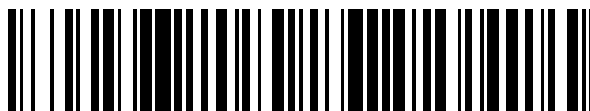


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 547 065**

51 Int. Cl.:

F41G 7/22 (2006.01)

G02B 27/00 (2006.01)

G01J 1/02 (2006.01)

F42B 15/01 (2006.01)

F42B 10/46 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **04.04.2011 E 11711902 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.06.2015 EP 2694909**

54 Título: **Protección contra el calentamiento aerodinámico para cabeza buscadora electroóptica de misiles**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
01.10.2015

73 Titular/es:
SENER GRUPO DE INGENIERÍA, S.A. (100.0%)
Severo Ochoa, 4 - Ptm
28760 Tres Cantos (Madrid), ES

72 Inventor/es:
SANCHO PONCE, JORGE;
HERRAIZ ALIJAS, PEDRO JOSÉ;
REBOLO GÓMEZ, RAFAEL;
MIRAVET FUSTER, CARLOS;
ARCE AGUINAGA, AITOR;
FERNÁNDEZ IBARZ, JOSÉ MARÍA y
RIBAS NIETO, DANIEL

74 Agente/Representante:
CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 547 065 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

Protección contra el calentamiento aerodinámico para cabeza buscadora electroóptica de misiles

Campo de la invención

La presente invención se refiere a la protección de un conjunto de cabeza buscadora electroóptica (EO) de misiles, es decir, a un sensor EO, de los daños ocasionados por una corriente de aire externa de alta velocidad cargada con partículas multifase dispersas debido a (a) el calentamiento aerodinámico ocasionado por el gas caliente de la corriente entrante que invade la cavidad del sensor, con la consiguiente degradación grave de la imagen debida a la expansión térmica diferencial de las estructuras telescópicas, y (b) a la erosión de los revestimientos ópticos por las partículas abrasivas suspendidas en el aire entrante de alta velocidad como las que se producen en determinadas regiones geográficas del planeta.

Estado de la técnica

En la actualidad, la mayoría de los sistemas de misiles utilizan sensores electroópticos (EO) de formación de imágenes para avistar y efectuar el seguimiento de objetivos, generalmente en combinación con otros medios sensores, como por ejemplo cabezas buscadoras por láser y radiofrecuencia (RF). Estos misiles pueden ser clasificados en términos generales en estas categorías:

- (a) Misiles tácticos,
- (b) Interceptores defensivos de misiles endoatmosféricos de gran altitud, y
- (c) Interceptores defensivos de misiles espaciales.

(a) Sistemas de misiles tácticos.

Estos misiles operan en altitudes medias y bajas dentro de la atmósfera, y utilizan una pluralidad de cabezas buscadoras para alcanzar objetivos en el aire y en tierra. En consecuencia, cada vez más frecuentemente, y para evitar contramedidas, el objetivo final en los misiles tácticos se ejecuta mediante cabezas buscadoras EO de formación de imágenes que están instaladas detrás de una ventana para protegerlas de la corriente entrante. Estas ventanas de propósito especial están generalmente situadas en el morro del vehículo, y permiten que la luz pase a través del sensor. El calentamiento aerodinámico de un misil táctico puede convertirse en un problema cuando la velocidad del vehículo aumenta hasta velocidades supersónicas, y desarrolla una onda de choque en arco y la intensidad aumenta con la velocidad de vuelo. El gas comprimido por detrás del choque se sobrecalienta el morro del vehículo donde está instalada la ventana EO, como se muestra en la figura 1.

Estas ventanas EO no pueden ser utilizadas sin embargo a otras velocidades más altas que la supersónica, dado que si el calentamiento aerodinámico provoca que la temperatura de la ventana varíe de un punto de su superficie a otro, provocando con ello las propiedades ópticas locales de la ventana. Este cambio diferencial de la temperatura de la ventana distorsiona la imagen y degrada la recepción del objetivo. La velocidad máxima de los misiles tácticos que utilizan cabezas buscadoras EO de formación de imágenes está limitada por el grado de calentamiento aerodinámico que estas ventanas pueden tolerar.

(b) Interceptores defensivos de misiles endoatmosféricos de gran altitud.

Estos interceptores están concebidos para proporcionar una protección defensiva territorial contra misiles de ataque de corto y medio alcance. Pueden interceptar objetivos a altitudes de hasta 40 km, y la totalidad de su vuelo tiene lugar dentro de la atmósfera, aunque solamente alcanzan velocidades hipersónicas a gran altitud. Son guiados por radar de tierra durante las primeras fases del vuelo, pero cambian a la cabeza buscadora de formación de imágenes de a bordo para guiar el vehículo hasta la proximidad del vehículo para efectuar maniobras de caza final. Aunque pueden estar equipados con una cabeza buscadora de radiofrecuencia (RF) activa, la tendencia es equiparlos también con cabezas buscadoras EO de formación de imágenes.

Estos misiles alcanzan velocidades muy altas a una gran altitud y experimentan unas cargas térmicas muy elevadas, aunque el calentamiento aerodinámico resulta mitigado debido a la menor densidad atmosférica. La práctica actual es emplear también las ventanas EO para proteger la óptica, precisamente como se efectúa en las cabezas buscadoras EO de los misiles tácticos. El rendimiento podría sustancialmente mejorarse si pudieran acelerar antes a velocidades mayores, pero esto resulta obstaculizado por la necesidad de mantener las causas de calentamiento aerodinámico sobre las ventanas EO a niveles aceptables, de forma similar a los misiles tácticos.

(c) Interceptores defensivos de misiles espaciales.

La capa superior de la defensa del misil está organizada para detener un ataque por misiles balísticos intercontinentales (ICBM) y otras cabezas explosivas que pudieran potencialmente volver a entrar en la atmósfera y que se implanta por medio de una red compleja de interceptores endoatmosféricos, denominados así porque la interceptación se produce en el espacio a velocidades muy altas con el fin de destruir cinéticamente las cabezas

explosivas por impacto directo sobre un punto preciso, más que por un explosivo, para asegurar así la destrucción completa del contenido de las cabezas explosivas durante su reentrada en la atmósfera. Esto se lleva a cabo mediante una guía precisa del vehículo de destrucción cinética (KV), una plataforma balística que efectúa el seguimiento óptico de la cabeza explosiva y la guía para impactar por medio de una cabeza buscadora EO de formación de imágenes y de un sistema de control de desviación y altitud (DACS).

La secuencia de operaciones para la interceptación de una cabeza explosiva se puede apreciar en la figura 2. Un lanzamiento de ICBM atacante es detectado por uno de los satélites de la red del sistema de alerta inmediata, y su trayectoria se determina de forma inmediata mediante un radar de tierra de gran potencia de baja frecuencia. Después de la orden de disparo procedente de un centro de control, esta información es transferida a la batería apropiada de los interceptores espaciales en los que un conjunto de radares de alta frecuencia / gran resolución determina la trayectoria del ICBM y sus propiedades; a continuación se envía una orden para lanzar uno o más interceptores. Estas operaciones preliminares pueden durar solo unos pocos segundos.

Dependiendo del tipo de ICBM y su trayectoria, la trayectoria ascendente del interceptor es planificada para disponerse para una interceptación lo más temprana posible, antes de que el ICBM despliegue la carga explosiva y cubra el objetivo real con un enjambre de simuladores. El actual estado de la técnica requiere que para solicitar esta opción, el interceptor tenga que volar a velocidades muy altas, y que su punto de lanzamiento esté próximo al punto de lanzamiento del ICBM. Esto requiere la mayoría de las veces alcanzar una gran altitud lo más rápidamente posible y, a continuación, acelerar el KV a la mayor velocidad más alta posible. Hasta este punto, las etapas energizadas por el interceptor son enviadas y controladas por la unidad de inercia de a bordo con actualizaciones procedentes de los radares de tierra. En último término, el cono del morro es arrojado en vuelo y se produce la separación del KV balístico. El KV está equipado con una cabeza buscadora de formación de imágenes EO y proporciona la entrada de la guía óptica del KV. El equipamiento está instalado dentro del cono del morro que actúa como una cubierta de protección durante la trayectoria ascendente. En algún punto en los diseños de la etapa superior actual alcanzan una altitud en la que las tasas de calentamiento aerodinámico son lo suficientemente bajas para que el cono del morro protector pueda ser arrojado en vuelo para potenciar al máximo la cinética del KV, y los sensores EO quedan así expuestos sin que se requiera una ventana EO. En misiones de gran energía, esta limitación se traduce en la capacidad de interceptar determinados objetivos de interés debido a que sobrepasan los límites térmicos del sensor. La tarea de avistar, identificar, efectuar el seguimiento e interceptar un misil balístico entrante es muy comprometida. Un retardo de incluso unos pocos segundos en la conexión con el objetivo puede afectar a la toma de conciencia de la situación del campo de batalla.

Por tanto, la capacidad para determinar con precisión la posición del objetivo e iniciar un seguimiento EO precoz es crucial para llevar a cabo la misión de interceptación, y una consecuencia de las limitaciones impuestas por el calentamiento aerodinámico de los actuales sistemas EO es que además de las velocidades de vuelo máximas, hay regiones de altitud y latitud en las que resulta seriamente comprometida la capacidad de interceptar las cabezas explosivas del ICBM. Estas regiones son:

- (a) La "brecha" de la altitud,
- (b) Las Nubes Noctilucuentes.

La brecha de la altitud se produce entre la interceptación de los misiles endoatmosféricos de gran altitud y la interceptación del espacio de los ICBMs. Esta brecha podría ser eliminada si el seguimiento EO pudiera llevarse a cabo con precisión con alturas inferiores esto es, si el cono del morro protector pudiera ser arrojado en vuelo a altitudes inferiores y se mantuvieran bajas las tasas de calentamiento aerodinámico mediante un diseño de buscadora EO especial, con independencia del valor de las velocidades de vuelo. Así mismo, la práctica actual de utilizar el seguimiento EO por medio de sensores telescópicos de plano focal no protegidos y sin ventana resulta comprometida cuando se vuela a través de las Nubes Noctilucuentes, dado que la óptica puede resultar dañada por partículas de hielo abrasivas de tamaño de 0 a 100 nm existentes normalmente en estas regiones.

Un diagrama esquemático cualitativo del espacio de combate de las diferentes regiones en términos de altitud con respecto a la velocidad de vuelo del interceptor se representa de forma esquemática en la figura 3.

