

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 430 969**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.05.2010 E 10718174 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **24.07.2013 EP 2429900**

54 Título: **Sistema que comprende una sonda espacial principal que forma un vehículo espacial transportador y una pluralidad de sondas espaciales secundarias**

30 Prioridad:

12.05.2009 FR 0953131

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

22.11.2013

73 Titular/es:

**ASTRIUM SAS (100.0%)
6 rue Laurent Pichat
75016 Paris, FR**

72 Inventor/es:

**BALEMBOY, CHRISTOPHE;
LAINE, ROBERT ANDRÉ y
SEMBÉLY, XAVIER**

74 Agente/Representante:

MORGADES MANONELLES, Juan Antonio

ES 2 430 969 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

5 Sistema que comprende una sonda espacial principal que forma un vehículo espacial transportador y una pluralidad de sondas espaciales secundarias

La presente invención se refiere a un sistema que comprende una sonda espacial principal que forma un vehículo espacial transportador y una pluralidad de sondas espaciales secundarias y al montaje de dichas sondas espaciales secundarias en la sonda espacial principal formando el vehículo espacial transportador.

10 El campo técnico de la presente invención es el campo espacial y, en particular, las misiones espaciales que transportan diversas sondas que se deben lanzar desde un solo vehículo transportador.

Se conoce el tema del lanzamiento de diversos satélites desde una única lanzadera y, en particular, a partir de los documentos US n.º 5.152.482, US n.º 5.605.308, US n.º 5.199.672, US n.º 5.271.582 que se refieren a conjuntos para los que se equipan las lanzaderas con grupos satélites que se distribuyen alrededor de un eje longitudinal de la lanzadera.

15 Dichos conjuntos aptos para un lanzamiento rápido de una pluralidad de satélites no son aptos para el lanzamiento de sondas espaciales debido a que son necesarias correcciones importantes de las trayectorias del vehículo transportador y de la rotación angular alrededor del eje longitudinal para lanzar dichas sondas.

20 Por otro lado, el documento US n.º 5.350.137 simplifica el montaje de los satélites en una lanzadera ya que proporciona unos satélites que comprenden una estructura en forma paraboloide que soporta equipos auxiliares, permitiendo la estructura paraboloide de los satélites apilar los mismos unos encima de los otros a lo largo del eje longitudinal de la lanzadera debajo de una tapa amovible.

25 El documento US n.º 5.765.784, que se considera el documento más próximo de la técnica anterior, describe un vehículo espacial transportador en el que se cuelgan grupos de sondas secundarias.

30 Las sondas secundarias o módulos de aterrizaje se disponen alrededor del vehículo transportador y, por consiguiente, presentan unas direcciones de separación distintas, lo que cambia la simetría del sistema durante los lanzamientos.

35 Resulta necesario en este caso modificar la posición del vehículo espacial transportador antes de cada separación para orientar adecuadamente cada módulo de descenso.

Además, dicho tipo de configuración requiere una estructura compleja en el vehículo transportador y el conjunto vehículo transportador / sondas presenta un diámetro considerable. Además, los cambios en la simetría del sistema durante el lanzamiento complican el procedimiento y aumentan la cantidad de combustible necesario y la masa de la lanzadera.

40 La presente invención se refiere a un sistema que permite, en particular, separar diversos módulos de descenso de un vehículo espacial o sonda principal tras un viaje interplanetario con una posición apropiada reduciendo al mínimo las maniobras que ha de realizar el vehículo espacial entre dos separaciones sucesiva y reduciendo al mínimo el trabajo de realizar un nuevo diseño para dos misiones sucesivas o cuando se cambie la configuración.

45 En este contexto, el vehículo espacial formado por la sonda principal es de por sí una sonda apta para desplazarse entre planetas, comunicar los datos a la Tierra a lo largo de su viaje espacial y, posiblemente, regular la temperatura y los parámetros de almacenamiento de las sondas secundarias durante el viaje espacial.

50 Con mayor exactitud, la presente invención proporciona un sistema que comprende una sonda principal que forma un vehículo espacial transportador y una pluralidad de sondas secundarias alineadas a lo largo de un eje longitudinal de la sonda principal realizándose la fijación de las sondas secundarias en la sonda principal mediante una pluralidad de segmentos anulares de soporte de las sondas provisto cada uno de los mismos de una brida anular de fijación de una sonda secundaria.

55 La sonda principal es una sonda espacial apta para desplazarse de un astro a otro y conducir las sondas secundarias.

60 Según una forma de realización preferida, por lo menos algunos de segmentos anulares de soporte de las sondas comprenden un elemento de cubierta cilíndrico exterior para proteger las sondas secundarias. Dicha configuración facilita el diseño de los sistemas de control térmico de las sondas secundarias.

65 Preferentemente, dicho por lo menos un elemento de cubierta cilíndrico se orienta con respecto a la brida anular del segmento que lo transporta para proteger una sonda secundaria anterior, orientándose la brida para garantizar la fijación de una sonda secundaria posterior.

