

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 659 160**

51 Int. Cl.:

**G02B 26/08** (2006.01)

**H04B 10/112** (2013.01)

**F41G 3/22** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.09.2015 E 15184901 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **08.11.2017 EP 3002623**

54 Título: **Dispositivo para la medición óptica de perturbaciones aerodinámicas en el flujo del aire alrededor de las aeronaves**

30 Prioridad:

**30.09.2014 US 201414501854**

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

**14.03.2018**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**KELCHNER, BRYAN LEE;  
JERKATIS, KENNETH;  
HOLMES, RICHARD BROOKS;  
MCNERNEY, NIKOLAUS y  
DONALDSON, JED**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

ES 2 659 160 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

Dispositivo para la medición óptica de perturbaciones aerodinámicas en el flujo del aire alrededor de las aeronaves

Campo

5 La presente invención se refiere en general a un instrumental óptico y más particularmente a un instrumental óptico para medir ópticamente perturbaciones en un campo de flujo del aire.

Antecedentes

10 Cuando las aeronaves vuelan a velocidades subsónicas, transónicas o supersónicas, las superficies de las aeronaves que se desplazan a través del aire crean perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo del aire que rodea a las aeronaves. Dichas perturbaciones aero-ópticas variarán dependiendo de la forma de cada aeronave y al cambiar la velocidad y la altitud de aeronaves y cuando esta maniobra durante su operación. A mayores velocidades, como por ejemplo a velocidades supersónicas, las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo del aire que rodea a las aeronaves no solo incluirán a las perturbaciones del frente de onda sino también a las capas límite de choque. Dichas perturbaciones aero-ópticas que se crean en el campo de flujo del aire afectarán el rendimiento y/o la exactitud del instrumental óptico transportado por las aeronaves y que se utiliza para recibir datos ópticos y/o emitir energía óptica. Los problemas creados por dichas perturbaciones aero-ópticas incluyen la exactitud del seguimiento de los seguidores ópticos, la calidad de imagen borrosa de los sensores de vigilancia, falta de precisión de los sistemas láser al apuntar y menor calidad de la propagación de energía del haz de láser a través del campo de flujo del aire que contiene las perturbaciones aero-ópticas. La capacidad de reunir datos espaciales y temporales exactos de dichas perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo de las aeronaves permitirá diseñar equipos ópticos de alto rendimiento y exactos tales como seguidores ópticos, obtención de imágenes ópticas, radar láser, equipos precisos para apuntar para láser y sistemas de armamento láser. Con una medición exacta de los datos de dichas perturbaciones del campo de flujo del aire se pueden implementar en dichos dispositivos unos criterios de diseño que permitan compensar las desviaciones ópticas creadas por dichas perturbaciones aero-ópticas.

25 Existe la necesidad de poder medir y recolectar datos de perturbaciones aero-ópticas para cada diseño de aeronave diferente. Además, como las perturbaciones aero-ópticas cambian con las diversas velocidades, altitudes y configuraciones de maniobra de las aeronaves, también será necesario compilar datos de los cambios de dichas parámetros. Por lo tanto, para obtener datos de modelado confiables para una aeronave en particular, se podrían adquirir mejores mediciones de las perturbaciones aero-ópticas usando equipos apropiados asegurados a las aeronaves para medir y recolectar dichos datos aero ópticos cuando la aeronave vuela a través de dichas variaciones de los parámetros de velocidad y altitud y cuando realiza diversas maniobras.

35 Las perturbaciones aero-ópticas que se van a medir y recolectar para diversas aeronaves, pueden incluir a aquellas a velocidades subsónicas, transónicas y supersónicas de hasta por lo menos Mach 2. Las mediciones de las perturbaciones aero-ópticas son necesarias para las aeronaves que operan en una envoltura de altitud dentro del rango entre nivel del mar y setenta y cinco mil pies. Además, será necesario medir las perturbaciones aero-ópticas las aeronaves que realizan diversas maniobras que imponen aceleraciones de hasta 3g sobre las aeronaves. Según se expuso anteriormente para cada aeronave que en última instancia lleve el equipo óptico será necesario medir exactamente todos dichos datos para proveer un modelado confiable.

40 Anteriormente, las mediciones aero-ópticas se obtenían usando túneles de viento o usando grandes aeronaves en vuelo para crear los campos de flujo del aire. El uso de túneles de viento para replicar las altas velocidades de una aeronave en particular, y más particularmente, velocidades supersónicas mayores que Mach 1 ha presentado complicaciones. En particular, las ondas de choque que impactan una pared del túnel perturban la forma en que se realiza la réplica y por lo tanto la fidelidad de la perturbación aero-óptica que normalmente ocurriría en el campo de flujo del aire cuando se vuela en ambientes abiertos. Como los equipos de medición de perturbaciones aero-ópticas generalmente son equipos grandes y complejos, era necesario usar aeronaves de mayor tamaño para llevar el equipo. El uso de aeronaves de mayor tamaño también presentaba un problema adicional debido a sus limitados rangos de velocidad. Con la velocidad limitada de dichas aeronaves de mayor tamaño, la medición de perturbaciones aero-ópticas a mayores velocidades nominales se vio limitada o hasta completamente imposible. Además, las grandes dimensiones y la complejidad del instrumental para medir las perturbaciones aero-ópticas restringe la posibilidades de posicionar o situar de dichos equipos en las aeronaves, limitando de esa manera la recolección de datos de las perturbaciones del campo de flujo del aire a las limitadas posiciones en las aeronaves donde se puede alojar el equipo grande y complejo.

55 Para medir y compilar los datos necesarios referentes a las perturbaciones aero-ópticas para proveer criterios de diseño para el modelado para el instrumental óptico, es necesario desarrollar un instrumental de medición compacto. El instrumental de medición compacto se puede asegurar a las aeronaves de menor tamaño tales como las aeronaves de combate que pueden viajar en un amplio rango de velocidades que van de subsónicas a

supersónicas. También, una configuración compacta permitirá asegurar el equipo de medición en numerosas posiciones diferentes en las aeronaves. Esto permitirá realizar mediciones desde posiciones que puedan replicar las posiciones donde el instrumental óptico se pueda posicionar más adelante. Este tamaño compacto también contribuirá a evitar la creación de desequilibrios aerodinámicos no deseados en la aeronave.

- 5 Una configuración compacta del instrumental de medición facilitará la medición y recolección de datos sobre perturbaciones para muchas aeronaves diferentes que necesitarán viajar en un amplio rango de velocidades y altitudes, y también deberán desplazarse realizando diversas maniobras. La configuración compacta del equipo de medición proveerá los datos necesarios espaciales y temporales de las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo de dichas aeronaves de manera tal de establecer los modelos que permitan diseñar los sistemas ópticos y/o los dispositivos de control del flujo que en última instancia se instalarán en las aeronaves para operar dentro de dichas perturbaciones aero-ópticas y/o mitigarlas.

Las características, funciones, y ventajas que se han expuesto se pueden obtener independientemente en diversas formas de realización o se pueden combinar en aún otras formas de realización, cuyos detalles adicionales se puede ver al referirse a la siguiente descripción y a las figuras.

- 15 La publicación US 6 894 818 B1 divulga Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas particularmente interesante.

#### Síntesis

Un objeto de la presente invención consiste en proveer Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas que incluye un espejo sostenido por un estabilizador cardánico que recibe un haz de luz proveniente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un primer espejo desviador que actúa como periscopio y un segundo espejo desviador que actúa como periscopio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador que actúa como periscopio. El sistema de medición incluye además un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje [*off-eje*] posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio, un primer espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje, un segundo espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador y un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador y refleja el haz de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido [FSM, por las siglas en inglés de *Fast Steering Mirror*]. Además se incluye una cámara de seguimiento fino acoplada a un procesador integrado donde la cámara de seguimiento fino recibe una parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido, donde el procesador integrado está acoplado al espejo de direccionamiento rápido de manera tal que el procesador integrado controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido y donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico y controla el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico. Otro objeto de la presente invención consiste en proveer Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas que incluye un espejo sostenido por un estabilizador cardánico que recibe un haz de luz proveniente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un primer espejo desviador que actúa como periscopio. Hay un segundo espejo desviador que actúa como periscopio posicionado de manera tal que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador que actúa como periscopio. Hay un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje que está posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio. Hay un primer espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje. Hay un segundo espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador. Hay un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador y refleja el haz de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido. Hay un divisor de haz que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el espejo de direccionamiento rápido, y el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada.

Otro objeto de la presente invención consiste en proveer Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas que incluye un espejo sostenido por un estabilizador cardánico que recibe un haz de luz proveniente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido. Hay un divisor de haz que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el espejo de direccionamiento rápido donde el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada. Hay una cámara de seguimiento fino, que está acoplada a un procesador integrado, donde la cámara de seguimiento fino recibe la parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido, donde el procesador integrado está acoplado al espejo de direccionamiento rápido de manera tal que el procesador integrado controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido y donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico y controla el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

Las características, funciones y ventajas que se han expuesto se pueden obtener independientemente en diversas formas de realización o se pueden combinar en aún otras formas de realización, cuyos detalles adicionales se pueden ver al referirse a la siguiente descripción y figuras.

Breve síntesis de las figuras

- 5 La Figura 1 ilustra una vista esquemática en perspectiva de una aeronave en un campo de flujo donde hay unos haces ópticos representativos que pasan hacia la aeronave a través del campo de flujo;
- La Figura 2 ilustra una vista de elevación desde atrás de una representación esquemática de una forma de realización del sistema de medición de frentes de onda;
- 10 La Figura 3 ilustra una vista en planta desde arriba de una representación esquemática de un sistema de medición de perturbaciones aero-óptica;
- La Figura 4 ilustra una vista de elevación desde un lateral de la representación esquemática del sistema de medición de frentes de onda que se muestra en la Figura 2;
- 15 La Figura 5 es una vista esquemática de un corte del extremo frontal de una aeronave de combate con una vista ampliada de una forma de realización de un sistema contenido de medición de ondas de perturbación aero-óptica de la Figura 3 asegurado a la aeronave de combate;
- La Figura 6 es una vista esquemática en perspectiva de una aeronave de combate a la cual se le asegurará una forma de realización del sistema de medición de ondas de perturbación aero-óptica de la Figura 1;
- La Figura 7 es una vista frontal esquemática del contorno de una aeronave que muestra opciones del posicionamiento del sensor para la caracterización del campo de flujo;
- 20 La Figura 8A es un primer panel de una vista donde se utiliza una estrella como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras vuela en línea recta y nivelado para realizar la adquisición inicial de la estrella;
- La Figura 8B es un segundo panel de una vista donde se utiliza una estrella como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras la aeronave ejecuta una maniobra;
- 25 La Figura 8C es un tercer panel de una vista donde se utiliza una estrella como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras la aeronave vuelve a volar en línea recta y nivelado, fuera de la trayectoria de vuelo original,
- La Figura 8D es un cuarto panel de una vista donde se utiliza una estrella como emisor de luz para la recolección de datos cuando la aeronave maniobra para retornar a la trayectoria de vuelo original,
- 30 La Figura 9A es un primer panel de una vista que muestra el uso de una baliza en una aeronave como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras vuela en línea recta y nivelado para la adquisición inicial de la baliza,
- La Figura 9B es un segundo panel de una vista que muestra el uso de una baliza en una aeronave como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras la aeronave ejecuta una maniobra;
- 35 La Figura 9C es un tercer panel de una vista que muestra el uso de una baliza en una aeronave como fuente emisora de luz para la recolección de datos mientras la aeronave vuelve a volar en línea recta y nivelado, fuera de la trayectoria de vuelo original, y
- La Figura 9D es un cuarto panel de una vista que muestra el uso de una baliza en una aeronave como fuente emisora de luz para la recolección de datos cuando la aeronave maniobra para retornar a la trayectoria de vuelo original después de pasar junto al emisor de la baliza.

40 DESCRIPCIÓN

De aquí en adelante se describirá la presente invención en mayor profundidad haciendo referencia a las figuras adjuntas, donde se muestran implementaciones de ejemplos. La invención se puede realizar de muchas formas diferentes y no se debe entender que los ejemplos que se dan aquí la limitan de ninguna manera.

Con referencia a la Figura 1, en esta forma de realización una aeronave en vuelo 10, es un avión F-18. 10 que crea

un campo de flujo 12 del aire al pasar a través de la atmósfera. En el campo de flujo 12 del aire se crean perturbaciones cuando las superficies 14 de la aeronave 10 chocan con el aire. Las superficies 14 incluyen a todas superficies externas asociadas a la aeronave 10 que están expuestas al campo de flujo 12 del aire, como se puede ver en las Figuras 1 y 6. Dichas superficies incluyen al fuselaje 15, las alas 17, la sección de cola 19, la cabina 21 etc. así como todas las otras superficies externas asociadas a la aeronave 10, incluyendo a los artículos asociados a la aeronave 10 tales como armamentos y otros similares. A medida que la configuración de las superficies 14 varía entre las diferentes aeronaves 10 las perturbaciones aero-ópticas que se crean como resultado dentro del campo de flujo 12 del aire diferirán en su forma y en su distancia desde la aeronave 10. Dichas perturbaciones aero-ópticas sufrirán alteraciones adicionales a medida que la aeronave 10 varía su velocidad y altitud y a medida que la aeronave 10 realiza diversas maniobras.

Se debería comprender que, dependiendo de la forma de la superficie 14 sobre la cual fluyen unas porciones del campo de flujo 12 del aire, la velocidad del aire en movimiento puede ser diferente. Por ejemplo, si la superficie 14 es arqueada el flujo del aire será más rápido sobre la superficie 14 arqueada que sobre una superficie 14 más plana. Por lo tanto, el aire que pasa sobre algunas partes de la aeronave 10 puede estar desplazándose, por ejemplo, a una velocidad supersónica al contrario de las velocidades del aire en otros lugares sobre la aeronave 10 que puede estar desplazándose a una velocidad transónica. Por lo tanto, las perturbaciones en el campo de flujo 12 alrededor de la aeronave 10 que ocurren como resultado no son necesariamente homogéneas ni uniformes al variar entre un lugar sobre la aeronave 10 y otro.

Cuando la aeronave 10 vuela a velocidades entre subsónicas y transónicas y toma velocidades supersónicas, el aire en el campo de flujo 12 del aire experimentará una compresión ejercida por las superficies 14 de la aeronave 10. Por ejemplo, la compresión del aire a velocidades supersónicas crea ondas/capas límite de choque 18 con regiones de flujo continuo 16 entre las ondas/capas límite de choque en las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 del aire. Dichas perturbaciones se crean en dirección hacia afuera desde las superficies 14 de la aeronave 10 según lo representan, por ejemplo, esquemáticamente las regiones alternas de ondas/capas límite de choque 18 y las regiones de flujo continuo 16. Sobre las superficies curvas, múltiples ondas/capas límite de choque 18 más débiles, coalescen para dar una onda/capa límite de choque 18 más intensa, como se puede ver en la Figura 1. Las perturbaciones tomarán diversas configuraciones y la distancia desde la aeronave 10 también variará, a medida que varíen la velocidad, la altitud y las configuraciones de maniobra de esta aeronave 10 en particular.

Dichas perturbaciones, que incluyen a las ondas/capas límite de choque 18 y a las regiones de flujo continuo 16 en el campo de flujo 12 del aire afectarán el camino óptico de la recepción y la transmisión del equipo óptico que lleva la aeronave 10. En la Figura 1 se muestran esquemáticamente algunos ejemplos de caminos ópticos de transmisión o recepción como las trayectorias 20 y 22. El equipo óptico o los dispositivos a bordo de la aeronave 10 asociados a dichas transmisiones o recepciones ópticas pueden incluir, por ejemplo, seguidores ópticos, sensores de vigilancia, sistemas de miras láser y armas láser de energía dirigida. Para que dichos dispositivos operen de manera exacta, eficaz y eficiente, deberán compensar de manera confiable las variaciones de la camino óptico causadas por las perturbaciones dentro del campo de flujo 12 del aire cuando la aeronave 10 vuela a través de la atmósfera. Un paso importante para obtener esta meta de un rendimiento confiable consiste en adquirir mediciones confiables de las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 del aire de manera tal de incorporar dichos datos de la medición al diseño de dichas partes ópticas del equipo.