Como ya se ha analizado, las cabezas buscadoras EO de formación de imágenes utilizadas por los tres tipos de misiles expuestos con anterioridad, esto es, misiles tácticos, interceptores endoatmosféricos de gran altitud e interceptores defensivos de misiles exoatmosféricos. En la primera y segunda clase de las cabezas buscadoras EO, la velocidad máxima del misil está limitada por la necesidad de mantener las tasas de calentamiento aerodinámico sobre la ventana EO de restricción por debajo de determinados niveles. En la tercera clase se presenta un reto completamente distinto mediante la operación de la cabeza buscadora de formación de imágenes EO, dado que se utiliza para efectuar el seguimiento de cabezas explosivas a gran altura a velocidades próximas al objetivo y de vuelo muy alto, y la necesidad de una resolución muy elevada en la formación de imágenes EO para efectuar una interceptación cinética en un punto específico de la cabeza explosiva.

El enfoque de la técnica anterior consiste en la protección del sensor EO de formación de imágenes hasta que la densidad sea suficientemente baja para que el sensor quede expuesto sin protección a la corriente de gran

velocidad de baja intensidad sin incurrir en tasas de calentamiento aerodinámico prohibitivas. De acuerdo con ello, se necesita una ventana no refractaria transparente para proteger los sensores EO de formación de imágenes respecto de las tasas de calentamiento aerodinámico elevadas, así como de los daños producidos por la abrasión de los revestimientos en las tres clases de misiles analizadas con anterioridad.

- 5 El sensor de una cabeza buscadora EO de formación de imágenes genérica para interceptores exoatmosféricos consiste en un telescopio Cassegrain de plano focal de reflexión total instalado sobre la sección delantera del misil y una cámara de detección (5), como se muestra en la figura 4. Un criostato y un conjunto de paquetes electrónicos completan el sistema de cabeza buscadora EO.

- 10 Para cobijar el sensor del sol, el telescopio está protegido por una pantalla cilíndrica (1) que rodea el espejo principal (2) y el espejo secundario (2a). Los emplazamientos relativos de los componentes ópticos del telescopio son mantenidos en posición por medio de un conjunto de estructuras de conexión del sensor rígidas, típicamente una torre central (3) y un trípode de rigidización (4). El conjunto global de los espejos (2 y 2a) y la cámara de detección (5) está montado sobre el área delantera del KV (6). El conjunto sensor resultante está así alojado dentro de una cavidad (7) formada por una plataforma delantera de montaje del KV (8) y la pantalla (1).

- 15 Importante en esta técnica es la existencia de unas cargas dinámicas procedentes de la plataforma delantera del KV (6) sobre el sensor EO, las cuales pueden ser bastante considerables, especialmente durante los periodos de combustión activa de los motores de a bordo y de los DACS. Por esta razón, las estructuras de conexión del sensor (3, 4) necesitan ser suficientemente rígidas para evitar inestabilidades de la imagen provocadas por la pérdida de las tolerancias dinámicas permisibles de los espejos (2 y 2a) y el detector (5). Para soslayar esta dificultad, el montaje de sensor, así como los miembros estructurales de conexión (3, 4) necesitan ser sólidos y que no puedan ser fácilmente retirados de la cavidad (7).

- 20 Otro elemento importante de esta técnica es que el emplazamiento en longitud de la cabeza buscadora es bastante pequeño, en cuanto la totalidad del vehículo necesita estar contenida en un receptáculo preexistente estándar. Esta limitación de la longitud compromete la longitud de la pantalla (1), y tiene un impacto negativo sobre el conjunto operativo del interceptor en cuanto necesita tomar en consideración el objetivo - KW - Sun de ángulo de fase en la planificación de las trayectorias de aproximación. La relación señal a ruido (SNR) del telescopio sensor resulta también mejorada con pantallas de mayor longitud. En resumen, el acortamiento de la pantalla (1) puede limitar seriamente los límites operativos del interceptor y perturbar su capacidad para alcanzar unos pocos objetivos de cabezas explosivas desafiantes.

- 25 Como se representa de modo sistemático en las cuatro vistas de la figura 5, la cabeza buscadora EO de formación de imágenes de alta resolución de un interceptor exoatmosférico está protegida de la corriente externa por la cubierta del cono del morro, y el sensor del telescopio está además aislado en mayor medida por una cubierta protectora que se ajusta sobre la pantalla (1), véase la Figura 5a. En una altitud de aproximadamente de 70 a 80 km, cuando el arrastre del interceptor ya no constituye problema, el cono del morro es lanzado al vacío para reducir la masa y de este modo incrementar el éxito de la misión. Si la velocidad de vuelo en este punto del tiempo no es demasiado elevada, el mecanismo de lanzamiento del cono del morro provoca también la retirada de la cubierta protectora del sensor, véanse las figuras 5b y 5c. En interceptaciones de objetivos del ICBM que requieren misiones con gran energía la velocidad de vuelo es muy alta, y la expulsión de la cubierta protectora del sensor se retrasa hasta que las tasas de calentamiento aerodinámico previstas se consideran lo suficientemente bajas para no provocar la degradación de la imagen. En este caso, el mecanismo de retirada de la cubierta protectora es independiente del mecanismo de lanzamiento al vacío del cono del morro, y la fiabilidad del sistema resulta negativamente influenciada debido a la complejidad del mecanismo de cabeza buscadora EO. Una imagen de un KV típico de la técnica anterior con el cono del morro y la cubierta protectora del sensor retirados se muestra en la Figura 5d.

- 35 En respuesta a la siempre presente necesidad de habilitar las cabezas buscadoras EO de formación de imágenes lo más pronto posible, es conocida una reciente solicitud de patente de un Sistema de Enfriamiento Vortex Activo (AVOCS) descrito en la Solicitud de Patente estadounidense No. US-2009/0308273, en la que se divulga un Sistema de Control Vortex Activo (AVOCS) y un procedimiento para aislar los componentes sensibles del entorno exterior. Dicho documento apunta a la posibilidad de conseguir exposiciones precoces del sensor a altitudes inferiores a las practicadas en la técnica anterior. La tecnología AVOCS hace uso de un gas ópticamente inerte que es inyectado tangencialmente dentro de la cavidad del sensor (7) de la pantalla (1) mostrada en la figura 4 para producir un patrón de flujo vortex. El papel de este vortex es el de impedir que el aire atmosférico caliente entre en la cavidad del sensor (7) donde están situados los componentes ópticos y electrónicos.

- 40 La aplicación del concepto AVOCS, sin embargo, está mediatizada por la potencial fragmentación del patrón vortex provocada por la interferencia de las estructuras del sensor (3, 4) instaladas en la cavidad (7), y esta circunstancia se agrava cuando la pantalla (1) se hace más corta y la inyección de gas delante del sensor no resulta ya factible, como pretende la solicitud de patente. Así mismo, el equilibrio dinámico y térmico de las partículas de hielo de 100 nm que se encuentran en las Nubes Nuctilicentes, como se divulga en "Tim Garner": Fijación Técnica. Conferencia Internacional sobre Aviones Espaciales y Sistemas y Tecnologías Hipersónicas: SR SSD 2002-31, 10/2002, Grupo Meteorológico de Vuelos Espaciales NWS Centro Espacial Johnson de la NASA", requiere una longitud crítica desde

el choque hasta el espejo principal (2) que puede no ser obtenida al utilizar pantallas cortas (1), exponiendo así a los revestimientos ópticos sensibles especulares a resultar dañados por las partículas de hielo abrasivas existentes en estas regiones. Este riesgo puede provocar el fracaso de la misión.

Descripción de la invención

5 Un primer aspecto de la presente invención se refiere a un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de formación de imágenes de misil definido por la reivindicación 1. Así mismo, un segundo aspecto de la presente invención se refiere a un dispositivo de protección implantado en un interceptor antimisiles y en un misil táctico que están equipados con una cabeza buscadora EO de formación de imágenes, según se define por las reivindicaciones 10 y 11, respectivamente.

10 Un tercer aspecto de la presente invención se refiere a un procedimiento para incrementar la probabilidad de interceptación de un misil sin limitaciones geográficas o de altitud según se define en la reivindicación independiente 12.

Un cuarto aspecto de la presente invención se refiere a un procedimiento que permite operar misiles tácticos a velocidades de vuelo elevadas según se define en la reivindicación independiente 13.

15 Formas de realización concretas de la invención se establecen en las reivindicaciones dependientes.

En concreto, la invención resuelve las limitaciones de la técnica anterior por medio de:

(a) el despliegue de al menos una pantalla desplegable con respecto a una pantalla fija que, además de mejorar las prestaciones ópticas de la cabeza buscadora, permite inyectar un gas ópticamente inerte conformando un patrón de flujo adecuado dentro de la cavidad orientada hacia delante del nuevo sensor.

20 (b) el gas ópticamente inerte es inyectado dentro de la cavidad orientada hacia delante del sensor de la óptica del sensor, de una manera que el patrón de flujo resultante es altamente estable, como uno o más vórtices u otras estructuras de flujo estable.

25 (c) las estructuras del patrón de flujo altamente estable bloquean de manera eficaz la corriente de alta velocidad entrante impidiendo que entre en la cavidad e impide que se produzcan daños en los revestimientos ópticos del sensor que, en otro caso, podrían ser provocados por: (a) el calentamiento aerodinámico por el gas caliente de la corriente entrante que, invadiendo la cavidad del sensor puede provocar degradación importante de la imagen debido a la expansión térmica diferencial de las estructuras de conexión del telescopio y (b) la erosión de los revestimientos ópticos por las partículas de hielo abrasivas suspendidas en el aire entrante a gran velocidad que pueden producirse en determinadas áreas geográficas del planeta en las que las Nubes Noctiluentes mesosféricas se encuentran de manera regular.

30 La invención puede ser empleada por una cabeza buscadora EO de formación de imágenes de interceptor antimisiles cuando se lleva a cabo el avistamiento visual de una amenaza de misil, discriminando el objetivo móvil de un enjambre de vehículos simulados y el posterior seguimiento EO del objetivo móvil. Al utilizar la presente invención, la cabeza buscadora EO de formación de imágenes puede ser operada por un interceptor de misiles de alta velocidad sin ningún tipo de limitación medioambiental y puede operar en cualquier latitud, en cualquier velocidad de vuelo y en cualquier altitud desde el nivel del mar hasta el espacio.

35 La invención puede también ser adoptada por cualquier misil, incluyendo misiles tácticos que incorporen algún tipo de cabeza buscadoras EO de formación de imágenes, con independencia de si son interceptores o no. En aras de la brevedad, se describirá la invención en términos de una aplicación típica de un interceptor de defensa de misiles exoatmosféricos, pero la invención se aplica también a misiles tácticos y a interceptores defensivos endoatmosféricos de gran altitud que utilizan las cabezas buscadoras EO de formación de imágenes.

