



①9



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

①1 Número de publicación: **2 268 291**

⑤1 Int. Cl.:

F02K 9/64 (2006.01)

F02K 9/97 (2006.01)

F02K 9/52 (2006.01)

①2

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

⑧6 Número de solicitud europea: **03290449 .2**

⑧6 Fecha de presentación : **26.02.2003**

⑧7 Número de publicación de la solicitud: **1342905**

⑧7 Fecha de publicación de la solicitud: **10.09.2003**

⑤4 Título: **Motor de cohete.**

③0 Prioridad: **04.03.2002 FR 02 02686**

④5 Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.03.2007

④5 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.03.2007

⑦3 Titular/es: **MBDA France**
37, boulevard de Montmorency
75116 Paris, FR

⑦2 Inventor/es: **Calabro, Max**

⑦4 Agente: **Espiell Volart, Eduardo María**

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

Motor de cohete.

5 La presente invención se refiere a un motor de cohete que comporta una cámara de combustión en la cual se realiza la combustión de un combustible fluido (líquido o gaseoso), por ejemplo hidrógeno, y de un comburente fluido (líquido o gaseoso), por ejemplo oxígeno, estando dicha cámara de combustión conectada a una tobera divergente a través de la cual se escapan los gases resultantes de la combustión.

10 En los motores de cohetes conocidos de este tipo, a causa de las temperaturas muy elevadas (del orden de 3300°C) alcanzadas en dicha cámara de combustión, la estructura de las paredes es particularmente compleja con unas redes de canales para la circulación de un fluido refrigerante, que por otra parte puede ser el propio combustible. Se describen ejemplos de paredes conocidas, por ejemplo en las patentes FR-A-2 773 850, FR-A-2 774 432, FR-A-2 791 589. Además, la estructura de dichas paredes no es uniforme, sino que por el contrario varía a lo largo del eje del motor, 15 en función de la temperatura reinante en el mismo. Finalmente y en particular por el hecho de que se utiliza el combustible como fluido refrigerante y puede circular en los dos sentidos opuestos, necesitan estos motores conocidos unos colectores complejos de alimentación de combustible.

20 La presente invención tiene por objeto remediar estos inconvenientes permitiendo la realización de un motor de cohete simple, sin colector complejo y que comporta un número de piezas muy limitado.

Con este fin, según la invención, el motor del cohete comporta una cámara de combustión en cuyo centro se realiza la combustión de un combustible y de un comburente y que está conectada por un cuello, a una tobera divergente a través de la cual se escapan los gases resultantes de dicha combustión, estando dicho centro alimentado con comburente 25 por su extremo opuesto a dicho cuello y estando rodeado por una capa porosa de material compuesto termoestructural que recibe el combustible por su lado externo opuesto a dicho centro, siendo una parte de este combustible introducida en dicho centro a través de dicha capa porosa, es notable porque dicha parte del combustible introducida en dicho centro a través de dicha capa porosa constituye la alimentación con combustible de dicho motor y porque la parte de dicho combustible que no atraviesa dicha capa porosa es dirigida hacia dicho cuello para enfriarlo.

30 Así, gracias a la presente invención, se obtiene un motor de cohete simple, de masa reducida, pudiendo comportar solamente unas pocas piezas y ser de fácil fabricación.

Se observará que la patente WO-99/04156 describe un motor de cohete que comporta una cámara de combustión 35 en cuyo centro se realiza la combustión de un combustible y de un comburente y que está conectada, por un cuello, a una tobera divergente a través de la cual se escapan los gases resultantes de dicha combustión, estando dicho centro alimentado con comburente por su extremo opuesto a dicho cuello y estando rodeado por una capa porosa de material compuesto termoestructural que recibe el combustible en su lado externo opuesto a dicho centro, siendo una parte de este combustible introducida en dicho centro a través de dicha capa porosa.

40 Sin embargo, se debe constatar que, en el motor de cohete de la patente WO-99/04156, la parte del combustible introducida en el centro a través de la capa porosa es reducida y está destinada a refrigerar por exudación de la pared de dicho centro y que la parte del combustible que no atraviesa la capa porosa es devuelta a unos inyectores de combustible. Por el contrario, en el motor de cohete según la presente invención, la parte del combustible introducida 45 en dicho centro a través de dicha capa porosa es importante y constituye la alimentación con combustible de dicho motor, mientras que la parte de dicho combustible que no atraviesa dicha capa porosa es dirigida hacia dicho cuello para enfriarlo.

Además, esta patente anterior preveía la realización de canales de circulación de combustible en dicha capa porosa, 50 por lo que la presente invención evita las estructuras originales de cámara de combustión propuestas.

Se observará además que, en el motor de cohete de la invención, se utilizan los materiales compuestos termoestructurales -con matriz de carbono o con matriz de cerámica- no solamente por sus propiedades mecánicas y de resistencia térmica bien conocidas, sino también por su porosidad intrínseca, que se considera generalmente más bien 55 un inconveniente (ver la patente US-5 583 895).

Gracias a las excelentes propiedades mecánicas y de resistencia térmica de los materiales compuestos termoestructurales, el motor de cohete según la presente invención puede presentar una masa muy reducida en relación con los motores conocidos. Gracias a la porosidad de estos materiales compuestos, puede realizarse una capa porosa simple, 60 pero que presente una gran resistencia al calor. Naturalmente, la porosidad de dicho revestimiento puede adaptarse, de modo conocido, a cualquier valor deseado en el momento de la densificación de la matriz del material compuesto que la constituye.

