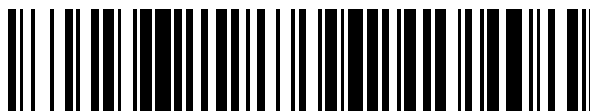


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 741 503**

51 Int. Cl.:

B64C 3/18 (2006.01)
B64C 3/20 (2006.01)
B64C 3/38 (2006.01)
B64C 17/10 (2006.01)
B64C 23/00 (2006.01)
B64C 30/00 (2006.01)
B64D 37/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **10.02.2014 PCT/US2014/015597**
87 Fecha y número de publicación internacional: **21.08.2014 WO14126859**
96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.02.2014 E 14751133 (1)**
97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.05.2019 EP 2956356**

54 Título: **Sistemas y métodos para controlar una magnitud de un estampido sónico**

30 Prioridad:

14.02.2013 US 201361764659 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
11.02.2020

73 Titular/es:

**GULFSTREAM AEROSPACE CORPORATION
(100.0%)
P.O. Box 2206
Savannah, GA 31402, US**

72 Inventor/es:

FREUND, DONALD

74 Agente/Representante:

DÍAZ DE BUSTAMANTE TERMINEL, Isidro

ES 2 741 503 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 y métodos para controlar una magnitud de un estampido sónico.

5 REFERENCIA CRUZADA A SOLICITUD RELACIONADA

Esta solicitud reivindica el beneficio de la Solicitud de Patente Provisional de EE.UU. 61/764.659 pendiente de tramitación, presentada el 14 de febrero de 2013 y titulada "Aeroelastic Tailoring With Active Control For Sonic Boom Mitigation".

CAMPO TÉCNICO

10 La presente invención se refiere, en general, a la aviación y, más particularmente, se refiere a sistemas y métodos para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas.

ANTECEDENTES

15 Los aviones supersónicos están diseñados para funcionar en condiciones de diseño predeterminadas, tales como un peso de condición de diseño y una velocidad de condición de diseño, por nombrar solo dos. Cuando el avión supersónico es operado en las condiciones de diseño, el avión supersónico tendrá una forma correspondiente (la "forma de diseño"). La forma del diseño dará lugar a un volumen correspondiente y distribuciones de sustentación a lo largo del avión supersónico. Si la forma del avión supersónico cambia, también lo hará la distribución de sustentación.

20 La magnitud del estampido sónico (por ejemplo, el ruido percibido a nivel del suelo causado por el paso del avión supersónico sobre la cabeza a velocidades supersónicas) generado por el avión supersónico se correlaciona fuertemente con las distribuciones de volumen y sustentación. Por extensión, la magnitud del estampido sónico también se correlaciona con la forma del avión supersónico. Cuando los diseñadores calculan la magnitud del estampido sónico causado por el avión supersónico durante el vuelo supersónico, estos cálculos se basan en la forma de diseño.

25 Durante el vuelo de un avión supersónico, su forma se desviará de la forma de diseño porque sus condiciones cambiarán. Por ejemplo, cuando el avión despegue, puede llevar una cantidad de combustible que hace que el avión supersónico exceda su peso de condición de diseño. Durante el vuelo, el avión supersónico puede volar a velocidades supersónicas que están por encima y por debajo de la velocidad de condición de diseño. Durante el vuelo, el avión supersónico consumirá combustible de modo que al final del vuelo, el avión supersónico pueda pesar menos que su peso de condición de diseño.

30 Exceder el peso de condición de diseño y/o la velocidad de condición de diseño puede hacer que las alas del avión supersónico se desvíen hacia arriba más allá de una orientación de condición de diseño. Análogamente, operar el avión supersónico por debajo del peso y/o la velocidad de condición de diseño puede hacer que las alas se desvíen hacia abajo más allá de la orientación de la condición de diseño. Además, las alas de un avión supersónico, normalmente, se inclinan hacia atrás para reducir la resistencia aerodinámica. Cuando un ala inclinada se desvía hacia arriba o hacia abajo, hace que el ala se tuerza debido a la condición restringida del ala en el fuselaje y su condición sin restricciones en la punta del ala. La torsión del ala aumenta en magnitud en la dirección hacia el exterior y es más pronunciada en la punta del ala. A medida que un ala inclinada se desvía en dirección ascendente, el ala girará en una dirección de descenso del morro. A medida que un ala inclinada se desvía en dirección descendente, el ala girará en una dirección de ascenso del morro.

35 Los cambios en la forma del avión supersónico y, en particular, los cambios en la cantidad de torsión que experimenta un ala harán que la distribución de sustentación en el avión supersónico varíe respecto a la distribución de sustentación deseada. Esto puede afectar negativamente a la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico. Es deseable controlar la magnitud del estampido sónico y, por lo tanto, es deseable controlar los cambios en la forma y la distribución de sustentación del avión supersónico durante las partes supersónicas de su vuelo.

40 Por consiguiente, es deseable proporcionar sistemas que puedan contrarrestar las fuerzas que hacen que las alas se tuerzan y que hacen que la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico varíe. Además, es deseable proporcionar métodos para contrarrestar la torsión del ala y las variaciones en la distribución de sustentación. Además, otros elementos y características deseables se harán evidentes a partir del resumen subsiguiente y la descripción detallada y las reivindicaciones adjuntas, tomadas junto con los dibujos adjuntos y el campo técnico y los antecedentes anteriores.

El documento EP 1 838 573 divulga métodos y sistemas para reducir activamente el estampido sónico en aviones supersónicos comerciales y otros aviones supersónicos descritos en el presente documento. Un método para operar un avión incluye configurar al menos un dispositivo de control de sustentación para producir una primera distribución de sustentación en el sentido del flujo, y hacer volar el avión a una velocidad subsónica mientras el dispositivo de control de sustentación está configurado para producir la primera distribución de sustentación en el sentido del flujo. El método puede incluir además configurar el dispositivo de control de sustentación para producir la segunda distribución de sustentación en el sentido del flujo. La primera distribución de sustentación en el sentido del flujo produce una firma de presión sobre el suelo en forma de N y un primer estampido sónico correspondiente a la velocidad supersónica. Sin embargo, la segunda distribución de sustentación en el sentido del flujo produce una firma de presión sobre el suelo "conformada" y un segundo estampido sónico correspondiente que es menor que el primer estampido sónico a la velocidad supersónica.

BREVE RESUMEN

El objetivo de la presente invención se resuelve mediante el objeto de las reivindicaciones independientes, en el que se incorporan realizaciones adicionales en las reivindicaciones dependientes. En el presente documento se divulgan métodos y sistemas para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas.

En una primera realización no limitante, el método incluye, pero no se limita a, un primer sensor que está configurado para detectar una primera condición del avión supersónico. El sistema incluye además, pero no se limita a, un par de alas que están configuradas para moverse hacia delante y hacia atrás. El sistema incluye además, pero no se limita a, un procesador que está acoplado de forma comunicativa con el sensor y que está acoplado de forma operativa con el par de alas. El procesador está configurado para: (1) recibir una primera información desde el primer sensor, la primera información indicativa de la primera condición del avión supersónico, (2) calcular una distribución de sustentación del avión supersónico basándose, al menos en parte, en la primera información, (3) determina una existencia de una desviación de la distribución de sustentación respecto a una distribución de sustentación deseada basándose en la condición de vuelo, y (4) controlar el par de alas para que se muevan en una dirección que redistribuya la sustentación de una manera que se ajuste más estrechamente a la distribución de sustentación deseada. La magnitud del estampido sónico se reduce cuando se reduce la desviación.

En otra realización no limitante, el método incluye, pero no se limita a, la etapa de detectar una primera condición del avión supersónico. El método incluye además, pero no se limita a la etapa de recibir, en un procesador, una primera información indicativa de la primera condición. El método incluye además, pero no se limita a, la etapa de calcular, con el procesador, una distribución de sustentación del avión supersónico basándose, al menos en parte, en la primera información. El método aún incluye además, pero no se limita a, determinar, con el procesador, una existencia de una desviación de la distribución de sustentación respecto a una distribución de sustentación deseada. El método aún incluye además controlar un par de alas configuradas para moverse hacia delante y hacia atrás para moverse en una dirección que redistribuye la sustentación de una manera que se ajuste más estrechamente a la distribución de sustentación deseada. La magnitud del estampido sónico se reduce cuando se reduce la desviación.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La presente invención se describirá en lo sucesivo junto con las siguientes figuras de dibujos, en las que los números similares denotan elementos similares, y

La figura 1 es un diagrama de flujo que ilustra una realización no limitante de un método para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

La figura 2 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

La figura 3 es una vista esquemática que ilustra una realización no limitante de un sistema para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

La figura 4 es una vista esquemática que ilustra otra realización no limitante de un sistema para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

La figura 5 es una vista esquemática que ilustra el sistema de la figura 4 funcionando para reducir la magnitud del estampido sónico causado por una condición de peso inferior al diseño y/o una condición de velocidad superior al diseño;

La figura 6 es una vista esquemática que ilustra el sistema de la figura 4 funcionando para reducir la magnitud del estampido sónico causado por una condición de peso superior al diseño y/o una condición de velocidad

inferior al diseño;

La figura 7 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

5 La figura 8 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

Las figuras 9-10 son vistas esquemáticas que ilustran una disposición de capas compuestas tanto en el lado superior como en el lado inferior de un par de alas configuradas para su fijación a un avión supersónico;

10 La figura 11 es una vista esquemática que ilustra otra realización no limitante de un sistema para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas;

15 Las figuras 12-13 son vistas laterales esquemáticas que ilustran el sistema de la figura 11 funcionando para reducir la magnitud del estampido sónico causado por una condición que causa una torsión del ala que hace descender el morro;

Las figuras 14-15 son vistas laterales esquemáticas que ilustran el sistema de la figura 11 funcionando para reducir la magnitud del estampido sónico causado por una condición que causa una torsión del ala que hace ascender el morro;

20 La figura 16 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

25 La siguiente descripción detallada es simplemente de naturaleza ejemplar y no pretende limitar la invención o la aplicación y usos de la invención. Además, no hay intención de estar ligados a ninguna teoría presentada en los antecedentes anteriores o la siguiente descripción detallada.

30 Por simplicidad y claridad de ilustración, las figuras de los dibujos representan la estructura y/o la manera de construcción generales de las diversas realizaciones. Se pueden omitir descripciones y detalles de características y técnicas bien conocidas para evitar ocultar innecesariamente otras características. Los elementos en las figuras de los dibujos no están necesariamente dibujados a escala: las dimensiones de algunas características pueden exagerarse en relación con otros elementos para ayudar/mejorar la comprensión de las realizaciones ejemplares.

35 Los términos de enumeración tales como "primer", "segundo", "tercero" y similares pueden usarse para distinguir entre elementos similares y no necesariamente para describir un orden espacial o cronológico particular. Estos términos, así usados, son intercambiables en circunstancias apropiadas. Las realizaciones de la invención descritas en el presente documento son, por ejemplo, capaces de usarse en secuencias distintas de las ilustradas o descritas de otro modo en el presente documento.

Los términos "comprender", "incluir", "tener" y cualquier variación de los mismos se usan como sinónimos para denotar la inclusión no exclusiva. El término "ejemplar" se usa en el sentido de "ejemplo", en lugar de "ideal".

40 En el presente documento se enseñan diversos métodos y sistemas para controlar la magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas. En una solución ejemplar, se enseñan métodos y sistemas para mover combustible dentro y fuera de las alas del avión supersónico y para redistribuir el combustible dentro de las alas del avión supersónico para contrarrestar las fuerzas que hacen que el ala se desvíe. En otra solución ejemplar, se enseñan métodos y sistemas para mover las alas del avión supersónico de una manera que mejore la distribución de sustentación en el avión supersónico cuando las condiciones experimentadas por el avión supersónico hacen que la distribución de sustentación se desvíe respecto a una distribución de sustentación deseada. En otra solución ejemplar, se enseñan métodos para usar capas compuestas para contrarrestar la torsión que experimentarán las alas del avión supersónico durante el funcionamiento en condiciones fuera de diseño. En otra solución ejemplar más, se enseñan métodos y sistemas que utilizan superficies de control en el ala para introducir una torsión que contrarresta la torsión causada por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño del avión supersónico a velocidades supersónicas.

50 Se puede obtener una mayor comprensión de los sistemas y métodos descritos anteriormente mediante una revisión de las ilustraciones que acompañan a esta solicitud, junto con una revisión de la descripción detallada que sigue.

Solución de gestión de combustible

La figura 1 es un diagrama de flujo que ilustra una realización no limitante de un método 20 para controlar una magnitud de un estampido sónica causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas. En la etapa 22, se usa un procesador para monitorizar el peso de un avión supersónico. En algunas realizaciones, el peso puede determinarse mediante una combinación de condiciones iniciales conocidas del avión, tales como el peso sin combustible del avión supersónico, el peso de la carga a bordo del avión supersónico, el peso de los pasajeros a bordo del avión supersónico, y el peso del combustible cargado en el avión supersónico. Factores adicionales también pueden ser considerados. Durante el vuelo del avión supersónico, los motores consumirán el combustible y el peso del avión supersónico cambiará de forma correspondiente. El procesador monitorizará este cambio durante toda la parte supersónica del vuelo.