Dado que la forma de realización de la invención es esencialmente idéntica en las tres aplicaciones, la presente aplicación se centrará en la aplicación más interesante en la que no existe en la actualidad solución alternativa, en concreto:

45 (a) El incremento de la probabilidad de una interceptación exoatmosférica por medio del inicio inmediato de la guía del KV, y esto resulta posible cuando se permite la operación de su cabeza buscadora EO de formación de imágenes en altitudes menores.

(b) El procedimiento de posibilitar que un misil exoatmosférico opere en la región "brecha".

50 (c) El procedimiento de acuerdo con la invención también permite la operación de la cabeza buscadora EO de formación de imágenes mientras está volando a través de las Nubes Noctiluentes.

(d) El procedimiento de incrementar la SNR de la cabeza buscadora EO sin incrementar la longitud del sistema de cabeza buscadora.

El enfoque de la técnica anterior consiste en la protección del sistema EO de formación de imágenes hasta que la densidad es suficientemente baja para que el sensor quede expuesto sin protección a la corriente de alta velocidad de baja densidad sin incurrir en tasas prohibitivas de calentamiento aerodinámico. Es un objeto de la presente invención eliminar la necesidad de una ventana de refracción para proteger los sensores EO del calentamiento aerodinámico en las tres clases de misiles analizadas con anterioridad, o retrasar la exposición de los sensores EO exoatmosféricos a la corriente de alta velocidad, y de esta forma proporcionar remedio a las limitaciones mencionadas. La presente invención supera el estado de la técnica relacionado mediante la eliminación de la ventana EO física de refracción de los misiles tácticos. Esto se traduce en una ventaja, en cuanto se suprimen las limitaciones térmicas expuestas por el calentamiento aerodinámico no homogéneo de la ventana de refracción física, y el misil puede continuar su aceleración a cualquier velocidad hipersónica deseada, efectuando simultáneamente el seguimiento y la discriminación del objetivo, utilizando la cabeza buscadora EO de formación de imágenes de alta resolución, y soslayando de esta manera potenciales contramedidas EO.

La invención tiene también un notable impacto sobre el estado de la técnica de los interceptores de defensa de misiles endoatmosféricos de gran altitud, cuanto permite exponer a altitudes inferiores su sensor de cabeza buscadora EO de formación de imágenes, mejorando el procedimiento de fusión de datos en la transferencia de control del seguimiento por radar del objetivo al seguimiento local óptico, incrementado con ello la probabilidad de la destrucción del objetivo por espoleta de proximidad y / o impacto cinético.

No obstante, quizás el mayor avance de la presente invención se sitúa en el área de los interceptores de misiles de contacto y destrucción ("hit-to-kill") exoatmosféricos (HTK) en los que aumenta la probabilidad de impacto cinético, pero elimina la "brecha" de interceptación existente en la interceptación exoatmosférica, así como las limitaciones geográficas planteadas por las Nubes Noctilucientes mesoatmosféricas. La eliminación de la brecha se consigue mediante un inicio inmediato de la guía del KV en cuanto su cabeza buscadora EO de formación de imágenes resulta completamente funcional en altitudes inferiores, bien entrada la atmósfera, y a velocidades más altas. Esto se traduce en una ganancia de 5 a 10 segundos en el inicio de las observaciones ópticas, y reduce el error de objetivo inicial extendiendo el intervalo de la fusión de datos de los algoritmos de transferencia de control del radar. El seguimiento inmediato únicamente necesita unas correcciones de distracción menores ahorrando combustible y permitiendo asignar una masa mayor del sensor EO para incrementar su resolución. Se facilita el vuelo a través de las Nubes Noctilucientes mediante la trayectoria más larga recorrida por los pequeños cristales de hielo, dado que la cavidad resulta mucho más larga debido a la pantalla desplegable, permitiendo que las partículas tengan el tiempo suficiente para situarse en equilibrio dinámico con la fase de gas, y sean o bien desviadas alrededor de la pantalla del sensor o bien sublimadas en su totalidad.

De esta manera, el problema de proteger un sensor EO de formación de imágenes del calentamiento aerodinámico se resuelve por la invención por medio de un dispositivo de propósito general (véanse las Figuras 6 y 7) que se habilita inmediatamente después del episodio de eyección del cono del morro. El papel de dicho dispositivo es aumentar la pantalla del sensor y las longitudes de la cavidad en la dirección delantera, utilizando un sistema preferente de accionadores neumáticos para empujar hacia delante al menos una pantalla desplegable. La cavidad más larga resultante permite la inyección óptima de un gas ópticamente inerte dentro de la cavidad extendida delante del sensor (Véase la Figura 7), bloqueando así de modo eficaz la entrada del aire caliente comprimido en el interior de la cavidad del sensor, en lugar del procedimiento AVOCS propuesto analizado con anterioridad que inyecta el gas demasiado cerca o dentro de la cavidad del sensor y provoca una interferencia del flujo con las estructuras del sensor. El patrón de flujo resultante altamente estabilizado de acuerdo con la invención está en notorio contraste con el procedimiento AVOCS y evita los efectos adversos de la inducción de inestabilidades en el otro caso estable flujo, así como las fuerzas que el gas inyectado ejercen sobre las estructuras del sensor, como sería el caso si el gas fuera por el contrario inyectado dentro de las cavidades cortas que son típicas de las cabezas buscadoras EO de formación de imágenes actuales.

Al contar con una mayor longitud para que penetre el gas caliente, ello ayuda también tanto a expulsar dinámicamente como eliminar térmicamente las partículas de hielo existentes en determinadas regiones geográficas de la mesosfera y en las que los vuelos entrantes de los Orbitadores de Lanzadera NASA están restringidos para evitar la erosión de su sistema de protección térmico. La presente invención elimina dichas restricciones operativas.

Así mismo, la extensión de la pantalla conlleva un beneficio adicional, en cuanto se traduce en un incremento de la tasa de señal a ruido (SNR) de la cabeza buscadora EO y prescinde de los elementos operativos de limitar la longitud de la pantalla para no sobrepasar la longitud del receptáculo del vehículo.

La invención contempla la posibilidad de instalar una cubierta de pantalla para proteger la óptica del sensor de la contaminación molecular y de partículas que puedan producirse y acumularse durante el almacenamiento, transporte, lanzamiento, ascenso y liberación del cono del morro. De acuerdo con una forma de realización preferente, esta cubierta de la pantalla (Véase la Figura 6) puede mantenerse en posición por un anillo de retención que esté fijado a una de las mitades divididas del cono del morro. Una vez que el cono del morro y el medio de retención son lanzados al aire, la cubierta queda libre de desplazarse y de forma segura expulsada inmediatamente después de la eyección del morro durante el proceso de despliegue mencionado con mínimo riesgo de daños a los componentes de la cabeza buscadora.

Breve descripción de los dibujos

Para completar la descripción y con el fin de proporcionar una mejor comprensión de la invención, se incorpora un conjunto de dibujos. Dichos dibujos forman parte integrante de la descripción e ilustran una forma de realización preferente de la invención, que no debe ser interpretada como restrictiva del ámbito de la invención sino precisamente como un ejemplo de la forma en la que la invención puede tomar cuerpo. Los dibujos comprenden las siguientes figuras:

- Figura 1.- Muestra una vista esquemática del calentamiento aerodinámico de la ventana EO de un misil, en la que el aire de la corriente libre y el choque en arco han sido representados, así como el área de aire caliente.
- Figura 2.- Muestra una vista esquemática de la secuencia de operaciones para una interceptación de contacto y destrucción exoatmosférico (HTK) de un sistema de Defensa de Misiles Espacial, en concreto para un sistema de Misiles Balísticos Intercontinentales (ICBM).
- Figura 3.- Muestra una representación gráfica de un espacio bélico en términos de altitud (km) y de velocidad de vuelo (km/s) para las tres clases de interceptores.
- Figura 4.- Muestra un diagrama en sección longitudinal esquemático del calentamiento aerodinámico de un conjunto de sensor de cabeza buscadora EO genérico de la técnica anterior, en el que el flujo externo, la onda de choque, el gas frío de alta velocidad y el gas caliente de baja velocidad han sido representados, así como el plano focal del sensor y el trayecto de los rayos.
- Figura 5a.- Muestra una vista en perspectiva esquemática de un conjunto de cono de morro, pantalla y cubierta de sensor de una sección delantera de un Vehículo Destructor (KV) de la técnica anterior, en la que la línea divisoria ha sido representada.
- Figura 5b.- Muestra una vista en perspectiva esquemática del conjunto representado en la Figura 5a al lanzar al aire el cono del morro y el sensor.
- Figura 5c.- Muestra una vista en perspectiva esquemática de la trayectoria de las mitades del cono del morro y de la cubierta del sensor del conjunto de la técnica anterior mostrado en las Figuras 5a y 5b.
- Figura 5d.- Muestra una imagen de una sección delantera de la técnica anterior típica de un KV que muestra una cabeza buscadora aislada, un sensor y una pantalla (Armada US SM - 3 Bloque 1, de Jane, 2010).
- Figura 6.- Muestra un diagrama esquemático en sección longitudinal de un conjunto de sensor de cabeza buscadora EO genérico con el dispositivo de bloqueo de calentamiento atmosférico de protección, en el que la pantalla desplegable se muestra en una primera posición retraída y una cubierta de la tapa de la pantalla que está aislando la cavidad, representándose el aire caliente comprimido externo mediante una flecha externa.
- Figura 7.- Muestra un diagrama esquemático en sección longitudinal de un conjunto de sensor de cabeza buscadora EO genérico equipado con el dispositivo de protección de la invención, en el que la pantalla desplegable se muestra en una segunda posición extendida.
- Figura 8.- Muestra una sección longitudinal y unas vistas delanteras del dispositivo de bloqueo de calentamiento aerodinámico de protección del sensor EO de la invención, en las que la pantalla desplegable se muestra en una primera posición retraída, y la cubierta de la tapa terminal de la pantalla está en posición y lista para ser expulsada por los accionadores neumáticos.
- Figura 9a.- Muestra una sección longitudinal y unas vistas delanteras del dispositivo de bloqueo de calentamiento aerodinámico de protección del sensor EO de la invención, en las que la pantalla desplegable se muestra en la segunda posición extendida.
- Figura 9b.- Muestra una sección longitudinal y una vista de un diagrama esquemático frontal de las características funcionales del conjunto del dispositivo de bloqueo de calentamiento aerodinámico de protección de la invención con la pantalla desplegable en la segunda posición extendida.
- Figura 10.- Muestra tres secciones longitudinales del dispositivo de bloqueo de calentamiento aerodinámico de protección, en las que la pantalla desplegable se muestra en las posiciones primera retraída, a mitad de camino y segunda extendida.
- Figura 11.- Muestra cuatro vistas laterales con detalles de los conjuntos del dispositivo de bloqueo de calentamiento aerodinámico de protección de la invención, en las que, en la vista a) se muestra la pantalla desplegable, en la vista b) se muestra la pantalla fija, en la vista c) el área de interconexión entre las

pantallas despegable y fija y, finalmente, en la vista d) los colectores de inyección y el colector de baja presión de la pantalla desplegable.

