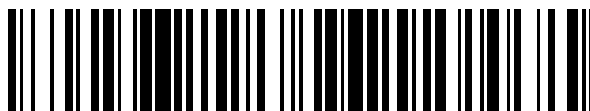


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 775 446**

51 Int. Cl.:

F42B 15/34 (2006.01)

F42B 15/36 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.04.2018** **E 18290030 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.12.2019** **EP 3396300**

54 Título: **Dispositivo de accionamiento para la eyección de al menos una parte extraíble de un misil, en particular de una cofia**

30 Prioridad:

28.04.2017 FR 1700467

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

27.07.2020

73 Titular/es:

**MBDA FRANCE (100.0%)
1, avenue Réaumur
92350 Le Plessis-Robinson, FR**

72 Inventor/es:

**QUERTELET, CLÉMENT y
LAHEYNE, CLYDE**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 775 446 T3

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

DESCRIPCIÓN

Dispositivo de accionamiento para la eyección de al menos una parte extraíble de un misil, en particular de una cofia

Dominio técnico

5 La presente invención se refiere a un dispositivo de accionamiento que permite la eyección de al menos una parte extraíble de un misil, y un misil provisto de al menos dicho dispositivo de accionamiento.

Estado de la técnica

10 Aunque no exclusivamente, la presente invención puede aplicarse a un misil que incluye al menos una etapa propulsora lanzable y un vehículo terminal que está situado en la parte delantera de la etapa propulsora. Dicho vehículo terminal incluye generalmente, principalmente, un captador que forma parte por ejemplo de un buscador y es susceptible de ser sensible a la temperatura.

15 Más particularmente, la presente invención puede aplicarse a un misil que presenta un dominio de vuelo que permanece en la atmósfera y que dispone de un rendimiento cinemático tal que el vehículo terminal puede ser llevado a velocidades hipersónicas. A estas altas velocidades, la temperatura de la superficie del misil puede alcanzar algunos cientos de grados Celsius bajo el efecto del flujo aerotérmico, lo que puede ser perjudicial para la firmeza y el rendimiento de las estructuras, de los equipos electrónicos y de los captadores presentes. También, una cofia (de protección), que incluye generalmente varios cascos individuales, está situada en la parte delantera del misil, de forma que proteja térmicamente y mecánicamente el vehículo terminal durante la fase de vuelo del misil. La cofia es después eyectada en el momento oportuno para permitir, principalmente, la utilización del captador situado en el vehículo terminal, durante la fase terminal del vuelo. La eyección de la cofia se lleva a cabo mediante un dispositivo de accionamiento configurado para generar una fuerza suficiente para separar los cascos individuales en un tiempo muy corto con el fin de hacer rápidamente operativo el captador y evitar cualquier perturbación del rendimiento del misil durante la fase de eyección de la cofia. Además, el dispositivo de accionamiento debe tener en cuenta las tensiones térmicas y mecánicas a las que están sometidos los cascos individuales antes de la fase terminal del vuelo.

25 Una solución podría consistir en utilizar un accionador pirotécnico tal como un perno pirotécnico eyector, para generar la fuerza necesaria para la separación de los cascos individuales en unos tiempos muy cortos. Sin embargo, las temperaturas de varios cientos de grados Celsius a las que están sometidos los cascos individuales corren el riesgo de degradar el funcionamiento del accionador pirotécnico fijado a éstas, incluso de activarlo de forma intempestiva. Además, los productos eyectados y el efecto de soplado de la reacción pirotécnica son susceptibles de dañar el captador del vehículo terminal o de perjudicar su capacidad de medida mediante depósito de residuos de polvo por ejemplo. Esta solución no es por tanto aplicable.

30 El documento WO 2009/095910 describe un dispositivo de separación de una cofia de misil.

Exposición de la invención

35 La presente invención tiene como objetivo remediar estos inconvenientes. Conciene a un dispositivo de accionamiento que permite la eyección de al menos una parte extraíble de un misil, en particular al menos un casco individual de una cofia.

Según la invención, dicho dispositivo de accionamiento es un conjunto unitario que incluye:

40 -un accionador pirotécnico que incluye una carga pirotécnica activable apta para generar una sobrepresión y un pistón configurado para desplazarse en una dirección longitudinal bajo el efecto de la sobrepresión generada sobre la cabeza de dicho pistón por la carga pirotécnica, de manera que una extremidad del pistón opuesta a la cabeza de dicho pistón, llamada extremidad libre, está destinada a actuar sobre dicha parte extraíble del misil.

-al menos una varilla de sujeción,

-al menos un elemento de aislamiento térmico situado de forma que aisle térmicamente al menos la carga pirotécnica.

Además, según la invención, dicha accionador pirotécnico está configurado para poder generar una fuerza apta para romper al menos dicha varilla de sujeción.

45 Además, según la invención, una primera extremidad de al menos dicha varilla de sujeción y una extremidad de dicho accionador pirotécnico están destinados a ser fijados sobre un elemento del misil y una segunda extremidad opuesta a dicha primera extremidad de al menos dicha varilla de sujeción, está destinada a ser fijada a dicha parte extraíble del misil.

