

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 664 833**

51 Int. Cl.:

B64C 30/00	(2006.01)
G01C 19/04	(2006.01)
G01S 3/786	(2006.01)
G02B 7/182	(2006.01)
G02B 23/08	(2006.01)
G02B 26/10	(2006.01)
H04N 7/18	(2006.01)
G01M 9/06	(2006.01)
G01J 9/00	(2006.01)
G02B 17/06	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.09.2015 E 15184907 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.01.2018 EP 3043164**

54 Título: **Instrumento de ondas aéreas para la medición de perturbaciones del frente de ondas ópticas en el flujo de aire alrededor de sistemas de aeronaves**

30 Prioridad:
30.09.2014 US 201414502015

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.04.2018

73 Titular/es:
**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-2016, 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 2 664 833 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

Instrumento de ondas aéreas para la medición de perturbaciones del frente de ondas ópticas en el flujo de aire alrededor de sistemas de aeronaves.

Campo

5 La presente divulgación se refiere, en general, a instrumentación óptica y, más particularmente, a la instrumentación óptica para la medición de perturbaciones ópticas en un campo de flujo de aire.

Antecedentes

10 Debido a que las aeronaves vuelan a velocidades subsónicas, transónicas o supersónicas, perturbaciones aero-óptica en el campo de flujo de aire que rodea la aeronave se crean por las superficies de la aeronave en movimiento a través del aire. Estas perturbaciones aero-ópticas variarán para cada forma de una aeronave y a medida que la aeronave cambia de velocidad, altitud y maniobras operativas. A velocidades más altas, tales como supersónicas, las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo de aire que rodea la aeronave incluirán no solo las perturbaciones del frente de ondas sino también los límites de choque. Estas perturbaciones aero-ópticas creadas en el campo de flujo de aire afectarán el rendimiento y/o la exactitud de la instrumentación óptica que se transportan por la aeronave y se utiliza para recibir datos ópticos y/o emitir energía óptica.

15 Los problemas creados por estas perturbaciones aero-ópticas incluyen la precisión de seguimiento de los seguidores ópticos, la calidad de imagen borrosa de los sensores de vigilancia, la señalización imprecisa de sistemas de láser y la reducción de la calidad del haz de energía láser propagado a través del campo de flujo aerodinámico que contiene las perturbaciones aero-ópticas. La recogida de datos de espacio y tiempo precisos de estas perturbaciones aero-ópticas desde el campo de flujo de la aeronave permitirá un diseño de alto rendimiento y equipos ópticos precisos tales como seguidores ópticos, imágenes ópticas, radar láser, equipos de orientación precisa para láser y sistemas de armas láser. Con los datos medidos con precisión de estas perturbaciones del campo de flujo de aire, se pueden implementar criterios de diseño en estos dispositivos para compensar las desviaciones ópticas creadas por estas perturbaciones aero-ópticas.

20 Existe la necesidad de poder medir y recoger datos de perturbaciones aero-ópticas para cada forma diferente de aeronaves. Además, puesto que las perturbaciones aero-ópticas cambian para diferentes velocidades, altitudes y configuraciones de maniobra de la aeronave, los datos tendrán que compilarse para los cambios en estos parámetros también. Por lo tanto, para obtener datos de modelos fiables para una aeronave particular, las mediciones de las perturbaciones aero-ópticas se adquirirán mejor a través de un equipo adecuado para medir y recoger dichos datos aero-ópticos asegurado a la aeronave con la aeronave en vuelo a través de estas variaciones de los parámetros de velocidad, altitud y mientras se realizan diversas maniobras.

25 Las perturbaciones aero-ópticas a medir y recoger de varias aeronaves, podrían incluir velocidades subsónicas, transónicas y supersónicas de hasta al menos Mach 2. Se necesitan las mediciones de las perturbaciones aero-ópticas para las aeronaves que operan en una envolvente de altitud que va desde el nivel del mar hasta setenta y cinco mil pies (22,86 km). Además, serán necesarias las mediciones de las perturbaciones aero-ópticas para la aeronave que realice diversas maniobras que impartan tanto como 3g de fuerza en la aeronave. Todos estos datos tendrán que medirse con precisión con el fin de proporcionar un modelo fiable para cada aeronave que eventualmente llevará los equipos ópticos, como se ha mencionado anteriormente.

30 En el pasado, las mediciones aero-ópticas se habían obtenido mediante el uso de túneles de viento o mediante el uso de grandes aeronaves en vuelo para crear campos de flujo de aire. El uso de túneles de viento para replicar las altas velocidades de una aeronave particular, y más particularmente, velocidades supersónicas superiores a Mach 1 presenta complicaciones. En particular, las ondas de choque que afectan a una pared del túnel interrumpen la réplica y, por lo tanto, la fidelidad de una perturbación aero-óptica que normalmente ocurriría en el vuelo del campo de flujo de aire ambiente abierto. Debido a que los equipos de medición de perturbaciones aero-ópticas son equipos generalmente grandes y complejos, han sido necesarias aeronaves más grandes para transportar el equipo. El uso de aeronaves más grandes ha representado también un problema adicional con sus intervalos de velocidades limitadas. Con la velocidad limitada de estas aeronaves más grandes, la medición de perturbaciones aero-ópticas a mayor velocidad se limitó si no se vio completamente impedido. Por otra parte, la gran instrumentación compleja de medición de las perturbaciones aero-ópticas ha restringido el posicionamiento o localización de tal equipo en la aeronave, limitando de este modo la recogida de datos de perturbaciones en el campo flujo de aire a las posiciones limitadas en la aeronave para alojar el gran equipo complejo.

35 Con el fin de medir y compilar los datos necesarios con respecto a las perturbaciones aero-ópticas para proporcionar criterios de diseño de modelo para la instrumentación óptica, la instrumentación de medición se tiene que desarrollar para ser compacta. La instrumentación de medición compacta se puede asegurar a aeronaves más pequeñas, tales

5 como aeronaves de combate que pueden viajar a un amplio intervalo de velocidades que van de subsónica a supersónica. Además, una configuración compacta permitirá al equipo de medición asegurarse a numerosas posiciones diferentes en la aeronave. Esto permitirá realizar mediciones de las posiciones que replicarían las posiciones en las que la instrumentación óptica se puede situar más adelante. El tamaño compacto ayudará también a evitar la creación de desequilibrio aerodinámico no deseado de la aeronave.

10 Una configuración compacta de la instrumentación de medición facilitará la medición y la recogida de datos de perturbación para muchos diferentes tipos de aeronaves que tendrán que viajar a través de un amplio intervalo de velocidades y altitudes, así como moverse a través de diversas maniobras. La configuración compacta del equipo de medición proporcionará datos de espacio y tiempo necesarios para las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo de la aeronave a fin de establecer el modelo con el fin de diseñar los sistemas ópticos y/o dispositivos de control de flujo de la aeronave que en última instancia se llevarán para su operación dentro de y/o atenuar estas perturbaciones aero-ópticas.

15 Las características, funciones y ventajas que se han descrito se pueden conseguir independientemente en varias realizaciones o se pueden combinar en otras realizaciones adicionales, cuyos detalles se pueden observar con referencia a la siguiente descripción y a los dibujos.

20 El documento US2005/111068 divulga un dispositivo de dirección de haces para dirigir un haz de láser de salida, comprendiendo el dispositivo mecanismos de dirección de haces grueso y fino. El documento US2006/022115 divulga un sistema de control de haces para la corrección de las aberraciones del frente de ondas sobre una trayectoria óptica de un láser a una diana. El sistema incluye mecanismos de dirección de haces grueso y fino. El documento EP2730943 divulga un sistema de señalamiento para el control direccional de un haz láser. El control direccional se consigue utilizando ambos sistemas de control grueso y fino. El documento US7919741 divulga un medio para detectar aberraciones del frente de ondas en una trayectoria óptica para un láser de alta energía. El documento US5120128 divulga un sistema de detección de aberraciones del frente de onda.

Sumario

25 Un objeto de la presente invención es proporcionar una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

30 Un ejemplo útil para la comprensión de la presente invención proporciona una aeronave que incluye un fuselaje y al menos una superficie de interfaz aerodinámica. La aeronave incluye, además, un sistema de espejos con suspensión cardán que incluye un espejo soportado por un cardán para recibir un haz de luz desde una fuente de emisión de luz y reflejar el haz de luz a un sistema de medición del frente de ondas que incluye un espejo de dirección rápido, que recibe el haz de luz y refleja la haz de luz directamente a un divisor de haz, en el que el haz de luz se divide en una porción transmitida y una porción reflejada del haz de luz. Una fina cámara de seguimiento recibe la porción transmitida y se acopla a un procesador integrado. El procesador integrado se acopla al sistema de espejos con suspensión cardán y el espejo de dirección rápido para controlar el movimiento del espejo soportado por la suspensión cardán y para controlar el movimiento del espejo de dirección rápido. El sistema de espejos con suspensión cardán y el sistema de medición del frente de ondas se fijan a la aeronave.

35 Otro ejemplo útil para la comprensión de la presente invención incluye un método para adquirir datos de perturbaciones aero-ópticas que incluye la etapa de volar una aeronave en una trayectoria de vuelo en la que la aeronave tiene un sistema de espejos con suspensión cardán y un sistema de medición del frente de ondas fijados a la aeronave. El sistema de espejos con suspensión cardán incluye un espejo soportado por una suspensión cardán para recibir un haz de luz desde una fuente de emisión de luz y reflejar el haz de luz a un primer espejo plegable de periscopio que refleja el haz de luz al sistema de medición del frente de onda. El sistema de medición del frente de ondas incluye al menos cinco espejos reflectantes, incluyendo un segundo espejo plegable de periscopio que recibe el haz de luz directamente desde el primer espejo plegable de periscopio del sistema de espejos con suspensión cardán, y un primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo recibe el haz de luz reflejado desde el segundo espejo plegable de periscopio, un primer espejo plegable que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo, un segundo espejo plegable que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el primer espejo plegable y un segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo que recibe el haz de luz reflejado directamente desde el segundo espejo plegable y refleja el haz de luz hacia un espejo de dirección rápido. El espejo de dirección rápido refleja el haz de luz a un divisor de haz en el que el haz de luz se divide en una porción transmitida y una porción reflejada del haz de luz. La porción transmitida del haz de luz se recibe por una cámara de seguimiento bien acoplada a un procesador integrado en el que el procesador integrado se acopla al sistema de espejos con suspensión cardán para controlar el movimiento del espejo soportado por la suspensión cardán y se acopla al espejo de dirección rápido para controlar movimiento del espejo de dirección rápido. Otra etapa de este método incluye la recogida de datos con respecto a una perturbación aero-óptica en un campo de flujo de la aeronave con otro procesador integrado acoplado a un sensor del frente de ondas que recibe la porción reflejada del haz de luz.

Las características, funciones y ventajas que se han escrito se pueden conseguir independientemente en varias realizaciones o se pueden combinar en otras realizaciones adicionales, cuyos detalles se pueden observar con referencia a la siguiente descripción y a los dibujos.

