear un momento de guiñada. Las superficies de deflector también se pueden desviar, como se muestra en la figura 5, para proporcionar resistencia aerodinámica o reducir la elevación mientras se produce un momento de guiñada. Por ejemplo, si las superficies de control se extienden para proporcionar resistencia aerodinámica: (a) la deflexión sobre una superficie se puede reducir (por ejemplo a una posición seleccionada) mientras que la otra superficie permanece fija en la posición extendida (por ejemplo a una posición desviada); (b) se puede aumentar la deflexión de una superficie (por ejemplo a una posición desviada) mientras que la otra superficie permanece fija en la posición extendida (por ejemplo, una posición seleccionada); o (c) se puede reducir la deflexión sobre una superficie (por ejemplo, a una posición seleccionada) y se puede aumentar la deflexión sobre la otra superficie (por ejemplo a una posición desviada) para proporcionar un momento de guiñada sobre el vehículo aeroespacial.

En otras realizaciones, el sistema puede tener diferentes disposiciones. Por ejemplo, en algunas realizaciones los modelos de flujo próximos al fuselaje pueden asimétricos, pero se posicionan de manera que los momentos de guiñada de red alrededor del eje de guiñada se equilibran antes de desplazar la primera o segunda superficie de control 142a, 142b a una posición desviada. En otras realizaciones, la primera superficie de control 142a se puede desviar en una dirección descendente a una posición desviada para afectar al modelo de flujo próximo a las partes inferiores del fuselaje u otras partes del vehículo aeroespacial para generar una fuerza lateral y producir un momento de guiñada. Por ejemplo, la primera superficie de control 142a podría incluir un flap que se desvía descendientemente para generar una fuerza lateral y producir un momento de guiñada. En algunas realizaciones, la primera superficie de control 142a se puede desviar ascendientemente a una primera posición desviada como se muestra en la figura 4 y la segunda superficie de control 142b se puede desviar descendientemente a la tercera posición desviada para crear uno o más modelos en varias partes del fuselaje 110 para producir uno o más momentos de guiñada en el vehículo aeroespacial.

Una característica de al menos algunas de las realizaciones mencionadas anteriormente es que una superficie de control acoplada a una sección de ala se puede usar para producir un momento de guiñada en un vehículo aeroespacial. Por ejemplo, se pueden usar superficies de deflector para proporcionar estabilidad direccional y/o control direccional durante una o más condiciones operativas seleccionadas. En algunas realizaciones, esta característica puede permitir una reducción en dimensión de cola vertical o una reducción en velocidad mínima de control (por ejemplo, en tierra o en vuelo) porque la superficie de deflector se puede usar para aumentar el control de guiñada durante una condición de empuje asimétrico a velocidades aerodinámicas bajas. Por ejemplo, si una aeronave pierde un motor a baja velocidad durante el balanceo de despegue, se puede desplazar una superficie de control a una posición desviada para crear un diferencial de presión sobre el fuselaje. A su vez la presión diferencial puede crear un momento de guiñada que ayuda a las superficies de timón y de cola vertical oponerse al momento de guiñada generado por la condición de motor fuera de servicio. Puesto que la aeronave sigue acelerando durante el balanceo de despegue y que las superficies de timón y de cola vertical se hacen más efectivas, la superficie de deflector se puede volver no operativa. Una ventaja de esta característica es que una velocidad de control mínimo más baja puede permitir que la aeronave despegue con más peso. Otra ventaja de esta característica es que la dimensión de cola vertical de una aeronave se puede reducir mientras se mantienen la misma velocidad de control mínima, requiriendo menos material para producir la cola vertical, y reduciendo de este modo los costes de fabricación y el peso de la aeronave en comparación con la aeronave que requiere una mayor cola vertical. Una menor cola vertical también puede dar como resultado menos resistencia aerodinámica, dando como resultado una reducción de coste de funcionamiento. A lo sumo, la cola se puede eliminar.

La potencia del accionador de timón también puede afectar a las velocidades mínimas de control asociadas a una aeronave. Por ejemplo, en algunas situaciones un accionador de timón de más potencia puede desplazar una superficie de timón a una posición requerida para compensar una pérdida de timón más fácilmente que un accionador de menos potencia. Asimismo, en algunos casos un accionador de timón más potente puede desviar una superficie de timón en una cantidad mayor respecto de las cargas aerodinámicas especificadas que un accionador menos potente, proporcionando de este modo un mayor momento de guiñada para compensar la guiñada creada por la pérdida del motor. Una característica de algunas de las realizaciones descritas anteriormente es que una superficie de control se puede desplazar a una posición desviada para crear un diferencial de presión sobre un fuselaje. A su vez, el diferencial de presión puede crear un momento de guiñada que ayuda al momento de guiñada creado por la superficie de timón. Como consecuencia, en algunas circunstancias, varias realizaciones de la invención pueden permitir el uso de un accionador de timón menos potente en una aeronave especificada mientras se mantiene la o las mismas velocidades mínimas de control. Una ventaja de esta característica es que accionadores menos potentes pueden ser menos caros de producir y mantener, permitiendo de este modo reducir los costes de fabricación y mantenimiento. En algunos casos, se pueden eliminar accionadores (por ejemplo accionadores redundantes) y en su lugar la superficie de control usada para crear un diferencial de presión en el fuselaje puede depender del control y/o estabilidad de guiñada auxiliar.

