

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 665 370**

51 Int. Cl.:

**F42B 10/66** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.11.2014** **E 14003885 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **10.01.2018** **EP 2876405**

54 Título: **Misil guiado y procedimiento para dirigir un misil guiado**

30 Prioridad:

**20.11.2013 DE 102013019342**  
**24.03.2014 DE 102014004251**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**25.04.2018**

73 Titular/es:

**MBDA DEUTSCHLAND GMBH (100.0%)**  
**Hagenauer Forst 27**  
**86529 Schrobenhausen, DE**

72 Inventor/es:

**NETTER, LUDWIG;**  
**WASNER, HARALD y**  
**GALLHAUSER, THOMAS**

74 Agente/Representante:

**SALVA FERRER, Joan**

**ES 2 665 370 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 guiado y procedimiento para dirigir un misil guiado

- 5 **[0001]** La presente invención se refiere a un misil guiado. La invención se refiere además a un procedimiento para dirigir un misil guiado. El misil guiado es, en particular, un misil integral.

Normalmente, se usa un misil integral en la capa de interceptación inferior, es decir, por debajo de unos 30 kilómetros de altitud, para combatir objetivos en los que la densidad del aire es lo suficientemente grande como para controlar el misil aerodinámicamente y garantizar la aceleración transversal requerida con impulso aerodinámico.

En la capa de interceptación superior, se usan misiles de dos etapas o de varias etapas, que incluyen una etapa de impulso y una etapa de acción, también llamada vehículo de muerte. Después del lanzamiento de la etapa de impulso, se dirige en este caso el vehículo de muerte con toberas de empuje transversales (DACS = Divert Attitude Control System) a un destino predeterminado. Un DACS consiste en cuatro toberas en el centro de gravedad del misil, que proporcionan la aceleración transversal requerida, y al menos cuatro toberas en la parte trasera o en la parte superior del vehículo de muerte, que controlan la posición del vehículo de muerte.

Un misil integral, que se utiliza preferentemente en la capa de interceptación inferior, usa normalmente las superficies de control aerodinámico para colocar y recortar el misil con relación al flujo. A través de esta colocación del misil se genera un impulso, por lo que el misil puede ser dirigido. Otro misil guiado es conocido, por ejemplo, por el documento FR 2 684 723 A1. Un misil guiado según el preámbulo de la reivindicación 1 es conocido a partir de los documentos DE 199 49 640 y US 2 822 755 A.

Con alturas de interceptación superiores, la eficiencia aerodinámica disminuye con la disminución de la densidad del aire, y el misil ya no puede aplicar la aceleración transversal requerida y ya no golpea. En condiciones favorables, son posibles los golpes con empuje transversal y fuerza ascensional aerodinámica hasta alturas de hasta 30 km, lo que limita el campo de aplicación de un misil integral en altura.

Por lo tanto, es un objetivo de la invención proporcionar un misil guiado, que presente un campo de aplicación grande con una producción sencilla y rentable. La solución del objetivo se logra mediante las características de la reivindicación 1 independiente.

**[0002]** Además, la invención según la reivindicación 7 independiente se refiere a un procedimiento para controlar un misil guiado de acuerdo con una de las reivindicaciones 1-6, en el que el misil guiado presenta un eje longitudinal y comprende un primer accionamiento y un segundo accionamiento. Mediante el primer accionamiento, se puede generar un primer empuje a lo largo del eje longitudinal y mediante el segundo accionamiento un segundo empuje perpendicular al eje longitudinal. El procedimiento según la invención comprende las etapas de: Primero se activa el primer accionamiento. Está previsto, en particular, que el primer accionamiento sea un motor que se pueda activar varias veces. Con especial preferencia, el primer accionamiento es un motor de doble impulso. La etapa de activar el primer accionamiento según la invención es, en particular, una última activación del motor o del motor de doble impulso. A continuación, se alinea el misil mediante una activación al menos parcial del segundo accionamiento. La alineación se basa preferentemente en una regulación de dirección especificada, que especifica una dirección en la cual el misil guiado debe volar.

