

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 018 470**

51 Int. Cl.:

<b>F42B 15/01</b>	(2006.01)
<b>G01S 5/16</b>	(2006.01)
<b>F41G 7/30</b>	(2006.01)
<b>F41G 7/00</b>	(2006.01)
<b>G05D 1/00</b>	(2014.01)
<b>G01C 21/12</b>	(2006.01)
<b>F41G 7/22</b>	(2006.01)
<b>F41G 7/34</b>	(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.06.2014 PCT/IL2014/050540**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **19.02.2015 WO15022681**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.06.2014 E 14835900 (3)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **12.03.2025 EP 3033584**

54 Título: **Sistema de misiles con capacidad de navegación basada en el procesamiento de imágenes**

30 Prioridad:

**15.08.2013 IL 22798213**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**16.05.2025**

73 Titular/es:

**RAFAEL ADVANCED DEFENSE SYSTEMS LTD  
(100.00%)  
P.O.B. 2250  
3102102 Haifa, IL**

72 Inventor/es:

**PELEG, OMRI;  
SHIMONOVITZ, ERAN y  
LEVY, AVIRAM**

74 Agente/Representante:

**ISERN JARA, Jorge**

**ES 3 018 470 T3**

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

**DESCRIPCIÓN**

Sistema de misiles con capacidad de navegación basada en el procesamiento de imágenes

5 CAMPO Y ANTECEDENTES DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a sistemas de misiles guiados electroópticos y, en particular, se refiere a sistemas y procedimientos que proporcionan capacidades de navegación mejoradas basadas en el procesamiento de ego-movimiento de imágenes de buscador.

10 Se conoce el suministro de misiles tácticos tierra-tierra y misiles guiados aire-tierra con un sensor de imágenes cardán para proporcionar capacidades de seguimiento de objetivos. Un subsistema de seguimiento recibe imágenes del sistema de formación de imágenes y rastrea un objeto diana hacia el que navega el misil. Dichos misiles pueden llevar ojivas antitanque y varios otros tipos de ojivas. Ejemplos de tales misiles que están disponibles comercialmente incluyen el misil "Javelin" de Lockheed Martin (EE. UU.), el misil "Pars 3" de MBDA (Alemania) y la familia de misiles "Spike" de Rafael (Israel). Estos misiles suelen funcionar en un modo de "disparar y olvidar" donde están fijados en un objetivo visible antes del lanzamiento y no necesitan más intervención durante su vuelo hacia el objetivo. En algunos casos, se proporciona una funcionalidad de "disparar, observar y actualizar" según la cual un operador observa imágenes del buscador de misiles, retransmitidas a través de una fibra óptica trasera o de forma inalámbrica, y puede seleccionar, corregir o cambiar la designación del objetivo durante el vuelo. Estos misiles generalmente no tienen capacidades de navegación geográfica, sino que dependen únicamente de objetivos designados visualmente.

25 Los misiles con funcionalidad "disparar y olvidar" se limitan a su uso contra objetivos para los que existe una línea de visión directa (LOS) desde el lanzador hasta el objetivo, lo que pone fuera de alcance a objetivos potenciales que están ocultos a la vista por objetos o topografía intermedios. Cuando la funcionalidad de "disparar, observar y actualizar" está disponible, es posible lanzar el misil hacia un "objetivo" temporal en la misma dirección general de un objetivo oscurecido y luego actualizar la designación del objetivo durante el vuelo cuando el objetivo real aparece a la vista. Sin embargo, dirigir un misil hacia un objetivo oculto de esta manera es una tarea difícil, con mucho potencial de error. También hay muchos escenarios donde sería útil seleccionar un objetivo según la información proporcionada en las coordenadas mundiales.

35 Las publicaciones de patente GB2293067 y DE102007054950 describen misiles que emplean imágenes de terreno emparejadas con datos derivados de una base de datos geográfica para proporcionar capacidades de navegación antes de fijarse en un objetivo. El documento DE4218600 describe un sistema para determinar parámetros de movimiento de un objeto volador mediante el uso de un sistema de detección óptica acoplado a un procesador basado en red neuronal para generar vectores de movimiento para el objeto volador.

40 Por lo tanto, existe la necesidad de un sistema y un procedimiento para proporcionar funcionalidad de navegación a misiles electroópticos de corto y mediano alcance sin requerir la inclusión de hardware dedicado del sistema de navegación

RESUMEN DE LA INVENCION

45 La presente invención es un sistema de misiles y un procedimiento correspondiente para hacer funcionar un misil guiado, como se expone en las reivindicaciones adjuntas.

BREVE DESCRIPCION DE LOS DIBUJOS

50 La invención se describe a continuación, sólo a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, donde:

- La FIG. 1 es una representación esquemática de un misil, construido y operativo según una realización de la presente invención;
- La FIG. 2 es un diagrama de bloques de un sistema de misiles, construido y operativo según una realización de la presente invención, que incluye el misil de la FIG. 1; y
- 55 La FIG. 3 es un diagrama de flujo que ilustra la operación del sistema de misiles de la FIG. 2 según una implementación de un procedimiento según la presente invención.

DESCRIPCION DE LAS REALIZACIONES PREFERIDAS

60 La presente invención es un sistema de misiles y un procedimiento correspondiente que emplea procesamiento de ego-movimiento de imágenes de buscador para proporcionar capacidades de navegación.