Debido a que se puede usar una superficie de control para crear un diferencial de presión sobre un fuselaje, creando de este modo un momento de guiñada, se pueden instalar mayores motores en una aeronave (a) mientras se mantiene la misma o mismas velocidades mínimas de control asociadas a los motores más pequeños y (b) sin aumentar la dimensión de las superficies de cola vertical. La dimensión de las superficies de timón, y la potencia de

los accionadores de timón. Por ejemplo, en algunas circunstancias se puede programar un ordenador de control de vuelo (por ejemplo reprogramado) para replanificar el uso de la superficie de control y/o el ordenador de control de vuelo se puede programar para responder de los incrementos de empuje. Una ventaja de esta característica es que se pueden instalar mayores motores en la aeronave sin el consiguiente gasto de la modificación de las superficies de cola vertical, timón y/o los accionadores de timón.

En otras realizaciones, la o las superficies de control se pueden usar para reducir la dimensión de varias superficies de estabilidad durante varias condiciones operativas. Por ejemplo, la o las superficies de control se pueden usar para aumentar la estabilidad direccional y/o proporcionar control direccional durante condiciones operativas extremas (por ejemplo, en una esquina de una envoltura de vuelo) o con varios fallos del sistema. Reduciendo la dimensión o eliminando varias superficies de estabilidad o dispositivos de control, se puede reducir el peso y la resistencia de la aeronave proporcionando ahorros en los costes operativos.

En otras realizaciones, el sistema de generación de guiñada puede tener otras disposiciones. Por ejemplo, un sistema de generación de guiñada 800 puede tener superficies de control 842 acopladas a un fuselaje 810 de un vehículo aeroespacial 801, sin estar conectadas a secciones de ala 820. En la figura 8, el sistema de generación de guiñada 800 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 ilustrada, las superficies de control 842 se pueden extender generalmente en un plano horizontal y se pueden posicionar por encima de las secciones de ala 820. Por ejemplo, las superficies de control 842 se pueden extender generalmente en un plano X-Y con o sin dihedro negativo o dihedro positivo (por ejemplo, las superficies de control se pueden extender generalmente más en horizontal que en vertical). En la figura 8, las superficies de control 842 están posicionadas simétricamente respecto del fuselaje y las líneas de flujo 860 creadas por un campo de flujo F ilustra que los modelos de flujo próximos al fuselaje 810 y un cuerpo de flujo 802 (por ejemplo una cola vertical) son al menos aproximadamente simétricos respecto del plano X-Z.

En la figura 9, la primera superficie de control 842a se ha desplazado a una posición desviada mientras que la segunda superficie de control 842 se ha mantenido estacionaria. Como se ha mencionado 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 un modelo de flujo próximo al fuselaje 810 que crea un primer diferencial de presión entre una primera parte 812 del fuselaje 910 y una segunda parte 814 del fuselaje 810. El primer diferencial de presión crea una primera fuerza lateral S1 que se extiende exteriormente desde el segundo lado 813 del fuselaje 810 y separado del primer lado 811 del fuselaje 810. La primera fuerza lateral S1 puede a su vez producir un primer momento de guiñada $Ym1$. Asimismo, la primera superficie de control 842a puede crear un segundo modelo de flujo próximo al cuerpo de flujo 802 para crear un diferencial de presión entre la primera parte 803 del cuerpo de flujo 802 y una segunda parte 804 del cuerpo de flujo 802. El segundo diferencial de presión 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 de generación de guiñada 800 mostrado en las figuras 8-9 puede tener características similares y/o ventajas similares a las mencionadas anteriormente con referencia a las figuras 1-7. Por ejemplo, en otras realizaciones, el sistema de generación de guiñada 800 puede incluir más o menos superficies de control 842 y/o las superficies de control 842 pueden tener posiciones adicionales (por ejemplo, posiciones adicionales seleccionadas y/o desviadas). Además, en otras realizaciones las superficies de control 842 pueden tener otras ubicaciones respecto del fuselaje 810 y/o secciones de ala 820. Por ejemplo, aunque en la realización ilustrada las superficies de control 842 se posicionan próximas a la superficie superior de las secciones de ala 820 donde puede haber corriente de aire de gran energía (por ejemplo, las superficies de control 842 se acoplan aerodinámicamente a la sección de ala 820), en otras realizaciones las superficies de control 842 se posicionan separadas de las secciones de ala.

La figura 10 es una ilustración isométrica de un sistema de generación de guiñada 1000 que no forman parte de la presente invención. En la figura 10, el sistema de generación de guiñada 1000 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 101. Las superficies de control 1042 se pueden desplazar entre una posición no operativa y una posición desviada. En la posición no operativa las superficies de control 1042 pueden estar generalmente replegadas del todo con una superficie 1016 del fuselaje 1010. Por ejemplo, las superficies de control 1042 se pueden retraer en o contra el fuselaje 101, y/o posicionarse próximas al fuselaje 101 de manera que la superficie de control 1042 tiene una pequeña interferencia con el flujo generalmente aerodinámico alrededor del fuselaje 101. En la realización ilustrada, la primera superficie de control 1042a está generalmente completamente replegada con una primera superficie 1016a y la segunda superficie de control 1042b está generalmente completamente replegada con una segunda superficie del fuselaje 1016b. Debido a que la primera y la segunda superficies de control 1042a, 1042b están generalmente posicionadas respecto del fuselaje y las líneas de flujo 1060 creadas por un campo de flujo F ilustra, se ilustra que los modelos de flujo próximos al fuselaje 1010 y un cuerpo de flujo 1002 (por ejemplo, una cola vertical) son al menos aproximadamente simétricos respecto del plano X-Z.

