

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 529 243**

51 Int. Cl.:

B64G 1/00 (2006.01)

B64G 1/14 (2006.01)

B64G 1/40 (2006.01)

B64G 1/62 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **10.06.2011 E 11724636 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **29.10.2014 EP 2580125**

54 Título: **Módulo reutilizable simplificado para lanzadera**

30 Prioridad:

14.06.2010 FR 1054695

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

18.02.2015

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (100.0%)
51-61 Route de Verneuil
78130 Les Mureaux, FR**

72 Inventor/es:

PRAMPOLINI, MARCO

74 Agente/Representante:

LINAGE GONZÁLEZ, Rafael

ES 2 529 243 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

Módulo reutilizable simplificado para lanzadera

5 **Ámbito técnico y técnica anterior**

La presente invención se refiere a un módulo reutilizable destinado a formar una parte de un módulo de propulsión destinado a enviar un artefacto al espacio, siendo el artefacto por ejemplo una lanzadera destinada a enviar una carga útil al espacio, como satélites de telecomunicaciones.

10 El cohete Ariane V es un ejemplo bien conocido de lanzadera que incluye un cuerpo central formado por una primera fase denominada fase principal criotécnica (EPC) y por una segunda fase, denominada fase propulsora almacenable (EPS). La primera fase transporta oxígeno e hidrógeno líquidos refrigerados a muy bajas temperaturas, alimentando estos fluidos un motor criotécnico. La última fase soporta la carga útil por lanzar, por ejemplo un satélite. El cohete
15 incluye asimismo, a cada lado del cuerpo central, dos fases aceleradoras de pólvora (EAP) utilizadas para el despegue. El motor criotécnico se pone en marcha antes del despegue y funciona hasta la separación de la primera y la segunda fase.

20 Existen asimismo lanzaderas que utilizan una propulsión con metano o una propulsión con pólvora.

Estas lanzaderas, en particular las primeras fases de estas lanzaderas, son completamente consumibles, es decir, no se pretende su reutilización.

25 El desarrollo y la fabricación de una lanzadera representan un coste muy importante. Por otra parte, dicho desarrollo es muy largo.

30 Se ha considerado el diseño de una lanzadera cuya primera fase es reutilizable, es decir, que puede volver a tierra sin daños después de su separación de la segunda fase. Esta lanzadera se describe en el documento US 6 454 216 que se considera como el estado de la técnica más próximo. La parte del cuerpo de la lanzadera que forma la primera fase está compuesta por una parte inferior de propulsión, de una parte intermedia formada por depósitos de carburante y de comburante y de una parte superior destinada al retorno del conjunto de la primera fase a tierra. Para ello, la primera fase está provista de un conjunto de medios adaptados para permitir el retorno a la Tierra y su aterrizaje. La primera fase incluye superficies portadoras replegadas a lo largo de la primera fase durante el lanzamiento de la lanzadera y destinadas a desplegarse para el retorno de la primera fase a tierra, un tren de aterrizaje, un sistema de control, y motores aerobios para garantizar el vuelo de retorno y para la ejecución de las maniobras de aterrizaje.
35

Esta lanzadera presenta la ventaja de permitir recuperar completamente toda la primera fase.

40 Sin embargo dicha construcción tiene varios inconvenientes. Por una parte, durante la separación de la segunda fase, los depósitos de la parte intermedia están vacíos, por lo que representan un volumen muy grande con una masa muy baja. Por consiguiente, la densidad media de la primera fase es baja, lo que hace que la primera fase sea muy difícilmente recuperable. Por otra parte, necesita el empleo de grandes planos de sustentación insertados en la envoltura de la lanzadera, especialmente a nivel de los depósitos que es generalmente poco rígido. Por lo tanto, hay
45 que prever una mayor rigidez de la zona de enganche. La adición de estos planos de sustentación y de los refuerzos representa una masa adicional que hay que propulsar, lo que implica un aumento del tamaño de los depósitos y, por lo tanto, un aumento sensible del coste de la lanzadera. Por consiguiente, el beneficio obtenido de recuperar totalmente la primera fase se pierde parcialmente en las modificaciones implicadas para permitir esta recuperación. Por otra parte, este tipo de lanzadera dista mucho de las lanzaderas conocidas.
50

La solicitud de patente internacional WO 2010/072681 A1 describe un módulo recuperable utilizando el estabilizador de la lanzadera como superficie portadora, incluyendo este estabilizador tres aletas, dos de las cuales forman alas de forma modificable y una forma una deriva. Asimismo, utiliza un paracaídas para reducir su velocidad durante su entrada en la atmósfera. Este módulo es totalmente satisfactorio, se pretende sin embargo aumentar aún más su robustez y su fiabilidad.
55

El objeto de la presente invención es, por lo tanto, ofrecer una lanzadera cuyos costes de explotación son reducidos respecto de los costes de las lanzaderas actuales.

60 **Exposición de la invención**

65 El objetivo anteriormente mencionado se alcanza mediante una lanzadera que incluye al menos una fase, con dicha fase dividida en dos partes, una primera parte que contiene los motores cohetes, la aviónica, el compartimiento de propulsión y el sistema de presurización de los depósitos y los medios de vuelo aerobios autónomos (superficie portadora, motor aerobio y su carburante), y una segunda parte formada por los depósitos, siendo las dos partes separables después del lanzamiento, incluyendo la primera parte medios para permitir su retorno a la Tierra sin

daños para ser reutilizados en una nueva lanzadera. La primera parte forma la parte inferior de dicha fase.

Dicho de otro modo, se prevé reutilizar los elementos que tienen un coste elevado, para ello se realiza un módulo separable equipado con una superficie portadora y un motor de avión que permite su aterrizaje en una pista convencional. La no recuperación de los depósitos permite que la parte recuperada sea mucho más fácil de recuperar, debido a su mayor densidad. La superficie portadora incluye alas fijas y estabilizadores, lo que simplifica mucho su realización y su control.

La posición inferior de la parte recuperada asociada a la presencia de estabilizadores ofrece, por otra parte, una gran estabilidad a la propia lanzadera durante la fase ascendente.

Más concretamente, el módulo incluye una superficie portadora formada por dos alas planas provistas, cada una en su extremo corriente abajo, de un estabilizador articulado en rotación. Se separa entonces la función de estabilización y de sustentación, lo que simplifica la optimización de cada una de estas funciones.

De manera ventajosa, se prevé la utilización del estabilizador de la lanzadera como plano de sustentación para el retorno a la Tierra.