Los principios y el funcionamiento de los sistemas y procedimientos de misiles según la presente invención se pueden entender mejor con referencia a los dibujos y la descripción adjunta.

65

Visión general

Haciendo referencia ahora a los dibujos, las FIGS. 1 y 2 muestran aspectos de un sistema de misiles, construido y operativo según una realización de la presente invención. En términos generales, el sistema de misiles incluye un misil **10** que tiene un cuerpo de misil **12** que contiene un buscador **14**. El buscador **14**, típicamente ubicado en una parte de nariz del misil **10**, incluye un sensor de imágenes electroóptico **16**. Una disposición de control (varias opciones que se describirán a continuación) permite la dirección (manual o autónoma) del misil **10** a lo largo de una trayectoria de vuelo hacia un objetivo. Lo más preferentemente, la invención se refiere a misiles tácticos que están configurados para funcionar sin un sistema de navegación inercial a bordo y sin sensores de señal de posicionamiento por satélite a bordo, en su lugar se basan en imágenes del sensor de imágenes electroópticas **16** como base para el guiado del misil, de forma manual o autónoma, hacia el objetivo.

En este contexto, la presente invención complementa la funcionalidad del misil al proporcionar una funcionalidad de navegación basada en el procesamiento del ego-movimiento de imágenes del buscador **14**, facilitando así la navegación confiable del misil **10** hacia una ubicación objetivo inicialmente oculta o de otro modo no rastreable hasta que el objetivo se haga visible, o hacia un objetivo que se designa por sus coordenadas relativas o del mundo real en lugar de por su ubicación en el vídeo.

Con este fin, el sistema de misiles de la presente invención incluye además un subsistema de navegación que recibe las imágenes del sensor de imágenes **16**. El subsistema de navegación puede implementarse como un subsistema de navegación a bordo **26a**, que es parte de un sistema de procesamiento a bordo **20**, o como un subsistema de navegación remota **26b**, que es parte de un sistema de procesamiento remoto **36** (que se muestra en la FIG. 2 y se describe más adelante), o puede distribuirse entre los sistemas a bordo y remotos. El subsistema de navegación **26a** y/o **26b** están configurados para coprocesar imágenes del sensor de imágenes **16** para derivar el ego-movimiento del cuerpo del misil en relación con una región vista por el sensor de imágenes, y para derivar del ego-movimiento una dirección del objetivo calculada desde el misil a un objetivo.

En esta etapa, ya se apreciará que la presente invención hace una contribución importante a la funcionalidad de los misiles electroópticos tácticos. Específicamente, mediante el uso del procesamiento de ego-movimiento aplicado a las imágenes derivadas del sensor de imágenes del buscador, la presente invención proporciona capacidades de navegación a lo que normalmente es un misil de costo relativamente bajo sin requerir la adición de componentes de hardware dedicados, como los que se utilizan normalmente en misiles más caros, y sin dependencia del GPS durante el vuelo. Esta y otras ventajas de la presente invención se entenderán mejor con referencia a los dibujos y la siguiente descripción detallada.

Procesamiento de Ego-Movimiento

Los principios subyacentes del procesamiento del ego-movimiento de las imágenes tomadas por una sola cámara que viaja en relación con una escena tridimensional son conocidos y están bien documentados. Por ejemplo, los detalles de las técnicas de procesamiento adecuadas se pueden encontrar en libros de texto comunes o en la publicación de solicitud de patente previa a la concesión de EE. US 2009/0285450 de Kaiser et al., y una tesis doctoral relacionada titulada "Vision-Based Estimation, Localization, and Control of an Unmanned Aerial Vehicle" (Michael Kent Kaiser, Universidad de Florida, 2008). Para mayor concisión de la presentación, los detalles técnicos estándar sobre cómo implementar el procesamiento de ego-movimiento no se reproducirán en esta invención.

El procesamiento de ego-movimiento esencialmente rastrea el movimiento aparente de las características estacionarias que aparecen en dos o más vistas desde diferentes ubicaciones, y deriva el movimiento de la cámara en relación con las características rastreadas. Cuando el área vista por el sensor de imagen cambia significativamente, el encadenamiento en margarita de las estimaciones de pose se puede usar para determinar nuevas posiciones en relación con las características que ahora han pasado de la vista.

La implementación del procesamiento de ego-movimiento para navegar un vehículo aéreo como se describe en los documentos mencionados anteriormente emplea una cámara con un amplio campo de visión rígidamente fijado al fuselaje del vehículo aéreo para apuntar generalmente perpendicular a la dirección de desplazamiento. Estos parámetros (cámara rígidamente fija, amplio campo de visión y dirigidos perpendicularmente a la dirección de desplazamiento) reflejan los supuestos comunes de los parámetros de trabajo optimizados: una dirección de visión hacia abajo o hacia los lados garantiza un movimiento relativo suficiente para facilitar la derivación del ego-movimiento; un amplio campo de visión garantiza la cobertura de suficientes características rastreadas dentro del campo de visión; y una cámara montada rígidamente para garantizar el mapeo uno a uno entre la posición de la cámara derivada y la posición del fuselaje del vehículo aéreo.