En la figura 11, la primera superficie de control 1042a se ha desplazado a una posición desviada donde la superficie de control 1042a se extiende exteriormente desde el primer lado 1011 del fuselaje 1010 y separada del segundo

lado 1013 del fuselaje 101. En la figura 11, la segunda superficie de control 1042 ha permanecido en la posición no operativa, que es también una posición seleccionada como se ha mencionado anteriormente con referencia a la figura 4. En consecuencia, en la posición desviada la primera superficie de control 1042a puede crear un modelo de flujo próximo al fuselaje 1010 que crea un primer diferencial de presión entre una primera parte 1012 del fuselaje 1010 y una segunda parte 1014 del fuselaje 1010. El primer diferencial de presión crea una primera fuerza lateral S1 que se extiende exteriormente desde el segundo lado 1013 del fuselaje 1010 y separada del primer lado 1011. La primera fuerza lateral S1 puede a su vez producir un primer momento de guiñada $Ym1$. Asimismo, la primera superficie de control 1042a puede crear un segundo modelo de flujo próximo al cuerpo de flujo 1002 para crear un diferencial de presión entre la primera parte 1003 del cuerpo de flujo 1002 y una segunda parte 1004 del cuerpo de flujo 1002. El segundo diferencial de presión 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 de generación de guiñada 1000 mostrado en las figuras 10.11 puede tener características y/o ventajas similares a las mencionadas anteriormente con referencia a las figuras 1-9. Por ejemplo, en otras realizaciones el sistema de generación de guiñada 1000 puede incluir más o menos superficies de control 1042 y/o las superficies de control 1042 pueden tener posiciones adicionales (por ejemplo, posiciones adicionales seleccionadas y/o desviadas). Por ejemplo, en algunas realizaciones las superficies de control 1042 se pueden extender simétricamente para actuar como un freno de velocidad sin crear un momento de guiñada en el vehículo aeroespacial 1001 y extenderse asimétricamente para proporcionar resistencia aerodinámica y un modelo de flujo de producción de guiñada en el fuselaje (como se ha mencionado anteriormente). Asimismo, como se ha mencionado anteriormente con referencia a las figuras 8-9, en otras realizaciones las superficies de control 1042 pueden tener otras ubicaciones respecto del fuselaje 1010 y/o secciones de ala 1020.

De lo anterior, se apreciará que se han descrito realizaciones específicas de la invención en el presente documento con fines ilustrativos, pero que se pueden realizar varias modificaciones sin desviarse de la invención. Además, aspectos de la invención descrita en el contexto de realizaciones particulares se pueden combinar o eliminar en otras realizaciones. Por ejemplo, aunque algunas de las realizaciones anteriores han mostrado una única superficie de control 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 desviadas. Aunque se han descrito ventajas asociadas a algunas realizaciones de la invención en el contexto de aquellas realizaciones, otras realizaciones pueden también exhibir tales ventajas. Asimismo, no todas las realizaciones necesitan necesariamente exhibir tales ventajas para caer dentro del alcance de la invención. En consecuencia, la invención únicamente está limitada por las reivindicaciones adjuntas.