Al hacer referencia a las Figuras 2-4, se muestra una forma de realización de Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 que se puede montar en la aeronave 10 para adquirir los datos necesarios por medición en el espacio y en el tiempo de la posición y el contorno de las perturbaciones aero-ópticas creadas en el campo de flujo 12 del aire por el vuelo de la aeronave 10. Como se puede ver en la Figura 3, en esta forma de realización el sistema 24 incluye el sistema de medición de frentes de onda 26 y el sistema de espejo estabilizado 28. Un ejemplo de cada uno de dichos sistemas 26 y 28 y su operación se expondrán aquí de manera detallada.

Con el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 asegurado a la aeronave 10, se adquirirán datos de la medición de la perturbación óptica en el campo de flujo 12 del aire mediante la recepción y el análisis de un haz de luz que ha viajado a través de la perturbación óptica antes de alcanzar la aeronave 10. Para los propósitos de esta forma de realización, se pueden seleccionar fuentes emisoras de luz tales como una estrella, una baliza de otras aeronaves, una baliza de una fuente en tierra, una estrella guía láser o una estrella artificial para que el sistema 24 las utilice. Es necesario que la fuente de luz sea suficientemente intensa para operar con el sistema 24, de manera tal que, para esta forma de realización, el sistema 24 se configura para trabajar con la fuente de un haz de luz o una estrella con una magnitud visual de (Mv-'3) o más brillante.

Al hacer referencia a las Figuras 2-4, el haz de luz 30, como se puede ver en la Figura 3, se origina en una fuente emisora de luz, tal como, en esta forma de realización, una estrella e incide en el sistema de espejo estabilizado 28, como se puede ver en la Figura 3, e incide en el espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34. El espejo 32 refleja el haz de luz 30 directamente hacia un primer espejo desviador que actúa como periscopio 36. En esta forma de realización, este sistema de espejo estabilizado 28 se conoce como estabilizador cardánico Cast Glance, que originalmente fabricaba Hughes Optic Systems en 1974, y que actualmente fabrica The Boeing Company. Se ha

utilizado tanto para el rastreo de misiles como de objetivos en la Marina de los EE.UU. y se ha instalado en los aviones NP3D.

5 En esta forma de realización, este sistema de espejo estabilizado 28 se ha modificado para que incluya un sensor giroscópico 38 tal como un giroscopio de fibra óptica de doble eje con salida digital DSP-1750, que fabrica KVH Industries de Middleton, Rhode Island. El sensor giroscópico 38 está acoplado al espejo 32 y sensa durante el vuelo el movimiento del espejo 32 con respecto al movimiento de la aeronave 10 y comunica este movimiento al procesador integrado 39, integrado en la cámara sensora de seguimiento fino 41 y acoplado a la misma. A su vez, el procesador integrado 39 está acoplado a un soporte estabilizador cardánico 34 y comunica los movimientos correctivos que realiza el soporte estabilizador cardánico 34 al espejo 32 para mantener al haz de luz 30 alineado con el espejo 32 a medida que la aeronave 10 en vuelo se desplaza. Más adelante se darán más detalles, por ejemplo sobre el procesador integrado 39, su acoplamiento con el soporte estabilizado 34 y los movimientos que se imparten al espejo 32.

15 Con el sistema 24 asegurado a la aeronave 10 viajando a velocidades de hasta Mach 1 y más y al realizar maniobras, a no ser que el espejo 32 se haga realizar movimientos correctivos para compensar los movimientos de la aeronave 10, el haz de luz 30 se movería, perdiendo la alineación con el espejo 32 o quedando de otra manera fuera del campo visual del espejo 32. Por ejemplo, con el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 asegurado a la aeronave 10 para adquirir mediciones de las perturbaciones aero-ópticas y con la aeronave 10 volando durante una maniobra, el espejo 32 se mueve con relación a un haz de luz 30. El sensor giroscópico 38 sensa este movimiento del espejo 32 y envía los datos o la información sobre este movimiento al procesador integrado 39. El sensor giroscópico 38 tiene un rango de ancho de banda de la conexión con el procesador integrado 39 de entre 10 Hz y 100 Hz. Como respuesta, el procesador integrado 39, ordena al soporte estabilizador cardánico 34 a mover el espejo 32 para al mantener haz de luz 30 con la alineación correcta con el espejo 32. El estabilizador cardánico 34 opera con una sensibilidad angular  $< 4$  microradianes de resolución sobre un campo visual de  $\pm 45$  grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima  $> 60$  grados/segundo de azimut y elevación.

25 Como se dijo antes, el procesador integrado 39, está acoplado a una cámara de seguimiento fino 41, que se expondrá más adelante de manera más detallada. En esta forma de realización, el procesador integrado incluye: matriz de puertas programable en campo (FPGA) tal como la Xilinx Spartan-6 LX150T (con soporte para LX100T y LX75T); memoria flash de arranque; procesador de supervisión XMOS, 2x SSRAM QDR-II; soporte para dos 4x módulos interponedores de SDRAM; NAND Flash que provee 4GBytes de espacio de almacenamiento, I/O de sensor con soporte para el protocolo Camera Link; soporte para PCI-Express x1; y 1 GbE a FPGA. El procesador 39 incluye además: un Procesador de Propósito General (GPP) tal como un Freescale QorIQ P1022; 512Mbytes de SDRAM DDR3 con ECC; 12C RTC (mediante IO de expansión); sensor de temperatura 12C; flash de configuración de interfaz de periféricos serie (SPI); memoria flash NAND; Reinicio del procesador (mediante expansión IO); enlace de comunicaciones de 10 bits del procesador de supervisión de los módulos FPGA (mediante expansión IO); PCI Express x1, Gen 1.0 para módulos FPGA Spartan FPGA (mediante expansión IO); Ethernet Gigabit (mediante expansión IO); y almacenamiento en disco de estado sólido (mediante expansión IO). El procesador integrado 39 está acoplado a un soporte estabilizador cardánico 34 con un rango de ancho de banda de conexión de entre 10 Hz y 100 Hz. El soporte estabilizador cardánico 34 opera con un sensado de posición de  $< 4$  microradianes por carrera sobre un campo visual de  $\pm 45$  grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima  $> 60$  grados/seg de azimut y elevación.

45 Con el procesador integrado 39 recibiendo datos sobre el movimiento con respecto al espejo 32 del sensor giroscópico 38, el procesador integrado envía órdenes al estabilizador cardánico 34 para que mueva el espejo 32 y mantenga a dicho espejo 32 posicionado correctamente para mantener al haz de luz 30 procedente de la fuente emisora de luz en el campo visual del espejo 32. Los actuadores del Cast Glance pueden impulsar el estabilizador cardánico con una aceleración máxima de  $> 1700$  grados/seg<sup>2</sup> de azimut, y  $> 400$  grados/seg<sup>2</sup> de elevación.

50 En esta forma de realización, el sistema de espejo estabilizado 28 también puede incluir el uso de codificadores entre la plataforma estabilizada, provista por el sensor giroscópico 38, y el plano giratorio para reforzar la cinemática de la estabilización, así como, un impulsor sincronizado con un codificador dos (2) a uno (1) entre la plataforma estabilizada y el plano giratorio. Además, el estabilizador cardánico utiliza flexiones rotacionales y actuadores rotativos de bobina móvil en vez de rodamientos o motores conmutados o motores de corriente continua con escobillas.

55 Con el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 montado en la aeronave 10, en particular una que puede llegar a velocidades supersónicas, el sistema de espejo estabilizado 28 puede verse sometido a intensas vibraciones. En esta forma de realización, en el soporte estabilizador cardánico 34 se utilizarán aisladores pasivos de gran amortiguación. Además, se puede emplear por lo menos un giroscopio estabilizado con un bucle de 100 Hz utilizando el sensor giroscópico 38 y el soporte estabilizador cardánico 34 para realizar movimientos correctivos con el espejo 32 para mantenerlo apuntado en un gran ángulo hacia la fuente emisora de luz, como por ejemplo una estrella u otras aeronaves, etc. Además, se pueden usar datos de vibración recolectados en un Boeing F-15E con un Paquete de Ondas de Choque a 1,2 y 1,4 Mach, para darles entrada por ejemplo, en un Modelo Simulink, u otro

modelo o simulación, del estabilizador cardánico 34 estabilizado por el sensor giroscópico 38. Se predice que la variación rápida residual de la línea de vista es menor de 3,0 microradianes de amplitud para el movimiento rápido de base. Esto permite que el sensor de rastreo fino 41, controlado por el procesador integrado 39, reduzca la perturbación óptica del campo de flujo 12 del aire, ordenando la corrección al espejo de direccionamiento rápido 54.

5 En esta forma de realización, el primer espejo desviador que actúa como periscopio 36, del sistema de espejo estabilizado 28 recibe el haz de luz 30 que procede directamente del espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34 y refleja al haz de luz 30 directamente hacia segundo el espejo desviador que actúa como periscopio 40 del sistema de medición de frentes de onda 26, que se muestra en la Figura 3. El segundo espejo desviador que actúa como periscopio 40 recibe el haz de luz 30 directamente del primer espejo desviador que actúa como periscopio 36, en esta forma de realización, con un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). En esta forma de realización, el segundo espejo desviador 40 tiene una forma elíptica con un eje menor de cuatro (4) pulgadas con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). El haz de luz 30 es reflejado desde el segundo espejo desviador que actúa como periscopio 40 directamente hacia el primer espejo desviador intermedio 42. En esta forma de realización, el primer espejo desviador intermedio recibe el haz de luz 30 con un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). El primer espejo desviador intermedio 42 tiene una forma elíptica con un eje menor de tres (3) pulgadas con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). A su vez, el primer espejo desviador intermedio 42 refleja al haz de luz 30 directamente hacia un segundo espejo desviador intermedio 44 donde el segundo espejo desviador intermedio 44 también recibe el haz de luz 30, en esta forma de realización, con un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). De manera similar, en esta forma de realización, el segundo espejo desviador intermedio 44 tiene una forma elíptica con un eje menor de tres (3) pulgadas con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%).

El haz de luz 30 se refleja en el segundo espejo desviador intermedio 44 directamente hacia un primer espejo parabólico cóncavo 46 que forma un ángulo con el eje. En esta forma de realización, el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje 46 tiene un recubrimiento de banda ancha con una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). El haz de luz 30 es recibido por el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje 46 con un cierto ángulo de incidencia, que en esta forma de realización es menor de ocho grados (8,0°). El haz de luz 30 se refleja en el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje 46 directamente hacia el primer espejo desviador 48. En esta forma de realización, el primer espejo desviador 48 es un repetidor de pupila con un recubrimiento de banda ancha con una reflectividad mayor del noventa y ocho por ciento (98%). El haz de luz 30 es recibido por el primer espejo desviador 48 con un cierto ángulo de incidencia, que en esta forma de realización es menor de ocho grados (8,0°). El haz de luz 30 se refleja directamente desde un primer espejo desviador 48 hacia un segundo espejo desviador 50 y es recibido por un segundo espejo desviador 50 con un cierto ángulo de incidencia que, en esta forma de realización, es menor de quince grados (15,0°). En esta forma de realización, el segundo espejo desviador (50) es también un repetidor de pupila con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%).

El haz de luz 30 es reflejado directamente desde el segundo espejo desviador 50 hacia un segundo espejo parabólico cóncavo 52 que forma un ángulo con el eje. El segundo espejo parabólico cóncavo 52 que forma un ángulo con el eje recibe el haz de luz 30 con un cierto ángulo de incidencia, que en esta forma de realización es menor de ocho grados (8,0°). El segundo espejo parabólico cóncavo 52 que forma un ángulo con el eje, que en esta forma de realización es un espejo parabólico repetidor de pupila que forma un ángulo con el eje y tiene un recubrimiento de banda ancha con una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). El haz de luz 30 se refleja directamente en el segundo espejo parabólico cóncavo 52 que forma un ángulo con el eje hacia el espejo de direccionamiento rápido 54 que, en esta forma de realización, tiene un diámetro de una pulgada (1") con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%) y un ancho de banda de entre 100 y 1000 Hz.

En esta forma de realización, el espejo de direccionamiento rápido 54, es un FSM OIM101 de una pulgada, que fabrica Optics in Motion SRL de Long Beach, CA. El espejo de direccionamiento rápido 54 está acoplado al procesador integrado 39 y a la cámara de seguimiento fino 41 para crear un circuito de comunicación para proveer movimiento al espejo de direccionamiento rápido 54, con una amplitud angular de carrera dentro del rango de entre +1,5 grados y -1,5 grados y una resolución angular < 2 microradianes y opera en una conexión de ancho de banda con un procesador integrado 39 a entre 100 y 1000 Hz, para compensar la variación rápida del haz de luz 30 que crea el vuelo de la aeronave 10. Esta variación rápida del haz óptico es creada por las vibraciones de la aeronave 10, y las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12, la onda de choque 16, y la capa límite de choque 18 en diversos ángulos de mira alrededor de las aeronaves. Para crear dicho circuito de comunicación, en parte, el espejo de direccionamiento rápido 54 se acopla a una cámara de seguimiento fino 41 mediante una parte transmitida 58 del haz de luz 30. En esta forma de realización, el haz de luz 30 es reflejado por el espejo de direccionamiento rápido 54, directamente hacia el divisor de haz 56.

En esta forma de realización, el divisor de haz 56 tiene un diámetro de una pulgada (1") con un recubrimiento de banda ancha con una reflectividad del cincuenta por ciento (50%) y recibe el haz de luz 30 con un cierto ángulo de

incidencia, que en esta forma de realización es menor de ocho grados (8,0°).

5 En esta forma de realización, el divisor de haz 56 es un divisor de haz de placa de banda ancha que fabrica CVI  
láser Optics de Albuquerque, Nuevo México. Los datos de este divisor de haz son: marca CVI Laser Optics, material  
óptico: vidrio N-BK7; calidad de la superficie: 10-5 *scratch-dig*; Código del Producto: BBS; Adherencia y Durabilidad:  
10 Por Mil-C 675C; insoluble en solventes de laboratorio; apertura clara: mayor o igual a ochenta y cinco por ciento  
(85%) del diámetro central; tecnología del recubrimiento: multicapa dieléctrica por haz de electrones; bisel: 0,35 mm  
a cuarenta y cinco grados (45°) (típico); cuña: menor o igual a cinco (5) minutos de arco; umbral de daño: cien (100)  
mJ/cm<sup>2</sup> para veinte (20) nseg, y veinte (20) Hz mil sesenta y cuatro (1064) nm; espesor t+o - 0,25 mm; diámetro:  $\varnothing$  +  
0/-0,25 mm; figura superficial:  $\lambda/10$  a 633nm; reflexión:  $R_{no\ polarizada} = 50\% +o -15\%$ ; y Recubrimiento sobre S2:  
10 recubrimiento antirreflejante de baja reflexión y banda ancha. El divisor de haz 56 divide al haz de luz 30 en una  
parte 58 y otra parte 60.