En contraste con lo anterior, el sensor de imágenes de un buscador de misiles electroóptico es típicamente un sensor de campo de visión estrecho (típicamente menos de 15° de ángulo de visión, y a menudo menos de aproximadamente 5°) que típicamente está montado dinámicamente en una disposición de cardán en relación con el cuerpo del misil, y que mira en una dirección generalmente hacia adelante hacia la región de un objetivo. La presente invención enseña

que el sensor de imágenes de un buscador de misiles electroópticos, a pesar de estar lejos de los parámetros óptimos asumidos anteriormente, se ha descubierto sorprendentemente que es una base muy eficaz para el procesamiento del ego-movimiento.

5 El procesamiento del ego-movimiento determina el movimiento de un dispositivo de imagen en relación con las características dentro del campo de visión, sujeto a un factor de escala, pero no se puede utilizar para la navegación absoluta en el mundo físico sin algunos datos externos disponibles para anclar la pose de la cámara derivada en el mundo real y derivar el factor de escala. Por esta razón, la mayoría de las implementaciones de sistemas de navegación que emplean procesamiento de movimiento ego combinan la técnica con al menos una modalidad adicional de navegación, como sensores GPS, coincidencia de imágenes y/o sistemas de navegación inercial.

10 En contraste con lo anterior, ciertas implementaciones particularmente preferidas de la presente invención emplean el procesamiento de movimiento de ego como una única modalidad de navegación, derivando coordenadas del mundo real a partir de datos proporcionados antes del lanzamiento y derivando el factor de escala a partir de datos previos al lanzamiento o de mediciones tomadas inmediatamente después del lanzamiento. Hay una serie de opciones para la fuente y el contenido de los datos previos al lanzamiento y los datos del factor de escala, como se analizará a continuación. Esta modalidad de navegación se complementa opcionalmente con una modalidad de búsqueda basada en el seguimiento que asume el control de la dirección del misil durante las etapas de cierre de una trayectoria de vuelo hacia el objetivo. Cabe señalar en este contexto que el término "navegación" se usa en esta invención para referirse al control de la trayectoria del misil para guiarlo a una ubicación relativa o del mundo real definida, mientras que "búsqueda" se usa en esta invención para referirse al control de la trayectoria del misil para acercarse a un objetivo rastreado.

25 Detalles ejemplares del sistema

Volviendo ahora a detalles adicionales de un ejemplo particularmente preferido, pero no limitante del sistema de misiles de la presente invención, la FIG. 1 muestra esquemáticamente varios componentes de una implementación del misil **10** mientras que la FIG. 2 muestra esquemáticamente otros componentes de una implementación del sistema de misiles.

30 Con referencia primero al misil **10**, el sensor de imagen **16** es típicamente una cámara de imagen térmica, que puede estar enfriada o no enfriada. Adicional o alternativamente, se puede utilizar una cámara sensible al IR visible y/o cercano. El sensor de imágenes **16** está típicamente soportado por una disposición de cardán **18** para ser móvil con respecto al cuerpo del misil **10**, como es una práctica común en los misiles electroópticos. La disposición de cardán puede ser una disposición de cardán de dos ejes o tres ejes, y puede emplear diversas disposiciones geométricas de los ejes de cardán adecuadas para su uso contra objetivos estacionarios o de movimiento lento, como es bien conocido en la técnica.

40 Según ciertas implementaciones, el misil **10** también incluye un sistema de procesamiento a bordo **20**, que incluye uno o más procesadores (no se muestran) y componentes de almacenamiento de datos (no se muestran), configurados para proporcionar un subsistema de seguimiento **22** para rastrear un objeto en imágenes recibidas del sensor de imágenes y generar una dirección objetivo-rastreada. En ciertas configuraciones, el subsistema de seguimiento **22** proporciona un control de bucle cerrado de la disposición de cardán **18** para mantener el sensor de imágenes **16** alineado con un objetivo rastreado, de modo que los propios ángulos del cardán definen la dirección del objetivo rastreado. El sistema de procesamiento a bordo **20** también proporciona típicamente un subsistema de guía **24** configurado para accionar los accionadores de dirección (típicamente accionadores electromecánicos vinculados a superficies de control aerodinámico o accionadores de dirección pirotécnica **28**) para guiar el misil **10** a lo largo de una trayectoria de vuelo a un objetivo basándose al menos en parte en la dirección del objetivo rastreado. El misil **10** también incluye típicamente una carga útil **30**, una o más etapas de un sistema de propulsión **32 y**, opcionalmente, componentes de un subsistema de comunicaciones cableado o inalámbrico **34**. Aunque se ilustra en esta invención en el contexto de un misil con capacidades de seguimiento y guía a bordo, debe tenerse en cuenta que la invención también es aplicable a un misil controlado a distancia sin capacidades de seguimiento y guía a bordo.

55 Pasando ahora a la FIG. 2, según la implementación ejemplar ilustrada aquí, el misil **10** se despliega antes del lanzamiento en un lanzador **38** que incluye un recipiente (denominado indistintamente "tubo de lanzamiento") **40**. El recipiente **40** puede ser de cualquier tipo convencional, y puede configurarse para montarse en un vehículo (terrestre o aéreo), para el lanzamiento desde el hombro, o puede ser independiente. El lanzador **38** incluye opcionalmente un sensor de avistamiento **42**, que típicamente incluye un sensor de imágenes de tipo similar al sensor de imágenes **16**, posiblemente con diferentes configuraciones de zoom, utilizado para identificar y seleccionar un objetivo antes de cambiar a la vista de buscador de misiles.