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Vehículo aeroespacial (101, 801) que tiene un fuselaje (110; 810) con una primera parte (112; 812) y una segunda parte (114; 814); y un sistema de generación guiñada (100; 800), comprendiendo dicho sistema de generación guiñada (100; 800) una superficie de control móvil (142; 842) acoplada al fuselaje (110; 810) y, cuando está retraída, se extiende generalmente en un plano horizontal, pudiéndose desplazar la superficie de control (142; 842) a una posición desviada en la cual la superficie de control (142; 842) está posicionada para crear un modelo de flujo próximo al fuselaje (110; 810) cuando el vehículo aeroespacial (101; 801) se sitúa en un campo de flujo (F), estando el modelo de flujo posicionado para crear un diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 812) del fuselaje (110; 810), estando situadas la primera y segunda partes (112, 114; 812, 814) de manera que el diferencial de presión (P1) produzca un momento de guiñada (Ym1) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801), **caracterizado por que** una sección de ala (120; 820) está acoplada al fuselaje (110; 810), estando la superficie de control (142; 842) situada en la sección de ala (120; 820), y **por que** la superficie de control (142; 842) está posicionada para acelerar partes del flujo de fluido en algunas zonas, aumentando de este modo la presión dinámica y reduciendo la presión local o estática, y para decelerar otras partes del flujo, reduciendo la presión dinámica y aumentando la presión local o estática para de este modo crear el modelo de flujo que crea el diferencial de presión (P1) entre dicha primera parte (112; 812) del fuselaje y dicha segunda parte (114; 814) del fuselaje que produce dicho momento de guiñada (Ym1).
- 20 2.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según la reivindicación 1, **caracterizado por que** la superficie de control (142; 842) se sitúa próxima a un primer lado (111; 811) del fuselaje (110; 810) opuesto a un segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810), y en el cual el diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 814) del fuselaje 8110; 810) crea una fuerza lateral (S1) que produce el momento de guiñada (Ym1), teniendo la fuerza lateral (S1) una dirección que se extiende exteriormente desde el fuselaje (110; 810) y separada del segundo lado (113; 813) del fuselaje 8110; 810).
- 25 3.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según la reivindicación 2, **caracterizado por que** la superficie de control (142; 842) se sitúa dentro de la primera tercera parte de la extensión de ala, medida desde el fuselaje (110, 810) hasta la punta de la sección de ala (120; 820).
- 30 4.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** la superficie de control (142; 842) incluye una superficie de deflector.
- 35 5.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones 2 a 4, **caracterizado por que** que el momento de guiñada (Ym1) incluye un primer momento de guiñada que es producido por el diferencial de presión (P1) entre la primera y segunda partes (112, 114; 812, 814) del fuselaje (110; 810), y por que el sistema (100; 800) comprende, además, al menos uno de un sistema mecánico de control de vuelo y un sistema electrónico de control de vuelo acoplado operativamente a la superficie de control (142; 842) para desplazar la superficie de control (142; 842) a la posición desviada cuando una condición de empuje asimétrico crea un momento de guiñada de empuje (Ymt) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801) en una o más condiciones operativas seleccionadas, estando el primer momento de guiñada (Ym1) al menos opuesto aproximadamente al momento de guiñada de empuje (Ymt).
- 40 6.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** un sistema electrónico de control de vuelo que tiene un ordenador (135) programado para determinar comandos para la superficie de control (142; 842), estando el sistema electrónico de control de vuelo acoplado operativamente a la superficie de control (142; 842) para desplazar la superficie de control (142; 842) a la posición desviada en una o más condiciones operativas seleccionadas en respuesta a los comandos.
- 45 7.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** el modelo de flujo próximo al fuselaje (110; 810) incluye un primer modelo de flujo, el diferencial de presión incluye un primer diferencial de presión (P1), y el momento de guiñada incluye un primer momento de guiñada (Ym1), y por que el sistema (100; 800) comprende, además, un cuerpo de flujo (102; 802) que tiene una primera parte (103; 803) y una segunda parte (104; 804), estando la superficie de control (142; 842) en la posición desviada posicionada para crear un segundo modelo de flujo próximo al cuerpo de flujo (102; 802) cuando el vehículo aeroespacial (101; 801) se sitúa en el campo de flujo (F), estando el segundo modelo de flujo posicionado para crear un segundo diferencial de presión (P2) entre la primera parte (103, 803) del cuerpo de flujo (102; 802) y la segunda parte (104; 804) del cuerpo de flujo (102; 802), estando la primera y segunda partes (102, 104; 803, 803) del cuerpo de flujo (102; 802) situadas de manera que el segundo diferencial de presión (P2) produce un segundo momento de guiñada (Ym2) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801) en la misma dirección que el primer momento de guiñada (Ym1).
- 50 8.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** la superficie de control (142; 842) en la posición desviada se posiciona para crear un modelo de flujo próximo al fuselaje (110; 810) para crear un diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 814) del fuselaje (110; 810) mientras se crea al menos un momento de balanceo de red aproximadamente equilibrado (Rmnet) en el vehículo aeroespacial (101; 801) cuando el vehículo (101; 801) se sitúa en el campo de flujo (F) en una o más condiciones operativas seleccionadas.
- 55