Breve resumen de los dibujos

- 5 la Figura 1 ilustra una vista esquemática en perspectiva de una aeronave en un campo de flujo en el que los haces ópticos representativos pasan a través del campo de flujo de la aeronave;
- la Figura 2 ilustra una vista en alzado posterior de una representación esquemática de una realización del sistema de medición del frente de onda;
- 10 la Figura 3 ilustra una vista en planta superior de una representación esquemática de sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas;
- la Figura 4 ilustra una vista en alzado lateral de la representación esquemática sistema de medición del frente de ondas como se muestra en la figura 2;
- la Figura 5 es una vista recortada esquemática en despiece ampliada de un extremo delantero de una aeronave de combate con una vista ampliada de una realización de un sistema de medición de perturbaciones de ondas aero-ópticas contenido de la Figura 3 fijado a la aeronave de combate;
- 15 la Figura 6 es una vista en perspectiva esquemática de una aeronave de combate a la que se fijará una realización del sistema de medición de perturbaciones de ondas aero-ópticas de la Figura 1;
- la Figura 7 es una vista en perfil frontal esquemático de una aeronave que representa las opciones de ubicación del sensor para la caracterización de campo de flujo;
- 20 la Figura 8A es una primera vista del panel de utilización de una estrella como una fuente de emisión de luz para la recogida de datos durante un vuelo recto y nivelado para la adquisición de estrella inicial;
- la Figura 8B es una segunda vista del panel de utilización de una estrella como una fuente de emisión de luz para la recogida de datos mientras la aeronave realiza una maniobra;
- la Figura 8C es una tercera vista del panel de utilización de una estrella como una fuente de emisión de luz para la recogida de datos, mientras la aeronave reanuda un vuelo recto y nivelado de la trayectoria de vuelo original;
- 25 la Figura 8D es una cuarta vista del panel de utilización de una estrella como una fuente de emisión de luz para la recogida de datos a medida que la aeronave realiza maniobras para volver a la trayectoria de vuelo original;
- la Figura 9A es una primera vista del panel de utilización de una baliza de aeronave como fuente de emisión de luz para la recogida de datos, mientras que realiza un vuelo recto y nivelado para la adquisición de baliza inicial;
- 30 la Figura 9B es una segunda vista del panel de utilización de una baliza de aeronave como fuente de emisión para la recogida de datos mientras la aeronave realiza una maniobra;
- la Figura 9C es una tercera vista del panel de utilización de una baliza de aeronave como fuente de emisión de luz para la recogida de datos, mientras la aeronave reanuda su vuelo recto y nivelado de la trayectoria de vuelo original;
- y
- 35 la Figura 9D es una cuarta vista del panel de utilización de una baliza de aeronave como una fuente de emisión de luz para la recogida de datos a medida que la aeronave realiza maniobras para volver a la trayectoria de vuelo original después de pasar por el emisor de baliza.

Descripción

- 40 La presente invención se describirá a continuación más completamente en lo sucesivo con referencia a los dibujos adjuntos, en los que se muestran ejemplos de implementaciones. La invención se puede realizar de muchas formas diferentes y no debe interpretarse como limitada a los ejemplos expuestos en la presente memoria.

Haciendo referencia a la Figura 1, la aeronave en vuelo 10, de esta realización, es un F 18. La Aeronave 10 crea un campo de flujo de aire 12 a medida que pasa a través de la atmósfera. Las perturbaciones se crean en campo de flujo de aire 12 a medida que las superficies 14 de la aeronave 10 impactan con el aire. Las superficies 14 incluyen

todas las superficies externas asociadas con aeronaves 10 que se exponen al campo de flujo de aire 12, como se observa en las Figuras 1 y 6. Tales superficies incluyen el fuselaje 15, las alas 17, la sección de cola 19, la cabina 21 etc., así como todas las demás superficies externas asociadas con aeronaves 10 incluyendo los elementos fijados a las aeronaves 10, como armas y similares. Puesto que las superficies 14 varían en configuración con diferentes aeronaves 10 las perturbaciones aero-ópticas resultantes creadas dentro de campo de flujo de aire 12 serán diferentes en forma y distancia con respecto a la aeronave 10. Estas perturbaciones aero-ópticas se verán alteradas aún más a medida que la aeronave 10 varíe su velocidad y altitud y a medida que la aeronave 10 realice varias maniobras.

Se debe entender que dependiendo de la forma de la superficie 14 sobre cuyas porciones fluye el campo de flujo de aire 12, la velocidad del aire en movimiento puede ser diferentes. Por ejemplo, si la superficie 14 está combada el flujo de aire será más rápido sobre la superficie combada 14 que sobre una superficie plana 14. Por lo tanto, la velocidad del aire en algunas porciones de la aeronave 10 puede estar viajando, por ejemplo, a velocidad supersónica en contraste con velocidades del aire en diferentes lugares de la aeronave 10 que pueden estar viajando a una velocidad transónica. Por lo tanto, las perturbaciones resultantes en campo de flujo 12 alrededor de la aeronave 10 no son necesariamente homogéneas o uniformes de un lugar a otro en la aeronave 10.

Debido a que la aeronave 10 vuela a velocidades subsónica a transónica y en supersónicas, el aire en campo de flujo de aire 12 experimentará la compresión de las superficies 14 de aeronave 10. Por ejemplo, la compresión del aire a velocidades supersónicas crea ondas/límites de choque 18 con regiones de flujo continuo 16 entre las ondas/límites de choque en las perturbaciones aero-ópticas en campo de flujo de aire 12. Estas perturbaciones se crean hacia fuera desde las superficies 14 de las aeronaves 10 como se representa, por ejemplo, esquemáticamente por regiones alternantes de ondas/límites de choque 18 y regiones de flujo continuo 16. Sobre múltiples superficies curvas, las ondas/límites de choque más débiles 18, se unen en una onda/límite de choque más fuerte 18, como se observa en la Figura 1. Las perturbaciones adoptarán diversas configuraciones y variarán también en distancia desde la aeronave 10 a medida que varían las configuraciones de velocidad, altitud y maniobras de esta aeronave 10 particular.

Estas perturbaciones incluidas las ondas/límites de choque 18 y las regiones de flujo continuo 16 en el campo de flujo de aire 12 afectarán la recepción y transmisión de la trayectoria óptica por el equipo óptico transportado por la aeronave 10. Ejemplos de trayectorias de transmisión o recepción de la trayectoria óptica se muestran esquemáticamente como las trayectorias 20 y 22, en la Figura 1. El equipo o dispositivos ópticos a bordo de la aeronave 10 asociados con estas transmisiones o recepciones ópticas pueden incluir, por ejemplo, seguidores ópticos, sensores de vigilancia, sistemas de señalización de láser y armas de propagación de energía láser. A fin de que estos dispositivos operen con precisión, de forma eficaz y eficiente, necesitarán compensar de manera fiable las variaciones de trayectoria óptica causadas por las perturbaciones dentro de campo de flujo de aire 12 a medida que la aeronave 10 vuela a través de la atmósfera. Una etapa importante para lograr este objetivo de rendimiento confiable es adquirir mediciones confiables de las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo de aire 12 para incorporar dichos datos de medición en el diseño de estos equipos ópticos.

Haciendo referencia a las Figuras 2-4, se muestra una realización de sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 que se puede montar en la aeronave 10 para adquirir los datos necesarios mediante la medición espacial y temporal de la posición y el contorno de las perturbaciones aero-ópticas creadas por el vuelo de la aeronave 10 en el campo de flujo de aire 12. El sistema 24, como se observa en la Figura 3, en esta realización, incluye el sistema de medición del frente de ondas 26 y el sistema de espejos con suspensión cardán 28. Un ejemplo de cada uno de estos sistemas 26 y 28 se describirá en detalle en la presente memoria al igual que su operación.

Con el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 asegurado a las aeronaves 10, los datos de medición de la perturbación óptica en campo de flujo de aire 12 se adquirirán al recibir y analizar un haz de luz que ha viajado a través de la perturbación óptica antes de alcanzar la aeronave 10. Para fines de la presente realización, fuentes de emisión de luz tales como una estrella, una baliza de otra aeronave, una baliza de una fuente en tierra, una estrella guía láser o una estrella artificial se pueden seleccionar para su uso por el sistema 24. La fuente de luz debe ser lo suficientemente fuerte como para operar con el sistema 24 de tal manera que, para esta realización, el sistema 24 se configura para funcionar con una fuente de haz de luz o una estrella con una magnitud visual de (Mv-'3) o más brillante.

Haciendo referencia a las Figuras 2-4, el haz de luz 30, como se observa en la Figura 3, se origina a partir de una fuente de emisión de luz, tal como, en esta realización, una estrella y entra en el sistema de espejos con suspensión cardán 28, como se observa en la Figura 3, impactando el espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34. El espejo 32 refleja el haz de luz 30 directamente al primer espejo plegable de periscopio 36. En esta realización, este sistema de espejos con suspensión cardán 28 se conoce como Suspensión Cardán Cast Glance, fabricada originalmente por Hughes Optical Systems en 1974, y fabricándose actualmente por la compañía Boeing. Se ha utilizado para el seguimiento tanto de misiles como de blancos por la Marina de Estados Unidos y se ha instalado la aeronave NP3D.

Este sistema de espejos con suspensión cardán 28 se ha modificado en esta realización para incluir un sensor giroscópico 38, tal como un sensor giroscópico óptico de fibra de Salida Digital/DSP-1750 de doble eje, fabricado por KVH Industries de Middleton, Rhode Island. El sensor giroscópico 38 se acopla al espejo 32 y detecta el movimiento del espejo 32 durante el vuelo basándose en el movimiento de las aeronaves 10 y comunica este movimiento a procesador integrado 39, integrado en y acoplado al sensor 41 de la cámara delicada del seguidor. A su vez, el procesador integrado se acopla 39 al soporte 34 de la suspensión cardán y comunica los movimientos correctivos a realizarse por el soporte 34 de la suspensión cardán al espejo 32 para mantener el haz de luz 30 alineado con el espejo 32 a medida que la aeronave 10 se mueve en vuelo. Más detalles en cuanto a procesador integrado 39, su acoplamiento con el soporte 34 de la suspensión cardán y los movimientos impartidos al espejo 32 se describirán a continuación.

Con el sistema 24 asegurado a las aeronaves 10 que viajan a velocidades de hasta y más allá del Mach de aterrizaje realizando maniobras, el haz de luz 30 se movería de otro modo fuera de la alineación con el espejo 32 o de otro modo fuera de la cobertura de campo del espejo 32, a menos que se realicen movimientos correctivos en el espejo 32 para compensar el movimiento realizado por la aeronave 10 en sus maniobras. Por ejemplo, con sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 fijado a la aeronave 10 para adquirir mediciones de perturbaciones aero-ópticas y con la aeronave 10 volando a través de una maniobra, el espejo 32 se mueve con relación al haz de luz 30. El sensor giroscópico 38 detecta este movimiento del espejo 32 y envía estos datos o información de movimiento al procesador integrado 39.

El sensor giroscópico 38 tiene un intervalo de conexión de ancho de banda de 10 Hz a 100 Hz con procesador integrado 39. El procesador integrado 39, a cambio, ordena al soporte 34 de la suspensión cardán mover el espejo 32 para mantener el haz de luz 30 en la alineación adecuada con el espejo 32. La suspensión cardán 34 opera con un sensor angular de <4 microrradianes en la resolución de más de una cobertura de campo de +/- 45 grados en acimut y elevación, y una velocidad angular máxima de >60 grados/segundo en acimut y elevación.

El procesador integrado 39, como se ha mencionado anteriormente, se acopla a una cámara 51 del seguidor fino, que se describirá en más detalle a continuación. En esta realización, el procesador integrado incluye: una Matriz de Puertas de Campo Programable (FPGA), tales como la LX150T Xilinx Spartan-6 (con soporte para LX100T y LX75T); Memoria Flash de Arranque; Procesador Supervisor XMOS; 2x QDR-II SSRAM; Soporte para dos módulos de interposición 4x SDRAM; Flash NAND que proporciona 4GBytes de espacio de almacenamiento; Sensor de E/S que soporta Enlace de la cámara; Soporte PCI-Express x1; y 1 GbE a FPGA. El procesador 39 incluye además: un Procesador de Uso General (GPP), tales como Freescale QorIQ P1022; 512MBytes DDR3 SDRAM con ECC; 12C RTC (a través de la expansión ES); Sensor de temperatura de 12C; Configuración Flash de Interfaz Periférica de Serie (SPI); memoria Flash NAND; Reinicio del Procesador (a través de la expansión ES); enlace de comunicaciones de 10 bits entre el procesador supervisor módulos FPGA (a través de la expansión ES); PCI Express x1, Gen 1.0 a Módulos FPGA Spartan FPGA (a través de la expansión ES); Ethernet Gigabit (a través de la expansión ES); y el almacenamiento de Disco de Estado Sólido (a través de la expansión ES). El procesador integrado 39 se acopla al soporte 34 de la suspensión cardán con un intervalo de conexión de ancho de banda de 10 Hz a 100 Hz. El soporte 34 de la suspensión cardán opera con una detección de posición de <4 microrradianes en la carrera en una cobertura de campo de +/- 45 grados en acimut y elevación, y una velocidad angular máxima de >60 grados/s en acimut y elevación.