15 Una parte de haz de luz 30 que pasa a través del divisor de haz 56 se denomina la "parte transmitida 58 del haz de  
luz 30". En esta forma de realización, la parte transmitida 58 es recibida directamente desde el divisor de haz 56 por  
el primer espejo desviador seguidor 62 que, en esta forma de realización, tiene un diámetro de una pulgada (1") con  
un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). En esta  
forma de realización, el primer espejo desviador seguidor 62 recibe la parte transmitida 58 del haz de luz 30 con un  
ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). Una lente de enfoque acromática 64 con un recubrimiento AR  
de banda ancha recibe la parte transmitida 58 del haz de luz 30 con un ángulo de incidencia normal o perpendicular.  
20 En este ejemplo, el segundo espejo desviador seguidor 66 tiene un diámetro de una pulgada (1") en el semieje  
menor con un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%).  
En este ejemplo, el segundo espejo desviador seguidor 66 recibe la parte transmitida 58 del haz de luz 30  
proveniente de la lente de enfoque acromática 64 con un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°) y  
refleja a la parte transmitida 58 directamente hacia el conjunto de la rueda de filtros 68 asociado a la cámara de  
seguimiento fino 41 y posicionado entre el segundo espejo desviador seguidor 66 y la cámara de seguimiento fino  
25 41.

El conjunto de la rueda de filtros 68 se puede aplicar para optimizar la señal proveniente de una estrella, al contrario,  
puede ser que el mismo no se aplique si la fuente emisora de luz es una baliza que lleva una aeronave. Cuando la  
parte transmitida 58 del haz de luz 30 pasa a través del conjunto de la rueda de filtros 68, la parte transmitida 58  
30 alcanza la cámara de seguimiento fino 41. La cámara de seguimiento fino 41 sensa el movimiento de la parte  
transmitida 58 del haz de luz 30.

En esta forma de realización, la cámara de seguimiento fino 41 utiliza una cámara de infrarrojo de onda corta (SWIR)  
Xenics Bobcat 640CL que es capaz de desarrollar velocidades de cuadro de 1700 Hz en una modalidad ventana de  
128 x 128. Con la cámara de seguimiento fino 41 acoplada al procesador integrado 39, el procesador integrado 39  
acoplado al espejo de direccionamiento rápido 54 y con el espejo de direccionamiento rápido 54 acoplado a la  
35 cámara de seguimiento fino 41 mediante la parte transmitida 58 del haz de luz 30, se completa el circuito de  
comunicación para que la cámara de seguimiento fino 41 sense el movimiento de la parte transmitida 58 del haz de  
luz 30 y comunique dichos datos al procesador integrado 39 que, a su vez, envía órdenes al espejo de  
direccionamiento rápido 54 para mover el espejo de direccionamiento rápido 54 de la manera correspondiente. Este  
circuito de comunicación operará mitigando la variación rápida que impone la aeronave 10 sobre el sistema de  
40 medición de perturbaciones aero-ópticas 24 al viajar a altas velocidades.

Volviendo al divisor de haz 56, el divisor de haz 56 divide al haz de luz 30. El divisor de haz 56 transmite una parte,  
la parte transmitida 58, del haz de luz 30 y refleja otra parte del haz de luz 30, que ahora denominaremos la parte  
reflejada 60, La parte reflejada 60 es dirigida desde el divisor de haz 56 hacia el primer espejo desviador 70 del  
45 sensor de ondas que, en esta forma de realización, tiene un diámetro del semieje menor que mide una pulgada (1")  
y un recubrimiento de banda ancha que tiene una reflectividad mayor al noventa y ocho por ciento (98%). La parte  
reflejada 60 es recibida por el espejo desviador 70 con un cierto ángulo de incidencia, que en esta forma de  
realización es menor de quince grados (15,0°) y refleja la parte reflejada 60 del haz de luz 30 directamente hacia el  
repetidor de pupila acromático 72 que, en este ejemplo, tiene un recubrimiento AR de banda ancha. En esta forma  
de realización, la parte reflejada 60 es recibida por el repetidor de pupila acromático 72 con un ángulo de incidencia  
50 normal.

La parte reflejada 60 del haz de luz 30 pasa a un conjunto de lentillas 74 del sensor del frente de onda configuradas  
para capturar parámetros espaciales y temporales del frente de onda asociados a las perturbaciones aero-ópticas  
creadas por la aeronave 10 en el campo de flujo 12. Esto puede incluir a las capas límite de choque 18 cuando la  
aeronave 10 se está desplazando a diversas velocidades, incluyendo a las velocidades supersónicas. El conjunto de  
55 lentillas 74 incluye un conjunto de lentillas de por lo menos 16 x 16 subaperturas o un conjunto de lentillas de 24 x 24  
subaperturas. En esta forma de realización, el sensor del frente de onda incluye a la cámara Cheetah-640CL de  
Xenics con 24x24 subaperturas con 5x5 píxeles por subapertura en un modo ventana de 120 x 120 que en este  
ejemplo, puede permitir una detección del frente de ondas a 15kHz. El conjunto de lentillas 74 enfoca a la parte  
reflejada 60 a un conjunto de plano focal de la cámara 76 de frente de onda. La cámara 76 de frente de onda recibe

de esa manera datos temporales y espaciales de las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 procedentes de la parte reflejada 60 del haz de luz 30 que ha pasado a través del conjunto de lentillas 74 del sensor del frente de onda. En esta forma de realización, la cámara 76 de frente de onda incluye un plano focal infrarrojo de onda corta de 512 x 512 y tiene una velocidad de cuadro mayor de cinco (5) kHz.

5 El conjunto de lentillas 74 del sensor del frente de onda y la cámara de frente de ondas 76 están acoplados al suministro de energía del sensor, que incluye una interfaz de señal y otro procesador integrado 78, que también incluye dispositivos de almacenamiento de datos de estado sólido tales como, un disco de estado sólido (SSD) interno SAMSUNG 840 Pro Series MZ 7PD128BW de 2,5" y 128GB, SATA III MLC. El almacenamiento de datos de estado sólido almacenará los datos temporales y espaciales de las perturbaciones aero-ópticas creadas por la aeronave 10 medidos que se reciben del conjunto de lentillas 74 del sensor del frente de onda y la cámara 76 del frente de onda, junto con, correspondientes a los datos operacionales o de navegación de la aeronave 10. Luego, estos datos almacenados se pueden utilizar para diseñar el instrumental óptico que más adelante se instalará en la aeronave 10. El equipo adicional de soporte del sistema de medición de perturbaciones aero-óptica 24, que se muestra en las Figuras 2-4, incluye al puerto de interfaz eléctrica 80 del estabilizador cardánico y al suministro de energía y controlador 81 del espejo de direccionamiento rápido.

10 El sistema de medición 26 del frente de onda que se describió anteriormente y el sistema de espejo estabilizado 28 estabilizado por el giroscopio permiten que el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 pueda estar contenido en una disposición compacta como se puede ver en la Figura 5. Por ejemplo, el sistema de medición de frentes de onda 26, sin el estabilizador cardánico Cast Glance 28, se puede montar en una disposición de aproximadamente ocho pulgadas (8") x diez pulgadas (10") x veinte pulgadas (20") con un peso de entre treinta y cuatro (34) y cuarenta (40) libras. Con el estabilizador cardánico Cast Glance 28, las dimensiones son de ocho pulgadas (8") x diecinueve pulgadas (19") x veinte pulgadas (20") con un peso de entre ciento setenta (170) y ciento setenta y cinco (175) libras. Con la capacidad de proveer un sistema de medición de frentes de onda 26 con este bajo peso y disposición compacta, el sistema de espejo estabilizado 28 estabilizado por giroscopio se puede asegurar al sistema 26 y ahora el sistema de medición 24 se puede asegurar en muchos lugares diferentes de la aeronave 10. Esta disposición compacta permitirá instalar el sistema de medición 24 en aeronaves de combate de menor tamaño que pueden llegar a velocidades supersónicas y sin perturbar la aerodinámica de las aeronaves.

20 Con referencia a la Figura 5, el sistema de medición 26 del frente de onda y el sistema de espejo estabilizado 28 estabilizado por el giroscopio están contenidos respectivamente dentro de las cajas 85 y 83. Las cajas 83 y 85 se aseguran firmemente entre sí para formar el conjunto de cajas 82. La caja 83 incluye una cara frontal 84 donde se define la abertura 86 y permite exponer al sistema de espejo estabilizado 28 a la luz que llega, como por ejemplo al haz de luz 30. Con respecto al sistema de medición de frentes de onda 26, el mismo está alojado dentro de la caja 85. Los componentes ópticos dentro de sistema de medición de frentes de onda 26 se mantienen unidos rígidamente dentro de la caja posterior 85 con una estructura de material compuesto de espuma de carbono (no se muestra) y están montados sobre un banco 87 de fibra de carbono, como se puede ver en la Figura 3. Las cajas 83 y 85 típicamente se construyen de aluminio con un aislante térmico para igualar el coeficiente de expansión térmica del banco óptico.

30 Una vez montado el conjunto de cajas 82, está listo para asegurarlo a la aeronave 10 con aisladores pasivos tales como el aislante de la Serie 1000 de Barry, que satisface las especificaciones de entorno Mil-M-17185 con un rango de temperatura de entre -65 grados F y + 180 grados F, y especificación de vibración Mil-STD-167. Por ejemplo, el conjunto de cajas 82 se asegura en una posición 88 en un lateral del morro, como se puede ver en la Figura 5. Como se expondrá de manera más detallada, en esta forma de realización el conjunto de cajas 82 estará posicionado en varios lugares de la aeronave 10 para medir y recolectar datos temporales y espaciales de perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 del aire que rodea diferentes porciones de la aeronave 10. Típicamente el conjunto de cajas 82 que contiene al sistema de medición de perturbaciones aero-óptica 24 estará posicionado detrás de una ventana o una ventana conformada 90 [que sigue las formas del fuselaje] según se muestra en la Figura 5. El haz de luz 30 proveniente de una fuente emisora de luz tal como una estrella u otras aeronaves o un lugar en tierra etc. Pasará a través de una perturbación aero-óptica en el campo de flujo 12 del aire, a través de la ventana o la ventana 90 que sigue la forma y luego a través de la abertura 86 de la caja 83. Luego, el haz de luz 30 será reflejado por el espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34 y el primer espejo desviador que actúa como periscopio 36 para entrar en el sistema de medición de frentes de onda 26 donde el haz de luz 30 será recibido por el segundo espejo desviador que actúa como periscopio 40. En otras ocasiones, el conjunto de cajas 82 que contiene al sistema 24 estará asegurado en una parte externa de la aeronave 10 detrás de una ventana que no es la ventana conformada 90 o en otras posiciones de la aeronave 10 donde se emplea una ventana conformada 90.

40 Como se puede ver en la Figura 6, esta forma de realización muestra un avión de combate F-18 10. Según se expuso anteriormente, el conjunto de cajas 82 se asegurará al avión F-18 10 y quedará posicionado, por ejemplo, detrás de la ventana conformada 90 en lugares que incluyen: parte media dorsal del fuselaje (dos lugares) 92; lugar del ala donde va instalado el cañón 94; sistema de mira electro-óptico 96 o en otras aeronaves en la bahía inferior de armas; siguiendo la forma del carenado 98; sobre el morro 100; y dorsal, detrás de cabina 102. Con el sistema de

medición 24 posicionado en dichos diversos lugares, se pueden medir y recolectar datos de las perturbaciones aero-  
 ópticas alrededor de la aeronave 10. En la aeronave 10 se puede emplear un único sistema de medición 24 o  
 múltiples sistemas de medición 24. Con los datos medidos que se recolectan, se compilará un modelo para el equipo  
 óptico que estará posicionado en dichos diversos lugares para crear criterios de diseño para un equipo óptico que  
 5 tenga la capacidad de adaptarse a las desviaciones ópticas creadas por las perturbaciones aero-ópticas del campo  
 de flujo 12 del aire alrededor de la aeronave 10.

Como se puede ver en la Figura 7, en esta forma de realización la aeronave 10 es un avión F-18 en vuelo y se han  
 demarcado sectores alrededor de la aeronave para indicar los posibles campos visuales desde las posiciones de los  
 10 sistemas de medición 24 que toman las mediciones cuando vuela la aeronave 10. Con referencia a la Figura 7,  
 dichos sectores posicionados alrededor de la aeronave 10 incluyen el campo visual 104 de un sensor superior; el  
 campo visual de un sensor inferior 106; el campo visual de un sensor derecho 108 y el campo visual de un sensor  
 izquierdo 110. Independientemente del posicionamiento de los sistemas de medición de perturbaciones aero-óptica  
 24 en aeronave 10, las geometrías de vuelo para las pruebas para la adquisición de datos dependerán del campo  
 visual del sistema óptico dentro de sistema 24 y del lugar y la velocidad de la fuente emisora de luz.

Una caracterización completa del campo de flujo 12 del aire alrededor de la aeronave 10 requerirá que el campo  
 visual del sistema óptico sea de 47r estereorradianes, por lo que requerirá más de un sensor o sistema 24. Aunque  
 es posible asegurar múltiples sistemas 24 a las partes superior e inferior de la aeronave 10 esto no es necesario  
 para un vuelo de caracterización o adquisición de datos. El flujo del aire alrededor de la aeronave 10 es  
 15 sustancialmente el mismo en el campo visual del lado izquierdo 110 y el campo visual del lado derecho 108. Las  
 20 diferencias en el campo de flujo 12 del aire alrededor de la aeronave 10 ocurrirán entre los campos visuales superior  
 e inferior 104 y 106.

El sistema de medición 24 debería estar en una posición en la aeronave 10 que permita caracterizar la parte superior  
 104 e inferior 106 del campo de flujo 12. La mejor posición para esto sería a cada lado del fuselaje 15 de la aeronave  
 10 con un campo visual suficiente para medir o caracterizar el campo de flujo 12 sobre la aeronave 10, debajo de  
 25 esta, a los lados, hacia adelante y hacia atrás de la misma. Sin embargo, un campo visual de mayor tamaño también  
 minimizará las maniobras que deberá realizar la aeronave 10 para tener a la vista la fuente emisora de luz, ya sea  
 esta una estrella u otras aeronaves etc., y esto aumentará el tiempo disponible para la recolección de datos. Sin  
 embargo, cuanto mayor sea el tamaño del campo visual, mayor deberá ser el tamaño de la ventana o ventana  
 conformada 90.

En el caso en que la ventana 90 no sea conformada y forme, por ejemplo, una cúpula sobre la superficie externa de  
 la aeronave 10, requerirá un espejo con estabilizador cardánico diferente, que tenga un mayor campo visual. La  
 configuración en forma de cúpula cambiará el campo de flujo 12 que se está midiendo. Se entiende que el sistema  
 30 aero-óptico de medición 24 que comprende al sistema de espejo con estabilizador cardánico 28 y al sistema de  
 medición de frentes de onda 26 se puede instalar en una amplia variedad de aeronaves que tienen un fuselaje y por  
 35 lo menos una superficie de interfaz aerodinámica, tal como, un ala fija 17, una aleta estabilizadora, pala rotativa etc.  
 y no solo en un avión, tal como la aeronave 10. La amplia variedad de aeronaves, además de los aviones, puede  
 incluir, por ejemplo, un cohete, un misil, un helicóptero, aeronaves que tienen alas fijas con la capacidad de  
 40 desarrollar la funcionalidad de un helicóptero etc. Dichas aeronaves pueden proveer una plataforma en la cual el  
 sistema aero-óptico de medición 24 puede medir las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo que rodea a  
 dichas aeronaves en particular.

Como se dijo antes, los vuelos de medición de datos o caracterización en los que se empleará el sistema de  
 medición de perturbaciones aero-ópticas 24, usarán una estrella, o una baliza en otras aeronaves o en tierra etc.  
 como la fuente del haz de luz 30 que pasa a través de sistema de medición 24. En esta forma de realización, el o los  
 45 sistemas 24 estarán asegurados dentro del conjunto de cajas 82 y, a su vez, estarán asegurados firmemente en el  
 lugar de la aeronave 10 que se desee. Se contempla que al asegurar el sistema 24 detrás de una ventana  
 conformada 90 se conseguirá la menor intromisión en el campo de flujo 12 del aire, sin embargo, la adquisición de  
 otros datos pueden hacer que el sistema 24 se deba asegurar detrás de una ventana no conformada, creando una  
 superficie anómala sobre la aeronave 10, que afectará el campo de flujo 12 del aire.