- 5 9.- Vehículo aeroespacial (101; 801) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado por que** el momento de guiñada incluye un primer momento de guiñada (Y_{m1}) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801) y en el cual la superficie de control (142; 842) en la posición desviada se posiciona para crear una fuerza de arrastre (D) que produce un momento de guiñada de arrastre (Y_{md}) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801), siendo el momento de guiñada de arrastre (Y_{md}) inferior al primer momento de guiñada (Y_{m1}).
- 10.- Procedimiento para realizar un sistema de generación de guiñada (100, 800), en el cual el procedimiento comprende:
- situar una superficie de control móvil (142; 842) próxima a un fuselaje (110; 810) de un vehículo aeroespacial (101; 810), teniendo el fuselaje (110; 810) una primera parte 8112; 812) y una segunda parte (114; 814); y
- 10 acoplar la superficie de control móvil (142; 842) al fuselaje, extendiéndose la superficie de control (142; 842), cuando está retraída, en un plano horizontal y pudiéndose desplazar a una posición desviada, estando la superficie de control (142; 842) en la posición desviada posicionada para crear un modelo de flujo cuando el vehículo aeroespacial (101; 801) se sitúa en un campo de flujo (F), estando el modelo de flujo situado para crear un diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112, 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 814) del fuselaje (110; 810), estando la primera y segunda partes (112, 114; 812, 814) del fuselaje (110, 810) situadas de manera que el diferencial de presión (P1) produce un momento de guiñada (Y_{m1}) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801), **caracterizado por que** acoplar la superficie de control móvil (142; 842) al fuselaje (110; 810) incluye situar la superficie de control (142; 842) sobre una sección de ala (120; 820) y acoplar la sección de ala (120; 820) al fuselaje (110; 810), y **por que** en la posición desviada la superficie de control (142; 842) posicionada para crear un modelo de flujo situado para crear un diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 814) del fuselaje (110; 810) para producir un momento de guiñada (Y_{m1}) sobre el vehículo aeroespacial (101, 801) incluye la superficie de control (142; 842) posicionada para acelerar partes del flujo de fluido en algunas zonas, aumentando de este modo la presión dinámica y reduciendo la presión local o estática, y para decelerar otras partes del flujo, reduciendo la presión dinámica y aumentando la presión local o estática.
- 15 20 25 11.- Procedimiento según la reivindicación 10, **caracterizado por que** situar una superficie de control móvil (142; 842) próxima a un fuselaje (110; 810) de un vehículo aeroespacial (101; 801) incluye situar la superficie de control (142; 842), que puede incluir una superficie de deflector, próxima a un primer lado (111, 811) del fuselaje (110; 810) opuesto a un segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810), preferiblemente dentro de la primera tercera parte de la extensión de ala, medida desde el fuselaje (110, 810) a la punta de la sección de ala (120; 820) y por que el diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte (114; 814) del fuselaje (110; 810) crea una fuerza lateral (S1) que produce el momento de guiñada (Y_{m1}), teniendo la fuerza lateral (S1) una dirección que se extiende exteriormente desde el fuselaje (110; 810) y separada del segundo lado (113; 813) del fuselaje (110; 810).
- 30 35 12.- Procedimiento según la reivindicación 10 u 11, **caracterizado por que** en la posición desviada, la superficie de control (142; 842) posicionada para crear un modelo de flujo situado para crear un diferencial de presión (P1) entre la primera parte (112; 812) del fuselaje (110; 810) y la segunda parte ((114, 814) del fuselaje (110; 810) para producir un momento de guiñada sobre el vehículo aeroespacial (101; 801) incluye la superficie de control (142; 842) posicionada para crear un primer modelo de flujo para crear un primer diferencial de presión (P1) para producir un primer momento de guiñada (Y_{m1}) y para crear un segundo modelo de flujo próximo a un cuerpo de flujo (102; 802) para crear un segundo diferencial de presión (P2) entre una primera parte (102; 803) del cuerpo de flujo (102; 802) y una segunda parte (104; 804) del cuerpo de flujo (102; 802) para producir un segundo elemento de guiñada (Y_{m2}) en el vehículo aeroespacial (101; 801) en la misma dirección que el primer momento de guiñada (Y_{m1}).
- 40 45 13.- Procedimiento según cualquiera de las reivindicaciones 10 a 12, **caracterizado por que** el procedimiento comprende, además, configurar la superficie de control (142, 842) para crear el diferencial de presión (P1) mientras se crea al menos un momento de balanceo de red aproximadamente equilibrado (R_{mnet}) sobre el vehículo aeroespacial (101; 801) cuando el vehículo aeroespacial (101; 801) se sitúa en el campo de flujo (F) en una o más condiciones operativas seleccionadas.