50 Así, gracias a la invención, se prevé un dispositivo de accionamiento destinado a la eyección de una parte extraíble del misil, tal como un casco individual de una cofia, que incluye un accionador pirotécnico cuyo funcionamiento se hace compatible con las tensiones térmicas y mecánicas del misil mediante la colocación de al menos un elemento de aislamiento térmico y de al menos una varilla de sujeción. En efecto, la carga pirotécnica, que es un elemento del

accionador pirotécnico sensible a las elevadas temperaturas a las que están sometidos los cascos individuales, está aislada de los flujos térmicos en la cofia mediante la disposición de al menos un elemento de aislamiento térmico. Además de prevenir una degradación del funcionamiento del accionador pirotécnico incluso su activación intempestiva, esta protección térmica localizada permite minimizar la masa y el espacio necesario del dispositivo de accionamiento embarcado.

Además, el dispositivo de accionamiento conforme a la invención garantiza una sujeción mecánica durante la fase de vuelo. El accionador pirotécnico está únicamente fijado a la parte extraíble, preferentemente un casco de la cofia, por una de sus extremidades, el dispositivo de accionamiento está provisto de una o varias varillas de sujeción que aseguran la unión mecánica entre esta parte extraíble y un elemento de fijación, por ejemplo, dos cascos individuales de una cofia.

Situadas ventajosamente a ambos lados del pistón, en un mismo plano, y sensiblemente paralelos entre sí y con el eje de desplazamiento del pistón, estas varillas de sujeción están configuradas para soportar principalmente las tensiones mecánicas de la cofia durante la fase de vuelo que precede a la eyección de la cofia. Además, estas varillas de sujeción incluyen al menos una parte solidaria de dicho accionador pirotécnico mediante una funda mecánica, lo que asegura, por ejemplo, una mejor estabilidad del dispositivo frente a las tensiones mecánicas durante la fase de vuelo del misil y de eyección de la cofia.

En un modo de realización preferido, al menos dicha varilla de sujeción posee una zona de debilitamiento, que está situada preferentemente en la proximidad de la extremidad libre del pistón. Así, cuando el accionador pirotécnico es activado mediante la activación de la carga pirotécnica, genera una fuerza reducida pero suficiente para separar los cascos individuales uno del otro. La varilla de sujeción, que asegura la unión entre los cascos individuales, se rompe en dos partes a nivel de la zona de debilitamiento sin producir restos susceptibles de dañar el rendimiento del misil.

Además, al menos dicha varilla de sujeción está provista de al menos un elemento de retención, situado a nivel de la funda mecánica. Este elemento de retención está ventajosamente situado para prevenir cualquier movimiento de traslación de al menos dicha varilla de sujeción respecto del accionador pirotécnico.

Por otra parte, de forma ventajosa, al menos dicha varilla de sujeción está provista de al menos un mango de aislamiento térmico, al menos sobre un tramo de esta última. Al menos dicho mango de aislamiento térmico se sitúa preferentemente a nivel de la funda mecánica. La disposición ventajosa de al menos dicho mango participa en el aislamiento térmico de dicho accionador pirotécnico.

Por otra parte, de forma ventajosa, al menos dicha varilla de sujeción está provista con al menos un mango de aislamiento térmico, al menos sobre un tramo de esta última. Al menos dicho mango de aislamiento térmico se sitúa preferentemente a nivel de la chapa mecánica. La disposición ventajosa de al menos dicho mango participa del aislamiento térmico de dicho accionador pirotécnico.

Por otra parte, ventajosamente, dichos elementos de aislamiento térmico pueden ser realizados con material del tipo mica, mullita o moscovita.

Por otra parte, la segunda extremidad de dicha varilla de sujeción está ventajosamente provista de un roscado, situado para permitir la fijación de dicha varilla de sujeción a un elemento sólido de la parte extraíble del misil por medio de una tuerca.

La presente invención concierne igualmente un misil que está provisto de un dispositivo de accionamiento tal como el descrito anteriormente, dicho dispositivo de accionamiento está fijado por una primera extremidad a un elemento de fijación de una primera parte del misil, por ejemplo, un casco individual de una cofia o un elemento fijo de la estructura del misil y por una segunda extremidad, opuesta a la primera extremidad, a un elemento de fijación de una parte de extraíble del misil.

En el marco de la presente invención, esta parte extraíble puede corresponder a cualquier elemento que tenga que ser eyectado del misil durante su vuelo, y preferentemente a un casco individual de una cofia.

En un modo de realización preferido, dicho misil está provisto de una cofia que incluye al menos dos cascos individuales, dicha primera parte representa uno de dichos cascos individuales y dicha segunda parte extraíble representa el otro casco individual. De forma ventajosa, el dispositivo de accionamiento está configurado para separar y alejar simultáneamente los dos cascos individuales con el fin de eyectarlos del misil.

Además, al menos un elemento de aislamiento térmico está ventajosamente fijado sobre un elemento de fijación de al menos una de dichas partes extraíbles del misil, y situadas enfrente de la extremidad libre de dicho pistón.

Breve descripción de los Dibujos

Las figuras adjuntas harán comprender cómo la invención puede ser realizada. En estas figuras, referencias idénticas designan elementos similares.

Las figuras 1 y 2 muestran esquemáticamente un ejemplo de misil con cofia, respectivamente, durante la fase de vuelo y durante la fase de eyección.

La figura 3 muestra la ubicación de un modo de realización particular del dispositivo de accionamiento en uno de los cascos individuales de la cofia.