Preferentemente, dicha capa porosa forma parte de una primera pieza monolítica compuesta termoestructural que 65 comporta dos capas de material compuesto espaciadas la una de la otra disponiendo entre sí un espacio intermedio y unidas la una con la otra por una pluralidad de montantes filiformes de material compuesto, que atraviesan dicho espacio intermedio pero que no impiden la libre circulación de un fluido en dicho espacio intermedio.

Así, si en el motor de cohete de la presente invención, dicha tobera divergente está dispuesta en prolongación de dicha cámara de combustión, en el lado de dicho cuello opuesto a esta última:

- dicha primera pieza monolítica puede ser cilíndrica y estar dispuesta coaxialmente al eje longitudinal de dicho motor, de modo que una de dichas capas sea interna, mientras que la otra sea externo;
- dicho comburente puede ser introducido en el interior del cuerpo cilíndrico delimitado por dicha capa interna, en el lado opuesto a dicha tobera, formando entonces este cuerpo el centro de dicha cámara de combustión; y
- dicho combustible puede ser introducido en dicho espacio intermedio, entonces con sección anular, igualmente en el lado opuesto a dicha tobera, de modo que dicha capa interna desempeñe el papel de capa porosa para introducir al menos una parte de dicho combustible en el interior del centro de dicha cámara de combustión.

Dicha capa externa de dicha primera pieza monolítica puede volverse completamente estanca a los líquidos y a los gases, por ejemplo por aplicación de una capa apropiada.

Es ventajoso que dicha primera pieza monolítica presente un diámetro interno superior al de dicho cuello y que el orificio anular de dicho espacio intermedio, dispuesto en el lado de dicha tobera, se encuentre enfrentado a la parte convergente de dicho cuello.

Así, es posible utilizar fácilmente una pequeña parte del combustible, introducido en dicho espacio intermedio de sección anular pero que no atraviese dicha capa interna en dirección del centro, para enfriar la zona del cuello.

Dicha tobera puede comportar, más allá de dicho cuello, una funda apta para alojar dicha primera pieza monolítica.

Así, el conjunto de la tobera, del cuello y de la funda forma entonces una segunda pieza monolítica, en la cual se inserta dicha primera pieza monolítica. Esta segunda pieza monolítica puede, por ejemplo, ser metálica. Sin embargo, por las razones mencionadas más arriba, es ventajoso que, al igual que dicha primera pieza, sea realizada a su vez en material compuesto termoestructural. En este caso, dicha segunda pieza monolítica puede ventajosamente constituir una prolongación de dicha capa externa de dicha primera pieza monolítica, formando esta prolongación parte integrante de dicha capa externa. Resulta entonces que dichas primera y segunda piezas monolíticas forman una única pieza.

En una variante de realización del motor de cohete según la presente invención, dicha cámara de combustión está dispuesta en dicha tobera divergente, cerca del vértice de esta última.

En este caso, es ventajoso que:

- dicha cámara de combustión comporte:
 - una primera pieza monolítica compuesta interior, de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente al eje del motor y que presente una capa interna y una capa externa separadas por un espacio intermedio de sección anular; y
 - una primera pieza monolítica compuesta exterior, de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente a dicho eje y que presente una capa interna y una capa externa separadas por un espacio intermedio de sección anular, rodeando dicha primera pieza exterior dicha primera pieza interior, de modo que forme entre ellas un centro de combustión anular;
- dichas primeras piezas interior y exterior disponen entre sí y el vértice de dicha tobera divergente, un paso anular de comunicación con dicha tobera;
- dicho comburente es introducido en el interior de dicho centro de combustión anular, en el lado opuesto a dicho vértice de la tobera; y
- dicho combustible es introducido en dichos espacios intermedios de sección anular de dichas primeras piezas interior y exterior, igualmente en el lado opuesto a dicho vértice.

Así, en este modo de realización, se introduce el combustible en dicho centro de combustión anular a través de la capa externa de dicha primera pieza interior y a través de la capa interna de dicha primera pieza exterior. Los gases de combustión pasan entonces de dicha cámara de combustión anular a la tobera divergente a través de dicho paso anular de comunicación que forma un cuello. El combustible que atraviesa la capa externa de la primera pieza exterior permite enfriar la tobera divergente cerca de dicho paso anular de comunicación. En caso de necesidad, la capa interna de la primera pieza interior se vuelve estanca a los líquidos y a los gases.

Ventajosamente, el vértice de dicha tobera divergente tiene practicado un orificio y el conjunto de dichas primeras piezas interior y exterior es solidarizado con dicha tobera por una tercera pieza monolítica de material compuesto en forma de trompeta.

5 Preferentemente, dicha cámara de combustión es alimentada con combustible por medio de una pieza en forma de cúpula, dispuesta en el lado de dicha cámara de combustión opuesto al vértice de la tobera y cuya pared convexa está dirigida al lado de dicha tobera y está elaborada en material compuesto termoestructural.

10 Las figuras del dibujo anexo harán comprender como puede realizarse la invención. En estas figuras, referencias idénticas designan elementos semejantes.

La figura 1 representa, en sección axial esquemática, un primer ejemplo de realización del motor de cohete según la presente invención.

15 Las figuras 2A a 2F ilustran esquemáticamente un modo de realización de la cámara de combustión del motor de la figura 1.

20 Las figuras 3A a 3D ilustran esquemáticamente, a mayor escala, las etapas del procedimiento que permiten pasar del estado de la figura 2E al estado de la figura 2F, correspondiendo la figura 3A a la línea de sección IIIA-III A de la figura 2E y la figura 3D a la línea de sección de IIID-IIID de la figura 2F. En estas figuras 3A a 3D, los dos tramos de cada punto de cosido están representados muy separados para mayor claridad.