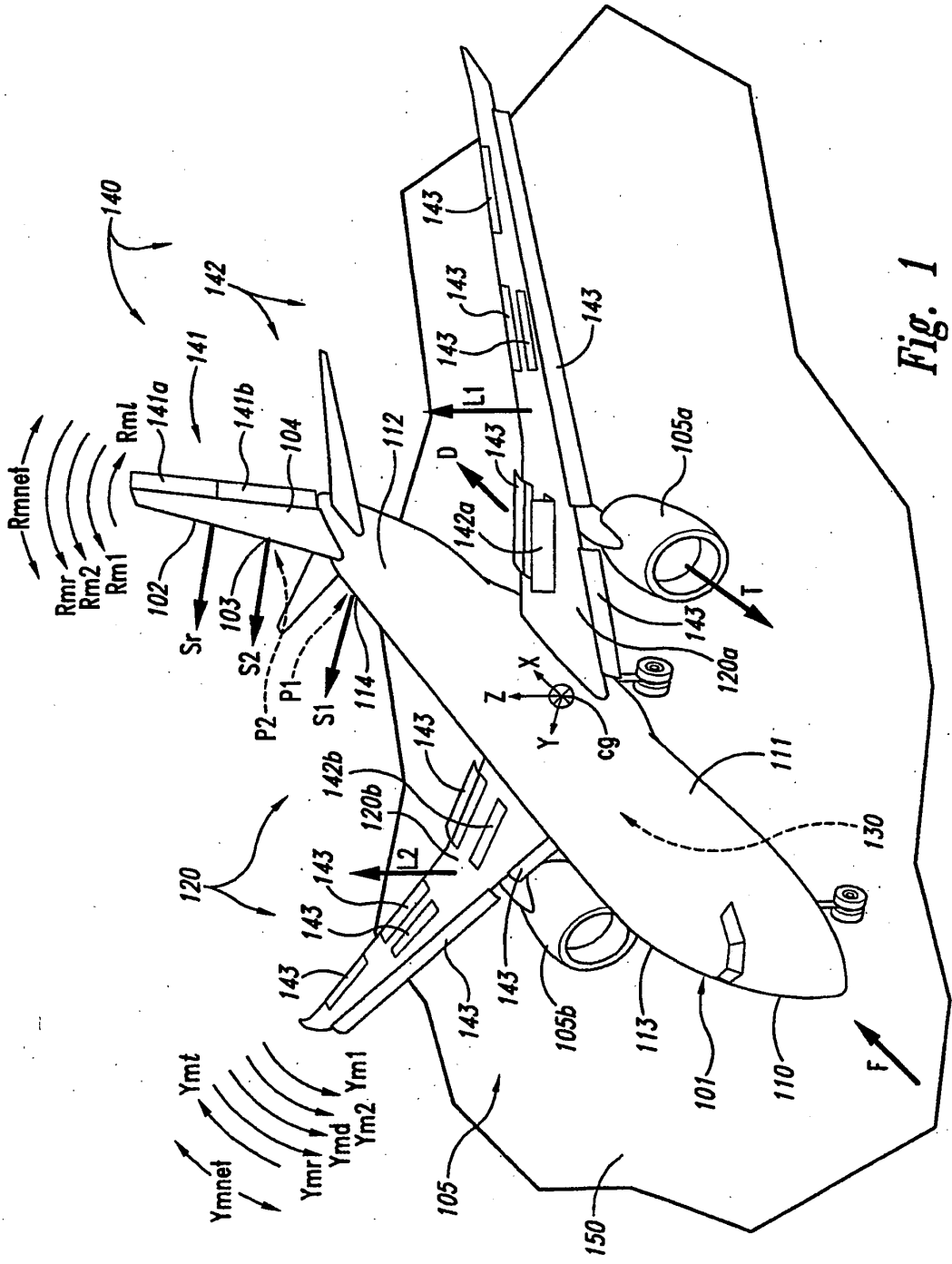


Fig. 1

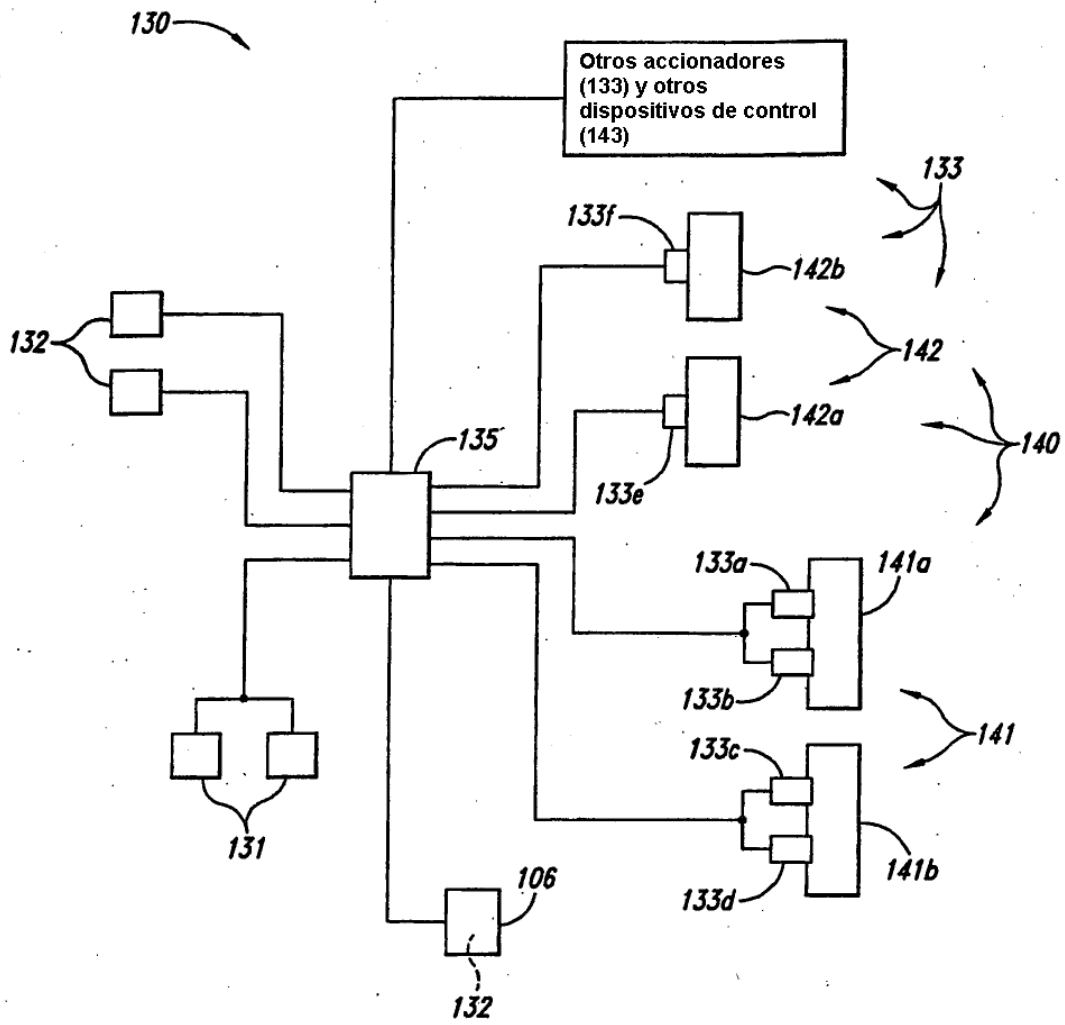


Fig. 2