**[0003]** Mediante la alineación, se modifica, en particular, la dirección de acción del primer accionamiento, de modo que el misil guiado realiza un cambio de sentido. Las reivindicaciones dependientes contienen desarrollos ventajosos de la invención. Preferentemente, el misil guiado es manejable exclusivamente por el primer accionamiento y el segundo accionamiento. Por lo tanto, preferentemente está previsto que el misil guiado sea manejable exclusivamente por el primer empuje y el segundo empuje. En este caso, el segundo empuje puede usarse, en particular, para una rotación del misil guiado sobre el centro de gravedad del misil guiado. El primer empuje a su vez puede usarse, en particular, para una aceleración traslacional del centro de gravedad del misil guiado. Ventajosamente, presenta el segundo accionamiento una distancia predefinida con respecto a un centro de gravedad del misil guiado. Además, se prevé preferentemente que el segundo accionamiento tenga una dirección de acción que adopte un ángulo predefinido con respecto al eje longitudinal del misil, en el que el ángulo predefinido es en particular de 90 ° o sustancialmente de 90 °. Esto permite que el segundo accionamiento realice una rotación del misil guiado sobre el centro de gravedad. Por lo tanto, el misil es manejable. Para una manejabilidad óptima del misil, la distancia predefinida es lo más grande posible, en particular, debe elegirse lo más grande posible. En una realización preferida de la invención, el segundo accionamiento comprende toberas de empuje que, en particular,

están dispuestas de manera cartesiana. Preferentemente, el segundo accionamiento comprende cuatro toberas de empuje, que están orientadas en un círculo alrededor del eje longitudinal. Con especial preferencia, las toberas de empuje transversal están dispuestas regularmente alrededor de la circunferencia del misil. Está previsto que un tiempo de funcionamiento mínimo del segundo accionamiento sea equivalente a al menos un tiempo de funcionamiento máximo del primer accionamiento. Esto garantiza que el segundo accionamiento se pueda activar durante todo el período de funcionamiento del primer accionamiento. Dado que el segundo accionamiento se usa preferentemente para alinear y, por lo tanto, para dirigir el misil guiado, se garantiza de esta manera que el misil guiado sea manejable durante el período de funcionamiento del primer accionamiento. El tiempo de funcionamiento del primer accionamiento es, en particular, un período de funcionamiento entre una última activación y una última desactivación del primer accionamiento.

**[0004]** El primer accionamiento es, en particular, un motor de doble impulso. El tiempo de funcionamiento mínimo del segundo accionamiento se corresponde, por lo tanto, con al menos un tiempo de funcionamiento máximo de un segundo impulso del motor de doble impulso.

**[0005]** Finalmente, está previsto de manera ventajosa que, al dirigir el segundo accionamiento, el eje longitudinal pueda alinearse con un vector de velocidad del misil guiado, de manera que el primer empuje del primer accionamiento genere una aceleración transversal predefinida perpendicular al vector de velocidad. Dado que al alinear el misil guiado se desvía la dirección del primer empuje de la dirección de la velocidad actual del misil guiado, se puede fraccionar el primer empuje en un componente de empuje longitudinal y en un componente de empuje transversal.

**[0006]** Para el procedimiento de acuerdo con la invención, está previsto, en particular, que se realicen las siguientes etapas además de las etapas ya mencionadas. En primer lugar, se establece una aceleración transversal perpendicular a un vector de velocidad del misil. Está previsto que el misil guiado debe adoptar la aceleración transversal especificada. La aceleración transversal se determina preferentemente por un sistema de navegación superior, en el que el sistema de navegación dirige el misil guiado, en particular, a un objetivo que se pretende combatir. Posteriormente, el eje longitudinal del misil se alinea con relación al vector de velocidad del misil guiado mediante la activación al menos parcial del segundo accionamiento. Como resultado de la alineación, el primer accionamiento genera el primer empuje, de manera que se consigue la aceleración transversal predeterminada. Si el primer empuje genera la aceleración transversal especificada, se puede determinar, en particular, mediante el fraccionamiento de un vector que representa el primer empuje en una aceleración de empuje longitudinal y en una aceleración de empuje transversal.

**[0007]** Además, está previsto con especial preferencia que el procedimiento se realice con las siguientes etapas adicionales: en primer lugar, se determina un ángulo de ataque entre el eje longitudinal y el vector de velocidad, que es necesario para que el primer impulso del primer accionamiento genere la aceleración transversal especificada. Esto es posible, en particular, por cálculo trigonométrico, ya que el primer empuje del primer accionamiento y la aceleración transversal son conocidos. A continuación, se activa el segundo accionamiento al menos parcialmente, de manera que el misil adopta el ángulo de ataque determinado. Esto se logra, en particular, mediante un control adecuado del segundo accionamiento.

