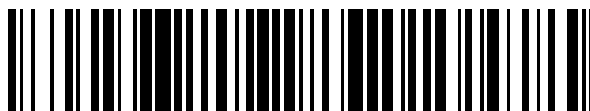


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 623 039**

51 Int. Cl.:

**B64C 30/00** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.11.2013 E 13191646 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.01.2017 EP 2738092**

54 Título: **Sistema y método para minimizar resistencia de onda a través de diseño bilateralmente asimétrico**

30 Prioridad:

**28.11.2012 US 201213687483**

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

**10.07.2017**

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)  
100 North Riverside Plaza  
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**PFLUG, WILLIAM y  
TILLOTSON, BRIAN J.**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

ES 2 623 039 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

Sistema y método para minimizar resistencia de onda a través de diseño bilateralmente asimétrico

Campo

5 La presente divulgación se refiere generalmente a las configuraciones de aeronave y, más particularmente, a las configuraciones para minimizar la resistencia de onda de un vehículo aéreo.

Antecedentes

10 La resistencia de onda es un fenómeno que se produce como resultado de la compresión de aire cuando una aeronave se aproxima a la velocidad del sonido. La compresión genera una onda de choque que puede ir acompañada por un cambio localizado en la presión y/o la temperatura del aire. A velocidades subsónicas, la resistencia de onda forma una parte relativamente pequeña de la resistencia aerodinámica total en una aeronave. Sin embargo, la resistencia de onda aumenta significativamente cuando una aeronave se aproxima a Mach 1.

15 Métodos conocidos de minimizar la resistencia de onda incluyen diseñar una aeronave con una configuración que sigue la Regla del área de Whitcomb. La Regla del área de Whitcomb impone una minimización de cambio en el área en sección transversal de la aeronave en la dirección longitudinal. Con respecto a esto, una aeronave que sigue la Regla del área de Whitcomb tiene un cambio relativamente suave o gradual en el tamaño del área en sección transversal independientemente de los cambios en la forma de sección transversal. En una aeronave convencional, el extremo delantero de un fuselaje de aeronave puede tener un área en sección transversal relativamente pequeña. Desafortunadamente, el área en sección transversal puede aumentar significativa y repentinamente en las alas y/o motores y puede dar como resultado resistencia de onda significativa a velocidades transónicas.

20

25 Se intenta minimizar cambios en el área en sección transversal longitudinal de una aeronave incluyendo estrecharse localmente el fuselaje en la unión con las alas para minimizar el cambio en área en sección transversal total en esta ubicación. Desafortunadamente, diseñar y fabricar una aeronave con un fuselaje que tiene una forma de sección transversal variable aumenta la complejidad y coste globales de la aeronave. Además, en un avión de pasajeros comercial, estrecharse localmente el fuselaje en las alas puede ser económicamente no deseable debido a la pérdida potencial de asientos de pasajeros o espacio de carga que generan ingresos.

30 Otro enfoque para minimizar la resistencia de onda en una aeronave es mediante la formación de las alas en una disposición en flecha. La flecha de ala puede minimizar cambios en el área en sección transversal longitudinal de una aeronave distribuyendo el área en sección transversal de las alas sobre una longitud más larga del fuselaje. La flecha de ala puede retrasar el comienzo de la elevación de resistencia de onda aumentando el número de Mach requerido para generar ondas de choque sobre la superficie de ala. El aumento en número de Mach puede producirse debido a una alineación de las isobaras de presión con la flecha del ala de manera que los choques se formarán solo cuando la componente de velocidad perpendicular a las isobaras de presión alcanza velocidades del sonido. Desafortunadamente, una flecha de ala excesiva puede tener un efecto sobre el rendimiento a baja velocidad de una aeronave. Además, la flecha de ala puede añadir costes y complejidad al diseño de aeronave y proceso de fabricación.

35

40 Para una aeronave que funciona a velocidades subsónicas, la resistencia de onda representa una parte relativamente pequeña de la resistencia aerodinámica total de la aeronave, tal como se indicó anteriormente. Sin embargo, una pequeña reducción en resistencia de onda puede traducirse en un aumento significativo en eficiencia de combustible de la aeronave. Una aeronave militar que funciona en la región transónica también puede beneficiarse de una reducción en resistencia de onda con un aumento en velocidad punta y/o un aumento en autonomía. El documento US 3 971 535 A muestra una aeronave que incluye un único fuselaje que tiene un ala principal y una superficie sustentadora de estabilizador horizontal unidas de manera pivotante en sus centros al fuselaje. Las uniones pivotantes permiten a las superficies sustentadoras moverse en guiñada en relación con el fuselaje para vuelo a alta velocidad y situarse a ángulos rectos con respecto al fuselaje durante despegue, aterrizaje, y vuelo a baja velocidad. El ala principal y el estabilizador horizontal están curvados hacia arriba desde sus conexiones pivotantes centrales hacia sus extremos para formar diedros curvilíneos.

45

50 El documento US 4 139 172 A muestra una aeronave que tiene un fuselaje dotado de paneles de ala en posiciones al trespunto a lo largo del fuselaje de manera que superficies de control del panel de ala delantero están sustancialmente más cerca al centro de gravedad que las superficies de control del panel de ala trasero. Esta disposición resulta en efectos de resistencia reducidos a velocidades transónicas, y proporciona una manera novedosa de obtener control preciso de la posición de aeronave usando las superficies de control para translación vertical con momentos de cabeceo mínimos.

Tal como puede verse, existe una necesidad en la técnica de una configuración de aeronave que minimice la resistencia de onda y que pueda proporcionarse con un impacto mínimo sobre el diseño de aeronave y el proceso de fabricación.

Sumario

5 Por tanto, la presente invención proporciona un vehículo aéreo según la reivindicación 1 y un método según la reivindicación 9.

Las necesidades anteriormente observadas asociadas con minimizar la resistencia de onda se abordan y se remedian de manera específica por la presente divulgación que proporciona un vehículo aéreo que tiene una configuración bilateralmente asimétrica y que incluye góndolas de motor alargadas de manera asimétrica.

10 El vehículo aéreo incluye un cuerpo que tiene un eje longitudinal. El vehículo aéreo puede incluir además góndolas de motor desplazadas longitudinalmente, y/o superficies aerodinámicas que sobresalen desplazadas longitudinalmente que incluyen estabilizadores, superficies de control y/o alas de alto alargamiento alar.

En una realización adicional, la góndola de motor en un lado del fuselaje puede tener una prolongación de góndola delantera. La góndola de motor en un lado opuesto del fuselaje puede tener una prolongación de góndola trasera.

15 También se da a conocer un método de minimizar la resistencia de onda de un vehículo aéreo. El método puede incluir proporcionar un cuerpo de un vehículo aéreo que tiene un eje longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección de vuelo hacia delante, y desplazar longitudinalmente al menos un par de componentes en lados opuestos del cuerpo en relación con el eje longitudinal. Los componentes pueden comprender góndolas de motor, alas de alto alargamiento alar, estabilizadores, superficies de control, y/o depósitos externos.

20 La invención implica un vehículo aéreo que tiene una configuración bilateralmente asimétrica que incluye un cuerpo que tiene un eje longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección de vuelo hacia delante; y góndolas de motor alargadas de manera asimétrica. Las góndolas de motor pueden montarse en el ala. Al menos una parte de un área en sección transversal aproximadamente constante de una góndola delantera puede alinearse generalmente de manera longitudinal con una admisión de motor de una góndola trasera. Además, uno de un extremo delantero y un extremo trasero del área en sección transversal aproximadamente constante de la góndola delantera puede alinearse generalmente de manera longitudinal con la admisión de motor de una góndola trasera. Un extremo trasero de un área en sección transversal aproximadamente constante de una góndola trasera puede alinearse generalmente de manera longitudinal con un inyector de motor de una góndola delantera. El vehículo aéreo puede incluir una región de área en sección transversal decreciente de una góndola delantera que se solapa con una región de área en sección transversal creciente de una góndola trasera. Las góndolas de motor alargadas de manera asimétrica pueden incluir una prolongación de góndola delantera montada en una góndola de motor en un lado del cuerpo; y/o una prolongación de góndola trasera montada en una góndola de motor en un lado opuesto del cuerpo. El vehículo aéreo puede incluir un avión. El vehículo aéreo puede incluir al menos uno de un misil, un cohete, y un vehículo espacial.

35 La invención puede implicar una aeronave que tiene una configuración bilateralmente asimétrica que incluye un fuselaje; una góndola de motor situada en cada uno de los lados opuestos del fuselaje; teniendo la góndola de motor en un lado del fuselaje una prolongación de góndola delantera; y teniendo la góndola de motor en el lado opuesto del fuselaje una prolongación de góndola trasera.

40 La invención implica un método de fabricación de un vehículo aéreo que incluye las etapas de: proporcionar un cuerpo de un vehículo aéreo que tiene un eje longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección de vuelo hacia delante; y alargar de manera asimétrica góndolas de motor en lados opuestos del cuerpo. Una etapa de desplazar longitudinalmente las góndolas de motor puede incluir alinear longitudinalmente al menos una parte de un área en sección transversal aproximadamente constante de una góndola delantera con una admisión de motor de una góndola trasera. Una etapa de desplazar longitudinalmente las góndolas de motor puede incluir alinear longitudinalmente al menos uno de un extremo delantero o un extremo trasero del área en sección transversal aproximadamente constante de la góndola delantera con la admisión de motor de la góndola trasera. Una etapa de desplazar longitudinalmente las góndolas de motor puede incluir el solapamiento de una región de área en sección transversal decreciente de una góndola delantera con una región de área en sección transversal creciente de una góndola trasera. La etapa de alargar de manera asimétrica las góndolas de motor incluye al menos una etapa de añadir una prolongación de góndola delantera a una góndola de motor en un lado del cuerpo de un vehículo aéreo existente; y añadir una prolongación de góndola trasera a la góndola de motor en un lado opuesto del cuerpo del vehículo aéreo existente. Las góndolas de motor pueden montarse en el ala. Una etapa de desplazar longitudinalmente los estabilizadores puede incluir desplazar longitudinalmente al menos uno de los estabilizadores horizontales y los estabilizadores verticales. Una etapa de desplazar longitudinalmente los depósitos externos puede incluir montar depósitos externos de una manera simétrica bilateralmente en lados opuestos del cuerpo; y liberar un

depósito externo en un lado del cuerpo antes de liberar un depósito externo en un lado opuesto del cuerpo. Al menos uno de los depósitos externos puede incluir un misil, una bomba, o un contenedor de combustible. El vehículo aéreo puede incluir un avión.

- 5 Las características, funciones y ventajas que se han mencionado pueden lograrse independientemente en diversas realizaciones de la presente divulgación o pueden combinarse en aún otras realizaciones, cuyos detalles adicionales se pueden ver en referencia a la siguiente descripción y dibujos a continuación.

Breve descripción de los dibujos

Estas y otras características de la presente divulgación resultarán más evidentes con referencia a los dibujos en los que números similares se refieren a partes similares en todo el documento y en el que:

- 10 la figura 1 es una vista desde arriba de una configuración de referencia de una aeronave que tiene una disposición bilateralmente simétrica;

la figura 1A es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración de referencia de la aeronave de la figura 1 tomada a lo largo de un plano de corte en una ubicación de estación delantera de la aeronave;

- 15 la figura 1B es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración de referencia tomada a lo largo de un plano de corte en una ubicación de estación intermedia;

la figura 1C es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración de referencia tomada a lo largo de un plano de corte en una ubicación de estación trasera;

- 20 la figura 2 es una vista desde arriba de una aeronave, que no forma parte de la invención, en una disposición bilateralmente asimétrica que tiene una configuración con desplazamiento de motor;

la figura 2A es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración con desplazamiento de motor de la aeronave de la figura 2 tomada a lo largo de un plano de corte en la ubicación de estación delantera;

- 25 la figura 2B es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración con desplazamiento de motor tomada a lo largo de un plano de corte en una primera ubicación de estación intermedia;

la figura 2C es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración con desplazamiento de motor tomada a lo largo de un plano de corte en una segunda ubicación de estación intermedia;

- 30 la figura 2D es una vista en sección esquemática de un área en sección transversal longitudinal local de la configuración con desplazamiento de motor tomada a lo largo de un plano de corte en la ubicación de estación trasera;

- 35 la figura 3 es un gráfico que representa gráficamente área en sección transversal longitudinal frente a ubicación de estación de una configuración de referencia de aeronave y una configuración de aeronave con desplazamiento de motor;

la figura 4 es un gráfico que representa gráficamente cambio en área en sección transversal frente a ubicación de estación para los gráficos de área en sección transversal de la configuración de referencia y de la configuración con desplazamiento de motor de la figura 3;

- 40 la figura 5 es una vista desde arriba de una aeronave, que no forma parte de la invención, en una configuración bilateralmente asimétrica que tiene alas desplazadas y estabilizadores horizontales desplazados;

la figura 6 es una vista desde arriba de una realización de una aeronave en una configuración bilateralmente asimétrica que tiene prolongaciones de góndolas delantera y trasera montadas en las góndolas de motor en lados opuestos de la aeronave;

- 45 la figura 7A es una vista desde arriba de un misil de crucero, que no forma parte de la invención, en una configuración bilateralmente simétrica;

la figura 7B es una vista desde arriba del misil de crucero de la figura 7A en una configuración bilateralmente asimétrica que tiene alas de misil desplazadas;

la figura 8A es una vista desde arriba de una aeronave, que no forma parte de la invención, que tiene depósitos externos montados en una configuración bilateralmente simétrica;

5 la figura 8B es una vista desde arriba de la aeronave de la figura 8A en la que un primero de los depósitos externos se libera en un lado del fuselaje y en un lado exterior del ala;

la figura 8C es una vista desde arriba de la aeronave de la figura 8B en la que un segundo de los depósitos externos se libera en un lado opuesto del fuselaje de la figura 8B y en un lado interior del ala;

10 La figura 8D es una vista desde arriba de la aeronave de la figura 8C en la que un tercero de los depósitos externos se libera del mismo lado del fuselaje como en la figura 8C;

la figura 8E es una vista desde arriba de una aeronave, que no forma parte de la invención, que tiene depósitos externos montados en una configuración bilateralmente asimétrica;

la figura 9 es un diagrama de flujo que tiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método de minimizar resistencia de onda de un vehículo aéreo; y

15 la figura 10 es un gráfico que representa gráficamente una relación de coeficiente de resistencia de onda/resistencia mínima frente distancia de desplazamiento como un porcentaje de una distancia de desplazamiento máxima para una configuración bilateralmente asimétrica de una aeronave que tiene alas desplazadas, motores desplazados, y longitudes de góndola de motor desplazadas.

