

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 569 530**

51 Int. Cl.:

B64G 1/00 (2006.01)

B64G 1/40 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.12.2009** **E 09805704 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.01.2016** **EP 2367722**

54 Título: **Módulo reutilizable para lanzadera**

30 Prioridad:

22.12.2008 FR 0858940

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

11.05.2016

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

PRAMPOLINI, MARCO y
GOGDET, OLIVIER

74 Agente/Representante:

LINAGE GONZÁLEZ, Rafael

ES 2 569 530 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 para lanzadera

5 Campo técnico y técnica anterior

La presente invención se refiere a un módulo reutilizable destinado a formar 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, tal como satélites de comunicación.

10 El cohete Ariane V es un ejemplo muy conocido de lanzadera que comprende un cuerpo central formado por una primera etapa, llamada etapa principal criotécnica (EPC), y por una segunda etapa, llamada etapa propulsora almacenable (EPS). La primera etapa transporta el oxígeno y el hidrogeno líquidos refrigerados a muy baja temperatura, alimentando estos fluidos un motor criotécnico. La última etapa soporta la carga fútil para lanzar, por
15 ejemplo un satélite. El cohete comprende igualmente una y otra parte del cuerpo central, dos etapas aceleradoras de polvo (EAP) utilizadas para el despegue. El motor criotécnico es puesto en marcha antes del despegue y funciona hasta la separación de la primera o de la segunda etapa.

20 Existen igualmente lanzaderas que utilizan una propulsión de metano o una propulsión de polvo.

Estas lanzaderas, en particular las primeras etapas de estas lanzaderas, son completamente consumibles, es decir, no se busca reutilizarlas.

25 El desarrollo y la fabricación de una lanzadera representan un coste muy importante. Por otro lado tal desarrollo es muy largo.

30 Ha sido entonces considerado concebir una lanzadera cuya primea etapa es reutilizable, es decir, que puede regresar al suelo sin daño después de su separación de la segunda etapa. Tal lanzadera se describe en el documento EP 1162139. La parte del cuerpo de la lanzadera que forma la primera etapa está compuesta por una parte inferior de propulsión, por una parte intermedia formada por depósitos de carburante y por comburente y por una parte superior destinada al regreso del conjunto de la primera etapa al suelo. Para esto, la primera etapa está dotada de un conjunto de medios adaptados para permitir el regreso a tierra y su aterrizaje. La primera etapa comprende superficies sustentadoras replegadas a lo largo de la primera etapa durante el lanzamiento de la lanzadera y destinadas a desplegarse para el regreso de la primera etapa al suelo, un tren de aterrizaje, un sistema
35 de mando, y motores aerobios para asegurar el vuelo de regreso y para la ejecución de maniobras de aterrizaje.

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

40 No obstante, tal construcción tiene varios inconvenientes. Por una parte, durante la separación con respecto a la segunda etapa, los depósitos de la parte intermedia están vacíos, representan por lo tanto un volumen muy grande de masa muy pequeña. Por consiguiente, la densidad media de la primera etapa es pequeña, lo que hace la primera etapa muy difícilmente recuperable. Por otro lado, necesita poner en acción una gran superficie alar aplicada sobre la envoltura de la lanzadera, particularmente al nivel de los depósitos, que es generalmente poco rígida. Hay por lo tanto que prever volver rígida la zona de enganche. La adición de esta superficie alar y de los refuerzos representa
45 una masa suplementaria que hay que propulsar, lo que implica por lo tanto un aumento del tamaño de los depósitos y por lo tanto un aumento sensible del coste de la lanzadera. Por consiguiente, la ganancia obtenida recuperando enteramente la primera etapa es parcialmente perdida en las modificaciones implicadas para permitir esta recuperación. Por otro lado, este tipo de lanzadera está muy alejado de las lanzaderas conocidas.

50 El objeto de la presente invención es por lo tanto ofrecer una lanzadera cuyos costes de construcción y de explotación sean reducidos con respecto a los costes de las lanzaderas actuales.

Exposición de la invención

55 El objeto precedentemente enunciado se alcanza mediante una lanzadera que comprende al menos una etapa, estando dividida dicha etapa en dos partes: una primera parte que contiene los motores cohete, la aviónica, el hueco de propulsión, y el sistema de presurización de los depósitos y los medios de vuelo aerobios autónomos (superficie sustentadora, motor aerobio y su carburante), y una segunda parte formada por los depósitos, siendo las dos partes separables después del lanzamiento, comprendiendo la primera parte medios para permitir su regreso a tierra sin
60 daño con el fin de ser reutilizada en un nuevo lanzadera. La primera parte forma la parte inferior de dicha etapa.