- 5 Las figuras 4 y 5 son unas vistas esquemáticas, respectivamente, en perspectiva y en corte intermedio del dispositivo de accionamiento.

Descripción detallada

10 La presente invención se aplica a un misil 1 representado esquemáticamente en las figuras 1 y 2, que está provisto en la parte delantera (en el sentido del desplazamiento F del misil 1) de una cofia (de protección) 2 que incluye varias partes extraíbles. En este caso una pluralidad de cascos 3,4. La presente invención concierne un dispositivo de accionamiento 7 para la eyección de la cofia 2. Sin embargo, la presente invención puede aplicarse a cualquier tipo de misil 1 que incluye al menos una parte extraíble que debe ser eyectada.

Como se representa en las figuras 1 y 2, el misil 1 de eje longitudinal L-L', incluye al menos una etapa propulsora 5 lanzable y un vehículo terminal 6 que está situado delante de esta etapa propulsora 5.

- 15 En general, dicho vehículo terminal 6 volante incluye, principalmente, al menos un captador 8 situado aguas arriba, que forma parte por ejemplo de un buscador y susceptible de ser sensible a la temperatura. La etapa propulsora 5 y el vehículo terminal 6 que pueden ser de cualquier tipo habitual, no están descritos mucho más en la siguiente descripción.

20 De forma usual, la o las etapas propulsoras 5 de dicho misil 1 están destinadas a la propulsión de dicho misil 1, a partir del disparo hasta la aproximación de un blanco (que debe ser neutralizado por el misil 1). La fase terminal del vuelo está, en cuanto a ella, realizada de forma autónoma por el vehículo terminal 6, que utiliza principalmente las informaciones que se obtienen del captador 8 embarcado, por ejemplo, un captador optoelectrónico destinado a ayudar a la detección del blanco. Para ello, el vehículo terminal 6 incluye todos los medios habituales (no descritos más adelante), que son necesarios para realizar este vuelo terminal. Antes de llevar a cabo la fase terminal, la cofia 2 es lanzada o al menos abierta, después de una separación de los diferentes cascos 3 y 4, mediante la activación del dispositivo de accionamiento 7, para liberar el vehículo terminal 6 (volante) que se separa después del resto del misil 1.

25 El misil 1 está por tanto provisto aguas arriba con una cofia 2 separable que está destinada, principalmente, a proteger térmicamente y mecánicamente el vehículo terminal 6. Esta cofia 2 debe sin embargo poder ser retirada en el momento oportuno, principalmente para permitir la utilización del captador 8 situado en el vehículo terminal 6 en la fase terminal del vuelo.

En la situación de la figura 1, la cofia 2 está montada en el misil 1 en una posición de funcionamiento (o de protección). El vehículo terminal 6 está montado en el interior de la cofia 2 que está representada por una línea punteada.

35 Además, en la situación de la figura 2, los cascos 3 y 4 se están separando, como se ilustra respectivamente mediante unas flechas $\alpha 1$ y $\alpha 2$, durante una fase de apertura y de lanzamiento de la cofia 2. La liberación de los cascos 3 y 4 y la impulsión para generar los movimientos ilustrados por las flechas $\alpha 1$ y $\alpha 2$, están engendrados por el dispositivo de accionamiento 7 situado preferentemente aguas arriba de la cofia 2 (en el interior de esta última), como se representado en las figuras 1 y 3. Esta fase de abertura o de lanzamiento de la cofia 2 permite la liberación del vehículo terminal 6.

40 Aunque no exclusivamente, la presente invención puede aplicarse particularmente a un misil 1 que presenta un dominio de vuelo de permanencia en la atmósfera y que dispone de rendimiento cinemático que permite llevar el vehículo terminal 6 a unas velocidades hipersónicas. A estas altas velocidades, la temperatura de superficie del misil 1 puede alcanzar varios cientos de grados Celsius bajo el efecto del flujo aerotérmico, lo que hace necesario prever una cofia 2 eficaz para permitir la rigidez y el rendimiento de las estructuras, de los equipos electrónicos y de los captadores embarcados. Sin embargo, la presente invención puede aplicarse a un misil 1 que evoluciona en todos los casos del dominio del vuelo (dentro y fuera de la atmósfera) y para unas velocidades que van desde el subsónico al alto supersónico/hipersónico.

45 Haciendo referencia a las figuras 1 y 3, el dispositivo de accionamiento 7 que permite la eyección de los cascos 3 y 4 del misil 1 está situado aguas arriba de la cofia 2, entre los cascos 3 y 4, en un plano transversal al eje longitudinal L-L del misil 1.

50 En lo que sigue de la descripción, se utiliza una referencia R asociada al dispositivo de accionamiento pirotécnico 7 y define según tres ejes octogonales, a saber, un eje llamado longitudinal X que está orientado según el dispositivo de accionamiento 7 que es alargado, y dos ejes Y y Z que definen un plano mediano XY y un plano transversal YZ. El eje Z corresponde al eje longitudinal L-L del misil 1. Además, los adverbios delante y detrás están definidos respecto del sentido de desplazamiento del pistón 14, que está representado por la fecha G y descrito a continuación.