Más particularmente, por lo menos un segmento anular de soporte intermedio de la sonda comprende en el lado posterior de la sonda una extensión del elemento de cubierta cilíndrico de fijación de un segmento anular posterior.

5 El sistema según la presente invención puede ser además de tal modo que un primer segmento anular se fije al vehículo espacial transportador y comprenda un reborde anular de fijación de un elemento de cubierta cilíndrico de un segundo segmento anular de soporte de la sonda.

10 Según una forma de realización de la presente invención, un último segmento anular deja expuesta la sonda secundaria que soporta.

Las bridas anulares presentan preferentemente una forma sustancialmente troncocónica, garantizándose la fijación de las sondas secundarias en un borde interior anular de las bridas.

15 En este caso, las sondas secundarias comprenden preferentemente una tapa posterior cónica que encaja en la brida.

Ventajosamente las sondas secundarias se disponen en la parte anterior del vehículo transportador.

20 Según la presente invención, el lanzamiento sucesivo de las sondas secundarias se realiza preferentemente mediante la expulsión de las sondas secundarias hacia adelante mediante unos dispositivos de empuje en la interfaz entre las bridas anulares y las sondas secundarias.

25 Tras el lanzamiento de por lo menos una sonda secundaria se lanza el segmento anular de soporte de la misma.

Según un aspecto particular de la presente invención, por lo menos algunos de los segmentos anulares presentan unos radiadores de control térmico de las sondas secundarias.

30 Otras características y ventajas de la presente invención se comprenderán mejor a partir de la lectura de la descripción siguiente de un ejemplo de forma de realización no limitativa de la presente invención, haciendo referencia a los dibujos que representan:

En la figura 1: una vista esquemática en sección en perspectiva de un sistema según la presente invención;

en la figura 2: el sistema de la figura 1 en una vista explosionada;

35 en la figura 3A: una vista en perspectiva que representa el sistema de la figura 1 antes del primer lanzamiento;

en la figura 3B: una vista del sistema de la figura 1 durante el primer lanzamiento;

en la figura 4A: una vista del sistema de la figura 1 durante el primer lanzamiento de una estructura intermedia;

en la figura 4B: una vista del sistema de la figura 1 posicionado para el segundo lanzamiento;

en la figura 4C: una vista del sistema de la figura 1 durante el segundo lanzamiento;

40 en la figura 5A: una vista del sistema de la figura 1 durante el segundo lanzamiento de una estructura intermedia;

en la figura 5B: una vista del sistema de la figura 1 posicionado para el tercer lanzamiento;

en la figura 5C: una vista del sistema de la figura 1 durante el tercer lanzamiento;

en la figura 6: una vista esquemática del sistema de la figura 1 en una sección longitudinal;

45 La presente invención se puede aplicar, por ejemplo, a las misiones espaciales en las que un módulo de transporte espacial tal como una sonda espacial transporta diversos módulos de aterrizaje a un planeta a investigar, y asimismo a las misiones espaciales que transportan una pluralidad de sondas secundarias a la órbita de un cuerpo celeste.

50 Dicha sonda no se puede comparar a una lanzadera simple cuya función sea la de poner en órbita uno o una pluralidad de satélites y cuyo período de funcionamiento se limita a algunos minutos, como máximo a algunas horas tras su lanzamiento.

Las figuras 1 y 2 representan el sistema de la invención en su totalidad.

55 El sistema 1 comprende un vehículo espacial transportador 1 constituido por una sonda espacial principal provista de paneles solares 11, sistemas electrónicos de guía, comunicaciones, sistemas de control diseñados para mantener la sonda en funcionamiento durante meses o años de viaje espacial.

60 Para pilotar la misma, la sonda principal presenta asimismo toberas de control de la posición y la propulsión 12.

En sonda principal se dispone una pluralidad de sondas secundarias 2a, 2b, 2c que se alinean según la presente invención a lo largo de un eje longitudinal A de la sonda principal que constituye un vehículo transportador.

65 Desde un punto de vista de un montaje compacto y simple, la fijación de las sondas secundarias en el vehículo transportador constituido por la sonda principal se realiza mediante una pluralidad de segmentos anulares de

soporte 5a, 5b, 5c de las sondas provisto cada uno de los mismos de una brida anular de fijación 3a, 3b, 3c de una sonda secundaria.

5 El sistema de la presente invención se diseña, por lo tanto, de tal modo que el centro de gravedad del conjunto se encuentra próximo al eje de alineación de las diversas sondas, lo que reduce las perturbaciones de la posición del conjunto durante los lanzamientos sucesivos de sondas.

Además, incluso en el caso de sondas con masas distintas, el conjunto continúa siendo fácil de equilibrar.

10 Un valor aproximado de la velocidad con la que se debe impulsar una sonda es de aproximadamente 11,5 km/s, que es mucho más importante que la velocidad que se proporciona a un satélite. Para un satélite en una órbita baja, por ejemplo a 400 km de la Tierra, la velocidad es de aproximadamente 7,5 km/s.