Ahora con referencia a las Figuras 8A-8D, según se muestra, en esta forma de realización se desarrolló Un sistema  
 50 de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 para volar en una aeronave 10 para medir y adquirir datos sobre  
 perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo del aire de la aeronave 10. En particular, el sistema de medición 24  
 se desarrolló de manera tal que pudiese usar el sistema 24 en aeronaves de menor tamaño, como por ejemplo en  
 una aeronave de combate, para poder instalar el sistema 24 en múltiples lugares de la aeronave 10 sin perturbar la  
 aerodinámica de la aeronave 10 y para que se puedan adquirir datos en un amplio rango de velocidades del aire,  
 55 incluyendo a las supersónicas.

En una forma de realización de un vuelo para medir y adquirir datos de perturbaciones aero-ópticas, que se muestra  
 en las Figuras 8A-8D, en esta forma de realización, un avión F-18 10 comienza volando a lo largo de una trayectoria  
 de vuelo 116 con el sistema de medición 24 instalado en una posición delantera, en el morro 100. En esta forma de

realización, la aeronave 10 se desplaza a 1,6 Mach a una altitud de treinta mil pies (30.000 ft). El sistema de medición 24 opera con un campo visual completo 112 de noventa grados (90°) y recibe un haz de luz 30 de una fuente emisora de luz, la estrella 114, con una magnitud de Mv3 o más brillante. El haz de luz 30 es recibido por el espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34, dentro de un sistema de espejo con estabilizador cardánico 28 estabilizado por giroscopio. El haz de luz 30 pasa a través de sistema de medición de frentes de onda 26 que incluye el espejo de direccionamiento rápido 54 y a través del divisor de haz 56. El divisor de haz 56 divide al haz de luz 30 en una parte transmitida 58 y una parte reflejada 60. La parte transmitida 58 del haz de luz 30 es reflejada, como se describió antes, hacia la cámara de seguimiento fino 41 que está acoplada al procesador integrado 39. A su vez, el procesador integrado 39 está acoplado al sistema de espejo estabilizado 28 para controlar el movimiento del espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34 y está acoplado al espejo de direccionamiento rápido 54 para controlar el movimiento del espejo de direccionamiento rápido 54.

Con la aeronave 10 volando, se inicia el paso de recolección de datos referentes a las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 de la aeronave 10. El conjunto de lentes 74 del sensor del frente de onda y la cámara 76 sensora de frentes de onda miden datos aero-ópticos sobre perturbaciones en la otra parte 60 del haz de luz 30. Otro procesador integrado 79 acoplado al conjunto de lentes 74 del sensor del frente de onda y a la cámara 76 sensora de frentes de onda, recibe los datos medidos de las perturbaciones aero-ópticas y almacena dichos datos. Como se mencionó antes, también hay otro procesador integrado 78 acoplado a la aeronave 10 y también recibe información sobre la navegación referente al lugar, altitud y la velocidad respecto al suelo de la aeronave 10.

Típicamente, antes del despegue de la aeronave 10 para medir y adquirir datos de perturbaciones aero-ópticas, se selecciona una fuente emisora de luz, como por ejemplo en este ejemplo la estrella 114, que tiene suficiente magnitud visible para operar con el sistema de medición 24. Las coordenadas de la fuente emisora de luz o la estrella 114 se entran en el procesador integrado 39 que está acoplado a la cámara de seguimiento fino 41. Esto permite al espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34 buscar y detectar la fuente emisora de luz o la estrella 114 con la aeronave 10 en vuelo.

Después de encender los motores, la tripulación de la aeronave 10 inicializa el sistema 24 e inicializa el sistema de guía inercial del GPS de la aeronave 10. La aeronave 10 procede a realizar el despegue y se dirige hacia un punto inicial para la medición y adquisición de datos. En esta forma de realización, según se muestra en las Figuras 8A-8D, la aeronave 10 llega a una velocidad de 1,6 Mach a una altitud de treinta mil pies (30.000 ft.) con una trayectoria de vuelo nivelado 116. La tripulación inicia un comando para la recolección de datos, que inicia el funcionamiento del estabilizador cardánico 34, el espejo de direccionamiento rápido 54, la cámara de seguimiento 41 y el procesador integrado 39. Las coordenadas precargadas del objetivo guían a los dispositivos iniciados para adquirir las coordenadas precargadas de la fuente emisora de luz o estrella 114. Con el haz de luz 30 de la fuente emisora de luz o estrella 114 incidiendo en el espejo 32 sostenido por el estabilizador cardánico 34, la cámara sensora de seguimiento fino 41 sensa el haz de luz 30 centrado en el campo de imagen, con los circuitos de comunicación de bajo ancho de banda cerrados para el estabilizador cardánico 34 y el espejo de direccionamiento rápido 54 con procesador integrado 39, el sistema de medición 24 se preparan para entrar en la modalidad de medición y adquisición con respecto a las perturbaciones aero-ópticas dentro del campo de flujo 12 del aire.

En la Figura 8A, la aeronave 10 ha adquirido su altitud, velocidad, trayectoria de vuelo y ve la fuente emisora de luz o estrella 114. La trayectoria de vuelo 116 es recta y nivelada. El seguidor 41 detecta una señal suficiente que se obtiene de la parte transmitida 58 del haz de luz 30 proveniente de la estrella 114, la tripulación puede cerrar el circuito de alto ancho de banda del espejo de direccionamiento rápido 54 y el procesador integrado 79 inicia la recolección de los datos provenientes del frente de onda medidos por el conjunto de lentes 74 y la cámara 76 que mide la perturbación aero-óptica en la parte reflejada 60 del haz de luz 30. El circuito de alto ancho de banda del espejo de direccionamiento rápido 54 se deja en esta modalidad durante la medición y adquisición de datos del sistema de medición 24, de manera tal que mitigar los efectos de las variaciones rápidas que puede sufrir el sistema 24 durante dicho desplazamiento a altas velocidades de la aeronave 10. Durante este proceso, cuando el seguidor 41 detecta un movimiento de la parte transmitida 58 del haz de luz 30, envía dichos datos al procesador integrado 39 que, a su vez, envía órdenes de moverse al espejo de direccionamiento rápido 54. En la forma de realización que se puede ver en la Figura 8A, la estrella 114 se ve con una elevación de veinte grados (20°) respecto de la aeronave 10 y a setenta grados (70°) del lado izquierdo del morro 120 de la aeronave 10. En el campo visual del sistema de medición 24, la estrella 114 se encuentra hacia arriba y adelante.

En la Figura 8B, a diez segundos de comenzar la medición y adquisición de datos, el paso siguiente, en esta forma de realización, incluye un desvío de la dirección de vuelo de la aeronave 10 o el inicio de una maniobra. La maniobra es un viraje inclinado de cuarenta grados (40°) a 1,6 Mach. Esta maniobra mueve a la estrella 114 hacia abajo y atrás en el campo visual del sistema de medición 24 y a la aeronave 10 hacia una segunda trayectoria de vuelo (no se muestra). Esta maniobra desplaza la fuente emisora de luz o la estrella 114 en el campo visual del espejo soportado 32 por el estabilizador cardánico 34. El sensor giroscópico 38 envía datos sobre el movimiento del espejo 32 al procesador integrado 39. El procesador integrado 39 envía órdenes al estabilizador cardánico 34 para que mueva el espejo 32, manteniendo al haz de luz 30 alineado con el espejo 32 o en el campo visual correcto del espejo 32. Al mismo tiempo, la otra parte reflejada 60 del haz de luz 30 continúa entrando al conjunto de lentes 74

del sensor de frente de onda y la cámara 76 del sensor del frente de onda, midiendo de esa manera las perturbaciones aero-ópticas en la parte reflejada 60 del haz de luz 30. Dichas mediciones se almacenan en el procesador integrado 78.

5 En esta forma de realización, a los cincuenta segundos (50 seg) después de comenzar la medición y adquisición de datos con respecto a las perturbaciones aero-ópticas, en la Figura 8C la aeronave 10 alabea hasta nivelarse y comienza a volar en una segunda trayectoria de vuelo. En este punto, la aeronave 10 aún se está desplazando a 1,6 Mach en una configuración recta y nivelada, con la estrella 114 a veinte grados (20°) de elevación respecto de la aeronave 10 y cien grados (100°) por el sector izquierdo de morro 120. La estrella 114 se ve hacia arriba y atrás en el campo visual del sistema de medición 24. En este paso en que la aeronave 10 vuela en la segunda trayectoria de vuelo, el conjunto de lentes 74 del sensor de frente de onda y la cámara 76 del sensor del frente de onda continúan recibiendo la parte reflejada 60 del haz de luz 30 para medir la perturbación aero-óptica creada por la aeronave 10 en el campo de flujo 12 del aire.

15 Con referencia a la Figura 8D, a los sesenta segundos (60 seg) desde el momento en que se inició la medición, la aeronave 10 inicia el paso siguiente de pasar de la segunda trayectoria de vuelo con un viraje inclinado de diez grados (10°) que retorna a la aeronave 10 a la trayectoria de vuelo 116. Esta maniobra desplaza a la estrella 114 hacia arriba en el campo visual del sistema de medición 24 y la desplaza hacia adelante en el campo visual del sistema de medición 24. El circuito de comunicación del sensor giroscópico 38, el procesador integrado 39 y el estabilizador 34 mantienen a la imagen de la estrella 114 y al haz de luz 30 alineados con el campo visual del espejo 32. El sensor giroscópico 38 sensa el movimiento y envía dichos datos al procesador integrado 39. En respuesta, el procesador integrado envía comandos de control al estabilizador cardánico 34 para mover el espejo 32 y mantener a la estrella 114 en el campo visual del espejo 32. Durante este paso en que la aeronave 10 retorna a la trayectoria de vuelo 116, la parte reflejada 60 del haz de luz 30 se continúa siendo recibido por el conjunto de lentes 74 del sensor de frente de onda y la cámara 76 de frente de onda de manera tal que se continúa midiendo la perturbación aero-óptica en el campo de flujo 12 del aire. El procesador integrado 78 continúa almacenando los datos de la medición.

25 Cuando la aeronave 10 completa la maniobra, la tripulación desconecta el circuito de comunicación de alto ancho de banda del espejo de direccionamiento rápido 54 haciendo que la recolección del procesador integrado 78 de los datos medidos se detenga automáticamente. También cesan las comunicaciones del procesador integrado 39 al estabilizador cardánico 34 y a la cámara de seguimiento fino 41. Luego, la tripulación vuela a la aeronave 10 a su próximo punto inicial o de comienzo de la medición y adquisición y se repite el proceso. Una vez que el sistema 24 ha medido y recolectado todos los datos para dicha misión de vuelo en particular, la tripulación de tierra descarga los datos que estaban almacenados en el procesador integrado 78. Dichas misiones de vuelo se realizan hasta medir y adquirir suficientes datos sobre las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 del aire para cada tipo de la aeronave 10 a diversas velocidades, altitudes y configuraciones de maniobras en vuelo.

35 La recolección de datos de las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12 del aire de la aeronave 10 se acaba de describir en las Figuras 8A-8D usando una estrella 114 como la fuente emisora de luz del haz de luz 30. De manera similar, en las Figuras 9A-9D se realiza una recolección de dichos datos de medición de perturbaciones aero-ópticas usando como fuente emisora de luz una baliza en otra aeronave 122, que emite un haz de luz 30. En esta forma de realización, en la Figura 9A, la aeronave 10 sigue su primera trayectoria de vuelo 116 desplazándose a 1,6 Mach, a una altitud de treinta mil pies (30.000 pies) con una trayectoria de vuelo en línea recta y nivelado. El haz de luz 30 procedente de otra aeronave 122 se rastrea y se mantiene en el campo visual del sistema de medición 24 de manera muy similar al vuelo asociado a la estrella 114. Las perturbaciones aero-ópticas se miden y almacenan junto con los datos operacionales de la aeronave 10 usando otro procesador integrado 78. Una vez adquirida la fuente emisora de luz, se procede a medir las perturbaciones aero-ópticas, en esta forma de realización, durante quince segundos (15 seg). La fuente emisora de luz que se encuentra en otra aeronave 122 se posiciona con una elevación de cuarenta y cinco grados (45°) respecto de la aeronave 10 y a cuarenta y cinco grados (45°) por el lado izquierdo del morro 120 de la aeronave 10. La fuente emisora de luz objetivo que se encuentra en otra aeronave 122 se ve hacia arriba y adelante en el campo visual 112 del sistema de medición 24.

50 Con referencia a la Figura 9B, la aeronave 10 comienza a moverse o inicia un viraje inclinado. Luego de aproximadamente veinte segundos (20 seg) del contacto inicial con la fuente emisora de luz, la aeronave 10 continúa volando 1,6 Mach y realiza un viraje inclinado de cuarenta grados (40°). La fuente emisora de luz objetivo tiene una elevación de cuarenta y ocho grados (48°) respecto de la aeronave 10 y está a cincuenta y cuatro grados (54°) del morro 120 y moviéndose hacia atrás. Este alabeo mueve a la fuente emisora de luz objetivo hacia abajo y atrás en el campo visual del sistema de medición 24. Nuevamente, se continúa con la medición y adquisición de datos de perturbaciones aero-ópticas y se continúa manteniendo a la fuente emisora de luz objetivo en el campo visual de sistema de medición 24. Durante toda la medición y adquisición de datos, se mitigan las variaciones rápidas gracias a que está cerrado el circuito de comunicación de alta velocidad del espejo de direccionamiento rápido 54 y el procesador integrado 39.