Por lo tanto, la presente invención tiene principalmente por objeto un módulo recuperable como módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio, que incluye al menos una fase, siendo dicho módulo recuperable de eje longitudinal solidario de una parte no recuperada durante el lanzamiento, incluyendo dicho módulo recuperable un cuerpo central, un sistema propulsor destinado al lanzamiento del artefacto, sistemas de mando y de control del sistema propulsor, medios de propulsión en vuelo subsónico, superficies portadoras para el vuelo subsónico y un tren de aterrizaje, incluyendo la superficie portadora dos alas sensiblemente planas fijas respecto del cuerpo central, dispuestas a cada lado del cuerpo central del módulo y un estabilizador montado de manera articulada en rotación en un extremo corriente abajo de cada ala, incluyendo cada estabilizador al menos un par de paneles de intradós y de extradós montados de manera articulada en dicho estabilizador de manera a poder separarse uno de otro para colocarse a cada lado de un plano medio del estabilizador o apoyarse uno contra otro para formar un único panel, y medios de estabilización longitudinal, con dicho módulo recuperable destinado a estar dispuesto en posición inferior de dicha fase, incluyendo la parte no recuperada al menos un depósito para alimentar el sistema propulsor, con dicho módulo recuperable y dicha parte no recuperada destinados a separarse cuando el módulo de propulsión alcanza una altitud dada, siendo el módulo recuperable capaz de aterrizar de manera controlada después de un vuelo de crucero, por ejemplo para su regreso hacia el sitio de lanzamiento.

De manera particularmente ventajosa, los paneles de intradós y de extradós forman los medios de estabilización longitudinal cuando solo forman un panel.

De manera ventajosa, las superficies portadoras están formadas por el estabilizador de dicho artefacto.

De manera preferida, los estabilizadores están articulados en rotación alrededor de un eje sensiblemente paralelo al eje longitudinal del módulo. Por ejemplo, la articulación en rotación se realiza mediante una unión cilíndrica o una unión de rótula.

Los medios de propulsión subsónica del módulo pueden ser de cualquier tipo, por ejemplo puede tratarse de una propulsión aerobia o eléctrica, un turbopropulsor, pulsorreactor, una hélice con un motor térmico o un motor eléctrico. La hélice puede estar en el cuerpo central o en el extremo de un ala.

En un ejemplo particular, el módulo recuperable según la presente invención puede incluir dos motores de propulsión del tipo turbomotor, con cada motor montado en la base de un ala.

En el caso de un módulo recuperable según la presente invención equipado con al menos un turborreactor, el módulo incluye ventajosamente una pila térmica de alimentación del arrancador del o de los motores de propulsión subsónica, que permite un arranque rápido de los motores.

El módulo recuperable según la invención presenta preferiblemente un morro romo.

La presente invención tiene asimismo por objeto un módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio que incluye al menos una fase que incluye un módulo recuperable según la presente invención y una parte destinada a no ser recuperada que incluye al menos un depósito para alimentar el sistema propulsor.

El módulo de propulsión puede incluir fases de aceleración laterales, incluyendo al menos uno un módulo recuperable según la presente invención.

La presente invención tiene asimismo por objeto un artefacto del tipo lanzadera equipado con un módulo de propulsión según la presente invención, incluyendo al menos dos fases, una fase formada por el módulo de propulsión y una fase que soporta una carga útil, siendo dichas dos fases separables.

La lanzadera según la invención puede ser del tipo nanolanzadera hasta una lanzadera superpesada. La invención puede aplicarse al cuerpo central o a las fases de aceleración laterales añadidas al cuerpo central, denominadas asimismo boosters, como en el cohete del tipo Ariane V.

5 El módulo de propulsión forma preferiblemente la fase inferior de la lanzadera o una de las fases superiores.

La presente invención tiene asimismo por objeto un método de recuperación del módulo recuperable según la presente invención que incluye las etapas:

- 10 a) de separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada,
b) de caída libre del módulo recuperable,
15 c) durante la entrada en la atmósfera, de apertura de los pares de paneles de intradós y de extradós hasta alcanzar una velocidad dada,
d) de cierre de los pares de paneles de intradós y de extradós, formando entonces cada par un panel único,
20 e) de cebado del recurso mediante colocación en posición de los paneles de intradós y de extradós de manera que crean un momento de giro,
f) de puesta en marcha del al menos un motor de propulsión en vuelo subsónico al final del recurso,
25 g) de vuelo de crucero de retorno, y
h) de aterrizaje.

30 Ventajosamente, el aterrizaje es automático, seguido preferiblemente de un guiado automático para liberar la pista de aterrizaje y de un retorno hacia una zona protegida, lo que es particularmente interesante en caso de que la pista de aterrizaje sea la de un aeropuerto.

Por ejemplo, el final del recurso tiene lugar hacia los 2.500 m de altitud.

35 El método de recuperación según la invención puede incluir, previamente a la fase de entrada en la atmósfera, una etapa de modificación de la orientación de los estabilizadores.

40 Durante la etapa a), la separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada tiene lugar ventajosamente en una dirección sensiblemente ortogonal al plano de la trayectoria, lo que permite discriminar los objetos en la reentrada en la atmósfera.

Breve descripción de los dibujos

45 La presente invención se entenderá mejor con la ayuda de la siguiente descripción y de los dibujos anexos en los que:

- la figura 1 representa una vista de medio corte de un ejemplo de lanzadera según la presente invención,
- la figura 2 es una vista de lado de la lanzadera de la figura 1 en posición de lanzamiento,
- 50 - la figura 3 es una vista en perspectiva delantera del módulo recuperable según la presente invención,
- la figura 4 es una vista en perspectiva trasera del módulo de la figura 3,
- 55 - la figura 5 es una vista de medio corte del módulo recuperable de la figura 3,
- las figuras 6A a 6F son vistas del módulo de la figura 3 en las distintas configuraciones adoptadas durante su regreso a tierra,
- 60 - la figura 7 es una representación esquemática de la trayectoria del módulo de las figuras 3, 4 y 5, representado mediante la variación de altura Z del módulo en metros en función de la distancia D medida en el suelo en metros recorridos respecto del punto de separación de la primera y la segunda fase.

Exposición detallada de modos de realización particulares

65 En la siguiente descripción, se describe en detalle una lanzadera del tipo de dos fases para explicar la invención,

pero queda entendido que la invención no se limita a este tipo de lanzaderas, como se verá más adelante.

En las figuras 1 y 2, se puede observar una lanzadera según la presente invención destinada, por ejemplo, a colocar satélites de telecomunicaciones en órbita.

5 La lanzadera 2 incluye una primera fase 4, una segunda fase 6 y una cofia 9. La lanzadera presenta un eje longitudinal X a lo largo del cual están dispuestas las fases. El eje longitudinal X está orientado verticalmente con la lanzadera en posición de despegue.

10 La primera fase 4 incluye los elementos destinados a la propulsión de la lanzadera, que se describirán más adelante.

La segunda fase 6 soporta especialmente la carga, por ejemplo el satélite que poner en órbita.

15 La primera fase incluye, en su extremo inferior, un conjunto propulsor 8 que garantiza el despegue de la lanzadera. En el ejemplo representado, este conjunto propulsor está compuesto por cuatro motores criotécnicos y el conjunto de los medios de control de los motores.

20 La lanzadera incluye asimismo un estabilizador 10 a nivel de la periferia exterior de la primera fase en su parte inferior. El estabilizador 10 participa, durante la fase de despegue, en la estabilización aerodinámica de la lanzadera. El estabilizador está compuesto por dos aletas fijadas de manera diametralmente opuesta en la superficie exterior de la primera fase. Estas aletas se describirán en detalle más adelante en la descripción.