60 Como se mencionó anteriormente, si bien la navegación basada en el ego-movimiento en relación con la posición del lanzador puede ser útil en varios escenarios, ciertas implementaciones preferidas de la presente invención proporcionan funcionalidad para la navegación a una ubicación de coordenadas del mundo real. Para este propósito, el subsistema de navegación **26a y/o 26b** se inicia preferentemente antes del lanzamiento con la posición de partida

geográfica y la orientación del misil. La fuente de esta información no es crítica para la presente invención, y puede proporcionarse o derivarse de varias maneras. A modo de ejemplo no limitativo, el lanzador **38** se muestra aquí con un subsistema **44** que incluye componentes tales como un receptor GPS (o equivalente) y/o un sistema de registro geográfico para derivar la posición y orientación del lanzador, y por lo tanto también del misil, antes del lanzamiento.

5 En una implementación, la ubicación geográfica puede determinarse mediante GPS, y la orientación angular puede determinarse mediante el uso de una brújula digital y un sensor de nivel digital. De manera adicional o alternativa, se pueden utilizar técnicas de triangulación manuales o automatizadas en relación con otros puntos de referencia de ubicación conocidos permanentes o temporales, respaldados por hardware adecuado, como se conoce en la técnica.

10 Adicional o alternativamente, se puede usar un sistema de imágenes o de alcance para determinar o refinar la determinación de la posición y orientación del lanzador con respecto a los puntos de referencia avistados o las características geográficas identificadas, manual o automáticamente, en una base de datos geográfica que incluye un mapa digital del terreno (DTM). Todas las técnicas anteriores, así como el hardware necesario para soportarlas, son bien conocidas y no se analizarán aquí en detalle. Los datos de ubicación y orientación derivados se proporcionan preferiblemente al subsistema de navegación **26a** y/o **26b** antes del lanzamiento, junto con los datos de ubicación

15 objetivo que normalmente se proporcionan desde una fuente externa.

También como se mencionó anteriormente, la navegación según el procesamiento del ego-movimiento requiere la determinación de un factor de escala. El factor de escala se puede derivar convenientemente al obtener el conocimiento de la distancia de una sola característica vista por el sensor de imágenes del buscador **16**, o

20 alternativamente, al conocer la velocidad instantánea del misil en un punto durante el vuelo. En ciertas implementaciones, el lanzador **38** incluye además un telémetro **46** para este propósito, lo que permite la determinación de una distancia desde el lanzador a un punto de referencia dentro de una región inicialmente vista por el sensor de imágenes del buscador **16**. Sin embargo, esta es solo una de las varias opciones de implementación. Cuando el registro geográfico se realiza mediante la coincidencia de escenas o el registro de imágenes en una base de datos

25 geográfica, la información de rango a uno o más puntos de referencia correspondientes a píxeles conocidos en la imagen del buscador puede estar disponible sin requerir hardware de telémetro separado. El telémetro **46** también se puede usar, o reemplazar por un sensor Doppler adecuado, para determinar la velocidad del misil en un momento determinado después del lanzamiento, típicamente tan pronto como sea práctico en el vuelo, y la velocidad medida se transfiere al subsistema de navegación que se empleará para derivar el factor de escala. En ciertas implementaciones,

30 puede ser suficiente emplear una estimación de la velocidad del misil basada en los parámetros conocidos del diseño del misil junto con ajustes calculados para factores relacionados con las condiciones de lanzamiento, principalmente el ángulo de elevación. Otras opciones para derivar el factor de escala pueden usar mediciones de aceleración de misiles, o pueden derivar el factor de escala detectando un objeto de dimensiones conocidas dentro de las imágenes muestreadas.

35 Por lo tanto, mediante una técnica u otra, un componente de almacenamiento de datos del subsistema de navegación almacena preferentemente, antes del lanzamiento del misil, los datos correspondientes a: (a) coordenadas de una ubicación geográfica del misil; (b) ángulos de orientación del misil; y (c) coordenadas de una ubicación diana. Cuando se utilizan datos de rango para determinar el factor de escala, el componente de almacenamiento de datos

40 preferentemente almacena además datos correspondientes a un rango en una ubicación correspondiente a un píxel dentro de una imagen muestreada por el sensor de imágenes **16** antes del lanzamiento.

En ciertas aplicaciones, el sistema de misiles de la presente invención incluye además una estación de operador remota **48**, que puede estar integrada con el lanzador **38** o puede estar ubicada por separado de este. La estación de

45 operador remota **48** incluye preferentemente una pantalla **50**, un dispositivo de entrada de operador **52** (tal como un joystick) y componentes de un subsistema de comunicación **54** para comunicarse con componentes del subsistema de comunicación **34** dentro del misil **10** (FIG. 1), típicamente ya sea por fibra óptica trasera o por comunicación inalámbrica, todo como se conoce en la técnica. La estación de operador remota **48** recibe y muestra imágenes del sensor de imágenes **16**, y recibe entradas de control de un operador a través del dispositivo de entrada del operador

50 **52** para modificar el funcionamiento del misil. La estación de operador remota **48** puede en algunos casos usarse para el control manual completo del vuelo del misil **10**, o puede emplearse en una modalidad de "disparar, observar y actualizar", lo que permite al operador seleccionar, corregir o cambiar la designación del objetivo durante el vuelo.