#### Descripción detallada

20 En referencia ahora a los dibujos en los que las presentaciones son con fines de ilustrar diversas realizaciones de la presente divulgación, en la figura 1 se muestra una vista desde arriba de un vehículo 100 aéreo configurado como aeronave 102 o avión. La aeronave 102 se ilustra como aeronave 102 o avión de tubo y ala y se muestra en una configuración 132 de referencia en la que los componentes 114 de aeronave están dispuestos en una configuración 130 bilateralmente simétrica en relación con un eje 106 longitudinal de la aeronave 102. La aeronave 102 puede disponerse de manera que el eje 106 longitudinal del cuerpo 104 está orientado generalmente paralelo a una dirección 112 de vuelo hacia delante de la aeronave 102 que corresponde a una dirección de una corriente 110 de flujo de aire incidente.

30 El cuerpo 104 de la aeronave 102 puede comprender un fuselaje 170 que se extiende desde un extremo 172 delantero de fuselaje hasta un extremo 174 trasero de fuselaje. El extremo 174 trasero de fuselaje puede incluir un empenaje 260. El empenaje 260 puede incluir una o más superficies de cola tales como uno o más estabilizadores 268 y/o superficies de control. Por ejemplo, el empenaje 260 puede incluir estabilizadores 268 horizontales, uno o más estabilizadores 262 verticales, y una o más superficies 272 de control tal como un elevador (no mostrado) y/o un timón de dirección (no mostrado) para control direccional de la aeronave 102. En la configuración 132 de referencia de la aeronave 102 en la figura 1, los estabilizadores 268 están dispuestos en una configuración 130 bilateralmente simétrica en la que los estabilizadores 268 horizontales están situados en la misma ubicación de estación y están alineados generalmente de manera longitudinal entre sí.

40 En la figura 1, la aeronave 102 puede incluir además una o más superficies 190 aerodinámicas que sobresalen que pueden extenderse hacia fuera desde el cuerpo 104 o el fuselaje 170. Por ejemplo, la aeronave 102 puede incluir un par de alas 192 que pueden montarse en lados opuestos del fuselaje 170. Las alas 192 en cada lado del fuselaje 170 pueden configurarse de manera sustancialmente similar entre sí. Por ejemplo, las alas 192 en cada lado del fuselaje 170 pueden tener generalmente el mismo tamaño, forma, contorno, perfiles de superficie sustentadora, envergadura alar, relación de estrechamiento, flecha (por ejemplo, delantera o trasera), y diedro positivo o diedro negativo. Aunque se muestra en una configuración estrechada y en flecha hacia atrás, las alas 192 pueden proporcionarse en una configuración que no es en flecha o una configuración en flecha hacia delante. Además, las alas 192 pueden proporcionarse en una configuración no estrechada en la que la cuerda o el perfil de superficie sustentadora (no mostrado) es generalmente constante a lo largo de una semienvengadura de cada ala 192.

50 En realizaciones del sistema y el método dados a conocer en el presente documento, las alas 192 pueden proporcionarse como alas 192 de alto alargamiento alar. Por ejemplo, las alas 192 de alto alargamiento alar pueden tener un alargamiento alar de envergadura alar (no mostrada) con respecto a una cuerda promedio (no mostrada) de al menos 2. En una realización de un avión de pasajeros comercial similar al que se muestra en las figuras 1 y 2, las alas 192 de alto alargamiento alar pueden proporcionarse en un alargamiento alar en el intervalo de desde

aproximadamente 2 hasta 10 o mayor. Cada ala 192 puede tener una raíz 198 del ala, una punta 202 de ala, un borde 204 de ataque, y un borde 206 de salida. La raíz 198 del ala tiene una cuerda 200 de raíz que se extiende entre el punto más hacia delante en el borde 204 de ataque y el punto más hacia atrás en el borde 206 de salida. En la presente divulgación, la raíz 198 del ala está definida en la intersección del ala 192 con el fuselaje 170. En la configuración 132 de referencia de la aeronave 102 en la figura 1, las alas 192 están dispuestas en una configuración 130 bilateralmente simétrica en la que las alas 192 están situadas en la misma ubicación de estación.

En la figura 1, la aeronave 102 puede incluir además una o más unidades 230 de propulsión. La aeronave 102 se muestra en una disposición de dos motores que tienen un par de unidades 230 de propulsión montados en las alas 192 en lados opuestos del fuselaje 170. Las unidades 230 de propulsión pueden situarse en aproximadamente la misma ubicación lateral en lados opuestos del fuselaje 170. En una realización, el vehículo 100 aéreo (es decir, la aeronave 102) puede incluir cantidades equivalentes de góndolas 232 de motor o unidades 230 de propulsión en lados opuestos del cuerpo 104. Cada unidad 230 de propulsión de un par puede situarse en la misma ubicación lateral en lados opuestos del fuselaje 170. Con respecto a esto, cada una de las unidades 230 de propulsión de un par puede montarse a aproximadamente la misma distancia del fuselaje 170 en lados opuestos del mismo. En una realización no mostrada, pueden incluirse cantidades desiguales de unidades 230 de propulsión o góndolas 232 de motor en la aeronave 102. Además, las unidades 230 de propulsión pueden montarse en cualquier ubicación en las alas 192, el fuselaje 170, y/o en otras estructuras (no mostradas) que pueden incluirse en la aeronave 102, de manera que las unidades 230 de propulsión no están limitadas a montarse en las ubicaciones mostradas en la figura 1. Las unidades 230 de propulsión en cada lado del fuselaje 170 pueden tener generalmente una configuración similar aunque el sistema y método dados a conocer en el presente documento pueden aplicarse a una aeronave 102 que tiene configuraciones de unidad de propulsión diferentes.

En la figura 1, cada una de las unidades 230 de propulsión puede incluir góndolas 232 de motor o unidades 230 de propulsión que se muestran montadas en el ala a diferencia de las góndolas de motor (no mostradas) o unidades de propulsión (no mostradas) que pueden estar integradas con un fuselaje (no mostrado). En cualquiera de las realizaciones dadas a conocer en el presente documento, góndolas de motores pueden estar montadas en el fuselaje (no mostradas) por medio de pilones o soportes que se extienden hacia fuera desde el fuselaje. En las realizaciones dadas a conocer en el presente documento, las góndolas 232 de motor en cada lado del fuselaje 170 pueden tener diámetros, longitudes y configuraciones de góndola sustancialmente similares.

Cada góndola 232 de motor puede definir generalmente una geometría externa de la unidad 230 de propulsión. Además, cada góndola 232 de motor tiene una admisión 238 de motor que, en la presente divulgación, está definida como el punto más hacia delante y/o una cara frontal de la góndola 232 de motor. En la presente divulgación, la góndola 232 de motor se extiende desde la admisión de motor hasta el inyector 240 de motor definido en la presente divulgación como el punto más hacia atrás y/o un extremo trasero de la góndola 232 de motor o el punto más hacia atrás de la unidad 230 de propulsión. En la configuración 132 de referencia de la aeronave 102 en la figura 1, las góndolas 232 de motor montadas en el ala están dispuestas en una configuración 130 bilateralmente simétrica en la que las admisiones 238 de motor y los inyectores 240 de motor están situados generalmente en la misma ubicación de estación.

Aunque se muestran y describen las unidades 230 de propulsión en la presente divulgación en el contexto de motores de turbina que tienen góndolas 232 de motor, pueden aplicarse el sistema y método dados a conocer en el presente documento a la aeronave 102 que tiene motores de turbohélice u otros motores propulsados por hélice, y pueden incluir adicionalmente motores a pistón, o cualquier otro tipo de unidad de propulsión, sin limitación. Además, el sistema y método dados a conocer en el presente documento pueden dirigirse a plataformas de aeronave distinta de la aeronave 102 de tubo y ala ilustrada en la figura 1. Por ejemplo, el sistema y método dados a conocer en el presente documento pueden dirigirse a una aeronave de ala integrada o cualquier tipo de vehículo 100 aéreo o vehículo aéreo/espacial, sin limitación, que funciona a, cerca o por encima del régimen de vuelo transónico.

En referencia a la figura 1A, se muestra una vista en sección de un área 176 en sección transversal longitudinal local de la configuración 132 de referencia de la aeronave 102 tomada a lo largo de un plano 140 de corte que pasa a través del fuselaje 170 en una ubicación 134 de estación delantera tal como se muestra en la figura 1. El área 176 en sección transversal de fuselaje en la figura 1A representa el área en sección transversal de aeronave que desplaza una corriente 110 de flujo de aire incidente (figura 1).

En referencia a la figura 1B, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la aeronave 102 de configuración 132 de referencia tomada a lo largo de un plano 140 de corte en una ubicación 136 de estación intermedia (figura 1) de la aeronave 102. El área en sección transversal en la figura 1B incluye el área 176 en sección transversal del fuselaje 170 y el área 242 en sección transversal de ambas de las góndolas 232 de motor. Con respecto a esto, la figura 1B ilustra el aumento repentino en el área en sección transversal que desplaza una corriente 110 de flujo de aire incidente (figura 1) para una aeronave 102 de configuración 132 de referencia convencional.

- 5 En referencia a la figura 1C, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la aeronave 102 de configuración 132 de referencia tomada a lo largo de un plano 140 de corte en una ubicación 138 de estación trasera (figura 1) de la aeronave 102. El área en sección transversal en la figura 1C incluye el área 176 en sección transversal del fuselaje 170, el área 242 en sección transversal de ambas de las góndolas 232 de motor, y el área 208 en sección transversal del ala 192 en cada lado del fuselaje 170 en la ubicación 138 de estación trasera. La figura 1C ilustra además el aumento repentino en el área en sección transversal que se produce en una distancia relativamente corta entre la ubicación 136 de estación intermedia y la ubicación 138 de estación trasera (figura 1) y que puede corresponder a un aumento significativo en resistencia de onda a medida que la aeronave 102 de configuración 132 de referencia se aproxima a la velocidad del sonido.
- 10 En referencia a la figura 2, se muestra una vista desde arriba de una aeronave 102 que tiene ventajosamente una configuración 150 bilateralmente asimétrica que tiene góndolas 232 de motor que están desplazadas longitudinalmente entre sí. En la figura 2, las góndolas 232 de motor comprenden una góndola 234 delantera que puede situarse delante de la góndola 236 trasera en el lado opuesto del fuselaje 170. Con respecto a esto, las góndolas 232 de motor en la figura 2 pueden estar desplazadas longitudinalmente entre sí una distancia de desplazamiento de motor tal como se describe a continuación. A excepción de las góndolas 232 de motor, la configuración 152 con desplazamiento de motor de la aeronave 102 en la figura 2 puede ser sustancialmente similar a la configuración 132 de referencia de la aeronave 102 en la figura 1 con respecto a la simetría bilateral de los componentes 114 restantes de la aeronave 102 con respecto a las superficies 190 aerodinámicas que sobresalen tales como las alas 192, los estabilizadores 268 horizontales, y otros componentes 114.
- 15 En la figura 2, las góndolas 232 de motor pueden desplazarse una distancia 244 de desplazamiento predeterminada. En la realización mostrada, la góndola 234 delantera y la góndola 236 trasera están situadas en generalmente la misma ubicación lateral en lados opuestos del fuselaje 170. Sin embargo, la góndola 234 delantera puede situarse de manera que al menos una parte de un área 249 en sección transversal aproximadamente constante (es decir, ilustrada rayada) de la góndola 234 delantera está alineada generalmente de manera longitudinal con una admisión 238 de motor (es decir, la cara delantera) de una góndola 236 trasera. Por ejemplo, una ubicación de un extremo 250 delantero de un área 249 en sección transversal aproximadamente constante de la góndola 234 delantera está alineada generalmente con la admisión 238 de motor de la góndola 236 trasera y que puede proporcionar una distancia 244 de desplazamiento óptima que corresponde a una resistencia mínima de onda para la configuración de aeronave. Con respecto a esto, la góndola 234 delantera y la góndola 236 trasera pueden estar desplazadas longitudinalmente una distancia 244 de desplazamiento que minimiza la tasa de cambio (por ejemplo, que aumenta o disminuye) de área en sección transversal de la aeronave en relación con la tasa de cambio del área en sección transversal de una aeronave bilateralmente simétrica. La góndola 234 delantera puede situarse delante de una ubicación sin desplazamiento (no mostrada) o ubicación simétrica original de la góndola 234 delantera. Del mismo modo, la góndola 236 trasera puede situarse detrás de una ubicación sin desplazamiento (no mostrada) o ubicación simétrica original de la góndola 236 trasera. Sin embargo, la góndola 234 delantera y la góndola 236 trasera pueden situarse en cualquier ubicación en relación con sus respectivas ubicaciones sin desplazamiento.
- 20 Las góndolas 232 de motor pueden desplazarse una distancia 244 de desplazamiento que es tan grande como sea práctico físicamente. Por ejemplo, las góndolas 232 de motor pueden desplazarse cualquier cantidad que oscile entre sin desplazamiento (es decir, alinearse de manera longitudinal) y una distancia 244 de desplazamiento en la que la admisión 238 de motor de una góndola 232 de motor se alinea con el inyector 240 de motor de la góndola 232 de motor en un lado opuesto del fuselaje 170. También son posibles distancias 244 de desplazamiento de motor más grandes. Las góndolas 232 de motor pueden estar desplazadas longitudinalmente de manera que al menos una parte de un área 249 en sección transversal aproximadamente constante de una góndola 234 delantera está alineada generalmente de manera longitudinal con una admisión de motor de una góndola 236 trasera. El área 249 en sección transversal aproximadamente constante se muestra rayada en la figura 2 y puede incluir una región de área en sección transversal máxima de la góndola 232 de motor. Con respecto a esto, el área 249 en sección transversal aproximadamente constante de una góndola 232 de motor puede tener a superficie externa ligeramente curvada (por ejemplo, curvada de manera convexa) y no está limitada necesariamente a un diámetro externo constante o una forma de sección transversal constante.
- 25 Tal como se muestra en la figura 2, la ubicación de estación de la admisión 238 de motor (por ejemplo, la cara delantera) de la góndola 236 trasera en un lado del fuselaje 170 puede alinearse generalmente de manera longitudinal con un extremo 251 trasero del área 249 en sección transversal aproximadamente constante de la góndola 234 delantera en el lado opuesto de fuselaje 170. La ubicación de estación del extremo 251 trasero del área 249 en sección transversal aproximadamente constante de la góndola 236 trasera puede alinearse generalmente de manera longitudinal con el inyector 240 de motor de la góndola 234 delantera (no mostrado). El inyector 240 de motor de la góndola 234 delantera en un lado del fuselaje 170 puede alinearse generalmente de manera longitudinal con la admisión 238 de motor de la góndola 236 trasera en el lado opuesto del fuselaje 170 (no mostrado). Ventajosamente, las posiciones anteriormente observadas del extremo 250, 251 delantero y trasero del área 249 en sección transversal aproximadamente constante pueden corresponder a una resistencia mínima de onda de la aeronave 102.
- 30
- 35
- 40
- 45
- 50
- 55
- 60