Como se ha representado en las figuras 3, 4 y 5, el dispositivo de accionamiento 7, según la invención, es un conjunto unitario que incluye:

-un accionador pirotécnico 9 situado según el eje longitudinal X

5 -dos varillas de sujeción 10A y 10B, sensiblemente paralelas entre sí y con el eje longitudinal X y situadas a ambos lados del afinador pirotécnico 9, en el plano mediano XY, y

-al menos uno, pero preferentemente una pluralidad de elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C y 11D situados de forma que aisle localmente el accionador pirotécnico 9.

10 En un modo de realización preferido, representado en las figuras 4 y 5, el accionador pirotécnico 9 incluye una carga pirotécnica 12 activable, una cámara de combustión 13 situada en la parte de atrás del accionador pirotécnico 9 en el mismo plano transversal YZ que la carga pirotécnica 12, y un pistón 14 situado a lo largo del eje longitudinal X, cuya cabeza 15 está en la prolongación de la cámara de combustión 13. El accionador pirotécnico 9 se desencadena por la activación de la carga pirotécnica 12, que está realizada de forma habitual, mediante una orden dada automáticamente por una unidad de control (no representada) del misil 1. Cuando la carga pirotécnica 12 está activada, produce una sobrepresión en la cámara de combustión 13 que genera el desplazamiento del pistón 14 en el sentido de la flecha G. El pistón 14 se desplaza hasta una de sus extremidades, opuesta a la cabeza 15 del pistón, dicha extremidad libre 16, apoya contra un elemento de fijación 17 el cual está fijado al casco 3.

El accionador pirotécnico 9 puede, por ejemplo, ser un actuador pirotécnico configurado para contener los restos y los residuos de polvo de la reacción pirotécnica que son susceptibles de dañar el captador 8 del vehículo terminal 6 o de perjudicar su capacidad de medida.

20 En el modo de realización representado por las figuras 4 y 5, el accionador pirotécnico 9 está fijado por una primera extremidad, situada en la parte trasera del dispositivo pirotécnico 7, a un elemento de fijación 18 el cual está fijado al casco 4. Una segunda extremidad del afinador pirotécnico 9, opuesta a dicha primera extremidad, es libre.

25 Las varillas de sujeción 10A y 10B incluyen igualmente una primera extremidad situada en la parte trasera del dispositivo pirotécnico 7 y una segunda extremidad situada en la parte delantera del dispositivo pirotécnico 7. Cada varilla de sujeción 10A, 10B está fijada, como se precisa más adelante, por su primera extremidad al elemento de fijación 17 del casco 3 y por su segunda extremidad al elemento de fijación 18 del casco 4. Las varillas de sujeción 10A y 10B aseguran la unión mecánica entre los cascos 3 y 4 de la cofia 2, principalmente durante la fase de vuelo del misil 1.

30 En un modo de realización particular, una de las dos extremidades de cada una de las varillas de sujeción 10A y 10B está provista de un roscado 19A, 19B que permite atornillar las varillas de sujeción 10A y 10B al elemento de fijación 17,18 por medio de una tuerca 20A, 20B. La posición de la tuerca 20A, 20B a lo largo del roscado determina el atornillado de las varillas de sujeción 10A y 10B en uno de los elementos de fijación 17,18 de uno de los cascos 3,4, lo que fija la fuerza que ejercen los cascos 3 y 4 uno sobre el otro durante la fase de vuelo del misil 1. Esta fuerza es llamada tensión previa mecánica.

35 Además, las varillas de sujeción 10A y 10B están unidas al accionador pirotécnico 9 por medio de unas fundas mecánicas 21A, 21B. Como se ha representado en las figuras 4 y 5, las fundas mecánicas 21A y 21B están fijadas a ambos lados del accionador pirotécnico 9, a nivel del cuerpo del pistón 14 en la posición de montaje, y rodean un tramo de las varillas de sujeción 10A y 10B. En un modo de realización particular, las fundas mecánicas 21A y 21B pueden corresponder a unas extensiones laterales del accionador pirotécnico 9.

40 Además, cada varilla de sujeción 10A, 10B está provista de una zona debilitada 22A, 22B situada, preferentemente, en el mismo plano transversal YZ que la extremidad libre 16 del pistón 14 en la posición de montaje, entre el elemento de fijación 17 y la funda mecánica 19A, 19B. Cada una de las zonas debilitadas 22A y 22B corresponde a un vaciado circular sobre una parte longitudinal de las varillas de sujeción 10A y 10B, que reduce su resistencia mecánica. Así, bajo el efecto de la fuerza generada por el accionador pirotécnico 9, las varillas de sujeción 10A y 10B se rompen a nivel de las zonas debilitadas 22A y 22B.

45 Como se ha representado en la figura 5, un elemento de retención 23A, 23B, por ejemplo, un perno o un collar, está situado alrededor de la varilla de sujeción 10A, 10B, contra la extremidad de la funda mecánica 21A, 21B más próxima a la zona debilitada 22A, 22B. Este elemento de retención 23A, 23B retiene la varilla de sujeción 10A, 10B en la funda mecánica 21A, 22B en la dirección longitudinal X.

50 Varios elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C, 11D están situados en unas partes del accionador pirotécnico 9 con el fin de aislar los flujos de calor a los que están sometidos los cascos 3 y 4 de la cofia 2 durante la fase de vuelo.