15 Puesto que la energía varía según el cuadrado de la velocidad, una sonda es mucho más sensible en lo que se refiere a la masa con respecto a un satélite.

20 La figura 2 representa el sistema en una vista explosionada a lo largo del eje A, en la que se observa cómo las sondas secundarias se apilan alineadas a partir de una sonda secundaria anterior contigua al vehículo transportador 1, hacia las sondas secundarias posteriores alejándose del vehículo transportador. Se ha convenido denominar parte anterior del vehículo transportador a la parte que se encuentra antes de la trayectoria durante el lanzamiento de las sondas secundarias.

25 El principio de la presente invención es, por lo tanto, apilar los módulos elementales que comprenden las sondas secundarias y los segmentos anulares a lo largo de un eje del vehículo transportador consistido por la sonda principal.

Las sondas secundarias pueden ser en particular módulos de descenso destinados a aterrizar en un planeta a observar cuando la sonda principal permanece en órbita alrededor de dicho planeta.

30 Se disponen en la parte anterior del vehículo de soporte 1 y se lanzan sucesivamente una tras la otra en una dirección sustancialmente fija, con una separación intermedia de la estructura transportadora de una sonda posterior antes de la separación de la sonda o módulo anterior.

35 La parte anterior del vehículo se define con respecto a la orientación del vehículo en la etapa de lanzamiento de las sondas secundarias.

Las figuras 3A a 5C ilustran una secuencia de separaciones sucesivas del conjunto de sondas secundarias de la sonda principal que constituye el módulo transportador.

40 La presente invención permite prever una secuencia de separaciones sucesivas con un cambio mínimo en la posición del vehículo transportador, lo que reduce la necesidad de propulsores para realizar la secuencia de separaciones.

45 En particular, las orientaciones previstas durante las fases correspondientes al lanzamiento de las sondas permanecen próximas y requieren pocas modificaciones de la trayectoria del vehículo espacial transportador.

La figura 3A corresponde a la disposición del sistema con respecto a una trayectoria T que permite el lanzamiento de la primera sonda.

50 Con las toberas 12 se orienta el sistema alrededor de su centro de gravedad con respecto a la trayectoria T para que, durante el impulso del lanzamiento de la sonda, esta última se disponga en la trayectoria pretendida, con la posición pretendida, por ejemplo una trayectoria de reingreso en la atmósfera del cuerpo celeste en el que debe aterrizar la sonda.

55 En la configuración del lanzamiento de la sonda 2c, el ángulo que forma el eje de simetría A de la sonda con la trayectoria se indica mediante el valor α_1 .

La figura 3B representa el sistema durante el lanzamiento de la sonda 2c.

60 Una vez se ha lanzado la sonda, el sistema continúa su recorrido y se prepara para el lanzamiento de la segunda sonda.

Para ello, en la figura 4A, se lanza el segmento 5c que comprende la brida 3c de fijación de la primera sonda para dejar al descubierto la segunda sonda 2b.

65

En la figura 4B, el vehículo realiza la corrección de la posición necesaria para lanzar la segunda sonda según la trayectoria seleccionada y el ángulo que forma el eje A de la sonda con la trayectoria T se indica como α_2 en la figura 4C se representa el lanzamiento de la segunda sonda.

5 En la figura 5A, se representa el lanzamiento del segmento 5b que comprende la brida de fijación de la segunda sonda para dejar al descubierto la tercera sonda 2a.

Esta última sonda se lanza tal como se representa en la figura 5C tras una posible nueva alineación del módulo con respecto a su trayectoria tal como se representa en la figura 5B.

10 Debido al principio de la presente invención resultan necesarias muy pocas maniobras para lanzar las sondas secundarias en las trayectorias pretendidas y dirigir el módulo oscilando con respecto a su propia trayectoria es prácticamente la única operación a realizar para disponer una pluralidad de sondas en un cuerpo celeste.

15 Además, la configuración con simetría de revolución del sistema de la presente invención, por la que todas las sondas se disponen en un solo eje, simplifica la gestión de la posición del conjunto en función de las limitaciones de control térmico durante el recorrido Tierra / cuerpo celeste.

20 Tal como se representa en las figuras y, en particular, en la figura 2, por lo menos algunos de los segmentos anulares de soporte de las sondas comprenden un elemento de cubierta cilíndrico exterior 4a, 4b para proteger las sondas secundarias.

25 Dichos elementos de cubierta cilíndricos 4a, 4b se orientan con respecto a la bridas anular 3b, 3c del segmento 5b, 5c que los transporta para proteger una sonda anterior 2a, 2b, orientándose las bridas para fijar una sonda posterior 2b, 2c.

Los elementos de cubierta cilíndricos actúan de pantalla ante la luz solar y el entorno. Ello protege las sondas que se encuentran en el interior de las cubiertas y reduce los requisitos de control térmico.

30 En cambio, en este ejemplo, un último segmento anular 5c deja expuesta la sonda que soporta, pudiendo esta última, si procede, protegerse mediante una cubierta específica o un aislante convencional con una pluralidad de capas.

