

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 696 602**

51 Int. Cl.:

F02K 9/12 (2006.01)

F02K 9/28 (2006.01)

F02K 9/34 (2006.01)

F02K 9/18 (2006.01)

F02K 9/22 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.06.2013** **E 13002993 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **15.08.2018** **EP 2679794**

54 Título: **Propulsor de combustible sólido**

30 Prioridad:

26.06.2012 DE 102012012536

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

17.01.2019

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

ENGEL, JÜRGEN y
WAXWEILER, ERICH

74 Agente/Representante:

SALVÀ FERRER, Joan

ES 2 696 602 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

Propulsor de combustible sólido

CAMPO DE LA INVENCION

5

[0001] La presente invención se refiere a un propulsor de combustible sólido, a un procedimiento para hacer funcionar un propulsor de combustible sólido y a un misil.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

10

[0002] Para cohetes y misiles de corto a medio alcance, los propulsores de combustible sólido constituyen un medio de propulsión adecuado, acreditado y económico. Generalmente, se lleva una carga propulsora con agentes de reducción y de oxidación en forma sólida que se hacen reaccionar entre sí. El accionamiento normalmente no requiere reactivos adicionales procedentes del entorno.

15

[0003] Los motores de cohete de combustible sólido, sencillos, tienen un perfil de empuje definido. Para poder atender óptimamente el máximo número de escenarios operacionales distintos con el mismo motor de cohete, sería deseable poder influir ampliamente en el curso del empuje.

20

[0004] Existen diferentes procedimientos con los que se intenta modificar el empuje de cohetes de combustible sólido durante la combustión de la carga propulsora.

25

[0005] Por ejemplo, esto se puede realizar mediante una configuración geométrica correspondiente de la carga propulsora, por ejemplo de tal forma que el inicio de una carga propulsora esté configurada como quemador interno de estrella. De esta manera, inicialmente está disponible una superficie de combustión grande que puede generar un empuje relativamente grande (fase de "boost"). El resto de la carga propulsora puede estar realizada entonces como quemador frontal que genera menos empuje durante un tiempo más largo (fase de "sustain"). Mediante esta configuración se dispone de un curso de empuje definido, que sin embargo no puede modificarse.

30

[0006] En el documento DE3118789 se describe como se puede producir un curso de empuje variable mediante componentes deslizables mecánicamente dentro del motor de cohete, que conducen a diferentes geometrías de combustión. Esta solución complicada a nivel mecánico y constructivo sin embargo también conduce a un mayor peso, a una mayor complejidad.

35

[0007] En el documento EP0385004 o el documento DE4337444 se describen procedimientos en los que la fase de combustión de propulsores de combustible sólido puede volver a detenerse después del encendido y volver a encenderse posteriormente. Esto se puede realizar una o múltiples veces. Además del gasto mecánico, constructivo, puede resultar desventajoso que no se puede regular el empuje. O está disponible o no está disponible, según si el motor de cohete está quemando o no.

40

[0008] Por los documentos US3,293,855 y US4,357,795 se conocen cargas propulsoras concéntricas de múltiples capas, cuya combustión puede detenerse y volver a encenderse múltiples veces. Según el número de anillos de carga propulsora encendidos simultáneamente se puede controlar el empuje. Sin embargo, el orden de combustión ya viene definido por la estructura concéntrica. El documento WO01/38711A1 igualmente muestra un

45

propulsor de combustible sólido según el estado de la técnica.

RESUMEN DE LA INVENCION

50

[0009] Las soluciones descritas al principio son soluciones complicadas a nivel mecánico y constructivo en las que en parte incluso se requieren varias cámaras de combustión y/o varias toberas que conducen a una alta complejidad y un gran peso en vacío.

55

[0010] La invención tiene el objetivo de proporcionar un propulsor de combustible sólido ligero y flexible de estructura sencilla con un curso de empuje ajustable.

[0011] Este objetivo se consigue mediante el objeto de las reivindicaciones subordinadas. Otras formas de realización de la invención resultan de las reivindicaciones dependientes y de la siguiente descripción.

[0012] Un aspecto de la invención se refiere a un propulsor de combustible sólido, por ejemplo a un motor de

cohete para un cohete o misil.