Con el procesador integrado 39 que recibe datos de movimiento con respecto al espejo 32 procedentes del sensor giroscópico 38, el procesador integrado envía comandos de movimiento a la suspensión cardán 34 para mover el espejo 32 y mantener espejo 32 correctamente posicionado para mantener el haz de luz 30 desde la fuente de emisión de luz en la cobertura de campo para el espejo 32. Los actuadores Cast Glance pueden accionar la suspensión cardán con una aceleración máxima de >1700 grados/s² en acimut, y >400 grados/s² en elevación.

El sistema de espejos con suspensión cardán 28 incluiría también, en esta realización, el uso de los codificadores entre la plataforma estabilizada, proporcionados por el sensor giroscópico 38, y el plano de giro para hacer cumplir la cinemática estabilizada, así como, un accionamiento sincronizado de dos (2) a un (1) codificador entre la plataforma estable y el plano de giro. Además, la suspensión cardán utiliza flexuras giratorias y bobinas móviles giratorias en lugar de cojinetes o motores CC conmutados o con escobillas.

Con el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 montado en la aeronave 10, particularmente uno que puede alcanzar una velocidad supersónica, se puede impartir una alta vibración al sistema de espejos con suspensión cardán 28. En esta realización, aislantes pasivos altamente amortiguados se utilizarán en el soporte 34 de la suspensión cardán. Además, al menos un bucle estabilizado giroscópicamente de 100 Hz se puede emplear utilizando el sensor giroscópico 38 y el soporte 34 de la suspensión cardán para realizar movimientos correctivos en el espejo 32 para un ángulo grande que señala a la fuente de emisión de luz, como una estrella u otra aeronave, etc. Además, el uso de los datos de vibración recogidos en un Boeing F-15E con un paquete Shock Wave a 1,2 y 1,4 Mach pueden introducirse, por ejemplo, en un Simulink Model, u otro modelo o simulación, de la suspensión cardán 34 estabilizada por el sensor giroscópico 38. Se prevé que la línea residual de la fluctuación de fase de visión sea inferior a 3,0 microrradianes para la fluctuación de fase del movimiento de base. Esto permite que el sensor 41 del

seguidor fino, controlado por el procesador integrado 39, reduzca la perturbación óptica en el campo de flujo de aire 12, ordenando la corrección al espejo de dirección rápido 54.

En esta realización, el primer espejo plegable de periscopio 36, del sistema de espejos con suspensión cardán 28 recibe haz de luz 30 directamente desde el espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34 y refleja el haz de luz 30 directamente hacia el segundo espejo plegable de periscopio 40 sistema de medición del frente de ondas 26, como se muestra en la Figura 3. El segundo espejo plegable de periscopio 40 recibe el haz de luz 30 directamente desde el primer espejo plegable de periscopio 36, en esta realización, a un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). El segundo espejo plegable 40 tiene, en esta realización, una elipse con un eje menor de cuatro (4) pulgadas (101,6 mm) con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad. El haz de luz 30 se refleja desde el segundo espejo plegable de periscopio 40 directamente al primer espejo plegable intermedio 42. En primer espejo plegable intermedio recibe el haz de luz 30, en esta realización, a un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). El primer espejo plegable intermedio 42 tiene una elipse con un eje menor de tres (3) pulgadas (46,2 mm) con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad. A su vez, el primer espejo plegable intermedio 42 refleja un haz de luz 30 directamente a segundo espejo plegable intermedio 44 en el que el segundo espejo plegable intermedio 44 recibe también el haz de luz 30, en esta realización, en un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). Del mismo modo, el segundo espejo plegable intermedio 44 tiene, en esta realización, una elipse con un eje menor de tres (3) pulgadas (46,2 mm) con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98%) de reflectividad.

El haz de luz 30 se refleja desde el segundo espejo plegable intermedio 44 directamente al primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 46. El primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 46 tiene, en esta realización, un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento reflectividad fuera del eje (98 %). El haz de luz 30 se recibe por primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 46 en un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de ocho grados (8,0°). El haz de luz 30 se refleja desde el primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 46 directamente al primer espejo plegable 48. El primer espejo plegable 48 es, en esta realización, un repetidor discípulo con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad. El haz de luz 30 se recibe por el primer espejo plegable 48 en un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de ocho grados (8,0°). El haz de luz 30 se refleja directamente desde el primer espejo plegable 48 hasta el segundo espejo plegable 50 y se recibe por el segundo espejo plegable 50 en un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de quince grados (15,0°). El segundo espejo plegable (50) es, en esta realización, también un repetidor discípulo con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad.

El haz de luz 30 se refleja directamente del segundo espejo plegable 50 al segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 52. El segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 52 recibe el haz de luz 30 en un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de ocho grados (8,0°). El segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 52, en esta realización, es un repetidor discípulo del espejo paraboloide fuera de eje cóncavo con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad. El haz de luz 30 se refleja directamente desde el segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo 52 al espejo de dirección rápido 54 que tiene, en esta realización, una pulgada (1") (25,4 mm) (25,4 mm) de diámetro con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento (98 %) de reflectividad y un ancho de banda de 100 a 1000 Hz.

El espejo de dirección rápido 54 es, en esta realización, un OIM101 con FSM de una pulgada (25,4 mm), fabricado por Optics In Motion LLC ubicados en Long Beach, CA. El espejo de dirección rápido 54 se acopla al procesador integrado 39 y a la cámara delicada 41 del seguidor para crear un bucle de comunicación para proporcionar movimiento al espejo de dirección rápido 54, con una longitud de la carrera angular dentro del intervalo de +1,5 grados y -1,5 grados y una resolución angular de <2 microrradianes y opera en una conexión de ancho de banda con procesador integrado 39 de 100 a 1000 Hz, para compensar la fluctuación de fase impartida al haz de luz 30 por el vuelo de la aeronave 10. Esta fluctuación de fase se crea en el haz óptico por las vibraciones de la aeronave 10, y las perturbaciones aero-ópticas del campo de flujo 12, la onda de choque 16, y el límite de choque 18 en varios ángulos de observación alrededor de la aeronave. Para crear este bucle de comunicación, en parte, el espejo de dirección rápido 54 se acopla a la cámara delicada 41 del seguidor a través de una porción transmitida 58 del haz de luz 30. El haz de luz 30 refleja desde el espejo de dirección rápido 54, en esta realización, directamente al divisor de haz 56.

El divisor de haz 56 tiene, en esta realización, un diámetro de una pulgada (1") (25,4 mm) (25,4 mm) con un revestimiento de banda ancha con el cincuenta por ciento (50 %) de reflectividad y recibe el haz de luz 30 a un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de ocho grados (8,0°).

En esta realización, el divisor de haz 56 es un divisor de haz de placa de banda ancha fabricado por CVI Laser Optics de Albuquerque, Nuevo México. Este divisor de haz tiene la marca CVI Laser Optics con material óptico: vidrio N-BK7; Calidad superficial: 10-5 ralladura y perforación; Código del producto: BBS; Adherencia y durabilidad: De acuerdo con MIL-C-675C. insoluble en disolventes de laboratorio; Abertura Clara: mayor o igual al ochenta y

cinco por ciento (85 %) del diámetro central; Tecnología de revestimiento: Multicapa dieléctrica por haz de electrones; Combado: 0,35 mm en cuarenta y cinco grados (45°) (normal); Cuña: menos o igual a cinco (5) minutos de arco; Umbral de daño: cien (100) mJ/cm² para veinte (20) ns, y veinte (20) Hz @mil sesenta y cuatro (1064) nm; Espesor t + o - 0,25 mm; Diámetro: \varnothing + 0/-0,25 mm; Superficie Figura: $\lambda/10$ a 633 nm; Reflexión: R_{no polarizada} = 50 % + o -15 %; y Revestimiento en S2: revestimiento anti-reflectante de banda ancha de baja reflexión. Divisor de haz 56 divide el haz de luz 30 en una porción 58 y otra porción 60.

Una porción del haz de luz 30 que pasa a través del divisor de haz 56 se denomina porción transmitida 58 del haz de luz 30. La porción transmitida 58, en esta realización, se recibe directamente del divisor de haz 56 por el primer espejo plegable 62 del seguidor que tiene, en esta realización, un diámetro de una pulgada (1 ") con un revestimiento de banda ancha con una reflectividad superior al noventa y ocho por ciento (98 %). El primer espejo plegable 62 del seguidor recibe la porción transmitida 58 del haz de luz 30, en esta realización, a un ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°). Una lente de enfoque acromática 64 con un revestimiento de banda ancha AR recibe la porción transmitida 58 del haz de luz 30 a un ángulo de incidencia normal o perpendicular. El segundo espejo de plegado 66 del seguidor tiene, en este ejemplo, una pulgada (1") (25,4 mm) de diámetro en el eje semi-menor con un revestimiento de banda ancha con una reflectividad superior al noventa y ocho por ciento (98 %). El segundo espejo plegable 66 del seguidor recibe la porción transmitida 58 del haz de luz 30 de la lente de enfoque acromática 64 en este ángulo de incidencia de cuarenta y cinco grados (45°) y refleja la porción transmitida 58 directamente al conjunto de rueda 68 del filtro asociado con una cámara delicada 41 del seguidor y situada entre el segundo espejo plegable 66 del seguidor y la cámara delicada 41 del seguidor.

El conjunto de rueda 68 del filtro puede aplicarse para optimizar la señal de una estrella, en contraste, puede no aplicarse cuando la fuente de emisión de luz puede ser una baliza llevada por una aeronave. Con la porción transmitida 58 del haz de luz 30 pasando a través del conjunto de rueda 68 del filtro, la porción de transmisión 58 llega a la cámara delicada 41 del seguidor. La cámara delicada 41 del seguidor detecta el movimiento de la porción de transmisión 58 del haz de luz 30.

La cámara delicada 41 del seguidor, en esta realización, utiliza un Xenics Bobcat 640CL de onda corta de infrarrojos (SWIR) que es capaz de tener 1.700 Hz de velocidad de fotogramas en un modo de ventana de 128 x 128. Con la cámara delicada 41 del seguidor acoplada al procesador integrado 39, con el procesador integrado 39 acoplado al espejo de dirección rápido 54 y con el espejo de dirección rápido 54 acoplado a la cámara delicada 41 del seguidor a modo de porción transmitida 58 del haz de luz 30, el bucle de comunicación se completa para que la cámara delicada 41 del seguidor detecte el movimiento de la porción de transmisión 58 del haz de luz 30 y que comunique los datos al procesador integrado 39 que, a su vez, envía comandos al espejo de dirección rápido 54 para mover el espejo de dirección rápido 54 en consecuencia. Este bucle de comunicación funcionará para atenuar la fluctuación de fase impartida al sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 por el recorrido a alta velocidad de la aeronave 10.

Volviendo al divisor de haz 56, el divisor de haz 56 divide el haz de luz 30. El divisor de haz 56 transmite una porción, la porción 58 de transmisión, del haz de luz 30 y refleja otra porción del haz de luz 30, que ahora se conoce como porción reflejada 60, la porción reflejada 60 se dirige del divisor de haz 56 al primer espejo plegable 70 del sensor de ondas que tiene, en esta realización, un diámetro de semi-eje menor de una pulgada (1") (25,4 mm) y con un revestimiento de banda ancha de más del noventa y ocho por ciento de reflectividad (98 %). La porción reflejada 60 se recibe por el espejo plegable 70 en un ángulo de incidencia, en esta realización, de menos de quince grados (15,0°) y la porción reflejada 60 del haz de luz 30 se refleja directamente al repetidor discípulo acromático 72 que, en este ejemplo, tiene un revestimiento de banda ancha AR. La porción reflejada 60, en esta realización, se recibe por el repetidor discípulo acromático 72 en un ángulo de incidencia normal.