Las góndolas 232 de motor pueden estar desplazadas longitudinalmente de manera que una región de área en sección transversal decreciente de una góndola 234 delantera se solapa al menos parcialmente con una región de área en sección transversal creciente de una góndola 236 trasera (no mostrado). La región de área en sección transversal decreciente de una góndola 232 de motor puede comprender la parte de la góndola ubicada detrás del área 249 en sección transversal aproximadamente constante. La región de área en sección transversal creciente de una góndola 232 de motor puede comprender la parte de la góndola ubicada delante del área 249 en sección transversal aproximadamente constante. Solapando el área en sección transversal decreciente de una góndola en un lado del fuselaje con el área en sección transversal creciente de una góndola en un lado opuesto del fuselaje, la tasa de cambio del área en sección transversal de la aeronave 102 puede minimizarse en relación con un vehículo aéreo que tiene góndolas de motor bilateralmente simétricas (sin desplazamiento).

Para uno cualquiera de los ejemplos bilateralmente asimétricos dados a conocer en el presente documento, la distancia de desplazamiento para un par de componentes 114 (por ejemplo, góndolas 232 de motor, alas 192, estabilizadores 268, superficies 272 de control, etc.) en lados opuestos del fuselaje 170 puede determinarse analíticamente según un método descrito a continuación para calcular una o más distancias de desplazamiento que corresponden a una resistencia mínima de onda para la aeronave 102. Alternativamente, la cantidad de distancia de desplazamiento puede determinarse experimentalmente, o por una combinación de análisis y experimentación.

La configuración 152 con desplazamiento de motor en la figura 2 representa uno de una variedad de configuraciones 150 bilateralmente asimétricas que pueden minimizar ventajosamente un aumento en la resistencia de onda de una aeronave 102. En la presente divulgación, la resistencia de onda en un vehículo 100 aéreo puede minimizarse ventajosamente montando uno o más pares de componentes 114 en una disposición desplazada en lados opuestos del fuselaje 170. Por ejemplo, tal como se describe en más detalle a continuación, la resistencia de onda puede minimizarse desplazando longitudinalmente un par de superficies 190 aerodinámicas que sobresalen de la aeronave 102. Las superficies 190 aerodinámicas que sobresalen pueden definirse como cualquier elemento que se extiende hacia fuera desde el cuerpo 104 o fuselaje 170 del vehículo 100 aéreo o aeronave 102.

En la presente divulgación, superficies 190 aerodinámicas que sobresalen pueden incluir alas 192 de alto alargamiento alar, estabilizadores 268 horizontales, estabilizadores 262 verticales, estabilizadores inclinados (no mostrados), planos delanteros (no mostrados), superficies 272 de control y otras superficies 190 aerodinámicas que sobresalen. Los estabilizadores pueden definirse como superficies aerodinámicas que proporcionan estabilidad direccional a la aeronave 102 o vehículo 100 aéreo. Los estabilizadores pueden comprender superficies 190 aerodinámicas que sobresalen fijas o que no pueden moverse. En la presente divulgación, las superficies 190 aerodinámicas que sobresalen también pueden comprender superficies 272 de control tal como para el control aerodinámico o control direccional de la aeronave 102 o vehículo 100 aéreo y puede incluir superficies 272 de control generalmente móviles. Por ejemplo, una superficie 272 de control puede incluir un timón de dirección, un elevador, un elevón, un timón/elevador, o uno cualquiera de una variedad de superficies móviles. La superficie 272 de control pueden acoplarse de manera articulada en un borde a otro elemento tal como un estabilizador. Sin embargo, una superficie 272 de control puede montarse de manera pivotante en el vehículo 100 aéreo o aeronave 102 como un componente independiente. Por ejemplo, una superficie 272 de control puede comprender un elevador que se mueve en todas direcciones, un timón de dirección, u otra configuración de superficie de control. En la presente divulgación, una superficie 190 aerodinámica que sobresale puede incluir cualquier elemento, estructura, dispositivo, o componente que presente un cambio en área en sección transversal con respecto a una corriente 110 de flujo de aire incidente que pasa sobre un vehículo 100 aéreo o aeronave 102.

En referencia a la figura 2A, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la configuración 152 con desplazamiento de motor de la aeronave 102 tomada a lo largo del plano 140 de corte en la ubicación 154 de estación delantera en la figura 2. La ubicación 154 de estación delantera en la figura 2 está situada en la misma ubicación que la ubicación 134 de estación delantera en la figura 1. El área 176 en sección transversal en la figura 2A tiene el mismo área 176 en sección transversal que en la figura 1A.

En referencia a la figura 2B, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la configuración 152 con desplazamiento de motor tomada a lo largo de un plano 140 de corte en una primera ubicación 156 de estación intermedia (figura 2) de la aeronave 102. El área en sección transversal en la figura 2B incluye el área 176 en sección transversal del fuselaje 170 y el área 242 en sección transversal de una única de las góndolas 232 de motor. Con respecto a esto, la figura 2B ilustra un aumento más gradual en el área en sección transversal para la configuración 152 con desplazamiento de motor en relación con el aumento más repentino en área en sección transversal mostrado en la figura 1B para la configuración 132 de referencia.

En referencia a la figura 2C, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la configuración 152 con desplazamiento de motor tomada a lo largo de un plano 140 de corte en una segunda ubicación 157 de estación intermedia (figura 2). El área en sección transversal en la figura 2C incluye el área 176 en sección transversal del fuselaje 170 y el área 242 en sección transversal de ambas de las góndolas 232 de motor y es similar en tamaño al área en sección transversal mostrada en la figura 1B para la aeronave 102 de configuración



132 de referencia de la figura 1. La figura 2C ilustra además el aumento gradual en área en sección transversal para la configuración 152 con desplazamiento de motor en relación con el aumento repentino en área en sección transversal para la configuración 132 de referencia.

En referencia a la figura 2D, se muestra una vista en sección del área en sección transversal longitudinal local de la aeronave 102 de configuración 132 de referencia tomada a lo largo de un plano 140 de corte en una ubicación 158 de estación trasera (figura 2) de la aeronave 102. La ubicación 158 de estación trasera en la figura 2 es en la misma ubicación que la ubicación 138 de estación trasera en la figura 1 y el área 176 en sección transversal en la figura 2D tiene el mismo área 176 en sección transversal que en la figura 1C. El área en sección transversal en la figura 2D incluye el área en sección transversal del fuselaje 170, el área 242 en sección transversal de ambas de las góndolas 232 de motor, y el área 208 en sección transversal de una parte de las alas 192 en la ubicación 158 de estación trasera.

Las figuras 2A-2D ilustran el aumento más gradual en área en sección transversal logrado desplazando longitudinalmente las góndolas 232 de motor en relación con el aumento repentino en área en sección transversal de la configuración 132 de referencia tal como se muestra en las figuras 1A-1D. A pesar de que no se indica en las figuras 2A-2D, las góndolas 232 de motor desplazadas pueden estar desplazadas longitudinalmente para proporcionar un decrecimiento gradual en área en sección transversal a medida que la corriente 110 de flujo de aire se aproxima al extremo trasero de las góndolas 232 de motor desplazadas longitudinalmente. Tal como puede apreciarse, desplazando longitudinalmente las góndolas 232 de motor, la resistencia de onda puede minimizarse debido al cambio más gradual en la distribución del área en sección transversal a lo largo del eje 106 longitudinal de una aeronave 102. En cualquiera de los ejemplos dados a conocer en el presente documento, el cambio gradual en la distribución del área en sección transversal puede incluir un aumento gradual en área en sección transversal y/o un decrecimiento gradual en área en sección transversal del vehículo 100 aéreo o aeronave 102.

En referencia a la figura 3, se muestra un gráfico que representa área en sección transversal longitudinal frente a ubicación de estación para la configuración 132 de referencia (es decir, sin desplazamiento) de la figura 1 y para la configuración 152 con desplazamiento de motor de la figura 2. La ubicación de estación se indica en relación con una posición 108 de origen que está ubicada en el punto medio del gráfico entre la ubicación de fuselaje delantera en un lado izquierdo del gráfico y la ubicación de fuselaje trasera en un lado derecho del gráfico. El gráfico de la figura 3 se generó a partir de un análisis de relativamente baja fidelidad de la configuración 132 de referencia y un análisis de relativamente baja fidelidad de la configuración 152 con desplazamiento de motor usando los mismos parámetros de análisis que en el análisis de configuración 132 de referencia.

En la figura 3, la representación gráfica de la distribución de área para la configuración 132 de referencia (es decir, sin desplazamiento) se ilustra como una línea continua. La representación gráfica de la distribución de área para la configuración 152 con desplazamiento de motor se ilustra como una línea discontinua y está sobrepuesta con la línea continua de la configuración 132 de referencia. Para la configuración 152 con desplazamiento de motor, la línea discontinua de la representación gráfica ilustra un aumento inicial en área en sección transversal en la primera ubicación 156 de estación intermedia y representa la contribución de área de la góndola 234 delantera (figura 2). Tal como puede verse, el aumento de área inicial para la configuración 152 con desplazamiento de motor se produce antes de (es decir, en relación con una corriente de flujo de aire incidente) el aumento inicial en área en sección transversal para la configuración 132 de referencia. La diferencia en altura de la línea discontinua y la línea continua también ilustra que el área en sección transversal máxima de la configuración 152 con desplazamiento de motor es menor que el área en sección transversal máxima de la configuración 132 de referencia.

La figura 4 ilustra una representación gráfica del derivado de la contribución de área de la figura 3 e ilustra el cambio en área en sección transversal frente a ubicación de estación para la configuración 132 de referencia y la configuración 152 con desplazamiento de motor. La representación gráfica de cambio en la distribución de área para la configuración 132 de referencia se muestra como una línea continua. La representación gráfica de cambio en la distribución de área para la configuración 152 con desplazamiento de motor se muestra como una línea discontinua. La línea discontinua en la figura 4 ilustra integración relativamente uniforme de las contribuciones de área de la góndola 234 delantera (figura 2) y la góndola 236 trasera (figura 2) para la configuración 152 con desplazamiento de motor y que corresponde ventajosamente a una tasa mínima del aumento de área. En contraste, en la misma sección de la representación gráfica de la figura 4, la línea continua ilustra un aumento repentino en la contribución de área (es decir, en el elemento 130) de las góndolas 232 de motor longitudinalmente alineadas de la configuración 132 de referencia (figura 1). Además, el pico negativo en la línea continua ilustra un decrecimiento repentino en la contribución de área de las góndolas 232 de motor longitudinalmente alineadas de la configuración 132 de referencia.