- [0013]** Según una forma de realización de la invención, el propulsor de combustible sólido presenta una cámara de combustión, comprendiendo la cámara de combustión al menos una primera partición y una segunda partición que están separadas entre sí por al menos una pared de separación. La primera partición contiene una primera carga propulsora que está realizada para ser encendida independientemente de una segunda carga propulsora en la segunda partición. Dicho de otra manera, se propone dividir la cámara de combustión por ejemplo radialmente en varias particiones (en el caso más sencillo, dos).
- 10 **[0014]** La cámara de combustión puede ser un recipiente dividido en cámaras parciales como particiones. Las particiones pueden estar dispuestas dentro de una cámara de combustión común. Cada una de las particiones puede estar llena al menos en parte de un combustible sólido como carga propulsora.
- 15 **[0015]** La pared de separación está realizada para proteger una carga propulsora en una partición correspondiente contra el encendido por una carga propulsora que se está quemando en otra partición. La pared de separación puede comprender por ejemplo un aislamiento térmico. De esta manera, las cargas propulsoras en diferentes particiones pueden encenderse en diferentes momentos y tardar diferentes tiempos en quemarse.
- 20 **[0016]** Con el propulsor de combustible sólido se pueden realizar las siguientes ventajas: El propulsor de combustible sólido puede presentar un perfil de empuje modificable dentro de amplios márgenes. Existe una alta flexibilidad en el diseño del propulsor de combustible sólido (como por ejemplo el número de particiones y/o diferentes geometrías de carga propulsora). Por la estructura sencilla y la reducida complejidad se producen costes reducidos y el propulsor de combustible sólido presenta un peso reducido. Además, el propulsor de combustible sólido no tiene que presentar piezas móviles. Por la solución sencilla es menor la susceptibilidad a los fallos y la
- 25 **[0017]** Según una forma de realización de la invención, la primera partición y la segunda partición presentan diferentes geometrías interiores. Las dos particiones por ejemplo tienen anchos distintos o presentan volúmenes diferentes. Generalmente, la cámara de combustión se puede dividir o partir en cámaras parciales de tamaños diferentes que durante el encendido producen respectivamente un empuje diferente.
- 30 **[0018]** Según una forma de realización de la invención, la primera carga propulsora y la segunda carga propulsora presentan geometrías diferentes. El comportamiento de combustión de una carga propulsora se ve influenciado fuertemente en función de cuánta superficie de la carga propulsora está expuesta al mismo tiempo. La superficie de la carga propulsora en una partición puede configurarse libremente. Por ejemplo, es posible que la primera carga propulsora esté realizada como quemador frontal y que la segunda carga propulsora esté realizada como quemador interno.
- 40 **[0019]** Generalmente, en el caso de más de dos particiones, algunas particiones pueden estar concebidas como quemadores frontales, mientras que otras trabajen como quemadores internos. Mediante el particionamiento en particiones individuales, sin embargo, puede ser posible que la superficie disponible teóricamente, con la misma cantidad de carga propulsora para varios quemadores internos pequeños, sea ligeramente más reducida que en
- 45 **[0020]** Según una forma de realización de la invención, la cámara de combustión comprende más de dos particiones. En el caso de más de dos particiones, el perfil de empuje del accionamiento puede ajustarse de forma aún más detallada.
- 50 **[0021]** Según una forma de realización de la invención, la primera y la segunda partición están dispuestas simétricamente con respecto a un eje central. La cámara de combustión puede estar dividida generalmente en un número par de particiones. Si resultan demasiado grandes el momento inducido o el desplazamiento del centro de gravedad por la combustión de una partición, este se puede compensar encendiendo siempre al mismo tiempo dos particiones opuestas. Básicamente, sin embargo, también es posible un número impar de particiones. En este caso, pueden ser más complejos el control y la regulación de un misil o un cohete correspondientes.
- [0022]** Según una forma de realización de la invención, al menos una partición está cubierta con un elemento

de protección. También pueden estar cubiertas todas las particiones por un elemento de protección respectivamente. Las cargas propulsoras en estas particiones pueden estar protegidas, por ejemplo por una membrana, una placa o una tapa, contra una combustión no deseada, es decir que no se queman cuando se enciende la carga propulsora en una partición contigua.

5

[0023] Por lo tanto, un elemento de protección está realizado para proteger la carga propulsora en la partición correspondiente contra el encendido no deseado por otra carga propulsora que se está quemando. Asimismo, el elemento de protección puede estar realizado para liberar durante el encendido de la carga propulsora la unión entre la partición y una tobera. Por ejemplo, el elemento de protección puede comprender una membrana que revienta.

10 Por el encendido de la partición correspondiente, por ejemplo, la presión interior en la partición aumenta de forma tan fuerte que la respectiva membrana se rompe abriéndose y los gases pueden fluir a la cámara de combustión y por la tobera. El elemento de protección también puede reventar en caso de una sobrepresión y descomponerse en pequeños fragmentos que pueden salir de la tobera.