Figura 12.- Muestra una vista lateral y una sección longitudinal de un accionador neumático y su interconexión con la pantalla desplegable.

5 **Descripción de una forma de realización preferente de la invención**

La presente invención consiste en un conjunto de aparatos, métodos y procedimientos que permiten el seguimiento EO y la formación de imágenes de un objetivo móvil por un interceptor de misiles de alta velocidad a cualquier altitud desde el nivel del mar hasta el espacio (Véase la Figura 3), según se requiere por misiles que emplean las cabezas buscadoras EO de formación de imágenes que detectan, discriminan y bloquean sobre objetivos móviles de gran valor. En aras de la brevedad, la invención se describirá en términos de una aplicación típica de un interceptor de defensa de misiles espaciales, pero también se puede aplicar a interceptores de defensa de misiles endoatmosféricos de gran altitud y tácticos que utilizan cabezas buscadoras EO de formación de imágenes.

El objeto de la presente invención es eliminar la ventana EO de refracción en misiles tácticos y permitir su aceleración a velocidades hipersónicas, al tiempo en que se efectúa el seguimiento y discriminación del objetivo mediante la cabeza buscadora EO de formación de imágenes, y permitir alcanzar el objetivo más rápidamente burlando al mismo tiempo las contramedidas.

El objeto de la presente invención es exponer a altitudes menores el sensor de la cabeza buscadora EO de formación de imágenes utilizado por interceptores de defensa de misiles endoatmosféricos de gran altitud, y para incrementar así la probabilidad de destrucción del objetivo por espoleta de proximidad y / o impacto cinético.

El objeto principal de la presente invención es incrementar la probabilidad de una interceptación de contacto y destrucción exoatmosférico para posibilitar un inicio inmediato del sistema de guía del KV de interceptación, en cuanto su cabeza buscadora EO de formación de imágenes resulta completamente funcional a altitudes inferiores, completamente dentro de la atmósfera y a velocidades superiores.

Es un objeto adicional de la invención incrementar la tasa de señal a ruido (SNR) de la cabeza buscadora EO de formación de imágenes y eliminar los inconvenientes operativos haciendo posible de esta forma una pantalla extensible manteniendo sin embargo los límites de la longitud total del misil impuestos por una longitud que no debe sobrepasar la del receptáculo.

Es un objeto de la presente invención aplicar el mismo procedimiento a las tres clases de misiles y con ello proporcionar una solución a las limitaciones mencionadas.

El problema de la protección del calentamiento aerodinámico de un sensor EO de formación de imágenes se resuelve en la presente invención mediante un dispositivo de propósito especial que se habilita durante el episodio de expulsión del cono del morro (Véanse las Figuras 5a, b, c). El objeto de dicho dispositivo es aumentar la longitud de la cavidad del sensor en la dirección delantera (Véanse las Figuras 6 y 7). La cavidad mayor conseguida (7) permite la inyección óptima de un gas ópticamente inerte dentro del espacio habilitado por la cavidad nuevamente extendida que está por delante del sensor. El patrón de flujo resultante (9) de la figura 7, evita los efectos adversos de la desestabilización del flujo así como los efectos nocivos sobre la calidad de la imagen provocados por las correspondientes fuerzas aerodinámicas sobre las estructuras del sensor, si el gas fuera inyectado, por el contrario, dentro de las cortas cavidades típicas de las actuales cabezas buscadoras EO de formación de imágenes.

Es un objeto de la presente invención adoptar para el dispositivo una forma de realización, véanse las Figuras 6 y 7, que consiste en una pantalla desplegable adicional (10) configurada como un conjunto cilíndrico, e instalada en paralelo y a continuación de la pantalla fija (1) del sensor EO, siendo esta última un conjunto cilíndrico fijo de propósito especial (1). La pantalla desplegable (10) de la Figura 6 es retraída durante el almacenamiento, el lanzamiento y la trayectoria ascendente, pero está en una posición extendida después de que el cono del morro sea expulsado.

Es un objeto de la presente invención, véase la Figura 7, disponer, para la pantalla desplegable (10) el deslizamiento hacia delante y paralelo con respecto a la pantalla fija (1) hasta que sus topes (12) contacten, consiguiendo así una cavidad de mayor longitud (7).

Es un objeto adicional de la presente invención, instalar una cubierta de la tapa de la pantalla (13) para proteger la óptica del sensor de la contaminación molecular y de partículas producidas durante el almacenamiento, el transporte, el lanzamiento, la ascensión y la suelta al aire del cono del morro (véase la Figura 6). La cubierta de la tapa de la pantalla (13) es mantenida en posición por un anillo de retención que está fijado a una de las mitades del cono del morro (véanse las Figuras 5a, b, c). Una vez que el cono del morro y el medio de retención son lanzados al aire, la cubierta protectora es expulsada de forma segura poco después del inicio del proceso de despliegue de la pantalla mencionado, sin provocar daño alguno a los componentes de la cabeza buscadora.

Es el objeto de la presente invención instalar cuatro (4) o más accionadores de presión neumática (14) en las figuras 8, 9a y 9b que aseguran que la pantalla de despliegue (10) se desplace en paralelo con la pantalla fija del sensor.

Es también el objeto de la presente invención utilizar estos accionadores neumáticos (14) para una triple finalidad:

(a) Expulsar la cubierta de la tapa terminal protectora (13),

5 (b) Empujar y guiar la pantalla desplegable (10), y

(c) Accionar como cámaras impelentes para conducir el gas impulsor de la acción neumática, hasta el colector de los elementos de inyección de gas. Las cámaras neumáticas están en altitud variable, con una presión determinada.

10 Es un objeto adicional de la presente invención emplear un recipiente de gas (15) cuyo espacio cerrado sea transformado en el espacio disponible entre la pantalla y el cono del morro (representado en términos generales en las Figuras 8 y 9 como un receptáculo toroidal).

Es el objeto de la presente invención presurizar el sistema para la acción neumática por medio de un par de válvulas pirotécnicas redundantes (16) que estén habilitadas en el lanzamiento por el ordenador de secuenciamiento, reteniendo así una presión aceptable del receptáculo (sin renovarlo) durante un periodo típico superior a los 20 años.

15 Es el objeto de la presente invención hacer posible la acción neumática por medio de un par de reguladores redundantes de la presión (17) capaces de regular a niveles dependientes de la altitud. El nivel de la presión es mantenido alto mientras la cubierta de la tapa terminal (13) es expulsada y la pantalla desplegable (10) está siendo desplegada (Véase la Figura 10). De ahí en adelante es controlada para reducir al mínimo el caudal de la masa de gas inyectada y seguir manteniendo, no obstante, un patrón de flujo estable que impida que el aire caliente entre en la cavidad de la pantalla.

20 Es un objeto de la presente invención utilizar una forma de realización preferente de un conjunto de componentes relacionados a continuación (Véanse las Figuras 8, 9, 10, 11 y 12):

25 (a) Un conjunto de pantalla desplegable de propósito especial (10) está diseñado como una estructura de carcasa cilíndrica (Véase la Figura 11a). La superficie interior de esta carcasa cilíndrica está acabada y tratada para satisfacer determinadas propiedades críticas especificadas por el diseñador del sensor EO. Los extremos de la pared cilíndrica están reforzados con dos anillos de rigidización (21, 22). El anillo rigidizador terminal trasero (21) dispuesto en el extremo trasero está situado dentro de la pared cilíndrica y está provisto de un mecanismo de ajuste a presión / enganche para su interbloqueo con el rigidizador del anillo exterior (26) del conjunto de pantalla (1) (Figura 11c). El anillo rigidizador terminal libre (22) dispuesto en el extremo libre de la pantalla desplegable (10) tiene una triple finalidad:

(i) incrementa la estabilidad estructural de la pantalla desplegable (10),

(ii) sirve como tope para las espigas de pistón de los accionadores neumáticos (14) (Figura 9),

(iii) presenta una pluralidad de orificios que se corresponden y encajan sobre los conductos interiores (31) de las espigas de pistón de los accionadores neumáticos.

35 Las espigas de pistón actúan como conductos destinados al gas presurizado que debe ser suministrado al colector de baja presión anular (22a) situado dentro del anillo (22). Este colector alimenta cuatro colectores de inyección (23) situados dentro de la pared cilíndrica de la pantalla 10. Los colectores (22a) y los inyectores (23) están mecanizados y rectificados dentro de la pared cilíndrica (Véase la Figura 11d).

40 (b) Un conjunto de pantalla fija de finalidad especial (1), diseñado también como una estructura de carcasa cilíndrica (Véase la Figura 11b). La superficie interior de esta carcasa cilíndrica está también definida y tratada para satisfacer las especificaciones ópticas requeridas por el diseñador del sensor EO. Los extremos de la pared cilíndrica están reforzados por dos anillos de rigidización. El anillo rigidizador terminal trasero (24) está fijado a la plataforma delantera del KV (8), y aloja dentro de él el colector anular de alta presión (25). El rigidizador anular frontal (26) queda libre en el extremo en voladizo con la finalidad de incrementar la estabilidad estructural del conjunto, así como para incluir al menos un mecanismo para el bloqueo (27) con el rigidizador (21) del conjunto (10) (Figura 11c).

45 (c) Uno o más subconjuntos accionadores neumáticos (14) (en la presente descripción se emplean cuatro subconjuntos). Cada subconjunto (Figura 12) se compone de un miembro exterior (28) diseñado como un cuerpo cilíndrico, y un pistón con su espiga hueca (29). El extremo trasero del cuerpo cilíndrico está fijado a la plataforma delantera del KV (8) y también está fijado al rigidizador (24) de la pantalla fija (1), y su extremo está abierto al colector de alta presión (25) dentro de dicho rigidizador. El cuerpo del cilindro se desliza a lo largo de la superficie exterior de la pantalla desplegable (10) durante su extensión.

50

5 La espiga de pistón (29) está diseñada como un vástago hueco. El extremo de pistón (30) situado dentro del cuerpo cilíndrico está mecanizado para un encaje de ajuste deslizante sobre la superficie interior del cuerpo cilíndrico (28) y es propulsado por gas procedente del colector de alta presión (25). El otro extremo está fijado al rigidizador (22) de la pantalla desplegable (10), y su extremo abierto descarga en el interior del colector de baja presión (22a). Una vez que la pantalla desplegable alcanza su posición extendida, el extremo trasero del pistón (30) queda bloqueado sobre el extremo delantero del cuerpo cilíndrico, y el conjunto queda completamente bloqueado en la posición desplegada.