Para implementaciones con un operador en el bucle, el subsistema de navegación **26a** y/o **26b** puede generar un

55 aviso visual para su visualización en la pantalla **50**. El aviso visual se deriva de la dirección del objetivo calculada e indica al operador dónde aparece la ubicación del objetivo en la imagen vista, lo que facilita la identificación del objetivo por parte del operador. En particular, cuando se navega hacia un objetivo inicialmente oculto, la provisión de una indicación visual que indica la dirección del objetivo calculada reduce en gran medida el riesgo de designación incorrecta del objetivo cuando aparece a la vista. En algunos casos, cuando la dirección calculada para apuntar se encuentra fuera de la región actualmente vista, el aviso visual tiene preferentemente la forma de una indicación para

60 el operador que muestra en qué dirección dirigir al buscador para que la ubicación objetivo esté a la vista.

En algunos casos, el aviso visual puede incluir una indicación de un límite de una región de incertidumbre alrededor de una ubicación objetivo para su visualización en la pantalla. El límite de una región de incertidumbre en la precisión

65 de navegación se puede derivar empíricamente durante las pruebas de los sistemas en una gama de condiciones de

funcionamiento diferentes. De manera adicional o como alternativa, se puede calcular un límite de una región de incertidumbre según diversas medidas de fiabilidad de la solución de ego-movimiento derivadas del propio cálculo, teniendo en cuenta otras fuentes de incertidumbre, como la precisión de las ubicaciones y ángulos medidos de la posición de lanzamiento y las mediciones donde se basan el factor de escala y la ubicación objetivo. Un posible enfoque para la evaluación cuantitativa de la fiabilidad se puede encontrar en un artículo "Uncertainty Modeling for Optimal Structure from Motion" (Daniel Morris y col., *Vision Algorithms Theory and Practice*, septiembre de 1999).

En ciertas realizaciones particularmente preferidas de la invención, además de, o en lugar de, la generación de varias indicaciones visuales, la dirección calculada hacia el objetivo generada por el subsistema de navegación **26a** y/o **26b** se utiliza para controlar directamente la operación del misil **10**. Según la invención, el subsistema de navegación **26a** y/o **26b** está configurado para proporcionar la dirección del objetivo calculada al subsistema de guiado durante al menos parte de un vuelo del misil para su uso directamente en un algoritmo de guiado, de modo que el misil **10** navegue a lo largo de una trayectoria de vuelo hacia el objetivo.

Además, el subsistema de navegación **26a** y/o **26b** puede estar configurado además para alinear una dirección objetivo-rastreada actual del subsistema de seguimiento con la dirección objetivo-calculada de modo que el sensor de imágenes del buscador **16** mire hacia el objetivo. Con el fin de garantizar una continuidad suficiente de las características rastreadas dentro de las imágenes sucesivas del sensor de imágenes para mantener la continuidad del seguimiento del ego-movimiento, el movimiento de la disposición del cardán **18** se realiza gradualmente. La alineación automática del buscador **14** hacia el objetivo facilita la adquisición manual confiable del objetivo previsto por parte de un operador en la estación de operador remota **48**. De manera adicional o alternativa, el subsistema de navegación **26a** y/o **26b** está configurado además para accionar el subsistema de seguimiento de misiles **22** para realizar una búsqueda automatizada dentro de una región alrededor de la dirección del objetivo calculada para adquirir un objetivo rastreado. El sistema hace uso preferentemente de la región de incertidumbre mencionada anteriormente alrededor de la dirección objetivo-calculada para definir una región limitada dentro de la cual se realiza la búsqueda objetivo-automatizada, reduciendo así la complejidad de la tarea de búsqueda automatizada. En la técnica se conocen bien varios algoritmos para la adquisición automatizada de objetivos a partir de imágenes de vídeo, típicamente basados en algoritmos de reconocimiento de objetos. El objetivo adquirido automáticamente se puede mostrar como una sugerencia a un operador para la confirmación del operador o, cuando se puede lograr una precisión suficiente de navegación y confiabilidad de la adquisición del objetivo, puede ser una base para un modo de operación de disparar y olvidar, incluso para objetivos ocultos.

Una característica valiosa adicional que se puede implementar cuando el buscador **12** está alineado de modo que el campo de visión incluye la dirección del objetivo calculada es la detección automática de si un objetivo oculto aún está oculto o se ha revelado debido al movimiento del misil. Específicamente, el procesamiento de ego-movimiento permite que el subsistema de navegación derive una distancia del objeto correspondiente a una distancia del misil a un objeto que aparece en una imagen del sensor de imágenes a lo largo de la dirección al objetivo. El subsistema de navegación también rastrea la posición actual del misil y conoce la ubicación del objetivo, lo que permite el cálculo de una distancia al objetivo correspondiente a una distancia desde una posición actual del misil hasta el objetivo. La distancia del objeto se compara entonces con la distancia del objetivo para determinar si el objetivo está actualmente oculto o revelado. Si la distancia del objeto es significativamente menor que la distancia del objetivo, el objeto visto sigue siendo claramente un objeto que oscurece y no el objetivo en sí.