55 Así, un elemento de aislamiento térmico 11A está situado entre el elemento de fijación 18 del casco 4 y la carga pirotécnica 12 para evitar que el calor del casco 4 se transmita a la carga pirotécnica 12 y desencadene de forma intempestiva el accionador pirotécnico 9. Otros dos elementos de aislamiento térmico están situados, con la forma de

mangos 11B y 11C, alrededor de los tramos de las varillas de sujeción 10A y 10B que atraviesan las fundas mecánicas 21A y 21B para evitar que los flujos de calor que circulan entre los cascos 3 y 4 por medio de las varillas de sujeción 10A y 10B no pasen el accionador pirotécnico 9. Además, un elemento de aislamiento térmico 11D puede estar situado enfrente de la extremidad libre 16 del pistón 14, y fijado al elemento de fijación 17 del casco 3 del misil 1.

5 En un modo de realización particular, los elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C, 11D protegen el accionador pirotécnico 9 aislando únicamente la carga pirotécnica 12.

10 En un modo de realización preferido, los elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C y 11D están realizados con uno de los siguientes materiales: mica, mullita, muscovita. Estos materiales, aun siendo excelentes aislantes térmicos, poseen una dureza suficiente para no amortiguar la fuerza generada por el accionador pirotécnico 9 con el fin de separar los cascos 3 y 4.

El modo de funcionamiento del dispositivo de accionamiento, tal y como se describe anteriormente, es el siguiente.

Durante la fase de vuelo del misil 1 la cofia 2 es mantenida cerrada por medio de unas varillas de sujeción 10A y 10B que están fijadas por sus extremidades a unos elementos de fijación 17 y 18 de los cascos 3 y 4.

15 Además, la estabilidad de la cofia 2 depende de la tensión previa mecánica ejercida entre los cascos 3 y 4. Esta tensión previa está gestionada por las varillas de sujeción 10A y 10B regulando la posición de la tuerca 20A, 20B a lo largo del roscado de una de las extremidades de las varillas de sujeción 10A y 10B. Además, la cofia 2 padece fuertes tensiones térmicas durante la fase de vuelo. Estos flujos térmicos circulan entre los cascos 3 y 4, principalmente por medio de las varillas de sujeción 10A y 10B que crean un puente térmico entre los elementos de fijación 17 y 18 de los cascos 3 y 4. Para evitar cualquier desencadenamiento intempestivo del accionador pirotécnico 9, los elementos
20 de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C, 11D están dispuestos de forma juiciosa entre la carga pirotécnica 12 y el elemento de fijación 18 del casco 4, así como entre las varillas de sujeción 10A y 10B y las fundas mecánicas 21A y 21B.

25 Cuando los cascos 3,4 de la cofia 2 deben ser separados, una señal activa la carga pirotécnica 12 del accionador pirotécnico 9. Se produce entonces una sobrepresión en la cámara de combustión 13, lo que genera una fuerza de empuje en el pistón 14 que se desplaza en el sentido de la flecha G. Cuando la extremidad libre 16 del pistón 14 apoya contra el elemento de fijación 17 del casco 4, el pistón 14 transmite la fuerza de empuje al casco 3. Como el dispositivo pirotécnico 7 está fijado a los dos cascos 3 y 4 por medio de las varillas de sujeción 10A y 10B, el casco 3 está sometido a una fuerza de empuje igual, pero en sentido opuesto, a la que actúa sobre el casco 4. Estas fuerzas de sentidos opuestos actúan sobre las varillas de sujeción 10A y 10B hasta provocar su ruptura a nivel de las zonas debilitadas 22A y 22B. Como los elementos de retención 23A y 23B, situados en las varillas de sujeción 10A y 10B a nivel de las fundas mecánicas 21A y 21B, bloquean cualquier movimiento traslacional de las varillas respecto del accionador pirotécnico 9, los cascos 3 y 4 se separan y se alejan uno del otro simultáneamente pivotando alrededor del elemento de rotación 24, por ejemplo, unas bisagras. Se llega así a la eyección de los cascos 3 y 4 del misil 1.

35 El dispositivo de accionamiento 7, tal y como se describe a continuación, es un conjunto unitario, cuya arquitectura permite rellenar por un lado la función de sujeción de la estabilidad de la cofia 2, principalmente durante la fase de vuelo y por otra parte la función de eyección rápida de los cascos 3 y 4. La arquitectura del dispositivo de accionamiento 7 hace compatible la utilización de un accionador pirotécnico 9 capaz de generar una fuerza importante en un tiempo muy corto, a pesar de las altas temperaturas a las que están sometidos los cascos 3 y 4. Así, durante la fase de vuelo, la disposición de los elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C, 11D así como la configuración de las varillas
40 de sujeción 10A y 10B preservan el funcionamiento del accionador pirotécnico 9 aislándolo de las tensiones térmicas y mecánicas que padecen los cascos 3 y 4. Durante la fase de eyección, la cofia 2 debe ser eyectada muy rápidamente para permitir la utilización del captador 8. El accionador pirotécnico 9 hace posible esta eyección rápida generando una fuerza suficiente para romper las varillas de sujeción 10A y 10B, previamente debilitadas. Además, los elementos de aislamiento térmico 11A, 11B, 11C, 11D forman una protección localizada que permite minimizar la masa y el
45 espacio necesario del dispositivo de accionamiento 7 embarcado.