10 (d) Un receptáculo de alta presión de un gas ópticamente inerte, dispuesto con la finalidad de la presente descripción como una botella toroidal situada en el extremo delantero del KV y alrededor de la pantalla, pero puede presentar cualquier forma compatible con el espacio disponible y la aplicación de prácticas de diseño de ingeniería satisfactorias. El receptáculo presenta una o más salidas, con una válvula pirotécnica de aislamiento por salida. Las tuberías de alta presión conducen el gas hasta el regulador de la presión, una por cada salida, y, desde aquí, las tuberías de alta presión son conducidas hasta el colector anular de alta presión (25) dentro del rigidizador (24) dispuesto en el extremo trasero de la pantalla fija.

15 Es el objeto de la presente invención utilizar las fugas de gas procedentes del orificio de sangrado del regulador de la presión hasta el interior de la cavidad del sensor, para mantener la presión de la cavidad por encima del entorno dentro del cono del morro, hasta que dicho cono del morro y el elemento de retención de la tapa sean lanzados al aire.

20 Es un objeto adicional de la presente invención empujar la tapa hacia delante y fuera de la trayectoria mediante el encaje del subsistema de accionamiento neumático.

Es el objeto de la presente investigación utilizar la presión existente dentro del colector de alta presión (25) para accionar uno o más accionadores lineales neumáticos para desplazar la pantalla desplegable hasta la posición extendida.

25 Es el objeto de la presente invención utilizar un mecanismo de enganche (27) por accionador para bloquear en posición la pantalla desplegada con respecto a la pantalla fija.

30 Es un objeto adicional de la presente invención reducir al mínimo el caudal de la masa de gas inyectada asegurando al tiempo un flujo altamente estabilizado con la cavidad extendida y por delante de los componentes del sensor. Este objeto se consigue operando los reguladores del flujo en un nivel tal de presión que los inyectores de orificios - colocados a lo largo de la pared interior de la pantalla desplegada- operen dentro del régimen sónico todo el tiempo, con independencia de la altitud y la velocidad de vuelo del vehículo.

35 Es el objeto de la presente investigación mantener un flujo altamente estabilizado dentro de la cavidad a medida que se consigue la altitud, asegurando que estos orificios permanezcan sónicos durante el intervalo transatmosférico de la misión comprendido entre el episodio de eyección del morro, y la salida al espacio de la atmósfera, y para que el área total de estos orificios sea suficiente para asegurar el caudal volumétrico total requerido bajo las condiciones más exigentes.

Es también un objeto de la presente invención mantener estos orificios sónicos en todo momento mediante la medición con dos presiones de los transductores de la presión calificados del vuelo: (a) P1, la presión del colector corriente arriba del patrón de orificios, y (b) P2, la presión dentro de la cavidad del sensor.

40 Es el objeto de la presente invención reducir al mínimo la cantidad de gas que debe ser inyectada asegurando que la relación de la presión a través de los orificios se sitúe por encima del valor de

$$P1/P2 = \left(\frac{(\gamma-1)}{2} \right)^{\left(\frac{\gamma}{(\gamma-1)} \right)}$$

45 donde γ es la relación térmica específica del gas inyectado.

Es el objeto de la presente invención disponer un receptáculo para acarrear el gas que debe ser inyectado, transformado hasta el espacio disponible entre la envuelta de la cabeza buscadora y el cono del morro.

50 Es el objeto de la presente invención fabricar este receptáculo y que la piroválvula de aislamiento sea estanca a las fugas, para asegurar que la masa permanece al final del periodo de almacenamiento sea suficiente para llevar a cabo la misión transcurridos 20 años.

Es el objeto de la presente invención, cuando el conjunto desplegado está en posición, conseguir, corriente abajo de los inyectores, un flujo altamente estabilizado que actúe como una barrera de bloqueo eficaz que bloquee la entrada

del aire caliente y de otro material extraño en la cavidad y que haga contacto con los componentes del sensor. El sensor mantiene de esta manera sus propiedades optomecánicas perseguidas en cuanto los componentes de la cavidad se encuentran a una temperatura uniforme cercana a la temperatura del gas inyectado.

5 Es el objeto de la presente invención que el dispositivo según se ha descrito en la presente divulgación pueda ser fácilmente reconvertido en los interceptores existentes, mejorando así de forma drástica su rendimiento sin la inversión en una nueva infraestructura de defensa de misiles.

En el presente texto, el término “comprende” y sus derivados (por ejemplo “que comprende”, etc.) no debe entenderse en sentido excluyente, esto es, estos términos no deben ser interpretados como excluyentes de la posibilidad de que lo que se describe y define pueda incluir elementos, etapas, etc., adicionales.

10 Por otro lado, la invención evidentemente no está limitada a la(s) forma(s) de realización específica(s) descrita(s) en la presente memoria, sino que también abarca cualquier variación que pueda ser tomada en consideración por cualquier experto en la materia (por ejemplo, por lo que respecta a la elección de materiales, dimensiones, componentes, configuración, etc.), dentro del alcance general de la invención según queda definido en las reivindicaciones.

15

20

REIVINDICACIONES

1.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles que comprende una pantalla fija (1) que puede estar montada rodeando un sensor de cabeza buscadora EO, formando la pantalla fija (1) una cavidad (7), **caracterizado por** comprender:

- 5 al menos una pantalla desplegable (10) dispuesta para ser desplazada de manera telescópica con respecto a la pantalla fija (1) entre una primera posición, en la que la al menos una pantalla desplegable (10) sustancialmente no sobresale de la pantalla fija (1), y una segunda posición, en la que la al menos una pantalla desplegable (10) está desplegada con respecto a la pantalla fija (1) creando así una cavidad de mayor longitud (7) con respecto a la primera posición,
- 10 al menos un receptáculo (15) para un gas de presurización ópticamente inerte,
en el que en la segunda posición, el gas ópticamente inerte puede ser inyectado en el interior de un espacio encarado hacia adelante del sensor dentro de la cavidad (7), formando un patrón de flujo altamente estable (9).
- 15 2.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende además al menos un accionador de presión neumática (14) dispuesto para desplegar la al menos una pantalla desplegable (10) y suministrar gas a unos colectores de inyección de gas (23) y a unos inyectores situados en la superficie interior de la al menos pantalla desplegable (10).
- 20 3.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que la al menos una pantalla desplegable (10) y la pantalla fija (1) están configuradas como un conjunto cilíndrico, estando la pantalla desplegable (10) dispuesta para deslizarse hacia adelante y en paralelo con respecto a la pantalla fija (1) hasta que al menos un tope (12) haga contacto, dando como resultado una cavidad de mayor longitud (7).
- 25 4.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende además una cubierta de pantalla (13) situada en el espacio abierto de la pantalla fija (1) cuando la al menos una pantalla desplegable (10) está en la primera posición, siendo expulsada la cubierta de pantalla (13) cuando la al menos una pantalla desplegable (10) está siendo desplegada al pasar de la primera a la segunda posición.
- 30 5.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2 a 4, en el que el receptáculo (15) de un gas ópticamente inerte de presurización comprende al menos un regulador de presión de reglaje variable, para presurizar el sistema para permitir la acción neumática por medio de un par de válvulas pirotécnicas redundantes (16) que son activadas en el momento del lanzamiento por un ordenador de secuenciamiento, manteniendo así una presión aceptable en el receptáculo sin restauración.
- 35 6.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende además al menos un regulador de la presión redundante (17), que regula el nivel de alta presión, que debe ser mantenido mientras está siendo desplegada la pantalla desplegable (10) al pasar de la primera a la segunda posición.
- 40 7.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 5 y 6, en el que la al menos una pantalla desplegable (10) es cilíndrica y los extremos de su pared cilíndrica están reforzados con dos anillos de rigidización (21, 22), en el que el anillo rigidizador terminal trasero (21) dispuesto en el extremo trasero está situado dentro de la pared cilíndrica y está provisto de un mecanismo de ajuste a presión / enganche para su interbloqueo sobre un rigidizador de anillo exterior (26) de la pantalla fija (1), y en el que el anillo rigidizador del extremo libre (22) situado en el extremo libre de la al menos una pantalla desplegable (10) actúa como tope para el accionamiento del pistón de los accionadores neumáticos (14), presentando además el anillo rigidizador del extremo libre (22) una pluralidad de orificios que encajan dentro de cada orificio interior de las espigas de pistón de los accionadores neumáticos, actuando estos orificios como conductos para que el gas presurizado sea suministrado a un colector anular de baja presión (22a) dispuesto dentro del anillo rigidizador del extremo libre (22).
- 45 8.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 2 a 7, en el que cada accionador neumático (14) comprende un miembro exterior (28), configurado como un cuerpo cilíndrico, y un pistón (29), estando el extremo trasero del cuerpo cilíndrico fijado al anillo rigidizador terminal trasero (24) fijado a la pantalla fija (1) y a la plataforma KV delantera (8), en el que el anillo rigidizador del extremo trasero (24) aloja una cavidad anular que actúa como colector de alta presión (25) al que se suministra gas directamente desde al menos un regulador de la presión (17), en el que el cuerpo del cuerpo cilíndrico (28) está configurado para deslizarse a lo largo de la superficie exterior de la pantalla desplegable (10) durante su despliegue.
- 50 9.- Un dispositivo de protección para una cabeza buscadora EO de misiles, de acuerdo con la reivindicación 8, en el que la espiga de pistón (29) está diseñada como un vástago hueco, el extremo (30) situado dentro del cuerpo cilíndrico está mecanizado para deslizarse herméticamente sobre la superficie interior del cuerpo cilíndrico (28) y es
- 55