25 La figura 4 ilustra esquemáticamente un modo de realización del motor de la figura 1, que comporta la cámara de combustión de la figura 2F.

La figura 5 representa, en sección axial esquemática, un segundo ejemplo de realización del motor de cohete según la presente invención.

30 El ejemplo de realización del motor de cohete I, según la presente invención y representado esquemáticamente en la figura 1, comporta una cámara de combustión 1 y una tobera divergente 2, conectadas entre sí por un cuello 3. El eje longitudinal del motor I tiene la referencia Z-Z.

35 La cámara de combustión 1 comporta una pared externa 4, cuya parte 4A, opuesta a la tobera 2, es sensiblemente cilíndrica, mientras que la parte 4B de la pared externa 4, dispuesta en el lado de dicha tobera 2, es convergente para unirse al cuello 3. Así, la pared externa 4, el cuello 3 y la tobera 2 están en continuidad y son susceptibles de constituir una pieza única.

40 La cámara de combustión 1 comporta además una pared interna porosa 5, cuyo eje se confunde con el eje Z-Z y que está dispuesta en el interior de la pared externa 4, disponiendo con esta última un espacio intermedio cilíndrico de sección anular 6. La pared interna porosa 5 es también sensiblemente cilíndrica y su diámetro D es mayor que el diámetro d del cuello 3. Enfrente de la pared convergente 4B de la pared externa 4, la pared interna 5 comporta una parte convergente 5B, que determina, con dicha parte convergente 4B, un paso anular 7, formando una limitación para el espacio anular 6.

45 En el ejemplo representado, dicha cámara de combustión 1 está constituida, al menos en parte, por una primera pieza monolítica de material compuesto termoestructural, en la cual dicha pared interna porosa 5 está constituida por una capa de material compuesto. Asimismo, dicha tobera divergente 2 puede constituir o formar parte de una segunda pieza monolítica de material compuesto termoestructural. Dichas primera y segunda piezas monolíticas, que pueden comportar, cada una, una parte del cuello 3 ó bien una sola de las cuales comporta dicho cuello 3, están solidarizadas entre sí o realizadas en una única pieza monolítica para formar el motor de cohete I.

50 En la cámara de combustión 1, la combustión se produce en el interior del volumen cilíndrico C delimitado por la pared interna porosa 5 y que forma el centro de dicha cámara de combustión. Un flujo de comburente, esencialmente oxígeno, es introducido en el interior del centro C a través del extremo 5A de dicha pared interna 5, opuesta a la tobera 2, como se ilustra por las flechas 8. Un flujo de combustible, esencialmente hidrógeno, es introducido en el espacio intermedio anular 6, a través del extremo 6A de éste opuesto a la tobera 2, como se ilustra por las flechas 9. Gracias a la porosidad apropiada de la pared compuesta interna 5 y a la limitación formada por el paso 7, la mayor parte del combustible introducido en el espacio anular 6 atraviesa dicha pared compuesta interna 5 y penetra en el interior del centro C como se indica por las flechas 10 -donde se quema, gracias a la aportación del comburente (flechas 8).

60 Los gases resultantes de la combustión se escapan de dicho centro C, a través del extremo 5B de la pared 5, opuesto al extremo 5A y pasan a la tobera 2, atravesando el cuello 3, como se ilustra por las flechas 11.

65 Por otra parte, una pequeña parte del combustible introducido en el espacio intermedio anular 6 (flechas 9) pasa a través del paso anular 7, como se ilustra por las flechas 12, enfriando la parte 5B de la pared interna 5, la parte 4B de la pared externa 4 y el cuello 3. Al nivel de éste, el combustible que atraviesa el paso anular convergente 7 se mezcla con los gases de combustión (flechas 11).

ES 2 268 291 T3

La figuras 2A a 2F, 3A a 3D y 4 ilustran esquemáticamente un modo de realización, bajo forma de material compuesto, del motor I de la figura 1.

Para esto, se comienza realizando, por ejemplo en un material sintético de espuma susceptible de ser cosido por una aguja, un mandril 20 (ver la figura 2A) que presenta la forma interior de la pared porosa interna 5, incluida la parte convergente 5B. A continuación sobre este mandril 20, se aplica con cualquier método conocido (bobinado, tejido, etc.) una estructura 21 de fibras de elevada resistencia, tales como fibras a base de carbono o de carburo de silicio, destinada a constituir una armadura fibrosa para dicha pared interna 5 (ver la figura 2B). A continuación, sobre la estructura fibrosa 21, se aplica un ánima anular 22, por ejemplo una espuma de poliestireno, no impregnable por las resinas destinadas a formar las matrices de material compuesto y representativa del espacio intermedio anular 6 incluido el paso 7 (ver la figura 2C). El material del ánima 22 es susceptible de ser cosido por una aguja y de ser eliminado térmicamente.

Sobre el ánima anular 22, se aplica una estructura 23 de fibras de elevada resistencia (C, SiC, ...) destinada a constituir una armadura fibrosa para al menos una parte de dicha pared externa 4 (ver la figura 2D).

Como muestran la figura 2E y a mayor escala, la figura 3A, la estructura fibrosa 21, el ánima anular 22 y la estructura fibrosa 23 se solidarizan las unas con las otras por cosido sin nudos con un hilo continuo 24, constituido a su vez por una pluralidad de fibras de elevada resistencia (C, SiC, ...). El hilo continuo 24 forma unos tramos 25, 26 que atraviesan los elementos 21, 22, 23 y están unidos alternativamente los unos a los otros por unos puentes 27, aplicados en la estructura fibrosa 23, y por unos bucles 28 que penetran en el mandril 20.