El misil guiado, en particular, está configurado de manera que tenga una unidad de control aerodinámico. Por lo tanto, el misil guiado puede, en particular, cambiar entre una dirección aerodinámica y una dirección por interacción del primer accionamiento y el segundo accionamiento.

En el combate de MBT (misiles balísticos tácticos), se trata de destruir el objetivo con un golpe directo para conseguir la energía de destrucción necesaria. Un golpe directo contra MBT rápidos y/o en maniobra requiere una alta agilidad del misil. Esto se logra mediante el uso de una unidad de empuje transversal delante del centro de gravedad (ACS = Attitude Control System) para el nuevo concepto de dirección, preferentemente cuatro toberas de empuje transversal dispuestas de manera cartesiana. Debido a la alta dinámica de las toberas de empuje transversal y la evitación del comportamiento de paso total (montaje de toberas delante del centro de gravedad), la constante de tiempo del misil se puede mejorar hasta tal punto que sea posible un impacto directo. La aceleración transversal necesaria para dirigir el misil al impacto directo, sin embargo, también se logra cuando se usan las toberas de empuje transversal (ACS) en gran medida por el impulso aerodinámico del misil (en contraste con un vehículo de muerte con un DACS).

**[0008]** A continuación, se describe la invención en detalle en relación con los dibujos anexos. En los dibujos se muestra:

la **Figura 1** es una representación esquemática de un misil guiado según un ejemplo de realización de la invención,

la **Figura 2** es una representación esquemática de un misil guiado según un ejemplo de realización de la invención durante una primera maniobra de dirección,

la **Figura 3** es una representación esquemática de un misil guiado según un ejemplo de realización de la invención durante una segunda maniobra de dirección, y

10 la **Figura 4** es una representación esquemática de las fuerzas que actúan cuando se realiza la segunda maniobra de dirección.

**[0009]** La Figura 1 muestra de manera esquemática un misil guiado 1 según la invención. El misil guiado 1 presenta un eje longitudinal 2 alrededor del cual se extiende el misil guiado de forma cilíndrica. El misil guiado 1 puede ser propulsado y/o dirigido por un primer accionamiento 3 y un segundo accionamiento 4.

El primer accionamiento 3 es preferentemente un motor, en particular, un motor de cohete. También está previsto que el primer accionamiento 3, un motor de doble impulso que se pueda activar varias veces. El segundo accionamiento 4 está formado por una pluralidad de toberas de empuje dispuestas en un círculo alrededor del eje longitudinal 2. Las toberas de empuje transversal del segundo accionamiento 4 presentan una distancia predefinida al centro de gravedad 5 del misil guiado 1. Una de las direcciones de acción de las toberas de empuje transversal está orientada perpendicularmente al eje longitudinal 2, por lo que la dirección de acción apunta particularmente en dirección opuesta al eje longitudinal 2. Esto permite que el segundo accionamiento realice una rotación del misil guiado 1 sobre el centro de gravedad 5.

En particular, el primer motor 3 está montado en un extremo del misil guiado 1. En un extremo opuesto, se proporciona preferentemente una unidad operativa 7 del misil guiado 1. El centro de gravedad 5 se encuentra, particularmente, entre el segundo accionamiento 4 y el primer accionamiento 3.

**[0010]** Para el control aerodinámico, el misil guiado 1 presenta unidades de control aerodinámico 6, que también están orientadas preferentemente en un círculo alrededor del eje longitudinal 2. Las unidades de control aerodinámico 6 son ventajosamente superficies de control, que están unidas al extremo del misil guiado 1, sobre el que también está previsto el primer accionamiento 3.

**[0011]** Por lo tanto, se puede controlar el misil guiado 1 en su totalidad de diferentes maneras. Está previsto que un concepto de control se modifique al alcanzar una altitud predefinida. De esta manera está previsto, en particular, controlar el misil guiado 1 aerodinámicamente por debajo de la altura de vuelo predefinida, como se muestra en la Figura 2. Por encima de la altitud predefinida, se controla el misil guiado 1, particularmente mediante una interacción del primer accionamiento 3 y el segundo accionamiento 4. Esto se muestra en las Figuras 3 y 4.