- propulsado por el gas procedente del colector de alta presión (25), el otro extremo está fijado al rigidizador (22) de la pantalla desplegable (10), y su extremo abierto descarga en el interior del colector de baja presión (22a), una vez que la pantalla desplegable alcanza su posición extendida, bloqueándose el extremo trasero (30) del pistón sobre el extremo delantero del cuerpo cilíndrico, y quedando el conjunto completamente bloqueado en la posición desplegada.
- 5
- 10.- Interceptor antimisiles que comprende una plataforma que consiste en la sección delantera genérica de un misil, un sensor de cabeza buscadora electroóptica (EO) montado sobre dicha plataforma, y un conjunto de estructuras y mecanismos que rodean dicho sensor EO y que forman una cavidad (7), **caracterizado por** comprender un dispositivo de protección de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 10
- 11.- Misil táctico que comprende una plataforma que consiste en la sección delantera genérica de un misil, un sensor de cabeza buscadora electroóptica (EO) montado sobre dicha plataforma y un conjunto de estructuras y mecanismos que rodean dicho sensor EO y que forman una cavidad (7), **caracterizado por** comprender un dispositivo de protección de acuerdo con cualquiera de la reivindicaciones 1 a 9.
- 15
- 12.- Procedimiento para incrementar la probabilidad de interceptación de un misil sin limitaciones geográficas ni de altitud, **caracterizado por** utilizar un antimisil provisto de una cabeza buscadora EO y que comprende además un dispositivo de protección de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 13.- Procedimiento para incrementar las velocidades de vuelo de un misil táctico, **caracterizado por** utilizar un misil táctico provisto de una cabeza buscadora EO de formación de imágenes y que comprende además un dispositivo de protección de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 20
- 14.- Procedimiento de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12 y 13, en el que
- la pantalla desplegable (10) es retraída durante el almacenamiento, lanzamiento y trayectoria ascendente, pero está en una posición extendida después de que el cono del morro es expulsado,
 - una vez que el cono del morro y el medio de retención son lanzados al aire, la cubierta protectora (13) es expulsada con seguridad poco después del inicio del proceso de despliegue de la pantalla desplegable (19) mencionada anteriormente.
- 25
- 15.- Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 14, que comprende la utilización de al menos un accionador neumático (14) con una triple finalidad:
- (a) la expulsión de la cubierta de tapa terminal protectora (13),
 - (b) el empuje y guiado de la pantalla desplegable (10), y
 - (c) la actuación como cámaras impelentes para el gas impulsor de la acción neumática, hacia el colector de los elementos de inyección de gas.
- 30

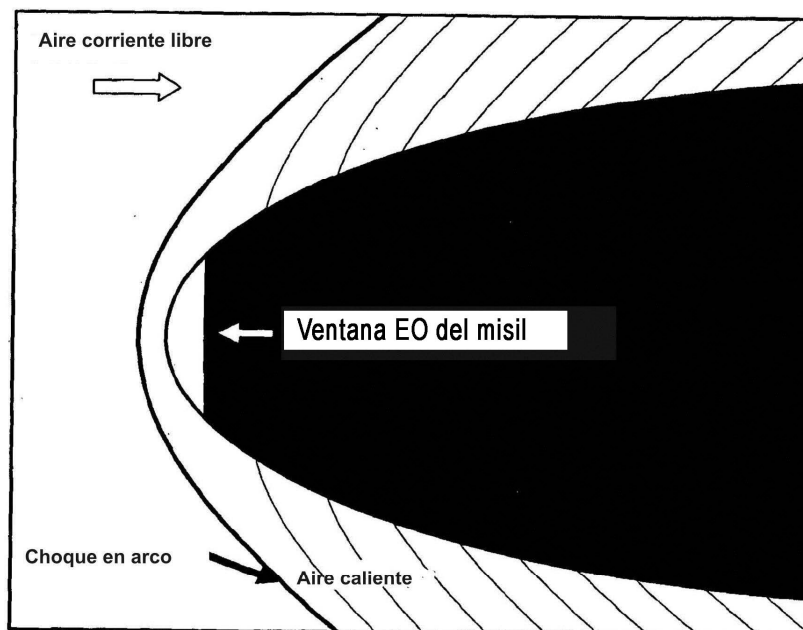


FIG. 1

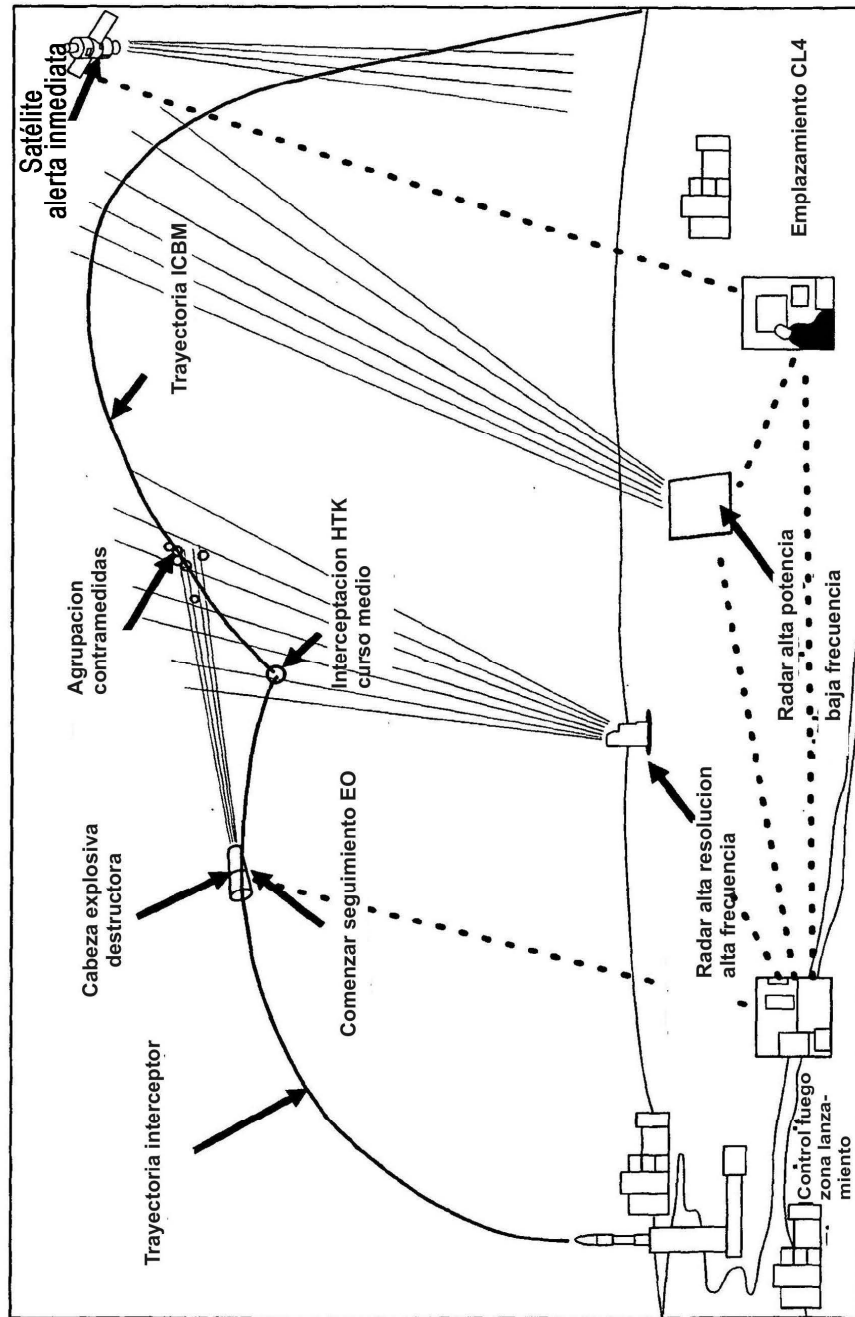
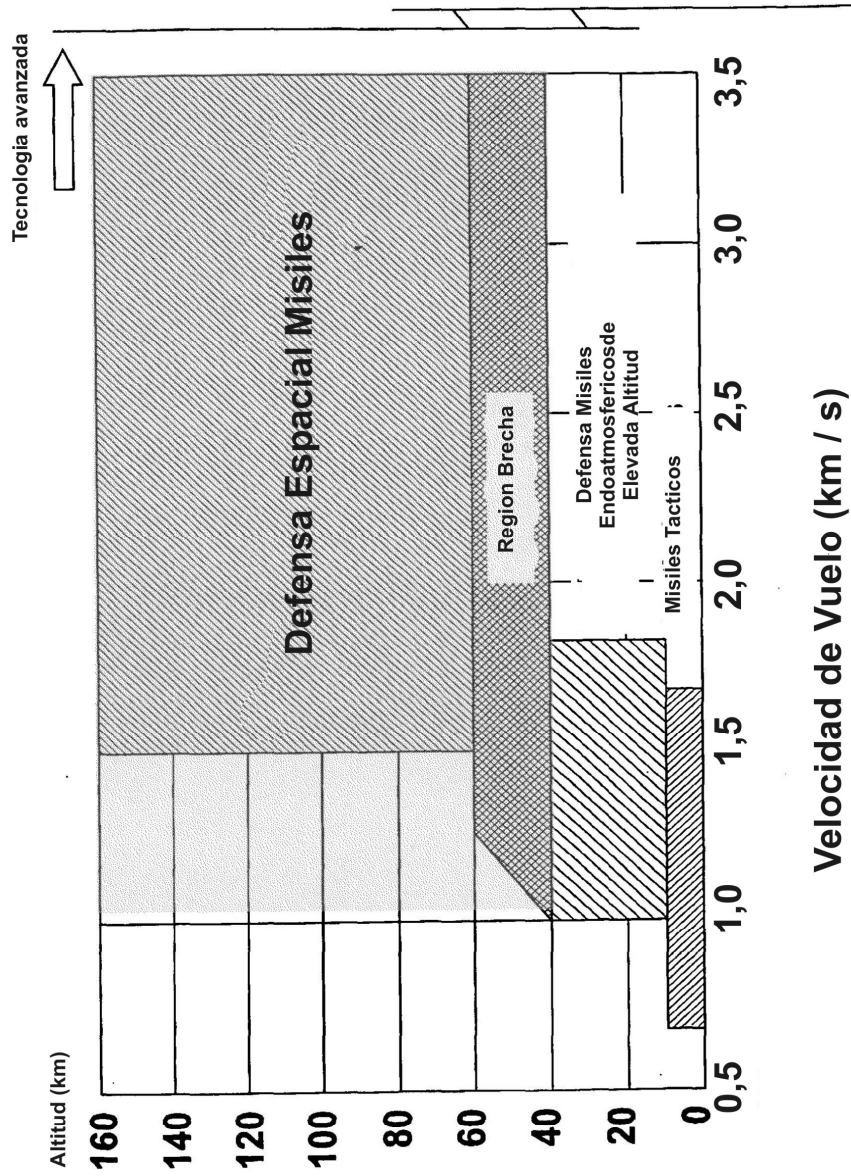
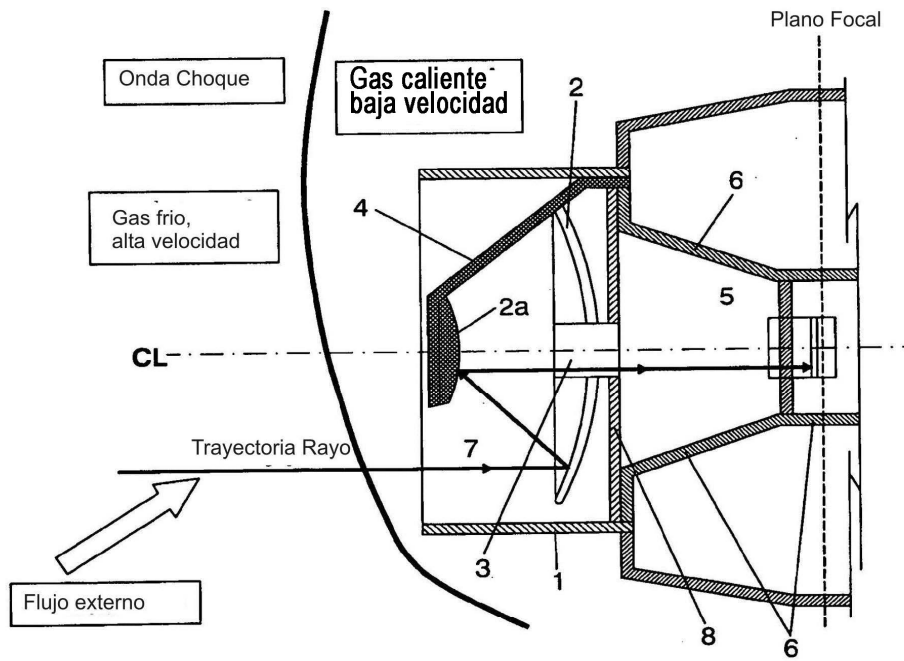