La figura 5 muestra una aeronave 102 en una configuración 150 bilateralmente asimétrica que tiene superficies 190 aerodinámicas que sobresalen desplazadas longitudinalmente incluyendo alas 192 longitudinalmente desplazadas y/o estabilizadores 268 horizontales longitudinalmente desplazados. En la presente divulgación, tal como se indicó anteriormente, una superficie 190 aerodinámica que sobresale comprende cualquier elemento que se monta en y/o

se extiende o sobresale hacia fuera desde el cuerpo 104. La aeronave 102 en la figura 5 incluye un ala 194 delantera y un ala 196 trasera que pueden desplazarse entre sí cualquier distancia de desplazamiento de ala, sin limitación. La aeronave 102 también puede incluir estabilizadores que pueden desplazarse entre sí cualquier distancia, sin limitación. Por ejemplo, una aeronave 102 puede incluir un par de estabilizadores 268 horizontales tal como un estabilizador 264 delantero y un estabilizador 266 trasero que pueden desplazarse entre sí. Aunque no se muestra, el estabilizador 262 vertical o cola vertical puede estar desplazado longitudinalmente con respecto al estabilizador 268 horizontal. Además de las alas 192 desplazadas, una aeronave 102 en una configuración 150 bilateralmente asimétrica puede incluir superficies de plano delantero longitudinalmente desplazadas (no mostradas) montadas en un extremo delantero de un fuselaje, timones/elevadores longitudinalmente desplazados (no mostrados) que pueden montarse en un extremo trasero de un fuselaje, u otras configuraciones de empenaje (por ejemplo, cola en V, cola en U, cola en T, etc. - no mostradas) que pueden desplazarse entre sí. Las superficies 190 aerodinámicas que sobresalen desplazadas longitudinalmente también pueden incluir superficies de control (no mostradas) que pueden montarse en una aeronave de ala integrada (no mostrada).

En la figura 5, el ala 194 delantera y el ala 196 trasera pueden estar desplazadas longitudinalmente entre sí cualquier distancia, tal como se indicó anteriormente. Las góndolas 232 de motor en cada lado del fuselaje pueden montarse en la misma posición en relación con el ala de manera que desplazar longitudinalmente las alas también resulta en que se desplazan longitudinalmente las góndolas de motor. Sin embargo, la aeronave puede configurarse con alas desplazadas longitudinalmente y góndolas de motor montadas en ala sin desplazamiento (no mostradas). En la figura 5, las alas 192 longitudinalmente desplazadas pueden tener un alargamiento alar generalmente alto de hasta 10 o mayor comparado con una aeronave de ala delta (no mostrada) que puede tener un alargamiento alar relativamente bajo de 3 o menor.

En cualquiera de las configuraciones desplazadas dadas a conocer en el presente documento, una distancia de desplazamiento máxima de un conjunto de componentes (góndolas 232 de motor, superficies 190 aerodinámicas que sobresalen, etc.) puede depender de la configuración del vehículo aéreo. Por ejemplo, la distancia de desplazamiento de ala en un vehículo aéreo no tripulado (UAV) puede ser menor que la distancia de desplazamiento de ala en un avión de línea a reacción comercial. La distancia de desplazamiento máxima puede determinarse por restricciones estructurales, aerodinámicas y/o de fabricación, u otras restricciones. En la figura 5, el ala 194 delantera se muestra desplazada del ala 196 trasera una distancia 210 de desplazamiento de ala de aproximadamente una longitud de la cuerda 200 de raíz de una de las alas 192. Tal como se indicó anteriormente, la raíz 198 del ala puede definirse en una ubicación de una intersección de las alas 192 con el fuselaje 170. Las alas 192 pueden desplazarse entre sí una distancia 210 de desplazamiento de entre aproximadamente 1 pie y una longitud de la cuerda 200 de raíz. Sin embargo, con el fin de minimizar complicaciones debido a transferencias de trayectoria de carga o cargas de torsión en el fuselaje 170, o complicaciones respecto a aerodinámica, la distancia 210 de desplazamiento de un par de alas 192 desplazadas puede minimizarse.

Los estabilizadores 268 horizontales también pueden desplazarse longitudinalmente una distancia 270 de desplazamiento de estabilizador que puede limitarse a la longitud de la cuerda 200 de raíz de uno de los estabilizadores 268 horizontales. Sin embargo, los estabilizadores 268 horizontales pueden desplazarse cualquier distancia 270 de desplazamiento de estabilizador, sin limitación, tal como se indicó anteriormente. En cualquier realización dada a conocer en el presente documento, las superficies 190 aerodinámicas que sobresalen pueden estar desplazadas longitudinalmente entre sí de manera que una región de área en sección transversal decreciente de un componente delantero (por ejemplo, una superficie aerodinámica que sobresale delantera) en un lado del fuselaje se solapa al menos parcialmente con una región de área en sección transversal creciente de un componente trasero (por ejemplo, una superficie aerodinámica que sobresale trasera) en un lado opuesto del fuselaje.

La figura 6 muestra una realización de una aeronave 102 en una configuración 150 bilateralmente asimétrica. Tal como se muestra, las alas 192 pueden ser bilateralmente simétricas de manera que las alas 192 están situadas en la misma ubicación de estación en lados opuestos del fuselaje 170. La asimetría bilateral de la aeronave 102 está dotada de góndolas 232 de motor alargadas de manera asimétrica. Con respecto a esto, una góndola 232 de motor en un lado del fuselaje 170 puede estar dotada de una prolongación 246 de góndola delantera. La prolongación 246 de góndola delantera puede extenderse o sobresalir hacia delante de la góndola 232 de motor. Además, una góndola 232 de motor en un lado opuesto del fuselaje 170 puede estar dotada de una prolongación 248 de góndola trasera. La prolongación 248 de góndola trasera puede extenderse o sobresalir hacia atrás de la góndola 232 de motor. Una aeronave puede incluir una prolongación 246 de góndola delantera en una góndola 232 de motor, y/o una prolongación 248 de góndola trasera en una góndola. Sin embargo, una aeronave puede estar dotada tanto de una prolongación 246 de góndola delantera como de una prolongación 248 de góndola trasera en una góndola 232 de motor.

Tal como se muestra, la prolongación 246 de góndola delantera puede desplazarse una distancia 252 de desplazamiento de prolongación y/o la prolongación 248 de góndola trasera pueden desplazarse una distancia 252 de desplazamiento de prolongación que puede ser diferente de la distancia 252 de desplazamiento de prolongación

de la prolongación 246 de góndola delantera. La realización mostrada en figura 6 puede representar una configuración de ajuste para una aeronave 102 existente que tiene una configuración bilateralmente simétrica, al menos con respecto a la simetría de las alas 192 y góndolas 232 de motor. Añadiendo una prolongación 246 de góndola delantera y/o una prolongación 248 de góndola trasera, la resistencia de onda característica de una aeronave 102 existente puede mejorarse significativamente.

La figura 7A muestra un misil 280 de crucero en una configuración 130 bilateralmente simétrica que tiene un cuerpo 282 de misil y alas 284 de misil longitudinalmente alineadas. El misil 280 de crucero representa una realización alternativa de un vehículo 100 aéreo que puede funcionar en la región transónica y que puede beneficiarse del sistema y método para minimizar la resistencia de onda tal como se dio a conocer en el presente documento.

La figura 7B muestra el misil 280 de crucero en una configuración 150 bilateralmente asimétrica que tiene alas 284 de misil desplazadas. Las alas 284 de misil pueden desplazarse una distancia 290 de desplazamiento de ala de misil de hasta una longitud de la cuerda 288 de raíz de la raíz 286 del ala de misil aunque las alas 286 de misil pueden proporcionarse a cualquier distancia 290 de desplazamiento de ala de misil, sin limitación, tal como se indicó anteriormente. Ventajosamente, las alas 284 de misil desplazadas pueden proporcionar un cambio más gradual en la distribución del área en sección transversal del misil 280 en relación con la configuración de misil 280 simétrica mostrada en la figura 7A. Las configuraciones desplazadas anteriormente descritas también pueden aplicarse a un cohete (no mostrado) o vehículo de lanzamiento. Por ejemplo, un cohete puede estar dotado de aletas de estabilización (no mostradas) que pueden desplazarse para minimizar la resistencia de onda. Una cualquiera de las configuraciones desplazadas anteriormente descritas también puede aplicarse a otros vehículos incluyendo vehículos espaciales para minimizar la resistencia de onda durante viaje a través de la atmósfera.

La figura 8A es una vista desde arriba de una configuración de aeronave 102 militar. La aeronave 102 tiene un número igual de depósitos 300 externos identificados como 300A, 300B, 300C, y 300D montados en una configuración 130 bilateralmente simétrica en la aeronave 102. Los depósitos 300 externos se ilustran como contenedores 302 de combustible montados en las alas en dos pares en lados opuestos del fuselaje 170. Sin embargo, los depósitos 300 externos pueden proporcionarse en cualquier tipo de configuración de depósito que pueda montarse de manera liberable en la aeronave 102. Por ejemplo, los depósitos 300 externos pueden incluir, pero no están limitados a, armas tales como misiles y/o bombas, contenedores de vigilancia, o cualquier otro tipo de depósito externo que puede montarse de manera liberable en la aeronave 102. Los depósitos 300 externos pueden liberarse de la aeronave 102 de manera que minimiza la carga asimétrica a la vez que minimiza la tasa de cambio del área en sección transversal de la aeronave 102 similar a la configuración 152 con desplazamiento de motor ilustrada en la figura 2 y descrita anteriormente.

Por ejemplo, las figuras 8B-8D ilustran una secuencia para liberar depósitos 300 externos de manera que minimiza el cambio del área en sección transversal. La figura 8B muestra la liberación de depósito 300A externo antes de la liberación de los depósitos 300B, 300C, y 300D externos para proporcionar de manera efectiva una configuración bilateralmente asimétrica en la figura 8B. La figura 8C ilustra la siguiente fase de la secuencia de liberación en la que el depósito 300C externo se libera antes de la liberación de depósitos 300B y 300D externos. La fase de la secuencia de liberación en la figura 8C puede representar una disposición que minimiza la tasa de cambio del área en sección transversal de la aeronave 102 en relación con una disposición en la que depósitos 300 externos se liberan en cantidades iguales (no mostrada) de cada lado de la aeronave 102.

La figura 8D ilustra la siguiente fase de la secuencia de liberación en la que el depósito 300D externo se libera antes que el depósito 300B externo que, aunque no se muestra, es el último de los depósitos 300 externos que va a liberarse. La secuencia de liberación 300A-300C-300D-300B puede proporcionar un equilibrio entre problemas de estabilidad y control de aeronave con reducciones en resistencia de onda. Sin embargo, son posibles otras secuencias de liberación que puedan reducir de manera efectiva la resistencia de onda minimizando la tasa de cambio en el área en sección transversal de la aeronave 102. Por ejemplo, para una aeronave (no mostrada) que tiene más de cuatro (4) depósitos 300 externos liberables, pueden configurarse secuencias de liberación alternativas para minimizar el cambio del área en sección transversal. Liberando los depósitos 300 externos de una o más de las maneras anteriormente descritas, puede minimizarse la resistencia de onda que puede mejorar la autonomía y/o aumentar la capacidad de velocidad de aire tal como para funcionamientos cerca o en la región transónica.

La figura 8E ilustra la aeronave de la figura 8A en la que los depósitos 300 externos están cargados o montados en la aeronave 102 de una manera al tresbolillo que puede minimizar la tasa de cambio en el área en sección transversal de la aeronave 102. En contraste con la disposición mostrada en la figura 8A en la que los depósitos 300A, 300B, 300C, y 300D externos están montados en una disposición bilateralmente simétrica, la figura 8E ilustra los depósitos externos montados en una disposición bilateralmente desplazada o al tresbolillo. Por ejemplo, en la figura 8E, los depósitos 300A y 300D externos pueden desplazarse entre sí un desplazamiento 304 de depósito. Del mismo modo, depósitos 300B y 300C externos pueden desplazarse entre sí un desplazamiento 304 de depósito. El desplazamiento de los depósitos 300A-300D y 300B-300C externos puede minimizar las adiciones y sustracciones del área en sección transversal a lo largo del eje longitudinal de la aeronave 102 y que pueden minimizar

ventajosamente la resistencia de onda.

La figura 9 es un diagrama de flujo que ilustra una realización de un método 400 de minimizar la resistencia de onda de un vehículo 100 aéreo. El método incluye la etapa 402 de proporcionar un cuerpo 104 de un vehículo 100 aéreo tal como una aeronave 102. Tal como se indicó anteriormente, el vehículo 100 aéreo tiene un eje 106 longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección 112 de vuelo hacia delante. La aeronave 102 puede comprender una aeronave 102 comercial, una aeronave 102 militar, un misil tal como un misil 280 de crucero, o uno cualquiera de una variedad de configuraciones de vehículo 100 aéreo alternativas que pueden funcionar en o cerca de la región transónica o a altos números de Mach.