15 **[0024]** Para impedir el encendido total de la carga propulsora completa en todas las particiones puede ser necesario usar un aislamiento térmico en las paredes de separación y/o del elemento de protección terminal.

[0025] Según una forma de realización de la invención, la cámara de combustión comprende una pared exterior cilíndrica que se extiende en sentido longitudinal. En sus extremos, la cámara de combustión puede terminarse con dos caperuzas, estando fijada a la caperuza trasera la tobera.

20

[0026] Según una forma de realización de la invención, la pared de separación se extiende en un sentido longitudinal del propulsor de combustible sólido. Las particiones pueden extenderse por tanto sustancialmente en sentido longitudinal por la cámara de combustión.

25

[0027] Según una forma de realización de la invención, la pared de separación comprende una placa que se extiende en sentido longitudinal y que por bordes está unida a una pared exterior de la cámara de combustión. De esta manera, las particiones pueden estar estructuradas en forma de cuña o en forma de segmento de cilindro.

30 **[0028]** Según una forma de realización de la invención, en la primera partición está dispuesto un primer elemento de encendido realizado para encender una primera carga propulsora. Asimismo, en la segunda partición puede estar dispuesto un segundo elemento de encendido realizado para encender la segunda carga propulsora. Por ejemplo, el elemento de encendido puede encontrarse en un extremo de la carga propulsora en la partición, que está orientado hacia la tobera. El elemento de encendido puede activarse eléctricamente, por ejemplo por un control
35 eléctrico. En cada partición puede estar dispuesto un elemento de encendido, de manera que el momento de encendido puede determinarse individualmente para cada carga propulsora en cada partición.

[0029] Según una forma de realización de la invención, la cámara de combustión presenta en un extremo una tobera que está realizada para expulsar gases originados durante la combustión de la primera y la segunda carga propulsora. Especialmente se puede usar solamente una tobera para todas las particiones.

40

[0030] En función del número de particiones encendidas al mismo tiempo puede ser muy distinto el curso de la presión en la tobera. Si no se desea recurrir a toberas con geometrías variables, no se podrá lograr un grado de eficacia óptimo en todos los casos. Sin embargo, la tobera puede estar optimizada en el sentido de un grado de
45 eficacia medio óptimo.

[0031] Otro aspecto de la invención se refiere a un procedimiento para hacer funcionar un propulsor de combustible sólido.

50 **[0032]** Según una forma de realización de la invención, el procedimiento comprende los pasos de: el encendido de una primera carga propulsora en una primera partición de una cámara de combustión, que por una pared de separación está separada de una segunda partición de la cámara de combustión; el encendido de una segunda carga propulsora en la segunda partición; y la expulsión de los gases de combustión originados por la combustión de la primera y la segunda carga propulsora, a través de una tobera común.

55

[0033] Mediante el procedimiento se puede modificar el perfil de empuje del propulsor de combustible sólido con las siguientes medidas. El momento de encendido de cada partición se puede elegir libremente y no depende del momento de encendido de las demás particiones. Por lo tanto, las particiones, en un caso extremo, también pueden encenderse todas juntas (empuje máximo) o sucesivamente (duración de combustión máxima). También son

posibles cualesquiera combinaciones.

[0034] Según una forma de realización de la invención, el encendido de la segunda carga propulsora se realiza en otro momento que el encendido de la primera carga propulsora.

5

[0035] En función del momento en el que se encienden las distintas particiones del propulsor de combustible sólido se pueden lograr diferentes efectos. En caso de un encendido al principio del vuelo de un misil o de un cohete (lanzamiento) se puede alcanzar una alta velocidad inicial (p.ej. fase de "boost") en la que el misil se acelera hasta una velocidad deseada o necesaria. En caso de un encendido durante el vuelo de un misil o de un cohete
10 ("midcourse") se consigue maximizar el alcance o, en caso de necesidad, conseguir una mayor aceleración transversal. En caso de un encendido al final del vuelo de un misil o de un cohete ("endgame") se consigue maximizar la energía cinética, lo que finalmente conduce a un efecto correspondiente en el destino.

[0036] Otro aspecto de la invención se refiere a un misil, especialmente un cohete, con un propulsor de combustible sólido tal como se ha descrito anteriormente y se describe a continuación. Pero básicamente el
15 propulsor de combustible sólido también se puede emplear en otros campos de aplicación.