FIG. 2



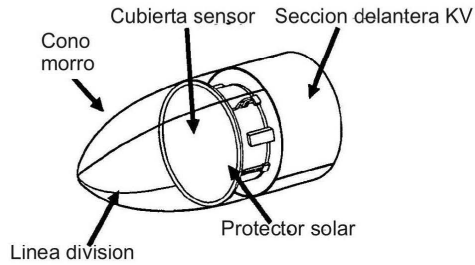
Velocidad de Vuelo (km / s)

FIG. 3

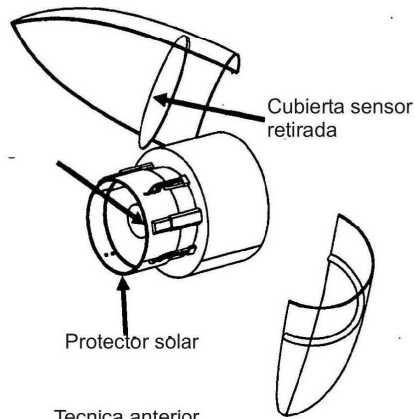


Técnica anterior

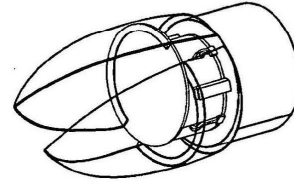
FIG. 4



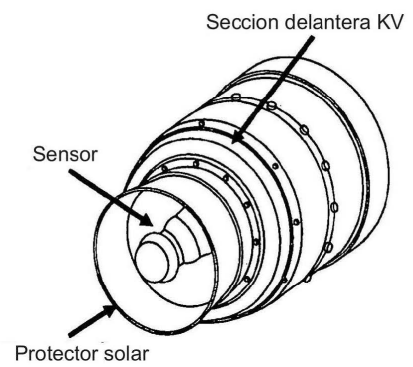
Tecnica anterior
FIG. 5a



Tecnica anterior
FIG. 5c



Tecnica anterior
FIG. 5b



(SM-3 Bloque 1 de la marina de EEUU, Janes, 2010)