La etapa 404 del método 400 de la figura 9 puede incluir desplazar longitudinalmente al menos un par de componentes 114 en lados opuestos del cuerpo 104. Sin embargo, la presente divulgación no está limitada a desplazar los números pares (por ejemplo, pares) de componentes. Con respecto a esto, el sistema y método dados a conocer en el presente documento pueden incluir desplazar los números impares de componentes tales como desplazar tres (3) o más componentes en relación entre sí para minimizar una tasa de cambio en el área en sección transversal de una aeronave. Tal como se indicó anteriormente, los componentes 114 que pueden desplazarse pueden incluir superficies 190 aerodinámicas que sobresalen (figura 2) tales como alas 192 (figura 2), estabilizadores 268 horizontales (figura 2), estabilizadores 262 verticales (figura 2), estabilizadores inclinados (no mostrados), superficies 272 de control (figura 2), o cualquier otras superficies 190 aerodinámicas que sobresalen que se extienden hacia fuera desde el fuselaje 170 o cuerpo 104 de un vehículo 100 aéreo.

Los componentes 114 también pueden incluir unidades 230 de propulsión que incluyen góndolas 232 de motor que pueden montarse en el ala y que pueden estar desplazadas longitudinalmente en lados opuestos del fuselaje 170 tal como se describió anteriormente. El método puede comprender montar un par de alas 192 de una manera simétrica bilateralmente (es decir, sin desplazamiento) en lados opuestos del cuerpo 104, y desplazar longitudinalmente un par de góndolas 232 de motor tal como se muestra en la figura 2 y/o en uno de las realizaciones descritas anteriormente. Aunque no se muestra, el método puede incluir solapar una región de área en sección transversal decreciente de una góndola delantera con una región de área en sección transversal creciente de una góndola trasera tal como se describió anteriormente.

En una realización, un vehículo 100 aéreo bilateralmente simétrico existente se convierte en un vehículo 100 aéreo bilateralmente asimétrico añadiendo prolongaciones a uno o más componentes 114 del vehículo 100 aéreo para lograr una disposición desplazada. La asimetría bilateral se logra ajustando una aeronave 102 o avión existente para añadir una prolongación 246 de góndola delantera a una góndola 232 de motor en un lado del fuselaje 170, y/o añadir una prolongación 248 de góndola trasera a una góndola 232 de motor en un lado opuesto del fuselaje 170 tal como se muestra en la figura 6. La prolongación 246 de góndola delantera y/o la prolongación 248 de góndola trasera pueden desplazarse una distancia 252 de desplazamiento de prolongación tal como se mencionó anteriormente. Tal como puede apreciarse, otras configuraciones de prolongación pueden añadirse adicionalmente a otros componentes 114 de una aeronave 102 existente para lograr asimetría bilateral y mejorar la distribución de área en sección transversal a lo largo de un eje 106 longitudinal de la aeronave 102.

La asimetría bilateral puede lograrse adicionalmente en un vehículo 100 aéreo bilateralmente simétrico (por ejemplo, la aeronave de la figura 8A) por la manera en la que los depósitos 300 externos se liberan de la aeronave. Por ejemplo, tal como se indicó anteriormente con respecto a las figuras 8A-8D, la asimetría bilateral puede proporcionarse de manera efectiva liberando depósitos 300 externos en una secuencia que minimiza el cambio en el área en sección transversal de la aeronave (figura 8B) y que puede minimizar preferiblemente la resistencia de configuración total de la aeronave. La resistencia de configuración total puede incluir resistencia parásita (que incluye resistencia de interferencia), resistencia de presión, y resistencia de onda. En referencia a la figura 8E, la asimetría bilateral también puede proporcionarse montando depósitos 300 externos con desplazamiento 304 de depósitos tal como se describió anteriormente como medio para minimizar cambios en el área en sección transversal de la aeronave 102 que pueden minimizar la resistencia de onda.

La etapa 406 del método 400 de la figura 9 incluye minimizar una tasa de cambio en el área en sección transversal del vehículo aéreo o aeronave en respuesta al desplazamiento longitudinal de los componentes. El desplazamiento longitudinal de los componentes resulta en una configuración bilateralmente asimétrica. En cualquiera de las realizaciones dada a conocer en el presente documento, la asimetría bilateral puede implementarse de manera que minimiza la resistencia de configuración total. Minimizar la resistencia de configuración total puede incluir una reducción en resistencia de onda en relación con la resistencia de onda de una configuración bilateralmente simétrica. Sin embargo, minimizar la resistencia de configuración total puede dar como resultado una resistencia de onda reducida que puede no reducirse a un mínimo absoluto.

El método de minimizar la resistencia de onda puede incluir estimar la resistencia de onda de un vehículo 100 aéreo como medio para determinar una distancia de desplazamiento óptima entre un par de componentes 114 montados en lados opuestos del cuerpo 104 del vehículo 100 aéreo. Con respecto a esto, la resistencia mínima de onda

5 corresponde a al menos un desplazamiento nominal entre los componentes 114. La resistencia de onda de un  
 vehículo 100 aéreo puede representarse por el coeficiente de resistencia ( $C_D$ ) del vehículo 100 aéreo a un número  
 de Mach dado. El coeficiente de resistencia de onda de un vehículo 100 aéreo puede estimarse calculando la  
 distribución  $S(x)$  de área en sección transversal del vehículo 100 aéreo sobre una longitud  $l$  de vehículo tal como se  
 ilustra en la figura 3. Basándose en la distribución de área, el método puede incluir calcular la tasa de cambio de la  
 distribución  $S'(x)$  de área en sección transversal sobre la longitud  $l$ , de vehículo. El gráfico de la figura 4 representa  
 gráficamente la tasa de cambio de la distribución  $S'(x)$  de área en sección transversal sobre la longitud  $l$ , de  
 10 vehículo. Tal como se muestra en la figura 3, la distribución  $S(x)$  de área puede estar centrada en referencia a un  
 origen 108 ubicado en el punto medio entre los extremos delantero y trasero del vehículo 100 aéreo. La distribución  
 $S(x)$  de área puede convertirse en una función de  $\phi$  en la que:

$$x = \frac{l_v}{2} \cos \phi$$

El método puede incluir entonces calcular una expansión de series de Fourier de la distribución  $S(x)$  de área en  
 sección transversal usando la siguiente ecuación:

$$S'(\phi) \cong \sum_{n=1}^{n_{max}} b_n \text{sen}(n\phi)$$

15 donde:

$$b_n = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} S'(\phi) \text{sen}(n\phi) d\phi$$

La resistencia de onda puede estimarse usando la siguiente relación para el coeficiente  $C_D$  de resistencia de onda:

$$C_D = \frac{\pi}{4S} \sum_{n=1}^{n_{max}} n b_n^2$$

20 donde  $n_{max}$  representa una cantidad de términos de Fourier que resulta en la convergencia de las series de Fourier.  
 El método de estimar la resistencia de onda descrito anteriormente está dado a conocer en la nota técnica D-446 de  
 la NASA (1960) titulada "Some Examples of the Applications of the Transonic y Supersonic Area Rules to the  
 Prediction of Wave Drag" por R. Nelson *et al.*, y en el informe técnico 1284 de la NACA (1956) titulado "Theory of  
 Wing-Body Drag at Supersonic Speeds" por R. Jones.

25 El método puede incluir además ajustar iterativamente la distancia de desplazamiento y estimar el coeficiente de  
 resistencia de onda resultante tal como usando el método descrito anteriormente hasta que se determine al menos  
 una distancia de desplazamiento en la que la resistencia de onda se minimiza para una configuración de aeronave  
 102 dada. Con respecto a esto, los componentes 114 de aeronave 102 tal como las góndolas 232 de motor pueden  
 desplazarse dentro de un intervalo de distancias de desplazamiento que pueden producir dos o más ubicaciones en  
 30 las que la resistencia de onda se minimiza, tal como está indicado por los mínimos 216 locales en el gráfico de la  
 figura 10.

La figura 10 es un gráfico que representa gráficamente una relación 214 de coeficiente de resistencia de coeficiente  
 de resistencia de onda/resistencia mínima frente una distancia 212 de desplazamiento como un porcentaje de una  
 distancia de desplazamiento máxima para varias configuraciones 150 bilateralmente asimétricas de una aeronave  
 102. El coeficiente de resistencia para cada una de las configuraciones se calculó usando una cantidad de términos  
 35 de Fourier de  $n_{max} = 200$ . Las configuraciones incluyen alas 210 desplazadas, motores 244 desplazados, y  
 prolongaciones 252 de góndola desplazadas en las que la relación 214 de coeficiente de resistencia para cada  
 configuración se representa gráficamente como una función de distancia 212 de desplazamiento como un porcentaje  
 de desplazamiento máximo. Para cada una de las configuraciones de aeronave 102, la figura 10 ilustra los mínimos  
 216 locales para al menos dos distancias 212 de desplazamiento. Aunque la figura 10 solo representa gráficamente  
 40 la relación 214 de coeficiente de resistencia para la longitud completa del desplazamiento máximo para las alas 210  
 desplazadas, las representaciones gráficas para los motores 244 desplazados y prolongaciones 252 de góndola  
 desplazadas son similares a las alas 210 desplazadas y pueden tener mínimos locales en ubicaciones similares a  
 las de las alas 210 desplazadas.

5 En la figura 10, cada uno de los mínimos 216 representa una distancia 212 de desplazamiento (por ejemplo, porcentaje) que minimiza el aumento de tasa en la distribución de área en sección transversal. Por ejemplo, para la configuración 152 con desplazamiento de motor, un mínimo 216 local de la relación 214 de coeficiente de resistencia se produce a una distancia 212 de desplazamiento de aproximadamente de 20 por ciento de un desplazamiento máximo y que corresponde a la disposición desplazada ilustrada en la figura 2. La figura 10 también ilustra un mínimo 216 local de la relación 214 de coeficiente de resistencia a una distancia 212 de desplazamiento de aproximadamente de 78 por ciento y que corresponde a una realización con desplazamiento de motor (no mostrada) en la que una región de área en sección transversal decreciente de una góndola 234 delantera (figura 2) se solapa con una región de área en sección transversal creciente de una góndola 236 trasera (figura 2) en el lado opuesto del fuselaje 170.

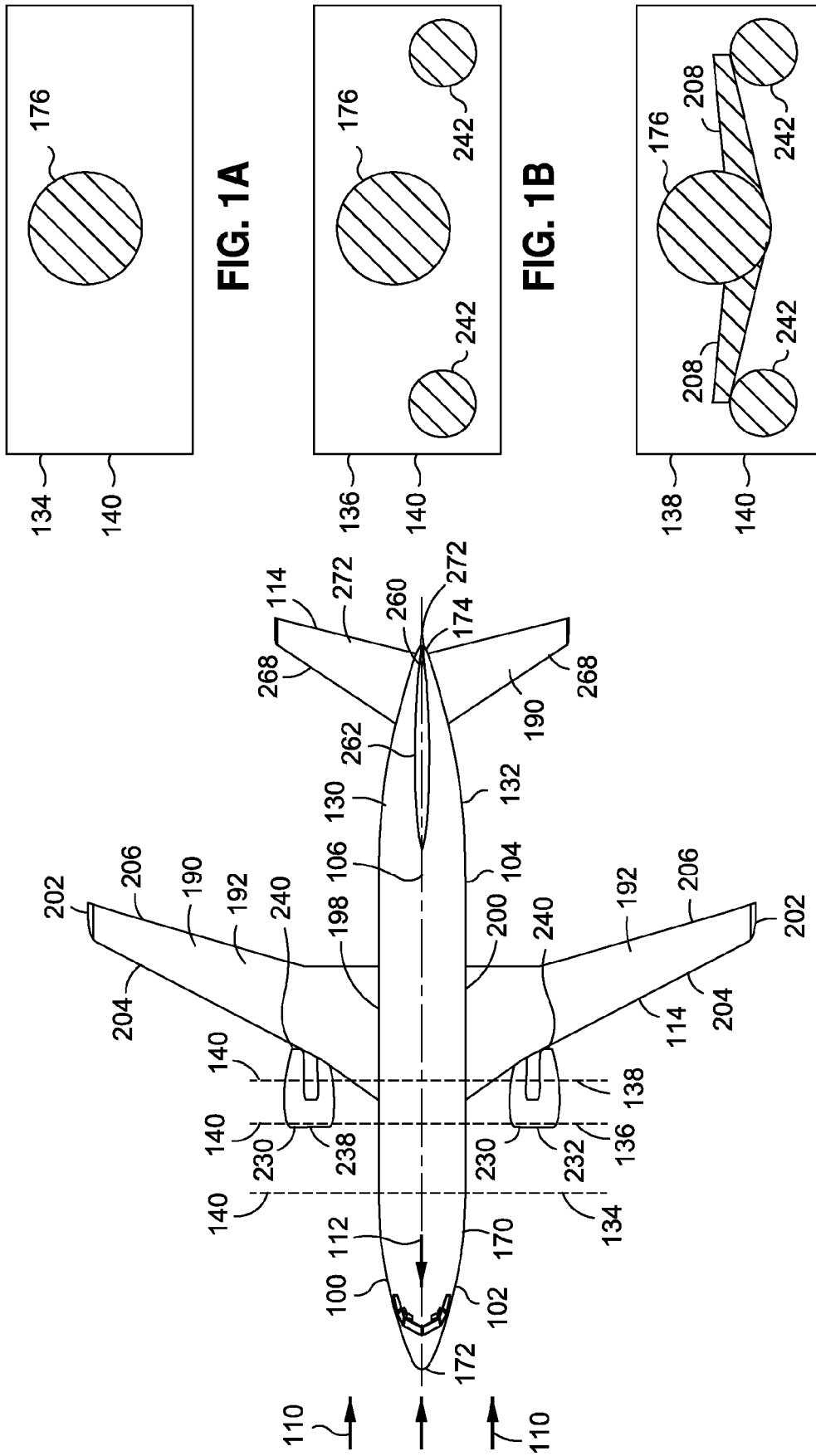
15 La figura 10 ilustra además que para una aeronave 102 bilateralmente simétrica en general, añadir una prolongación 246 de góndola delantera y/o una prolongación 248 de góndola trasera puede proporcionar una manera rentable para lograr asimetría bilateral y reducir la resistencia de onda. Con respecto a esto, una configuración de aeronave 102 existente puede ajustarse sin alteración significativa de la carga estructural de la aeronave 102. Ventajosamente, prolongaciones de góndola representan un medio para modificar una aeronave 102 existente para volar a velocidades más altas con rediseño relativamente menor. Con respecto a esto, las diversas realizaciones dadas a conocer en el presente documento proporcionan un medio para ajustar la ubicación longitudinal de los componentes 114 (por ejemplo, alas, motores, estabilizadores, superficies de control, etc.) de una aeronave 102 para mejorar la distribución de área en sección transversal existente sin cambiar el diámetro local del fuselaje, y sin el uso de superficies sustentadoras que están hechas a medida para el régimen de vuelo transónico.