En la etapa 22, el procesador también monitorizará la distribución de combustible a bordo del avión supersónico. El avión supersónico puede tener tanques de combustible montados en las alas, en el cajón del ala (la estructura donde se unen el ala de babor y el ala de estribor), en el estabilizador vertical, en el fuselaje y en otros lugares. Los diversos tanques de combustible a bordo del avión supersónico se acoplarán de manera fluida entre sí, de modo que el combustible en un tanque se pueda mover a otro tanque usando una o más bombas de combustible. Cada tanque de combustible puede tener un sensor asociado con él que proporciona información al procesador indicativa de la cantidad de combustible en cada tanque de combustible correspondiente.

En algunas realizaciones, el procesador utilizará la información proporcionada por los sensores para monitorizar la cantidad de combustible en cada tanque de combustible, para monitorizar el movimiento de combustible entre los tanques de combustible y para monitorizar la disminución de combustible en los diversos tanques de combustible a medida que el combustible se consume. En algunas realizaciones, el procesador calculará el peso del avión supersónico basándose en la distribución de combustible a bordo del avión supersónico. En otras realizaciones, puede emplearse cualquier método adecuado para monitorizar el peso del avión supersónico y la distribución de combustible a bordo del avión supersónico.

En la etapa 24, el procesador determina que hay una desviación del peso del avión supersónico respecto a un peso de condición de diseño. Como se usa en el presente documento, la expresión "peso de condición de diseño" se refiere al peso del avión supersónico que fue usado por los diseñadores al calcular el estampido sónica que el avión supersónico generaría al volar a una velocidad y altitud supersónicas de condición de diseño (por ejemplo, velocidad y altitud de crucero). Por ejemplo, en el despegue, el avión supersónico puede estar completamente cargado de combustible. Dicha carga de combustible puede hacer que el avión supersónico exceda en gran medida el peso de condición de diseño. El avión supersónico permanecerá por encima del peso de condición de diseño hasta que se haya consumido una cantidad suficiente de combustible y el avión supersónico alcance el peso de condición de diseño. A medida que el avión supersónico continúa consumiendo combustible, su peso caerá por debajo del peso de condición de diseño. Hacia el final del vuelo, el avión supersónico puede haber consumido la mayor parte de su combustible, haciendo que pese muy por debajo del peso de condición de diseño. Para todos los estados que no sean donde el avión supersónico está en su peso de condición de diseño, el procesador determinará que hay una desviación del peso del avión supersónico respecto al peso de condición de diseño.

Cuando el avión supersónico tiene un peso diferente al peso de condición de diseño, las alas del avión supersónico experimentarán desviación y torsión. Cuando el avión supersónico está por encima del peso de condición de diseño, sus alas se desviarán hacia arriba debido a la sustentación adicional necesaria para soportar el avión supersónico en su estado de sobrepeso. Dicha desviación hacia arriba provocará un giro de las alas en una dirección de descenso del morro, suponiendo que las alas estén inclinadas hacia atrás. Cuando el avión supersónico pesa menos que el peso de condición de diseño, las alas se desviarán hacia abajo porque hay menos sustentación tirando en una dirección ascendente de las alas. Dicha desviación hacia abajo de las alas provocará un giro que hará ascender el morro, suponiendo que las alas estén inclinadas hacia atrás.

En la etapa 26, el procesador se usará para controlar una redistribución del combustible a bordo del avión supersónico para contrarrestar los efectos de la condición fuera de diseño. La redistribución de combustible a bordo del avión supersónico ajustará la cantidad de combustible almacenado dentro de un tanque de combustible montado en un ala del avión supersónico. Si el avión supersónico está por encima de su peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia arriba y se tuercen en dirección de descenso del morro, el procesador redistribuirá combustible adicional al tanque de combustible montado en el ala desde uno o más tanques de combustible ubicados en otro lugar a bordo del avión supersónico para aumentar el peso del ala. El aumento del peso del ala compensa la desviación hacia arriba que, a su vez, destuerce el ala en una dirección de ascenso del morro. Por el contrario, si el avión supersónico está por debajo de su peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia abajo y se tuercen en dirección de ascenso del morro, el procesador redistribuirá el combustible adicional del tanque montado en el ala a uno o más tanques de combustible ubicados en otro lugar a bordo del avión supersónico para disminuir el peso del ala. Disminuir el peso del ala compensa la desviación hacia abajo y destuerce el ala en una dirección de descenso del morro.

En algunas realizaciones, el procesador puede controlar dicha redistribución enviando instrucciones apropiadas a las bombas de combustible a bordo del avión supersónico. La cantidad de combustible que el procesador redistribuye hacia y desde los tanques de combustible montados en el ala puede corresponder con la magnitud de la desviación

del peso del avión supersónico respecto al peso de condición de diseño.

En la etapa 28, las etapas 22 a 26 se repiten durante toda la parte supersónica del vuelo. En otras palabras, el procesador monitorizará repetidamente el peso y la distribución de combustible a bordo del avión supersónico. El procesador también determinará repetidamente la existencia y la magnitud de una desviación del peso del avión supersónico respecto a un peso de condición de diseño. El procesador también emitirá repetidamente órdenes a las bombas de combustible u otros dispositivos a bordo del avión supersónico para redistribuir el combustible hacia y/o desde el tanque de combustible montado en el ala del avión supersónico. Dichas monitorización, determinación y control repetidos pueden ocurrir periódicamente a intervalos predeterminados o pueden ocurrir de manera sustancialmente continua durante toda la parte supersónica del vuelo, o pueden ocurrir repetidamente o de manera sustancialmente continua durante toda una parte de la parte supersónica del vuelo, o en cualquier otro momento según sea necesario.

La figura 2 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método 30 para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas. Con referencia continua a la figura 1, mientras que el método 20 se refiere a la redistribución de combustible dentro y fuera de un ala del avión supersónico, el método 30 se refiere a la redistribución de combustible entre múltiples tanques de combustible ubicados dentro del ala del avión supersónico.

En la etapa 32, se usa un procesador para monitorizar el peso de un avión supersónico. Como se estableció anteriormente, el peso puede determinarse mediante una combinación de condiciones iniciales conocidas del avión, tales como el peso sin combustible del avión supersónico, el peso de la carga a bordo del avión supersónico, el peso de los pasajeros a bordo del avión supersónico, y el peso del combustible cargado en el avión supersónico. Otros factores también pueden ser considerados. Durante todo el vuelo del avión supersónico, los motores consumirán el combustible y el peso del avión supersónico cambiará de forma correspondiente durante todo el vuelo. El procesador monitorizará este cambio durante toda la parte supersónica del vuelo.

En la etapa 33, el procesador también monitorizará la distribución de combustible ubicado dentro de múltiples tanques de combustible dispuestos dentro de un ala del avión supersónico. Los múltiples tanques de combustible dentro del ala se acoplarán de manera fluida entre sí, de modo que el combustible en un tanque se pueda mover a otro tanque usando una o más bombas de combustible. Cada tanque de combustible puede tener un sensor asociado con él que proporciona información al procesador indicativa de la cantidad de combustible en cada tanque de combustible correspondiente.

En algunas realizaciones, el procesador utilizará la información proporcionada por los sensores para monitorizar la cantidad de combustible en cada tanque de combustible del ala, para monitorizar el movimiento de combustible entre los tanques de combustible en el ala, y para monitorizar la disminución de combustible en los diversos tanques de combustible en el ala a medida que se consume el combustible. El procesador puede calcular el peso del avión supersónico basándose en la distribución de combustible dentro de los múltiples tanques en el ala, así como la distribución de combustible dentro de los tanques de combustible ubicados en otros lugares a bordo del avión supersónico.

En la etapa 34, el procesador determina que hay una desviación del peso del avión supersónico respecto al peso de condición de diseño. Cuando el avión supersónico tiene un peso diferente al peso de condición de diseño, las alas del avión supersónico experimentarán desviación y torsión. Cuando el avión supersónico está por encima del peso de condición de diseño, sus alas se desviarán hacia arriba debido a la sustentación adicional necesaria para soportar el pesado avión supersónico. Dicha desviación hacia arriba causará que las alas se tuerzan en dirección de descenso del morro (suponiendo que las alas estén inclinadas hacia atrás). Cuando el avión supersónico pesa menos que el peso de condición de diseño, las alas se desviarán hacia abajo porque hay menos sustentación tirando hacia arriba de las alas. Dicha desviación hacia abajo de las alas causará que el ala se tuerza en dirección de ascenso del morro (suponiendo que las alas estén inclinadas hacia atrás).

En la etapa 36, el procesador se usará para monitorizar una redistribución del combustible a bordo del avión supersónico para contrarrestar los efectos de la condición fuera de diseño. La redistribución de combustible a bordo del avión supersónico ajustará la cantidad de combustible almacenado dentro de los múltiples tanques de combustible montados en el ala del avión supersónico.

En algunas realizaciones, si el avión supersónico está por encima de su peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia arriba y se tuercen en dirección de descenso del morro, el procesador redistribuirá combustible adicional a los tanques de combustible montados en el ala desde uno o más tanques de combustible ubicados en otro lugar a bordo del avión supersónico para aumentar el peso total del ala. El aumento del peso del ala compensará la desviación hacia arriba y destorcerá el ala en una dirección de ascenso del morro. Al controlar dicha redistribución, el procesador puede añadir combustible a cada uno de los múltiples tanques de combustible montados en las alas por igual. Como alternativa, el procesador puede redistribuir el combustible para añadir combustible a solo uno o solo a algunos de los tanques de combustible montados en las alas. Por ejemplo, el procesador puede controlar las bombas de combustible para añadir combustible solo a los tanques de combustible montados en el ala exterior sin añadir ninguno a los tanques de combustible montados en el interior.

En circunstancias donde el avión supersónico es más liviano que el peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia abajo y se tuercen en dirección de ascenso del morro, el combustible se puede redistribuir desde los múltiples tanques de combustible montados en el ala a tanques de combustible dispuestos en otros lugares del avión supersónico. Esto aligerará las alas y, a su vez, compensará la desviación hacia abajo y destorcerá las alas en dirección de descenso del morro.

En otras realizaciones, si el avión supersónico está por encima de su peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia arriba y se tuercen en dirección de descenso del morro, el procesador no añadirá combustible a los tanques de combustible montados en el ala, sino que redistribuirá el combustible que está almacenado dentro de los múltiples tanques de combustible moviendo el combustible de uno o más tanques de combustible montados en el ala interior a uno o más tanques de combustible montados en el ala exterior. Esta redistribución de combustible tendrá el efecto de redistribuir el peso dentro del ala para que el peso adicional sea soportado por una parte más externa del ala y un peso más pequeño sea soportado por una parte más interna del ala. Esto puede ser suficiente para compensar la desviación hacia arriba y hacer que el ala se destuerza en dirección de ascenso del morro.

Por el contrario, si el avión supersónico está por debajo de su peso de condición de diseño y las alas se desvían hacia abajo y se tuercen en dirección de ascenso del morro, el procesador redistribuirá el combustible de uno o más tanques de combustible externos a uno o más tanques de combustible internos. Dicha redistribución tendrá el efecto de redistribuir el peso del ala de manera que la parte externa del ala se aligere y la parte interna del ala soportará una mayor parte de la carga. Redistribuir el combustible de esta manera puede ser suficiente para compensar la desviación hacia abajo del ala y hacer que el ala se destuerza en dirección de descenso del morro.

El procesador puede controlar dicha redistribución enviando instrucciones apropiadas a las bombas de combustible asociadas con los tanques de combustible montados en las alas y/o enviando instrucciones apropiadas a las bombas de combustible asociadas con tanques de combustible ubicados en otros lugares a bordo del avión supersónico. En algunas realizaciones, la cantidad de combustible que el procesador redistribuye puede corresponder con la magnitud de la desviación del peso del avión supersónico respecto al peso de condición de diseño del avión supersónico. Por ejemplo, cuanto mayor sea la desviación del peso del avión supersónico respecto a su peso de condición de diseño, más combustible puede mover el procesador para abordar la desviación y la torsión resultantes.

En la etapa 38, las etapas 32 a 36 se repiten durante toda la parte supersónica del vuelo. En otras palabras, el procesador monitorizará repetidamente el peso y la distribución de combustible a bordo del avión supersónico y dentro de los tanques de combustible montados con el ala o las alas del avión supersónico. El procesador también determinará repetidamente la existencia y la magnitud de una desviación del peso del avión supersónico respecto a un peso de condición de diseño. El procesador también emitirá repetidamente órdenes a las bombas de combustible u otros dispositivos a bordo del avión supersónico para redistribuir el combustible hacia y/o desde los tanques de combustible montados en el ala del avión supersónico. Dichos monitorización, determinación y control repetidos pueden ocurrir periódicamente a intervalos predeterminados o pueden ocurrir de manera sustancialmente continua durante toda la parte supersónica del vuelo, o pueden ocurrir repetidamente o de forma sustancialmente continua durante toda una parte de la parte supersónica del vuelo, o en cualquier otro momento según sea necesario.

