

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 775 445**

51 Int. Cl.:

**F42B 10/46** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.02.2018** **E 18290012 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.01.2020** **EP 3392604**

54 Título: **Misil provisto de una cubierta separable que comprende al menos una caperuza eyectable que coopera con un elemento de soporte**

30 Prioridad:

**21.04.2017 FR 1700448**

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 2 775 445 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

Misil provisto de una cubierta separable que comprende al menos una caperuza eyectable que coopera con un elemento de soporte

5 La presente invención se refiere a un misil provisto de al menos una caperuza eyectable que forma parte de una cubierta de protección susceptible de ser largada o separable.

10 La presente invención se aplica, más particularmente, aunque no en exclusiva, a un misil que comprende al menos una etapa propulsora que está destinada a propulsar el misil y que puede ser separada de este último, así como a un vehículo terminal que está dispuesto por delante de esta etapa propulsora y que realiza un vuelo terminal hacia un objetivo. Generalmente, semejante vehículo terminal comprende al menos un detector que forma parte, por ejemplo, de un dispositivo rastreador que es sensible a la temperatura.

15 Aunque no exclusivamente, la presente invención se aplica, más particularmente, a un misil que presenta un dominio de vuelo que permanece dentro de la atmósfera y que dispone de capacidades cinemáticas que permiten llevar el vehículo terminal a velocidades supersónicas. A estas elevadas velocidades, la temperatura de la superficie del misil puede alcanzar varios centenares de grados Celsius bajo el efecto del flujo aerotérmico, lo que puede ser perjudicial para la conservación y el comportamiento de las estructuras y de los equipos electrónicos y detectores presentes. También, el misil está generalmente provisto, en la parte delantera, de una cubierta de protección que comprende, generalmente, varias caperuzas individuales y que está destinada a proteger térmica y mecánicamente el vehículo terminal.

20 Esta cubierta de protección, y al menos ciertas de las caperuzas y, preferiblemente, el conjunto de ellas, deben poder ser retiradas en el momento oportuno, en particular para permitir la utilización del detector situado en el vehículo terminal, en la fase terminal del vuelo.

Además, en particular para garantizar una buena trayectoria del misil, es conveniente controlar el ángulo de eyección de las caperuzas, es decir, el ángulo a partir del cual las caperuzas de la cubierta no están ya unidas al cuerpo del misil.

25 Se conocen diferentes sistemas convencionales para eyectar las caperuzas, con las problemáticas que siguen. En particular:

- 30 - en los misiles subsónicos que vuelan en la baja atmósfera, simplemente se garantiza, en general, que las caperuzas de la cubierta no se cierran por efecto del flujo aerodinámico garantizando un ángulo mínimo de abertura. Esto es incompatible con una separación a baja altitud y a velocidad elevada, puesto que las caperuzas tendrán entonces una velocidad de rotación demasiado importante y correrán el riesgo de abatirse violentamente sobre el cuerpo del misil;
- durante toda la fase previa al desprendimiento de la cubierta (transporte logístico, vuelo, ...), la cubierta se ve sometida a factores de carga importantes capaces de deformarla. Esta es la razón por la que las soluciones convencionales de articulación no permiten sujetar la base de la cubierta; y
- 35 - una arquitectura que prevea que las caperuzas de la cubierta de protección se articulen sobre el vehículo terminal genera una importante masa residual sobre el vehículo, debido, en particular, a la masa de las bisagras o de las articulaciones de las caperuzas utilizadas a este efecto, y penaliza su comportamiento en el momento del vuelo terminal, que es la fase más crucial.

40 Estas soluciones convencionales no son satisfactorias para permitir una eyección de al menos una caperuza de una cubierta del misil en las aplicaciones contempladas (por ejemplo, a baja altitud y a velocidad elevada). Los documentos US 2013/214093 A1 y GB 576.683 A divulgan soluciones convencionales.

45 La presente invención tiene como propósito poner remedio a este inconveniente. Esta se refiere a un misil provisto de un cuerpo que presenta un eje longitudinal denominado eje longitudinal principal, y de al menos una cubierta separable, de tal manera que dicha cubierta comprende al menos una caperuza eyectable, estando dicha caperuza unida por un extremo denominado trasero a un elemento de soporte del misil, y estando definida en torno a un eje longitudinal denominado eje longitudinal secundario.

50 De acuerdo con la invención, dicho elemento de soporte presenta una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal y dispuesto ortogonalmente con respecto a este último, de tal manera que dicho elemento de soporte está provisto de un conjunto de reborde y de un elemento de corona, cada uno de los cuales presenta una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal, de tal modo que dicho elemento de corona está dispuesto coaxialmente en el interior de dicho conjunto de reborde, de manera que se crea entre ellos un alojamiento, presentando el extremo trasero de la caperuza un espesor adaptado a dicho alojamiento con el fin de poder ser alojado dentro de dicho alojamiento con un contacto transversal en el fondo del alojamiento, un primer contacto longitudinal con el conjunto de reborde y un segundo contacto longitudinal con el elemento de corona, de tal forma que dicho conjunto de reborde se ha configurado de modo que autoriza un movimiento de pivote de la