[0037] Según una forma de realización de la invención, el misil está realizado para realizar el procedimiento tal como se ha descrito anteriormente y se describe a continuación. El misil puede comprender además un control
20 realizado para encender la primera carga propulsora por medio de un primer elemento de encendido y la segunda carga propulsora por medio de un segundo elemento de encendido.

[0038] A continuación, se describen en detalle ejemplos de realización de la invención haciendo referencia a las figuras adjuntas.

25

BREVE DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

[0039]

30 La figura 1 muestra una sección longitudinal esquemática a través de un misil según una forma de realización de la invención.

La figura 2 muestra una sección transversal esquemática a través de una cámara de combustión según una forma de realización de la invención.

La figura 3 muestra una sección transversal esquemática a través de una cámara de combustión según otra
35 forma de realización de la invención.

La figura 4 muestra una sección transversal esquemática a través de una cámara de combustión según otra forma de realización de la invención.

La figura 5 muestra un diagrama de flujo para un procedimiento para hacer funcionar un propulsor de combustible sólido según una forma de realización de la invención.

40 La figura 6 muestra un diagrama con un perfil de empuje de un misil según una forma de realización de la invención.

La figura 7 muestra un diagrama con una altura de vuelo de un misil según una forma de realización de la invención.

45 **[0040]** Básicamente, las piezas idénticas o similares llevan los mismos signos de referencia.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE EJEMPLOS DE REALIZACIÓN

50 **[0041]** La figura 1 muestra un misil 10 en forma de un cohete 10 que presenta un propulsor de combustible sólido 12 o un motor de cohete 12 dispuesto dentro de una envoltura exterior 14 del misil 10.

[0042] El propulsor de cohete 12 comprende una cámara de combustión 16 cilíndrica que se extiende en un sentido longitudinal L del misil 10. En su extremo trasero, la cámara de combustión 16 presenta una tobera 18 que, al igual que la cámara de combustión 16, está dispuesta simétricamente con respecto a un eje central M del misil 10.

55

[0043] La cámara de combustión 16 es un recipiente cilíndrico que puede estar delimitado por ejemplo por una pared exterior 20 cilíndrica y que en el extremo delantero está cerrado con una tapa 22. En el extremo trasero de la cámara de combustión 16 se encuentra una abertura que está unida a la tobera 18.

[0044] La cámara de combustión 16 está dividida con una pared de separación 24 en una primera partición 26a y una segunda partición 26b en las que están dispuestas respectivamente una primera carga propulsora 28a y una segunda carga propulsora 28b. La pared de separación 24 se extiende por la cámara de combustión 16 en sentido longitudinal L de forma recta, por ejemplo a lo largo del eje central M.

5

[0045] En el extremo trasero de las cargas propulsoras 28a, 28b está dispuesto en la partición 26a, 26b correspondiente respectivamente un elemento de encendido 30a, 30b con el que se puede encender la carga propulsora 28a, 28b correspondiente.

10 **[0046]** El extremo trasero de cada partición 26a, 26b está cerrado con un elemento de protección 32a, 32b que protege la carga propulsora 28a, 28b en el interior de la partición 26a, 26b contra un encendido no deseado. Los elementos de protección 32a, 32b pueden comprender un recubrimiento o una tapa que cuando aumenta la presión interior en la partición 26a, 26b correspondiente dejan libre la vía entre la partición 26a, 26b y la tobera 18. También es posible que el elemento de protección 32a, 32b quede destruido por acción térmica en el lado orientado hacia la
15 carga propulsora 28a, 28b.

[0047] Además, el misil 10 comprende una carga útil 34 y un control 36 que están dispuestos en sentido longitudinal L dentro de la envoltura 14, delante del propulsor de combustible sólido 12. Los elementos de encendido 20a, 30b pueden ser activados eléctricamente por el control 36.

20

[0048] La cámara de combustión 16 puede estar dividida de diferentes maneras en dos o varias particiones 26a, 26b. Por ejemplo, la cámara de combustión puede estar dividida en dos particiones 26a, 26b del mismo tamaño. Pero las particiones 26a, 26b también pueden estar realizadas con tamaños distintos (es decir, con volúmenes distintos).

25

[0049] La figura 2 muestra una sección transversal a lo largo del plano 2-2 a través de la cámara de combustión 16 que por ejemplo está dividida en más de dos particiones 26a, 26b, 26c, 26d, 26e, 26f. La cámara de combustión 16 de la figura 2 comprende seis particiones 26a a 26f de tamaños distintos que están realizadas de forma simétrica con respecto al eje central M.