El dispositivo de accionamiento pirotécnico 7 presenta igualmente la ventaja de ser adaptable a la sujeción y a la eyección de cualquier parte amovible del misil 1 en un entorno de altas temperaturas. Finalmente, el dispositivo de accionamiento 7 funciona en todos los casos del dominio de vuelo (dentro y fuera de la atmósfera) de un misil 1 y para unas velocidades que van desde la subsónica hasta la alta supersónica/hipersónica.

50

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo de accionamiento para la eyección de al menos una parte amovible (3,4) de un misil (1), dicho dispositivo (7) es un conjunto unitario que incluye:
- 5 -un accionador pirotécnico (9) que incluye una carga pirotécnica (12) activable apta para generar una sobrepresión y un pistón (14) configurado para desplazarse en una dirección longitudinal bajo el efecto de la sobrepresión generada en la cabeza (15) de dicho pistón (14) por la carga pirotécnica (12), de manera que la extremidad del pistón (14) opuesta a dicha cabeza (15), llamada extremidad libre (16), éste destinada a actuar sobre dicha parte amovible (3,4) del misil (1);
- 10 -al menos una varilla de sujeción (10A, 10B), al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B) incluye al menos una parte solidaria de dicho accionador pirotécnico (9) por medio de una funda mecánica (21A, 21B); y
- al menos un elemento de aislamiento térmico (11A, 11B, 11C, 11D) situado de forma que aisle térmicamente al menos la carga pirotécnica (12),
- 15 dicho accionador pirotécnico (9) está configurado para poder generar una fuerza apta para romper al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B), y por que una primera extremidad de al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B) y una extremidad de dicho afinador pirotécnico (9) están destinados a estar fijado sobre un elemento de fijación (18) del misil (1),
- y una segunda extremidad, opuesta a dicha primera extremidad de al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B, que está destinada a ser fijada a un elemento de fijación (17) de dicha parte amovible del misil (1).
2. Dispositivo según la reivindicación 1, caracterizado por que incluye dos varillas de sujeción (10A, 10B) sensiblemente paralelas entre sí y un eje de desplazamiento del pistón (14) y situadas a ambos lados de dicho pistón (14) en un mismo plano (XY).
- 20 3. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B) posee al menos una zona debilitada (22A, 22B).
4. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que dicha zona debilitada (22A, 22B) está situada en la proximidad de la extremidad libre (16) del pistón (14).
- 25 5. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B) incluye al menos un elemento de retención (23A, 23B) respecto del accionador pirotécnico (9).
6. Dispositivo según las reivindicaciones 1 y 5, caracterizado por que al menos dicho elemento de retención (23A, 23B) está situado a nivel de la funda mecánica (21A, 21B).
- 30 7. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que al menos dicha varilla de sujeción (10A, 10B) está provista con al menos un mango de aislamiento térmico (11B, 11C), al menos sobre un tramo longitudinal de esta última (10A, 10B).
8. Dispositivo según las reivindicaciones 1 y 7, caracterizado por que dicho mango de aislamiento térmico (11B, 11C) está situado a nivel de la funda mecánica (21A, 21B).
- 35 9. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que dicha segunda extremidad de la varilla de sujeción (10A, 10B) está provista de un roscado (19A, 19B), situado para permitir la fijación de dicha varilla de sujeción (10A, 10B) a un elemento de fijación (17,18) de la parte amovible (3,4) del misil (1) por medio de una tuerca (20A, 20B).
- 40 10. Dispositivo según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que dicho elemento de aislamiento térmico (11A, 11B, 11C, 11D) está realizado con al menos uno de los siguientes materiales: mica, mullita, muscovita.
11. Misil, caracterizado por que incluye un dispositivo de accionamiento (7) tal como el especificado bajo una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, dicho dispositivo de accionamiento (7) está fijado por una primera de sus extremidades a un elemento de fijación (18) de una primera parte (4) del misil (1) y por una segunda extremidad, opuesta a dicha primera extremidad, a un elemento de fijación (17) de una segunda parte (3), que representa dicha parte amovible del misil (1).
- 45 12. Misil según la reivindicación 11, caracterizado por que está provisto de una cofia (2) que incluye al menos dos cascos individuales (3,4), y por que dicha primera parte (4) representa uno de dichos cascos individuales (4) y dicha segunda parte (3) amovible representa el otro casco individual (3).
- 50

13. Misil según la reivindicación 12, caracterizado por que el dispositivo de accionamiento (7) está configurado para separar y alejar simultáneamente los dos cascos individuales (3,4).

14. Misil según una cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, caracterizado por que al menos un elemento de aislamiento térmico (11D) está situado enfrente de la extremidad libre (16) de dicho pistón (14), y fijado sobre el elemento de fijación (17) de la parte amovible (3) del misil (1).