Pasando ahora a la FIG. 3, esto ilustra un ejemplo de funcionamiento de un sistema de misiles según una realización de la presente invención, que corresponde también a una implementación de un procedimiento según la presente invención, generalmente designado **100**, que ilustra una selección de las características descritas anteriormente.

Específicamente, en la etapa **102**, el sistema de misiles recibe un conjunto de datos suficiente para definir una posición de un objetivo con respecto a la posición de lanzamiento y la orientación de lanzamiento del misil, más preferiblemente en términos de coordenadas y ángulos del mundo real del lanzador y coordenadas del mundo real del objetivo. Algunos de los datos pueden "recibirse" de varios dispositivos integrados con el lanzador **38**, como se describió anteriormente. En la etapa **104**, el sistema también recibe datos suficientes para determinar un factor de escala de ego-movimiento, típicamente a través de la determinación de una distancia a un objeto correspondiente a un píxel de la imagen del buscador, o a través de la determinación de una velocidad del misil después del lanzamiento mediante medición o cálculo.

Desde el lanzamiento durante el vuelo del misil, el sistema realiza el procesamiento de ego-movimiento en una pluralidad de fotogramas de imagen desde el sensor de imágenes para derivar una posición del misil (etapa **106**), y deriva una dirección del objetivo calculada desde una posición actual del misil hasta el objetivo (etapa **108**). La dirección del objetivo calculada se utiliza entonces de una o más maneras con el fin de corregir una trayectoria de vuelo del misil hacia el objetivo. Por lo tanto, según una opción, la dirección del objetivo calculada se utiliza directamente como base para el subsistema de guía para navegar el misil hasta el objetivo (etapa **110**). En ciertas implementaciones, las etapas **106-110** se pueden realizar durante todo el vuelo del misil para proporcionar una funcionalidad autónoma de disparar y olvidar basada solo en la navegación de ego-movimiento.

5 De manera adicional o alternativa, el subsistema de navegación controla la disposición de cardán **18** para alinear gradualmente (o realinear continuamente) el sensor de imágenes **16** con la dirección objetivo-calculada (etapa **112**). Esto se puede usar opcionalmente como una alternativa a la integración directa con el sistema de guía de misiles, particularmente cuando el sistema de guía está configurado para implementar una guía de búsqueda basada en los ángulos de seguimiento del objetivo derivados de los cardanes.

10 Después de la alineación del sensor de imágenes con la dirección del objetivo calculada, el sistema de misiles puede realizar una o más de una serie de funciones que incluyen: verificar si el objetivo está oculto o revelado (etapa **114**); activar la adquisición automática del objetivo (etapa **116**); y en el caso de una estación de operador remota **48**, generar indicaciones visuales para indicar la posición del objetivo calculada, o una región de incertidumbre alrededor del objetivo, a un operador (etapa **118**), todo como se detalló anteriormente.

15 Cuando un operador está en el bucle a través de la estación de operador remota **48**, el sistema puede recibir entradas del operador para actualizar la designación de objetivo si es necesario (etapa **120**). El sistema de misiles generalmente continúa con la guía terminal hacia el objetivo (etapa **122**), generalmente mediante la aplicación de algoritmos de seguimiento a una secuencia de imágenes del sensor de imágenes para rastrear un objetivo y dirigir el misil hacia el objetivo rastreado por los algoritmos de seguimiento.

20 Se apreciará que diversas implementaciones de la presente invención son particularmente ventajosas para proporcionar una funcionalidad de navegación mejorada para misiles existentes actualmente sin dicha funcionalidad. Por ejemplo, los misiles electroópticos que actualmente se controlan manualmente de forma remota o que proporcionan funcionalidad de "disparar, observar y actualizar" pueden proporcionarse típicamente con indicaciones visuales basadas en navegación y/o guía automática a un objetivo geográfico simplemente mediante la modificación de la estación de controlador remoto **48**, sin requerir ningún cambio en el hardware del misil, y en la mayoría de los casos, incluso sin modificar el software del misil en sí.

25 Se apreciará que las descripciones anteriores pretenden servir solo como ejemplos, y que son posibles muchas otras realizaciones dentro del alcance de la presente invención como se define en las reivindicaciones adjuntas.