25 La primera fase 4 incluye asimismo los depósitos 12, 13 de sustancias necesarias para la alimentación del sistema propulsor 8 durante el despegue. Se trata, en el caso de motores criotécnicos, de un depósito de oxígeno líquido 12, y de un depósito de hidrógeno líquido 13.

30 Según la presente invención, la primera fase 4 está dividida en una primera parte 14 destinada a ser reutilizada en una lanzadera y en una segunda parte 16 destinada a perderse, denominada parte no recuperada. La primera parte 14 se denomina asimismo módulo.

El módulo 14 incluye los elementos que tienen un coste elevado y cuya reutilización es muy ventajosa. Se trata especialmente del conjunto propulsor 8 de la lanzadera, del compartimiento de propulsión, del sistema de presurización, de la aviónica y de los medios de generación de potencia eléctrica.

35 La parte no recuperada 16, que contiene el o los depósitos se realiza de tal manera que incluye ninguna o pocas piezas complejas cuyo coste sea elevado, para reducir el coste de las piezas que suministrar para un nuevo vuelo. Al ser consumible, su estructura se reduce a los elementos estrictamente necesarios para la alimentación del sistema propulsor de manera eficaz y segura.

40 El módulo 14 presenta una gran densidad, ya que no incluye los volúmenes vacíos formados por los depósitos después del lanzamiento.

45 Según la presente invención, el módulo 14 es tal que garantiza su retorno a la Tierra. En las figuras 6A à 6F, se puede observar el módulo durante diferentes fases de regreso a la Tierra,

En el ejemplo representado, el módulo 14 está previsto a nivel del extremo inferior de la primera fase 4. En efecto, el módulo 14 que presenta una superficie con estabilizador importante y en posición baja, tiene por efecto retrasar el foco aerodinámico y, por lo tanto, aumentar el margen estático en fase ascendente atmosférica de la lanzadera.

50 De este modo, es posible bajar el depósito lleno de oxígeno, que es el más pesado en el despegue. Esto tiene por efecto aproximar el depósito de oxígeno a los motores criotécnicos, permaneciendo el margen estático suficiente para garantizar la gran estabilidad de la lanzadera. La aproximación del depósito 12 de oxígeno y de los motores criotécnicos permite reducir la longitud de las líneas de alimentación de la primera fase, lo que conduce a una reducción de la masa, de la capacidad y, por lo tanto, del coste de la primera fase.

55 Se prevé reutilizar el estabilizador como superficie de estabilización durante de la reentrada en la atmósfera y, a continuación, portadora para la fase de retorno a la Tierra. Esto es especialmente posible mediante la posición baja del módulo 14, es decir, al nivel del estabilizador de la lanzadera. En efecto, el centro de gravedad del módulo recuperable se sitúa al nivel del estabilizador de la lanzadera, por consiguiente el estabilizador es utilizable para garantizar la función aerodinámica portadora del módulo durante la fase de vuelo subsónico.

60 A continuación, se describe en detalle el módulo 14, más concretamente los medios empleados para garantizar su retorno a la Tierra.

65 En las figuras 3 à 5, se puede observar el módulo recuperable 14 representado solo.

El módulo 14 presenta un eje longitudinal X1, coaxial al eje X de la lanzadera en fase de despegue. Incluye un cuerpo central formado por una envoltura 18 que forma una parte de la envoltura de la primera fase 4, y las dos aletas 19a, 19b del estabilizador 10 fijadas a la envoltura 18 de manera diametralmente opuesta.

5 El módulo 14 incluye un morro 21 de forma roma que favorece la frenada debido al aumento de la resistencia de onda supersónica durante la fase inicial de la reentrada en la atmósfera, esta forma reduce el factor de carga longitudinal máxima (desaceleración) y la presión dinámica máxima en la reentrada en la atmósfera.

10 El módulo 14 incluye asimismo medios de propulsión destinados a propulsar el módulo durante el crucero de retorno.

15 Los medios de propulsión subsónica del módulo pueden ser de cualquier tipo, por ejemplo, puede tratarse de una propulsión aerobia o eléctrica, un turbopropulsor, pulsorreactor, una hélice con un motor térmico o un motor eléctrico. La hélice puede estar situada en el cuerpo central o en el extremo del ala.

En el ejemplo representado, el módulo 14 incluye dos turborreactores 20 integrados en la base de las aletas a cada lado de la envoltura 18.

20 En una variante, se puede prever que el módulo incluya un único medio de propulsión dispuesto en un motor en un conducto confundido con el eje longitudinal del módulo.

25 Cuando el módulo 14 forma la parte baja de la primera fase de la lanzadera, unas canalizaciones 26 del módulo están conectadas a canalizaciones (no representadas) en la parte no recuperada para unir los depósitos de la parte no recuperada 16 a los motores criotécnicos 8 del módulo 14. Durante la separación del módulo 14 de la parte no recuperada, estas canalizaciones 26 se obturan mediante chapaletas 28 a nivel de su unión con las canalizaciones de la parte no recuperada.

30 El módulo 14 incluye asimismo un tren de aterrizaje 30. Al ser el módulo muy corto, no es necesario tener un tren de aterrizaje que presente una gran altura. Por lo tanto, se puede ventajosamente prever un tren de aterrizaje fijo o semifijo, en saliente respecto de la superficie de la lanzadera de manera permanente. Dicho tren puede ser, por lo tanto, de realización muy sencilla y muy resistente. Por supuesto, un módulo provisto de un tren de aterrizaje retráctil no sale del marco de la presente invención.

35 El tren de aterrizaje 30 está compuesto por tres ruedas, por ejemplo, se fija una rueda a la envoltura del módulo y las dos otras ruedas se fijan a las aletas 19b y 19c o al cuerpo central.

40 El módulo 14 incluye sistemas de control de actitud (no representados) destinados a modificar la actitud del módulo durante la fase exoatmosférica. Estos sistemas se encuentran, de manera no limitativa, en los extremos de las aletas 19a y 19b cerca de la unión con los estabilizadores. En una variante, pueden estar situados en el cuerpo.

A continuación, se describen las aletas 19a y 19b. Estas forman la superficie portadora del módulo 14 para asegurar su sustentación aerodinámica y permitir su retorno a tierra.

45 Según la presente invención, cada aleta 19a y 19b incluye un ala 19a1, 19b1 respectivamente y un estabilizador 19a2, 19b2 respectivamente.

Al ser las dos aletas idénticas, solo se describirá en detalle la aleta 19a.

50 El ala 19a1 presenta de manera particularmente ventajosa una forma clásica de ala de avión. El ala presenta, por lo tanto, una forma fija. Asimismo, puede ser ventajosamente de grosor sensiblemente constante, lo que simplifica su realización.

55 El estabilizador 19a2 está montado de manera articulada en rotación en un extremo corriente abajo del ala 19a1. En el ejemplo representado, el eje de rotación X2 del estabilizador 19a2 es sensiblemente paralelo al eje X1 del módulo. El ángulo de rotación del estabilizador es, por ejemplo, como máximo de 30°, incluso 40°. Se puede prever, en una variante, que el eje de rotación X2 pueda estar inclinado respecto al eje X1, por ejemplo con un ángulo divergente o convergente de 5° a 10°.