**[0012]** La Figura 2 muestra el misil guiado 1 de la Figura 1 durante un vuelo con dirección aerodinámica. Mediante las unidades de control aerodinámico 6 se puede controlar el misil guiado 1 de manera que el eje longitudinal 2 se puede girar en un ángulo de ataque 10 desde el plano horizontal. De esta manera, se genera una fuerza de elevación 20, que permite una dirección del misil guiado 1. La fuerza de elevación 20 contrarresta una fuerza de peso 30 del misil guiado 1. Además, una fuerza de propulsión 40 actúa sobre el centro de gravedad 5 del misil guiado 1, que contrarresta una fuerza de resistencia 50. Mientras el primer accionamiento 3 está apagado, todas las fuerzas mencionadas son casi iguales, de modo que el misil guiado 1 se encuentra en un vuelo casi estacionario. El vuelo estacionario solo se desacelera por la resistencia del aire. Sin embargo, el misil guiado puede ser dirigido incluso sin que el primer accionamiento 3 esté activo.

**[0013]** La Figura 3 muestra el misil guiado 1 de la Figura 1 durante un vuelo con dirección mediante la activación del primer accionamiento 3 y del segundo accionamiento 4. Dicha dirección tiene lugar en particular cuando el efecto aerodinámico de las unidades de control aerodinámico 6 ya no es suficiente para dirigir el misil guiado 1. Para la dirección, se genera el ángulo de ataque 10 mediante la activación del segundo accionamiento 4. Esto sucede porque el segundo empuje 200 generado por el segundo accionamiento 4 provoca un movimiento de rotación del misil guiado 1 alrededor del centro de gravedad 5. La rotación, por lo tanto, requiere una rotación del eje longitudinal 2 del misil guiado 1 con respecto a un vector de velocidad 300 actual del misil guiado 1 por el ángulo de ataque 10.

Al mismo tiempo, está previsto que el primer accionamiento 3 genere un primer empuje 100. Dado que el primer empuje 100 ahora se desvía de la dirección del vector de velocidad 300 mediante la alineación descrita del misil guiado 1 mediante el segundo accionamiento 4, se genera una aceleración transversal 400 que actúa sobre el centro de gravedad 5, que dirige el misil guiado 1. La aceleración transversal 400 se genera, en particular, de manera que sea igual a una aceleración transversal fijada. La aceleración transversal fijada es una aceleración transversal que debe adoptar el misil guiado 1 y está predefinida, en particular, por un sistema de navegación que conduce el misil guiado 1 a un destino. En la Figura 4, se muestra una maniobra de dirección a modo de ejemplo.

La Figura 4 muestra esquemáticamente la consecución de la dirección de la Figura 3. Al aplicar el ángulo de ataque 10, un vector del primer empuje 100 es girado por el ángulo de ataque 10 en relación con el vector de velocidad 300. Por lo tanto, se puede fraccionar el primer empuje 100 en la aceleración transversal 400 y en una aceleración longitudinal 500. La aceleración longitudinal 500 tiene lugar en dirección del vector de velocidad 300, lo que sirve para aumentar la velocidad de vuelo del misil guiado 1. La aceleración transversal 400, sin embargo, es perpendicular al vector de velocidad 300 y, por lo tanto, sirve para cambiar el sentido del misil. Por lo tanto, el misil guiado 1 es completamente direccionable incluso sin unidades de control aerodinámico 6. De acuerdo con la invención, el misil guiado 1 es un misil integral que es accionado por un motor como primer accionamiento 3 y una unidad de empuje transversal como segundo accionamiento 4. Mediante el uso de un nuevo concepto de dirección combinado con ajustes de diseño del motor, es decir, del primer accionamiento 3 y de la unidad de empuje transversal, es decir, del segundo accionamiento 4, puede aumentarse la altura de interceptación de manera significativa. Los requisitos técnicos que el misil guiado 1 debe cumplir para el nuevo concepto de dirección son:

El misil guiado 1 en el *Endgame*, es decir, en la aproximación final a la meta debe volar impulsado hasta el impacto. La propulsión se realiza, en particular, mediante el motor, es decir, mediante el primer accionamiento 3.