La figura 3 es una vista esquemática que ilustra una realización no limitante de un sistema para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas. El sistema incluye tanques de combustible 44, 46, 48, 50, 52, 54 y 56 (denominados colectivamente en el presente documento "los tanques de combustible"). En la realización ilustrada, los tanques de combustible están ubicados en todo el avión supersónico 42. Los tanques de combustible están acoplados de manera fluida entre sí a través de tuberías 58, 60, 62, 64, 66 y 68 (denominadas colectivamente en el presente documento "las tuberías"). Las tuberías están configuradas para permitir que el combustible se mueva hacia atrás y hacia delante entre los tanques de combustible.

El sistema 40 incluye además las bombas de combustible 70, 72, 74, 76, 78, 80 y 82 (denominadas colectivamente "las bombas de combustible "). Cada bomba de combustible está asociada con una de las tuberías respectivas. Las bombas de combustible están configuradas para controle el movimiento del combustible hacia atrás y hacia delante entre los tanques de combustible.

Como se ilustra, los tanques de combustible 50 y 52 están dispuestos en el ala de babor 84 y los tanques de combustible 54 y 56 están dispuestos en el ala de estribor 86. Los tanques de combustible 52 y 56 están dispuestos en posiciones externas dentro de sus alas respectivas y los tanques de combustible 50 y 54 están dispuestos en posiciones interiores dentro de sus respectivas alas. Aunque el avión supersónico 42 incluye dos tanques de combustible montados dentro de cada ala, debe entenderse que, en otras realizaciones, puede montarse un mayor o menor número de tanques de combustible dentro de cada ala sin apartarse de las enseñanzas de la presente divulgación.

El sistema 40 incluye además sensores de combustible 90, 92, 94, 96, 98, 100 y 102. Cada sensor de combustible está asociado con uno de los respectivos tanques de combustible y está configurado para detectar una cantidad de combustible presente en cada tanque.

El sistema 40 incluye además un procesador 104. El procesador 104 puede ser cualquier tipo de ordenador de a bordo, controlador, microcontrolador, circuitos, conjunto de chips, sistema informático o microprocesador que esté configurado para realizar algoritmos, ejecutar aplicaciones de software, ejecutar subrutinas y/o para cargarse con y ejecutar cualquier otro tipo de programa informático. El procesador 104 puede comprender un único procesador o una pluralidad de procesadores que actúan en concierto. En algunas realizaciones, el procesador 104 puede estar dedicado para uso exclusivo con el sistema 40, mientras que en otras realizaciones el procesador 104 puede compartirse con otros sistemas a bordo del avión supersónico 42.

El procesador 104 está acoplado de forma comunicativa con los sensores de combustible y está acoplado de forma operativa con las bombas de combustible a través de cables 106. Debe entenderse que, en otras realizaciones, el acoplamiento podría realizarse alternativamente a través de fibra óptica o a través de cualquier tecnología inalámbrica adecuada sin apartarse de las enseñanzas de la presente divulgación. Para facilitar la ilustración, se han ilustrado los cables 106 extendiéndose fuera del avión supersónico 42. Debe entenderse que los cables 106 estarían realmente contenidos internamente dentro del avión supersónico 42. Además, mientras los acoplamientos comunicativos y operativos entre el procesador 104 y las bombas de combustible y los sensores de combustible se han ilustrado siendo a través de cables físicos, debe entenderse que dichos acoplamientos pueden lograrse mediante el uso de cualquier medio de transmisión adecuado, incluidas las conexiones por cable y/o inalámbricas. Por ejemplo, se pueden emplear cables tales como el cable 106 en algunas realizaciones, mientras que en otras realizaciones, cada componente se puede conectar de forma inalámbrica al procesador 104 a través de una conexión Bluetooth, una conexión Wi-Fi o similar. En otras realizaciones más, los diversos componentes se pueden acoplar mediante cualquier combinación adecuada de medios por cable e inalámbricos.

Estar acoplado de forma comunicativa y/u operativa proporciona una vía para la transmisión de órdenes, instrucciones, interrogatorios y otras señales entre el procesador 104, por un lado, y los sensores de combustible y las bombas de combustible, por otro lado. A través de este acoplamiento comunicativo/operativo, el procesador 104 puede comunicarse con los sensores de combustible y puede controlar las bombas de combustible. Además, los sensores de combustible y las bombas de combustible están configurados para interactuar y acoplarse con el procesador 104. Por ejemplo, los sensores de combustible están configurados para proporcionar información sobre la presencia, la cantidad y posiblemente otra información sobre el combustible almacenado dentro de su tanque de combustible asociado. Las bombas de combustible están configuradas para recibir instrucciones y órdenes desde el procesador 104 y para cumplir dichas instrucciones/órdenes moviendo combustible entre los tanques de combustible.

El procesador 104 está configurado para interactuar con, coordinar y/u orquestar las actividades de cada uno de los otros componentes del sistema 40 con el fin de reducir la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico 42 cuando vuela a velocidades supersónicas en condiciones fuera de diseño. El procesador 104 está configurado para recibir información desde cada uno de los sensores de combustible indicativa de la cantidad de combustible almacenado en un tanque de combustible respectivo. Cuando cada sensor de combustible ha proporcionado esta información, el procesador 104 puede determinar el estado actual de la distribución de combustible a bordo del avión supersónico 42. Con esta información, el procesador 104 puede calcular el peso del avión supersónico 42. En algunas realizaciones, el procesador 104 recibirá esta información y hará estos cálculos de forma periódica o continua durante toda la parte supersónica del vuelo del avión supersónico 42.

Una vez que el procesador 104 ha calculado el peso del avión supersónico 42, el procesador 104 puede comparar ese peso con un peso de condición de diseño. El procesador 104 está configurado para determinar la existencia de una desviación del peso del avión supersónico respecto al peso de condición de diseño y puede configurarse además para determinar la magnitud de dicha desviación. Cuando el procesador 104 determina la existencia de dicha desviación, el procesador 104 está configurado para enviar órdenes a las bombas de combustible para redistribuir una parte del combustible a bordo del avión supersónico 42 para cambiar la cantidad de combustible en el ala de babor 84 y el ala de estribor 86. En algunas realizaciones, el procesador 104 puede enviar dichas órdenes de forma continua o periódica durante toda la parte supersónica del vuelo.

Dependiendo de la magnitud de la desviación y la distribución del combustible alrededor del avión supersónico 42, el procesador 104 puede mover el combustible de los tanques 44, 46 y/o 48 a los tanques de combustible 50, 52, 54 y 56 para aligerar o hacer más pesada el ala de babor 84 y el ala de estribor 86. En otros casos, el procesador 104 no puede mover el combustible de los tanques 44, 46 y 48, sino que moverá el combustible entre los tanques de combustible 50 y 52 y entre los tanques de combustible 54 y 56 para hacer que las partes internas o externas del ala de babor 84 y las partes internas o externas del ala de estribor 86 sean más pesadas o más livianas, según sea necesario.

En algunas realizaciones, la cantidad de combustible que se redistribuye corresponderá con la extensión de la desviación del peso del avión supersónico 42 respecto a su peso de condición de diseño. Cuanto mayor es la desviación, más combustible puede ser necesario mover. El procesador 104 también puede tener en cuenta la extensión de la desviación al decidir si mover combustible desde el exterior de las alas hacia el interior de las alas o si simplemente mover combustible entre los diferentes tanques montados dentro de cada ala. En algunos casos, el procesador 104 puede dar órdenes que redistribuyen el combustible hacia/desde las alas y también mueven el

combustible entre tanques de combustible montados dentro de las alas.

El movimiento del combustible de la manera detallada anteriormente por el sistema 40 ayudará a combatir la desviación del ala de babor 84 y el ala de estribor 86 y puede emplearse para mantener el ala de babor 84 y el ala de estribor 86 en la orientación deseada. Esto, a su vez, puede contrarrestar la torsión de ascenso del morro o descenso del morro que las alas pueden experimentar y evitar una redistribución indeseable de la sustentación a lo largo del avión supersónico 42. Como consecuencia, la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico 42 puede estar limitada dentro de niveles aceptables.

Solución de geometría variable

La figura 4 es una vista esquemática que ilustra una realización no limitante de un sistema 120 para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico 122 a velocidades supersónicas de acuerdo con la invención. El sistema 120 incluye un sensor de velocidad 124, un sensor de peso 126, un par de alas 128 configuradas para geometría variable y un procesador 130.

El sensor de velocidad 124 puede comprender cualquier sensor adecuado capaz de medir la velocidad de un avión supersónico 122 que incluye, pero sin limitarse a, tubos pitot-estáticos compensados aerodinámicamente. El sensor de velocidad 124 está configurado para detectar la velocidad del avión supersónico 122 y para generar información indicativa de la velocidad y está configurado para proporcionar dicha información al procesador 130.

El sensor de peso 126 puede comprender cualquier sensor adecuado capaz de medir el peso de un avión supersónico 122. En algunos ejemplos, el sensor de peso 126 puede comprender un sensor de combustible capaz de medir una cantidad de combustible a bordo del avión supersónico 122 (a partir de la cual se puede determinar el peso del avión supersónico 122). El sensor de peso 126 está configurado además para generar información indicativa del peso del avión supersónico 122 y para proporcionar dicha información al procesador 130.

Muchas de las superficies del avión supersónico 122 generan sustentación, no solo las alas 128. Cada superficie contribuye a la sustentación general que soporta el avión supersónico, con algunas superficies aportando mayores cantidades de sustentación y otras aportando menos. Por ejemplo, las alas 128 pueden aportar la mayor cantidad de sustentación, mientras que una parte delantera del fuselaje aportará sustancialmente menos sustentación. Cuando se tienen en cuenta todas las diversas superficies del avión supersónico 122, se puede determinar una distribución de sustentación para el avión supersónico 122. Las técnicas para calcular una distribución de sustentación a lo largo de la superficie de un avión son bien conocidas en la técnica. Dichos cálculos pueden basarse en información tal como, pero sin limitarse a, el peso y la velocidad (por ejemplo, número de Mach, velocidad calibrada y/o velocidad equivalente por nombrar algunos) de un avión. Se conoce el impacto del peso en la distribución de sustentación de un avión. Cuanto más pesado sea el avión, más sesgada hacia delante estará su distribución de sustentación (por ejemplo, debido a la torsión de las alas en dirección de descenso del morro con respecto al punto de diseño) y cuanto más liviano sea el avión, más sesgada hacia atrás estará su distribución de sustentación (por ejemplo, debido a la torsión de las alas en dirección de ascenso del morro con respecto al punto de diseño). Se conoce el impacto de Mach y la velocidad aerodinámica equivalente sobre la distribución de sustentación de un avión. Un subconjunto de número de Mach y combinaciones equivalentes de velocidad aerodinámica sesgarán la distribución de sustentación hacia delante debido a la torsión de las alas en dirección de descenso del morro con respecto a la forma de diseño. El resto del número de Mach y las combinaciones equivalentes de velocidad aerodinámica sesgarán la distribución de sustentación hacia atrás debido a la torsión de las alas en dirección de ascenso del morro con respecto a la forma de diseño.

El par de alas 128 está configurado para moverse entre una posición inclinada hacia delante ilustrada en líneas fantasma designadas con la letra "F" y una posición de inclinación hacia atrás ilustrada en líneas fantasma designadas con la letra "A". Las alas de geometría variable son conocidas en la técnica y proporcionan al avión supersónico 122 diversas ventajas bien conocidas, tales como la capacidad de generar mayores cantidades de sustentación durante el despegue y el aterrizaje cuando el par de alas 128 está dispuesto en la posición inclinada hacia delante y la capacidad de generar menores cantidades de resistencia aerodinámica mientras vuela a velocidades más altas, mientras que el par de alas 128 están dispuestas en la posición inclinada hacia atrás. Debido a que las alas 128 generan la mayor cantidad de sustentación, cambiar la posición de las alas 128 puede afectar a la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico 122.

El movimiento del par de alas 128 entre sus posiciones inclinadas hacia delante y hacia atrás está controlado por accionadores 132 y 134. En otras realizaciones, puede emplearse cualquier otro mecanismo adecuado para mover las alas 128 entre sus posiciones hacia delante y hacia atrás.

El sensor de velocidad 124 y el sensor de peso 126 y los accionadores 132 y 134 están acoplados con el procesador 130 a través de cables 136. El procesador 130 está acoplado de forma comunicativa con el sensor de velocidad 124 y el sensor de peso 126 y está acoplado de forma operativa con los accionadores 132 y 134 a través de cables 136. El procesador 130 está configurado para recibir información desde el sensor de velocidad 124 y el sensor de peso 126 indicativa de la velocidad y el peso del avión supersónico 122, respectivamente. El procesador 130 está

configurado además para usar esta información, así como la información recibida desde otras fuentes y/o sensores, para calcular una distribución de sustentación a lo largo de un avión supersónico 122. El procesador 130 está configurado además para determinar cuándo la distribución de sustentación a lo largo de un avión supersónico 122 se desvía respecto a una distribución de sustentación deseada. El procesador 130 puede configurarse adicionalmente para determinar la magnitud de dicha desviación.