5 caperuza con respecto al cuerpo del misil a partir de una posición de montaje en la que el eje longitudinal secundario de la caperuza es sensiblemente paralelo a dicho eje longitudinal principal (de preferencia, el eje longitudinal secundario de la caperuza es paralelo y se confunde con dicho eje longitudinal principal), hacia al menos una posición pivotada en la cual el eje longitudinal secundario presenta un ángulo no nulo con respecto a dicho eje longitudinal principal, estando, igualmente, configurado dicho conjunto de reborde de manera que:

- se conserva, al menos parcialmente, dicho primer contacto longitudinal con dicho extremo trasero de la caperuza, en tanto en cuanto la caperuza presenta una orientación con respecto al cuerpo del misil para la que dicho eje longitudinal secundario presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal, un ángulo inferior a un ángulo predeterminado denominado ángulo de eyección; y
- 10 - se suprime dicho primer contacto longitudinal con dicho extremo trasero de la caperuza, por cuanto dicho eje longitudinal secundario presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal, un ángulo mayor o igual a dicho ángulo de eyección.

15 De esta forma, gracias, en particular, a la configuración de dicho elemento de soporte, combinada con la del extremo trasero de la caperuza, se está en disposición de prever un ángulo (denominado ángulo de eyección) a partir del cual el extremo trasero de la caperuza ya no está en contacto radialmente hacia el exterior (contra dicho conjunto de reborde), y la caperuza, así liberada de este contacto (denominado primer contacto longitudinal), puede ser eyectada del misil, como se precisa más adelante. Estas configuraciones y arquitecturas particulares, aunque están particularmente bien adaptadas a un misil que vuela a baja altitud y a velocidad elevada, pueden ser empleadas en todo tipo de misiles, cualquiera que sea su dominio de vuelo.

20 De acuerdo con la invención, dicho conjunto de reborde comprende dos tramos de reborde en arco de círculo, dispuestos simétricamente con respecto a un plano longitudinal que contiene el eje longitudinal principal, de tal modo que cada uno de dichos tramos de reborde está configurado de forma que su proyección ortogonal sobre dicho plano longitudinal presenta un borde delantero rectilíneo que forma, con su borde trasero, un ángulo igual a dicho ángulo de eyección, de tal manera que dicho borde trasero es ortogonal a dicho eje longitudinal principal.

25 Además, de forma ventajosa, dicho extremo trasero de la caperuza comprende, en espesor, una parte trasera estrechada, destinada a ser alojada con contacto dentro de dicho alojamiento, seguida, hacia delante, por una parte gruesa que forma un respaldo que permite un contacto transversal auxiliar de la caperuza sobre el borde delantero del conjunto de reborde, en la posición de montaje.

En un primer modo de realización, dicho elemento de soporte corresponde a una parte del cuerpo del misil.

30 Además, en un segundo modo de realización, dicho elemento de soporte es una pieza específica o ad hoc, apta para ser montada en el cuerpo del misil.

De preferencia, las características, en particular, de espesor son formadas (de preferencia, mecanizadas) directamente en el extremo trasero de la caperuza. No obstante, en un modo de realización particular, dicho extremo trasero está provisto de una pieza de interfaz que está fijada a la parte trasera de la caperuza.

35 Además, de forma ventajosa, el misil comprende al menos un dispositivo de accionamiento gobernable, apto para generar una fuerza capaz de provocar un movimiento de pivote de la caperuza desde la posición de montaje hasta una posición de eyección en la que el eje longitudinal secundario de la caperuza presenta un ángulo igual al ángulo de eyección con respecto a dicho eje longitudinal principal del cuerpo del misil.

40 En un modo de realización preferido, el misil comprende dos caperuzas complementarias que forman dicha cubierta, así como una pieza de soporte anular constituida por dos elementos de soporte idénticos, de tal manera que cada una de dichas caperuzas está unida por su extremo trasero a uno de dichos elementos de soporte de la pieza de soporte.

Las figuras que se acompañan permitirán una buena comprensión de cómo puede realizarse la invención. En estas figuras, las mismas referencias designan elementos similares.

45 Las Figuras 1 y 2 muestran esquemáticamente un ejemplo de misil al que se aplica la presente invención, provisto de una cubierta de protección que se encuentra, respectivamente, en una posición montada en el misil y en una posición de apertura.

La Figura 3 muestra la cubierta en una posición de apertura.

50 Las Figuras 4 a 11 representan diferentes vistas esquemáticas que muestran la sujeción y la eyección de una caperuza de cubierta con respecto al misil, de modo que estas figuras 4 a 11, permiten poner claramente de manifiesto las características principales de la invención.

La presente invención se aplica a un misil 1 representado esquemáticamente en las Figuras 1 y 2. El misil 1 está provisto de un cuerpo 7, al menos en parte cilíndrico, el cual presenta un eje longitudinal X-X, denominado eje

longitudinal principal. El misil 1 está provisto, en la parte delantera, de una cubierta de protección 2.

Esta cubierta de protección 2 (denominada «cubierta 2» en lo que sigue de esta memoria) comprende una pluralidad de caperuzas 3 y 4, en este caso, dos caperuzas 3 y 4 en los ejemplos considerados en la descripción que sigue. Los adverbios «delante» y «detrás» se definen en relación con el sentido de desplazamiento F del misil 1.

- 5 En el ejemplo particular representado en la Figura 1, el misil 1 comprende al menos una etapa propulsora 5 susceptible de ser largada (en la parte trasera), y un vehículo terminal 6 que está dispuesto en la parte delantera (en el sentido de desplazamiento F) de esta etapa propulsora 5.