Tras esta operación de cosido, se elimina el mandril 20 y los bucles 28 son doblados y presionados contra la estructura fibrosa 21 para formar aglomerados 29 (ver la figura 3B), impregnándose a continuación se impregna el conjunto de las estructuras fibrosas 21 y 23 con una resina endurecible, relativamente poco viscosa y eventualmente diluida, con alcohol por ejemplo. La impregnación se realiza preferentemente en vacío, de modo que dicha resina penetre, no solamente en las estructuras fibrosas 21 y 23, sino también a lo largo y en los tramos de hilo que atraviesan 25, 26. En el curso de esta impregnación, el ánima 22 no es impregnada por la resina, ya que es impermeable a ésta.

La resina impregnada es a continuación endurecida, por ejemplo por elevación de temperatura, con una duración suficiente para que las estructuras fibrosas 21 y 23 se conviertan en unas capas rígidas 30 y 31, respectivamente, y que los tramos de hilo que atraviesan 25 y 26 se conviertan en unos montantes rígidos filiformes 32 (ver la figura 3C). Estos montantes 32 están fuertemente anclados a sus extremos en las capas rígidas 30 y 31, gracias a los anclajes rígidos 33 y 34 formados, respectivamente, por los aglomerados 29 y por los puentes 27.

Para formar la matriz del conjunto de los revestimientos rígidos 30 y 31 y de los montantes 32, se somete dicho conjunto a una pirólisis a temperatura elevada, por ejemplo del orden de 900°C, lo que estabiliza la geometría de dicho conjunto y elimina el ánima 22. Eventualmente, este conjunto puede ser densificado y tratado de manera conocida para que su matriz devenga del tipo cerámica. Se obtiene entonces la pieza monolítica 40 (ver las figuras 2F y 3D), destinada a formar, al menos en parte, la cámara de combustión 1 y que comporta:

- una capa externa 41 de material compuesto, procedente de la capa 31 y destinada a formar, al menos en parte, la pared externa 4, 4A, 4B de la cámara de combustión 1;
- una capa interna 42 de material compuesto procedente de la capa 30 y destinada a formar la pared interna 5, 5A, 5B de la cámara de combustión 1; y
- una pluralidad de montantes filiformes 43 de material compuesto, procedentes de los montantes 32.

En esta pieza monolítica 40, las capas 41 y 42 están espaciadas la una de la otra delimitando un espacio anular 44, atravesado sin ser obturado por los montantes 43 y destinado a formar el espacio anular 6 de la cámara de combustión 1.

Es sabido que, por naturaleza, un material compuesto es poroso y que esta porosidad depende de las condiciones de formación de la matriz. Se concibe entonces fácilmente que la porosidad de la capa interna 42 pueda ser ajustada para comunicar a este último la porosidad exigida para la pared interna 5, 5A, 5B. De este modo, se proporciona a la capa externa 41 una porosidad idéntica a la deseada para la capa interna 42. Pero ocurre que, como la pared externa 4 tiene que ser estanca, puede ser ventajoso revestir exteriormente la capa externa 41 con una capa de estanqueidad 45, tal como se representa en la figura 2F.

Se realiza una segunda pieza monolítica compuesta 50 destinada a formar al menos dicha tobera 2. Dicha segunda pieza compuesta 50 es fácilmente realizable por bobinado o tejido de fibras resistentes (C, Si, ...) en un mandril adecuado, y a continuación por impregnación con una resina y pirólisis de la matriz así formada. A continuación para obtener el motor I, se ensambla la pieza monolítica compuesta 40 a la pieza monolítica compuesta 50. Esto puede obtenerse, con cualquier método conocido, por ejemplo mecánicamente o por encolado. Además, en un modo de realización preferido, ilustrado esquemáticamente en la figura 4, se prevé sobre la pieza compuesta monolítica 50, no solamente una parte 51, apta para formar el cuello 3, sino igualmente una parte 52, apta para servir de alojamiento

a dicha pieza monolítica compuesta 40. En este caso, la pared externa 4 del motor I está entonces formada por la superposición y el ensamblaje de la capa 41, eventualmente de la capa 45 y de la parte 52.

En una variante, se comprenderá fácilmente lo que acaba de ser descrito, que la segunda pieza compuesta 50 puede ser la prolongación de la capa externa 41 y formar una pieza monolítica con esta última, como se ilustra esquemáticamente en la figura 1.

En la variante de realización II del motor de cohete, según la presente invención y representada en la figura 5, la cámara de combustión 60 está dispuesta en el interior de la tobera divergente 61, cerca del vértice 62 de esta última. Esta tobera divergente 61, está, por ejemplo, constituida por una pieza monolítica compuesta, obtenida de modo parecido a la de la tobera 2, anteriormente descrita. Además, se prevé que el vértice 62 de la tobera divergente 61 tenga practicado un orificio 63.

La cámara de combustión 60 comporta:

- una pieza monolítica compuesta interior 64, de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente al eje Z-Z del motor y que presenta una capa compuesta interna 65 y una capa compuesta externa 66. Esta pieza compuesta 64 puede ser obtenida del modo descrito más arriba a propósito de la pieza compuesta 40; y
- una pieza monolítica compuesta exterior 67, de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente con el eje Z-Z y que presenta una capa compuesta interna 68 y una capa compuesta externa 69. La pieza compuesta 67 puede igualmente ser obtenida de modo parecido a la pieza 40.

La pieza compuesta exterior 67 rodea la pieza compuesta interior 64 delimitando entre ellas un centro anular C para dicha cámara de combustión 60.