60 Los estabilizadores pueden ser fijos durante todo el vuelo de retorno.

Por ejemplo, la articulación entre el estabilizador 19a2 y el ala 19a1 está formada por una unión cilíndrica de eje X2, el estabilizador gira por lo tanto alrededor del eje X2 respecto al ala 19a1. De manera alternativa, la articulación podría ser del tipo rótula.

65 En el ejemplo representado, el estabilizador tiene la forma de un triángulo articulado sobre el ala a nivel de un vértice del triángulo. Por supuesto, los estabilizadores pueden tener otra forma, por ejemplo cuadrada, delta gótica, etc.

- Asimismo según la invención, el estabilizador 19a2 está equipado con al menos un par 22 de paneles de intradós y de extradós 22.1, 22.2 montados de manera articulada en el estabilizador alrededor de un eje Y, sensiblemente ortogonal al eje X2. El par de paneles de intradós y de extradós se denomina asimismo "paneles cocodrilo". Los dos paneles de intradós y de extradós 22.1, 22.2 son capaces de pasar desde una posición cerrada, en la que los dos paneles están sensiblemente el uno sobre el otro de manera a formar un único panel, hasta una posición abierta en la que los dos paneles de intradós y de extradós están separados el uno del otro a cada lado del plano del estabilizador.
- 5 Cuando los paneles de intradós y de extradós solo forman un panel, cumplen la función de calado de profundidad garantizando la estabilidad longitudinal y, cuando están separados, cumplen una función de frenada.
- 10 En una variante, se puede prever separar las funciones de frenada y de calado de profundidad. Por ejemplo, unos paneles de intradós y de extradós de dimensión reducida se disponen en el centro del estabilizador y dos paneles de calado de profundidad se disponen a cada lado de los paneles de intradós y de extradós que participan en la estabilización longitudinal.
- 15 En el ejemplo representado, los estabilizadores 19a2, 19b2 están equipados, cada uno, con dos pares de paneles de intradós y de extradós 22.
- 20 Los desplazamientos de los estabilizadores y de los paneles de intradós y de extradós pueden obtenerse con la ayuda de cualquier tipo de medio conocido, por ejemplo, se puede utilizar un control neumático, hidráulico o eléctrico.
- 25 Durante el despegue, los estabilizadores pueden estar, bien alineados con las alas, bien girarse con un ángulo respecto a los paneles, por ejemplo de 90°.
- 30 Como se explicará durante de la descripción del funcionamiento del módulo según la presente invención, es preferible tener una puesta en marcha rápida del o de los motores 20, por ejemplo de los turborreactores. Se utiliza entonces ventajosamente una fuente de energía adicional en el árbol de potencia del o de los turborreactores, por ejemplo una pila térmica para alimentar un arrancador eléctrico de gran potencia, capaz de garantizar la puesta en rotación de los turborreactores de manera acelerada. La potencia del arrancador se transmite al árbol de servidumbre de los turborreactores. Se prevé preferiblemente cambiar la pila térmica después de cada vuelo.
- 35 El módulo 14 está solidarizado a la parte no recuperada 16 con la ayuda de medios de tipo conocido como bridas.
- 40 El módulo 14 presenta una gran estabilidad pasiva intrínseca, es decir entre el vuelo hipersónico y Mach 0,8, el módulo 14 se posiciona automáticamente con el morro hacia delante en el sentido de la caída. De este modo, en los casos en los que el módulo y la parte no recuperada se separasen de manera no clásica, el módulo retomarí­a automáticamente y de manera natural su posición estable, sin que sea necesario prever medios específicos para garantizar este reposicionamiento.
- 45 A continuación, se describen las diferentes fases del vuelo del módulo según la invención mediante las figuras 6A a 6F y 7.
- 50 En su configuración inicial representada en la figura 2, la lanzadera está compuesta por la primera fase 4, la segunda fase 6 que contiene la carga útil y la cofia. La primera fase 4 está compuesta por el módulo 14 y por los depósitos llenos. En la configuración representada, cada estabilizador 19a2 y 19b2 puede estar sensiblemente en el plano del ala 19a1, 19b1 respectivamente.
- 55 La lanzadera equipada con el módulo 14 despeg­a en vertical, impulsada por los motores criotécnicos, con estos últimos alimentados por los depósitos dispuestos en la parte no recuperada, lo que corresponde a la fase I. A una altitud cercana a más o menos 50 km, la primera fase 4 se desolidariza de la segunda fase 6, la velocidad es aproximadamente de Mach 5. A partir de entonces, el módulo 14 solo está unido a los depósitos, lo que corresponde a la etapa II de la trayectoria esquematizada en la figura 7.
- Después de la separación de la segunda fase, la primera fase 4 sigue una trayectoria balística suborbital (fase III) hasta salir de la atmósfera terrestre.
- 60 Es entonces cuando el módulo 14 se separa de la parte no recuperada 16, la presión dinámica es entonces muy baja, del orden de 20 Pa (fase IV).
- 65 Se prevé ventajosamente la realización de la separación del módulo 14 y de la parte no recuperada 16 en una dirección perpendicular al plano de trayectoria P, el cual está formado por el plano de la hoja de la figura 7, de manera a garantizar una discriminación suficiente entre el módulo 14 y la parte no recuperada 16. Para ello, antes de la separación, se orienta la primera fase de manera que su eje longitudinal sea sensiblemente ortogonal al plano

de la trayectoria P con la ayuda de los sistemas de control de actitud. Cuando la primera fase 6 está correctamente orientada, se provoca la separación del módulo 14 y de la parte no recuperada 16, con la ayuda de medios conocidos, por ejemplo similares a los empleados para la separación de la primera y la segunda fase. Al presentar el módulo 14 una densidad muy superior a la de la parte no recuperada 16, aquel caerá más rápidamente y más lejos.

5 Asimismo, como se ha indicado anteriormente, el módulo, debido a su estabilidad intrínseca, se orienta automáticamente de manera a tener el morro hacia abajo como se puede ver en la figura 6A.

El módulo 14 cae a continuación según una trayectoria balística representada en la figura 6A. Durante esta fase de caída, los estabilizadores 19a2, 19b2 giran eventualmente alrededor del eje X2 para adoptar la posición de estabilización requerida durante la fase de vuelo atmosférico.

10

En el punto V, el módulo 14, representado en la figura 6B, efectúa una reentrada atmosférica balística con incidencia y derrape nulos, los paneles de intradós y de extradós 22 de cada par están separados el uno del otro, de manera a disponerse al bias respecto del plano del estabilizador y del ala y formar de este modo una superficie de frenada y de estabilización significativa.

15

Los paneles de intradós y de extradós 22 se mantienen abiertos hasta que el módulo 14 alcanza una velocidad subsónica, próxima a Mach 0,85, siendo la altitud correspondiente a esta velocidad de aproximadamente 10 km (punto VI de la trayectoria). Se puede mostrar que esta velocidad corresponde siempre sensiblemente a una altitud de 10 km para diferentes condiciones de culminación de la primera fase y diferentes valores del coeficiente balístico del módulo 14.