Con referencia a la figura 5, cuando el procesador 130 determina que la distribución de sustentación se desvía de la distribución deseada, el procesador 130 está configurado para tomar medidas correctivas. Por ejemplo, si el peso o la velocidad (o ambos) del avión supersónico 122 ha provocado que la distribución de sustentación se desplace hacia la parte trasera del avión supersónico 122, el procesador 130 está configurado para enviar órdenes a los accionadores 132 y 134 que controlarán las alas 128 para que se muevan hacia su posición delantera (ilustrada en líneas fantasma). El movimiento hacia delante de las alas 128 desplazará la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico 122 en la dirección hacia delante y reducirá la desviación entre la distribución de sustentación deseada y la distribución de sustentación calculada. En algunas realizaciones, la extensión en la que las alas 128 se inclinan hacia delante corresponderá a la extensión de la desviación de la distribución de sustentación respecto a la distribución de sustentación deseada.

La figura 6 ilustra lo contrario de lo que se muestra en la figura 5. En la figura 6, el procesador 130 ha determinado, basándose en la información proporcionada por el sensor de velocidad 124 y el sensor de peso 126, que la distribución de sustentación se ha desplazado hacia delante y ahora se desvía respecto a una distribución de sustentación deseada. Para reducir esta desviación, el procesador 130 envía órdenes a los accionadores 132 y 134 que hacen que las alas 128 se inclinen en dirección hacia atrás (ilustrado en líneas fantasma). El movimiento hacia atrás de las alas 128 desplazará la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico 122 en la dirección hacia atrás y, por lo tanto, reducirá la desviación. En algunas realizaciones, la extensión en la que las alas 128 se inclinan hacia atrás corresponderá a la extensión de desviación de la distribución de sustentación respecto de la distribución de sustentación deseada.

Al tomar medidas correctivas e inclinar las alas 128 en una dirección que reduce la desviación de la distribución de sustentación respecto a una distribución de sustentación deseada, el sistema 120 contribuye a mantener una distribución de sustentación deseable a lo largo del avión supersónico 122. Esto, a su vez, ayuda a mantener el estampido sónico generado por un avión supersónico 122 en un nivel deseable. En algunas realizaciones, el sistema 120 puede configurarse para detectar periódica o continuamente el peso y la velocidad del avión supersónico 122, calcular la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico 122, determinar la existencia de una desviación entre una distribución de sustentación deseada y una actual, e inclinar las alas 128 de una manera que desplace la distribución de sustentación para reducir o eliminar la desviación. Dicha monitorización y corrección continuas pueden continuar durante toda la parte supersónica del vuelo del avión supersónico 122, durante toda una parte de la parte supersónica del vuelo, o según se desee.

Con respecto a la figura 7, se ilustra una realización no limitante de un método 140 para controlar la magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas.

En la etapa 142, se detecta una primera condición de un avión supersónico. En algunas realizaciones, la primera condición puede ser un peso del avión supersónico. El peso del avión supersónico puede detectarse detectando la cantidad de combustible a bordo del avión supersónico.

En la etapa 144, se recibe una primera información indicativa de la primera condición en un procesador. Por ejemplo, el procesador puede recibir una señal desde el sensor de combustible que contiene información indicativa de la cantidad de combustible a bordo del avión supersónico.

En la etapa 146, se detecta una segunda condición de un avión supersónico. En algunas realizaciones, la segunda condición puede ser una velocidad del avión supersónico. La velocidad del avión supersónico puede determinarse detectando la presión de estancamiento y la presión estática del avión supersónico. Esto puede lograrse mediante el uso de tubos pitot-estáticos corregidos aerodinámicamente.

En la etapa 148, se recibe una segunda información indicativa de la segunda condición en un procesador. Por ejemplo, el procesador puede recibir una señal desde un sensor de presión de estancamiento o un sensor de presión estática (o ambos) que contiene información indicativa de la presión de estancamiento y la presión estática del avión supersónico.

En la etapa 152, el procesador calcula la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico basándose, al menos en parte, en la primera información y la segunda información. La información de otras fuentes a bordo del avión supersónico también puede tenerse en cuenta al hacer este cálculo.

En la etapa 154, el procesador determina que hay una desviación entre la distribución de sustentación calculada en la etapa 152 y una distribución de sustentación deseada (que puede ser un valor predeterminado accesible para el procesador).

En la etapa 156, el procesador envía una orden a las alas de geometría variable (por ejemplo, alas configuradas para moverse hacia delante y hacia atrás) haciendo que las alas de geometría variable se muevan en una dirección que redistribuya la sustentación de una manera que se mueva estrechamente de acuerdo con la distribución de sustentación deseada. Por ejemplo, si la distribución de sustentación se ha desplazado hacia la parte trasera del avión supersónico, el procesador controlará las alas de una manera que haga que las alas se inclinen hacia delante. Inclinarse hacia delante desplazará la distribución de sustentación hacia delante y contrarrestará los efectos del peso o la velocidad en condiciones fuera de diseño. Por el contrario, si la distribución de sustentación se ha desplazado hacia la parte delantera del avión supersónico, el procesador controlará las alas de una manera que haga que las alas se inclinen en la dirección hacia atrás. Inclinarse hacia atrás desplazará la distribución de sustentación hacia atrás y contrarrestará los efectos del peso o la velocidad en condiciones fuera de diseño. De esta manera, el método 140 se puede usar para minimizar cualquier impacto negativo sobre el estampido sónico causado por el funcionamiento del avión supersónico en condiciones fuera de diseño. Debe entenderse que, en algunas realizaciones, el método 140 puede realizarse detectando una sola condición (por ejemplo, peso o velocidad) del avión supersónico en lugar de dos condiciones como se ha descrito en el presente documento.

15 Solución de disposición compuesta

La figura 8 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método 160 para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas. Mientras que las dos soluciones anteriores (la solución de gestión de combustible y la solución de geometría variable) habían adoptado un enfoque activo para mitigar las consecuencias del funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas, la solución de disposición compuesta descrita en el presente documento ofrece un enfoque pasivo que ayuda a evitar parte del cambio de forma del avión supersónico que provoca un aumento en la magnitud del estampido sónico.

En la etapa 162, se aplican capas compuestas a un par de alas inclinadas. Como se sabe en la técnica, las capas compuestas tendrán un eje de mayor rigidez. Este es el eje a lo largo del cual el material compuesto, una vez implantado y curado, ofrecerá la mayor resistencia a las fuerzas de flexión. Cuando se aplican a aviones convencionales, las capas compuestas están orientadas de manera que el eje de mayor rigidez sea paralelo al larguero trasero del ala. En contraste con este enfoque convencional, en la etapa 162, las capas compuestas se aplican al par de alas inclinadas, de modo que estén orientadas para tener un ángulo no paralelo con respecto al larguero trasero de cada ala.

Esto se ilustra en las figuras 9 y 10. La figura 9 muestra un par de alas inclinadas 164 desde arriba, de modo que una superficie superior de las alas inclinadas 164 es visible. La figura 10 muestra un par de alas inclinadas 164 desde abajo, de modo que es visible una superficie inferior de las alas inclinadas 164. Como se ilustra en las figuras 9 y 10, el par de alas inclinadas 164 incluye un larguero trasero 166 y un larguero trasero 168 que discurren a lo largo de una parte trasera de cada ala del par de alas inclinadas 164. Se ilustran las capas compuestas ejemplares 170 y 171, estando la capa compuesta 170 dispuesta sobre una superficie superior del par de alas inclinadas 164 y estando la capa compuesta 171 dispuesta sobre una superficie inferior del par de alas inclinadas 164. La capa compuesta 170 tiene un eje 172 de mayor rigidez ilustrado en líneas fantasma y la capa compuesta 171 tiene un eje 173 de mayor rigidez, también ilustrado en líneas fantasma. Las capas compuestas 170 y 171 están dispuestas tanto sobre la superficie superior como sobre la superficie inferior del par de alas inclinadas 164, de modo que hay un ángulo no paralelo α entre los ejes 172, 173 y el larguero trasero 166. En algunas realizaciones, el ángulo α puede variar entre más y menos noventa grados. En otras realizaciones, el ángulo α puede variar entre diez y treinta grados. En otras realizaciones, el ángulo α puede ser de aproximadamente veinte grados. También se pueden emplear otros ángulos y otros intervalos de ángulos sin apartarse de las enseñanzas de la presente divulgación.

Cuando el eje de mayor rigidez de una capa compuesta se alinea para ser paralelo al larguero trasero de un ala, esa capa compuesta, cuando se cura, ofrecerá su mayor resistencia al momento de flexión aplicado al ala mientras el avión está en vuelo. Cuando el eje de mayor rigidez se alinea para tener un ángulo no paralelo con respecto al larguero trasero del ala, el material compuesto ofrecerá un mayor nivel de resistencia a la torsión a medida que el ala se desvía. En algunos ejemplos, las capas compuestas aplicadas a la superficie del par de alas inclinadas 164 permitirán que el par de alas inclinadas 164 resista sustancial o completamente la torsión a medida que el par de alas se desvía.

También ilustradas en las figuras 9 y 10 hay capas compuestas 174 y 175. Como se ilustra, en algunas realizaciones, cuando las capas compuestas se colocan en las alas de un avión, su patrón de colocación (por ejemplo, su orientación con respecto al larguero trasero) puede continuar sobre el cajón del ala. En esta realización, las capas compuestas 174 y 175 se han posicionado directamente sobre el cajón del ala 180. Se ha ilustrado una línea 182 con líneas fantasma para representar un punto central del cajón del ala 180. El patrón de colocación de las capas compuestas ilustrado con las capas compuestas 170, 171, 174 y 175 continuará a lo largo del ala hasta llegar a la línea 182. En ese punto, la orientación se invierte y las capas compuestas se colocarán en la otra ala y la otra mitad del cajón del ala 180 para tener un ángulo α con respecto al larguero trasero 168.

Continuando con la referencia a las figuras 8-10, una vez que se ha colocado una cantidad deseada de capas

compuestas en un par de alas inclinadas 164, en la etapa 184, un par de alas inclinadas 164 se fija a un avión supersónico. Esto se puede lograr de cualquier manera adecuada.

5 En la etapa 186, el avión supersónico es operado a velocidades supersónicas y en condiciones fuera de diseño. Por ejemplo, el avión supersónico puede estar por encima o por debajo de su peso de condición de diseño o puede volar por encima o por debajo de su velocidad de condición de diseño, o cualquier otra condición de diseño puede variar.

En la etapa 188, la torsión del ala que normalmente ocurriría como resultado de operar el avión supersónico a velocidades supersónicas en condiciones fuera de diseño se elimina sustancialmente a través de la resistencia ofrecida por las capas compuestas.

10 En la etapa 190, se minimiza la magnitud del estampido sónico causado por el funcionamiento del avión supersónico a velocidades supersónicas en condiciones fuera de diseño. Dicha minimización ocurre como resultado de la eliminación sustancial de la torsión del ala.

Manipulación de la superficie de control

15 La figura 11 es una vista esquemática que ilustra otra realización no limitante de un sistema 200 para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico 202 a velocidades supersónicas. El sistema 200 incluye un sensor 204 configurado para detectar una condición de avión supersónico 202. El sistema 200 incluye además una superficie de control 206 montada en un ala 208. El sistema 200 aún incluye un procesador 210.

20 El sensor 204 puede configurarse para detectar un peso del avión supersónico 202, una velocidad del avión supersónico 202, o cualquier otra condición que pueda hacer que una punta de ala 212 del ala 208 se tuerza mientras el avión supersónico 202 se mueve a velocidades supersónicas. La superficie de control 206 puede ser cualquier superficie de control montada en el ala que sea capaz de ejercer una fuerza de torsión sobre el ala 208. En algunas realizaciones, la superficie de control 206 puede montarse en un borde de ataque del ala 208, mientras que en otras realizaciones, la superficie de control 206 puede estar montada en un borde de salida del ala 208. En la realización ilustrada, la superficie de control 206 comprende un alerón montado en el borde de salida. Un accionador 214 está asociado con la superficie de control 206 y está configurado para mover la superficie de control hacia arriba y hacia abajo en respuesta a las instrucciones apropiadas.

25 El procesador 210 está acoplado de forma comunicativa con el sensor 204 a través del cable 216 y está acoplado de forma operativa con el accionador 214 a través del cable 218. El procesador 210 está configurado para recibir información desde el sensor 204 indicativa de la condición detectada por el sensor 204. Por ejemplo, si el sensor 204 está configurado para medir una cantidad de combustible dispuesto dentro de los tanques de combustible a bordo del avión supersónico 202, la información que recibe el procesador 210 estaría relacionada con la cantidad de combustible detectado. A partir de esta información, el procesador 210 puede calcular el peso del avión supersónico 202. Si el sensor 204 está configurado para detectar la presión que actúa sobre el avión supersónico 202, entonces la información que recibe el procesador 210 se relacionaría con las condiciones de presión encontradas por el avión supersónico 202. A partir de esta información, el procesador 201 puede calcular la velocidad del avión supersónico 202.