Con referencia a la Figura 9C, a los treinta segundos (30 seg) después del contacto inicial con la baliza, la aeronave 10 sigue a 1,6 Mach y en una segunda trayectoria de vuelo recta y nivelada. La fuente emisora de luz objetivo que

- 5 se encuentra en otra aeronave 122 se ve a cien grados ( $100^\circ$ ) por el lado izquierdo del morro 120 de la aeronave 10 y la baliza objetivo está hacia arriba y atrás en el campo visual 112 del sistema de medición 24. Nuevamente, la medición y adquisición de dichos datos continúa usando la parte reflejada 60 del haz de luz 30 procedente de la fuente emisora de luz objetivo de otra aeronave 122 que pasa a través del conjunto de lentes 74 para detectar frentes de onda y de la cámara 76 de frente de onda y se almacena en otro procesador 78.
- 10 En la Figura 9D, la aeronave 10 ha sobrepasado a otra aeronave 122 a los treinta y nueve segundos (39 seg) después del contacto inicial con la fuente emisora de luz objetivo. La aeronave 10 aún se está desplazando a 1,6 Mach y realiza un viraje inclinado de diez grados ( $10^\circ$ ). La fuente emisora de luz objetivo que se encuentra en otra aeronave 122 está a cuarenta cuatro grados ( $44^\circ$ ) hacia arriba y a ciento treinta y seis grados ( $136^\circ$ ) hacia atrás respecto de la aeronave 10. Para la aeronave 10, la fuente emisora de luz objetivo se ha desplazado hacia arriba en el campo visual 112 del sistema de medición 24. La fuente emisora de luz objetivo continúa moviéndose hacia atrás hasta que se sale del campo visual 112 del sistema de medición 24. La medición de datos se detiene cuando el piloto apaga el sistema de medición 24. Nuevamente, la tripulación de tierra descarga los datos almacenados por el otro procesador 78 cuando la aeronave 10 retorna a la base.
- 15 Como se mencionó antes, en esta forma de realización, las misiones de medición y recolección de datos se realizarán en un rango de velocidades de hasta por lo menos Mach 2, altitudes de nivel del mar de hasta setenta y cinco mil pies (75.000 pies) y con maniobras de hasta 3g. Los datos medidos y adquiridos del campo de flujo 12 del aire y de las perturbaciones aero-ópticas para cada aeronave proveerán un modelado a medida para el equipo óptico que más adelante llevarán dichas aeronaves. La incorporación de los datos espaciales y temporales medidos por el sistema 24 permitirá diseñar equipos ópticos que puedan compensar eficazmente las perturbaciones aero-ópticas creadas en los campos de flujo 12 de la aeronave 10 y operar a través de los mismos.
- 20 Aunque se acaban de describir diversas formas de realización, no se desea limitar esta invención a las mismas. A las formas de realización que se divulgan se les pueden realizar variaciones sin que estas dejen de encontrarse dentro del alcance de las siguientes cláusulas, y las reivindicaciones adjuntas.
- 25 Cláusula 1. Un sistema de medición óptica de perturbaciones aerodinámicas, que comprende:
- un espejo sostenido por un estabilizador cardánico para recibir un haz de luz procedente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un primer espejo desviador que actúa como periscopio;
- 30 un segundo espejo desviador que actúa como periscopio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador que actúa como un periscopio,
- un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio;
- un primer espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje;
- 35 un segundo espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador;
- un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador y refleja el haz de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido; y
- 40 una cámara de seguimiento fino acoplada a un procesador integrado donde:
- la cámara de seguimiento fino recibe una parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido;
- el procesador integrado está acoplado al espejo de direccionamiento rápido de manera tal que el procesador integrado controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido, y
- 45 el procesador integrado está acoplado al estabilizador y controla el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.
- Cláusula 2. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, que además incluye un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico de manera tal que sensa los movimientos del

espejo, donde el sensor giroscópico está acoplado con el procesador integrado de manera de comunicarle los movimientos del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

5 Cláusula 3. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 2, donde el espejo sostenido por el estabilizador cardánico se posiciona detrás de una ventana en una aeronave a través de la cual pasa el haz de luz procedente de la fuente emisora de luz, y la ventana se posiciona en lugares diferentes de las aeronaves, que comprenden por lo menos uno de: un lateral del morro, la parte media dorsal del fuselaje, el lugar del ala donde va instalado el cañón, el lugar de un sistema de mira electro-óptico, una ventana en el carenado que sigue su forma, sobre el morro y en la parte dorsal detrás de la cabina.

10 Cláusula 4. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, donde el ángulo de incidencia del haz de luz con el primer espejo desviador que actúa como periscopio es de aproximadamente 45 grados.

15 Cláusula 5. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, que además incluye un primer espejo desviador intermedio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador que actúa como periscopio con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados y refleja el haz directamente hacia un segundo espejo desviador intermedio que recibe el haz de luz con un ángulo de de incidencia de aproximadamente 45 grados.

Cláusula 6. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 5, donde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe directamente el haz de luz reflejado desde el segundo espejo desviador intermedio.

20 Cláusula 7. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 6, donde hay un primer espejo desviador que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje y refleja el haz de luz directamente hacia un segundo espejo desviador.

Cláusula 8. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 7, donde hay un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe el haz de luz reflejado directamente por el segundo espejo desviador.

25 Cláusula 9. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, donde el espejo de direccionamiento rápido opera con una amplitud angular de carrera dentro de un rango de entre + 1,5 grados y - 1,5 grados y una resolución angular de < 2 microradianes comandado por un procesador integrado con un ancho de banda de control de entre 100 Hz y 1000 Hz.

30 Cláusula 10. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, que además incluye un divisor de haz que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el espejo de direccionamiento rápido donde el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada.

35 Cláusula 11. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 10, que además incluye un primer espejo desviador seguidor que recibe la parte transmitida procedente del divisor de haz y una lente acromática que recibe directamente la parte transmitida del haz de luz procedente del primer espejo desviador seguidor y transmite la parte transmitida al segundo espejo desviador seguidor.

Cláusula 12. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 11, donde la cámara de seguimiento fino recibe directamente la parte transmitida que es reflejada por el segundo espejo desviador seguidor.

40 Cláusula 13 El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 12, que además incluye un conjunto de rueda de filtros posicionado entre el segundo espejo desviador seguidor y la cámara de seguimiento fino.

Cláusula 14. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico con un ancho de banda de control de entre 10 Hz y 100 Hz.

45 Cláusula 15. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 1, donde el estabilizador cardánico opera con una sensibilidad angular < 4 microradianes de resolución sobre un campo visual de +/- 45 grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima > 60 grados/seg de azimut y elevación.

Cláusula 16. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 10, que además incluye un primer espejo desviador del sensor del frente de onda que recibe directamente la parte reflejada que proviene del divisor de haz y refleja directamente la parte reflejada hacia un repetidor de pupila acromático.

Cláusula 17. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 16, que además incluye un sensor de frentes de ondas que comprende un conjunto de lentillas posicionado de manera que recibe directamente la parte reflejada, procedente del repetidor de pupila acromático y enfoca la parte reflejada en un conjunto de plano focal de la cámara.

5 Cláusula 18. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 17, donde el conjunto comprende un conjunto de lentillas de por lo menos 16 por 16.

Cláusula 19. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 17, donde el conjunto comprende un conjunto de lentillas de 24 por 24.

10 Cláusula 20. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 17, que además incluye otro procesador integrado acoplado al sensor del frente de onda que recolecta datos procedentes del sensor del frente de onda y datos de navegación generados por una aeronave en la cual el sistema para la medición de perturbaciones que contiene el sensor del frente de onda está configurado para ser montado de manera que sigue sus formas.

15 Cláusula 21. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 17, donde, cuando el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas está configurado para ser montado en una aeronave de manera que sigue sus formas y dicha aeronave se desplaza con una velocidad supersónica con una trayectoria de vuelo manteniendo el haz de luz que recibe el espejo sostenido por el estabilizador cardánico en el campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico, la cámara de seguimiento recibe la parte transmitida del haz de luz y el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada del haz de luz.

20 Cláusula 22. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 21, donde, cuando la aeronave se aleja de la trayectoria de vuelo, el haz de luz se desplaza en el campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el procesador integrado provee comandos para controlar el estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada del haz.

25 Cláusula 23. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 22, donde, cuando la aeronave se desplaza en una segunda trayectoria de vuelo, el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada del haz.

30 Cláusula 24. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 23, donde, cuando la aeronave se desplaza hacia la trayectoria de vuelo, el haz de luz se desplaza dentro del campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor giroscópico comunica dicho desplazamiento al procesador integrado, y el procesador integrado envía órdenes de control al estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor del frente de onda recibe datos de la parte reflejada del haz.

Cláusula 25. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 21, donde un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico y al procesador integrado envía al procesador integrado información referente al movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el procesador integrado envía órdenes al estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

35 Cláusula 26. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 21, que además incluye la detección por la cámara de seguimiento fino del movimiento de la parte transmitida del haz y el procesador integrado envía un comando al espejo de direccionamiento rápido para que mueva el espejo de direccionamiento rápido.

Cláusula 27. Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas, que comprende:

40 un espejo sostenido por un estabilizador cardánico para recibir un haz de luz procedente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un primer espejo desviador que actúa como periscopio;

un segundo espejo desviador que actúa como periscopio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador que actúa como un periscopio,

45 un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio;

un primer espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje;

un segundo espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer

espejo desviador;

un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador y refleja el haz de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido; y

- 5 un divisor de haz que recibe directamente el haz de luz reflejado procedente del espejo de direccionamiento rápido donde el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada.

Cláusula 28. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 27, donde el ángulo de incidencia del haz de luz con el primer espejo desviador que actúa como periscopio es de aproximadamente 45 grados.

- 10 Cláusula 29. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 27, que además incluye un primer espejo desviador intermedio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador que actúa como periscopio con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados y refleja el haz directamente hacia un segundo espejo desviador intermedio que recibe el haz de luz con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados.

- 15 Cláusula 30. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 29, donde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe directamente el haz de luz reflejado desde el segundo espejo desviador intermedio.

Cláusula 31. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 30, donde hay un primer espejo desviador que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje y refleja el haz de luz directamente hacia un segundo espejo desviador.

- 20 Cláusula 32. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 31, donde hay un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe el haz de luz reflejado directamente por el segundo espejo desviador.

Cláusula 33. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 27, que además incluye una cámara de seguimiento fino acoplada a un procesador integrado donde:

- 25 la cámara de seguimiento fino recibe la parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido;

el procesador integrado está acoplado al espejo de direccionamiento rápido de manera tal que el procesador integrado controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido; y

- 30 el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico y controla el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

Cláusula 34. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 33, que además incluye un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico de manera tal que sensa los movimientos del espejo donde el sensor giroscópico está acoplado con el procesador integrado de manera de comunicarle los movimientos del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

- 35 Cláusula 35. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 34, donde el espejo sostenido por el estabilizador cardánico se posiciona detrás de una ventana en una aeronave a través de la cual pasa el haz de luz procedente de la fuente emisora de luz, y la ventana se posiciona en lugares diferentes de la aeronave que comprenden por lo menos uno de: un lateral del morro; la parte media dorsal del fuselaje, el lugar del ala donde va instalado el cañón, el lugar de un sistema de mira electro-óptico, una ventana en el carenado que sigue su forma,  
40 sobre el morro y en la parte dorsal detrás de la cabina.

Cláusula 36. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 33, donde el espejo de direccionamiento rápido opera con una amplitud angular de carrera dentro de un rango de entre + 1,5 grados y - 1,5 grados y una resolución angular < 2 microradianes comandado por un procesador integrado con un ancho de banda de control de entre 100 Hz y 1000 Hz.

- 45 Cláusula 37. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 33, que además incluye un primer espejo desviador seguidor que recibe la parte transmitida procedente del divisor de haz y una lente acromática que recibe directamente la parte transmitida del haz de luz procedente del primer espejo desviador seguidor y transmite la parte transmitida al segundo espejo desviador seguidor.

- Cláusula 38. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 37, donde la cámara de seguimiento fino recibe directamente la parte transmitida que es reflejada por el segundo espejo desviador seguidor.
- 5 Cláusula 39 El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 38, que además incluye un conjunto de rueda de filtros posicionado entre el segundo espejo desviador seguidor y la cámara de seguimiento fino.
- Cláusula 40. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 33, donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico con un ancho de banda de control de entre 10 Hz y 100 Hz.
- 10 Cláusula 41. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 40, donde el estabilizador cardánico opera con una sensibilidad angular  $< 4$  microradianes de resolución sobre un campo visual de  $\pm 45$  grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima  $> 60$  grados/seg de azimut y elevación.
- Cláusula 42. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 27, que además incluye un primer espejo desviador del sensor del frente de onda que recibe directamente la parte reflejada que proviene del divisor de haz y refleja directamente la parte reflejada hacia un repetidor de pupila acromático.
- 15 Cláusula 43. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 42, que además incluye un sensor de frentes de ondas que comprende un conjunto de lentes posicionado de manera que recibe directamente la parte reflejada, procedente del repetidor de pupila acromático y enfoca la parte reflejada en un conjunto de plano focal de la cámara.
- 20 Cláusula 44. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 43, que además incluye: otro procesador integrado acoplado al sensor del frente de onda que recolecta datos procedentes del sensor del frente de onda y datos de navegación generados por una aeronave; y el sistema para la medición de perturbaciones que contiene el sensor del frente de onda está configurado para ser montado en una aeronave de manera que sigue sus formas.
- Cláusula 45. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 43, donde el conjunto comprende un conjunto de lentes de por lo menos 16 por 16.
- 25 Cláusula 46. Un sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas, que comprende:
- un espejo sostenido por un estabilizador cardánico para recibir un haz de luz procedente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz hacia un espejo de direccionamiento rápido;
- un divisor de haz que recibe directamente el haz de luz reflejado procedente del espejo de direccionamiento rápido donde el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada; y
- 30 una cámara de seguimiento fino acoplada a un procesador integrado donde:
- la cámara de seguimiento fino recibe la parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido;
- el procesador integrado está acoplado al espejo de direccionamiento rápido de manera tal que el procesador integrado controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido, y
- 35 el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico y controla el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.
- Cláusula 47. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, incluye además:
- un primer espejo desviador que actúa como periscopio y que recibe un haz de luz de la fuente directamente desde el espejo sostenido por el estabilizador;
- 40 un segundo espejo desviador que actúa como periscopio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador que actúa como un periscopio,
- un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio;
- un primer espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer

espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje;

un segundo espejo desviador posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador; y

5 un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador y refleja el haz de luz al espejo de direccionamiento rápido.

Cláusula 48. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 47, donde el ángulo de incidencia del haz de luz con el primer espejo desviador que actúa como periscopio es de aproximadamente 45 grados.

10 Cláusula 49. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 47, que además incluye un primer espejo desviador intermedio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador que actúa como periscopio con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados y refleja el haz directamente hacia un segundo espejo desviador intermedio que recibe el haz de luz con un ángulo de de incidencia de aproximadamente 45 grados.

15 Cláusula 50. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 49, donde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe directamente el haz de luz reflejado desde el segundo espejo desviador intermedio.

Cláusula 51. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 50 donde hay un primer espejo desviador que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje y refleja el haz de luz directamente hacia un segundo espejo desviador.

20 Cláusula 52. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 51 donde hay un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe el haz de luz reflejado directamente por el segundo espejo desviador.

25 Cláusula 53. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46 donde el espejo de direccionamiento rápido opera con una amplitud angular de carrera dentro de un rango de entre + 1,5 grados y - 1,5 grados y una resolución angular < 2 microradianes comandado por un procesador integrado con un ancho de banda de control de entre 100 Hz y 1000 Hz.

30 Cláusula 54. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, que además incluye un primer espejo desviador seguidor que recibe la parte transmitida procedente del divisor de haz, una lente acromática que recibe directamente la parte transmitida del haz de luz procedente del primer espejo desviador seguidor [y la envía] al segundo espejo desviador seguidor.

Cláusula 55. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 54, donde la cámara de seguimiento fino recibe directamente la parte transmitida que es reflejada por el segundo espejo desviador seguidor.

35 Cláusula 56 El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 55, que además incluye un conjunto de rueda de filtros posicionado entre el segundo espejo desviador seguidor y la cámara de seguimiento fino.

Cláusula 57. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, que además incluye un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico de manera tal que sensa los movimientos del espejo, donde el sensor giroscópico está acoplado con el procesador integrado de manera de comunicarle los movimientos del espejo sostenido por el estabilizador cardánico.

40 Cláusula 58. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, donde el espejo sostenido por el estabilizador cardánico se posiciona detrás de una ventana en una aeronave, a través de la cual pasa el haz de luz procedente de la fuente emisora de luz, y donde la ventana se posiciona en lugares diferentes de la aeronave que comprenden por lo menos uno de: un lateral del morro, la parte media dorsal del fuselaje, el lugar del ala donde va instalado el cañón, el lugar de un sistema de mira electro-óptico, una ventana en el carenado que sigue su forma, sobre el morro y en la parte dorsal detrás de la cabina.

45 Cláusula 59. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico con un ancho de banda de control de entre 10 Hz y 100 Hz.

Cláusula 60. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, donde el estabilizador

cardánico opera con una sensibilidad angular  $< 4$  microradianes de resolución sobre un campo visual de  $\pm 45$  grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima  $> 60$  grados/seg de azimut y elevación.

5 Cláusula 61. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 46, que además incluye un primer espejo desviador del sensor del frente de onda que recibe directamente la parte reflejada que proviene del divisor de haz y refleja directamente la parte reflejada hacia un repetidor de pupila acromático.