30

[0050] Las paredes de separación 24 comprenden placas planas que están fijadas por bordes al lado interior de la cámara de combustión 16 y que dividen el interior de la cámara de combustión 16 en las particiones 26a a 26f cuneiformes.

35 **[0051]** Las particiones 26a a 26f o las cargas propulsoras 28a a 28f están dispuestas de forma (puntualmente) simétrica con respecto al eje central M. Las cargas propulsoras 26a, 26b por ejemplo pueden encenderse simultáneamente para producir una combustión simétrica. En un momento posterior pueden encenderse las cargas propulsoras 26c, 26f y/o las cargas propulsoras 26d, 26e. De esta manera, el centro de gravedad del misil 10 se encuentra siempre en el eje central M.

40

[0052] La figura 3 muestra una forma de realización alternativa de una cámara de combustión 16 análoga a la figura 2. Sin embargo, la cámara de combustión 16 de la figura 3 está dividida en dos particiones que tienen el mismo tamaño, pero que contienen cargas propulsoras 28a, 28b realizadas de maneras diferentes. La carga propulsora 28a está realizada a modo de ejemplo como quemador interno de estrella y comprende una abertura 38
45 que atraviesa la carga propulsora 28a a lo largo del sentido longitudinal L. La carga propulsora 28b está realizada por ejemplo como quemador frontal. Con las cargas propulsoras 28a, 28b realizadas de maneras diferentes se pueden conseguir potencias de empuje de distinta intensidad durante las distintas fases de vuelo del misil 10.

[0053] La figura 4 muestra otra forma de realización de una cámara de combustión 16 que está dividida en
50 tres particiones 26a, 26b, 26c. Las particiones 26a, 26b, 26c presenta la misma sección transversal, pero al contrario de las particiones 26b y 26c, la partición 26a está realizada como quemador interno.

[0054] La figura 5 muestra un diagrama de flujo para hacer funcionar el propulsor de cohete 12.

55 **[0055]** En un primer paso 100, el control 36 activa el primer elemento de encendido 30a. La primera carga propulsora 28a en la primera partición 26a se enciende y comienza a quemarse. Durante ello se elimina el primer elemento de protección 32a dejando libre la vía hacia la tobera 17.

[0056] En un segundo paso 102, el control 36 activa el segundo elemento de encendido 30b. La segunda

carga propulsora 28b en la segunda partición 26b se enciende y se quema. Durante ello se elimina el segundo elemento de protección 32b dejando libre la vía hacia la tobera 18.

[0057] Los dos pasos 100 y 102 pueden realizarse simultáneamente o con un desfase de tiempo entre sí.

5 Además, de forma análoga al paso 102 se pueden encender cargas propulsoras 28c a 28f adicionales.

[0058] En un paso 104, los gases de combustión originadas durante la combustión de la primera carga propulsora 28a y de la segunda carga propulsora 28b abandonan la tobera 18 produciendo de esta manera un empuje hacia delante para el misil 10. El perfil de empuje del misil 10, es decir, el empuje hacia delante a lo largo del

10 tiempo puede ajustarse mediante la activación selectiva y desfasada en el tiempo de las cargas propulsoras 28a a 28f.

[0059] La figura 6 muestra un diagrama con un perfil de empuje 40 y un curso de impulsos 42 de un misil 10 que presenta una cámara de combustión 16 dividida en tres particiones 26a, 26b, 26c, tal como está representada

15 por ejemplo en la figura 4. En el diagrama, hacia la derecha está aplicado el tiempo en segundos. En una primera sección de tiempo, la carga propulsora 28b en la partición 26b produce un empuje 40a constante que conduce a una aceleración constante. En una segunda sección de tiempo, la carga propulsora 28c en la partición 26c produce un empuje 40b constante análogo al empuje 40a que nuevamente conduce a una aceleración constante. Poco antes del destino, en una tercera sección de tiempo se quema la carga propulsora 28a en la partición 28a, que dado que

20 esta partición está realizada como quemador interno produce un empuje 40c notablemente mayor y una aceleración correspondientemente mayor. Entre la primera, la segunda y la tercera sección de tiempo, el misil 10 no se acelera por la combustión de una carga propulsora.

[0060] La figura 7 muestra un diagrama con una altura de vuelo 44 y una velocidad 46 del misil 10 de la figura

25 6. El misil por ejemplo se lanza desde un avión a cierta altura y se acelera durante las fases de empuje 40a, 40b, 40c. Hasta llegar al destino en el suelo pierde continuamente altura.