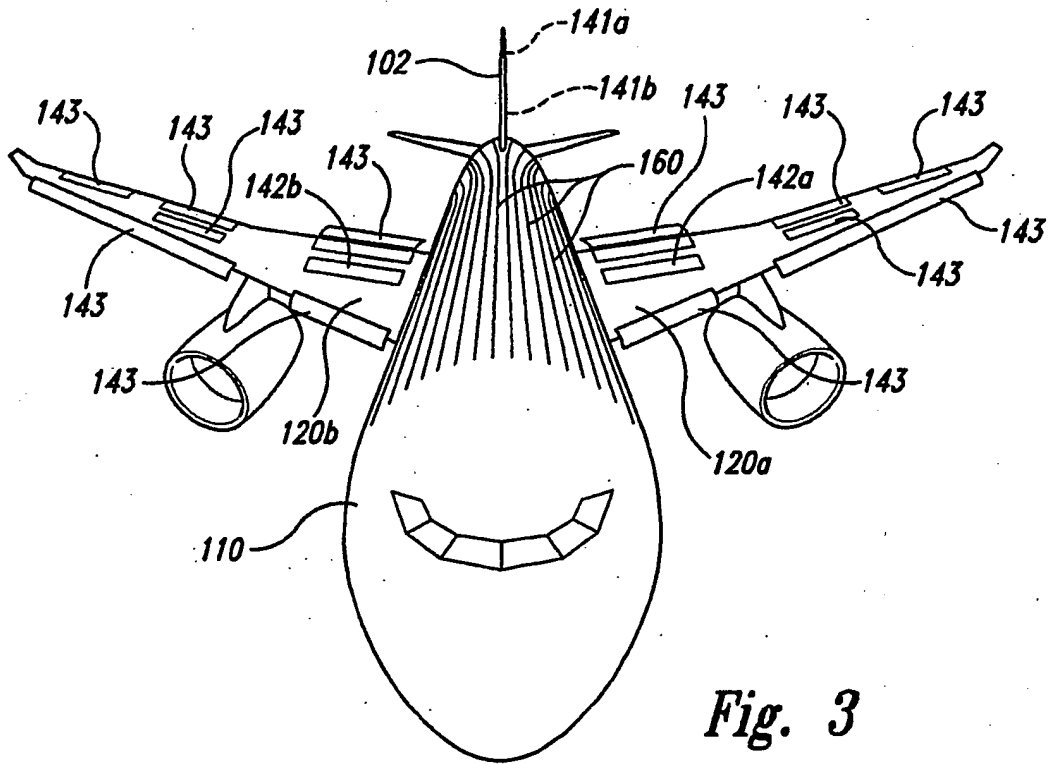


Fig. 3

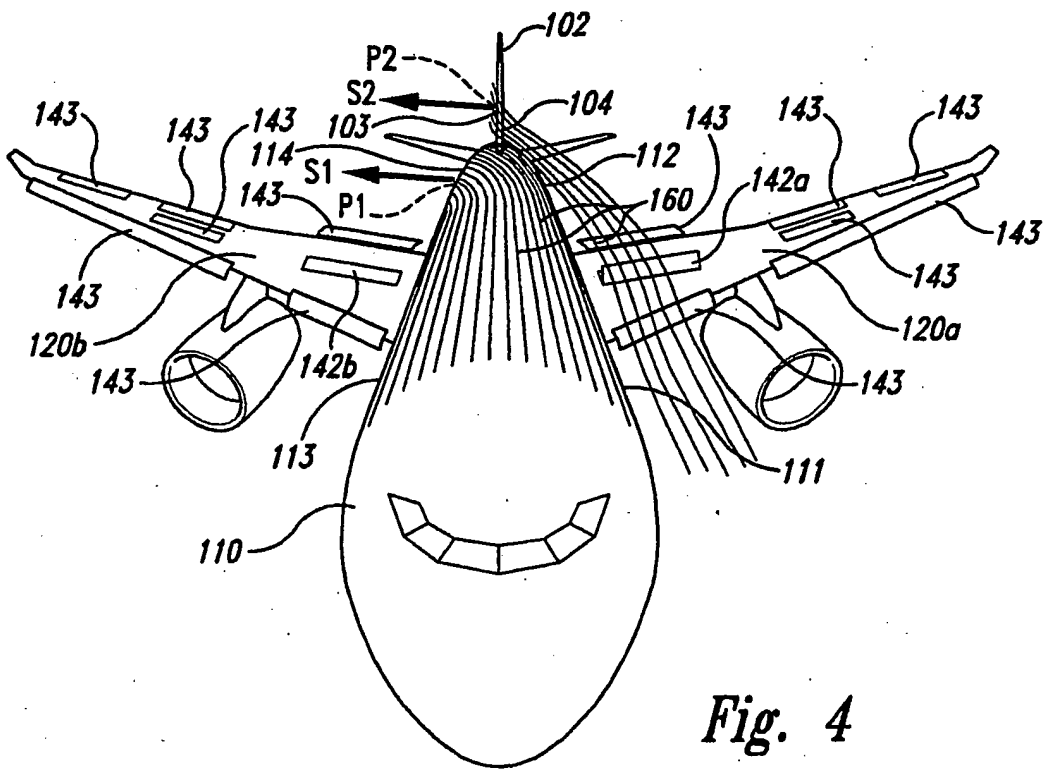


Fig. 4

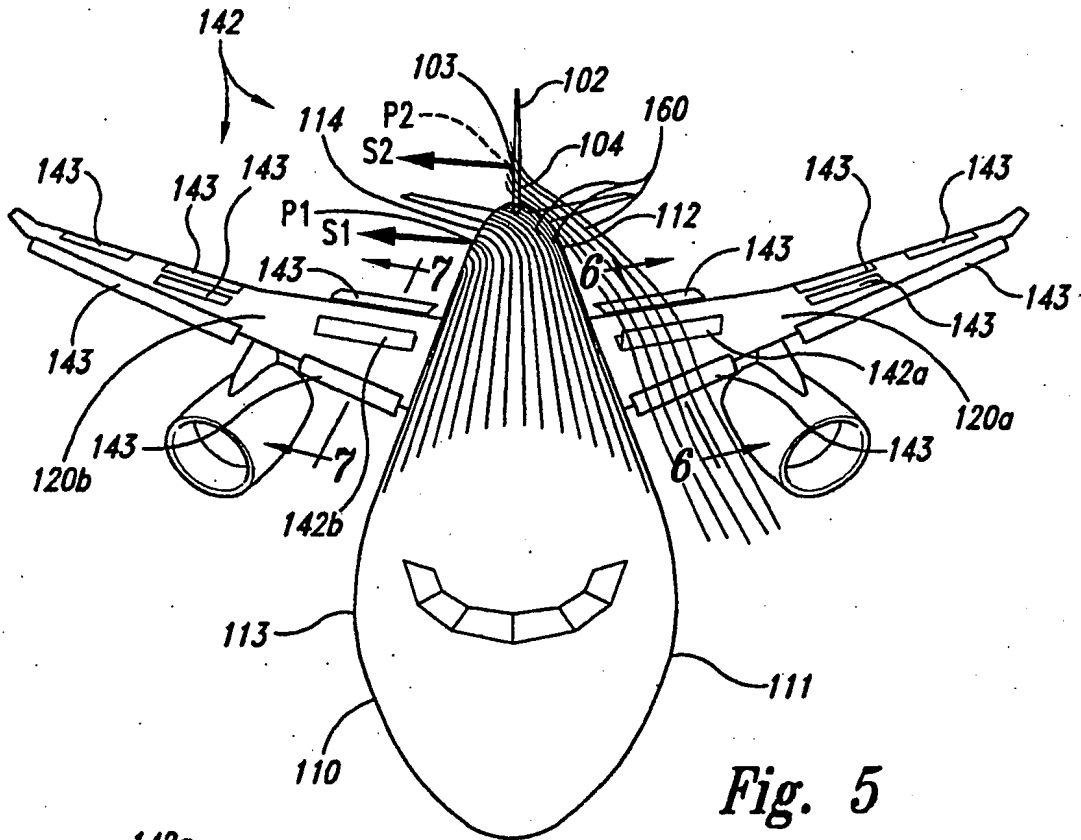