20

En el punto VI (figura 6C), por lo tanto a aproximadamente 10 km de altitud, los paneles de intradós y de extradós se cierran y el panel único que forman se sitúa en una posición de manera que crea un momento encabritado que ceba de esta manera el recurso. El recurso así cebado se efectúa bajo un factor de carga del orden de 2,5 g transversales. El fin del recurso tiene lugar hacia una altitud de 2.500 m aproximadamente.

25

La propulsión atmosférica, por ejemplo los turborreactores, se pone entonces en marcha rápidamente mediante la pila térmica para los turborreactores (de la figura 6C a la figura 6D), poco antes de enderezar el módulo (figura 6D). A partir del punto VII, se trata de la fase de crucero de retorno, que tiene lugar a velocidad subsónica del orden de Mach 0,3 y a una altitud del orden de 3.500 m. Se puede prever un ajuste progresivo hacia una altitud de crucero óptima.

30

Esta fase de crucero termina a partir del punto VIII mediante un aterrizaje en una pista de aterrizaje convencional, ventajosamente no lejos del centro de lanzamiento de la lanzadera; representando las figuras 6E y 6F las fases de aproximación y de aterrizaje respectivamente.

35

El aterrizaje va generalmente seguido de un guiado hacia una zona protegida para reponer el artefacto en condiciones de vuelo.

40

Ventajosamente el aterrizaje tiene lugar de manera automática y el guiado tiene lugar de manera autónoma, evitando de este modo el bloqueo de la pista y permitiendo varios aterrizajes sucesivos de módulos, por ejemplo en el caso en que los módulos son boosters.

45

Por supuesto, el vehículo puede regresar a otro lugar distinto del centro de lanzamiento de la lanzadera que equipaba.

50

El módulo según la presente invención es de realización relativamente sencilla, así como de funcionamiento relativamente sencillo y robusto.

55

La orientación de los estabilizadores no se modifica necesariamente durante la fase de crucero y solo se desplazan los paneles de intradós y de extradós.

60

El vuelo del módulo puede ser completamente autónomo o controlado a distancia.

65

Separando las funciones de sustentación y de estabilización, el módulo se libera de los inconvenientes relativos a las alas volantes.

70

Las aletas de la lanzadera según la invención, que forman la superficie portadora del módulo según la invención no presentan torsión, lo cual es generalmente molesto durante el lanzamiento de la lanzadera y la reentrada en la atmósfera del módulo.

75

Por otra parte, estas son realizaciones más sencillas y menos costosas.

80

Por otra parte, en el caso de un ala volante, el equilibrado y la estabilidad longitudinal y lateral se obtienen mediante un conjunto de superficies móviles repartidas en el borde de fuga del plano de sustentación, lo que implica un control

85

complejo de la orientación de estas superficies. En el caso de la presente invención, la estabilidad se obtiene gracias a los estabilizadores 19a2, 19b2, cuyo control es simplificado.

5 Asimismo, la disposición retrasada de los estabilizadores en el extremo del ala, permite por una parte montar los paneles de intradós y de extradós y, por otra parte, aumentar la resistencia de onda significativamente, y finalmente garantizar el retroceso del foco aerodinámico cerca de la incidencia y del derrape nulos.

10 Además, la combinación de alas y estabilizadores (configuración denominada convencional en un avión), permite aumentar la resistencia a las variaciones de centrado, pudiendo variar la posición del centro de gravedad en mayor medida, lo que facilita el equilibrado del módulo, que es entonces similar al de un avión convencional.

15 Asimismo, el módulo según la presente invención ofrece la ventaja de solo presentar un cambio de forma reducido al giro de los estabilizadores, que es potencialmente del orden de algunas decenas de grados, incluso nulo. Dicho de otro modo, las superficies desplazadas son reducidas. En efecto, el cambio de orientación de los estabilizadores se efectúa en fase exoatmosférica, lo que no perturba el vuelo del módulo. A continuación, durante la entrada en la atmósfera, preferiblemente solo se desplazan los paneles de intradós y de extradós en los estabilizadores, en una primera fase para ralentizar el módulo y en una segunda fase para controlar el módulo en vuelo de crucero.

20 Este cambio de forma limitado presenta la ventaja de poder realizar una maniobra de recurso a una presión dinámica y Mach más elevados, puesto que las superficies desplazadas son reducidas, y por ello el esfuerzo para su desplazamiento. Esto permite no tener que recurrir a un paracaídas que es un elemento consumible. El coste general es aún más reducido.

25 Por otra parte, se dispone de un grado de libertad en el ángulo de diedro de los estabilizadores articulados en extremo de ala. La modificación de su orientación permite adaptar las características del módulo. En efecto, modificando su orientación, es posible ajustar la posición longitudinal de los focos para la incidencia y de guiñada así como modular la posición vertical del foco en cabeceo inducido por el derrape.

30 Gracias a la presente invención, el aterrizaje y, si fuese necesario durante fases de desarrollo, el despegue, del módulo según la presente invención pueden efectuarse de manera convencional, con un dominio facilitado para un piloto humano, incluso con viento transversal.

35 El módulo 14 según la presente invención representa más del 80 % del valor de la lanzadera y aproximadamente el 60 % de la masa inerte de la primera fase. Por supuesto el porcentaje representado por el módulo respecto del coste total de la lanzadera depende del número de motores 20 del sistema propulsor. Por consiguiente, la reutilización del módulo 14 permite reducir sensiblemente los costes de explotación de una nueva lanzadera.

40 Asimismo, el coste de desarrollo del módulo 14 se reduce significativamente respecto del coste de desarrollo de una primera fase completamente reutilizable, de aproximadamente el 35%.

45 Suponiendo 10 reutilizaciones de los motores de la lanzadera gracias al retorno del módulo 14, lo que corresponde aproximadamente a una vida útil acumulada de 2.000 s, el coste recurrente medio, considerando un ciclo total de vida del módulo de 100 vuelos, de una primera fase según la presente invención, se estima en el 25% del coste de la fase consumible correspondiente a los mismos 100 vuelos.

Se pretende ventajosamente realizar motores de propulsión muy robustos para maximizar su número de reutilizaciones.

50 Se observa que la presente invención permite una reducción importante de los costes de producción y de explotación.

Según la invención, el módulo utiliza tecnologías conocidas y probadas en el ámbito de la aerodinámica, por lo que se reducen los costes y el tiempo de desarrollo.

55 Gracias a la invención, el módulo 14 presenta una densidad volumétrica importante puesto que no incluye los depósitos vacíos, lo que facilita su manipulación durante su retorno a la Tierra y su escenario de recuperación.

La forma roma del morro permite maximizar la resistencia de onda supersónica.

60 Se puede prever optimizar aún más la resistencia global del módulo durante el vuelo de retorno en crucero subsónico optimizando la resistencia de la base del módulo, sabiendo que esta resistencia representa la contribución principal a la resistencia global subsónica. Para ello, se puede prever añadir un cono trasero de forma modificable, por ejemplo inflable durante la fase de frenada.

65 Las fases de entrada en la atmósfera y portadora subsónica ofrecen numerosos grados de libertad para ajustar el rendimiento del módulo. Se puede modificar la velocidad de inicio del recurso, se puede actuar sobre el factor de

carga transversal durante el recurso, se puede asimismo modificar la altitud de crucero de retorno del módulo hasta la pista de aterrizaje.