[0061] Para completar, cabe mencionar que “que comprende” y “una” o “un” no excluyen una multiplicidad.

30 Asimismo, cabe señalar que características o pasos que se han descrito remitiendo a uno de los ejemplo de realización descritos anteriormente pueden usarse también en combinación con otras características o pasos de otros ejemplos de realización descritos anteriormente. Los signos de referencia en las reivindicaciones no han de considerarse como limitación.

REIVINDICACIONES

1. Propulsor de combustible sólido (12) con una cámara de combustión (16), comprendiendo la cámara de combustión (16) al menos una primera partición (26a) y una segunda partición (26b) que están separadas entre sí por al menos una pared de separación (24); conteniendo la primera partición (26a) una primera carga propulsora (28a) que está realizada para ser encendida independientemente de una segunda carga propulsora (28b) en la segunda partición (26b); comprendiendo la pared de separación (24) una placa que se extiende en sentido longitudinal (L) y que por bordes está unida a una pared exterior (20) de la cámara de combustión (16), de tal forma que las particiones (26a, 26b) están estructuradas en forma de cuña o en forma de segmento de cilindro, **caracterizado porque** la primera carga propulsora (28a) está realizada como quemador interno y la segunda carga propulsora (28b) está realizada como quemador frontal.
2. Propulsor de combustible sólido (12) según la reivindicación 1, en el que la primera partición (26a) y la segunda partición (26c) presentan geometrías diferentes.
3. Propulsor de combustible sólido (12) según la reivindicación 1 o 2, en el que la primera carga propulsora (28a) y la segunda carga propulsora (28b) presentan geometrías diferentes.
4. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que la cámara de combustión (16) comprende más de dos particiones.
5. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que la primera partición (26a) y la segunda partición (26b) están dispuestas simétricamente con respecto a un eje central (M).
6. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que al menos una partición (26a, 26b) está cubierta con un elemento de protección (32a, 32b).
7. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que la cámara de combustión (16) comprende una pared exterior (20) cilíndrica que se extiende en el sentido longitudinal (L) del propulsor de combustible sólido.
8. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que en la primera partición (26a) está dispuesto un primer elemento de encendido (30a) que está realizado para encender la primera carga propulsora (28a), y en la segunda partición (26b) está dispuesto un segundo elemento de encendido (30b) que está realizado para encender la segunda carga propulsora (28b).
9. Propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones anteriores, en el que la cámara de combustión (16) presenta en un extremo una tobera (18) que está realizada para expulsar gases originados durante la combustión de la primera carga propulsora (28a) y la segunda carga propulsora (28b).
10. Procedimiento para hacer funcionar un propulsor de combustible sólido (12), comprendiendo el procedimiento los pasos:
 el encendido de una primera carga propulsora (28a) en una primera partición (26a) de una cámara de combustión (16), que por una pared de separación (24) está separada de una segunda partición (26b) de la cámara de combustión (16); comprendiendo la pared de separación (24) una placa que se extiende en sentido longitudinal (L) y que por bordes está unida a una pared exterior (20) de la cámara de combustión (16), de tal forma que las particiones (26a, 26b) están estructuradas en forma de cuña o en forma de segmento de cilindro;
 el encendido de una segunda carga propulsora (28b) en la segunda partición (26b);
 la expulsión de los gases de combustión originados por la combustión de la primera carga propulsora (28a) y de la segunda carga propulsora (28b), a través de una tobera (18) común.
caracterizado porque la primera carga propulsora (28a) está realizada como quemador interno y la segunda carga propulsora (28b) está realizada como quemador frontal.
11. Procedimiento según la reivindicación 10, en el que el encendido de la segunda carga propulsora (28b) se realiza en otro momento que el encendido de la primera carga propulsora (28a).
12. Misil (10), especialmente un cohete, con un propulsor de combustible sólido (12) según una de las reivindicaciones 1 a 9.

13. Misil (10) según la reivindicación 12, que está realizado para realizar el procedimiento según una de las reivindicaciones 10 u 11, comprendiendo el misil (10) además un control (36) realizado para encender la primera carga propulsora (28a) por medio de un primer elemento de encendido (30a) y la segunda carga propulsora (28b) 5 por medio de un segundo elemento de encendido (30b).