Las piezas compuestas 64 y 67 están solidarizadas, en el lado de la tobera 61, a un colector 70 apto para alimentarlas con combustible gaseoso y, en el lado opuesto, con una tercera pieza monolítica compuesta 71, con forma de trompeta, que las conecta a la tobera divergente 61, a lo largo del borde del orificio 63. La cámara de combustión 60 dispone, entre ella y el vértice de la tobera 61, un paso anular 72 que forma un cuello y que asegura la comunicación con dicha tobera.

Al igual que la pared 41 de la pieza 40, la capa interna 65 de la pieza interior 64 se convierte ventajosamente estanca al gas.

A través de la pieza 71, el comburente gaseoso es introducido en el interior del centro anular C, en el lado opuesto al vértice 62, por medio de inyectores 73. A través de la pieza 71 y del colector 70, el combustible es introducido en el lado opuesto al vértice 62, en los espacios intermedios anulares 74 y 75 (análogos al espacio intermedio 44 de la pieza 40) de las piezas compuestas 64 y 67. A través de la capa externa 66 de la pieza 64 y a través de la capa interna 68 de la pieza 67, dicho combustible pasa al centro anular C, donde se quema con el comburente. Los gases de combustión se escapan de la cámara de combustión 60 en el lado del vértice 62 y pasan a la tobera 61 a través del cuello 72. Al escaparse el gas combustible a través de la capa externa 69, enfría la tobera 61, cerca de la cámara de combustión 60. Los trayectos gaseosos son indicados por unas flechas en la figura 5.

En el modo de realización representado en la figura 5, el dispositivo de alimentación con combustible comporta una cúpula hueca 76, alimentada con combustible por un conducto 77 que pasa a través de dicha pieza 71 y que alimenta a su vez al colector 70. La convexidad de la cúpula 76 está dirigida hacia el lado de la tobera 61, enfrente de la cámara de combustión 60. De preferencia, al menos la pared convexa 78 de dicha cúpula 76 está elaborada en material compuesto termoestructural -por lo tanto poroso-, de modo que este último sea enfriado por exudación de dicho combustible a través de dicha pared convexa 78.

REIVINDICACIONES

1. Motor de cohete (I, II) que comporta una cámara de combustión (1, 60) en cuyo centro (C) se realiza la combustión de un combustible y de un comburente y que está conectada, por un cuello (3, 72), a una tobera divergente (2, 61) a través de la cual se escapan los gases resultantes de dicha combustión, estando dicho centro (C) alimentado con comburente por su extremo (5A) opuesto a dicho cuello y estando rodeado por una capa porosa de material compuesto termoestructural (5, 42, 66, 68) que recibe combustible en su lado externo opuesto a dicho centro, siendo una parte de este combustible introducida en dicho centro a través de la capa porosa, **caracterizado** porque dicha parte del combustible introducida en dicho centro (C) a través de dicha capa porosa (5, 42, 66, 68) constituye la alimentación de combustible de dicho motor y porque la parte de dicho combustible que no atraviesa dicha capa porosa está dirigida hacia dicho cuello (3, 72) para enfriarlo.

2. Motor de cohete según la reivindicación 1,

caracterizado porque dicha capa porosa (5, 42, 66, 68) forma parte de una primera pieza monolítica compuesta termoestructural (40, 61, 67) que comporta dos capas de material compuesto (41, 42; 65, 66; 68, 69) espaciadas la una de la otra disponiendo entre ellas un espacio intermedio (44, 73, 74) y unidas entre sí por una pluralidad de montantes filiformes (43) de material compuesto.

3. Motor de cohete según la reivindicación 2, que está provisto de un eje longitudinal (Z-Z) y en el cual dicha tobera divergente (2) está dispuesta en prolongación de dicha cámara de combustión (1), en el lado de dicho cuello (3) opuesto a esta última,

caracterizado porque:

- dicha primera pieza monolítica (40) es cilíndrica y está dispuesta coaxialmente a dicho eje longitudinal (Z-Z) de modo que una de dichas capas (5, 42) es interna, mientras que la otra (41) es externa;
- dicho comburente es introducido en el interior del cuerpo cilíndrico (C) delimitado por dicha capa interna (5, 42) y que forma el centro de dicha cámara de combustión, en el lado opuesto a dicha tobera (2); y
- dicho combustible es introducido en dicho espacio intermedio (6, 44) que tiene entonces una sección anular, igualmente en el lado opuesto a dicha tobera (2).

4. Motor de cohete según la reivindicación 3,

caracterizado porque dicha capa externa (41) de dicha primera pieza monolítica (40) se vuelve estanca a los líquidos y a los gases.

5. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 3 ó 4,

caracterizado porque dicha primera pieza monolítica (40) presenta un diámetro interno (D) superior al (d) de dicho cuello y porque el orificio anular (7) de dicho espacio intermedio (6), dispuesto en el lado de dicha tobera (2), se encuentra enfrente de la parte convergente (4B) de dicho cuello (3).

6. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 2 a 5,

caracterizado porque dicha tobera (2) comporta, más allá de dicho cuello (3), una funda (52) apta para alojar dicha primera pieza monolítica.

7. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 2 a 6,

caracterizado porque dicha tobera (2) está constituida por una segunda pieza monolítica de material compuesto (50, 61).

8. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 2 a 5,

caracterizado porque dicha tobera (2) está constituida por una segunda pieza monolítica de material compuesto (50) y porque dicha segunda pieza monolítica (50) constituye una prolongación de dicha capa externa (41) de dicha primera pieza monolítica (40), formando esta prolongación parte integrante de dicha capa externa (41).