5 El módulo recuperable 14 según la presente invención puede utilizarse para cualquier tamaño de lanzadera, desde nanolanzaderas hasta lanzaderas superpesadas. Este módulo es fácil de adaptar a diferentes módulos de propulsión, diferentes tamaños de vehículo y diferentes tipos de misión.

10 El módulo según la presente invención se ha descrito en el caso de una lanzadera de dos fases, pero puede asimismo aplicarse a un vehículo de una única fase para formar un aparato de demostración o como banco de pruebas volante para experimentaciones en vuelo, o a una lanzadera que incluye al menos dos fases, con el módulo situado en la fase inferior o en una de las fases superiores.

15 Por supuesto, se podría combinar con los paneles de intradós y de extradós uno o más paracaídas en caso de que la frenada proporcionada por los paneles fuese insuficiente.

En una variante, se puede plantear un módulo que incluye alas fijas provistas de estabilizadores como los descritos y obtener la frenada mediante un paracaídas en lugar de los paneles de cocodrilo.

REIVINDICACIONES

1. Módulo recuperable para módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio, que incluye al menos una fase, siendo dicho módulo recuperable de eje longitudinal (X1) solidario de una parte no recuperada (16) durante el lanzamiento, incluyendo dicho módulo recuperable (14) un cuerpo central, un sistema propulsor (8) destinado al lanzamiento del artefacto, sistemas de mando y de control del sistema propulsor, medios de motor de propulsión (20) en vuelo subsónico, superficies portadoras para el vuelo subsónico y un tren de aterrizaje (30), incluyendo la superficie portadora dos alas (19a1, 19b1) sensiblemente planas, fijas respecto del cuerpo central, dispuestas a cada lado del cuerpo central del módulo y un estabilizador (19a2, 19b2) montado de manera articulada en rotación en un extremo corriente abajo de cada ala (19a1, 19b1), incluyendo cada estabilizador al menos un par de paneles de intradós y de extradós (22) montados de manera articulada en dicho estabilizador (19a2, 19b2) de manera a poder separarse el uno del otro para colocarse a cada lado de un plano medio del estabilizador (19a2, 19b2) y frenar el módulo, o apoyarse uno contra otro de manera a formar un único panel y medios de estabilización longitudinal, con dicho módulo recuperable (14) destinado a estar dispuesto en posición inferior de dicha fase, incluyendo la parte no recuperada al menos un depósito para alimentar el sistema propulsor, con dicho módulo recuperable (14) y dicha parte no recuperada (16) destinados a separarse cuando el módulo de propulsión alcanza una altitud dada, siendo el módulo recuperable (14) capaz de aterrizar de manera controlada después de un vuelo de crucero, por ejemplo para un retorno hacia el sitio de lanzamiento.
2. Módulo recuperable según la reivindicación 1, en el que los medios de estabilización longitudinal están formados por los paneles de intradós y de extradós mientras solo forman un único panel.
3. Módulo recuperable según la reivindicación 1 o 2, en el que las superficies portadoras están formadas por el estabilizador (10) de dicho artefacto.
4. Módulo recuperable según la reivindicación 1, 2 o 3, en el que los estabilizadores (19a2, 19b2) están articulados en rotación alrededor de un eje sensiblemente paralelo al eje longitudinal (X1) del módulo.
5. Módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 4, en el que la articulación en rotación está realizada mediante una unión cilíndrica o una unión de rótula.
6. Módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 5, en el que los medios de propulsión incluyen motores de propulsión (20) atmosférica, montados en los encastrados de las alas (19a1, 19b1).
7. Módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 6, en el que, cuando los medios de propulsión están formados por uno o más turborreactores, el módulo incluye una fuente de energía adicional para un encendido rápido del o de los turborreactores, por ejemplo formada por una pila térmica de alimentación del arrancador del o de los turborreactores.
8. Módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 7, en el que el módulo recuperable posee un morro romo (21).
9. Módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio, que incluye al menos una fase (4) que incluye al menos un módulo recuperable (14) según una de las reivindicaciones 1 a 8 y una parte destinada a no ser recuperada que incluye al menos un depósito (12, 13) para alimentar el sistema propulsor (8).
10. Módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio según la reivindicación 9, que incluye fases de aceleración laterales, incluyendo al menos una un módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 8.
11. Artefacto del tipo lanzadera equipado con un módulo de propulsión según la reivindicación 9 o 10, que incluye al menos dos fases (14, 16), una fase formada por el módulo de propulsión y una fase que soporta una carga útil, siendo dichas dos fases separables.
12. Lanzadera según la reivindicación 11, pudiendo ser dicha lanzadera del tipo nanolanzadera hasta lanzadera superpesada.
13. Lanzadera según la reivindicación 12, en el que el módulo de propulsión forma la fase inferior de la lanzadera o una de las fases superiores.
14. Método de recuperación del módulo recuperable según una de las reivindicaciones 1 a 8 que incluye las etapas:
 - a) de separación del módulo recuperable (14) y de la parte no recuperada,
 - b) de caída del módulo recuperable (14),
 - c) durante la entrada en la atmósfera, de apertura de los pares de paneles de intradós y de extradós (22) hasta

alcanzar una velocidad dada,

d) de cierre de los pares de paneles de intradós y de extradós (22), formando cada par un panel único,

5 e) de cebado del recurso mediante puesta en posición de los paneles de intradós y de extradós (22) de manera que crean un momento de giro,

f) de puesta en marcha de los medios de propulsión atmosférica (20) en vuelo subsónico al final del recurso,

10 g) de vuelo de crucero de retorno, y

h) de aterrizaje.

15 15. Método según la reivindicación 14, en el que el aterrizaje es automático, y va seguido de una fase de guiado y de frenada automática.

16. Método según la reivindicación 14 o 15, que incluye previamente a la fase de entrada en la atmósfera, una etapa de modificación de la orientación de los estabilizadores (19a2, 19b2) y, en su caso, de ajuste en fase de vuelo.

20 17. Método según la reivindicación 14, 15 o 16, en el que durante la etapa a), la separación del módulo recuperable (14) y de la parte no recuperada tiene lugar en una dirección sensiblemente ortogonal al plano de la trayectoria.