En general, un tal vehículo terminal 6 volante comprende, en particular, al menos un detector 8 dispuesto en la parte delantera, que forma, por ejemplo, parte de un dispositivo rastreador y tiene la propiedad de ser sensible a la temperatura. La etapa propulsora 5 y el vehículo terminal 6, que pueden ser de cualquier tipo convencional, no se describen adicionalmente en la descripción que sigue. De forma convencional, la o las etapas propulsoras 5 de dicho misil 1 están destinadas a la propulsión de dicho misil 1, desde el lanzamiento hasta la aproximación a un objetivo (y deben ser neutralizadas por el misil 1). En cuanto a la fase terminal del vuelo, esta se realiza de forma autónoma por el vehículo terminal 6, que utiliza, en particular, las informaciones proporcionadas por el detector 8 embarcado, por ejemplo, un detector optoelectrónico destinado a ayudar a la detección del objetivo. Para llevar esto a cabo, el vehículo terminal 6 comprende todos los medios convencionales (no descritos adicionalmente) que son necesarios para realizar este vuelo terminal. Antes de poner en marcha la fase terminal, la cubierta 2 es largada, tras una separación de las diferentes caperuzas 3 y 4 por movimiento pivotante, como se precisa más adelante, a fin de liberar el vehículo terminal 6 (volante), que se separa a continuación del resto del misil 1.

- 20 El misil 1 está provisto, por tanto, en la parte delantera, de una cubierta 2 separable (o susceptible de ser largada) que está destinada, en particular, a proteger térmica y mecánicamente el vehículo terminal 6. Esta cubierta de protección 2 debe, sin embargo, poder ser retirada en el momento oportuno, en particular para permitir la utilización del detector 8 emplazado en el vehículo terminal 6, en la fase terminal del vuelo.

25 En la situación de la Figura 1, la cubierta 2 está montada en el misil 1, en una posición denominada de montaje (de protección). El vehículo terminal 6, representado en línea de trazos, está montado en el interior de la cubierta 2.

Además, en la situación de las Figuras 2 y 3, las caperuzas 3 y 4 están en proceso de separarse, al hacerse pivotar como se ilustra, respectivamente, por las flechas  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$ , durante una fase de apertura o de largado de la cubierta 2. La liberación (o eyección) de las caperuzas 3 y 4 y la impulsión para generar los movimientos ilustrados por las flechas  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$  (separándose del eje X-X), pueden ser generadas por un dispositivo de accionamiento 9 apropiado, por ejemplo, un accionador pirotécnico dispuesto, de preferencia, en la parte delantera de la cubierta 2 (en el interior de esta última), como se ha representado esquemáticamente en línea de trazos en la Figura 1.

35 Aunque no de forma exclusiva, la presente invención resulta particularmente apropiada para un misil 1 que presenta un dominio de vuelo que permanece dentro de la atmósfera y que dispone de capacidades cinemáticas que permiten llevar el vehículo terminal 6 a velocidades hipersónicas. A estas altas velocidades, la temperatura de la superficie del misil 1 puede alcanzar varios centenares de grados Celsius por efecto del flujo aerotérmico, lo que requiere la previsión de una cubierta 2 que sea eficaz a la hora de permitir la conservación y el comportamiento de las estructuras, los equipos electrónicos y los detectores embarcados. No obstante, la presente invención puede aplicarse a un misil que evolucione en todos los casos de dominio de vuelo (dentro y fuera de la atmósfera) y para velocidades que van desde la subsónica hasta una elevada supersónica / hipersónica.

- 40 De acuerdo con la invención, la cubierta 2 está unida por un extremo trasero 2A a una pieza de soporte 10 del misil 1, tal y como se representa en la Figura 3. En el ejemplo representado, las dos caperuzas 3 y 4 están unidas, cada una de ellas, por su extremo trasero 3A y 4A, a un elemento de soporte 11, 12 (Figuras 4 y 7) que forma parte de la pieza de soporte 10.

45 Cada una de estas caperuzas 3 y 4 está definida en torno a un eje longitudinal, denominado eje longitudinal secundario L-L, tal como se representa, en particular, en las Figuras 4 y 5.

En el modo de realización preferido, la pieza de soporte 10, anular, está formada por dos elementos de soporte 11 y 12 idénticos. Cada una de las caperuzas 3 y 4 está, por tanto, unida por su extremo trasero 3A, 4A a uno de dichos elementos de soporte 11 y 12.

- 50 Además, según la invención, cada elemento de soporte 11, 12 presenta una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal X-X y dispuesto en un plano P (Figura 2) que es ortogonal a dicho eje X-X.

El dispositivo de accionamiento gobernable 9 es apto para generar una fuerza (ilustrada por una doble flecha E en las Figuras 2 y 3) capaz de provocar un movimiento de pivote de las caperuzas 3 y 4 desde la posición de montaje de la Figura 1 hasta una posición de eyección en la que el eje longitudinal secundario L-L de cada caperuza 3, 4 presenta un ángulo que es igual a un ángulo denominado de eyección  $\alpha_0$ , con respecto a dicho eje longitudinal principal X-X del cuerpo 7 del misil 1, tal como se ilustra en la Figura 5 por la coquilla 3 y se precisa más adelante.

Como se ha representado en las Figuras 6 y 7, cada elemento de soporte 11, 12 está provisto de un conjunto de reborde 13 y de un elemento de corona 14. El conjunto de reborde 13 y el elemento de corona 14 presentan, cada uno de ellos, una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal X-X.