30

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de misiles comprendiendo:
- 5 (a) un misil (10);  
 (b) un buscador (14) ubicado en una parte de nariz de dicho misil, comprendiendo dicho buscador un sensor de imágenes electroóptico (16);  
 (c) una disposición de control para dirigir el misil a lo largo de una trayectoria de vuelo hacia un objetivo, dicha disposición de control comprende:
- 10 (i) un subsistema de seguimiento (22) que recibe imágenes de dicho sensor de imágenes, dicho sistema de seguimiento configurado para rastrear un objetivo en dichas imágenes y para determinar una dirección del objetivo rastreado; y  
 (ii) un subsistema de guía (24) operable para dirigir el misil hacia el objetivo rastreado según un algoritmo de guía según dicha dirección del objetivo rastreado; y
- 15 (d) un subsistema de navegación (26a, 26b) que recibe imágenes de dicho sensor de imágenes, **caracterizado porque** dicho sensor de imágenes electroóptico (16) de dicho buscador es un sensor de imágenes con cardán de campo de visión estrecho, NFOV, que tiene un ángulo de visión de menos de 15 grados, y está soportado por una disposición de cardán (18) para poder moverse con respecto a un cuerpo (12) de dicho misil (10), y **caracterizado además porque** dicho subsistema de navegación está configurado para:
- 20 (i) coprocesar una pluralidad de dichas imágenes de dicho sensor de imágenes con cardán NFOV para derivar el ego-movimiento de dicho misil con respecto a una región vista por dicho sensor de imágenes con cardán NFOV al rastrear el movimiento aparente de las características estacionarias que aparecen en una pluralidad de vistas desde diferentes ubicaciones y derivar el movimiento de dicho sensor de imágenes con cardán NFOV con respecto a las características rastreadas;  
 (ii) derivar de dicho ego-movimiento una dirección del objetivo calculada desde dicho misil a un objetivo; y  
 (iii) proporcionar dicha dirección objetivo-calculada a dicho subsistema de guía (24) durante al menos parte de un vuelo de dicho misil como sustituto de dicha dirección objetivo-rastreada para su uso en el algoritmo de guía.
- 25 2. El sistema de misiles según la reivindicación 1, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) está configurado además para alinear una dirección objetivo-rastreada actual de dicho subsistema de seguimiento con dicha dirección objetivo-calculada durante al menos parte de un vuelo de dicho misil.
- 35 3. El sistema de misiles según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) está configurado además para accionar dicho subsistema de seguimiento (22) para realizar una búsqueda automatizada dentro de una región alrededor de dicha dirección del objetivo calculada para adquirir un objetivo rastreado.
- 40 4. El sistema de misiles según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) está configurado además para:
- 45 (a) determinar a partir de dicho ego-movimiento una distancia del objeto correspondiente a una distancia desde el misil a un objeto que aparece en una imagen de dicho sensor de imágenes con cardán NFOV a lo largo de la dirección al objetivo;  
 (b) determinar una distancia al objetivo correspondiente a una distancia desde una posición actual del misil hasta el objetivo; y  
 (c) comparar dicha distancia al objeto con dicha distancia al objetivo para determinar si el objetivo está oculto.
- 50 5. El sistema de misiles según cualquier reivindicación anterior, comprendiendo además una estación de operador remota (48) que incluye una pantalla (50), un dispositivo de entrada de operador (52) y componentes de un subsistema de comunicación (54) para
- 55 comunicarse con componentes de un subsistema de comunicación (34) dentro de dicho misil (10), recibiendo y mostrando dicha estación de operador remota imágenes de dicho sensor de imágenes con cardán NFOV (16), y recibiendo entradas de control a través de dicho dispositivo de entrada de operador (52) para modificar el funcionamiento de dicho misil.
- 60 6. El sistema de misiles según la reivindicación 5, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) está configurado para generar un aviso visual para su visualización en dicha pantalla (50), donde dicho aviso visual se deriva de dicha dirección del objetivo calculada, para facilitar la identificación de un objetivo por parte del operador.
- 65 7. El sistema de misiles según la reivindicación 5, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) está configurado además para generar un límite de una región de incertidumbre alrededor de una ubicación objetivo para

su visualización en dicha pantalla.

5 8. El sistema de misiles según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde dicho subsistema de navegación (26a, 26b) comprende además un dispositivo de almacenamiento de datos para almacenar, antes del lanzamiento de dicho misil, datos correspondientes a:

- 10 (a) coordenadas de una ubicación geográfica del misil;  
(b) ángulos de orientación del misil; y  
(c) coordenadas de una ubicación diana.

9. El sistema de misiles según la reivindicación 8, donde dicho dispositivo de almacenamiento de datos almacena además datos correspondientes a un alcance a una ubicación correspondiente a un píxel dentro de una imagen muestreada por dicho sensor de imágenes con cardán NFOV antes del lanzamiento.

15 10. El sistema de misiles según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, donde dicho misil está configurado para operar sin un sistema de navegación inercial a bordo y sin sensores de señal de posicionamiento satelital a bordo.

20 11. Un procedimiento para operar el sistema de misiles según cualquier reivindicación anterior, comprendiendo el procedimiento las etapas de:

- (a) recibir un conjunto de datos suficiente para definir una posición de un objetivo con respecto a la posición de lanzamiento y la orientación de lanzamiento del misil, y datos suficientes para determinar un factor de escala para la derivación del ego-movimiento según el seguimiento del movimiento aparente de las características estacionarias que aparecen en la pluralidad de vistas desde diferentes ubicaciones;  
25 (b) desde el lanzamiento durante el vuelo del misil, realizar el procesamiento de ego-movimiento en una pluralidad de fotogramas de imagen desde el sensor de imágenes con cardán NFOV para derivar una posición del misil mediante el seguimiento del movimiento aparente de las características estacionarias que aparecen en la pluralidad de vistas desde diferentes ubicaciones y derivar usando el factor de escala el movimiento de dicho sensor de imágenes con cardán NFOV con respecto a las características rastreadas; y  
30 (c) derivar una dirección del objetivo calculada desde una posición actual del misil hasta el objetivo.