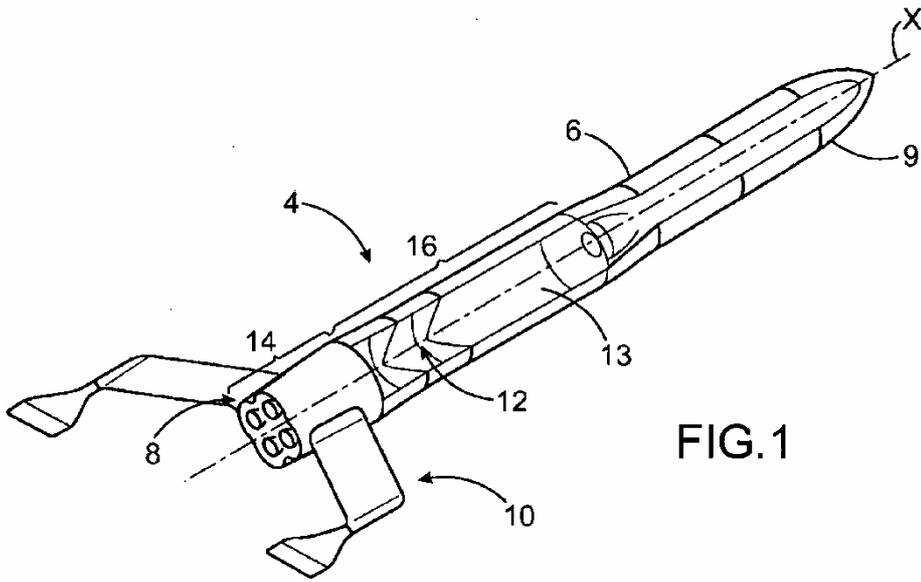


FIG. 1

FIG. 2

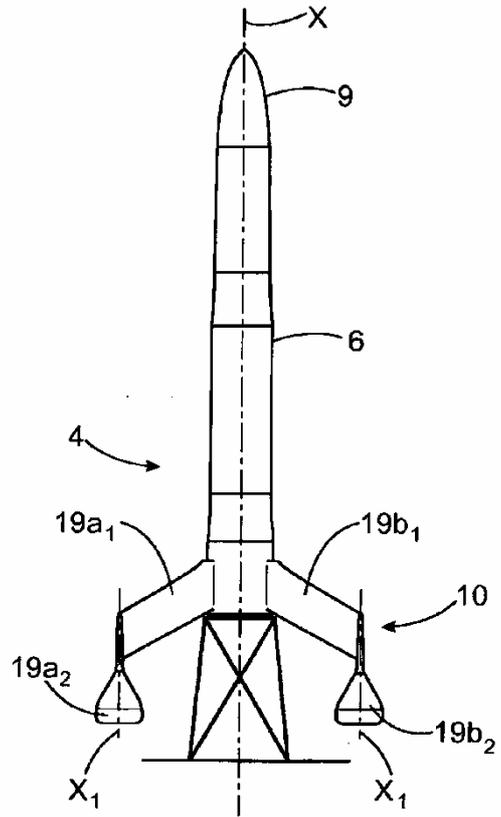


FIG.3

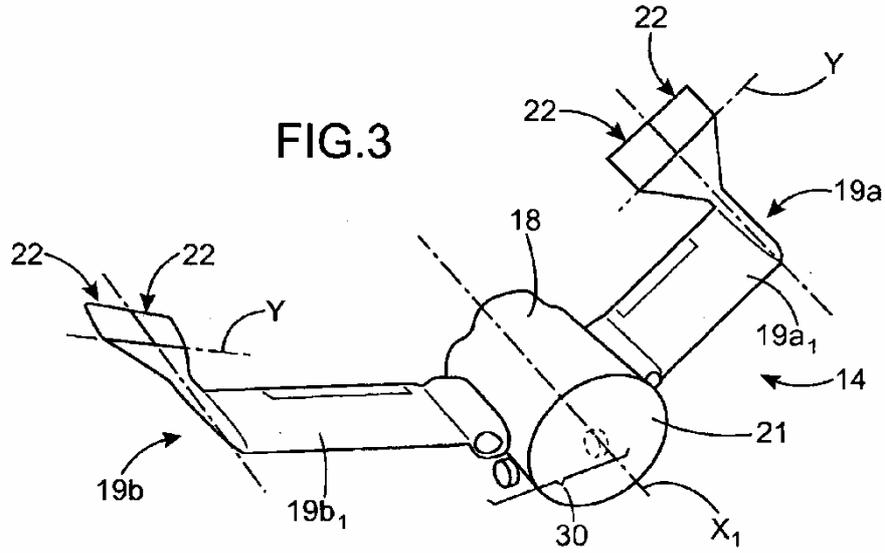
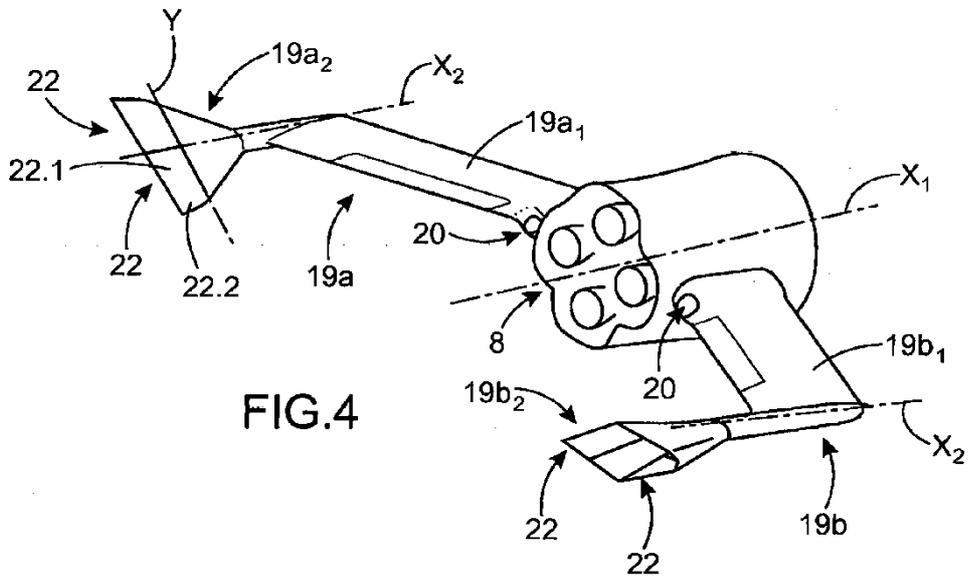
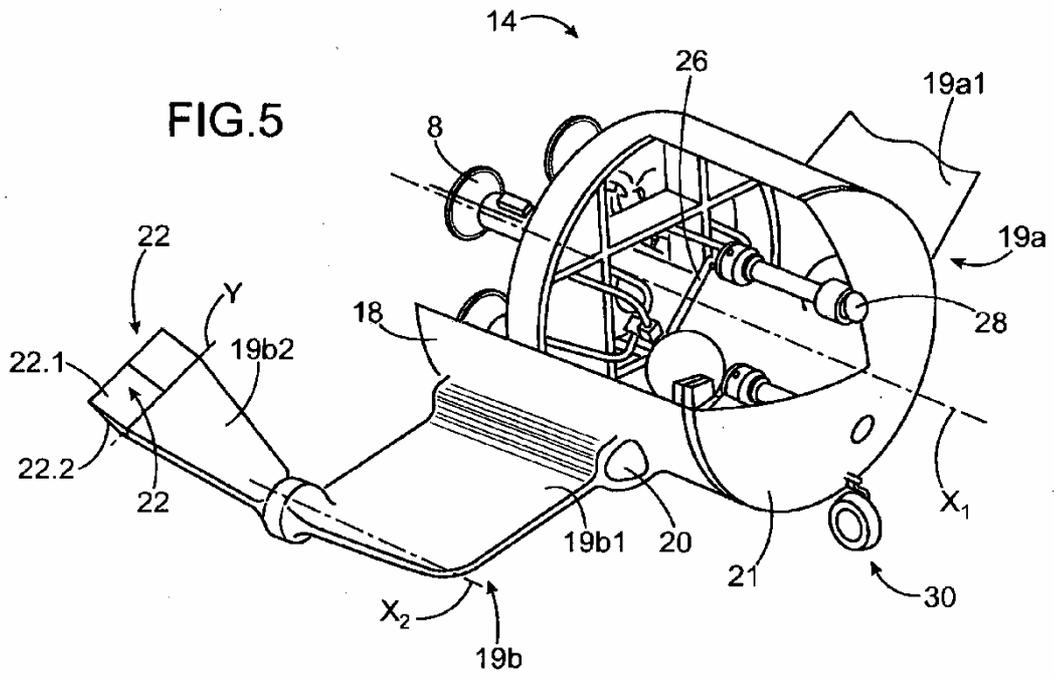