35 De este modo, con la excepción según del ejemplo de la sonda más alejada del módulo, las sondas se encuentran dentro de una estructura y no directamente expuestas al espacio.

Por lo tanto se controla mejor su ambiente térmico radiante y se simplifica el control térmico individual.

40 Dicho control térmico en particular lo puede realizar la sonda principal durante el viaje, permaneciendo inactivas las sondas secundarias hasta su lanzamiento.

45 Para ello, la sonda principal provista de paneles solares puede comprender unos medios aptos para garantizar un control térmico de por lo menos algunas sondas secundarias y comprender, además, unos medios de carga o para el mantenimiento de la carga de las baterías de las sondas secundarias.

50 En el caso de las sondas protegidas por las cubiertas, si el control térmico requiere utilizar radiadores 10, se pueden disponer sobre las estructuras, por ejemplo en la pared exterior de las cubiertas cilíndricas tal como se representa en la cubierta 5b de la figura 3A y, por lo tanto, no interfieren con la protección térmica las sondas durante el reingreso en la atmósfera.

Además de la cubierta, por lo menos un segmento anular intermedio de soporte de la sonda comprende en el lado posterior de la sonda una extensión 6 del elemento de cubierta cilíndrico de fijación de un segmento anular posterior.

55 Dicha extensión 6 permite alejar la zona de unión de una cubierta posterior con un segmento anterior con respecto a la brida de tal modo que durante el lanzamiento del segmento no existe riesgo alguno de dañar la brida del segmento anterior.

60 Asimismo, para realizar la unión entre el módulo 1 y la primera cubierta 4a del segundo segmento anular de soporte de la sonda, se fija un primer segmento anular al vehículo espacial transportador y se dispone un reborde anular 7 para fijar dicho elemento de cubierta cilíndrico 4a.

65 Las bridas anulares 3a, 3b, 3c presentan preferentemente una forma sustancialmente troncocónica, garantizándose la fijación de las sondas secundarias en un borde interior anular de las bridas, comprendiendo las sondas según el ejemplo una tapa posterior cónica 8 que encaja en la brida.

ES 2 430 969 T3

La figura 6 es una vista en sección que permite observar la compacidad del sistema para el que las bridas 3b y 3c resultan particularmente aptas teniendo en cuenta la forma de los escudos 13 de las sondas.

5 En dicha vista se observa asimismo un esquema de los dispositivos 14 en la interfaz entre las bridas anulares y las sondas para la expulsión de las sondas y de los dispositivos de empuje 9 para lanzar los segmentos que presentan las cubiertas.

10 El sistema de la presente invención es apto para un viaje largo en el que las sondas secundarias las transporta la sonda principal.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Sistema que comprende una sonda principal que forma un vehículo espacial transportador (1) y una pluralidad de sondas secundarias (2a, 2b, 2c) alineadas a lo largo de un eje longitudinal (A) de la sonda principal, realizándose la fijación de las sondas secundarias en la sonda principal mediante una pluralidad de segmentos anulares de soporte (5a, 5b, 5c) de las sondas provisto cada uno de los mismos de una brida anular (3a, 3b, 3c) de fijación de una sonda secundaria.
- 10 2. Sistema según la reivindicación 1, en el que por lo menos algunos de segmentos anulares de soporte de las sondas comprenden un elemento de cubierta cilíndrico exterior 4a, 4b para proteger las sondas.
- 15 3. Sistema según la reivindicación 2, en el que por lo menos un elemento de cubierta cilíndrico (4a) se orienta con respecto a la brida anular (3b) del segmento (5b) que lo transporta para proteger una sonda secundaria anterior (2a), orientándose la brida para garantizar la fijación de una sonda secundaria posterior (2b).
- 20 4. Sistema según la reivindicación 3, en el que por lo menos un segmento anular de soporte intermedio de la sonda comprende en el lado posterior de la sonda una extensión (6) del elemento de cubierta cilíndrico de fijación de un segmento anular posterior.
- 25 5. Sistema según cualquier de las reivindicaciones 2 a 4, en el que un primer segmento anular se fija al vehículo espacial transportador y comprende un reborde anular (7) de fijación de un elemento de cubierta cilíndrico de un segundo segmento anular de soporte de la sonda.
- 30 6. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones 2 a 5, en el que una parte superior anular (5c) deja expuesta la sonda que soporta.
- 35 7. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que las bridas anulares (3a, 3b, 3c) presentan una forma sustancialmente troncocónica, garantizándose la fijación de las sondas secundarias en un borde interior anular de las bridas.
- 40 8. Sistema según la reivindicación 7, en el que las sondas secundarias comprenden una tapa posterior cónica (8) que encaja en la brida.
- 45 9. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que las sondas secundarias se disponen en la parte anterior del vehículo transportador (1).
- 50 10. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que el lanzamiento sucesivo de las sondas secundarias se realiza preferentemente mediante la expulsión de las sondas secundarias hacia adelante mediante unos dispositivos de empuje (14) en la interfaz entre las bridas anulares y las sondas secundarias.
11. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que tras el lanzamiento de por lo menos una sonda secundaria se lanza el segmento anular de soporte de la misma.
12. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que por lo menos algunos de los segmentos anulares presentan unos radiadores (10) de control térmico de las sondas secundarias.
13. Sistema según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado porque la sonda principal comprende unos medios aptos para garantizar un control térmico de por lo menos algunas sondas secundarias.