20 Modificaciones y mejoras adicionales de la presente divulgación pueden resultar evidentes para los expertos habituales en la técnica. Por tanto, la combinación particular de partes descritas e ilustradas en el presente documento está destinada a representar solo realizaciones determinadas de la presente divulgación y no está destinada a limitar las realizaciones o dispositivos alternativos dentro del espíritu y alcance de la divulgación.

25

**REIVINDICACIONES**

1. Vehículo (100, 102) aéreo que tiene una configuración bilateralmente asimétrica, que comprende: un cuerpo (104) que tiene un eje longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección de vuelo hacia delante; y góndolas (232) de motor alargadas de manera asimétrica que están montadas en lados opuestos del cuerpo.
- 5 2. Vehículo aéreo según la reivindicación 1, en el que: las góndolas (232, 234, 236) de motor están montadas en el ala.
3. Vehículo aéreo según la reivindicación 1 ó 2, que comprende además al menos uno de los siguientes componentes que están montados en lados opuestos del cuerpo: góndolas (234, 236) de motor desplazadas longitudinalmente; y superficies (190) aerodinámicas que sobresalen desplazadas longitudinalmente que comprenden al menos uno de estabilizadores (262, 268), superficies (272) de control, y alas (192) de alto alargamiento alar.
- 10 4. Vehículo aéreo según la reivindicación 3, en el que: al menos una parte de un área (249) en sección transversal aproximadamente constante de una góndola (234) delantera está alineada generalmente de manera longitudinal con una admisión (238) de motor de una góndola (236) trasera.
- 15 5. Vehículo aéreo según la reivindicación 3 ó 4, en el que: uno de un extremo (250) delantero y un extremo trasero del área (249) en sección transversal aproximadamente constante de una góndola (234) delantera está alineado generalmente de manera longitudinal con la admisión (238) de motor de una góndola (236) trasera.
6. Vehículo aéreo según cualquiera de las reivindicaciones 3 a 5, en el que: un extremo (251) trasero de un área (249) en sección transversal aproximadamente constante de una góndola (236) trasera está alineado generalmente de manera longitudinal con un inyector (240) de motor de una góndola (234) delantera.
- 20 7. Vehículo aéreo según cualquiera de las reivindicaciones 3 a 6, en el que: una región de área en sección transversal decreciente de una góndola (234) delantera se solapa con una región de área en sección transversal creciente de una góndola (236) trasera.
8. Vehículo aéreo según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, en el que las góndolas (232) de motor alargadas de manera asimétrica comprenden al menos uno de: una prolongación (246) de góndola delantera montada en una góndola (232) de motor en un lado del cuerpo (104); y una prolongación (248) de góndola trasera montada en una góndola (232) de motor en un lado opuesto del cuerpo (104).
- 25 9. Método (400) de fabricación de un vehículo (100, 102) aéreo según la reivindicación 8, que comprende las etapas de: proporcionar (402) un cuerpo (104) de un vehículo (100) aéreo existente que tiene un eje (106) longitudinal orientado generalmente paralelo a una dirección de vuelo hacia delante; y alargar (404) de manera asimétrica góndolas (232) de motor en lados opuestos del cuerpo; y en el que la etapa de alargar de manera asimétrica las góndolas de motor comprende al menos uno de: añadir una prolongación (246) de góndola delantera a una góndola (232) de motor en un lado del cuerpo (104); y añadir una prolongación (248) de góndola trasera a la góndola (232) de motor en un lado opuesto del cuerpo (104).
- 30 10. Método según la reivindicación 9 para fabricar un vehículo (100, 102) aéreo según las reivindicaciones 3 y 8, comprendiendo además el método desplazar longitudinalmente en lados opuestos del cuerpo (104) al menos uno de góndolas (234, 236) de motor, estabilizadores (262, 268), superficies (272) de control, depósitos (300) externos, y alas (192) de alto alargamiento alar.
- 35 11. Método según la reivindicación 10, en el que la etapa de desplazar longitudinalmente los estabilizadores (262, 268) comprende: desplazar longitudinalmente al menos uno de estabilizadores (268) horizontales y estabilizadores (262) verticales.
- 40



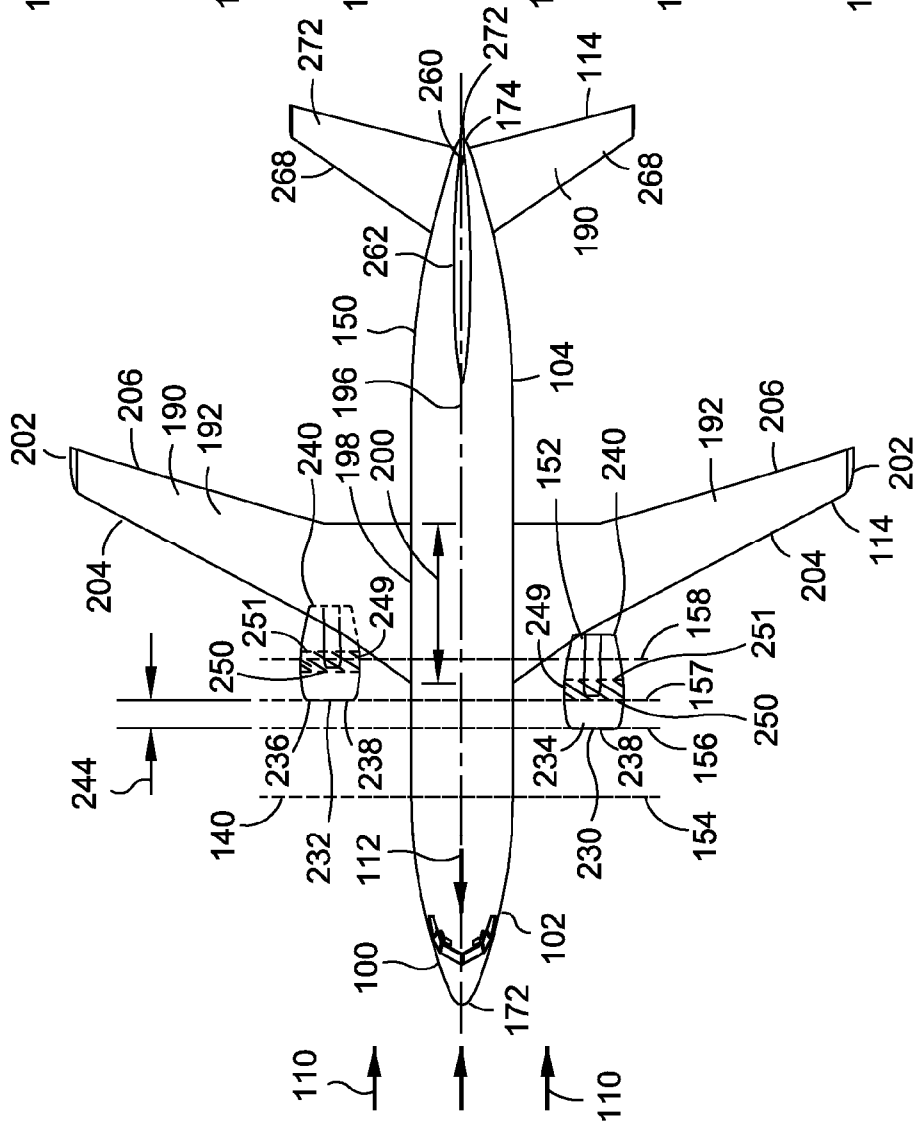
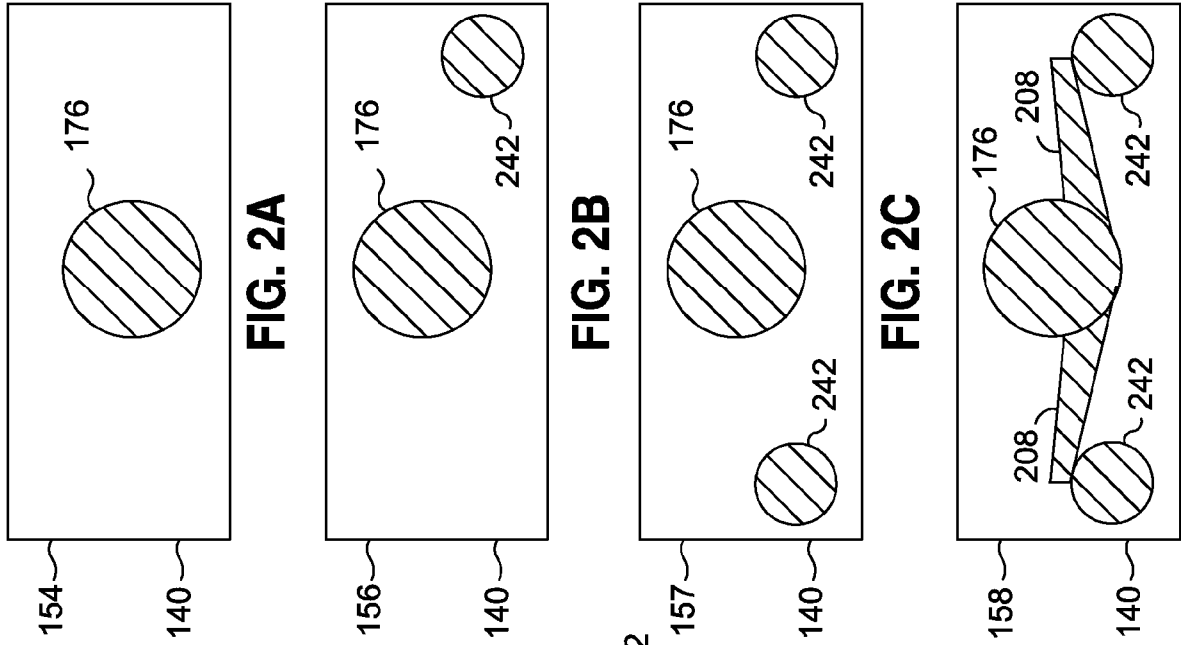
**FIG. 1**