Cláusula 62. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 61, que además incluye un sensor de frentes de ondas que comprende un conjunto de lentes posicionado de manera que recibe directamente la parte reflejada, procedente del repetidor de pupila acromático y enfoca la parte reflejada en un conjunto de plano focal de la cámara.

10 Cláusula 63. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 62, que además incluye: otro procesador integrado acoplado al sensor del frente de onda que recolecta datos procedentes del sensor del frente de onda y datos de navegación generados por una aeronave; y el sistema para la medición de perturbaciones que contiene el sensor del frente de onda está configurado para ser montado en una aeronave de manera que sigue sus formas.

15 Cláusula 64. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la cláusula 62, donde el conjunto comprende un conjunto de lentes de por lo menos 16 por 16.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema de medición óptica de perturbaciones aerodinámicas, que comprende:

5 un espejo (32) sostenido por un estabilizador cardánico (34) que recibe un haz de luz procedente de una fuente emisora de luz y reflejar el haz de luz emitido por la fuente emisora de luz a un primer espejo desviador que actúa como un periscopio (36); un segundo espejo desviador que actúa como periscopio (40) posicionado de manera que recibe directamente el haz de luz reflejado procedente del primer espejo desviador que actúa como periscopio (36); un primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje (46) posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado, proveniente del segundo espejo desviador que actúa como periscopio (40); un primer espejo desviador (48) posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje (46);

10 un segundo espejo desviador (50) posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo desviador (48); un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje (52) posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador (50) y reflejar el haz de luz a un espejo de direccionamiento rápido (54); y

15 una cámara de seguimiento fino (41) acoplada a un procesador integrado (39) donde:

la cámara de seguimiento fino (41) recibe una parte transmitida del haz de luz proveniente del espejo de direccionamiento rápido (54); el procesador integrado (39) está acoplado al espejo de direccionamiento rápido (54) de manera tal que el procesador integrado (39) controla el movimiento del espejo de direccionamiento rápido (54); y

20 el procesador integrado (39) está acoplado al estabilizador cardánico (34) y controla el movimiento del espejo (32) sostenido por el estabilizador cardánico (34).

25 2. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, que además incluye un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico de manera tal que sensa los movimientos del espejo donde el sensor giroscópico está acoplado con el procesador integrado de manera de comunicarle los movimientos del espejo sostenido por el estabilizador cardánico, el espejo sostenido por el estabilizador cardánico se posiciona detrás de una ventana en una aeronave a través de la cual pasa el haz de luz procedente de la fuente emisora de luz, y la ventana se posiciona en lugares diferentes de las aeronaves, que comprenden por lo menos uno de: un lateral del morro, la parte media dorsal del fuselaje, el lugar del ala donde va instalado el cañón, el lugar de un sistema de mira electro-óptico, una ventana en el carenado que sigue su forma, sobre el morro y en la parte dorsal detrás de la cabina.

30 3. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, donde el ángulo de incidencia del haz de luz con el primer espejo desviador que actúa como periscopio es de aproximadamente 45 grados.

35 4. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, que además incluye un primer espejo desviador intermedio posicionado de manera que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador que actúa como un periscopio con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados y refleja el haz directamente hacia un segundo espejo desviador intermedio que recibe el haz de luz con un ángulo de incidencia de aproximadamente 45 grados, el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe directamente el haz de luz reflejado desde el segundo espejo desviador intermedio;

40 donde hay un primer espejo desviador que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje y refleja el haz de luz directamente hacia un segundo espejo desviador; y

donde hay un segundo espejo parabólico cóncavo que forma un ángulo con el eje recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo desviador.

45 5. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, donde el espejo de direccionamiento rápido opera con una amplitud angular de carrera dentro de un rango de entre + 1,5 grados y - 1,5 grados y una resolución angular < 2 microradianes, comandado por un procesador integrado con un ancho de banda de control de entre 100 Hz y 1000 Hz.

6. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, que además incluye un divisor de haz que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el espejo de direccionamiento rápido donde el divisor de haz divide al haz de luz en una parte transmitida y una parte reflejada;

50 que además incluye un primer espejo desviador seguidor que recibe la parte transmitida procedente del divisor de

haz y una lente acromática que recibe directamente la parte transmitida del haz de luz procedente del primer espejo desviador seguidor y transmite la parte transmitida al segundo espejo desviador seguidor;

donde la cámara de seguimiento fino recibe directamente la parte transmitida que es reflejada por el segundo espejo desviador seguidor; y

- 5 que además incluye un conjunto de rueda de filtros posicionado entre el segundo espejo desviador seguidor y la cámara de seguimiento fino.
7. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, donde el procesador integrado está acoplado al estabilizador cardánico con un ancho de banda de control de entre 10 Hz y 100 Hz.
- 10 8. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 1, donde el estabilizador cardánico opera con una sensibilidad angular  $< 4$  microradianes de resolución sobre un campo visual de  $\pm 45$  grados de azimut y elevación, y una velocidad angular máxima  $> 60$  grados/seg de azimut y elevación.
- 15 9. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 6, que además incluye un primer espejo desviador del sensor del frente de onda que recibe directamente la parte reflejada procedente del divisor de haz y refleja directamente la parte reflejada hacia un repetidor de pupila acromático; que además incluye un sensor del frente de onda que comprende un conjunto de lentes posicionado de manera que recibe la parte reflejada directamente desde el repetidor de pupila acromático y enfoca la parte reflejada en un conjunto de plano focal de la cámara; y donde el conjunto comprende un conjunto de lentes de por lo menos uno de: (a) 16 por 16 o (b) 24 por 24.
- 20 10. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 9, que además incluye otro procesador integrado acoplado al sensor del frente de onda que recolecta datos procedentes del sensor del frente de onda y datos sobre la navegación generados por una aeronave en la cual el sistema para la medición de perturbaciones que contiene el sensor del frente de onda está configurado para ser montado de manera que sigue sus formas.
- 25 11. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 9, donde, cuando el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas está configurado para ser montado en una aeronave de manera que sigue sus formas y dicha aeronave se desplaza con una velocidad supersónica con una trayectoria de vuelo manteniendo el haz de luz que recibe el espejo sostenido por el estabilizador cardánico en el campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico, la cámara de seguimiento recibe la parte transmitida del haz de luz y el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada del haz de luz.
- 30 12. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 11, donde, cuando la aeronave se aleja de la trayectoria de vuelo, el haz de luz se desplaza en el campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el procesador integrado provee comandos para controlar el estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada del haz; donde, cuando la aeronave se desplaza en una segunda trayectoria de vuelo, el sensor del frente de onda recibe la parte reflejada; y donde, cuando la aeronave se desplaza hacia la trayectoria de vuelo, el haz de luz se desplaza dentro del campo visual del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor giroscópico comunica dicho desplazamiento al procesador integrado, y el procesador integrado envía órdenes de control al estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el sensor del frente de onda recibe datos de la parte reflejada del haz.
- 35 40 13. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 11, donde un sensor giroscópico acoplado al espejo sostenido por el estabilizador cardánico y al procesador integrado envía al procesador integrado información sobre el movimiento del espejo sostenido por el estabilizador cardánico y el procesador integrado envía órdenes al estabilizador cardánico para que mueva el espejo sostenido por el estabilizador cardánico.
- 45 14. El sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas de la reivindicación 11, que además incluye la detección por la cámara de seguimiento fino del movimiento de la parte transmitida y el procesador integrado envía un comando al espejo de direccionamiento rápido para que mueva el espejo de direccionamiento rápido.