Fig. 1

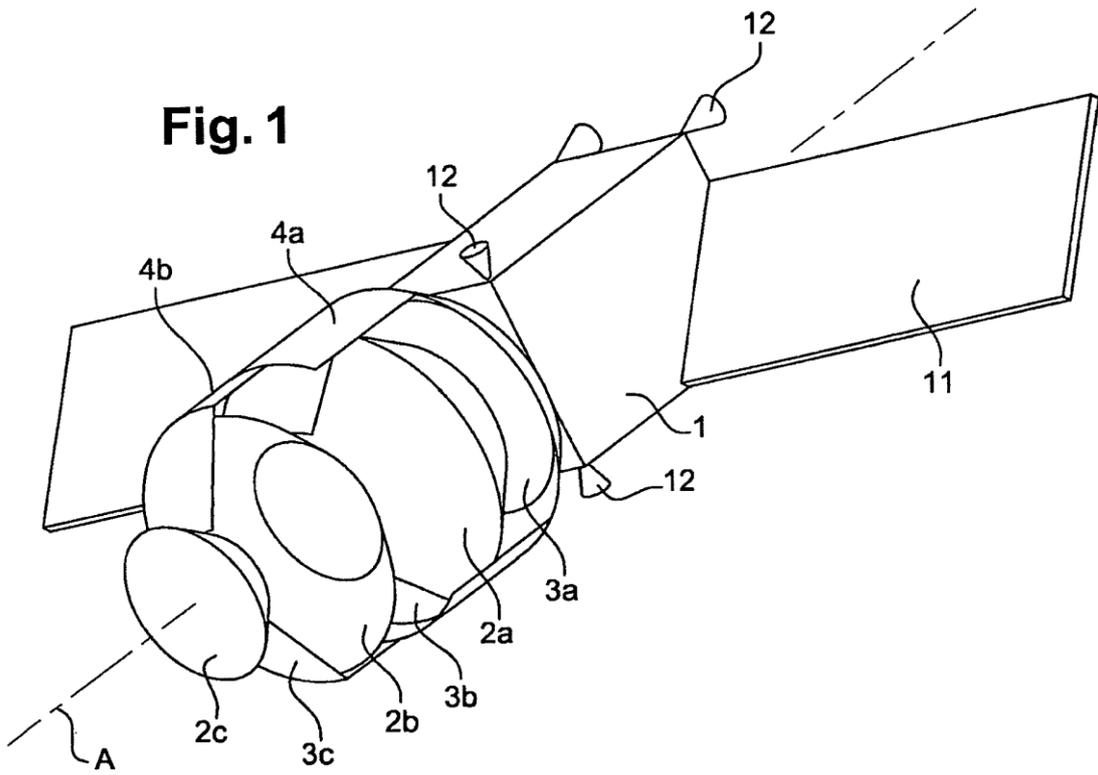


Fig. 2

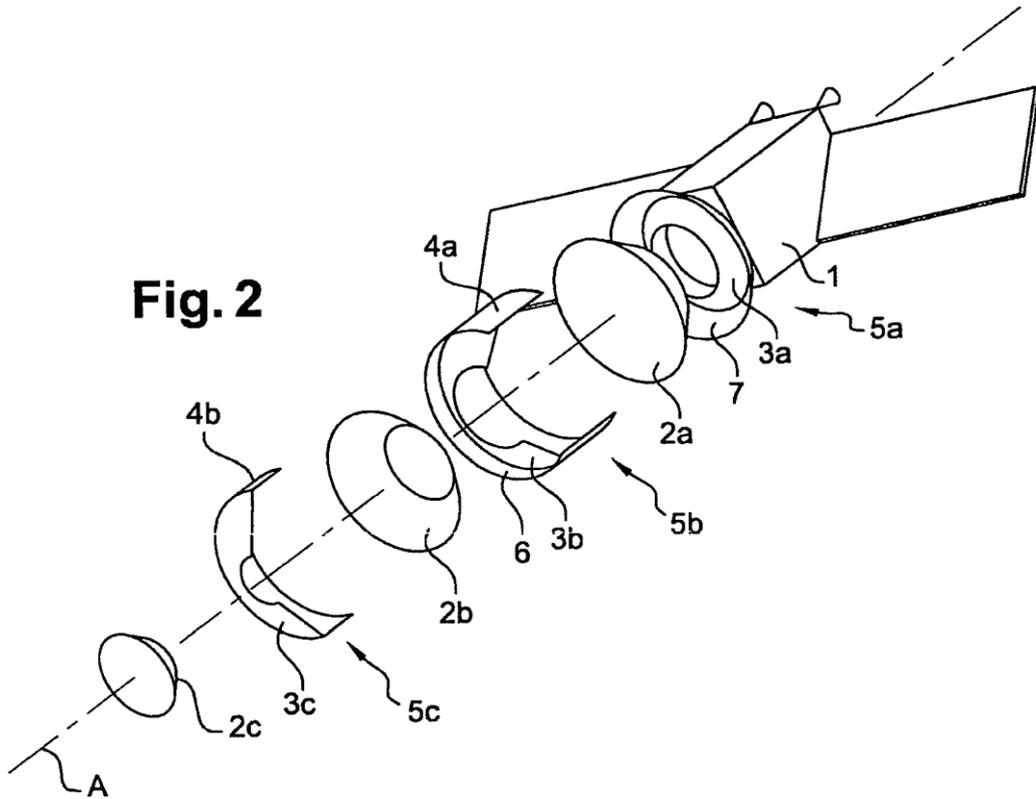


Fig. 3A

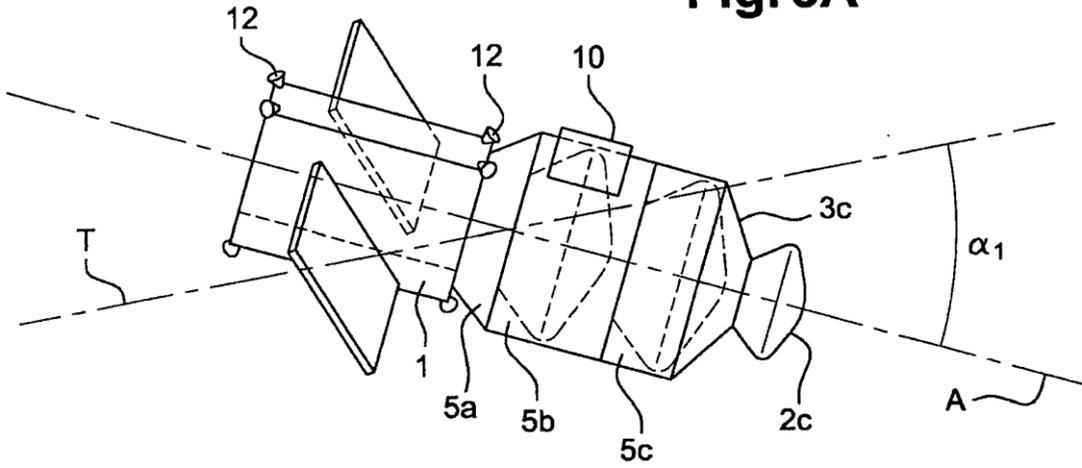


Fig. 3B

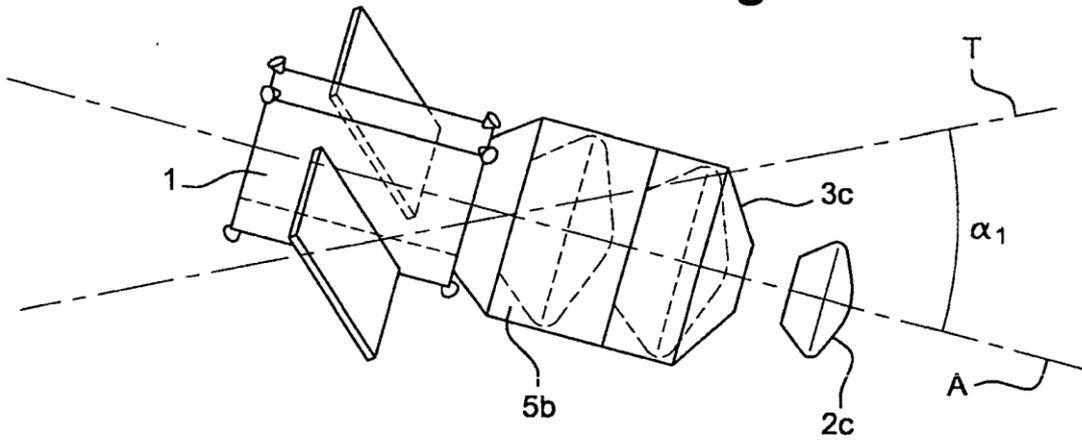


Fig. 4A

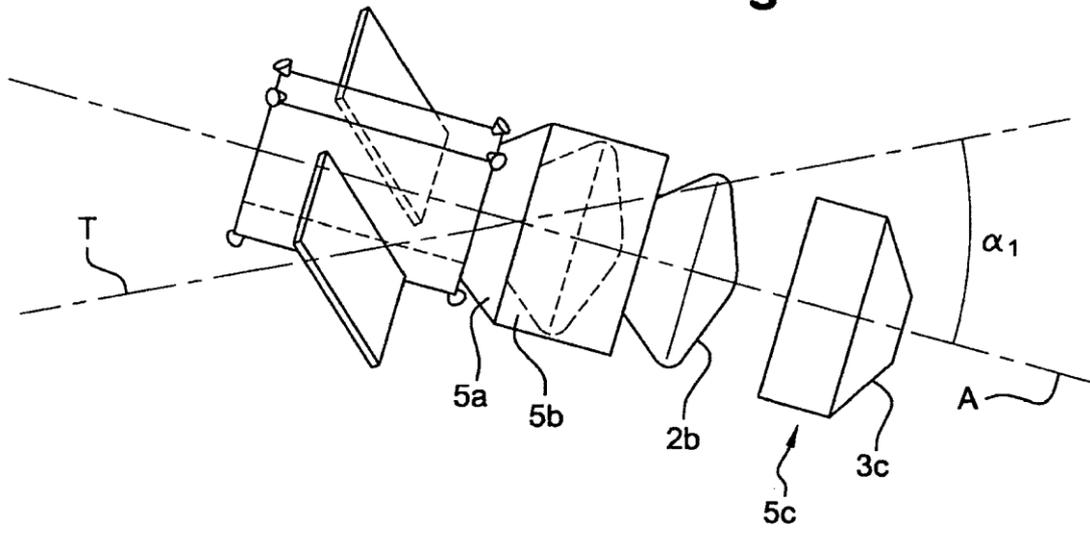


Fig. 4B

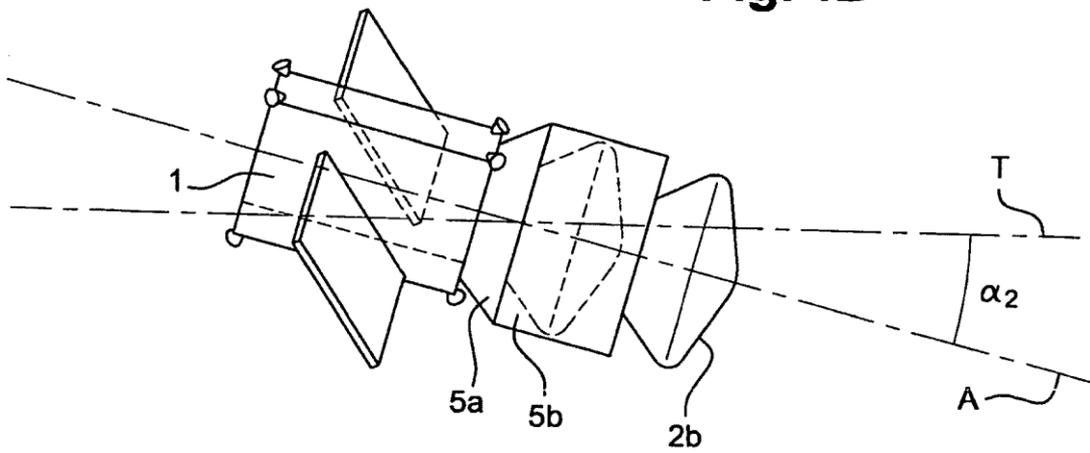