5 Además, el elemento de corona 14 se ha dispuesto coaxialmente según el eje X-X, radialmente en el interior de dicho conjunto de reborde 13, de manera que se crea entre ellos un alojamiento 15 en forma de arco de círculo.

En lo que sigue se describe la realización de la invención para la caperuza 3. La realización es idéntica para la caperuza 4.

10 El extremo trasero 3A de la caperuza 3 presenta un espesor E1 adaptado a la separación radial de dicho alojamiento 15, a fin de poder ser alojado dentro de dicho alojamiento 15. El extremo trasero 3A es alojado dentro del alojamiento 15 (en la posición de montaje) con, preferiblemente, un triple contacto, tal y como se representa en la Figura 9B, que es una vista ampliada de la parte V1 de la Figura 9A, a saber:

- un contacto transversal C1 en el fondo 15A del alojamiento 15;
- un primer contacto longitudinal C2 (radialmente externo) con el conjunto de reborde 13; y
- un segundo contacto longitudinal C3 (radialmente interno) con el elemento de corona 14.

15 Estos contactos permiten una sujeción simple y eficaz de la caperuza 3 en su base (extremo trasero 3A). Esta sujeción se realiza a partir de la integración de la caperuza hasta su eyección. Los contactos longitudinales C2 y C3 no son, sin embargo, siempre simultáneos y/o uniformemente repartidos en la caperuza 3.

Además, el conjunto de reborde 13 se ha configurado de manera que permite un movimiento de pivote de la caperuza 3 con respecto al cuerpo 7 del misil 1:

- 20 - a partir de una posición de montaje (en la que el eje longitudinal secundario L-L de la caperuza 3 es sensiblemente paralelo a dicho eje longitudinal principal X-X y, de preferencia, el eje longitudinal secundario L-L de la caperuza 3 se confunde con el eje longitudinal principal X-X), como se ha representado en la Figura 4;
- 25 - hacia al menos una posición pivotada (en la cual el eje longitudinal secundario L-L presenta un ángulo no nulo con respecto a dicho eje longitudinal principal X-X), como se ha representado en la Figura 5.

Además, el conjunto de reborde 13 se ha configurado, igualmente, de manera que:

- 30 - se conserva (al menos parcialmente) dicho primer contacto longitudinal C2 con dicho extremo trasero 3A de la caperuza 3, por cuanto la caperuza 3 presenta una orientación con respecto al cuerpo 7 del misil 1 para la cual dicho eje longitudinal secundario L-L presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal X-X, un ángulo que es inferior a dicho ángulo de eyección  $\alpha_0$  predeterminado; y
- se suprime dicho primer contacto longitudinal C2 con dicho extremo trasero 3A de la caperuza 3, por cuanto dicho eje longitudinal secundario L-L presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal X-X, un ángulo que es mayor o igual que dicho ángulo de eyección  $\alpha_0$ , tal y como se ha representado en la Figura 5.

35 Así, gracias, en particular, a la configuración de dicho elemento de soporte 11, 12, combinada con la del extremo trasero 3A, 4A de la caperuza 3, 4, se dispone de un ángulo de eyección  $\alpha_0$  a partir del cual el extremo trasero 3A, 4A de la caperuza 3, 4, ya no está en contacto radialmente hacia el exterior (contra dicho conjunto de reborde 13), y la caperuza 3, 4, así liberada de este contacto (denominado primer contacto longitudinal C2), puede ser eyectada del misil 1.

40 Esta configuración del elemento de soporte 11, 12, combinada con la del extremo trasero 3A, 3B de una caperuza 3, 4, o, más generalmente, la configuración de la pieza de soporte 10, combinada con la del extremo trasero 2A de la cubierta 2, forma un sistema S de sujeción y de eyección que permite sujetar la cubierta 2 y permite su eyección controlando el ángulo de eyección.

45 El ángulo de eyección  $\alpha_0$  puede ser particularmente adaptado al misil (tipo, tamaño, ...) considerado y a las condiciones de eyección (altitud, atmósfera, trayectoria de misil, ...) contempladas. Este ángulo de eyección  $\alpha_0$  puede ser afinado mediante ensayos. Aunque no exclusivamente, el ángulo de eyección  $\alpha_0$  puede, por ejemplo, ser definido dentro de un intervalo de valores entre 6° y 15°.

50 Como se ha representado en las Figuras 8 y 9A, en particular, dicho conjunto de reborde 13 destinado a una caperuza 3 o 4 comprende dos tramos de reborde 16 en arco de círculo. Estos tramos de reborde 16 están dispuestos simétricamente con respecto a un plano longitudinal OXZ que contiene el eje longitudinal principal X-X.

En las Figuras 9A y 10A, en particular, se ha representado un sistema de referencia OXYZ en el cual O representa la intersección del eje X-X con el plano P, OX se ha definido según el eje X-X en el sentido F, OY es tal, que el plano OXY corresponde sensiblemente a un plano de separación entre las caperuzas 3 y 4, y OZ es tal, que el plano OXZ forma sensiblemente un plano de simetría para cada una de las caperuzas 3 y 4.

- 5 Cada uno de dichos tramos de reborde 16 está configurado para que su proyección ortogonal sobre dicho plano longitudinal OXZ presente un borde delantero 17 rectilíneo que forma, con su borde trasero 18 (rectilíneo), un ángulo  $\beta$  igual a dicho ángulo de eyección  $\alpha_0$ , tal y como se ha representado en la Figura 11.