La porción reflejada 60 del haz de luz 30 pasa a la matriz de pequeñas lentes 74 del sensor del frente de ondas que se configura para captar parámetros del frente de ondas de espacio y tiempo asociados con las perturbaciones aero-ópticas creadas por la aeronave 10 en campo de flujo 12. Esto incluiría los límites de choque 18 con la aeronave 10 que viaja a varias velocidades incluida la supersónica. La matriz de pequeñas lentes 74 incluye una serie de pequeñas lentes de al menos 16 x 16 sub-aberturas o un conjunto de pequeñas lentes de 24 x 24 sub-aberturas. En esta realización, el sensor del frente de ondas incluye Xenics Cheetah-640CL con 24x24 sub-aberturas con 5x5 píxeles por sub-aberturas en una ventana de 120 x 120 que permitiría la recogida del frente de onda, en este ejemplo, a 15 kHz. La matriz de pequeñas lentes 74 centra la porción reflejada 60 en una cámara 76 del frente de ondas en matriz del plano focal. La cámara 76 del frente de ondas recibe así datos temporales y espaciales de las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo 12 de la porción reflejada 60 del haz de luz 30 que ha pasado a través de la matriz de pequeñas lentes 74 del sensor del frente de onda. En esta realización, la cámara del frente de onda, en esta realización, un plano focal de 512 x 512 de ondas cortas infrarrojo y tiene una velocidad de fotogramas de más de cinco (5) kHz.

La matriz de pequeñas lentes 74 del sensor del frente de ondas y la cámara 76 del frente de ondas se acoplan al suministro de energía del sensor, que incluye una interfaz de señal y otro procesador integrado 78, que incluye también dispositivos de almacenamiento de datos de estado sólido tales como la unidad de estado sólido interna

(SSD) SAMSUNG 840 Pro Series MZ-7PD128BW 2,5" 128GB SATA III MLC. El almacenamiento de datos de estado sólido almacenará los datos medidos de tiempo y espacio de las perturbaciones aero-ópticas creadas por la aeronave 10 recibidas de la matriz de pequeñas lentes 74 del sensor del frente de ondas y la cámara 76 del frente de onda, junto con datos de operación o de navegación de la aeronave 10. Estos datos almacenados se pueden utilizar para diseñar instrumentos ópticos que se instalarán después en la aeronave 10. El equipo adicional para soportar el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas²⁴, que se muestra en las Figuras 2-4, incluye un puerto de interfaz eléctrica 80 de la suspensión cardán y una fuente de alimentación y controlador 81 del espejo de dirección rápida.

El sistema de medición 26 del frente de ondas descrito anteriormente y el sistema de espejos con suspensión cardán estabilizado giroscópicamente 28 permiten que el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 esté contenido dentro de una disposición compacta como se observa en la Figura 5. Por ejemplo, el sistema de medición 26 del frente de onda, sin la suspensión cardán Cast Glance 28, se puede montar en una disposición de aproximadamente ocho pulgadas (8") (203,2 mm) x diez pulgadas (10") (254 mm) x veinte pulgadas (20") (508 mm) con un peso de entre treinta y cuatro (34) y cuarenta (40) libras (15,42 y 18,14 kg). Con la suspensión cardán Cast Glance 28, las dimensiones son ocho pulgadas (8") (203,2 mm) x diecinueve pulgadas (19") (482,6 mm) x veinte pulgadas (20") (508 mm) con un peso de entre ciento setenta (170) y ciento setenta y cinco (175) libras (77,11 y 79,38 kg). Con la capacidad de proporcionar un sistema de medición 26 del frente de ondas con esta disposición compacta y liviana, el sistema de espejos con suspensión cardán estabilizado giroscópicamente 28 puede asegurarse al sistema 26 y el sistema de medición 24 puede ahora asegurarse en muchas ubicaciones diferentes en la aeronave 10. Esta disposición compacta permitirá que el sistema de medición 24 se instale en aeronaves de combate más pequeñas que puedan alcanzar velocidades supersónicas y no alterar la aerodinámica de la aeronave.

Haciendo referencia a la Figura 5, el sistema de medición del frente de ondas 26 y el sistema de espejos con suspensión cardán estabilizado por giroscopio 28 están cada uno contenido dentro de los recipientes 85 y 83, respectivamente. Los recipientes 83 y 85 están firmemente asegurados entre sí para formar un conjunto de recipiente 82. El recipiente 83 incluye un lado delantero 84 que define la abertura 86 y permite que el sistema de espejos con suspensión cardán 28 quede expuesto a la luz entrante, tal como el haz de luz 30. Con respecto al sistema de medición del frente de ondas 26, que se aloja dentro del recipiente 85. Los componentes ópticos dentro sistema de medición del frente de ondas 26 se mantienen firmemente dentro del recipiente posterior 85 con una estructura de material compuesto de espuma de carbono (no mostrada) y montados en un banco de fibra de carbono 87, como se observa en la Figura 3. Los recipientes 83 y 85 se construyen normalmente de aluminio con un aislante térmico para que coincida con el coeficiente de expansión térmica del banco óptico.

Con el conjunto de recipiente 82 montado, está listo para fijarse a la aeronave 10 con aislantes pasivos tales como el aislante Barry Serie 1000, que cumple con la normativa ambiental Mil-M-17185 con un intervalo de temperatura de -65 grados F (-53,89 °C) a +180 grados F (82,22 °C), y la especificación de vibración Mil-STD-167. Como por ejemplo, el conjunto de recipiente 82 se fija a un lado de la posición del cilindro de nariz 88, como se observa en la Figura 5. Como se explicará con más detalle, el conjunto de recipiente 82 estará, en esta realización, situado en un número de ubicaciones en la aeronave 10 para medir y recoger datos temporales y espaciales de las perturbaciones aero-ópticas en campo de flujo de aire 12 que rodea las diferentes porciones de la aeronave 10. Normalmente, el conjunto de recipiente 82 que contiene el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticos 24 se colocará detrás de una ventana o ventana conformal 90, como se muestra en la Figura 5. El haz de luz 30 procedente de una fuente de emisión de luz tal como una estrella u otra aeronave o ubicación en tierra etc. pasará a través de una perturbación aero-óptica en el campo de flujo de aire 12, pasará a través de la ventana o ventana conformal 90 y después a través de la abertura 86 del recipiente 83. El haz de luz 30 se reflejará a continuación fuera del espejo 32 con el soporte 34 de la suspensión cardán y el primer espejo plegable de periscopio 36 y en el sistema de medición del frente de ondas 26 donde el haz de luz 30 se recibe por el segundo espejo plegable de periscopio 40. En otras ocasiones, el conjunto de recipiente 82 que contiene el sistema 24 se asegurará en una porción externa de la aeronave 10 detrás de una ventana que no es una ventana conformada 90 o en otras posiciones de la aeronave 10 donde se emplea una ventana conformada 90.

Como se observa en la Figura 6, esta realización retrata una aeronave de combate F-18 10. Como se ha descrito anteriormente, el conjunto de recipiente 82 se puede fijar a la aeronave F 18 10 y colocarse, por ejemplo, detrás de la ventana conformal 90 en lugares que incluyen: el cuerpo medio dorsal (dos ubicaciones) 92; ubicación de arma en ala 94; el sistema de focalización electro-óptico 96 o en otras aeronaves una plataforma de arma inferior; carenado conformal 98; cilindro de nariz superior 100; y dorsal detrás de la cabina 102. Con el sistema de medición 24 situado en estas diversas ubicaciones, los datos de perturbaciones aero-ópticas se pueden medir y recoger alrededor de la aeronave 10. Un sistema de medición única 24 puede emplearse en la aeronave 10 o múltiples sistemas de medición 24. Con la recogida datos de medición, el modelo de equipos ópticos que se colocarán en estas diversas ubicaciones se compilará para crear criterios de diseño para que el equipo óptico pueda dar cabida a las desviaciones ópticas creadas por las perturbaciones aero-ópticas situadas en el campo de flujo de aire 12 de la aeronave 10.

Como se observa en la Figura 7, en realización la aeronave 10 es un F 18 en vuelo y los sectores alrededor de la aeronave se delimitan para indicar la posible cobertura de campo de las posiciones del sistema de medición 24 que toma mediciones con la aeronave 10 en vuelo. Haciendo referencia a la Figura 7, estos sectores situados alrededor de la aeronave 10 incluyen un sensor del campo de cobertura superior 104; sensor del campo de cobertura inferior 106; sensor del campo de cobertura derecho 108 y sensor del campo de cobertura izquierdo 110. Independientemente, del posicionamiento de los sistemas de medición de perturbaciones aero-ópticas 24 en la aeronave 10, las geometrías de vuelo de la prueba para la adquisición de datos dependerán de la cobertura de campo del sistema óptico dentro del sistema 24 y de la ubicación y la velocidad de la fuente de emisión de luz.

Para caracterizar completamente el campo de flujo de aire 12 alrededor de la aeronave 10 se requerirá que el campo de cobertura del sistema óptico sea de 4π estereorradianes lo que requerirá más de un sensor o sistema 24. Aunque es posible asegurar múltiples sistemas 24 a la parte superior y parte inferior de la aeronave 10 esto no es necesario para un vuelo de caracterización o de adquisición de datos. El flujo de aire alrededor de la aeronave 10 es sustancialmente el mismo en el campo de cobertura lateral izquierdo 110 y en el campo de cobertura lateral derecho 108. Las diferencias en el campo de flujo de aire 12 cerca de una aeronave 10 se producirán en los campos de cobertura superior e inferior 104 y 106.

El sistema de medición 24 debe estar en una posición en la aeronave 10 para 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 de cobertura suficiente para medir o caracterizar el campo de flujo 12 arriba, abajo, lateral, hacia delante y hacia atrás de la aeronave 10.

Sin embargo, cuanto mayor sea la cobertura de campo se minimiza también la maniobra de la aeronave requerida 10 para observar la fuente de emisión de luz, ya sea una estrella u otra aeronave etc., y aumenta el tiempo de recogida de datos disponible. Sin embargo, cuanto mayor es la cobertura de campo, mayor será la ventana o ventana conformal 90.

En caso de que la ventana 90 no sea conformal y forme una burbuja, por ejemplo, en la superficie externa de la aeronave 10, requerirá un espejo de suspensión cardán diferente con mayor cobertura de campo. La configuración de burbuja cambiará el campo de flujo 12 que se mide. Se entiende que el sistema de medición aero-óptico 24 que comprende el sistema de espejos de suspensión cardán 28 y el sistema de medición del frente de ondas 26 se puede fijar a una amplia variedad de aeronaves que tienen un fuselaje y al menos una superficie de interfaz aerodinámica, tal como, un ala fija 17, flap estabilizante, pala giratoria etc. y no asegurarse solamente a un avión tal como la aeronave 10. La amplia variedad de aeronaves, además del avión, incluiría, por ejemplo, un cohete, misil, helicóptero, aeronaves que tienen alas fijas con capacidades de funcionalidad de helicóptero etc. Estas aeronaves proporcionarían una plataforma desde la que el sistema de medición aero-óptica 24 mediría las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo que rodea a esa aeronave en particular.

Como se ha mencionado anteriormente, los vuelos de medición de datos o de caracterización que emplearán el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticos 24, utilizarán una estrella, o una baliza de otra aeronave o desde el suelo, etc., como su fuente de haz de luz 30 para pasar a través del sistema de medición 24. El uno o más sistemas 24 se asegurarán, en esta realización, dentro del conjunto de recipiente 82 y, a su vez, se asegurarán firmemente a una ubicación deseada en la aeronave 10. Se contempla que la fijación del sistema 24 detrás de la ventana conformal 90 proporcionará al menos intrusión al campo de flujo de aire 12, sin embargo, otra adquisición de datos puede hacer que el sistema 24 se asegure detrás de una ventana no conformal creando una superficie anómala en la aeronave 10 que afecta el campo de flujo de aire 12.

Haciendo referencia a continuación a las Figuras 8A-8D, el sistema de medición de perturbaciones aero-ópticos 24 fue desarrollado, en esta realización, para volar en una aeronave 10 para medir y adquirir perturbaciones aero-ópticas en campos de flujo de aire de aeronaves 10, como se muestra. En particular, el sistema de medición 24 fue desarrollado de manera que era capaz de utilizar el sistema 24 en una aeronave de tipo más pequeño, tal como una aeronave de combate, con el fin de poder fijar el sistema 24 en múltiples ubicaciones de la aeronave 10 sin interrumpir la aerodinámica de la aeronave 10 y para poder adquirir datos en un amplio intervalo de velocidades de aire incluyendo supersónica.