Tecnica anterior
FIG. 5d

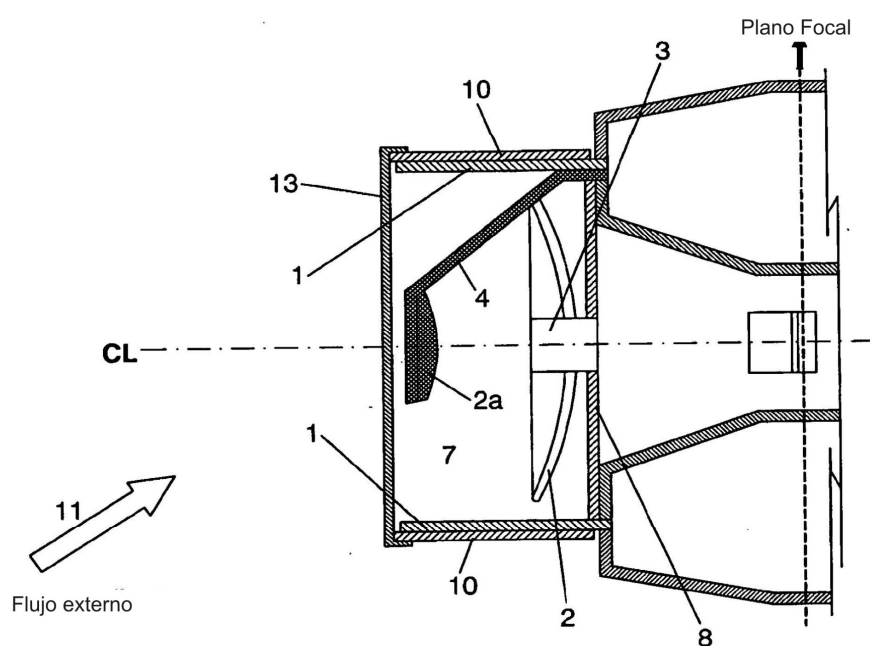


FIG. 6

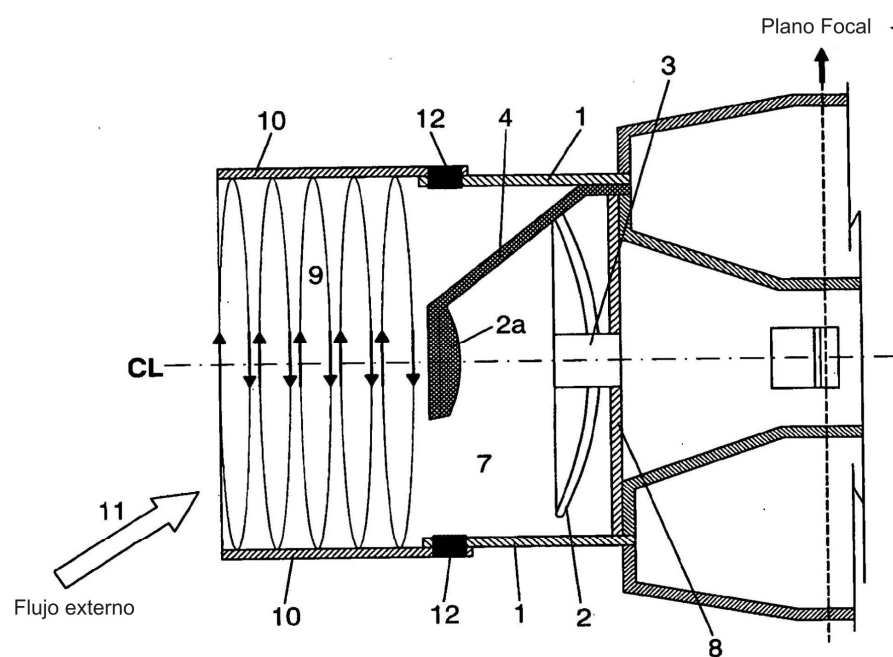


FIG. 7

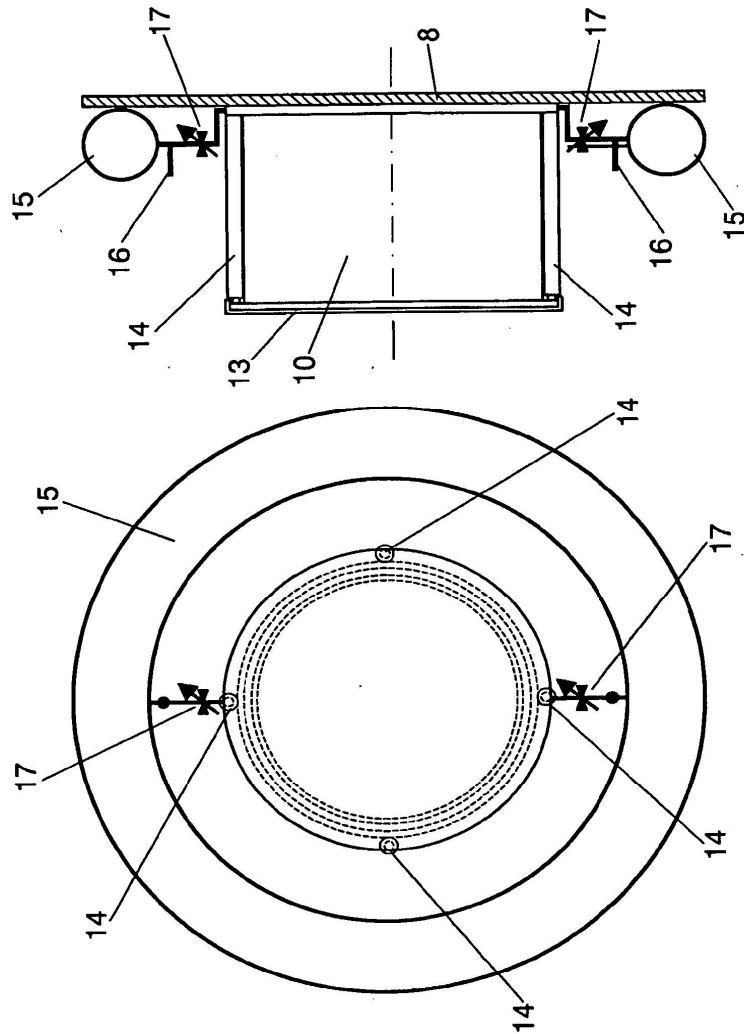


FIG. 8

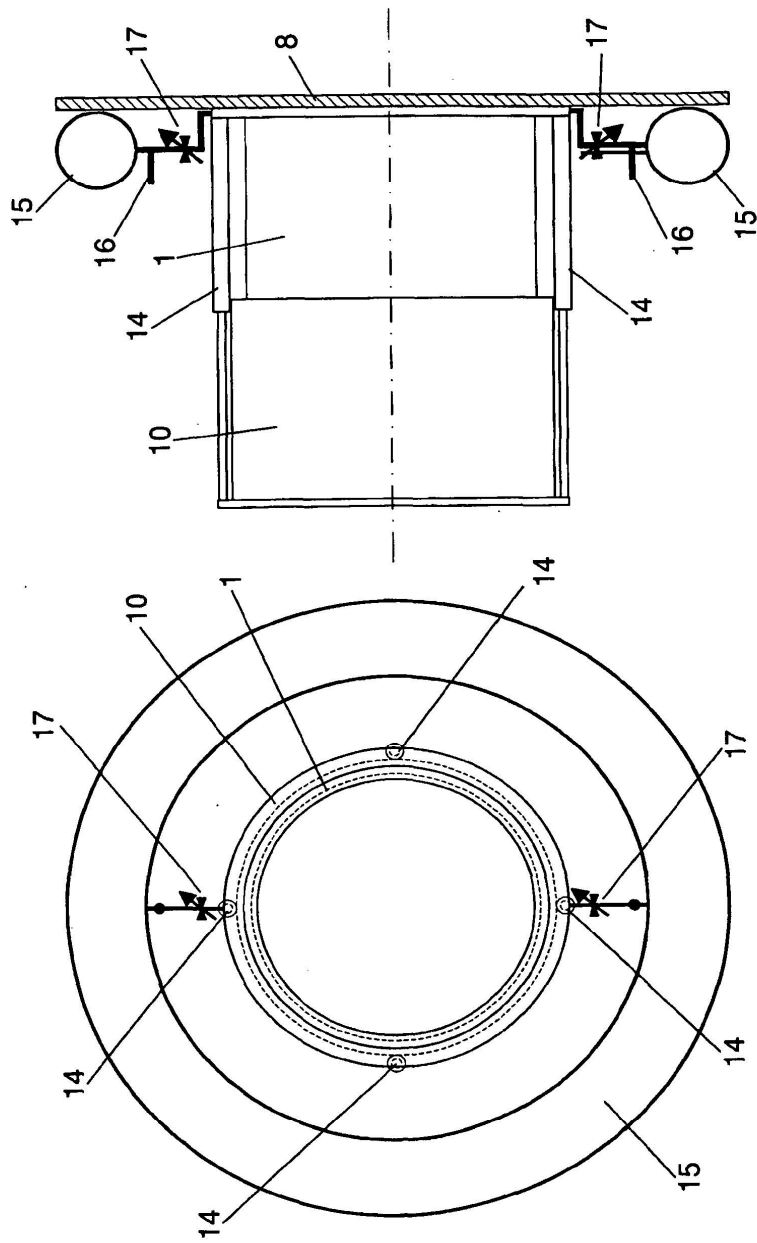


FIG. 9a

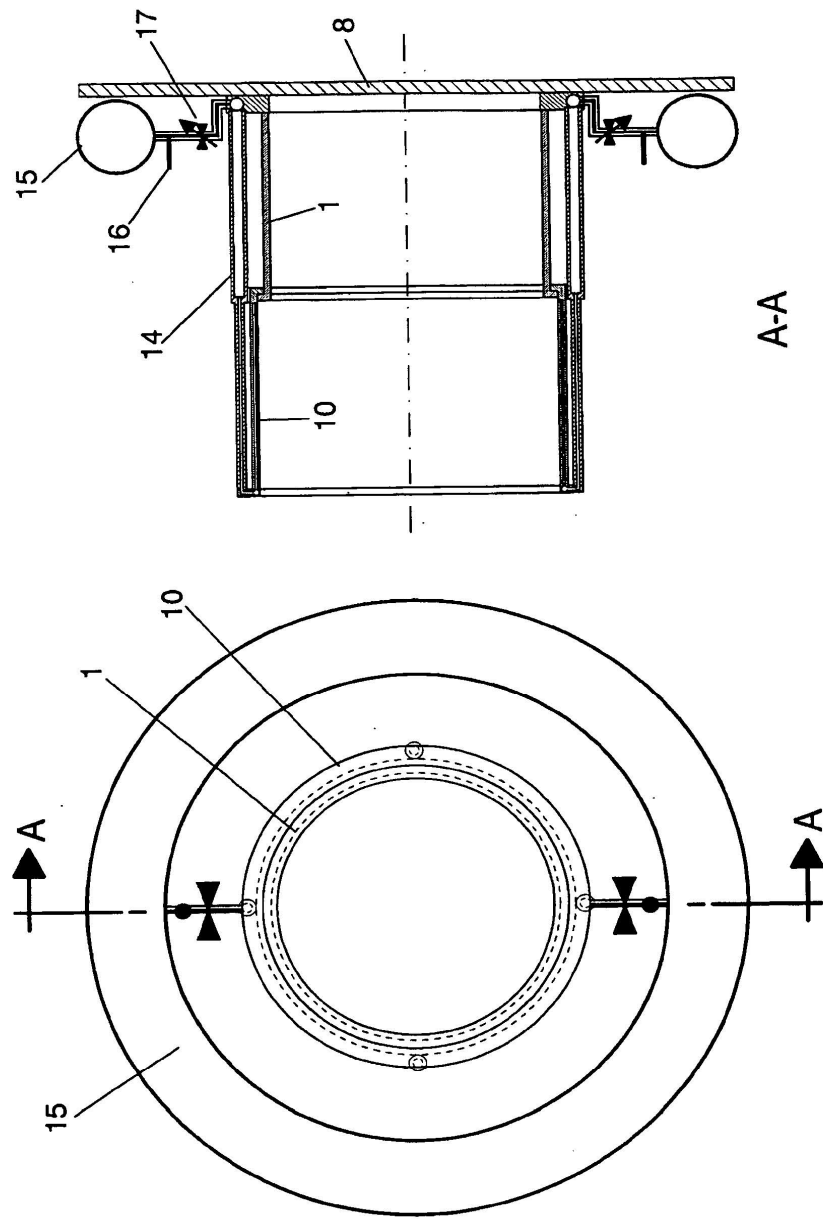


FIG. 9b

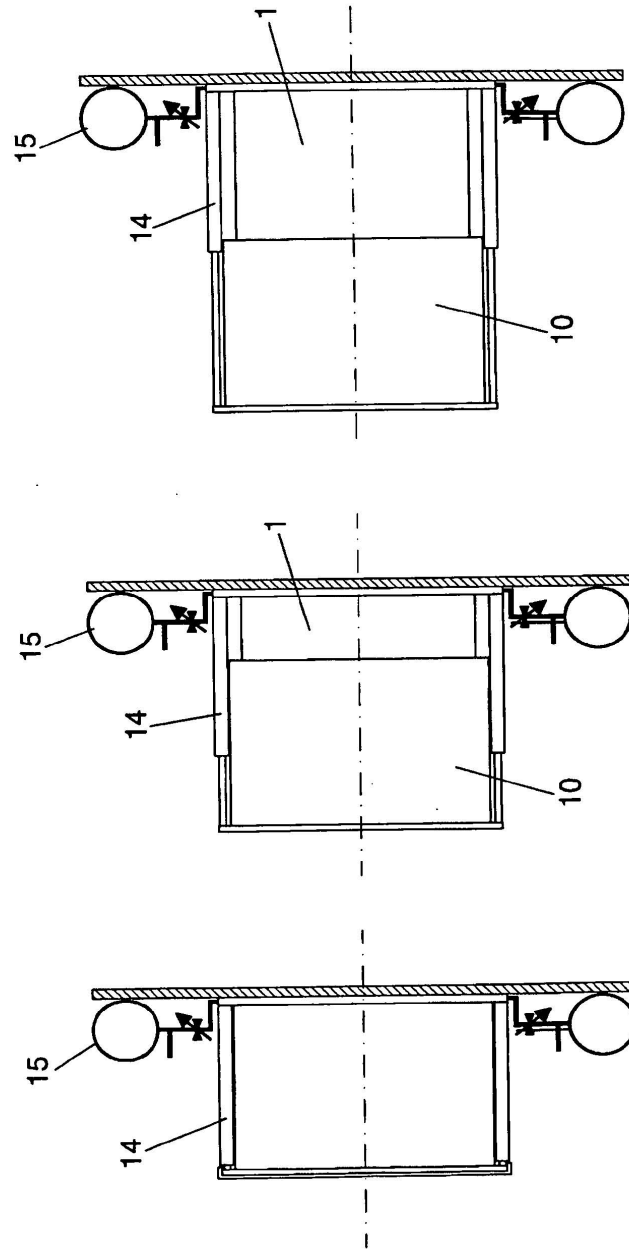


FIG. 10

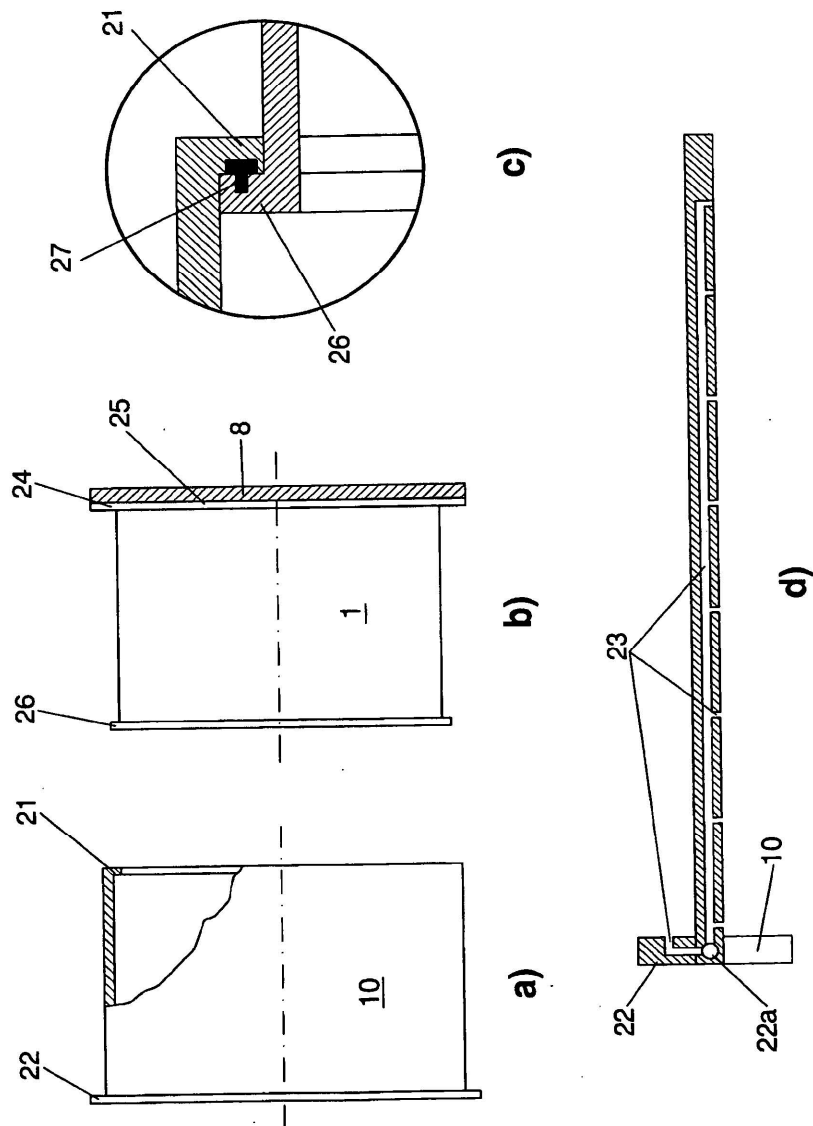


FIG. 11