Dos tramos de reborde 16, uno de los cuales está destinado a la caperuza 3, y el otro de los cuales está destinado a la caperuza 4, forman, cada vez, una pieza de reborde 19, como se ha representado en la Figura 11.

- 10 La pieza de soporte 10 comprende, por tanto, dos piezas de reborde 19 este tipo, las cuales son montadas sistemáticamente con respecto al plano longitudinal OXZ, como se muestra en la Figura 8. En un modo de realización particular, las dos piezas de reborde 19 están hechas de una (sola) pieza de una sola unidad.

De la misma manera, la pieza de soporte 10 comprende dos elementos de corona 14 idénticos y simétricos con respecto al plano OXY. Estos dos elementos de corona 14 forman una corona 20 (Figura 7) centrada en el eje X-X.

- 15 Esta corona 20 es, de preferencia, una pieza específica o ad hoc. Puede, igualmente, corresponder a una parte de la superficie externa del vehículo terminal 6, como se ilustra en la Figura 8.

Además, el extremo trasero 3A de la caperuza 3 comprende, en espesor, una parte trasera estrechada 21 (de espesor E1), destinada a alojarse con contacto dentro de dicho alojamiento 15, seguida, hacia delante, por una parte gruesa 22 (de espesor E2 superior al espesor E1), que forma un respaldo 23 que permite un contacto transversal auxiliar C4 de la caperuza 3 sobre el borde delantero 17 del conjunto de reborde 13 en la posición de montaje, como se ha representado en la Figura 9B.

- 20

Este respaldo 23 presenta una forma adaptada a la de los bordes delanteros 17 de los dos tramos de reborde 16 asociados.

De esta forma, como se ha representado en las Figuras 10A y 10B, en la zona V2 ampliada de la Figura 10B correspondiente a la intersección del eje OZ con la caperuza 3, el extremo trasero 3A de la caperuza 3 no comprende ninguna parte estrechada, sino únicamente la parte gruesa 22 de espesor E2.

- 25

El sistema S permite una sujeción de las caperuzas 3 y 4 como se ha ilustrado por las flechas G en la Figura 8, y un movimiento de pivote de las caperuzas 3 y 4 como se ha ilustrado por las flechas H en esta Figura 8.

Además, el movimiento de pivote de la caperuza 3 se realiza sin bisagras, mediante un simple contacto en una zona 25 (Figuras 2, 10A, 10B) situada cerca de la intersección del eje OZ con la caperuza 3.

- 30

En un primer modo de realización, la pieza de soporte 10 corresponde a una parte del cuerpo 7 del misil 1.

Además, en un segundo modo de realización, la pieza de soporte 10 es una pieza específica o ad hoc, apta para ser montada (y fijada) en el cuerpo 7 del misil 1.

Por otra parte, de preferencia, las características, en particular, de espesor (E1 y E2) son formadas (de preferencia, mecanizadas) directamente en el extremo trasero 3A, 4A de la caperuza 3, 4. No obstante, en una variante de realización (no representada), el extremo trasero 3A, 4A de cada caperuza 3, 4 que presenta estas características está provisto de una pieza de interfaz que está fijada a la parte trasera de la caperuza 3, 4.

- 35

El funcionamiento del sistema S de sujeción y de eyección (con control del ángulo de eyección) tal y como se ha descrito en lo anterior, es el siguiente, a la hora de la eyección.

En el momento en que deben separarse las caperuzas 3, 4 de la cubierta 2, el dispositivo de accionamiento 9 es activado para generar las fuerzas ilustradas por la doble flecha E (en las Figuras 2 y 3), a fin de hacer pivotar las caperuzas 3 y 4 en los sentidos ilustrados por las flechas  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$  (Figura 2). Gracias al sistema S, las caperuzas 3 y 4 son sujetadas en la pieza de soporte 10 hasta que los ángulos de pivote  $\alpha_1$  y  $\alpha_2$  alcanzan en el valor  $\alpha_0$  de ángulo de eyección. En esta posición de pivote, las caperuzas 3 y 4 ya no son sujetadas por la pieza de soporte 10 y son liberadas del misil 1, del que se separan, lo que conduce al largado de la cubierta 2.

- 40
- 45

Las características antes citadas del sistema S de sujeción y de eyección, y, particularmente, la configuración de la pieza de soporte 10 y de los extremos traseros 3A, 4A de las caperuzas 3, 4, permiten controlar el ángulo de separación de las caperuzas 3, 4 de la cubierta 2. El ángulo de eyección es un parámetro primordial que es difícil de controlar por las soluciones convencionales, en función, particularmente, de las condiciones de eyección (altitud, atmósfera, trayectoria del misil, ...). Gracias a este control, puede asegurarse que la eyección no daña el misil y no perturba su fase terminal.

- 50

El sistema S funciona en todos los casos de dominio de vuelo (dentro y fuera de la atmósfera) de un misil 1 y para

velocidades que van desde la subsónica hasta la alta supersónica/hipersónica.