En una realización de un vuelo para la medición y adquisición de datos de perturbaciones aero-ópticas, como se muestra en las Figuras 8A-8D, en esta realización, una aeronave F-18 10 comienza volar a lo largo de una trayectoria de vuelo 116 con el sistema de medición 24 asegurado en una posición del cilindro de nariz hacia delante 100. En esta realización, la aeronave 10 se desplaza a 1,6 Mach a una altitud de treinta mil pies (30.000 pies) (9,14 km). El sistema de medición 24 está funcionando a un ángulo de noventa grados (90°) de cobertura de campo total 112 y recibe un haz de luz 30 de una fuente de emisión de luz, la estrella 114, que tiene una magnitud de M_v3 o más brillante. El haz de luz 30 se recibe por el espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34, dentro de un sistema de espejos de suspensión cardán estabilizado por giroscopio 28. El haz de luz 30 se hace pasar a través del sistema de medición del frente de ondas 26 inclusive del espejo de dirección rápido 54 y a través del divisor de haz 56. El divisor de haz 56 divide el haz de luz 30 en una porción transmitida 58 y una porción reflejada 60. La porción

transmitida 58 del haz de luz 30 se refleja, como se ha descrito anteriormente, en la cámara delicada 41 del seguidor que se acopla al procesador integrado 39. A su vez, el procesador integrado 39 se acopla al sistema de espejos con suspensión cardán 28 para controlar el movimiento del espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34 y se acopla al espejo de dirección rápido 54 para controlar el movimiento del espejo de dirección rápido 54.

5 Con la aeronave 10 de vuelo, se inicia la etapa de recogida de datos relativos a perturbaciones aero-ópticas en campo de flujo 12 de la aeronave 10. La matriz de lentes 74 del sensor del frente de ondas y la cámara 76 del sensor del frente de ondas miden los datos de perturbaciones aero-ópticas de otra porción 60 del haz de luz 30. Otro procesador integrado 79 acoplado a la matriz de lentes 74 del sensor del frente de onda y a la cámara 76 del sensor del frente de ondas, recibe los datos de perturbaciones aero-ópticas medidos y almacena los datos. Como se ha
10 mencionado anteriormente, otro procesador integrado 78 se acopla también a la aeronave 10 y recibe la información de navegación con respecto a la ubicación, altitud y velocidad respecto al suelo aeronave 10 también.

Normalmente, antes del despegue de la aeronave 10 para medir y adquirir los datos de perturbaciones aero-ópticas, se selecciona una fuente de emisión de luz, tal como la estrella 114 en este ejemplo, que tiene una magnitud suficiente visible para operar con el sistema de medición 24. Las coordenadas para la fuente de emisión de luz o una
15 estrella 114 se introducen en el procesador integrado 39 que se acopla a la cámara delicada 41 del seguidor. Esto permite que el espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34 busque y detecte la fuente de emisión de luz o estrella 114 con la aeronave 10 en vuelo.

Después de que los motores se ponen en marcha, la tripulación de la aeronave 10 inicializa el sistema 24 e inicializa el sistema de orientación inercial de los GPS de la aeronave 10. La aeronave 10 procede a despegar y se dirige a un
20 punto inicial para la medición y adquisición de datos. En esta realización, expuesta en las Figuras 8A-8D, la aeronave 10 alcanza una velocidad de Mach 1,6 a una altitud de treinta mil pies (30.000 pies) (9,14 km) con una trayectoria de vuelo nivelada 116. La tripulación inicia un comando de recogida de datos que inicia la suspensión cardán 34, el espejo de dirección rápido 54, la cámara 41 del seguidor y el procesador integrado 39. El objetivo precargado se coordina para proporcionar orientación a los dispositivos iniciados para adquirir las coordenadas
25 precargadas de la fuente de emisión de luz o estrella 114. Con la fuente de emisión de luz o estrella 114 teniendo el haz de luz 30 acoplado al espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34, el sensor 41 de la cámara delicada del seguidor detecta el haz de luz 30 centrado en el campo de imagen, con bucles de comunicación de ancho de banda bajos cerrados para la suspensión cardán 34 y el espejo de dirección rápido 54 con el procesador integrado 39, el sistema de medición 24 se prepara para entrar en el modo de medición y de adquisición con respecto a las
30 perturbaciones aero-ópticas dentro del campo de flujo de aire 12.

En la Figura 8A, la aeronave 10 ha alcanzado la altitud, velocidad, trayectoria de vuelo y la fuente de emisión de luz o estrella 114. La trayectoria de vuelo 116 es recta y nivelada. El seguidor 41 detecta suficiente señal obtenida de
35 porción transmitida 58 del haz de luz 30 de la estrella 114, la tripulación puede cerrar el bucle de gran ancho de banda en el espejo de dirección rápido 54 y el procesador integrado 79 inicia la recogida de los datos medidos a partir de matriz de pequeñas lentes del frente de ondas 74 y de la cámara 76 que mide la perturbación aero-óptica de la porción reflejada 60 del haz de luz 30. El bucle de gran ancho de banda en el espejo de dirección rápido 54 permanece en este modo durante la medición y adquisición de datos del sistema de medición 24 a fin de atenuar los efectos de fluctuación de fase que se pueden impartir al sistema 24 durante tal desplazamiento a alta velocidad de la
40 aeronave 10. Durante este proceso, cuando el seguidor 41 detecta el movimiento de la porción de transmisión 58 del haz de luz 30 y transmite los datos al procesador integrado 39 éste, a su vez, envía comandos al espejo de dirección rápido 54 para moverse. En la realización mostrada en la Figura 8A, la estrella 114 aparece en una elevación de veinte grados (20°) con respecto a la aeronave 10 y de setenta grados (70°) desde la parte izquierda de la nariz 120 de la aeronave 10. La estrella 114 se encuentra hacia arriba y delante de la cobertura de campo del sistema de medición 24.

45 En la Figura 8B, a diez segundos del comienzo de la medición y adquisición de datos, la siguiente etapa, en esta realización, incluye iniciar el movimiento en la dirección de vuelo o iniciar una maniobra de la aeronave 10. La maniobra es un giro de cuarenta grados (40°) a 1,6 Mach. Esta maniobra mueve la estrella 114 hacia abajo y hacia atrás en la cobertura de campo para el sistema de medición 24 y la aeronave 10 hacia una segunda trayectoria de vuelo (no mostrada). Esta maniobra mueve la fuente de emisión de luz o estrella 114 en el campo de cobertura del
50 espejo 32 soportado por la suspensión cardán 34. El sensor giroscópico 38 envía los datos de movimiento del espejo 32 al procesador integrado 39. El procesador integrado 39 envía comandos a la suspensión cardán 34 para mover el espejo 32 manteniendo el haz de luz 30 alineado con el espejo 32 o en el campo de cobertura apropiado del espejo 32. Al mismo tiempo, otra porción reflejada 60 del haz de luz 30 continúa entrando en el sensor de la matriz de lentes del frente de ondas 74 y en la cámara 76 del de sensor del frente de ondas midiendo así las
55 perturbaciones aero-ópticas de la porción reflejada 60 del haz de luz 30. Estas mediciones se almacenan en el procesador integrado 78.

En esta realización, a cincuenta segundos (50 s) después de comenzar los datos de medición y la adquisición con respecto a las perturbaciones aero-ópticas, la aeronave 10 gira para nivelarse en la Figura 8C y comienza a volar en una segunda trayectoria de vuelo. En este punto, la aeronave 10 se sigue desplazando a 1,6 Mach en una

configuración recta y nivelada con la estrella 114 a veinte grados (20°) de elevación de la aeronave 10 y cien grados (100°) fuera del sector izquierdo de la nariz 120. La estrella 114 se encuentra hacia arriba y hacia atrás de la cobertura de campo del sistema 24. En esta etapa de vuelo de la aeronave 10 en la segunda trayectoria de vuelo, el sensor de la matriz de lentes del frente de ondas 74 y la cámara 76 de sensor del frente de ondas continúan recibiendo la porción reflejada 60 del haz de luz 30 con el fin de medir la perturbación aero-óptica creada por la aeronave 10 en el campo de flujo de aire 12.

Haciendo referencia a la Figura 8D, a los sesenta segundos (60 segundos) desde el momento en que se inició la medición, la aeronave 10 realizó la siguiente etapa de pasar de la segunda trayectoria de vuelo con un giro de diez grados (10°) que mueve la aeronave 10 de nuevo a la trayectoria de vuelo 116. Esta maniobra mueve la estrella 114 en la cobertura de campo del sistema de medición 24 y se mueve hacia delante en la cobertura de campo del sistema de medición 24. El bucle comunicación del sensor giroscopio 38, procesador integrado 39 y suspensión cardán 34 mantienen la estrella 114 representada y el haz de luz 30 alineado con la cobertura de campo del espejo 32. El sensor giroscópico 38 detecta el movimiento y transmite los datos al procesador integrado 39. El procesador integrado envía, a su vez, los comandos de control a la suspensión cardán 34 para mover el espejo 32 y mantener la estrella 114 en la cobertura de campo del espejo 32. Durante esta etapa con la aeronave 10 en movimiento de vuelta a su trayectoria de vuelo 116, la porción reflejada 60 del haz de luz 30 continúa siendo recibida por el sensor de la matriz de lentes del frente de ondas 74 y la cámara 76 del frente de ondas para continuar midiendo la perturbación aero-óptica en el campo de flujo de aire 12. Los datos de medición continúan almacenados por el procesador integrado 78.

Al final de la maniobra de la aeronave 10, la tripulación apaga el bucle de comunicación de gran ancho de banda del espejo de dirección rápido 54 haciendo que la recogida de datos de medición del procesador integrado 78 se detenga automáticamente. Las comunicaciones del procesador integrado 39 a la suspensión cardán 34 y a la cámara delicada 41 del seguidor se desactivan también. La tripulación hace volar después la aeronave 10 a su siguiente medición y adquisición inicial o al punto de inicio y el proceso se repite. Una vez que todos los datos se miden y recogen por sistema 24, para esa misión de vuelo particular, el personal de tierra carga los datos que se almacenan en el procesador integrado 78. Estas misiones de vuelo se realizan hasta que se hayan medido y adquirido datos suficientes para las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo de aire 12 para cada tipo de aeronave 10 a diversas configuraciones de velocidades, altitudes y maniobras de vuelo.

La recogida de datos de perturbaciones aero-ópticas en campo de flujo de aire 12 de la aeronave 10 se ha descrito anteriormente en las Figuras 8A-8D con el uso de una estrella 114 como la fuente de emisión de luz para el haz de luz 30. De manera similar, dichos datos de medición de las perturbaciones aero-ópticas se recogen en las Figuras 9A-9D con la fuente de emisión de luz siendo una baliza de otra aeronave 122 que emite el haz de luz 30. En la Figura 9A, en esta realización, la aeronave 10 está en su primera trayectoria de vuelo 116 viajando a una velocidad de a Mach 1,6 y a una altitud de treinta mil pies (30.000 pies) (9,14 km) en vuelo recto y nivelado. El haz de luz 30 de la otra aeronave 122 es seguido y mantenido en la cobertura de campo del sistema de medición 24 tal como el vuelo asociado con la estrella 114. Las perturbaciones aero-ópticas se miden y se almacenan junto con los datos operativos de las aeronaves 10 por otro procesador integrado 78. Con la fuente de emisión de luz adquirida, se procede a la medición de las perturbaciones aero-ópticas, en esta realización, durante quince segundos (15 s). La fuente de emisión de luz de otra aeronave 122 se sitúa a cuarenta y cinco grados (45°) de elevación con respecto a la aeronave 10 y a cuarenta y cinco grados (45°) de la parte izquierda de la nariz 120 de la aeronave 10. La fuente de luz objetiva que se emite desde otra aeronave 122 se encuentra hacia arriba y delante de la cobertura de campo 112 del sistema de medición 24.