La unidad de empuje transversal, es decir, el segundo accionamiento 4, debe tener un tiempo de funcionamiento que se corresponda con la duración de la propulsión del motor en *Endgame*. Los misiles integrales conocidos de la capa de interceptación inferior generalmente poseen un motor de doble impulso cuyo segundo impulso puede encenderse de forma variable. Dicho motor de doble impulso también está presente en el misil guiado 1 como primer accionamiento 3. Los estudios de simulación han demostrado que el segundo impulso debe tener una duración de al menos cinco segundos, y también que la unidad de empuje transversal debe tener un tiempo de funcionamiento correspondiente. Con estos requisitos previos, el misil integral todavía puede ser guiado y controlado incluso a grandes alturas, donde la eficiencia aerodinámica es insignificante.

**[0014]** Para el misil guiado 1 constituido como misil integral está previsto que este sea dirigible mediante unidades de control aerodinámico 6. En este caso, se prefiere revisar una eficiencia aerodinámica de las unidades de control aerodinámico 6 de forma repetida. La revisión consiste, por ejemplo, en una estimación de la densidad del aire basada en una altitud del misil integral detectada.

Si la eficiencia aerodinámica se vuelve demasiado pequeña en el *Endgame*, se modifica la regulación, en particular, la de la dirección del misil integral, de manera que con las toberas de empuje transversal solo se regula la posición del misil.

**[0015]** Debido a que el misil vuela con propulsión, puede alinearse con respecto al vector de velocidad de manera que el componente de empuje perpendicular al vector de velocidad se corresponda con la aceleración transversal requerida.

**[0016]** Para este nuevo concepto de dirección, no es necesario cambiar la ley de dirección real siempre que haya una aceleración transversal fijada, es decir, en particular, una aceleración transversal que el misil integral debe adoptar. A partir de la aceleración transversal fijada requerida,  $a_{fijado}$ , de la masa del misil integral y del empuje del motor, se determina el ángulo de ataque necesario en el sistema de coordenadas de velocidad, por ejemplo, de la siguiente manera:

$$\text{Ángulo de ataque} = \arcsin \frac{a_{fijado} \times \text{Masa}}{\text{Empuje}}$$

**[0017]** Con un control de posición con la dinámica correspondiente, se determina el requisito de empuje de la unidad de empuje transversal, es decir, en particular, de las boquillas de empuje transversal. Debido a la fuerza generada de las toberas de empuje transversal, se alinea el misil de manera que el componente transversal del empuje se corresponda con la aceleración transversal requerida.

Lista de los números de referencia

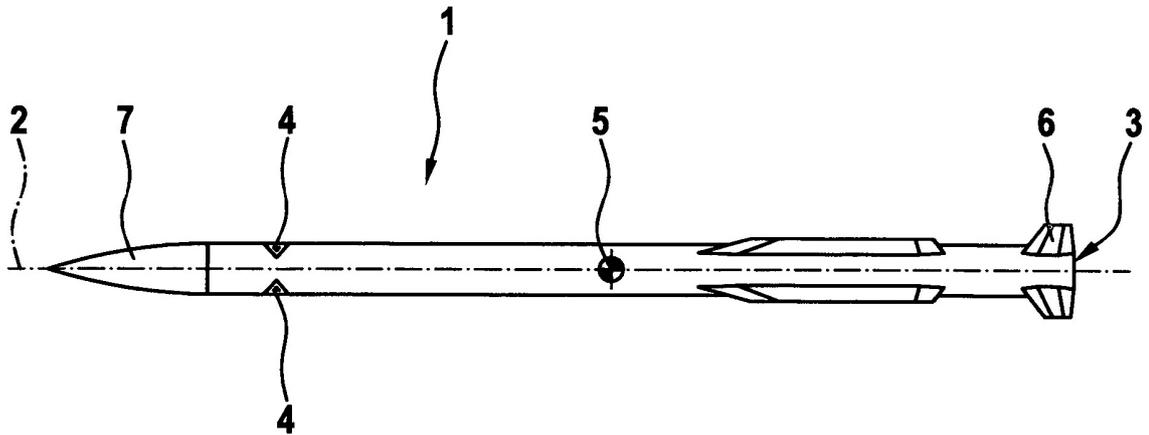
**[0018]**

- 5
  - 1 misil guiado
  - 2 eje longitudinal del misil guiado
  - 3 primer accionamiento
  - 4 segundo accionamiento
- 10
  - 5 centro de gravedad del misil guiado
  - 6 unidad de control aerodinámico
  - 7 unidad operativa
  - 10 ángulo de ataque
  - 20 fuerza de elevación
- 15
  - 30 fuerza de peso
  - 40 fuerza de propulsión
  - 50 fuerza de resistencia
  - 100 primer empuje del primer accionamiento
  - 200 segundo empuje del segundo accionamiento
- 20
  - 300 vector de velocidad del misil guiado
  - 400 aceleración transversal
  - 500 aceleración longitudinal