En otros términos, se prevé reutilizar los elementos que tienen un coste elevado, para eso se realiza un módulo separable equipado con una superficie sustentadora y de un motor de avión que permite su aterrizaje en una pista convencional. La no recuperación de los depósitos permite hacer la parte recuperada mucho más fácilmente recuperable, dada su densidad aumentada.

65

La posición inferior de la parte recuperada asociada a la presencia de colas ofrece por otro lado una gran estabilidad a la lanzadera misma durante la fase ascendente.

5 De manera ventajosa, se prevé utilizar una parte de la cola de la lanzadera como superficie alar para el regreso a tierra, lo que suprime el problema del enganche de las alas y no aumenta la masa de la lanzadera.

10 La presente invención tiene entonces principalmente por objeto un módulo recuperable para módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio que comprende al menos una etapa, siendo solidario dicho módulo recuperable a una parte no recuperada durante el lanzamiento, comprendiendo dicho módulo recuperable un sistema propulsor destinado al lanzamiento del artefacto, sistemas de mando y de control del sistema propulsor, un motor de propulsión en vuelo subsónico, superficies sustentadoras para el vuelo subsónico, un tren de aterrizaje y un paracaídas de frenado, estando destinado dicho módulo recuperable a ser dispuesto en posición inferior de dicha etapa, comprendiendo la parte no recuperada al menos un depósito para alimentar el sistema propulsor, estando destinados dicho módulo recuperable y dicha parte no recuperada a ser separados cuando el módulo de propulsión alcanza una altitud dada, siendo capaz el módulo recuperable de aterrizar de manera controlada después de un vuelo de crucero, por ejemplo para un regreso al sitio de lanzamiento.

20 De manera particularmente ventajosa, las superficies sustentadoras están formadas por una parte al menos de la cola de dicho artefacto. La cola comprende al menos dos aletas. Por ejemplo, comprende tres de las cuales dos son de forma modificable para formar superficies sustentadoras.

25 Cada una de las dos aletas modificables comprende, por ejemplo, una primera parte fija en la envoltura del módulo y una segunda parte montada móvil en la primera parte, siendo obtenido el desplazamiento de la segunda parte con respecto a la primera parte por ejemplo por medio de al menos un motor eléctrico o hidráulico.

30 El módulo recuperable comprende igualmente, de manera ventajosa, un canal central de eje confundido con el eje del módulo recuperable, estando dispuesto el motor de propulsión en vuelo subsónico en dicho canal central, así como el paracaídas de frenado encerrado en una carcasa llamada bote, estando dicho bote dispuesto en el canal de eyección en la parte trasera del motor de propulsión en vuelo subsónico.

35 En el caso de un motor de propulsión en vuelo subsónico de tipo motor aerobio, su carburante puede ser almacenado en unos depósitos previstos en las aletas que forman la cola.

40 Ventajosamente, el módulo recuperable tiene un morro romo, para aumentar la resistencia de onda supersónica durante la fase inicial de reentrada atmosférica y contribuir a la ralentización del módulo recuperable.

45 En fase de vuelo supersónico, el módulo recuperable puede comprender unos medios para modificar la resistencia del fondo, por ejemplo unos medios de tipo cono hinchable.

50 El módulo recuperable puede comprender sistemas de control de actitud para modificar la actitud del módulo con respecto al plano de trayectoria, estando dispuestos dichos sistemas por ejemplo en el extremo de la aleta de la cola que forma la deriva.

55 La presente invención tiene por objeto igualmente un módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio que comprende al menos una etapa que comprende un módulo recuperable de acuerdo con la presente invención y una parte destinada a no ser recuperada, que comprende al menos un depósito para alimentar el sistema propulsor.

60 La presente invención tiene por objeto igualmente un artefacto de tipo lanzadera equipado con un módulo de propulsión de acuerdo con la presente invención, que comprende al menos dos etapas: una etapa formada por el módulo de propulsión y una etapa que soporta una carga útil, siendo dichas dos etapas separables, pudiendo ser la lanzadera de tipo nanolanzadera, incluso lanzadera superpesada.

65 Por otra parte, el módulo de propulsión puede formar la etapa inferior de la lanzadera o uno de las etapas superiores.