Fig. 4C

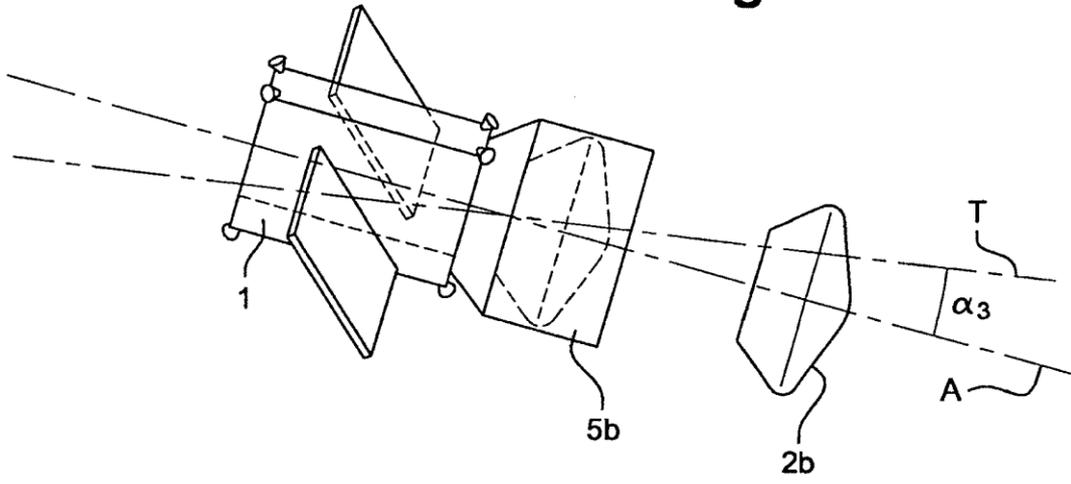


Fig. 5A

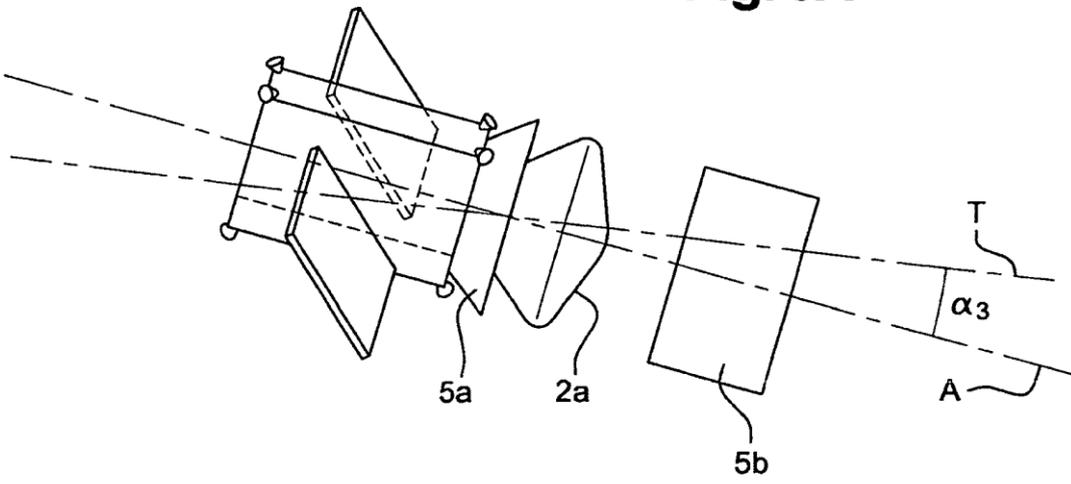


Fig. 5B

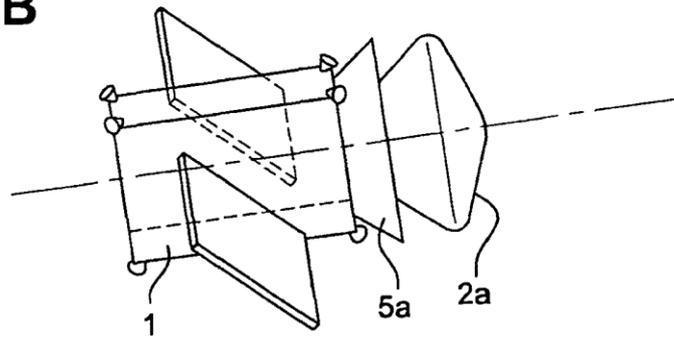


Fig. 5C

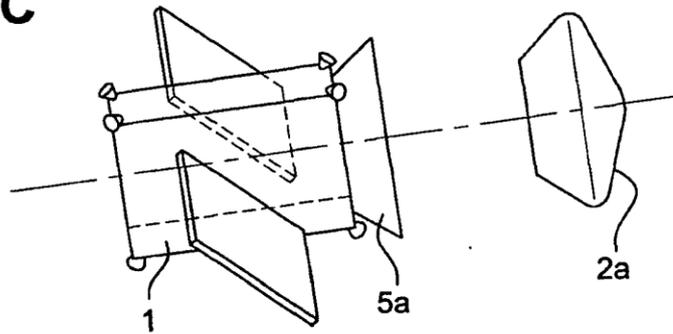
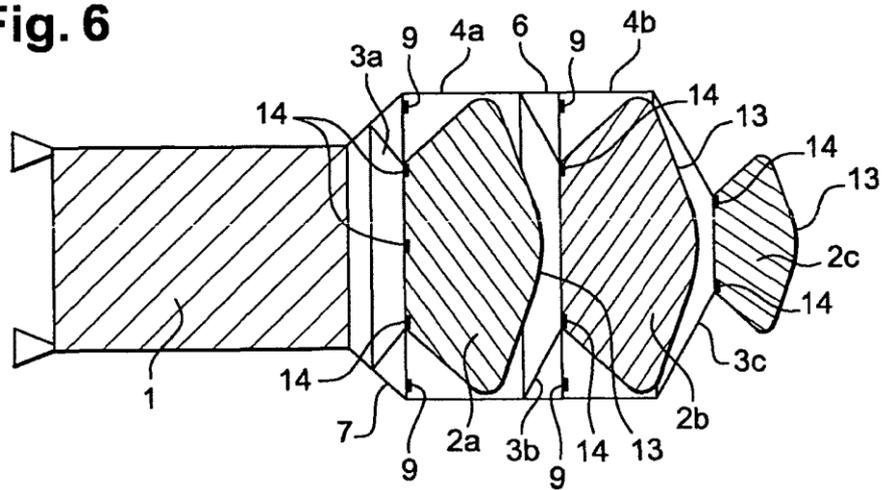


Fig. 6



REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN

5 *La presente lista de referencias citadas por el solicitante se presenta únicamente para la comodidad del lector y no forma parte del documento de patente europea. Aunque la recopilación de las referencias se ha realizado muy cuidadosamente, no se pueden descartar errores u omisiones y la Oficina Europea de Patentes declina toda responsabilidad en este sentido.*

Documentos de patente citados en la descripción

- US 5152482 A [0003]
- US 5605308 A [0003]
- US 5199672 A [0003]
- US 5271582 A [0003]
- US 5350137 A [0005]
- US 5765784 A [0006]

10