9. Motor de cohete según la reivindicación 2, que está provisto de un eje longitudinal (Z-Z) y en el cual dicha cámara (60) está dispuesta en dicha tobera divergente (61), cerca del vértice (62) de esta última,

caracterizado porque:

- dicha cámara de combustión (60) comporta:

ES 2 268 291 T3

- una primera pieza monolítica compuesta interna (64), de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente a dicho eje (Z-Z) y que presenta una capa compuesta interna (65) y una capa compuesta externa (66); y
- una primera pieza monolítica compuesta externa (67), de forma cilíndrica, dispuesta coaxialmente a dicho eje (Z-Z) y que presenta una capa compuesta interna (68) y una capa compuesta externa (69), rodeando dicha primera pieza externa (67) dicha primera pieza interna, de modo que forme entre ellas un centro anular (C) para dicha cámara de combustión (60);

- dichas primeras piezas internas (64) y externas (67) disponen entre ellas y el vértice de dicha tobera divergente un paso anular (72) de comunicación con dicha tobera (61);

- dicho comburente es introducido en el interior del centro anular (C) de dicha cámara de combustión, en el lado opuesto a dicho vértice de la tobera; y

- dicho combustible es introducido en los espacios intermedios (74, 75) de sección anular de dichas primeras piezas internas (64) y externas (67), en el lado opuesto a dicho vértice de la tobera.

10. Motor de cohete según la reivindicación 9,

caracterizado porque la capa interna (65) de la primera pieza interna (64) se vuelve estanca a los líquidos y los gases.

11. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 9 ó 10,

caracterizado porque en el vértice (62) de dicha tobera divergente (61) se ha practicado un orificio (63) y porque el conjunto de dichas primeras piezas internas (64) y externas (67) está solidarizado con dicha tobera (61) por una tercera pieza monolítica de material compuesto (71) en forma de trompeta.

12. Motor de cohete según una de las reivindicaciones 9 a 11,

caracterizado porque dicha cámara de combustión (60) es alimentada con combustible por medio de una pieza (76) en forma de cúpula, dispuesta en el lado de dicha cámara de combustión opuesta al vértice de la tobera y cuya pared convexa (78) está dirigida hacia el lado de la tobera y está elaborada en material compuesto termoestructural.