30 Basándose en la información proporcionada por el sensor 204, el procesador 210 puede determinar el efecto de la condición detectada sobre el ala 208. Específicamente, dependiendo del peso del avión supersónico 202, o la velocidad a la que está volando, o de otras condiciones, el procesador 210 puede determinar si la punta de ala 212 está torcida, en qué dirección la punta de ala 212 está torcida y, en algunas realizaciones, en qué medida la punta de ala 212 está torcida. Habiendo determinado que la punta de ala 212 está torcida, el procesador 210 está configurado para enviar órdenes a la superficie de control 206 para que se mueva, hacia arriba o hacia abajo, para ejercer un par contrarrestador en el ala 208, lo que hará que la punta de ala 212 se destuerza.

Las figuras 12-15 ilustran cómo el movimiento de la superficie de control 206 puede destorcer la punta de ala 212.

45 En la figura 12, se presenta una vista lateral esquemática del ala 208. Se ilustra un flujo libre supersónico 220 aguas arriba del ala 208. Continuando con la referencia a la figura 11, el avión supersónico 202 está experimentando una condición que ha provocado que la punta de ala 212 se tuerza en una dirección de descenso del morro en comparación con su orientación de condición de diseño (mostrada en líneas fantasma). Torcida de la manera ilustrada, la distribución de sustentación a lo largo del avión supersónico 202 se desplaza, lo que lleva a un aumento en la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico 202. Una vez que se detecta la condición fuera de diseño, se toman medidas correctivas. El procesador 210 envía una orden al accionador 214 para mover la superficie de control 206 en la dirección indicada por la flecha 222.

50 Continuando con la referencia a las figuras 11-12, la figura 13 muestra el efecto de la medida correctiva implementada por el procesador 210. La superficie de control 206 ha girado a una posición de borde trasero hacia arriba y en esta posición, la superficie de control 206 está situada para interactuar con el flujo libre supersónico 220 de una manera que hace que la superficie de control 206 ejerza un par 224 sobre el ala 208. El par 224 tuerce el ala

208 en una dirección opuesta a la dirección de torsión causada por el funcionamiento del avión supersónico 202 en condiciones fuera de diseño. Como resultado, el ala 208 vuelve a una orientación de diseño y se reduce la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico 202.

5 Las figuras 14-15 ilustran la corrección de una torsión de ascenso de morro. Continuando con la referencia a las figuras 11-13, en la figura 14, el avión supersónico 202 está experimentando una condición que conduce a una torsión de ascenso de morro de la punta de ala 212. La orientación de la condición de diseño de la punta de ala 212 se ilustra en líneas fantasma. Una vez que se ha detectado la condición que causó la torsión de la punta de ala 212, el procesador 210 envía órdenes al accionador 214 para mover la superficie de control 206 en la dirección indicada por la flecha 226.

10 En la Figura 15, la superficie de control 206 se ha movido a la posición ilustrada de borde trasero hacia abajo. En esta posición, la superficie de control 206 interactúa con el flujo libre supersónico 220. Esta interacción ejerce un par 228 sobre el ala 208. El par 228 tuerce el ala 208 en una dirección opuesta a la dirección de torsión causada por el funcionamiento del avión supersónico 202 en condiciones fuera de diseño. Como resultado, el ala 208 vuelve a una orientación de diseño y se reduce la magnitud del estampido sónico generado por el avión supersónico 202.

15 En algunas realizaciones, el sensor 204 monitorizará repetidamente la condición del avión supersónico 202, y el procesador 210 recibirá información repetidamente desde el sensor 204, determinará que la punta de ala 212 está torcida y enviará repetidamente órdenes para mover la superficie de control 206 de una manera que haga que el ala 208 se tuerza de manera contraria. En otras realizaciones, el sistema 200 participará continuamente en este ciclo de detección y corrección durante toda la parte supersónica del vuelo del avión supersónico 202. En otras realizaciones
20 más, el sistema 200 participará continuamente en este ciclo de detección y corrección durante solo una parte de la parte supersónica del vuelo del avión supersónico 202.

La figura 16 es un diagrama de flujo que ilustra otra realización no limitante de un método 230 para controlar una magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico a velocidades supersónicas.

25 En la etapa 232, se detecta una condición del avión supersónico. Esto puede ocurrir mediante el uso de un sensor apropiado. La condición corresponderá a un estado de un avión supersónico que hace que las puntas de sus alas se tuerzan en una dirección de ascenso del morro o de descenso del morro. En algunos ejemplos, la condición puede corresponder a un peso de condición fuera de diseño o una velocidad de condición fuera de diseño del avión supersónico.

30 En la etapa 234, un procesador recibe información sobre la condición detectada del avión supersónico.

En la etapa 236, el procesador determina que hay una desviación entre una torsión de las puntas de ala y una orientación de condición de diseño de las puntas de ala. Esta determinación se basa, al menos en parte, en la información proporcionada al procesador con respecto a la condición detectada.

35 En la etapa 238, el procesador emite órdenes que hacen que una superficie de control montada en el ala se mueva en una dirección que reduce la desviación. Por ejemplo, el procesador puede ordenar que la superficie de control montada en el ala se desvíe en una dirección que hará que ejerza un par sobre el ala, que tiene el efecto de destorcer el ala para reducir o eliminar la torsión no deseada. Por ejemplo, si el ala está torcida en una dirección de descenso del morro, el procesador puede controlar la superficie de control montada en el ala de una manera que la desvíe en una dirección ascendente hacia atrás y si el ala está torcida en una dirección de ascenso del morro, el procesador puede controlar la superficie de control montada en el ala de una manera que la desvíe en una dirección descendente hacia atrás. Tales desviaciones ejercerán un par de contrarrestación sobre el ala y harán que el ala
40 vuelva a alinearse con su orientación deseada.

45 En la etapa 240, las etapas 232, 234, 236 y 238 se repiten durante toda la parte supersónica del vuelo del avión supersónico. En algunas realizaciones, dicha repetición puede ocurrir continuamente durante toda la parte supersónica del vuelo. En otras realizaciones, dicha repetición puede ocurrir continuamente durante solo una parte de la parte supersónica del vuelo.

50 Aunque se ha presentado al menos una realización ejemplar en la descripción detallada anterior de la divulgación, debe apreciarse que existe una gran cantidad de variaciones. También debe apreciarse que la realización ejemplar o las realizaciones ejemplares son solo ejemplos, y no pretenden limitar el alcance, la aplicabilidad o la configuración de la invención de ninguna manera. Más bien, la descripción detallada anterior proporcionará a los expertos en la materia una hoja de ruta conveniente para implementar una realización ejemplar de la invención. Entendiéndose que se pueden hacer varios cambios en la función y disposición de los elementos descritos en una realización ejemplar sin apartarse del alcance de la divulgación como se establece en las reivindicaciones adjuntas.

55

REIVINDICACIONES

1. Un sistema para controlar la magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico (42, 122) a velocidades supersónicas, comprendiendo el sistema:
- 5 un primer sensor (90, 92, 94, 96, 98, 100, 102, 124, 126) configurado para detectar una primera condición del avión supersónico;
- un par de alas (128) configuradas para moverse hacia delante y hacia atrás; y
- un procesador (104) acoplado de forma comunicativa con el sensor y acoplado de forma operativa con el par de alas, el procesador configurado para:
- 10 recibir una primera información desde el primer sensor, la primera información indicativa de la primera condición del avión supersónico,
- calcular una distribución de sustentación del avión supersónico basándose, al menos en parte, en la primera información,
- 15 determinar una existencia de una desviación de la distribución de sustentación respecto a una distribución de sustentación deseada en función de la condición de vuelo,
- controlar el par de alas para que se muevan en una dirección que redistribuya la sustentación de una manera que se ajuste más estrechamente a la distribución de sustentación deseada, en el que la magnitud del estampido sónico se reduce cuando se reduce la desviación.
- 20 2. El sistema de la reivindicación 1, en el que el primer sensor está configurado para detectar una velocidad del avión supersónico.
3. El sistema de la reivindicación 2, en el que el procesador está configurado para controlar el par de alas para que se muevan hacia delante o hacia atrás basándose en una desviación de (1) un número de Mach del avión supersónico o (2) una velocidad aerodinámica equivalente del avión supersónico respecto a (1) un número de Mach de condición de diseño del avión supersónico o (2) una velocidad aerodinámica equivalente a la condición de diseño del avión supersónico, respectivamente.
- 25 4. El sistema de la reivindicación 1, en el que el primer sensor está configurado para detectar un peso del avión supersónico.
- 30 5. El sistema de la reivindicación 4, en el que el primer sensor está configurado para determinar la cantidad de combustible a bordo del avión supersónico.
- 35 6. El sistema de la reivindicación 4, en el que el procesador está configurado para controlar el par de alas para que se muevan hacia delante o hacia atrás basándose en una desviación de un peso del avión supersónico respecto a un peso de condición de diseño del avión supersónico.
- 40 7. El sistema de la reivindicación 1, que comprende además un segundo sensor (90, 92, 94, 96, 98, 100, 102, 124, 126) configurado para detectar una segunda condición del avión supersónico, en el que el procesador está acoplado de forma comunicativa al segundo sensor y está configurado para:
- recibir una segunda información desde el segundo sensor indicativa de la segunda condición, y
- calcular la distribución de sustentación basándose, al menos en parte, en la segunda información.
- 45 8. El sistema de la reivindicación 7, en el que el primer sensor está configurado para detectar una velocidad del

avión supersónico y el segundo sensor está configurado para detectar un peso del avión supersónico.

5 9. El sistema de la reivindicación 1, en el que el procesador está configurado para recibir repetidamente la primera información desde el primer sensor, calcular la distribución de sustentación, determinar la existencia de la desviación y controlar el par de alas para que se muevan durante toda una parte supersónica de un vuelo del avión supersónico.

10 10. El sistema de la reivindicación 9, en el que el procesador está configurado para recibir repetidamente la primera información desde el primer sensor, calcular la distribución de sustentación, determinar la existencia de la desviación y controlar el par de alas para que se muevan sustancialmente de manera continua durante toda la parte supersónica del vuelo del avión supersónico.

15 11. Un método para controlar la magnitud de un estampido sónico causado por el funcionamiento en condiciones fuera de diseño de un avión supersónico (42, 122) a velocidades supersónicas, comprendiendo el método las etapas de:

detectar una primera condición del avión supersónico;

recibir, en un procesador (104), una primera información indicativa de la primera condición;

calcular, con el procesador, una distribución de sustentación del avión supersónico basándose, al menos en parte, en la primera información;

20 determinar, con el procesador, una existencia de una desviación de la distribución de sustentación respecto a una distribución de sustentación deseada; y

controlar un par de alas (128) configuradas para moverse hacia delante y hacia atrás para que se muevan en una dirección que redistribuye la sustentación de una manera que se ajuste más estrechamente a la distribución de sustentación deseada,

25 en el que la magnitud del estampido sónico se reduce cuando se reduce la desviación.

12. El método de la reivindicación 11, en el que la etapa de detección comprende detectar una velocidad del avión supersónico; y

30 en el que, preferentemente, el procesador está configurado para controlar el par de alas para que se muevan hacia delante o hacia atrás basándose en una desviación de (1) un número de Mach del avión supersónico o (2) una velocidad aerodinámica equivalente del avión supersónico respecto a (1) un número de Mach de condición de diseño del avión supersónico o (2) una velocidad aerodinámica equivalente a la condición de diseño del avión supersónico, respectivamente.

35 13. El método de la reivindicación 11, en el que la etapa de detección comprende detectar un peso del avión supersónico; y

en el que, preferentemente, la etapa de detección comprende detectar una cantidad de combustible a bordo del avión supersónico; o

40 en el que, preferentemente, el procesador está configurado para controlar el par de alas para que se muevan hacia delante o hacia atrás basándose en una desviación de un peso del avión supersónico respecto al peso de la condición de diseño del avión supersónico.

14. El método de la reivindicación 11, que comprende además:

detectar una segunda condición del avión;

45 recibir, en el procesador, una segunda información indicativa de la segunda condición; y

calcular la posición del centro de presión basándose, al menos en parte, en la segunda información; y

en el que, preferentemente, detectar la primera condición comprende detectar una velocidad del avión supersónico, y en el que detectar la segunda condición comprende detectar un peso del avión supersónico.

5 15. El método de la reivindicación 11, en el que la etapa de detección, la etapa de recepción, la etapa de cálculo, la etapa de determinación y la etapa de control se repiten durante toda una parte supersónica de un vuelo del avión supersónico; y

en el que, preferentemente, la etapa de detección, la etapa de recepción, la etapa de cálculo, la etapa de determinación y la etapa de control se repiten de manera sustancialmente continua durante toda una parte supersónica de un vuelo del avión supersónico.