La presente invención tiene por objeto igualmente un método de recuperación del módulo recuperable de acuerdo con la presente invención que comprende las etapas de:

- 60 a) separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada,
- b) caída libre del módulo recuperable,
- c) despliegue del paracaídas de frenado cuando la velocidad del módulo recuperable se convierte en subsónica,
- 65 d) puesta en marcha del motor de propulsión en vuelo subsónico y colocación de las superficies sustentadoras,

e) largado del paracaídas,

f) inicio de un enderezamiento, después de una eventual re-aceleración,

5

g) crucero de regreso, y

h) aterrizaje.

10 Ventajosamente, la etapa c) tiene lugar en un Mach compatible de la apertura de un paracaídas subsónico, por ejemplo cerca de Mach 0,85.

Durante la etapa a), la separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada puede tener lugar en una dirección sustancialmente ortogonal al plano de la trayectoria.

15

La etapa d) tiene lugar ventajosamente a baja presión dinámica, del orden de 400 Pa, para facilitar la variación de forma de la superficie sustentadora y disponer del tiempo necesario para la puesta en marcha del motor de propulsión.

20 **Breve descripción de los dibujos**

La presente invención se entenderá mejor con la ayuda de la descripción que sigue y los dibujos adjuntos en los que:

25 - la figura 1 es una vista en perspectiva de una lanzadera bietapa de acuerdo con la presente invención,

- la figura 2 representa vistas en corte de la lanzadera de la figura 1 representada desde dos ángulos diferentes,

30

- la figura 3 es una vista en corte longitudinal de la figura 2,

- la figura 4 es una vista posterior de la lanzadera de la figura 3,

- la figura 5 es una vista en perspectiva en corte del módulo reutilizable de acuerdo con la presente invención,

35

- la figura 6 es una vista lateral del módulo de la figura 5

- la figura 7 es una vista posterior del módulo de la figura 5,

40

- las figuras 8A y 8B son representaciones esquemáticas de la trayectoria del módulo de la figura 5 que representan la altura Z del módulo en metros en función de la distancia D medida en el suelo en metros recorrida en relación con el punto de separación de la primera y segunda etapa,

- las figuras 9A a 9I son vistas del módulo de la figura 5 en las diferentes configuraciones tomadas durante su regreso al suelo.

45

Exposición detallada de modos de realización particulares

En la descripción que sigue, se describirá en detalle una lanzadera de tipo de dos etapas para explicar la invención, pero debe entenderse que la invención no se limita a este tipo de lanzaderas, como se verá más adelante.

50

En las figuras 1 a 4, se puede ver una lanzadera de acuerdo con la presente invención destinada, por ejemplo, a colocar satélites de telecomunicaciones en órbita.

La lanzadera 2 comprende una primera etapa 4, una segunda etapa de 6 y un carenado 9.

55

La primera etapa 4 comprende los elementos destinados a la propulsión de la lanzadera, que se describirán más adelante.

La segunda etapa 6 soporta particularmente la carga, por ejemplo, el satélite a poner en órbita.

60

La primera etapa comprende en su extremo inferior un conjunto propulsor 8 que asegura el despegue de la lanzadera. En el ejemplo representado, este conjunto propulsor está compuesto por cuatro motores criotécnicos y por el conjunto de los medios de mando de los motores.

65

La lanzadera comprende igualmente una cola 10 al nivel de la periferia exterior de la primera etapa en su parte inferior. La cola 10 participa, durante la fase de despegue, en la estabilización aerodinámica de la lanzadera. En el

ejemplo representado, la cola está compuesta por tres aletas repartidas uniformemente alrededor de la periferia de la primera etapa.

5 La primera etapa 4 comprende igualmente 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 12 de oxígeno líquido, y un depósito 13 de hidrógeno líquido.

10 De acuerdo con la presente invención, la primera etapa 4 se divide en una primera parte 14 destinada a ser reutilizada en una lanzadera y una segunda parte 16 destinada a perderse, llamada parte no recuperada. La primera parte 14 se llama igualmente módulo.

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

20 La parte no recuperada 16 que contiene el depósito o depósitos es realizada de tal manera que no tiene o tiene pocas piezas complejas cuyo coste sea elevado, de manera que se reduce el coste de las piezas a suministrar para un nuevo vuelo. Siendo esta consumible, su estructura se reduce a los elementos estrictamente necesarios para la alimentación del sistema propulsor de manera eficaz y segura.

De acuerdo con la invención, el módulo 14 presenta una alta densidad, ya que no comprende los volúmenes vacíos formados por los depósitos después del lanzamiento.

25 De acuerdo con la presente invención, el módulo 14 es tal que asegura su regreso a tierra. En las figuras 9A a 9I, se puede ver el módulo durante las diversas fases del regreso a tierra.