5

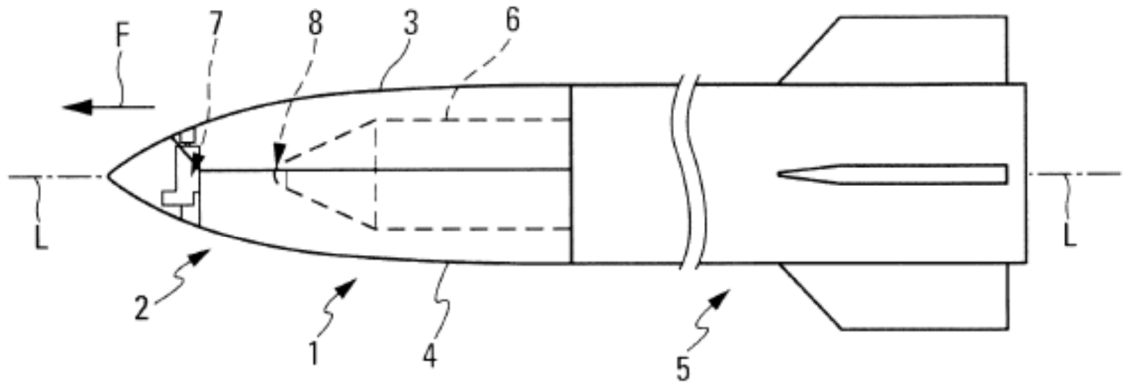


Fig. 1

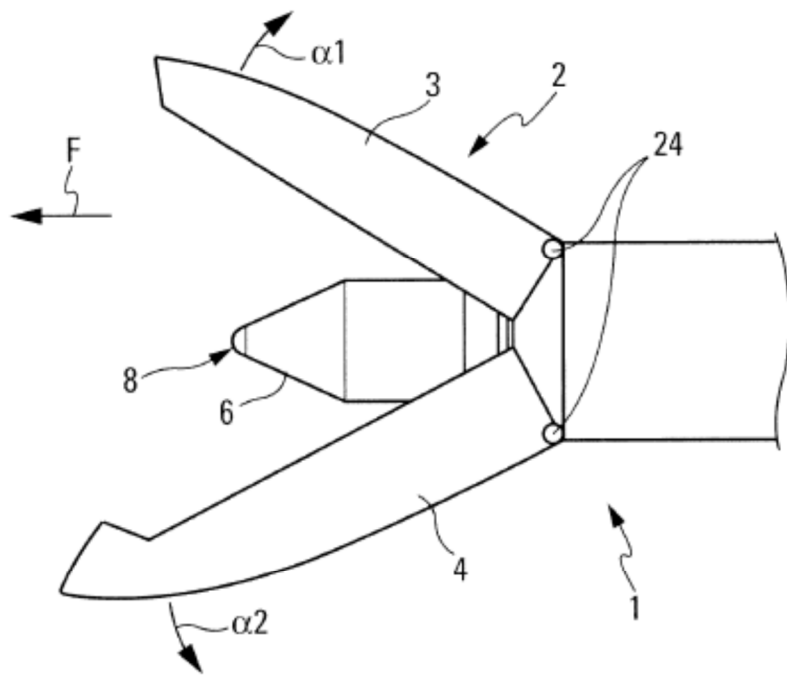


Fig. 2

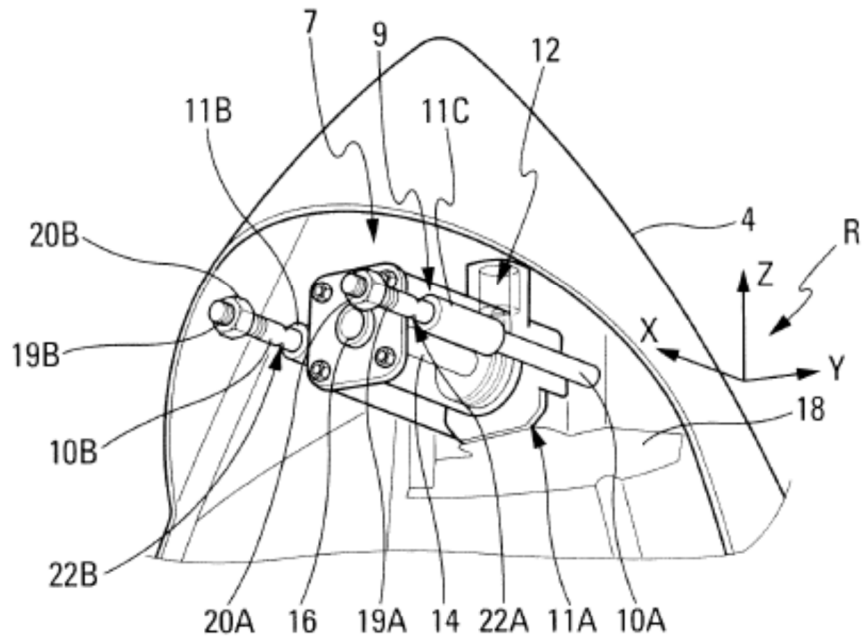