10

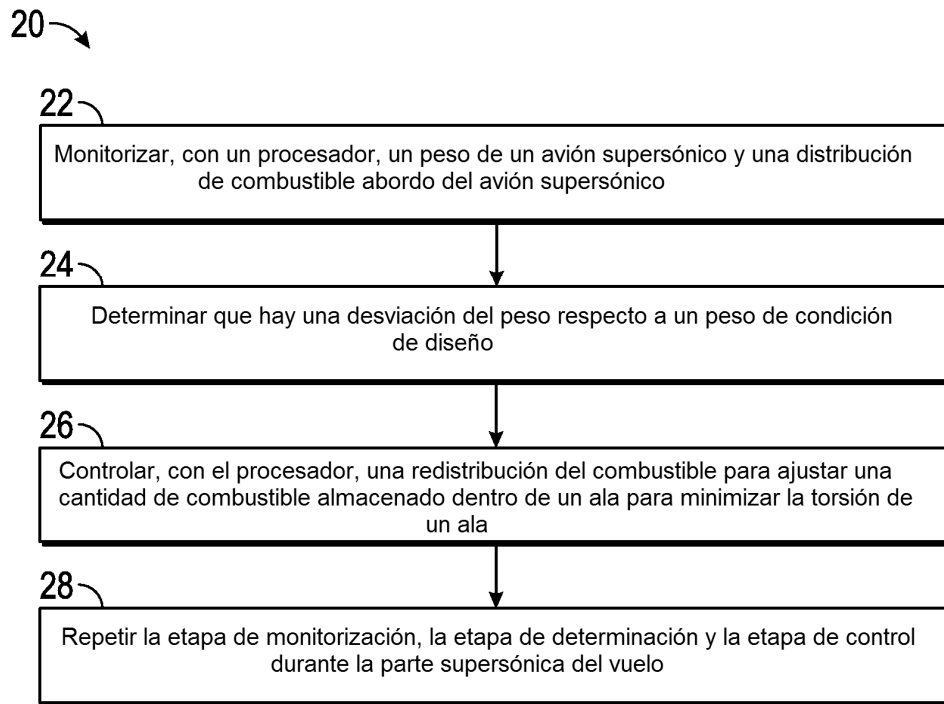


FIG. 1

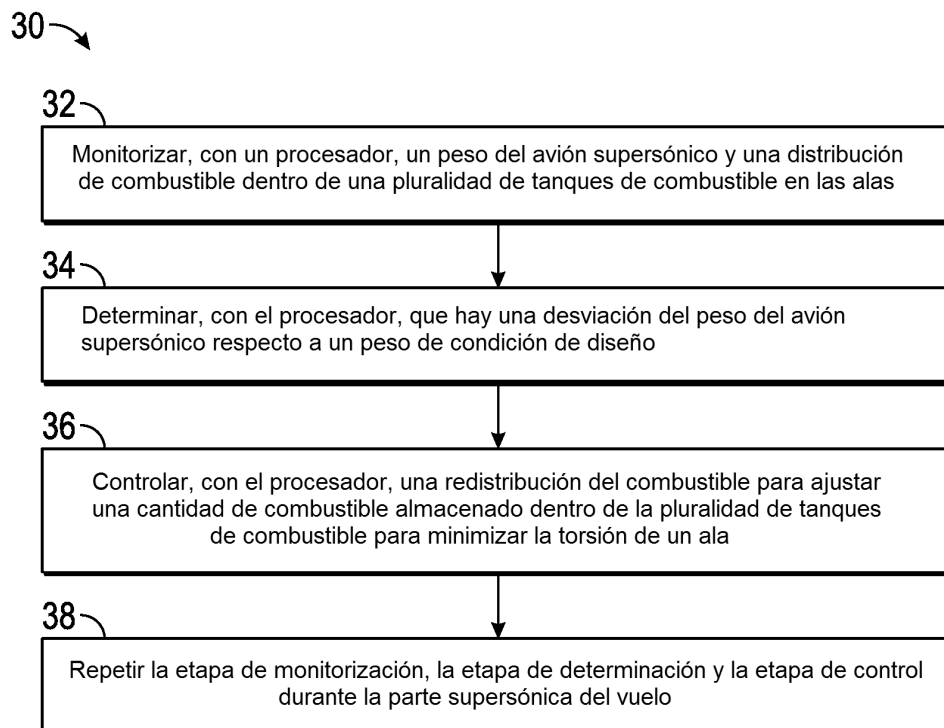


FIG. 2

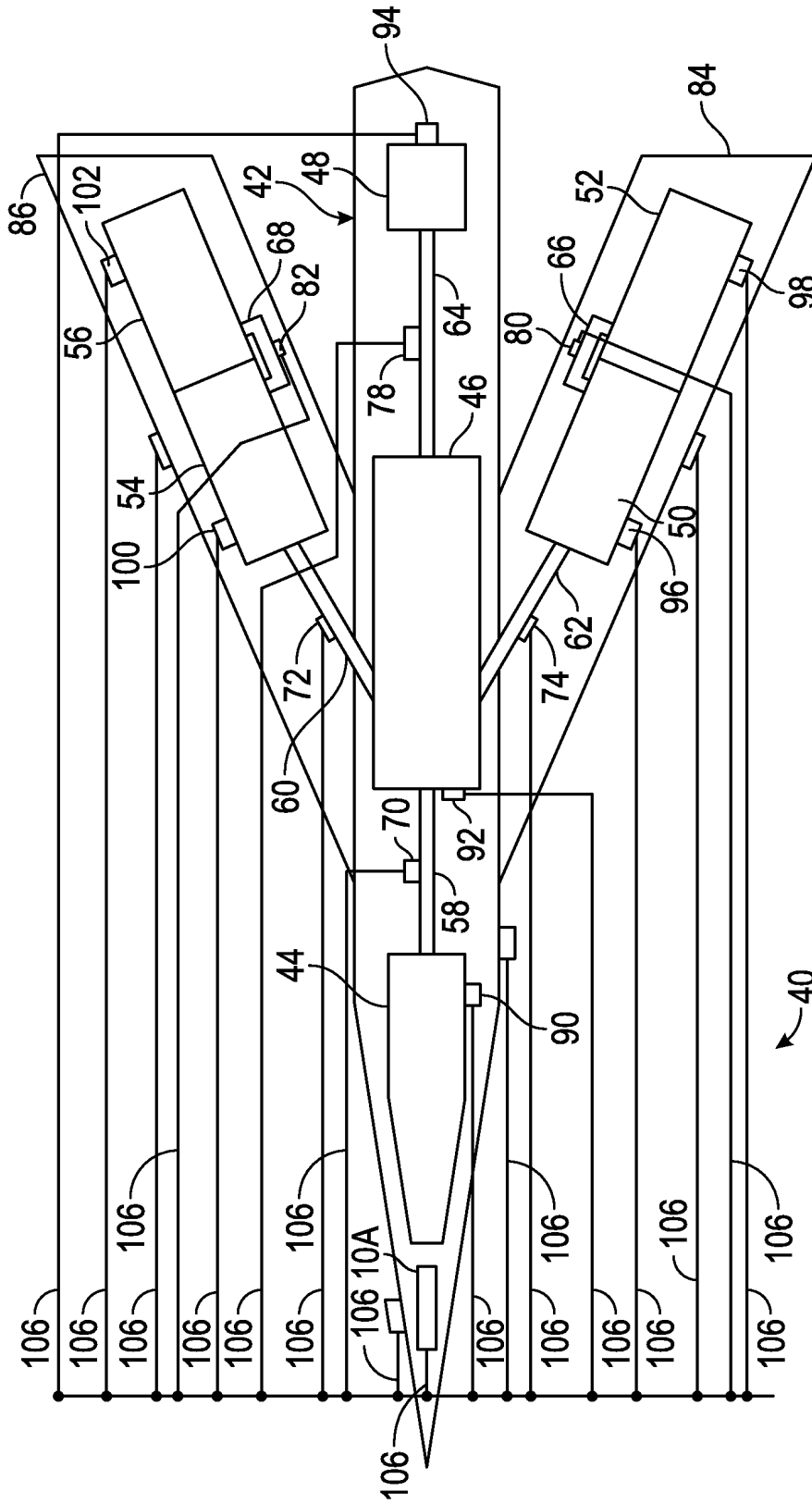


FIG. 3

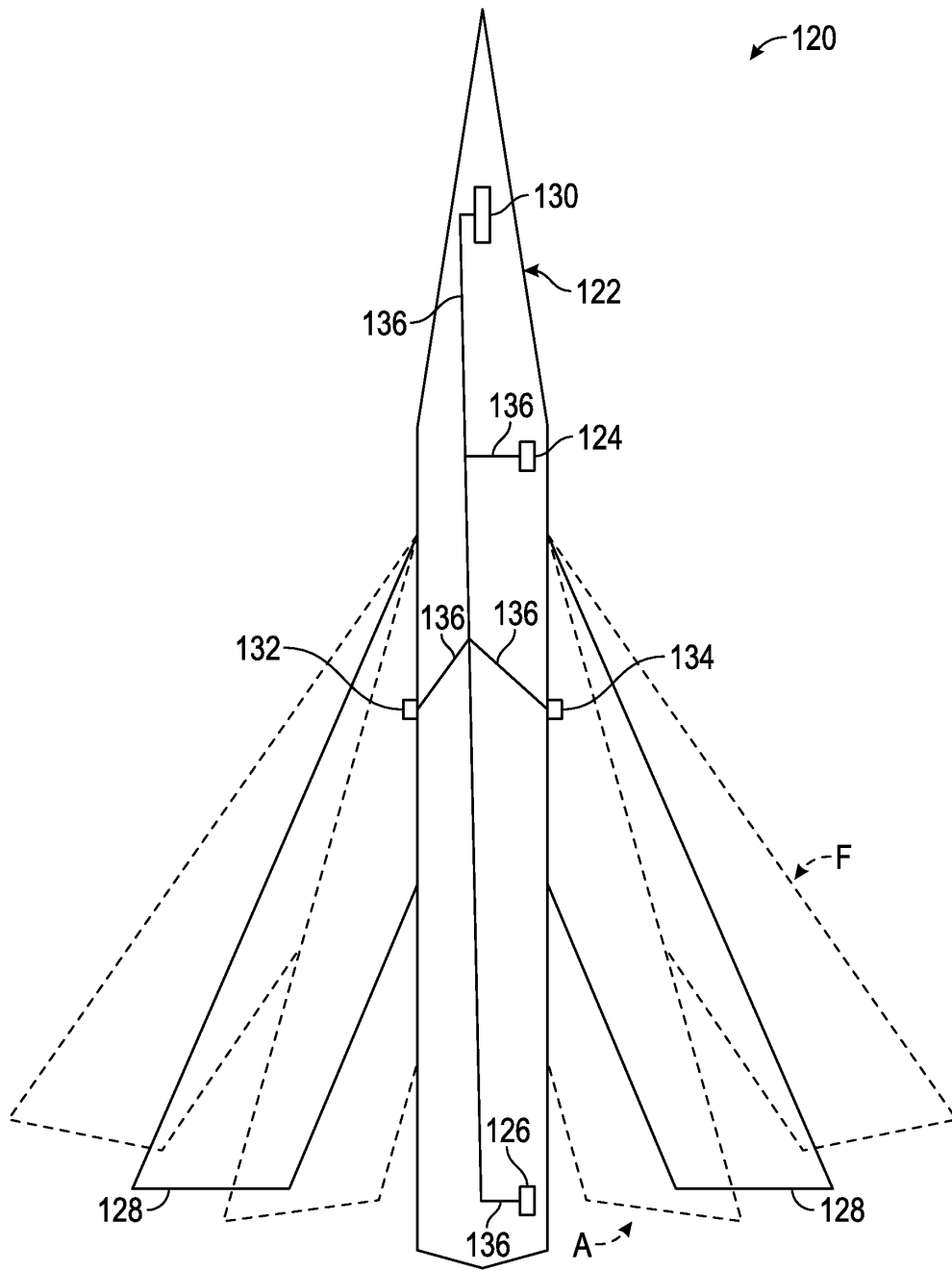


FIG. 4

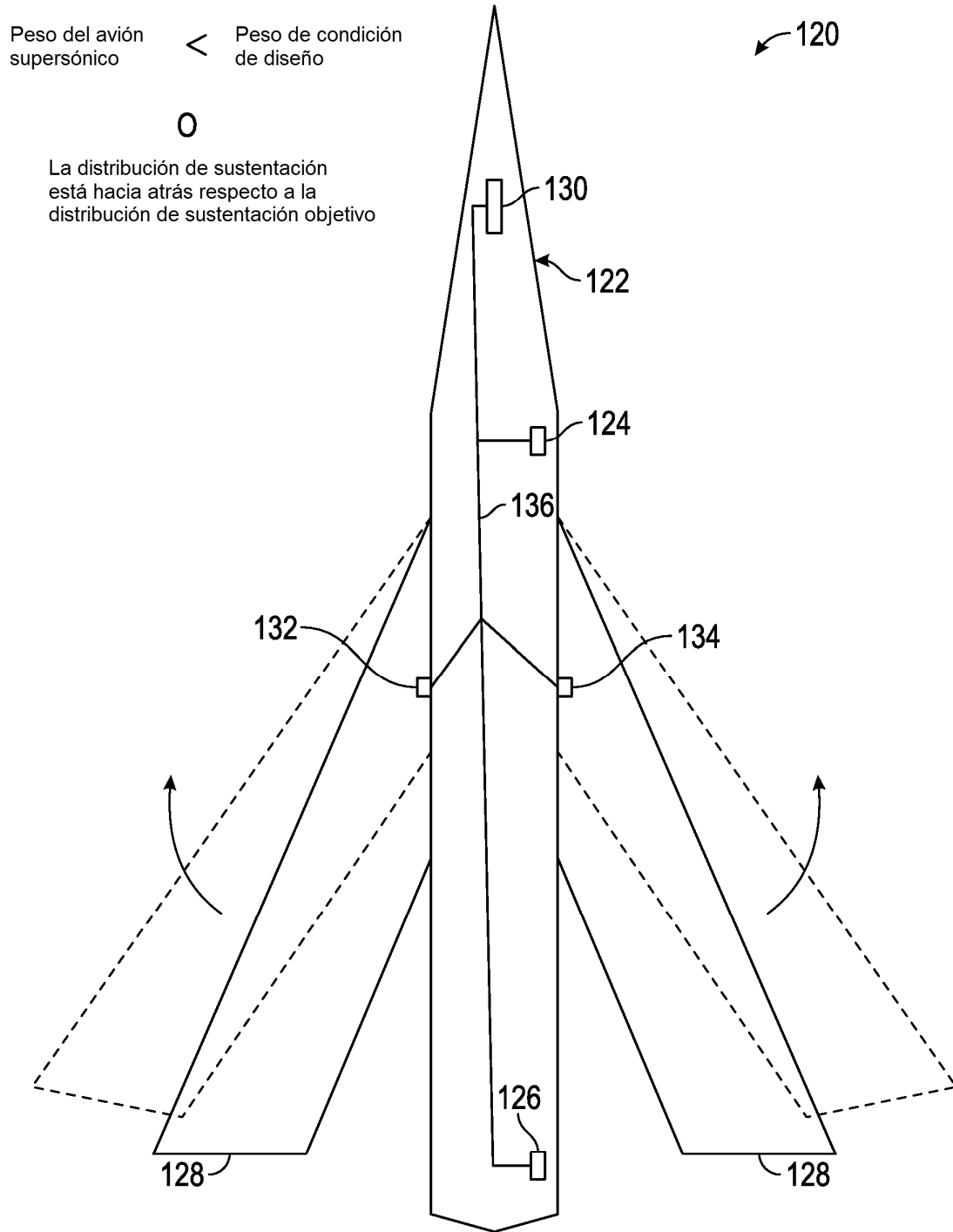


FIG. 5

Peso del avión
supersónico

>

Peso de condición
de diseño

0

La distribución de sustentación
está hacia delante respecto a la
distribución de sustentación objetivo