**FIG. 1A**

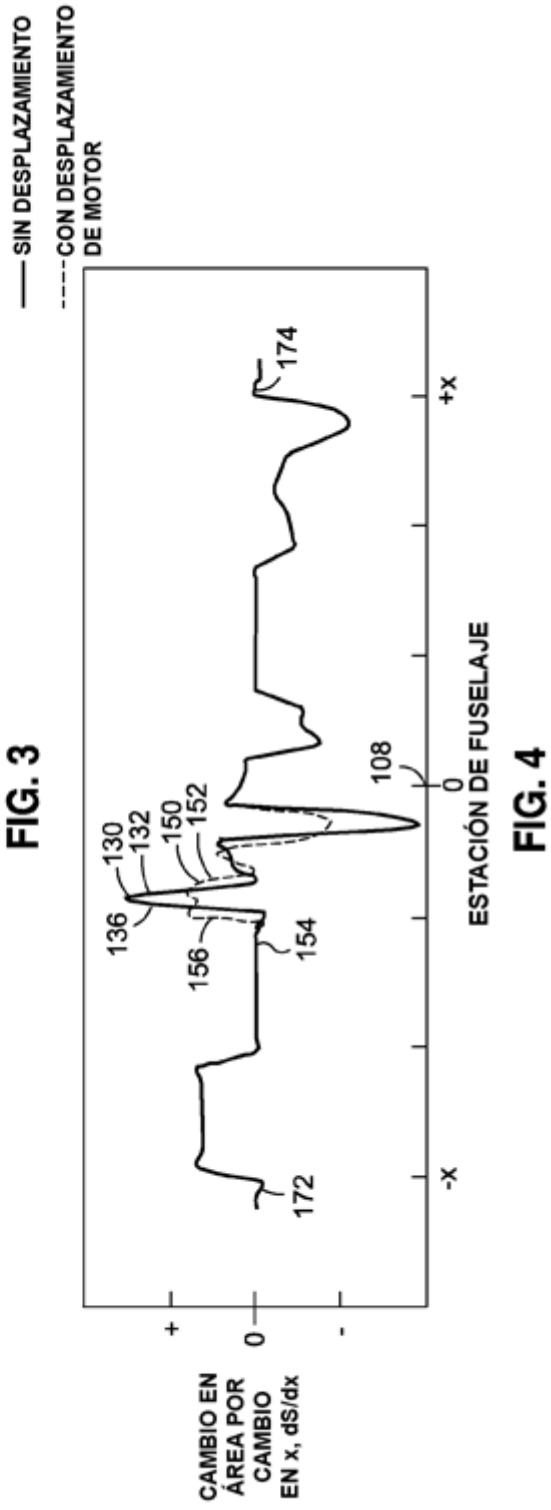
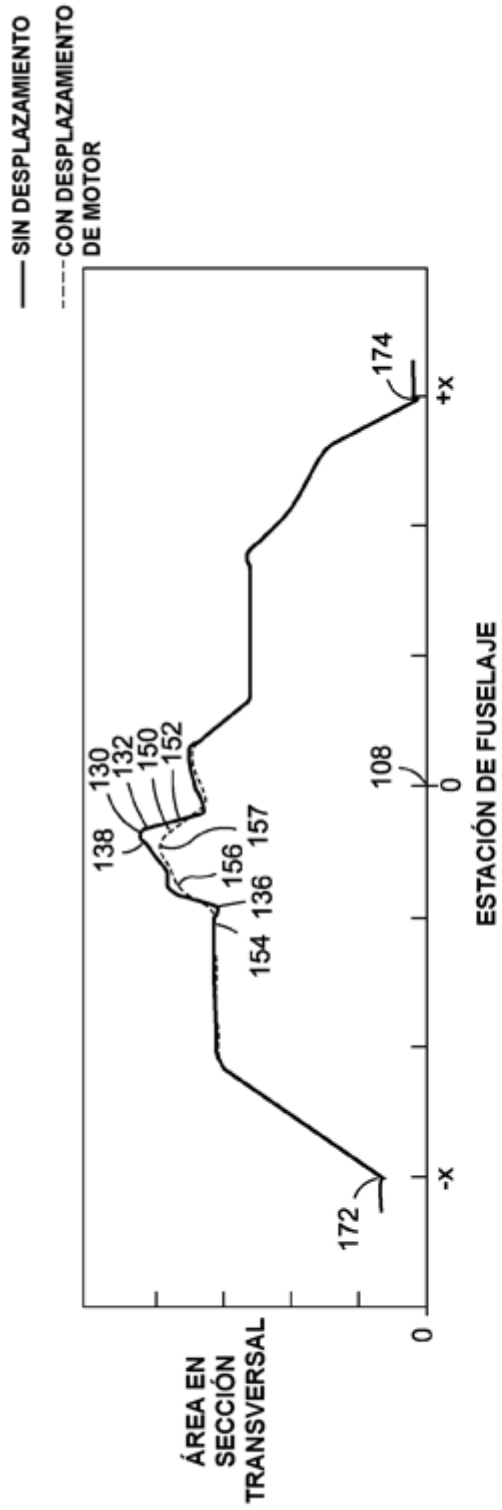
**FIG. 1B**

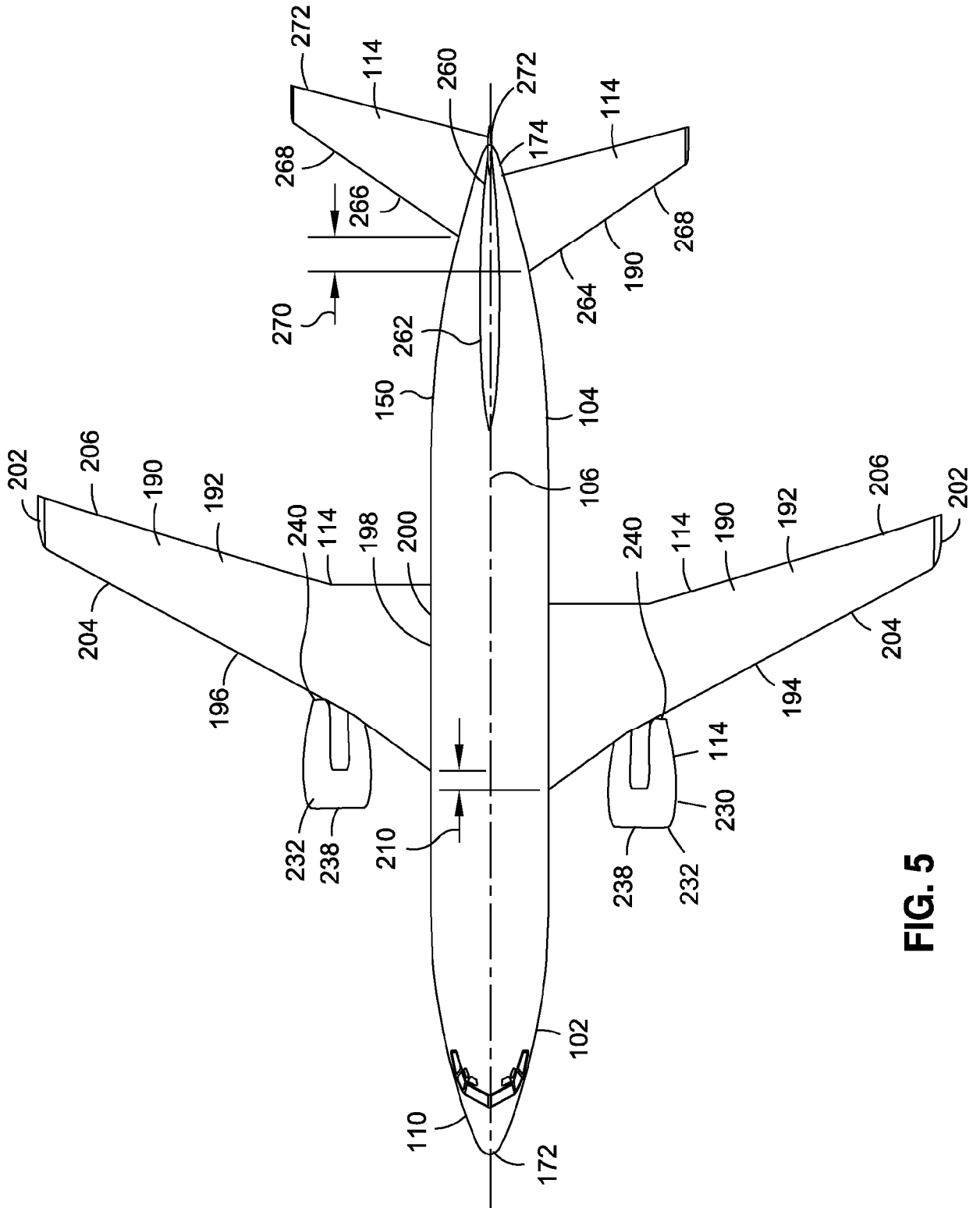
**FIG. 1C**





**FIG. 2**





**FIG. 5**

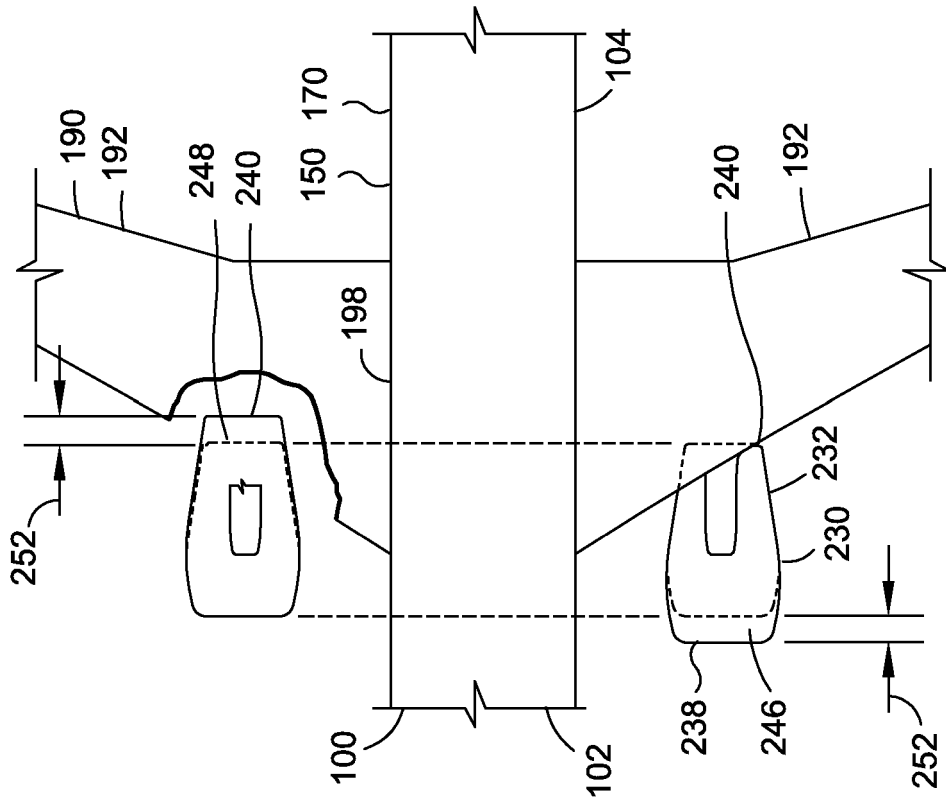
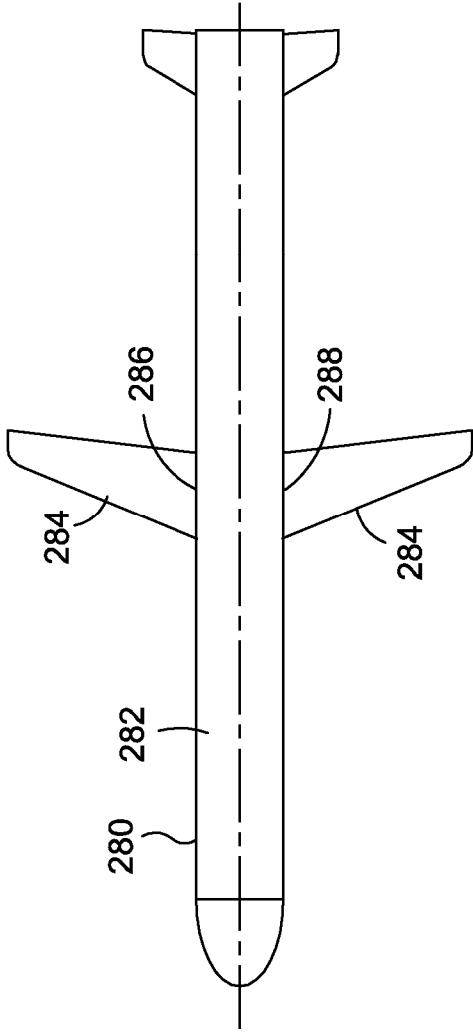
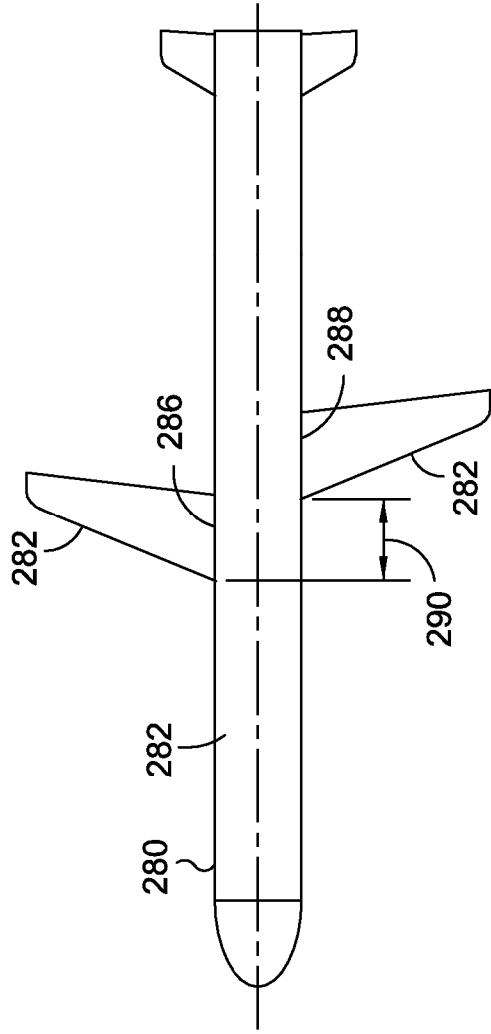