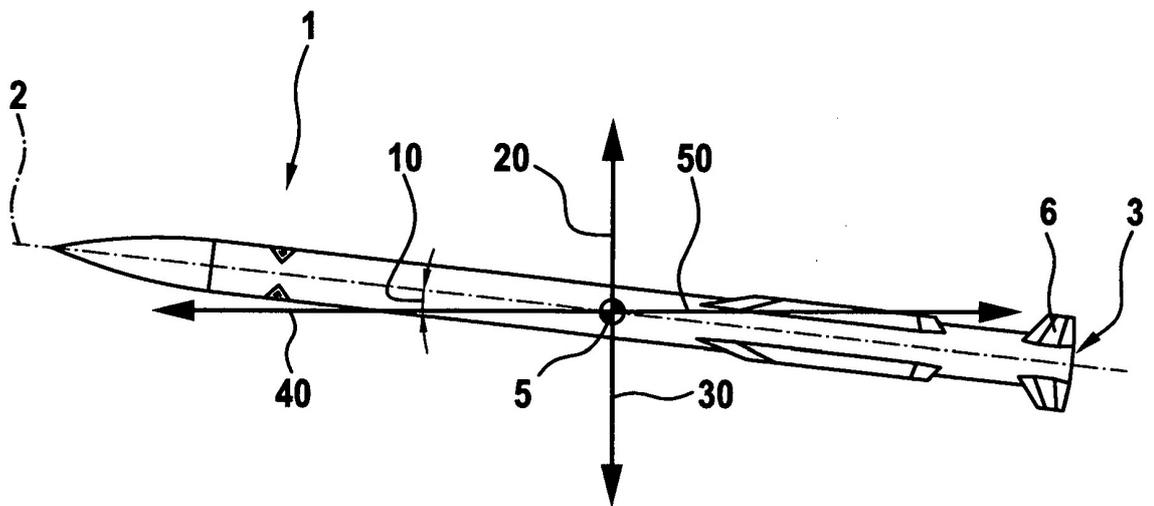
REIVINDICACIONES

1. Misil guiado (1), que presenta un eje longitudinal (2) y que comprende al menos un primer accionamiento (3), mediante el cual puede generarse un primer empuje (100) a lo largo del eje longitudinal (2), y un segundo accionamiento (4), mediante el cual puede generarse un segundo empuje (200) perpendicular al eje longitudinal (2), estando configurado el misil guiado (1) para dirigir el segundo accionamiento (4) cuando el primer accionamiento (3) está activado, de tal manera que el misil guiado (1) puede ser dirigido, estando el centro de gravedad (5) del misil guiado (1) posicionado entre el primer accionamiento (3) y el segundo accionamiento (4), de tal manera que al dirigir el segundo accionamiento (4), el eje longitudinal (2) puede alinearse con respecto a un vector de velocidad (300) del misil guiado (1), de tal manera que el primer empuje (100) del primer accionamiento (3) genera una aceleración transversal (400) predefinida perpendicular al vector de velocidad (300), **caracterizado porque** el primer accionamiento (3) es un motor de doble impulso, en el que una duración operativa mínima del segundo accionamiento (4) se corresponde al menos con una duración operativa máxima del segundo impulso del motor de doble impulso, y porque el motor de doble impulso puede activarse y desactivarse varias veces.
2. Misil guiado (1) según la reivindicación 1, **caracterizado porque** el misil guiado (1) es dirigible únicamente por el primer accionamiento (3) y el segundo accionamiento (4).
3. Misil guiado (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el segundo accionamiento (4) está a una distancia predefinida del centro de gravedad (5) del misil guiado.
4. Misil guiado (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** el segundo accionamiento (4) comprende toberas de empuje, que están dispuestas preferentemente de manera cartesiana.
5. Misil guiado (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** una duración operativa mínima del segundo accionamiento (4) se corresponde con al menos una duración operativa máxima del primer accionamiento (3), la duración operativa del segundo accionamiento (4), en particular, se corresponde con la del primer accionamiento (3).
6. Misil guiado (1) según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado porque** la duración operativa del segundo accionamiento (4) se corresponde con la duración operativa del segundo impulso del motor de doble impulso.