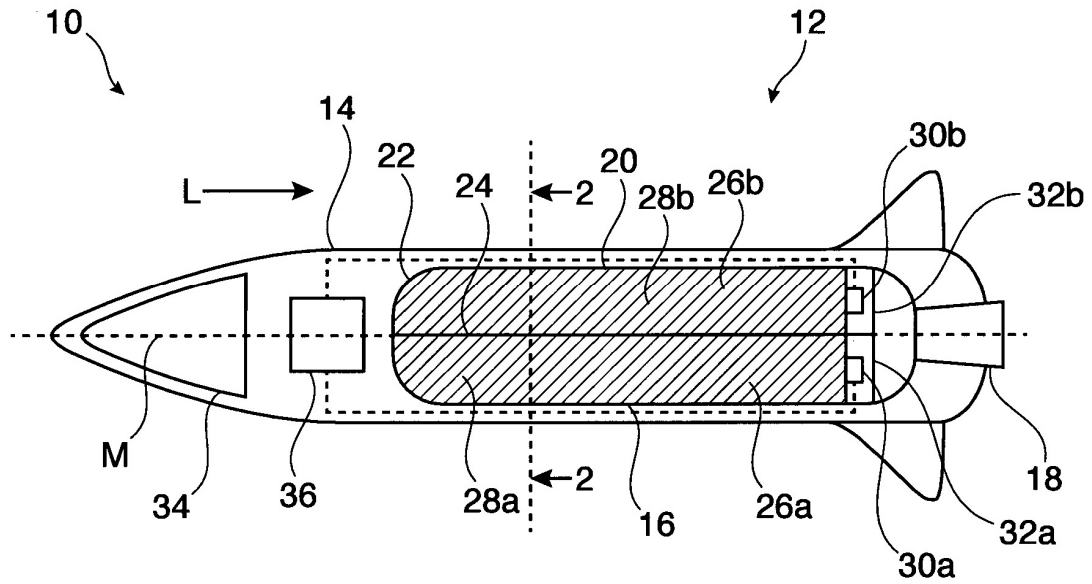


Fig. 1

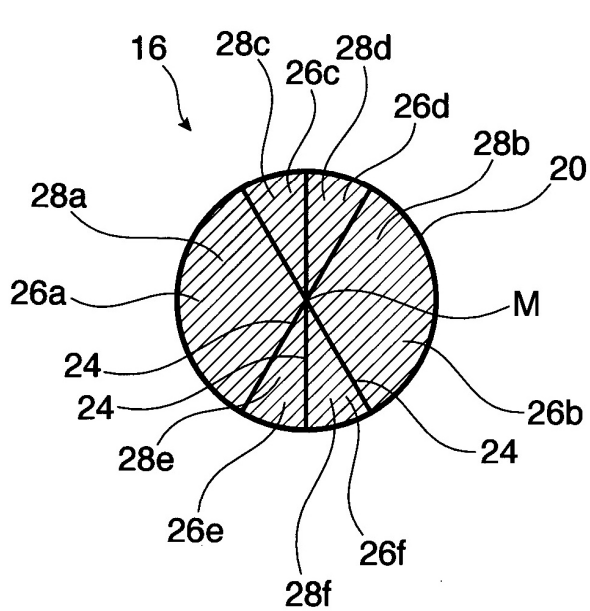


Fig. 2

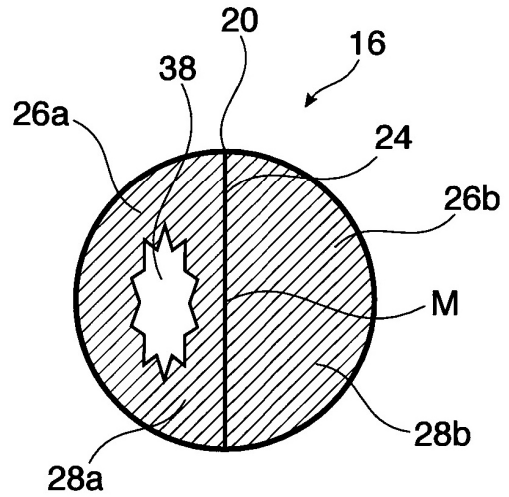


Fig. 3

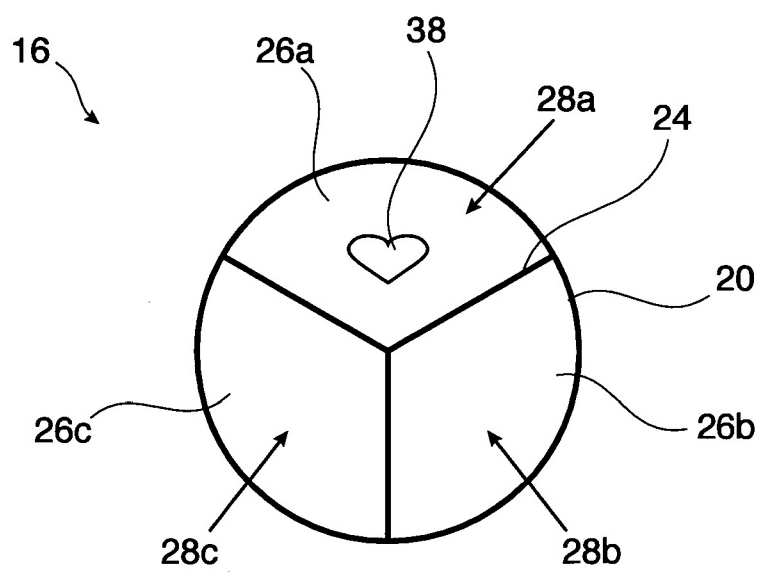