El sistema S presenta, así, numerosas ventajas. En particular:

- está basado en una arquitectura puramente mecánica, lo que le confiere una excelente repetitividad;
- 5 - está basado en una solución pasiva, simple, fiable y robusta, que es adaptable a todos los tipos de misiles provistos de caperuzas (de cubierta) eyectables;
- la simplicidad de la geometría minimiza la masa embarcada en el misil 1 y garantiza su facilidad de fabricación y de integración;
- en las fases de almacenamiento, de transporte logístico y de vuelo antes del desprendimiento de la cubierta, el sistema S permite una absorción de los esfuerzos entre las caperuzas 3 y 4; y
- 10 - la arquitectura del sistema S es enteramente configurable en función del dominio de vuelo y para cada una de las caperuzas 3 y 4 (con una posible asimetría si es necesario).

## REIVINDICACIONES

- 1.- Un misil provisto de un cuerpo (7) que presenta un eje longitudinal, denominado eje longitudinal principal (X-X), y al menos una cubierta (2) separable, de tal manera que dicha cubierta (2) comprende al menos una caperuza (3, 4) eyectable, estando dicha caperuza (3, 4) unida por un extremo (3A, 4A) denominado trasero a un elemento de soporte (11, 12) del misil (1) y estando definida en torno a un eje longitudinal denominado eje longitudinal secundario (L-L), de tal manera que dicho elemento de soporte (11, 12) presenta una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal (X-X) y dispuesto ortogonalmente con respecto a este último, estando dicho elemento de soporte (11, 12) provisto de un conjunto de reborde (13) y de un elemento de corona (14) que presentan, cada uno de ellos, una forma de arco de círculo centrado en el eje longitudinal principal (X-X), de tal modo que dicho elemento de corona (14) está dispuesto coaxialmente en el interior de dicho conjunto de reborde (13) de tal manera que se crea entre ellos un alojamiento (15), de forma que el extremo trasero (3A, 4A) de la caperuza (3, 4) presenta un espesor (E1) adaptado a dicho alojamiento (15) de manera tal, que puede ser alojado dentro de dicho alojamiento (15) con un contacto transversal (C1) en el fondo (15A) del alojamiento (15), un primer contacto longitudinal (C2) con el conjunto de reborde (13) y un segundo contacto longitudinal (C3) con el elemento de corona (14), de tal modo que dicho conjunto de reborde (13) está configurado para autorizar un movimiento pivotante de la caperuza (3, 4) con respecto al cuerpo (7) del misil (1) a partir de una posición denominada de montaje, en la cual el eje longitudinal secundario (L-L) de la caperuza (3, 4) es sensiblemente paralelo a dicho eje longitudinal principal (X-X) hacia al menos una posición pivotada, en la cual el eje longitudinal secundario (L-L) presenta un ángulo ( $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ ) no nulo con respecto a dicho eje longitudinal principal (X-X), de tal modo que dicho conjunto de reborde (13) está, igualmente, configurado de forma que:
- se conserva, al menos parcialmente, dicho primer contacto longitudinal (C2) con dicho extremo trasero (3A, 4A) de la caperuza (3, 4), por cuanto la caperuza (3, 4) presenta una orientación con respecto al cuerpo (7) del misil (1) para la que dicho eje longitudinal secundario (L-L) presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal (X-X), un ángulo que es inferior a un ángulo predeterminado denominado ángulo de eyección ( $\alpha_0$ ); y
  - se suprime dicho primer contacto longitudinal (C2) con dicho extremo trasero (3A, 4A) de la caperuza (3, 4), por cuanto dicho eje longitudinal secundario (L-L) presenta, con respecto a dicho eje longitudinal principal (X-X), un ángulo que es mayor o igual que dicho ángulo de eyección ( $\alpha_0$ ),
- de manera que dicho conjunto de reborde (13) comprende dos tramos de reborde (16) en arco de círculo, dispuestos simétricamente con respecto a un plano longitudinal (OXZ) que contiene el eje longitudinal principal (X-X), de tal modo que cada uno de dichos tramos de reborde (16) está configurado para que su proyección ortogonal sobre dicho plano longitudinal (OXZ) presente un borde delantero (17) rectilíneo que forma con su borde trasero (18) un ángulo ( $\beta$ ) que es igual a dicho ángulo de eyección ( $\alpha_0$ ), siendo dicho borde trasero (18) ortogonal a dicho eje longitudinal principal (X-X).
- 2.- Un misil de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por que dicho extremo trasero (3A, 4A) de la caperuza (3, 4) comprende, en espesor, una parte trasera estrechada (21), destinada a alojarse con contacto dentro de dicho alojamiento (15), seguida, hacia delante, de una parte gruesa (22) que forma un respaldo (23), de tal manera que dicho respaldo (23) permite un contacto transversal auxiliar (C4) de la caperuza (2) sobre el borde delantero (17) del conjunto de reborde (13), en la posición de montaje.
- 3.- Un misil de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, caracterizado por que dicho elemento de soporte (11, 12) corresponde a una parte del cuerpo (7) del misil (1).
- 4.- Un misil de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, caracterizado por que dicho elemento de soporte (11, 12) es una pieza específica, apta para ser montada en el cuerpo (7) del misil (1).
- 5.- Un misil de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que dicho extremo trasero está provisto de una pieza de interfaz que está fijada a la caperuza.
- 6.- Un misil de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que comprende al menos un dispositivo de accionamiento (9) gobernable, apto para generar una fuerza (F) capaz de provocar un movimiento pivotante de la caperuza (3, 4) desde la posición de montaje hasta una posición de eyección en la cual el eje longitudinal secundario (L-L) de la caperuza (3, 4) presenta un ángulo que es igual al ángulo de eyección ( $\alpha_0$ ) con respecto a dicho eje longitudinal principal (X-X) del cuerpo (7) del misil (1).
- 7.- Un misil de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por que comprende dos caperuzas (3, 4) complementarias que forman dicha cubierta (2), y una pieza de soporte anular (10) constituida por dos elementos de soporte (11, 12) idénticos, de tal modo que cada una de dichas caperuzas (3, 4) está unida por su extremo trasero (3A, 4A) a uno de dichos elementos de soporte (11, 12) de la pieza de soporte (10).