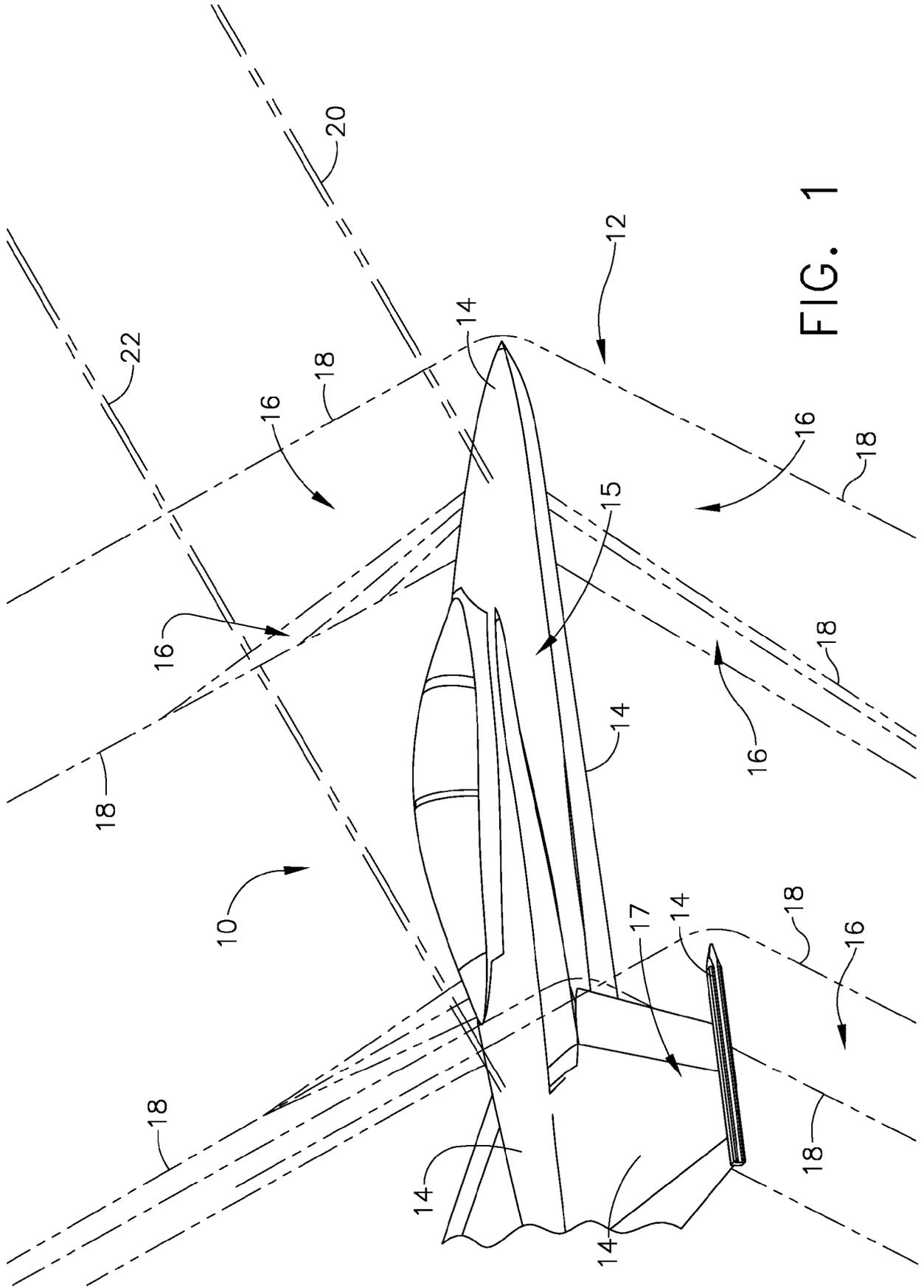


FIG. 1

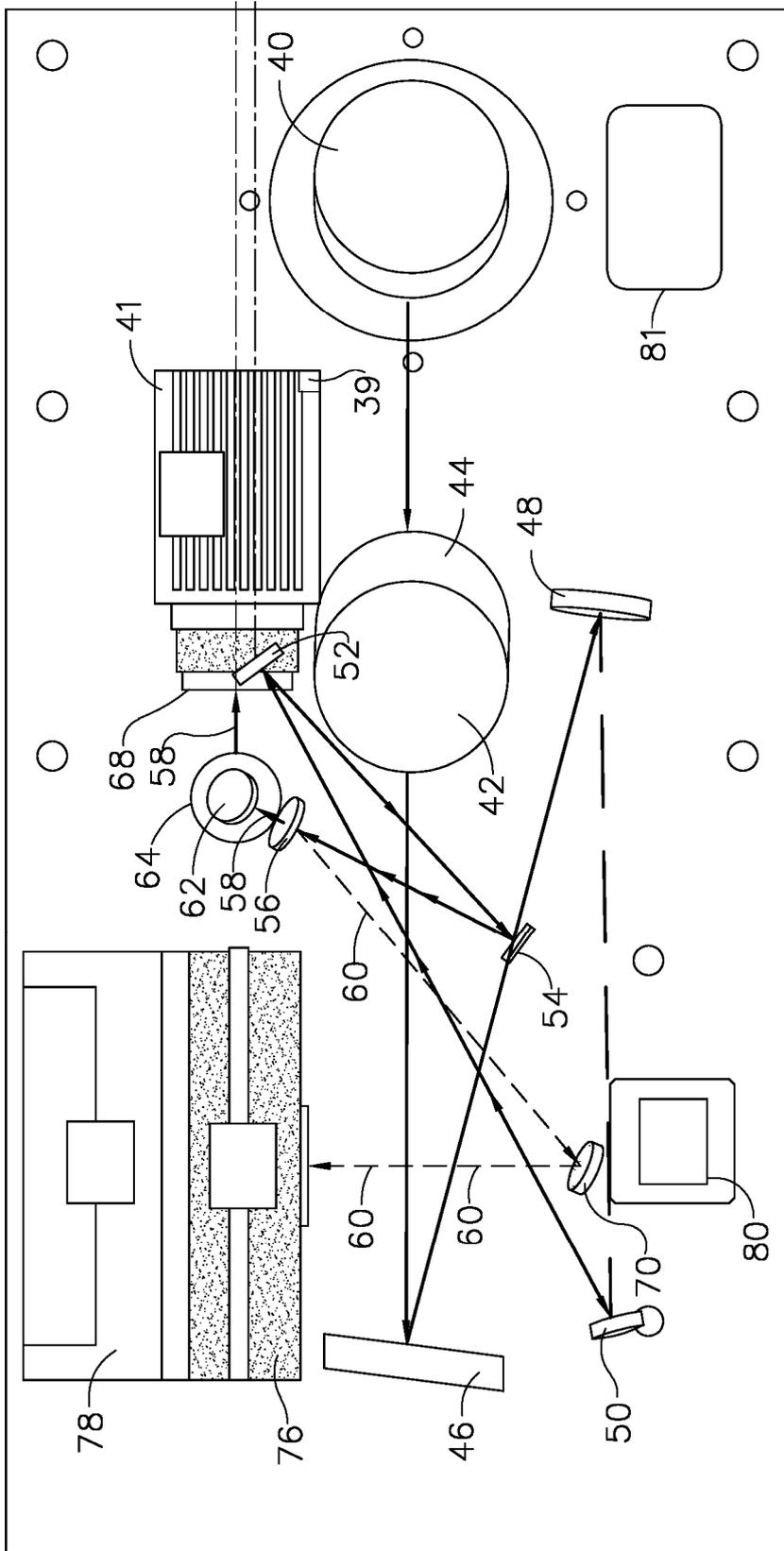


FIG. 2

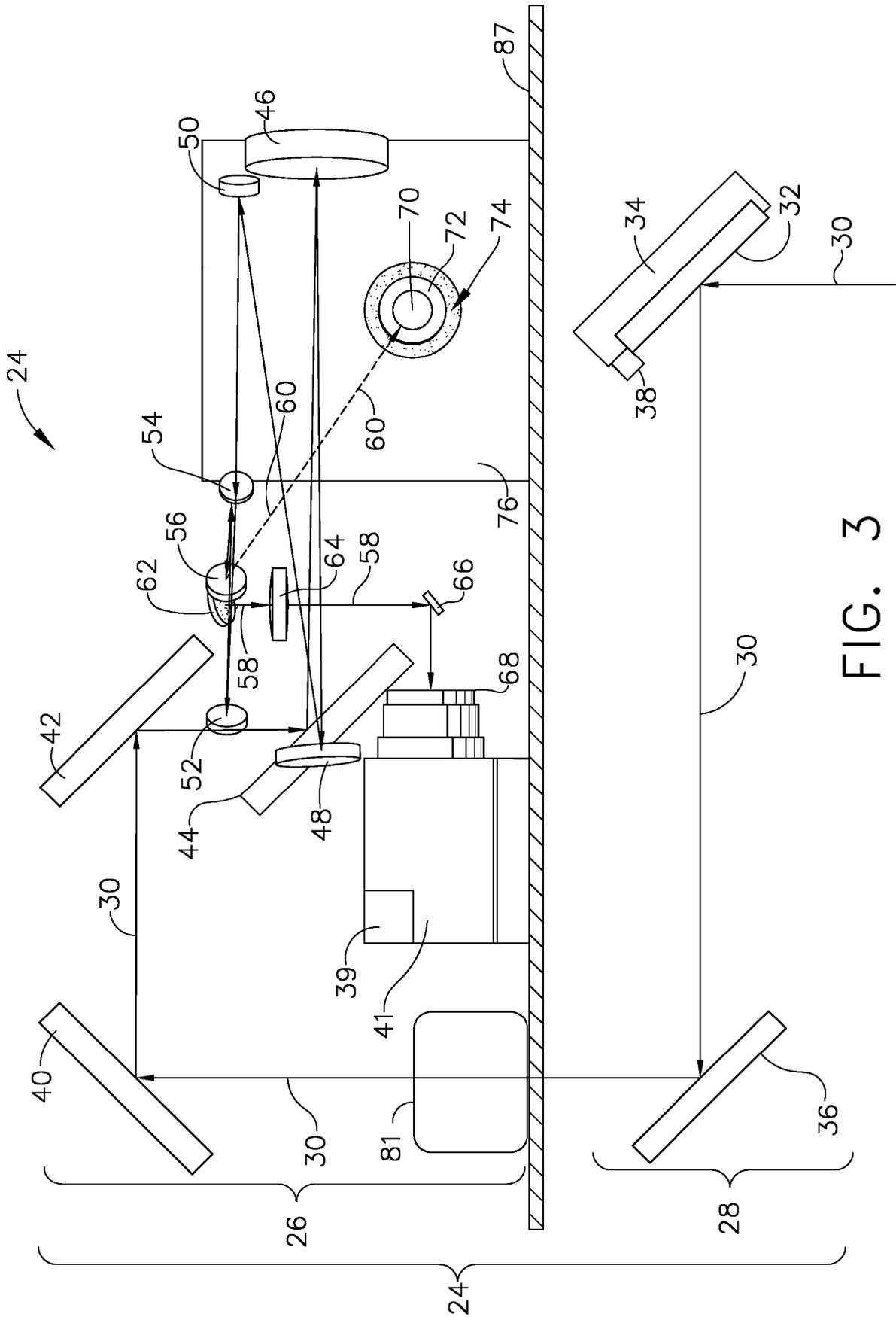


FIG. 3

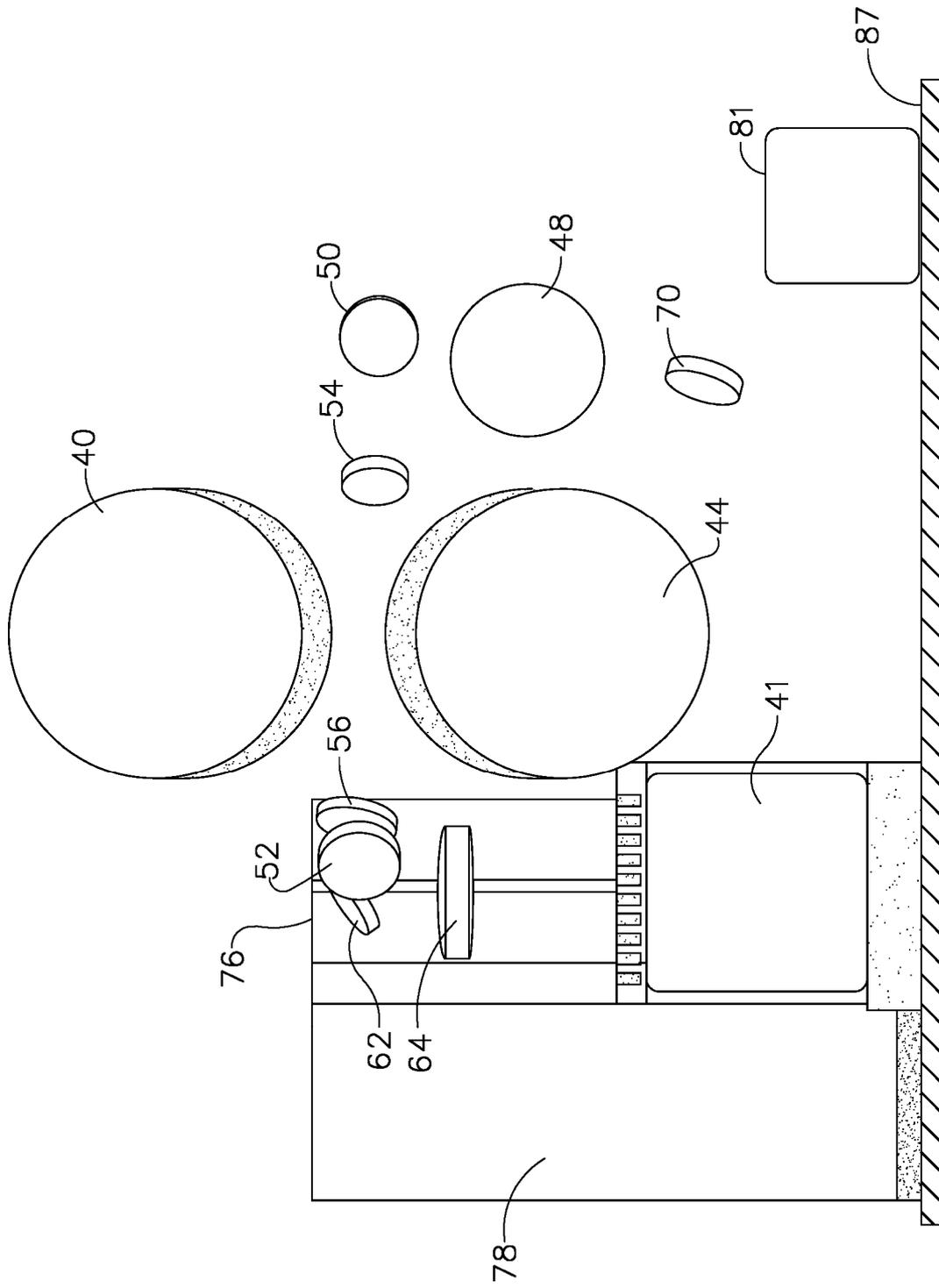


FIG. 4

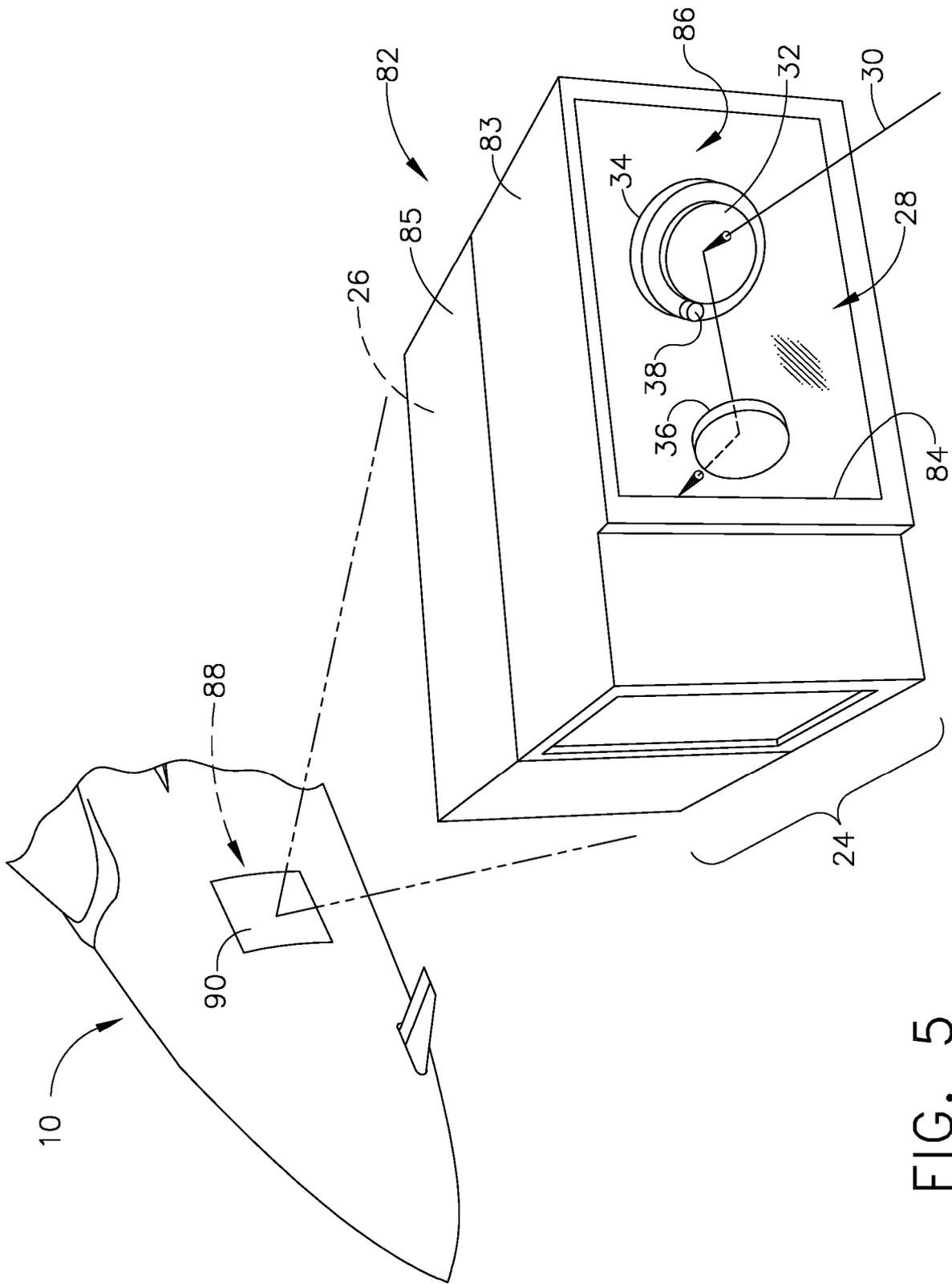


FIG. 5

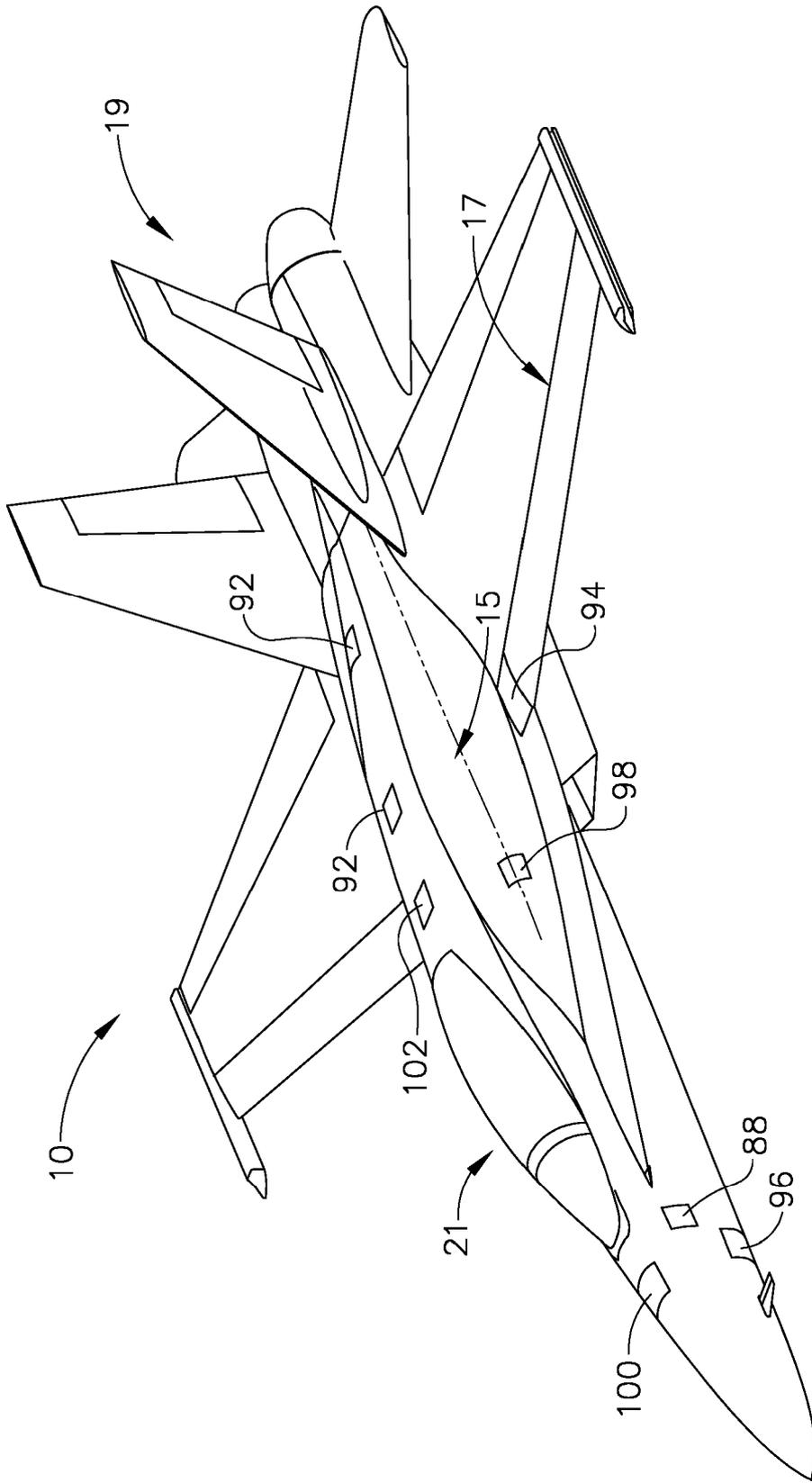


FIG. 6

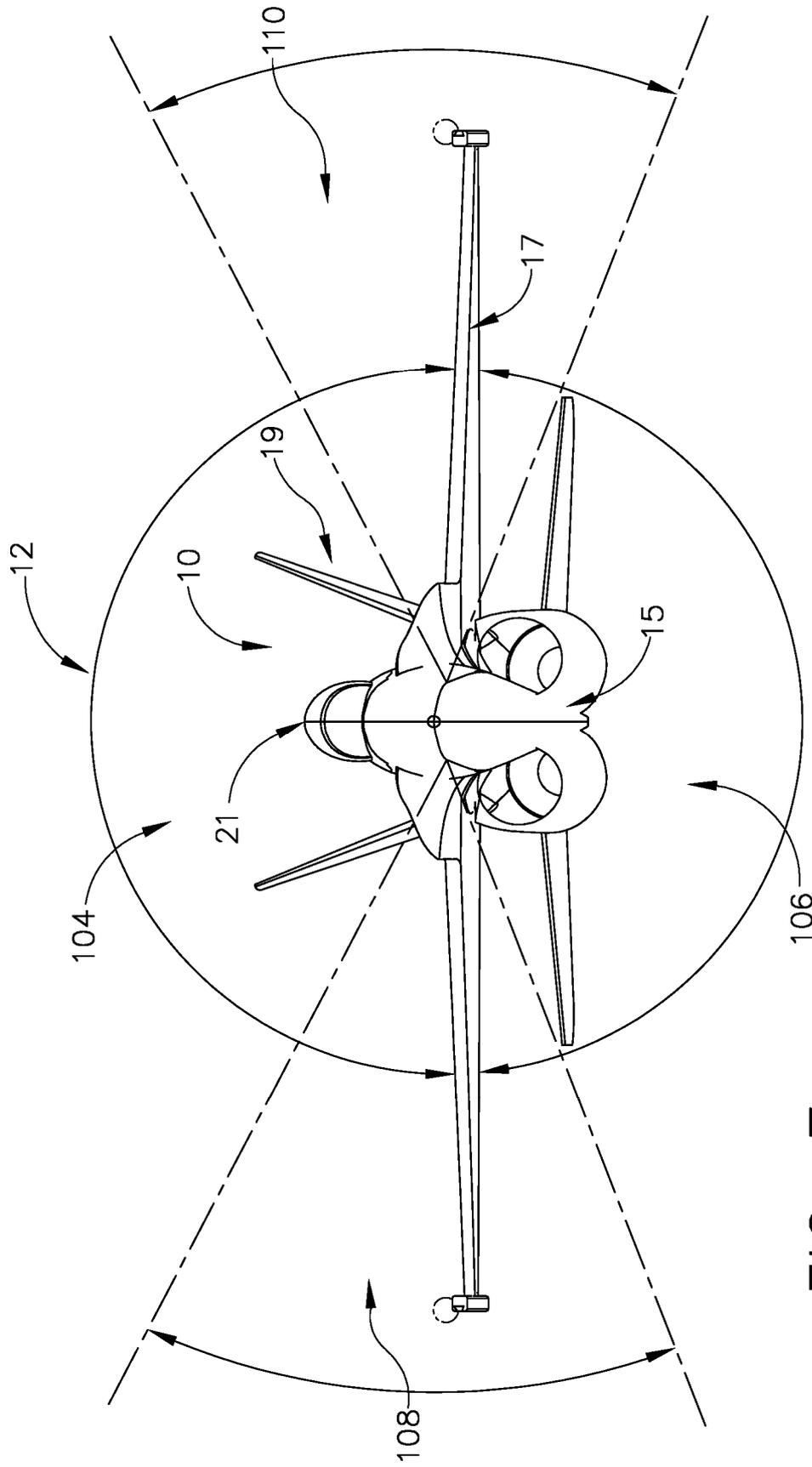


FIG. 7

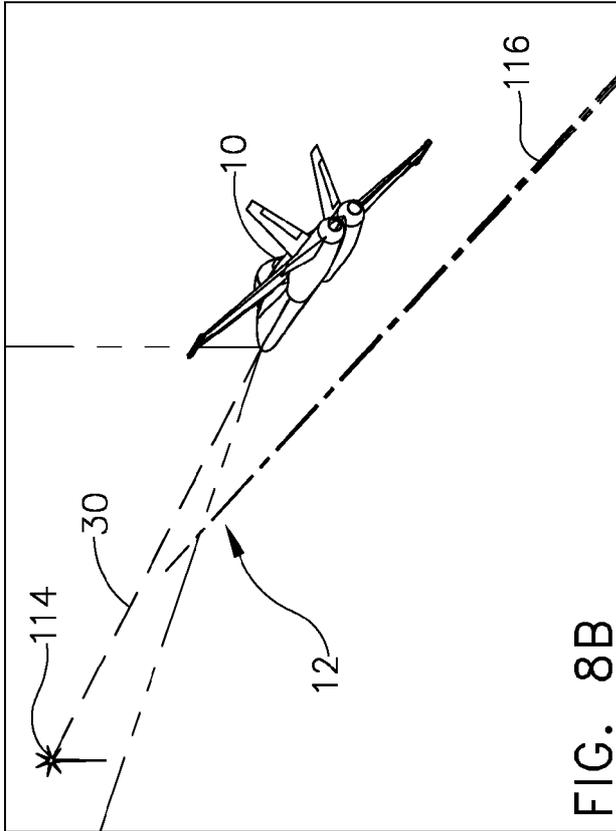