120

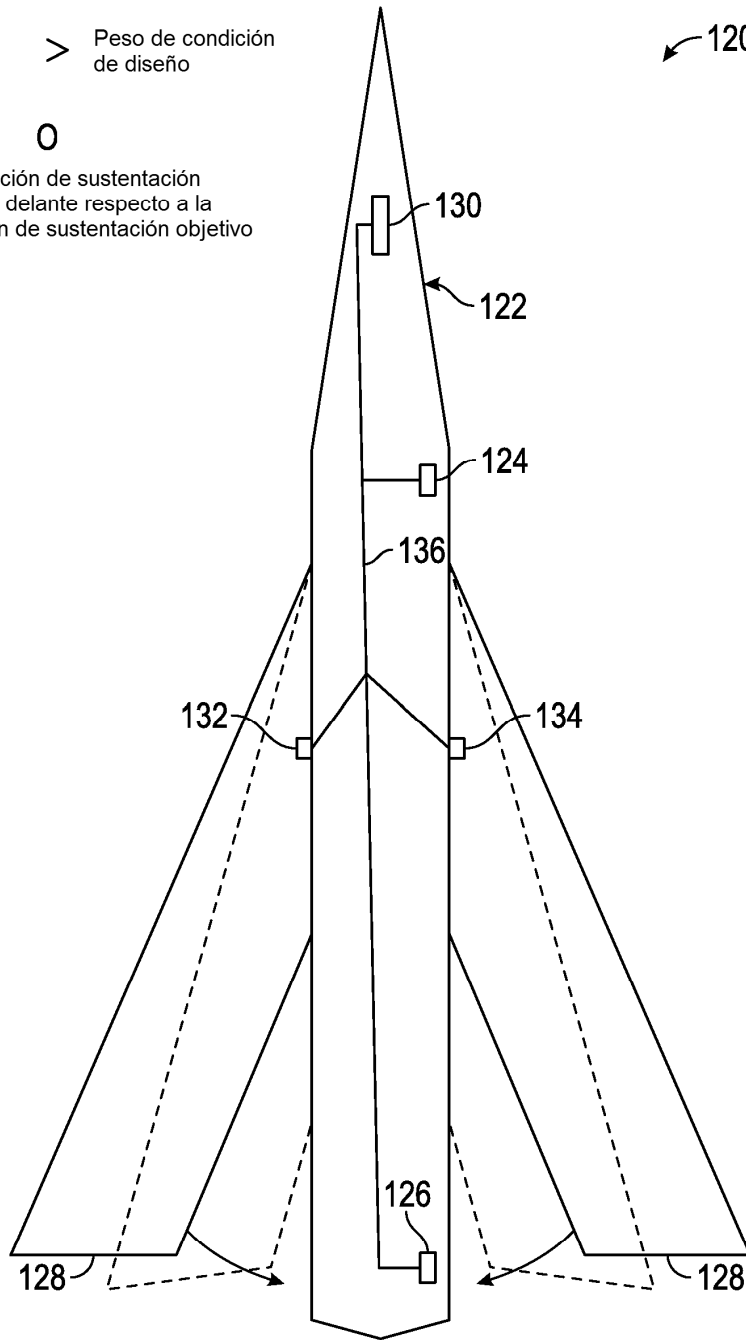


FIG. 6

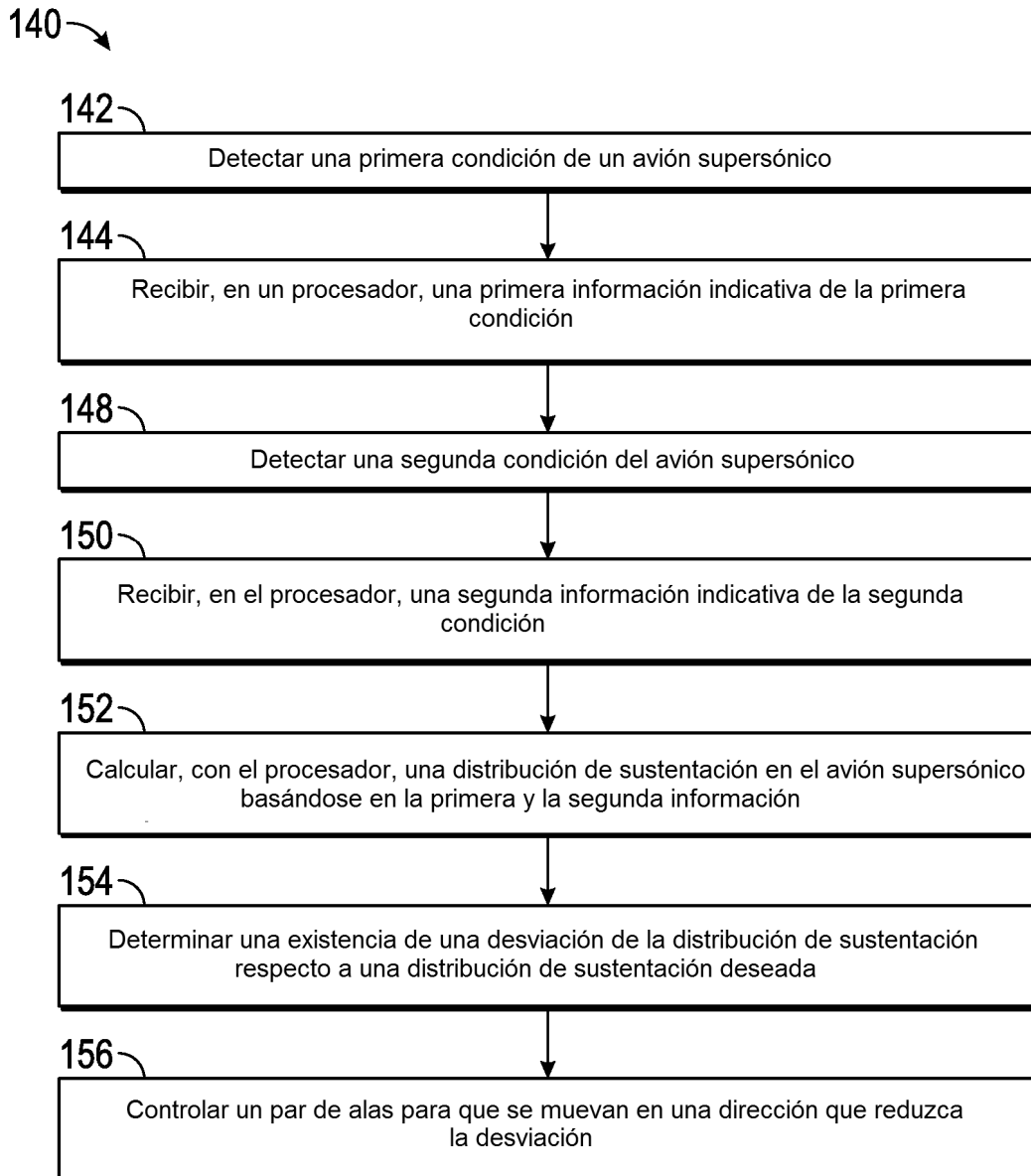


FIG. 7

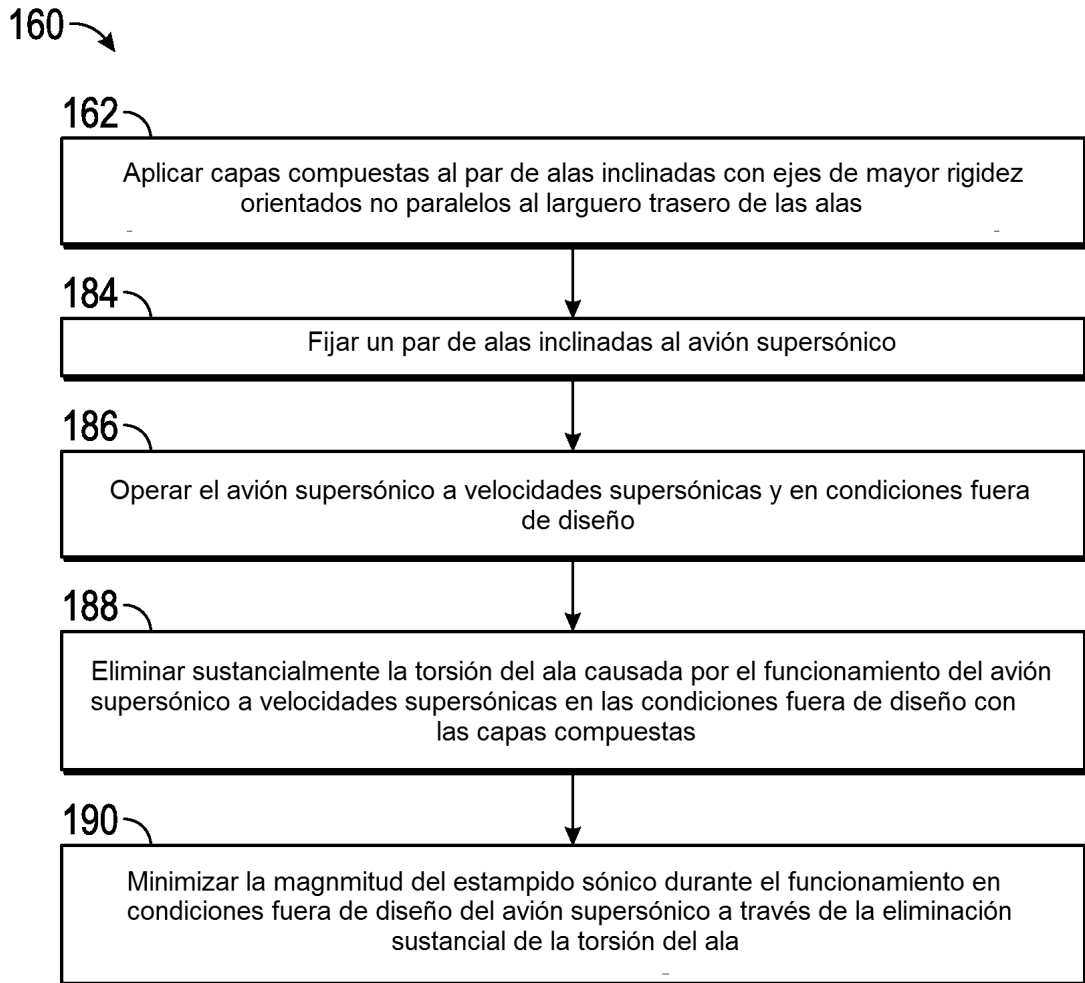


FIG. 8

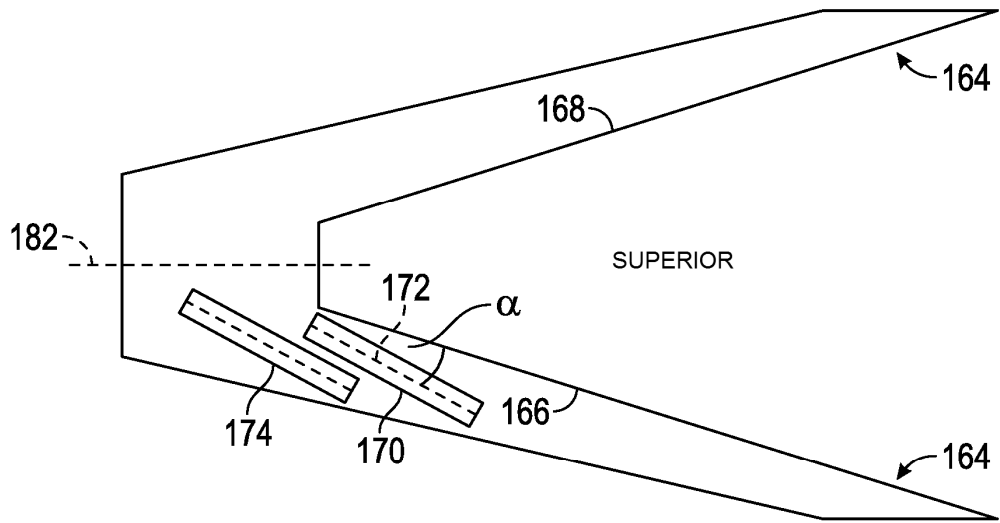


FIG. 9

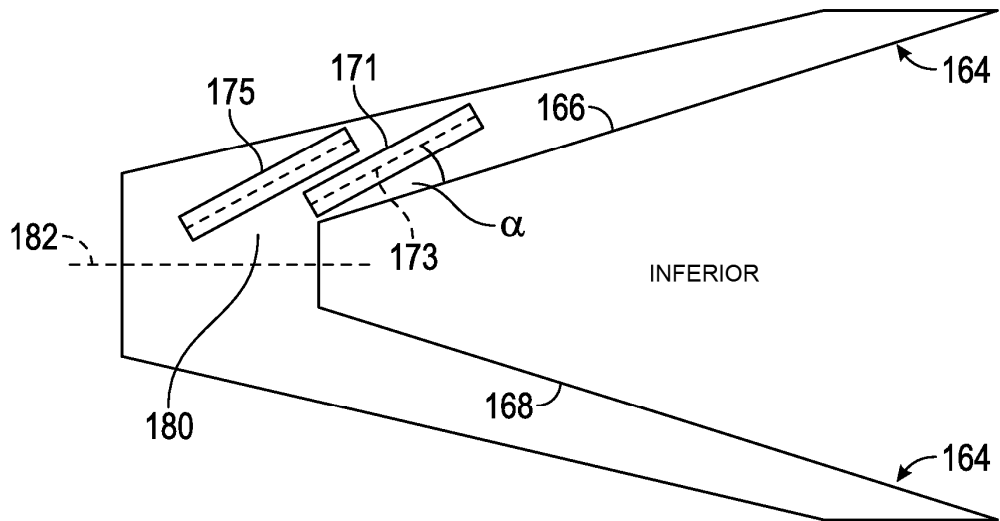


FIG. 10

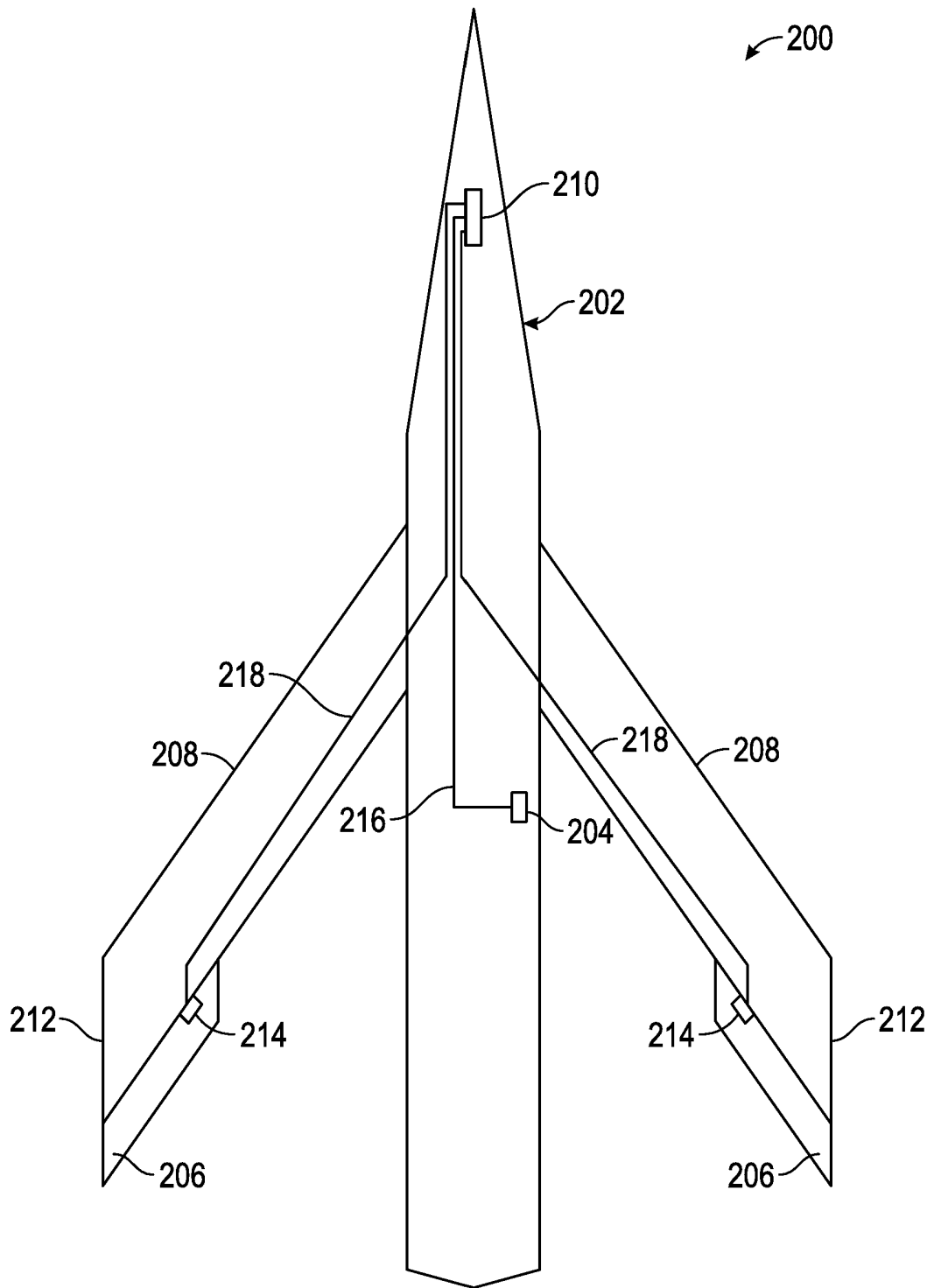