Haciendo referencia a la Figura 9B, la aeronave 10 comienza a moverse o inicia un giro. A aproximadamente veinte segundos (20 s) desde el acoplamiento inicial con la fuente de emisión de luz, la aeronave 10 sigue volando a 1,6 Mach y hace un giro de cuarenta grados (40°). La fuente de emisión de luz objetivo está a cuarenta y ocho grados (48°) de elevación con respecto a la aeronave 10 y cincuenta y cuatro (54°) con respecto a la nariz 120 y moviéndose hacia atrás. Este giro mueve la fuente de emisión de luz objetivo hacia abajo y hacia atrás en la cobertura de campo del sistema de medición 24. Una vez más, la medición y la adquisición de datos de perturbaciones aero-ópticas siguen a medida que mantienen la fuente de emisión de luz objetivo en el campo de cobertura del sistema de medición 24. A lo largo de la medición y adquisición de datos, la atenuación de la fluctuación de fase se logra a través del bucle de comunicación cerrado a alta velocidad del espejo de dirección rápido 54 y del procesador integrado 39.

Haciendo referencia a la Figura 9C, treinta segundos (30 s) después del acoplamiento inicial con la baliza, la aeronave 10 se mantiene a una velocidad de 1,6 Mach y en una segunda trayectoria de vuelo recto y nivelado. La fuente de emisión de luz objetivo de otra aeronave 122 se encuentra a cien grados (100°) fuera del lado izquierdo de la nariz 120 de la aeronave 10 y la baliza objetivo está hacia arriba y hacia atrás en la cobertura de campo 112 del sistema de medición 24. Una vez más, la medición y adquisición de estos datos continúan a través de la porción reflejada 60 del haz de luz 30 de la fuente de emisión de luz objetivo de la otra aeronave 122 que pasa a través de la matriz de lentes de frente de ondas 74 y de la cámara 76 del frente de ondas y se almacenan en otro procesador 78.

- 5 En la Figura 9D, la aeronave 10 ha superado la otra aeronave 122 en treinta y nueve segundos (39 s) después del acoplamiento inicial con la fuente de emisión de luz objetivo. La aeronave 10 está aún viajando a una velocidad de 1,6 Mach y hace un giro de diez grados (10°). La fuente de emisión de luz objetivo de la otra aeronave 122 está a cuarenta y cuatro grados (44°) hacia arriba y ciento treinta y seis grados (136°) hacia atrás de la aeronave 10. La aeronave 10 ha movido de fuente de emisión de luz objetivo en la cobertura de campo 112 del sistema de medición 24. La fuente de emisión de luz objetivo continúa moviéndose hacia atrás hasta fuera de cobertura de campo 112 del sistema de medición 24. La medición de datos se detiene cuando el piloto apaga sistema 24. Nuevamente, los datos almacenados por otro procesador 78 se descargan por la tripulación de tierra una vez que la aeronave 10 vuelve a la base.
- 10 Como se ha mencionado anteriormente, las misiones de medición y recogida de datos pueden, en esta realización, realizarse a un intervalo de velocidades de al menos hasta Mach 2, una altura sobre el nivel del mar de hasta setenta y cinco mil (75.000 pies) (22,86 km) y con las maniobras de hasta a 3g. Los datos medidos y adquiridos para las perturbaciones aero-ópticas en el campo de flujo de aire 12 para cada aeronave proporcionarán un modelo personalizado para el equipo óptico que se va a llevar más tarde por dicha aeronave. La incorporación de los datos de espacio y tiempo medidos por el sistema 24 permitirá a las construcciones del equipo óptico compensar y operar
- 15 eficazmente a través de las perturbaciones aero-ópticas creadas en campos de flujo 12 de la aeronave 10.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10), que comprende:

un fuselaje (15) y al menos una superficie de interfaz aerodinámica (14);

5 un sistema de espejos con suspensión cardán (28) que comprende un espejo (32) soportado por una suspensión cardán para recibir un haz de luz (30) procedente de una fuente de emisión de luz y reflejar el haz de luz (30) a un primer espejo plegable de periscopio (36);

un sensor giroscópico (38) acoplado al espejo (32) y configurado para detectar el movimiento del espejo (32);

10 un procesador integrado (39) acoplado al sistema de espejos con suspensión cardán (28), en el que el sensor giroscópico se acopla al procesador integrado (39) para reenviar los datos sobre el movimiento del espejo (32) soportado por la suspensión cardán y en el que el procesador integrado (39) se configura para enviar comandos al cardán para mover el espejo (32) soportado por la suspensión cardán; y

un sistema de medición (26) del frente de ondas que comprende al menos cinco espejos reflectantes, que comprenden:

15 un segundo espejo plegable de periscopio (40) configurado para recibir el haz de luz (30) reflejado directamente desde el primer espejo plegable de periscopio (36) del sistema de espejos con suspensión cardán (28),

un primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo (46) configurado para recibir el haz de luz (30) reflejado por el segundo espejo plegable de periscopio (40),

un primer espejo plegable (48) configurado para recibir el haz de luz (30) reflejado directamente desde el primer espejo paraboloide fuera de eje cóncavo (46),

20 un segundo espejo plegable (50) configurado para recibir el haz de luz (30) reflejado directamente desde el primer espejo plegable (48) y un segundo espejo paraboloide fuera de eje cóncavo (52) configurado para recibir el haz de luz (30) reflejado directamente desde el segundo espejo plegable (50), y que refleja el haz de luz (30) a un espejo de dirección rápido (54), y

25 en el que el espejo de dirección rápido (54) se configura para reflejar el haz de luz (30) directamente a un divisor de haz (56) en el que el haz de luz (30) se divide en una porción transmitida (58) y una porción reflejada (60) del haz de luz (30).

2. La aeronave (10) de la reivindicación 1, que comprende un recipiente para contener el sistema de espejos con suspensión cardán (28) y el sistema de medición (26) del frente de ondas; y en el que el recipiente está asegurado a la aeronave (10).

30 3. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en el que el sistema de espejos con suspensión cardán (28) y el sistema de medición (26) del frente de ondas se sitúan detrás de una ventana (90) fijada a la aeronave (10); y en el que la ventana (90) comprende una ventana conformal.

35 4. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en el que el sistema de espejos con suspensión cardán (28) y el sistema de medición (26) del frente de ondas se configuran para situarse en diferentes lugares de la aeronave (10) que comprenden al menos una de un cilindro de la nariz lateral; cuerpo medio dorsal, ubicación de arma en el ala, ubicación del sistema de focalización electro-óptico, carenado conformal, cilindro de nariz superior y dorsal detrás de la cabina.

5. La aeronave (10) de la reivindicación 1, en la que:

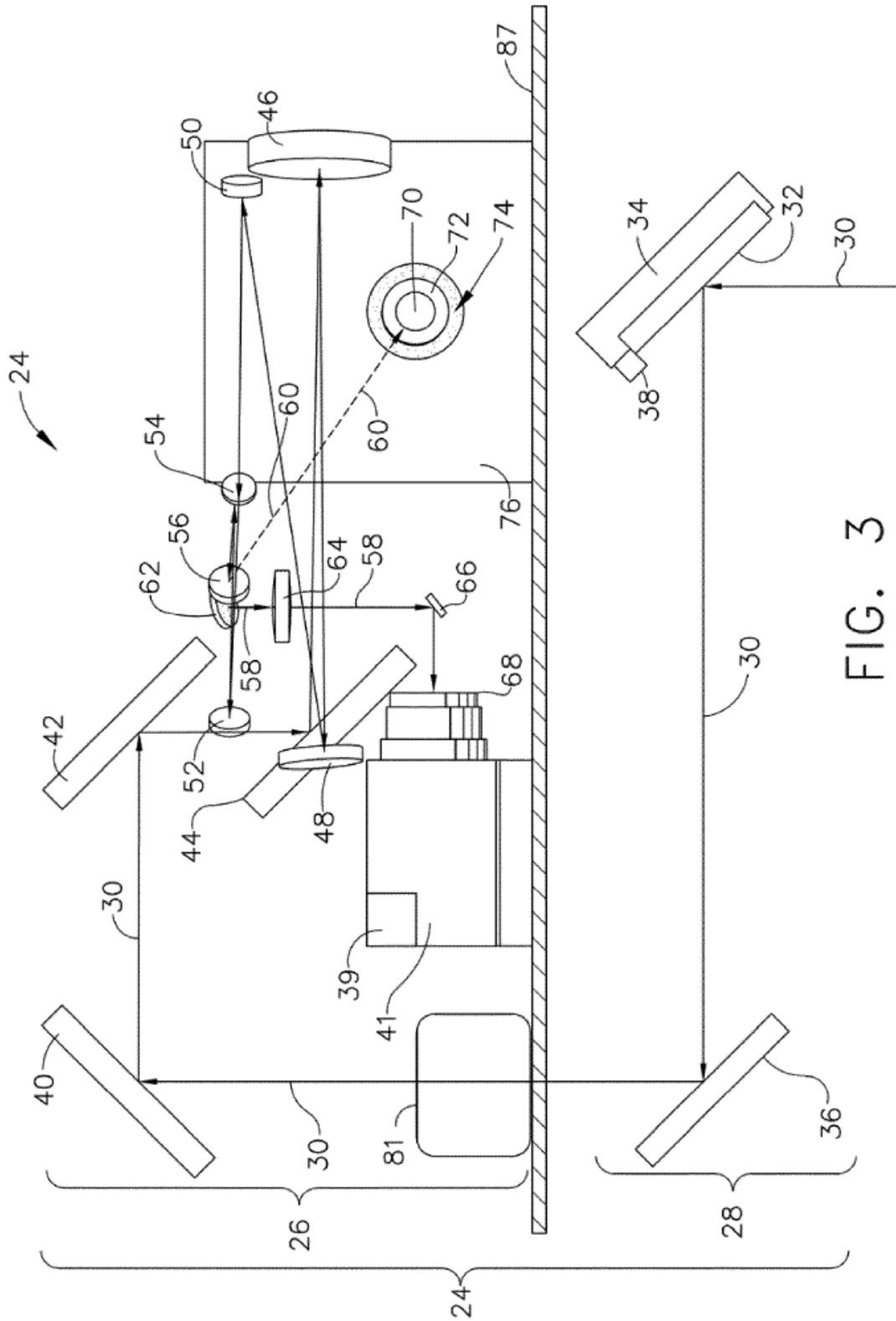
40 la porción de transmisión se configura para recibirse por una cámara delicada (41) del seguidor acoplada al procesador integrado (39) en la que el procesador integrado (39) se acopla al espejo de dirección rápido (54) para controlar el movimiento del espejo de dirección rápido (54), en la que

el sistema de espejos con suspensión cardán (28) y el sistema de medición (26) del frente de ondas están asegurados a la aeronave (10);

45 en la que el procesador integrado (39) se configura para recibir datos procedentes del espejo de dirección rápido (54) relativos al movimiento de la porción de transmisión del haz de luz (58) y el procesador integrado (39) se

configura para enviar comandos al espejo de dirección rápido (54) para mover el espejo de dirección rápido (54).

6. La aeronave (10) de la reivindicación 1, que incluye además un sensor del frente de ondas configurado para recibir la porción reflejada del haz de luz (60) y que se acopla a otro procesador integrado (78) que se configura para almacenar los datos del sensor del frente de ondas y los datos de navegación de la aeronave (10).