Fig. 3

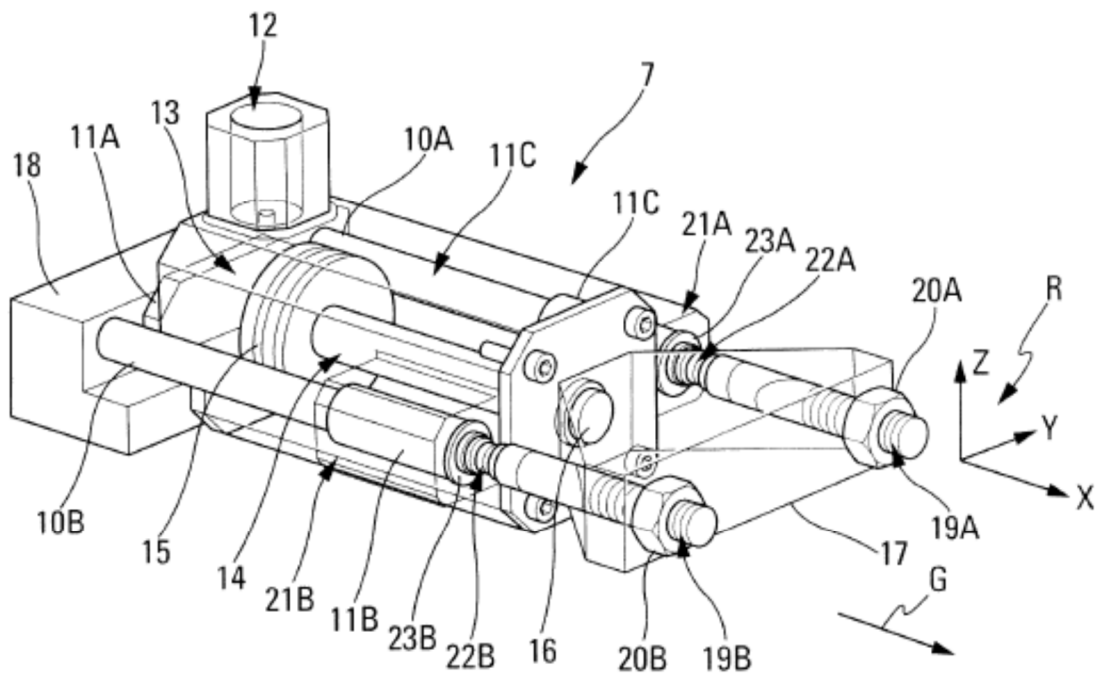


Fig. 4

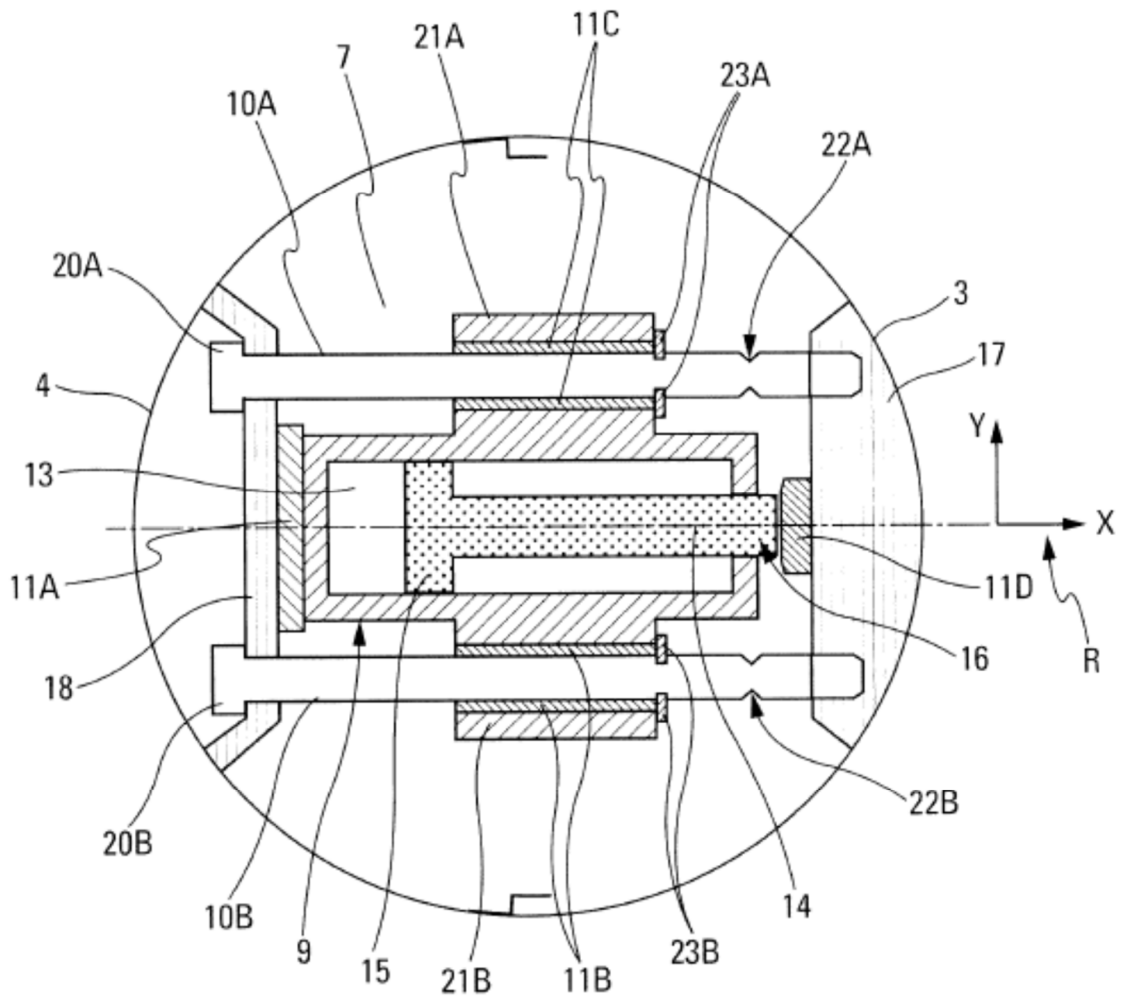


Fig. 5