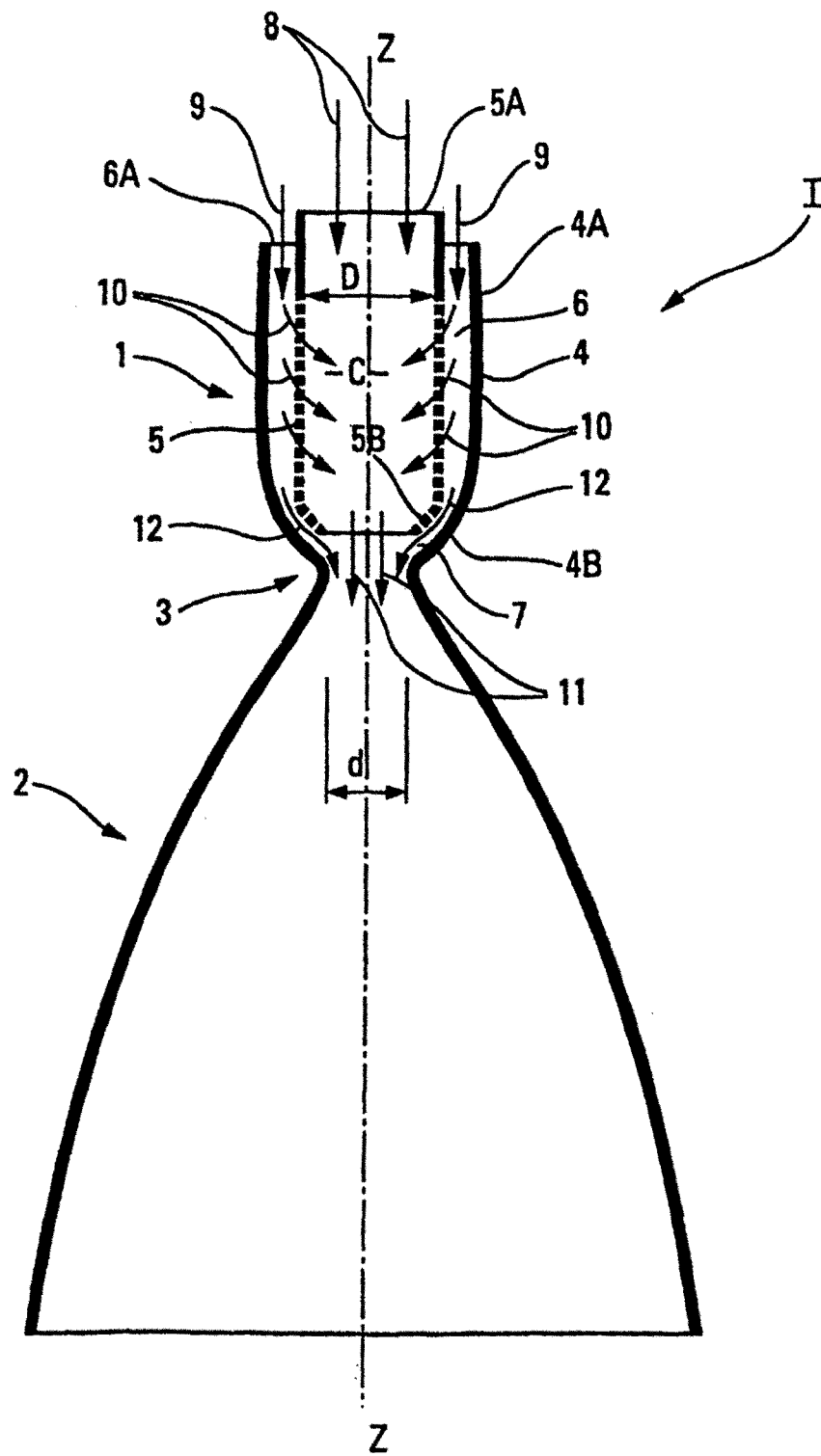


Fig. 1

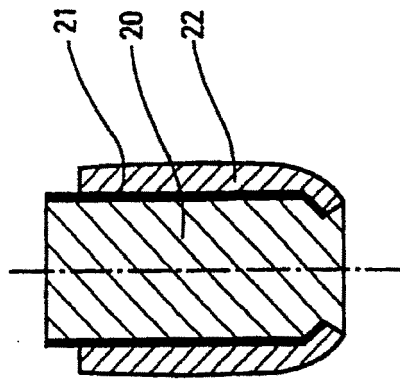


Fig. 2C

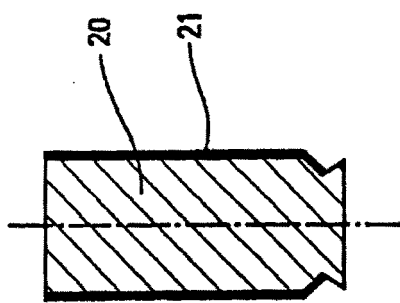


Fig. 2B

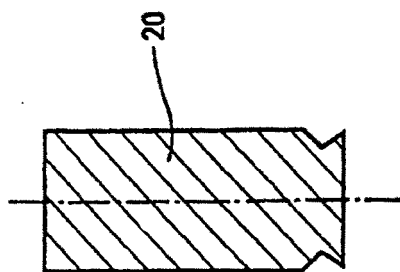


Fig. 2A

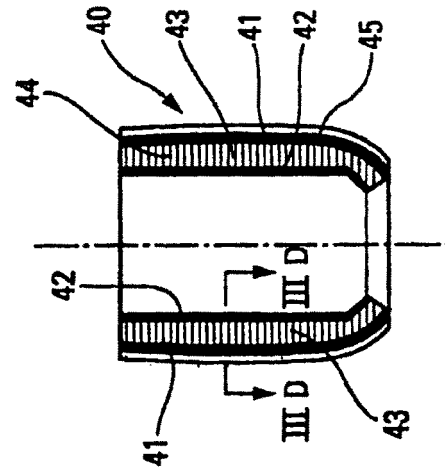


Fig. 2F

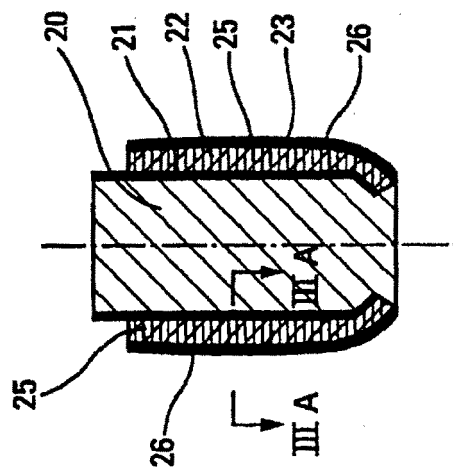


Fig. 2E