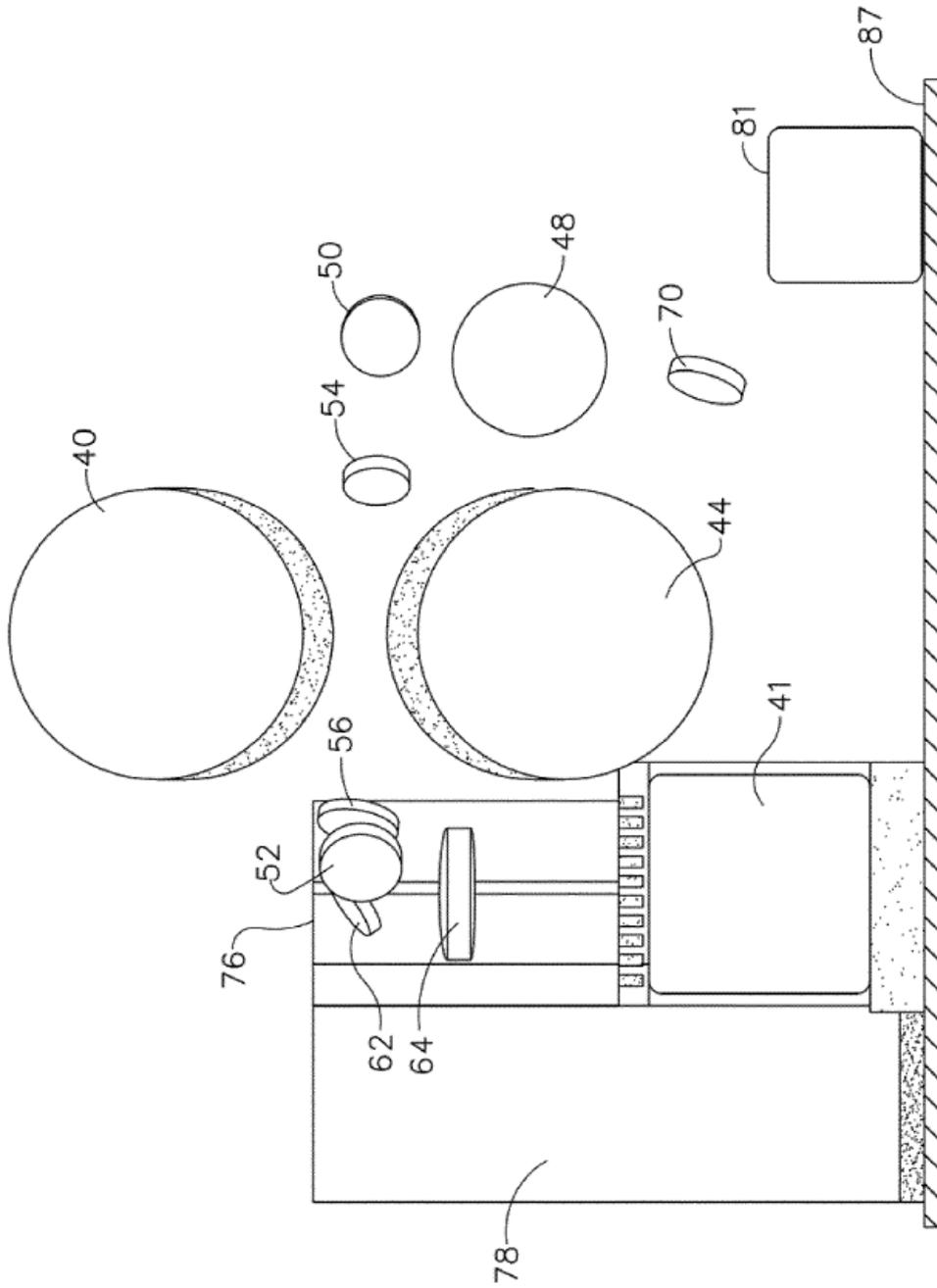


FIG. 4

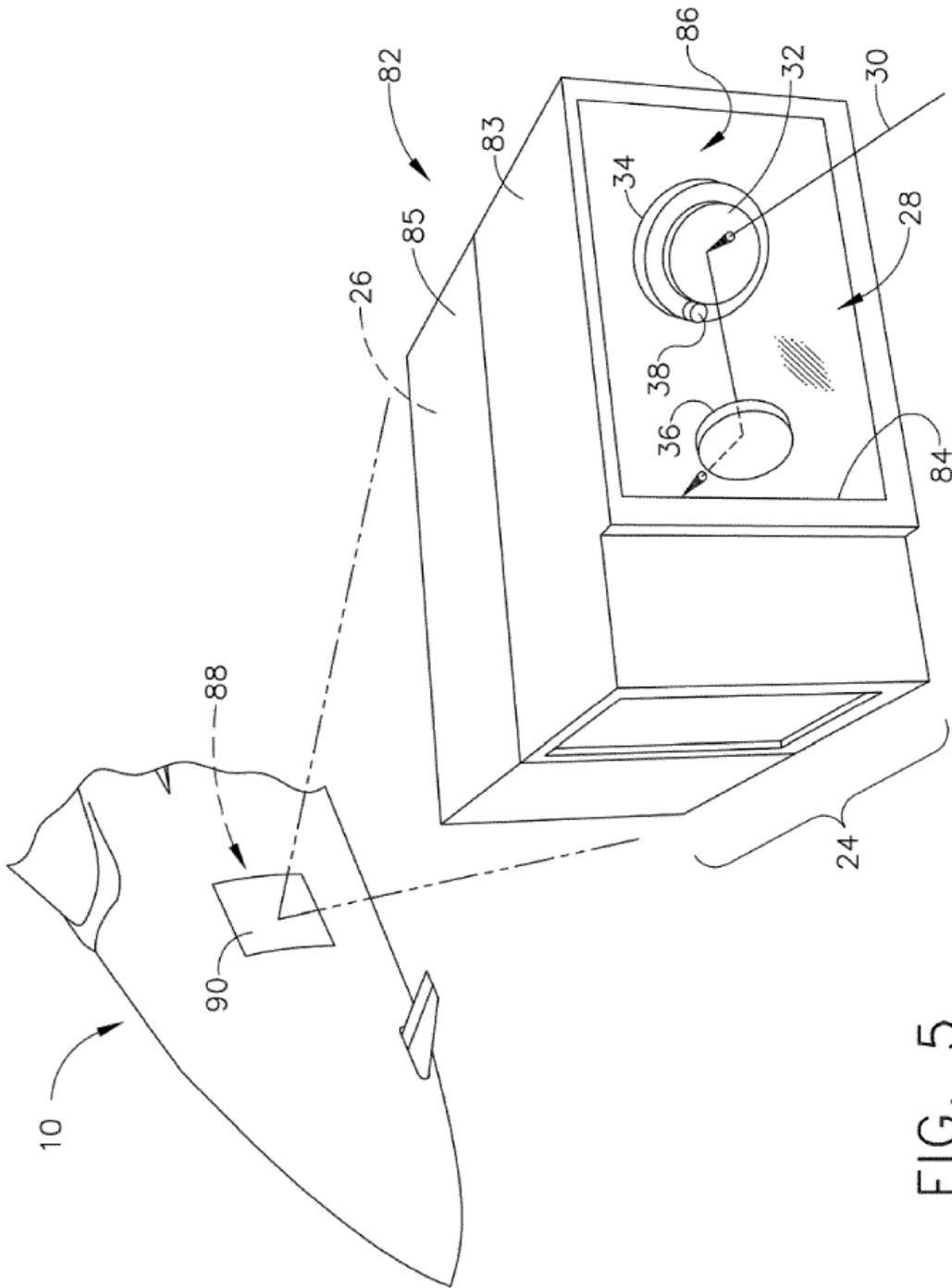


FIG. 5

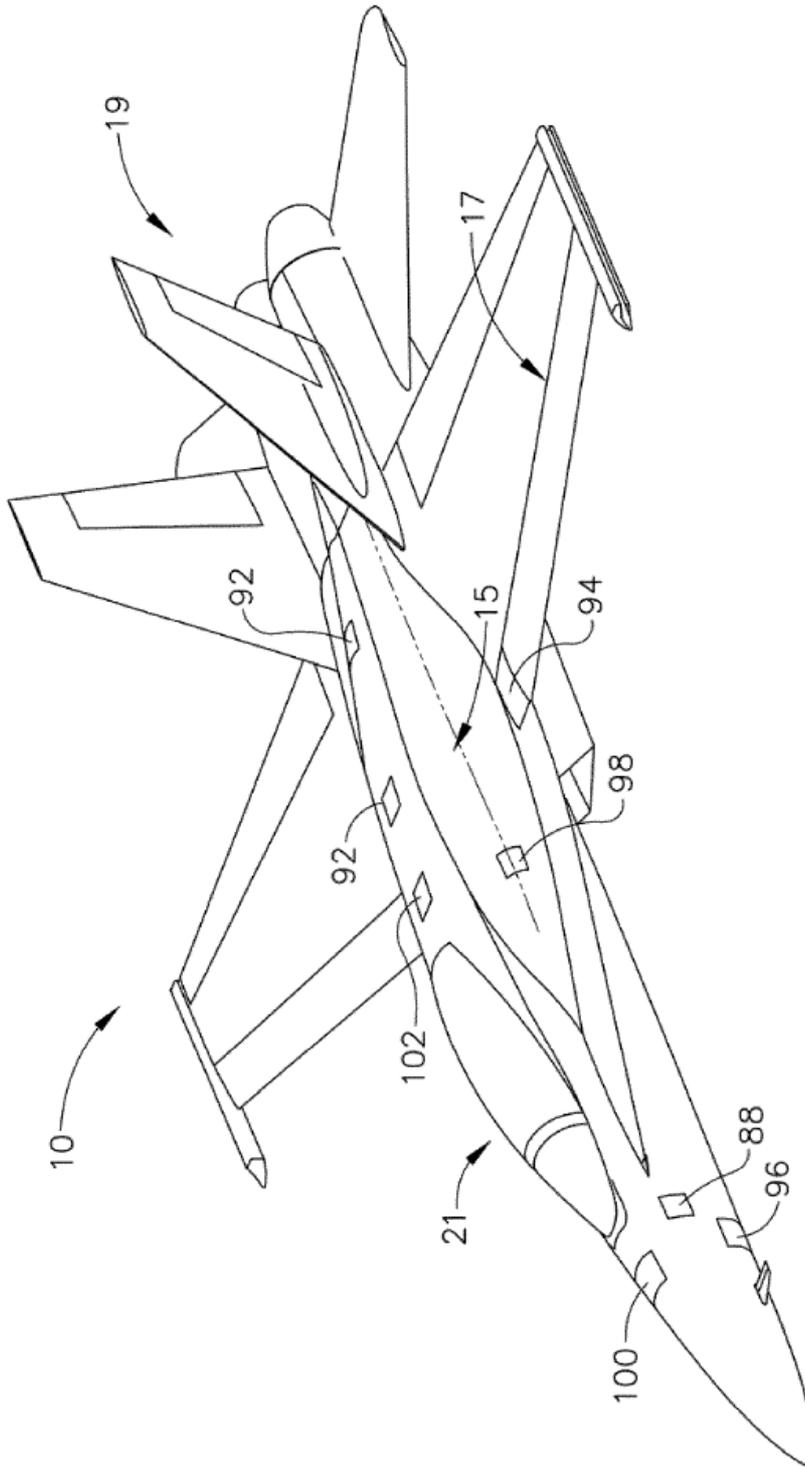


FIG. 6

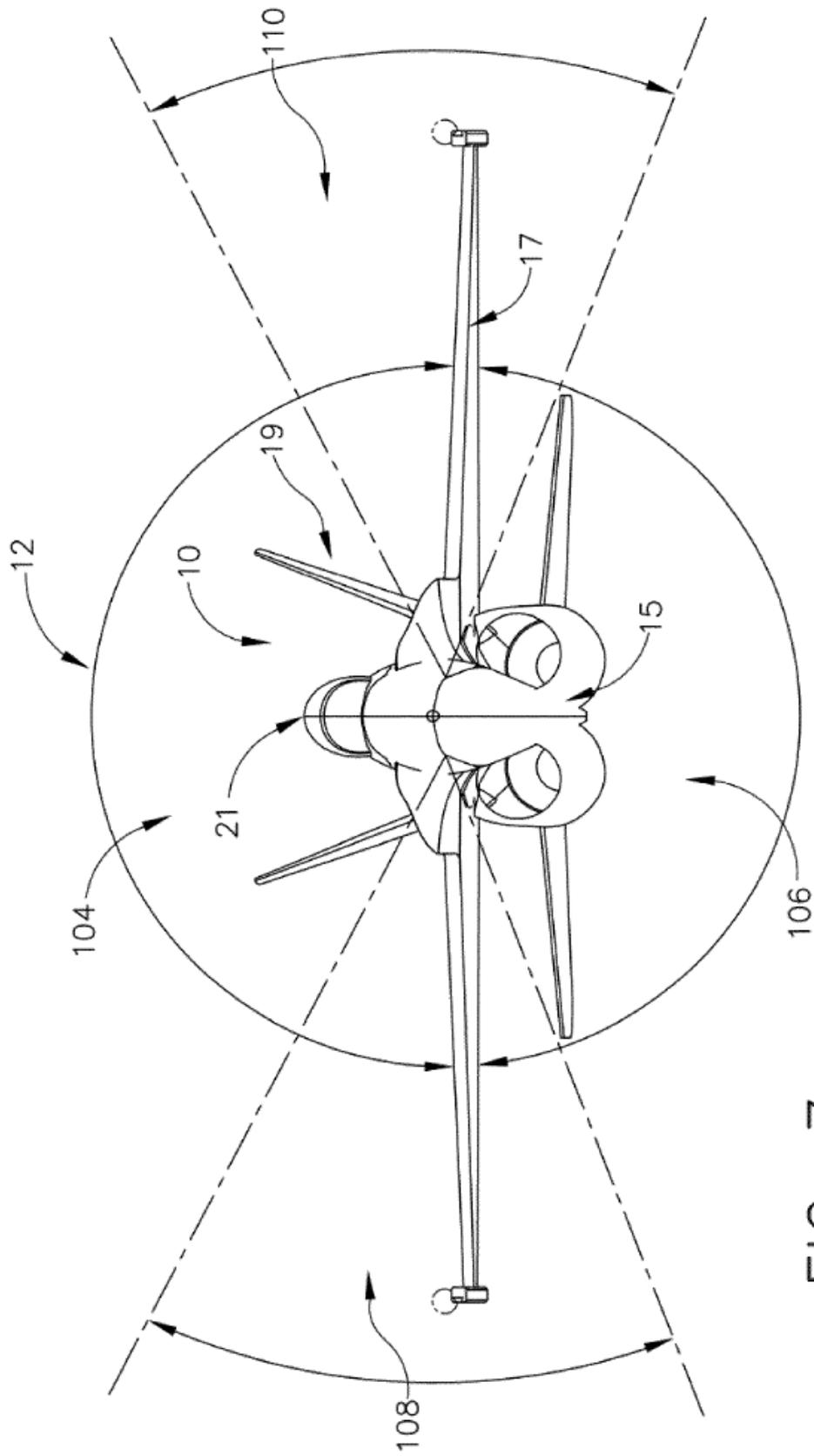
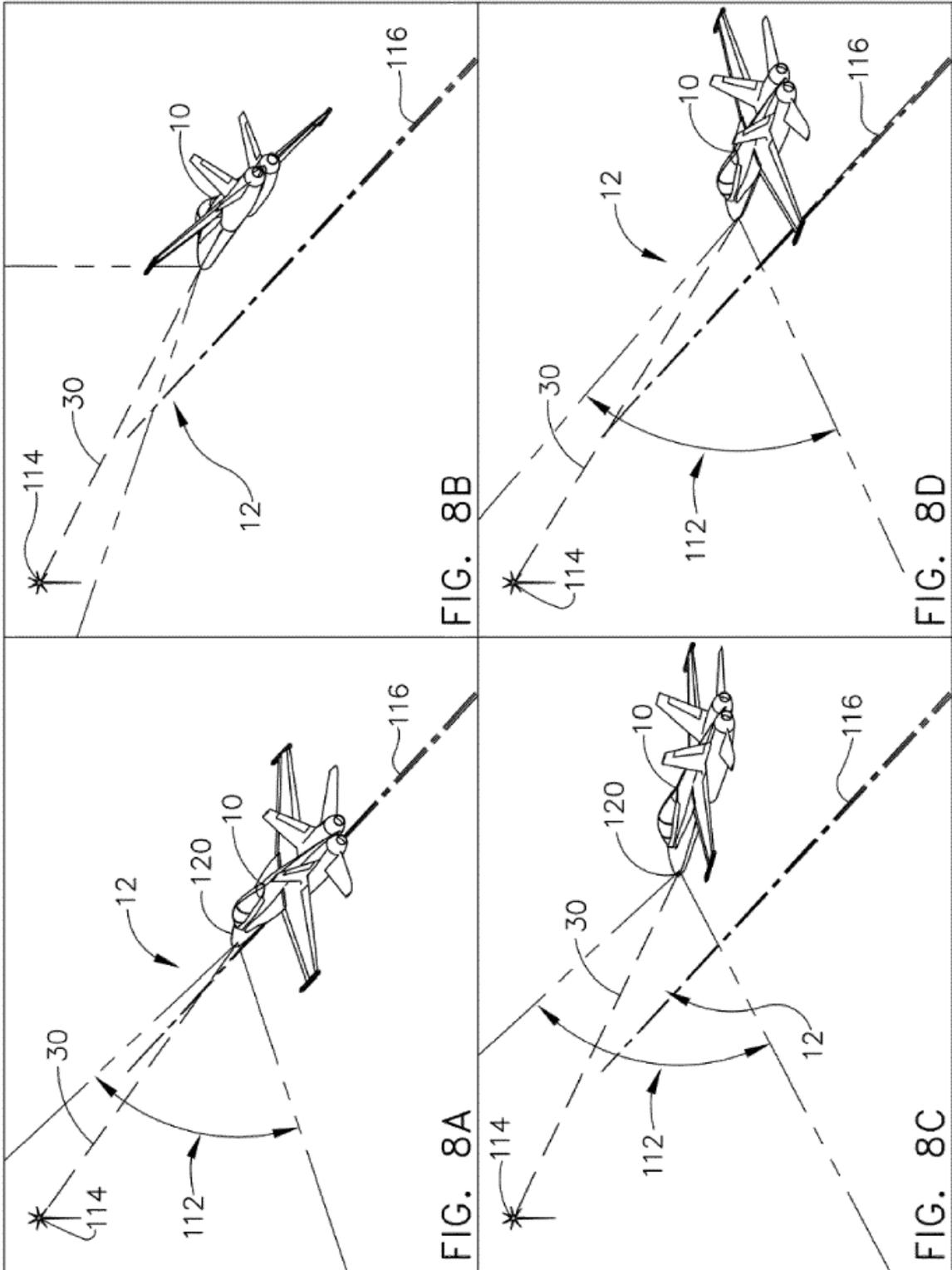