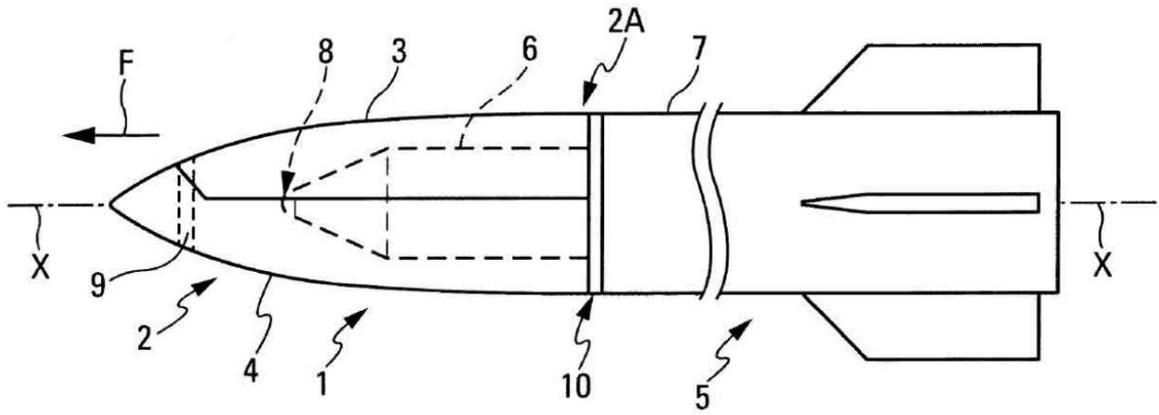


Fig. 1

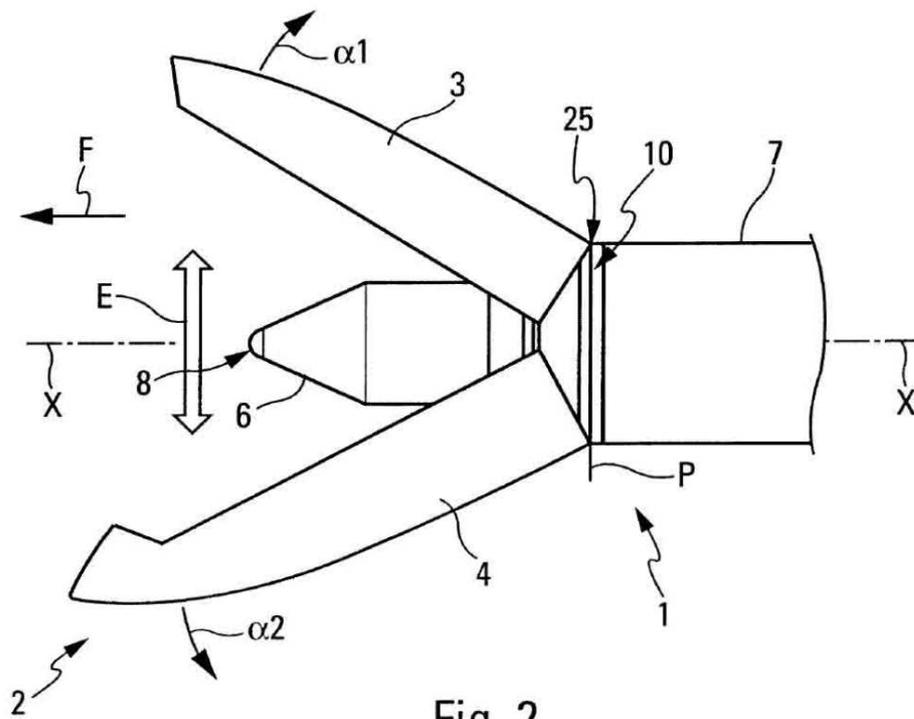


Fig. 2

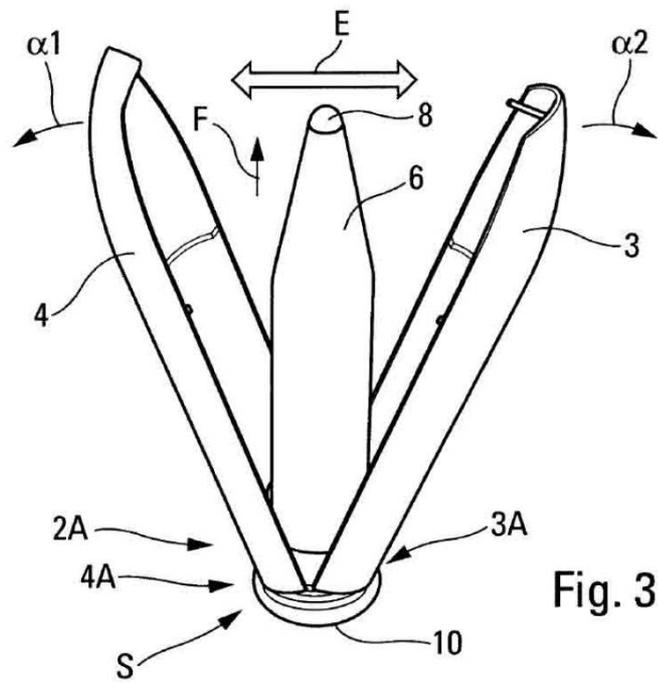


Fig. 3

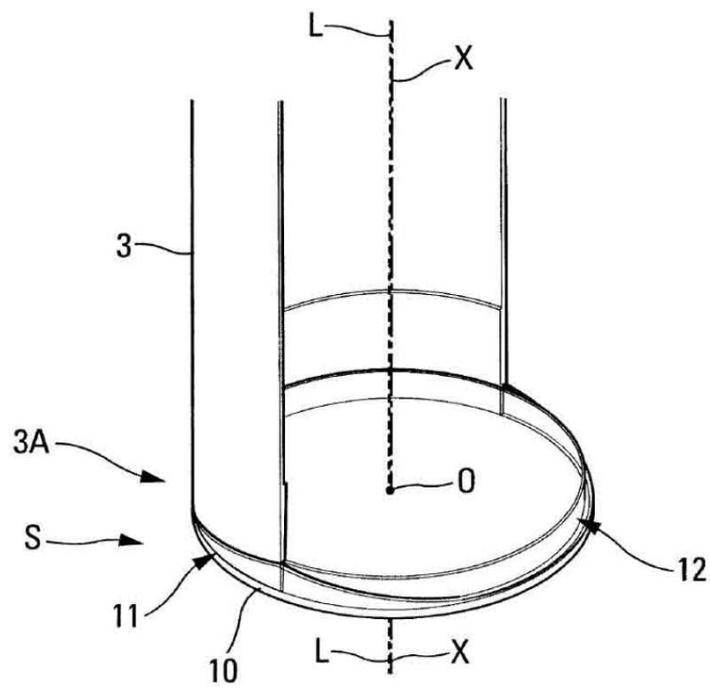