FIG. 8A

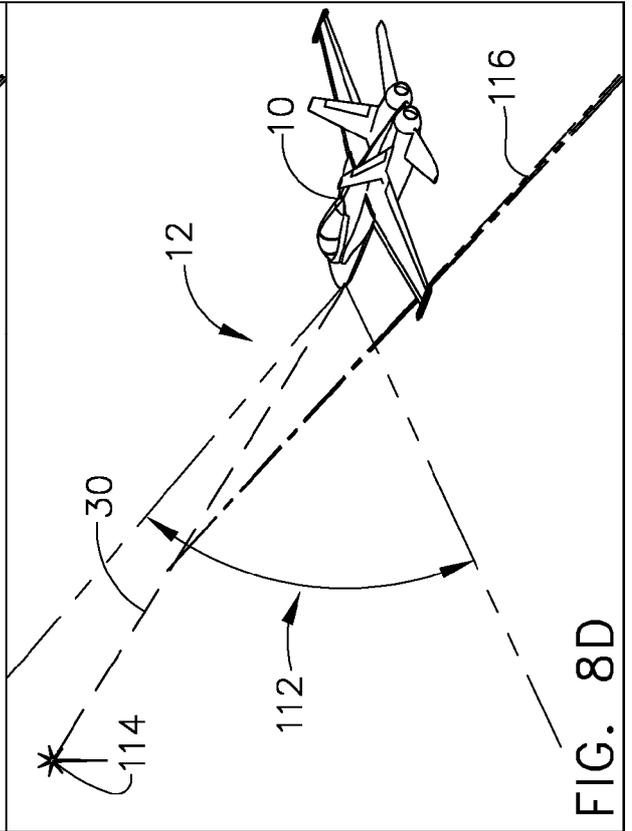


FIG. 8B

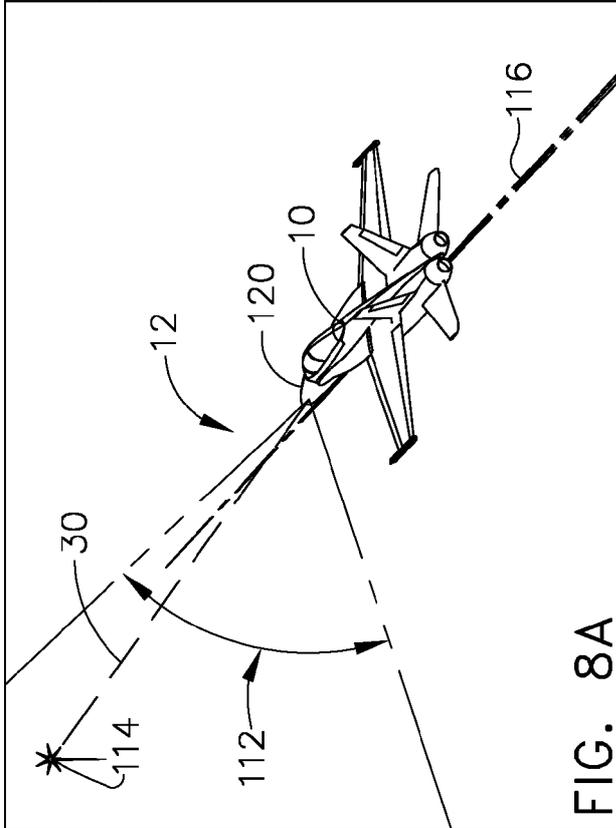


FIG. 8C

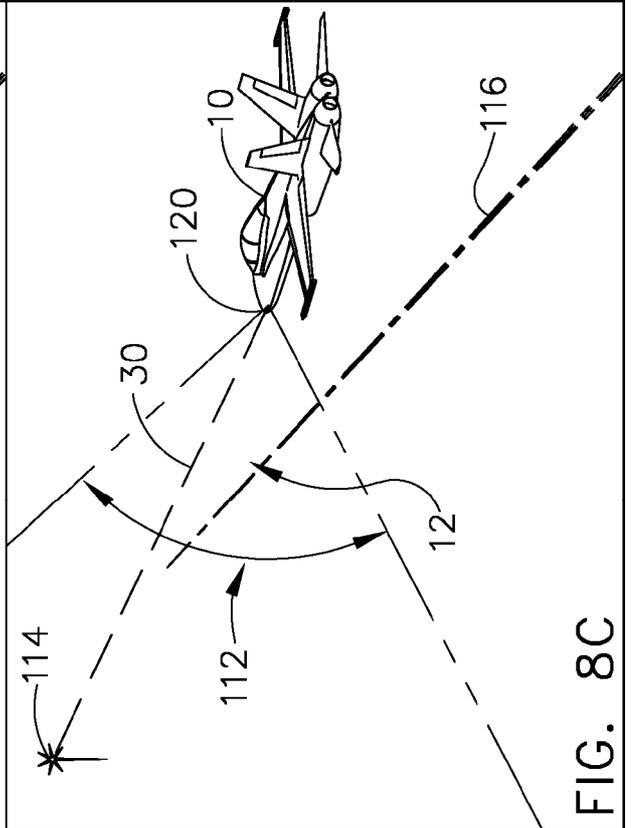


FIG. 8D

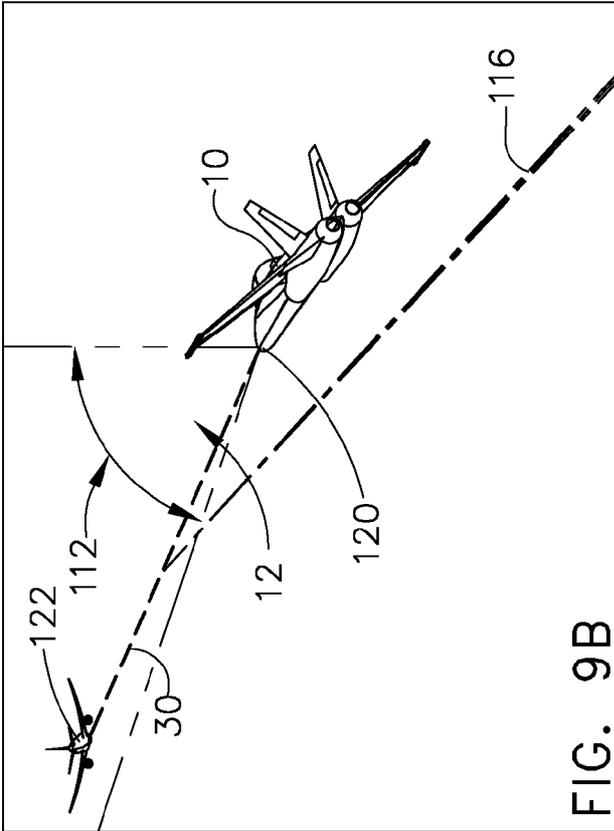


FIG. 9A

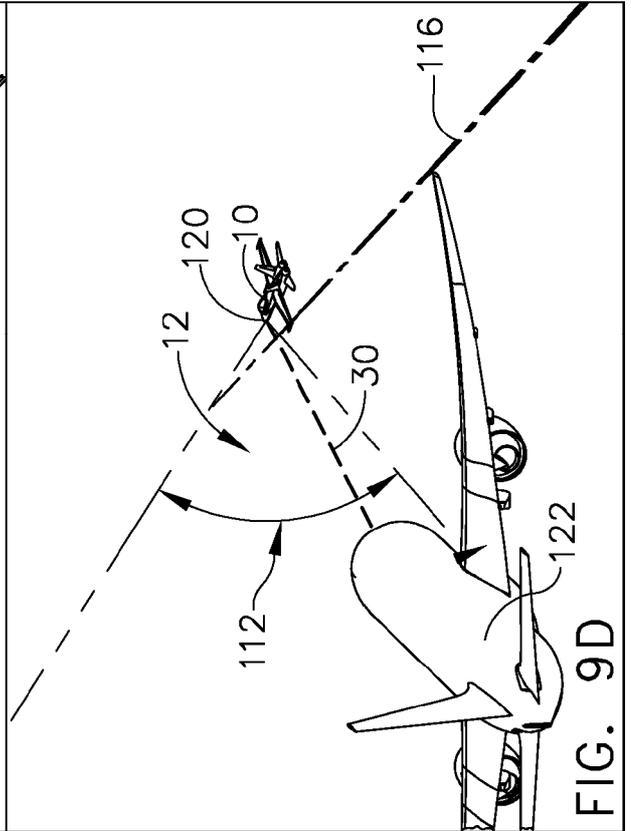


FIG. 9B

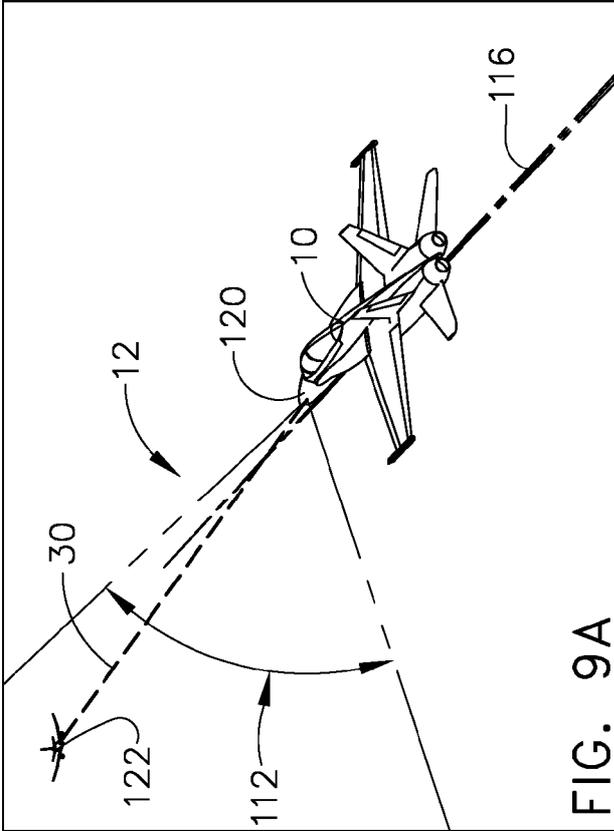


FIG. 9C

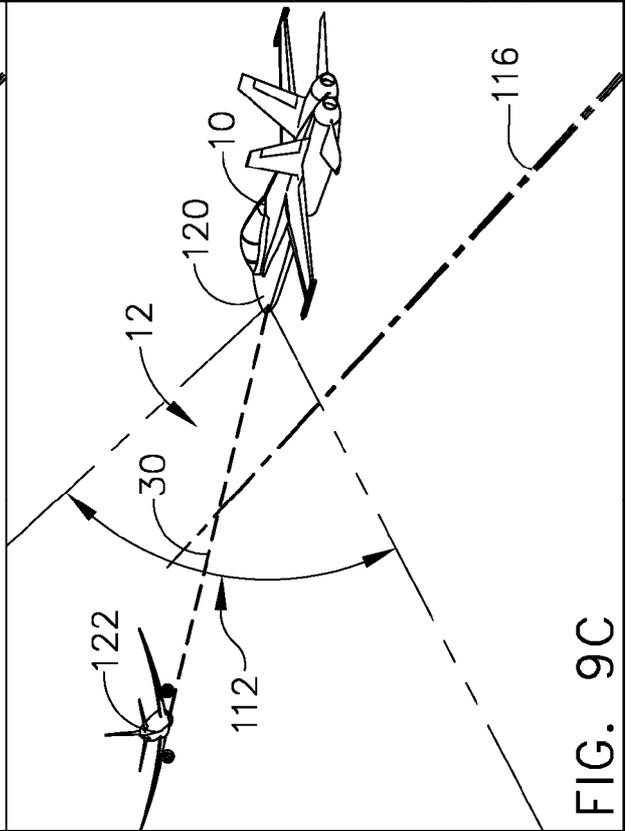


FIG. 9D