FIG. 7



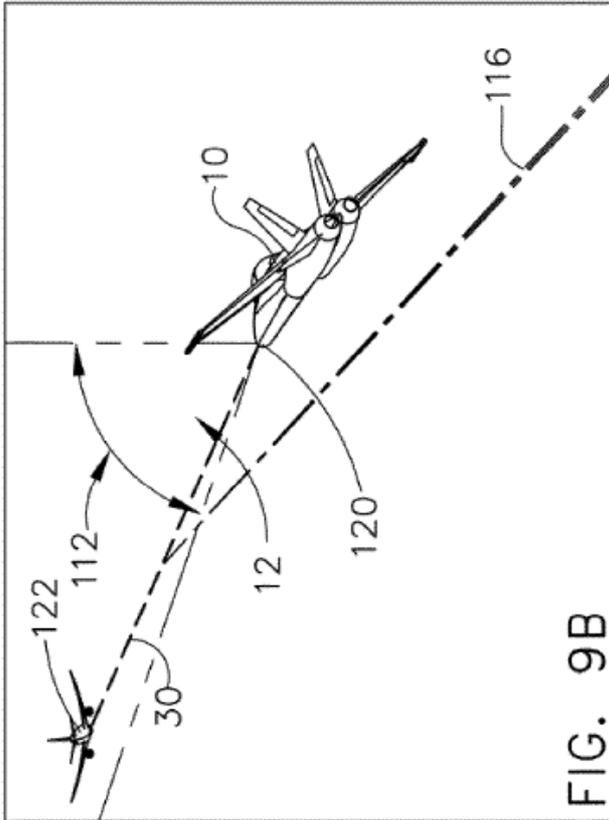


FIG. 9A

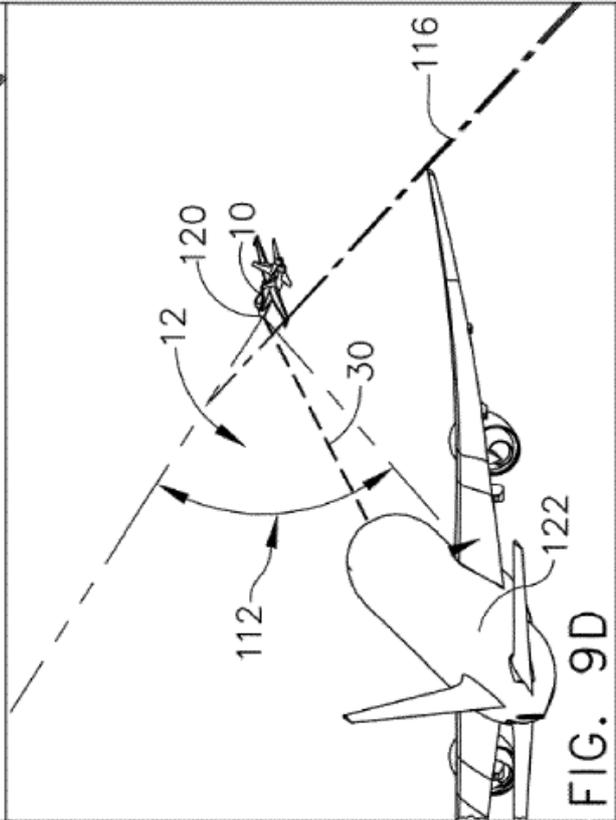


FIG. 9B

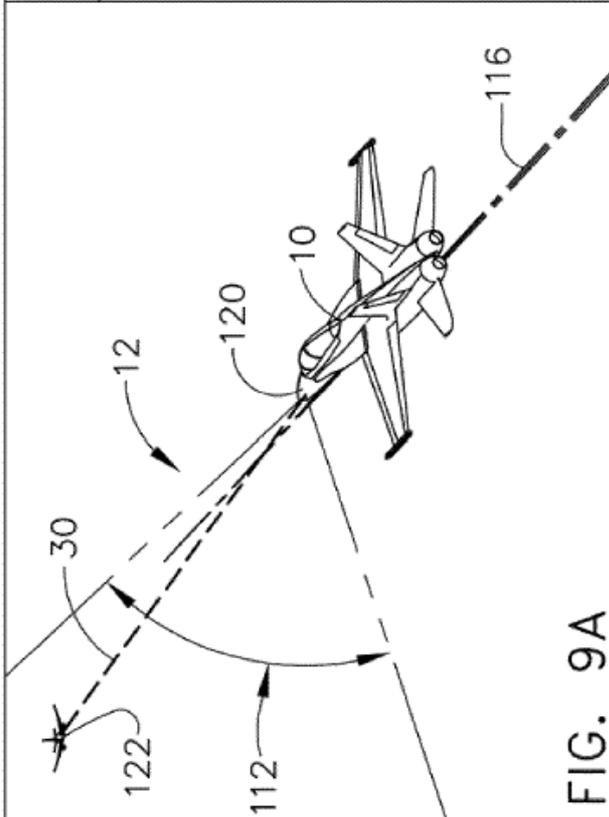


FIG. 9C

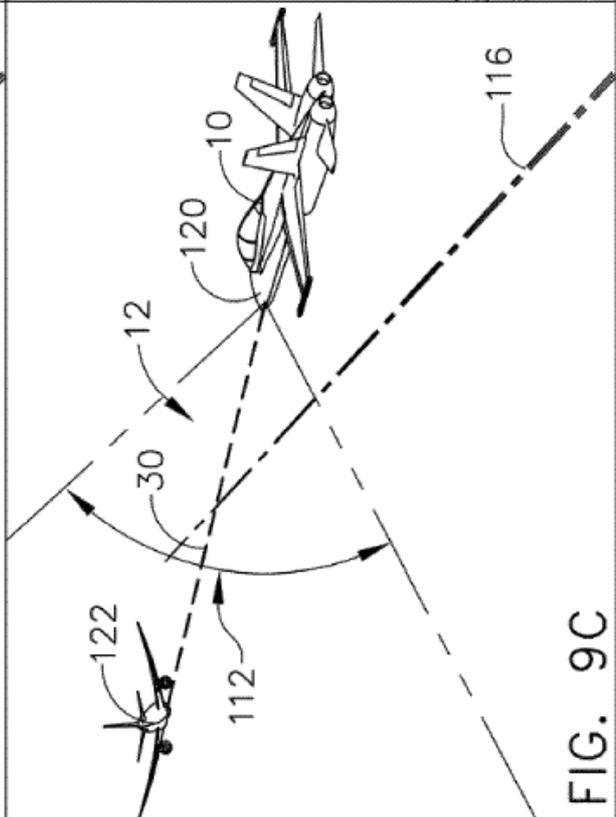


FIG. 9D