7. Procedimiento para controlar un misil guiado (1) según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en el que el misil guiado presenta un eje longitudinal (2) y comprende un primer accionamiento (3), mediante el cual se puede generar un primer empuje (100) a lo largo del eje longitudinal (2), y comprende un segundo accionamiento (4), mediante el cual se puede generar un segundo empuje (200) perpendicular al eje longitudinal (2), estando el centro de gravedad (5) del misil guiado (1) entre el primer accionamiento (3) y el segundo (4), siendo el primer accionamiento (3) un motor de doble impulso, en el que la duración operativa mínima del segundo accionamiento (4) se corresponde con al menos una duración operativa máxima de un segundo impulso del motor de doble impulso, y en el que el motor de doble impulso puede activarse y desactivarse varias veces, y comprende las etapas de:
- activar el primer accionamiento (3),
  - alinear el misil guiado (1) mediante la activación al menos parcial del segundo accionamiento (4), en particular, en paralelo con el funcionamiento del primer accionamiento (3),
  - establecer una aceleración transversal (400), perpendicular a un vector de velocidad (300) del misil guiado (1), para ser adoptado por el misil guiado (1), y
  - alinear el eje longitudinal (2) del misil guiado (1) con relación al vector de velocidad (300) del misil guiado (1) mediante la activación al menos parcial del segundo accionamiento (4), en particular, en paralelo con el funcionamiento del primer accionamiento (3), de manera que el primer empuje (100) del primer accionamiento genera la aceleración transversal establecida (400).
8. Procedimiento según la reivindicación 7, que comprende las etapas adicionales de:
- determinar un ángulo de ataque (10), entre el eje longitudinal (2) y el vector de velocidad (300), que es necesario para que el primer empuje (100) del primer accionamiento (3) genere la aceleración transversal establecida (400), y
  - activar al menos parcialmente el segundo accionamiento (4), en particular, en paralelo con el funcionamiento del primer accionamiento (3), de manera que el misil guiado (1) adopta el ángulo de ataque (10) determinado.

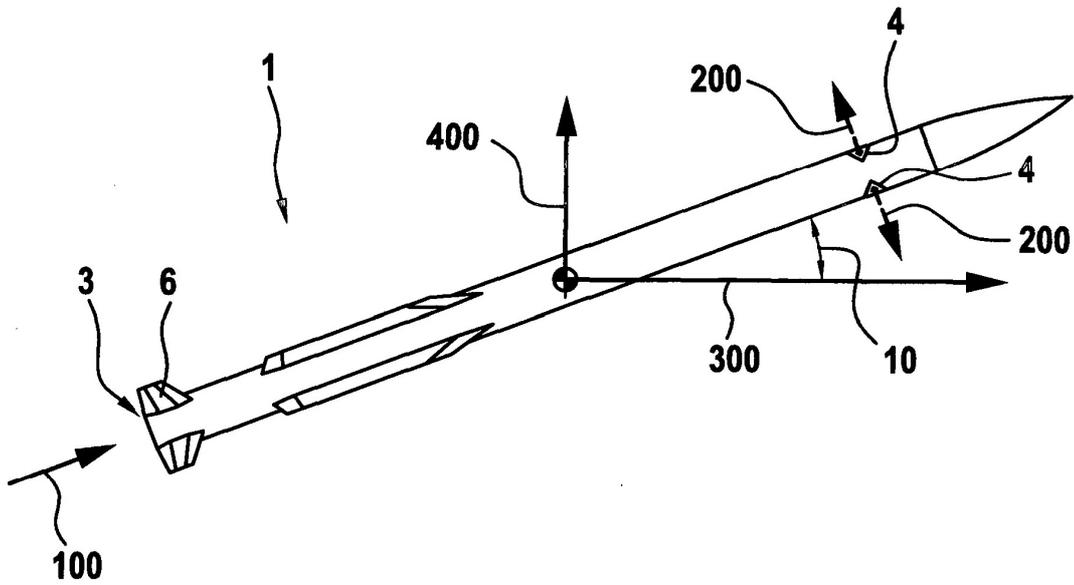
**Fig. 1**



**Fig. 2**



**Fig. 3**



**Fig. 4**