FIG. 6



**FIG. 7A**



**FIG. 7B**

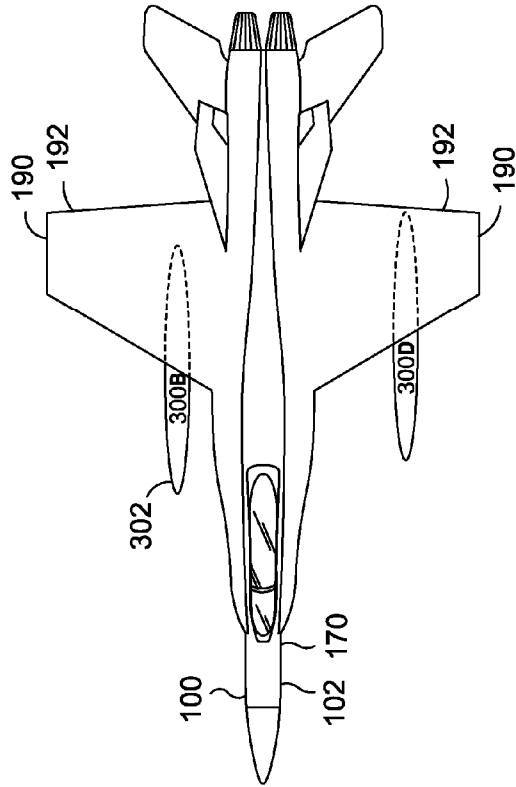


FIG. 8C

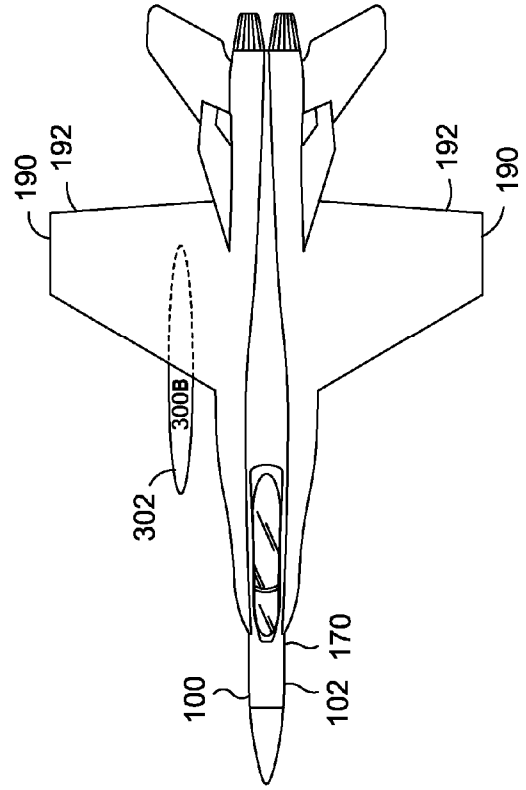


FIG. 8D

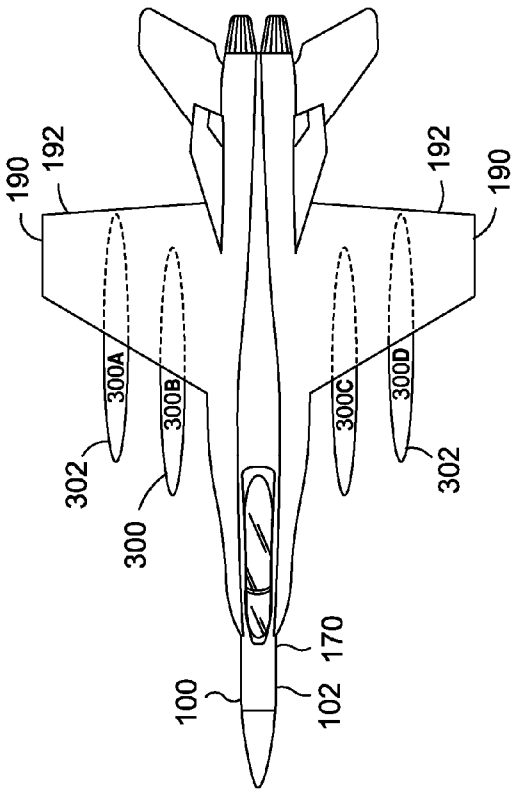


FIG. 8A

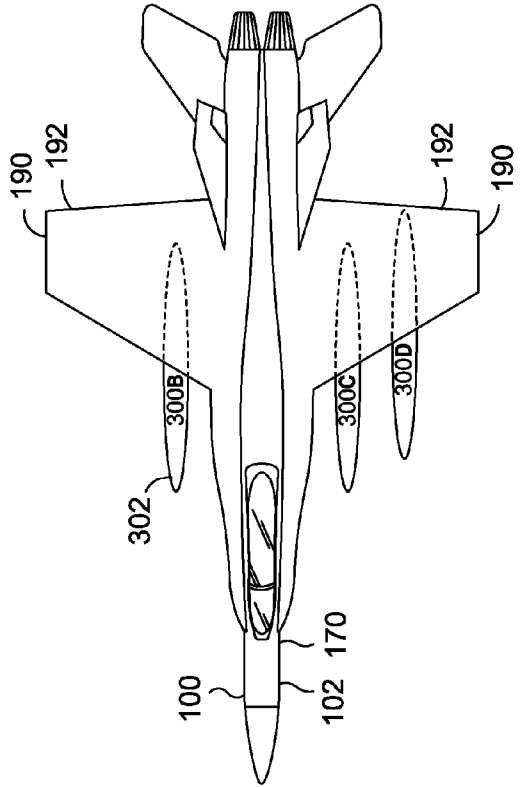
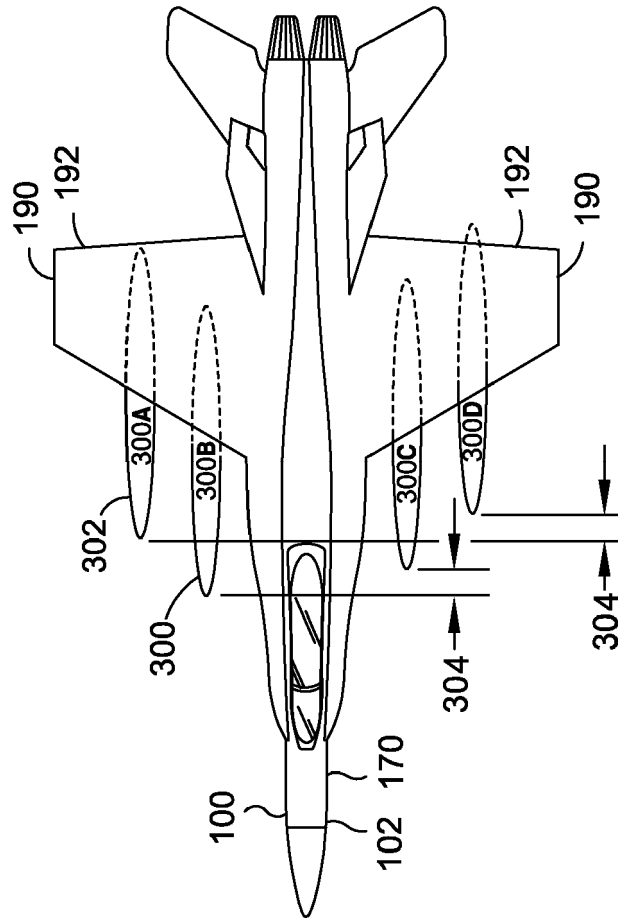
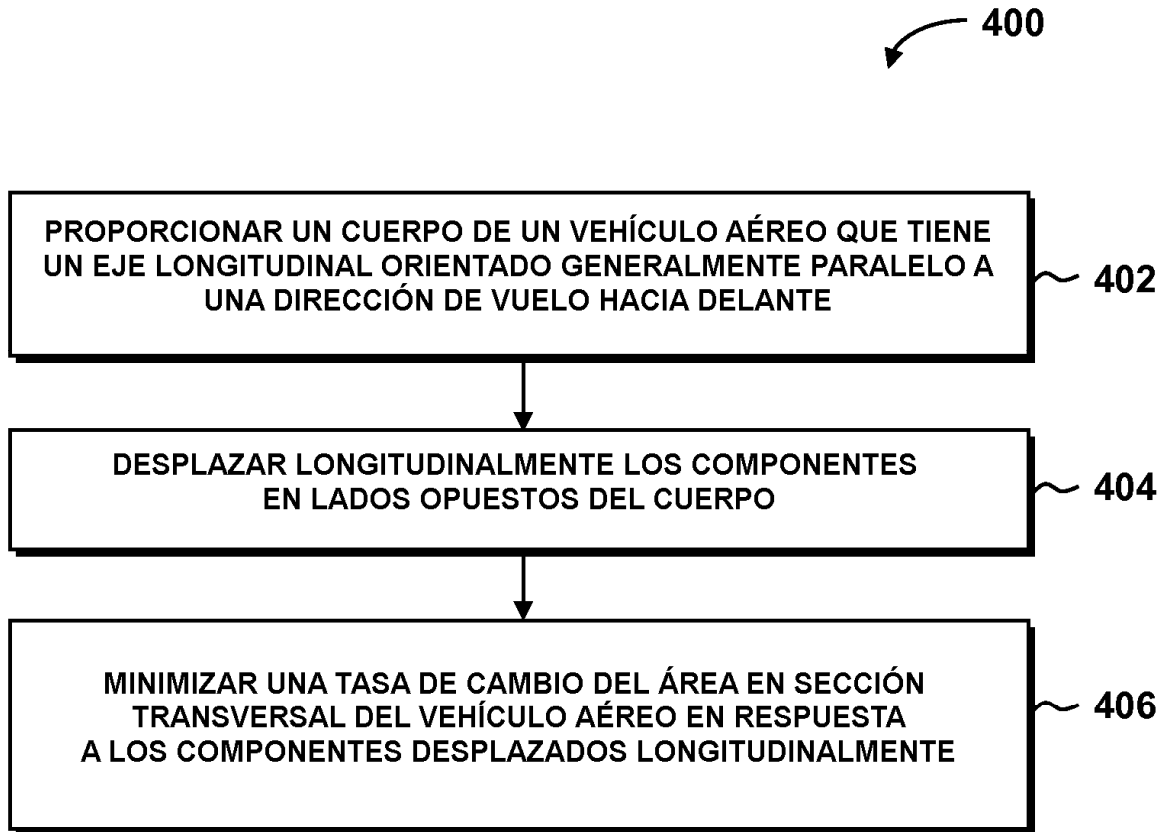


FIG. 8B

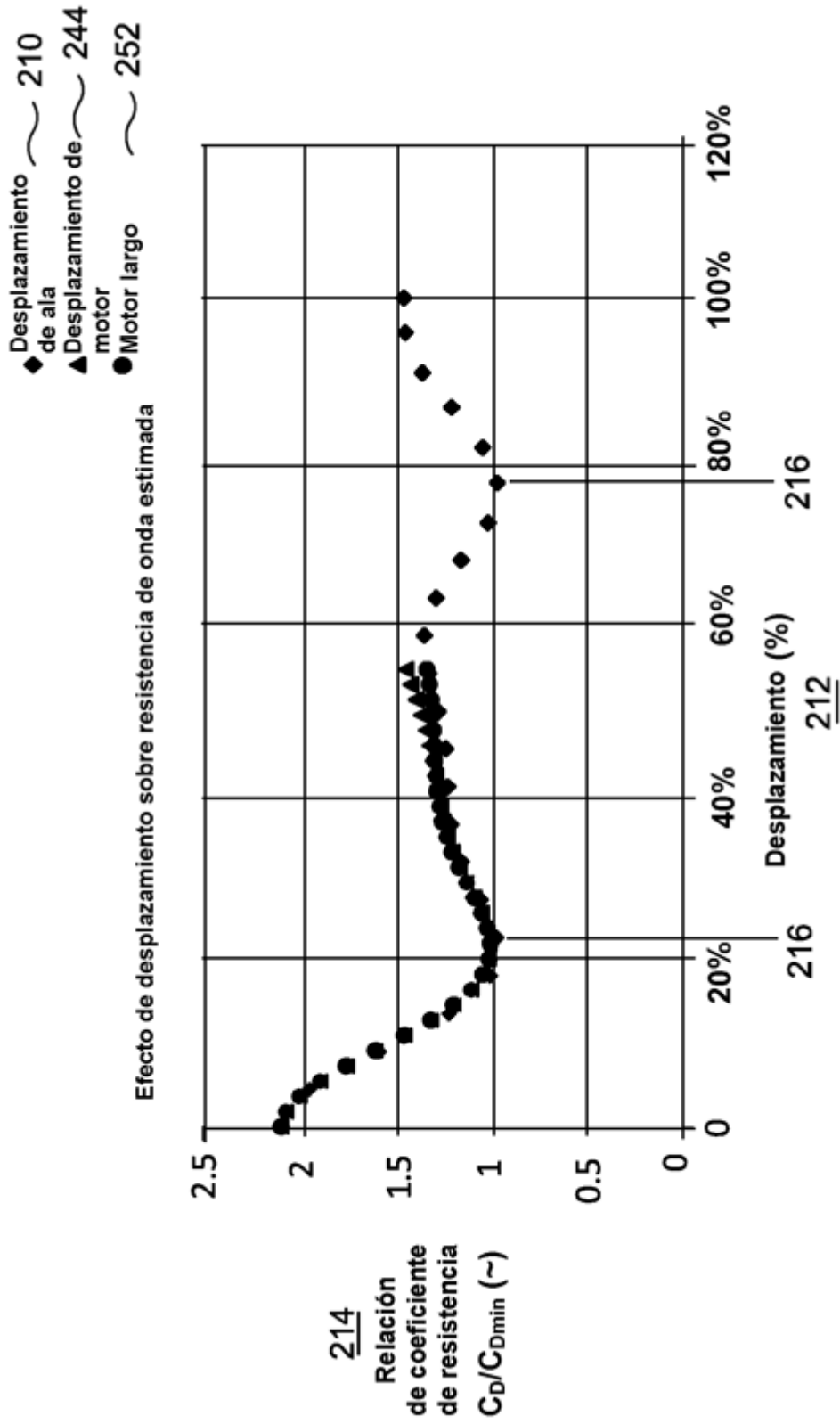


**FIG. 8E**



**FIG. 9**





**FIG. 10**