Fig. 4

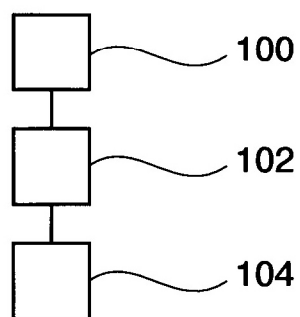


Fig. 5

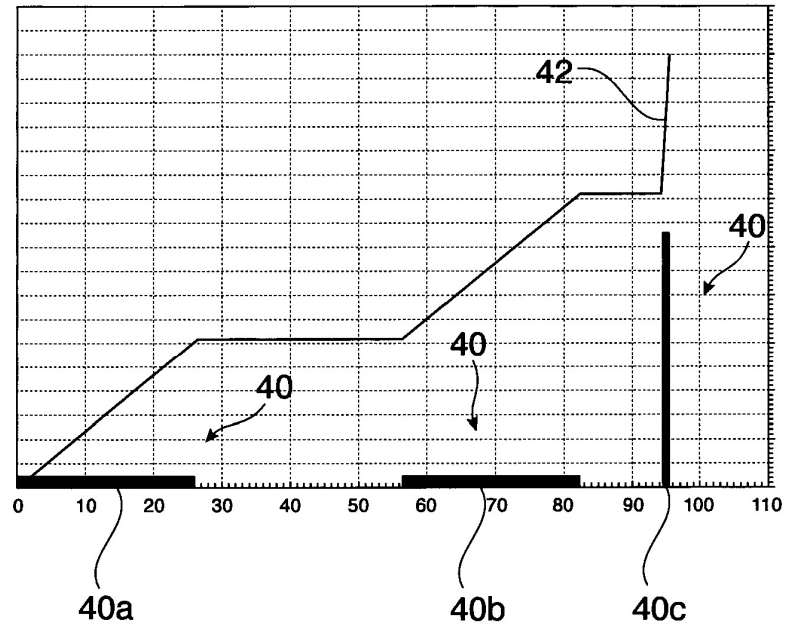


Fig. 6

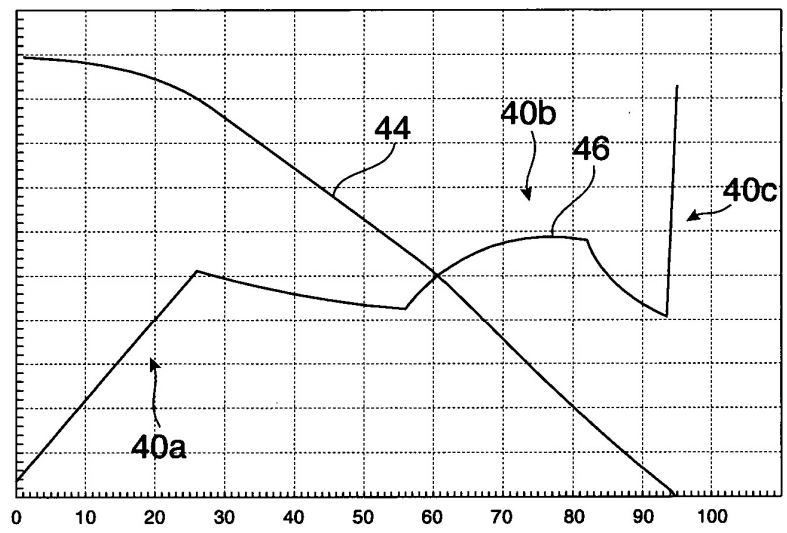


Fig. 7