FIG.4





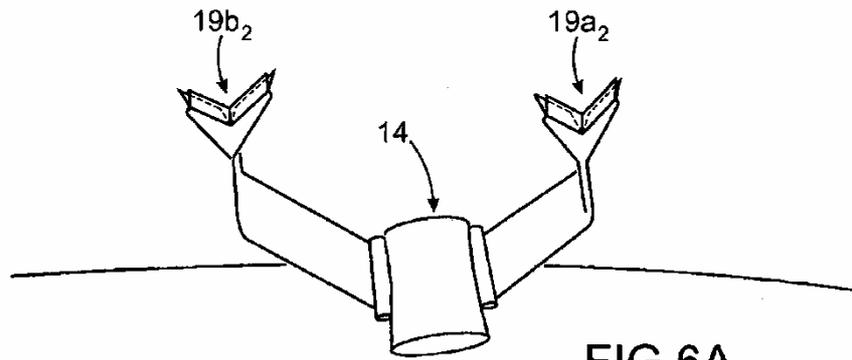


FIG. 6A

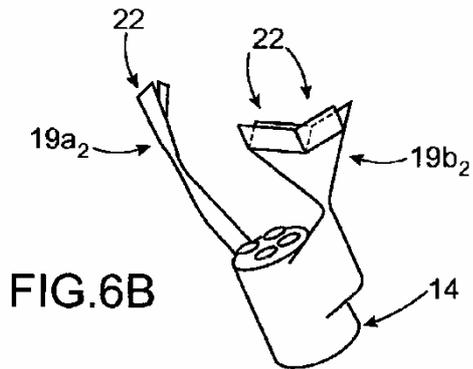


FIG. 6B

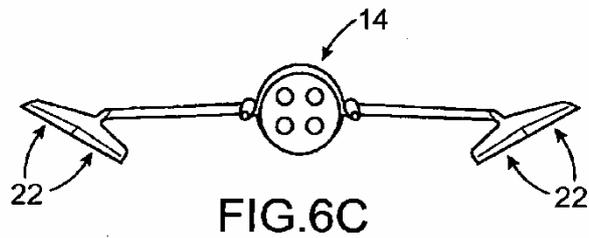


FIG. 6C

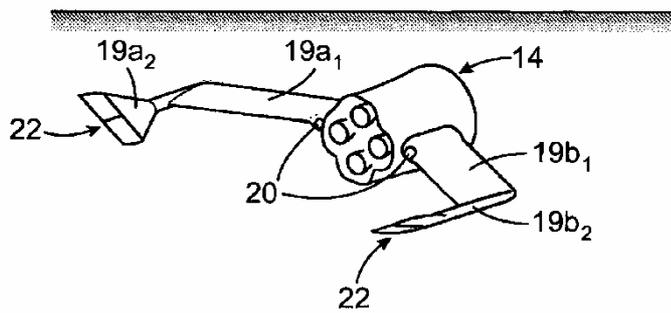


FIG. 6D

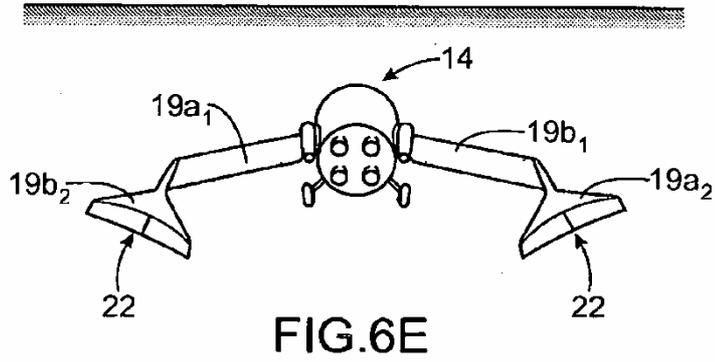


FIG. 6E

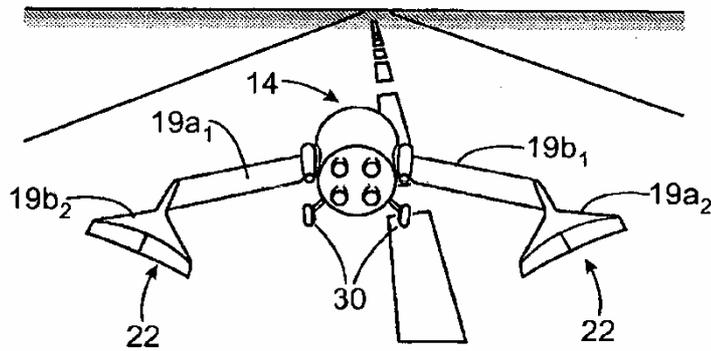


FIG. 6F

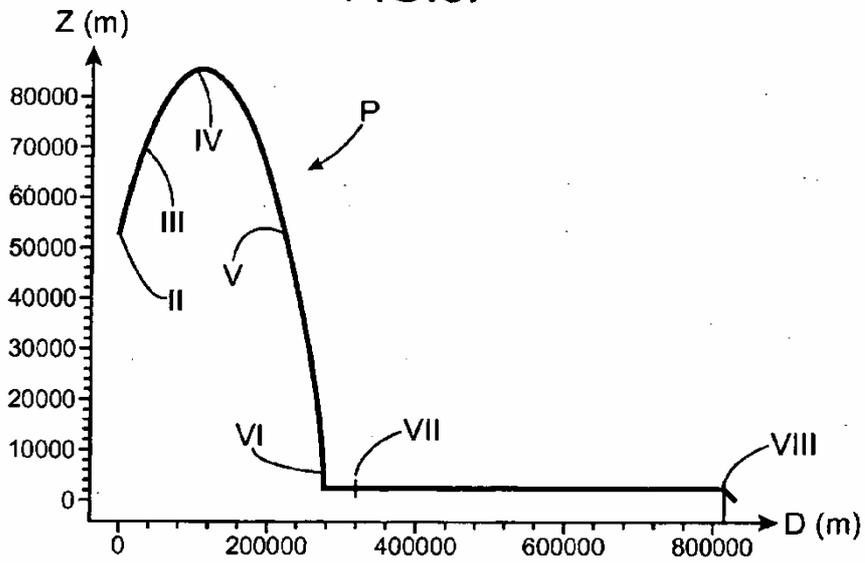


FIG. 7