Fig. 5

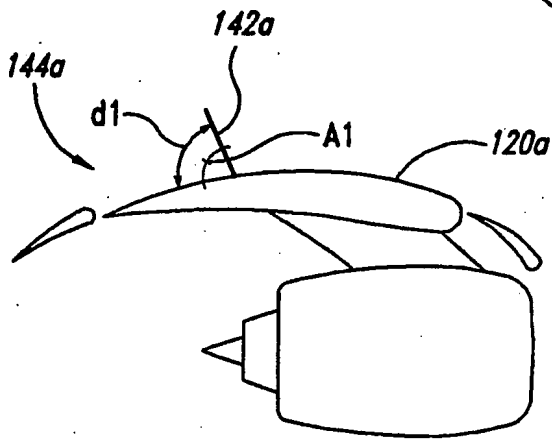


Fig. 6

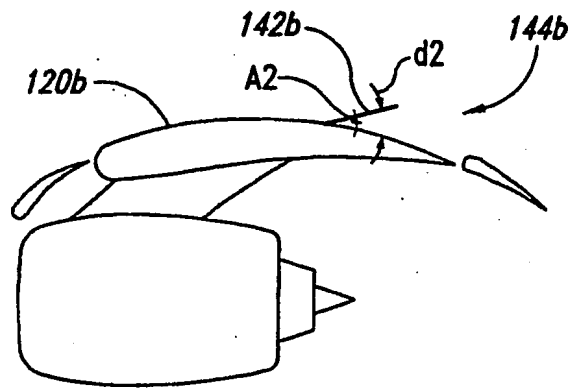


Fig. 7