Fig. 4

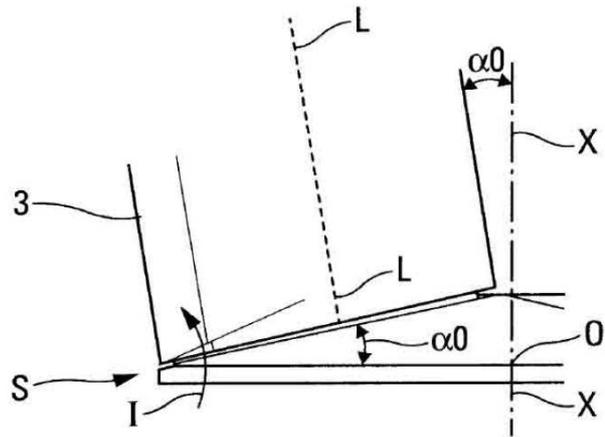


Fig. 5

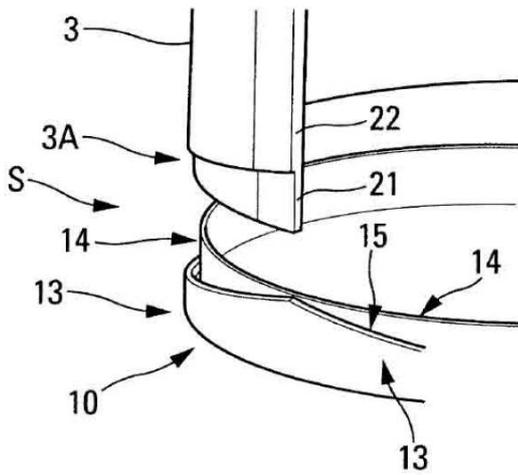


Fig. 6

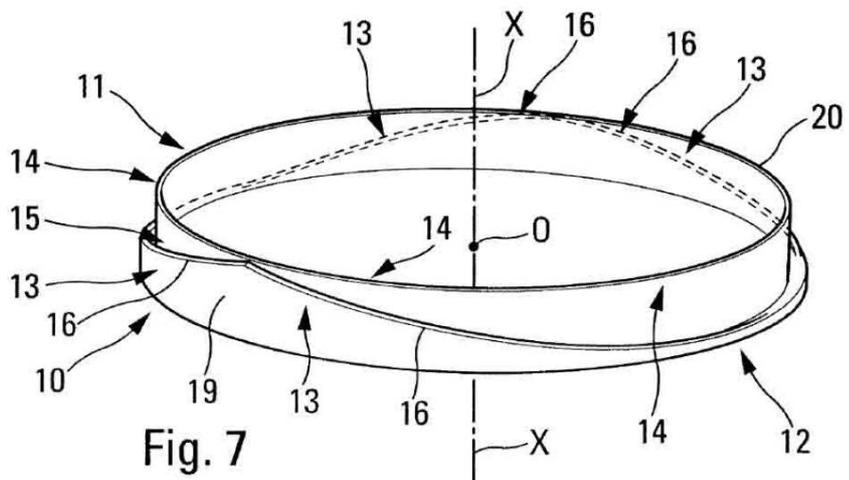


Fig. 7