12. El procedimiento según la reivindicación 11, comprendiendo, además:

- 35 (a) durante una primera parte de un vuelo del misil, dirigir el misil según dicha dirección del objetivo calculada; y  
(b) durante una segunda parte del vuelo del misil:  
(i) aplicar algoritmos de seguimiento a una secuencia de imágenes del sensor de imágenes con cardán NFOV para rastrear un objetivo; y  
40 (ii) dirigir el misil hacia el objetivo rastreado por dichos algoritmos de seguimiento.

FIG. 1

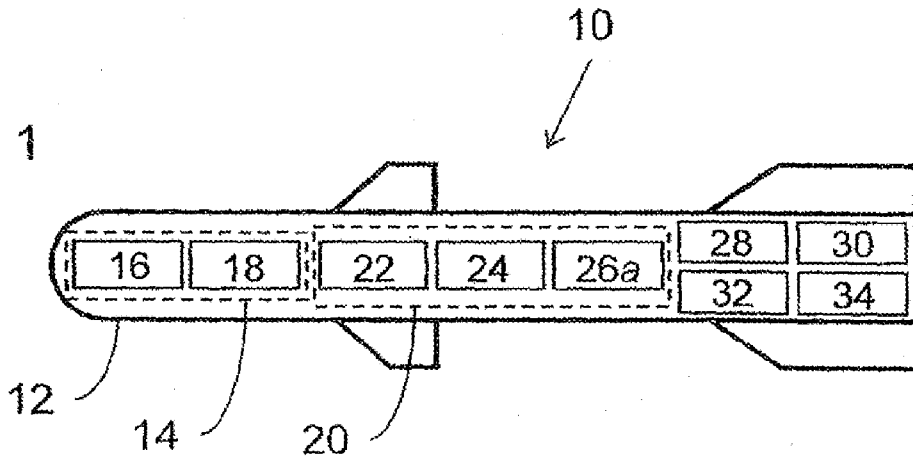


FIG. 2

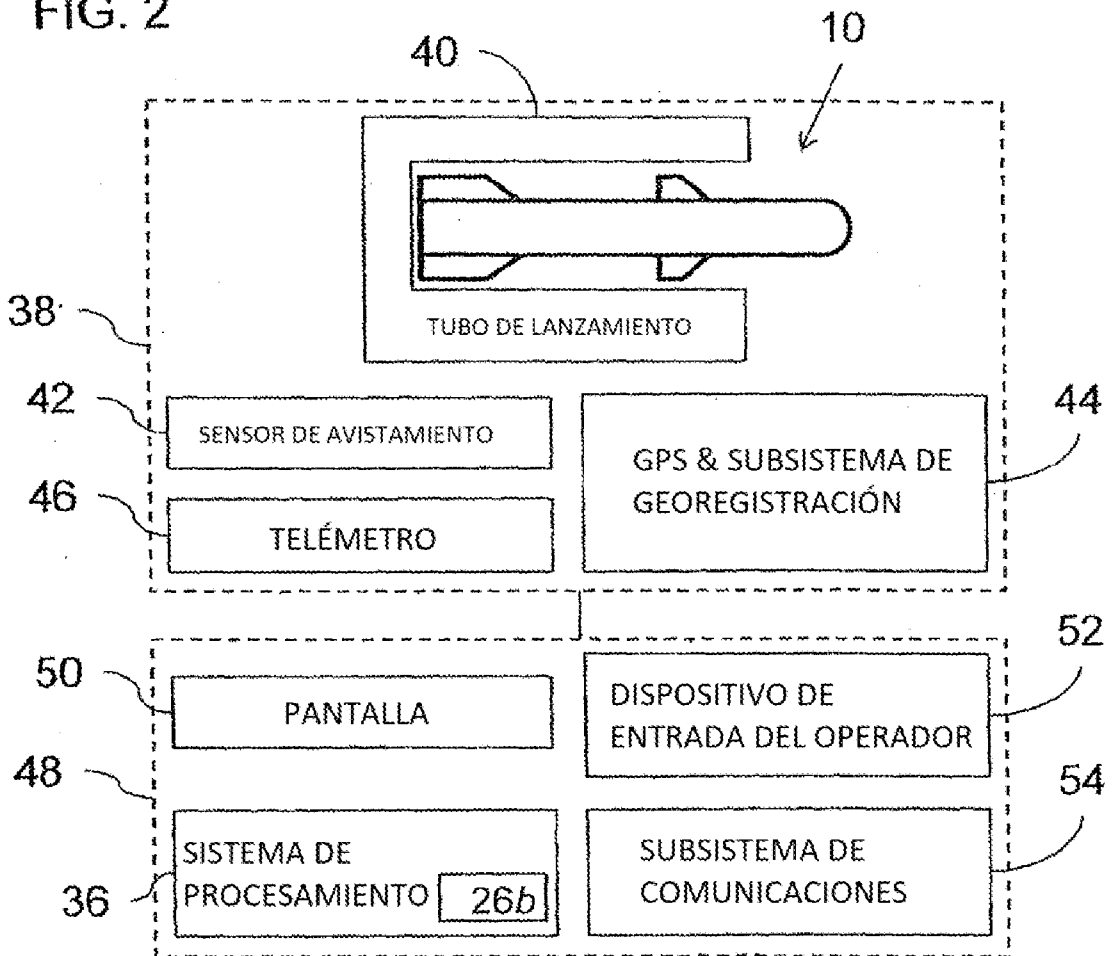


FIG. 3