FIG. 11

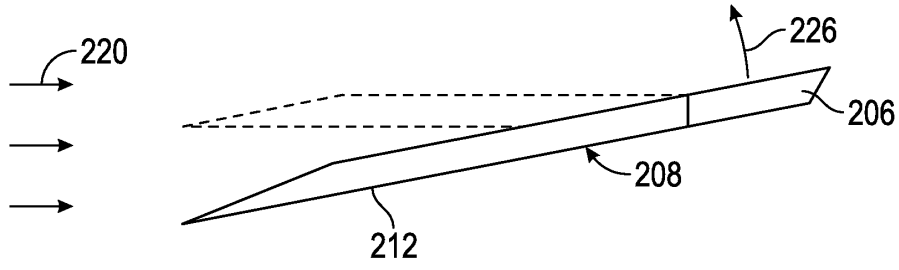


FIG. 12

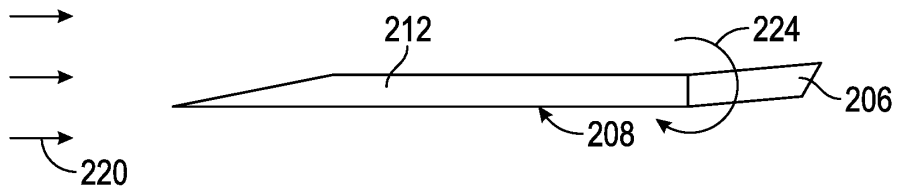


FIG. 13

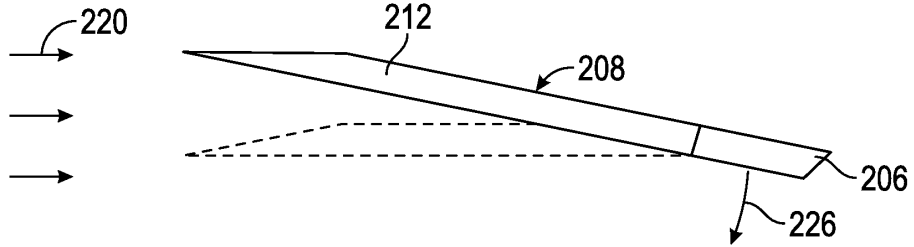


FIG. 14

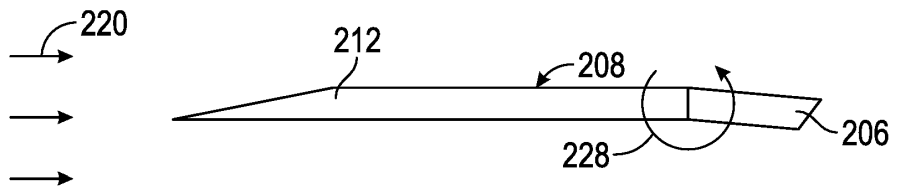


FIG. 15

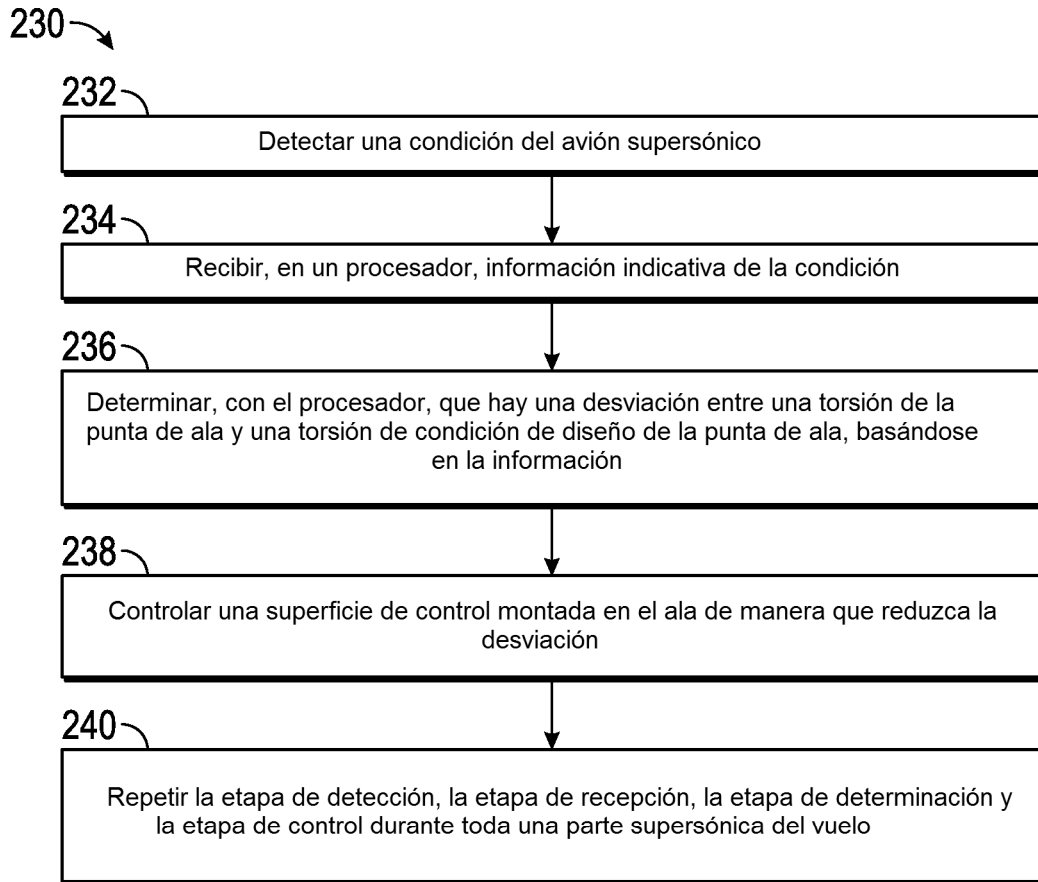


FIG. 16