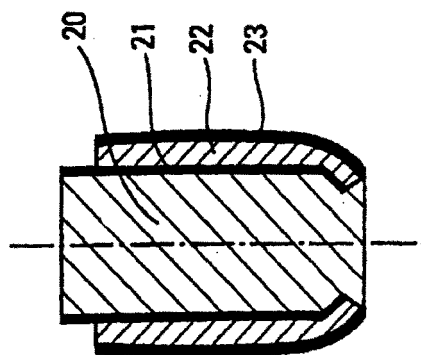


Fig. 2D

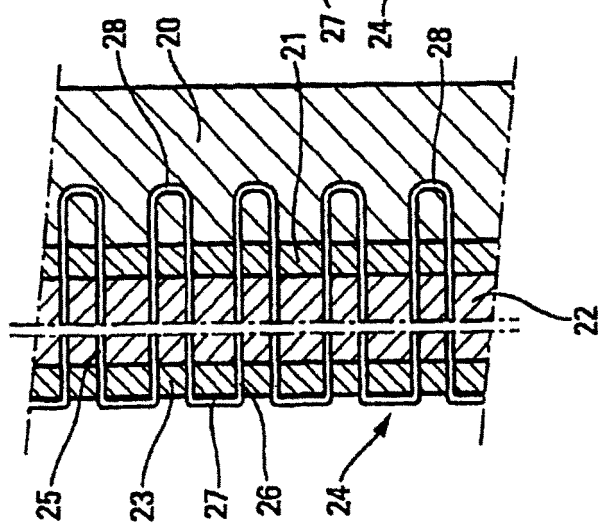


Fig. 3A

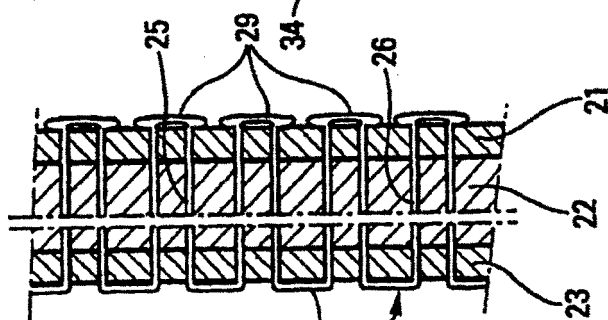


Fig. 3B

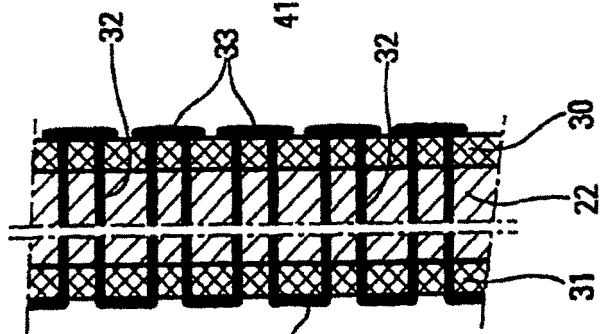


Fig. 3C

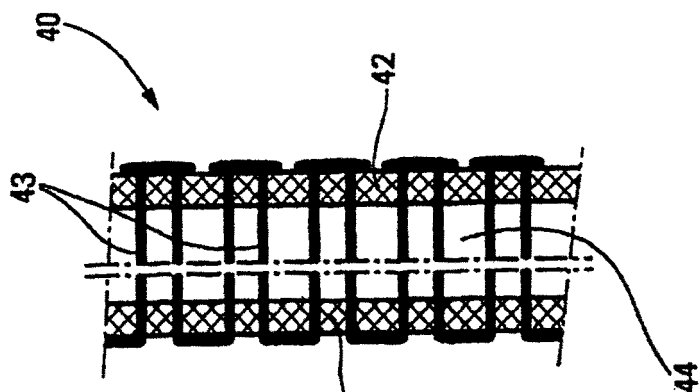


Fig. 3D

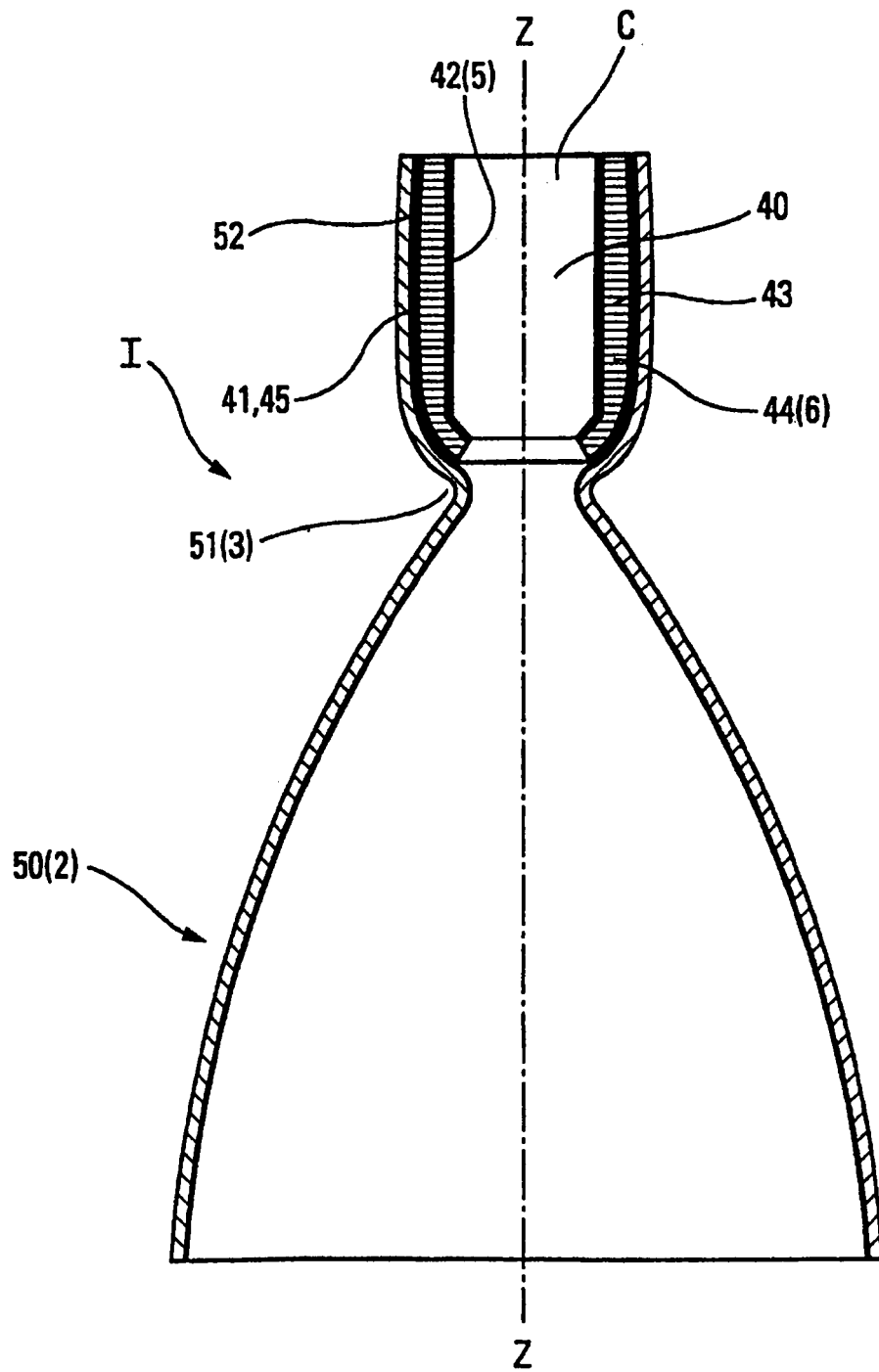


Fig. 4