30 En el ejemplo representado, el módulo 14 está previsto al nivel del extremo inferior de la primera etapa 4. En efecto, el módulo 14, que presenta una superficie de cola importante y que está en posición baja, tiene por efecto retroceder la caja de combustión aerodinámica y, por tanto, aumentar el margen estático en fase ascendente atmosférica de la lanzadera.

35 Es por lo tanto posible bajar el depósito lleno de oxígeno, que es el más pesado en el despegue. Esto tiene por efecto acercar el depósito de oxígeno de los motores criotécnicos, siendo el margen estático suficiente para asegurar 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 etapa, que conduce a una reducción de la masa, de la capacidad y, por tanto, del coste de la primera etapa.

40 De acuerdo con un modo particularmente ventajoso de la invención que se describirá en detalle a continuación, se prevé reutilizar una parte de la cola como superficies sustentadoras para el regreso a tierra. Esto se hace posible particularmente por la posición baja del módulo 14, es decir, al nivel de la cola de la lanzadera. En efecto, el centro de gravedad del módulo recuperable se sitúa al nivel de la cola de la lanzadera, por consiguiente la cola, o al menos parte de la misma, es utilizable para asegurar la función aerodinámica sustentadora del módulo durante la fase de vuelo subsónico.

45 Ahora se va a describir en detalle el módulo 14, más particularmente los medios puestos en acción para asegurar su regreso a la tierra.

50 En las figuras 5 a 7, se puede ver el módulo recuperable 14 en su configuración lista para efectuar un enderezamiento, teniendo la cola 10 la configuración destinada a crear una sustentación aerodinámica.

El módulo 14 comprende una envoltura 18 que forma una parte de la envoltura de la primera etapa 4 y las tres aletas 19a, 19b y 19c de la cola 10 fijadas a la envoltura 18 a 120° unas de otras.

55 El módulo 14 comprende un morro 21 de forma roma que favorece el frenado debido al aumento de la resistencia de onda supersónica durante la fase inicial de la reentrada atmosférica, esta forma reduce el factor de carga longitudinal máxima (desaceleración) y la presión dinámica máxima en la reentrada a la atmósfera, sin que sea penalizada significativamente la resistencia subsónica.

60 El módulo 14 comprende igualmente el sistema propulsor de la lanzadera, un motor 20, por ejemplo un motor de avión de tipo aerobio, destinado a propulsar el módulo durante el crucero de regreso, depósitos 20.1 de carburante, tipo queroseno, dispuestos por ejemplo en las aletas de la cola como se puede ver en la figura 9A, para alimentar el motor 20.

65 El módulo 14 comprende igualmente un paracaídas 22 de frenado encerrado en un bote 23.

En el ejemplo representado y de manera ventajosa, el módulo 14 comprende un alojamiento tubular 24 o canal de

eyección previsto a lo largo del eje longitudinal X del módulo y que desemboca en el morro 21 del módulo y en el fondo del módulo. Este alojamiento central recibe aguas arriba el motor 20 y aguas abajo el bote 23 con el paracaídas 22. El canal 24 de eyección podría ser previsto en el exterior del cuerpo, sería por ejemplo formar varios canales repartidos de manera simétrica alrededor del cuerpo.

5 El extremo del alojamiento tubular 24 que desemboca en el morro 21 está obturado por medio de una paleta 25; esta paleta es móvil para permitir la alimentación de aire del motor 20.

10 Cuando el módulo 14 forma la parte baja de la primera etapa de la lanzadera, unas canalizaciones 26 del módulo son conectadas a unas 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 con la parte no recuperada, estas canalizaciones 26 son obturadas por válvulas 28 al nivel de su empalme con las canalizaciones de la parte no recuperada.

15 El módulo 14 comprende igualmente un tren 30 de aterrizaje. Siendo el módulo muy corto, no es necesario tener un tren de aterrizaje que presenta una gran altura. Se puede por lo tanto ventajosamente prever un tren de aterrizaje fijo, en relieve de la superficie de la lanzadera en permanencia. Este puede por lo tanto ser de realización muy simple y muy robusta. Se entiende que un módulo dotado de un tren de aterrizaje retráctil no sale del cuadro de la presente invención.

20 El tren 30 de aterrizaje está compuesto por tres ruedas 32a, 32b, 32c. La rueda 32a está fijada en la envoltura del módulo y las ruedas 32b y 32c son fijas en las aletas 19b y 19c.

25 El módulo 14 comprende sistemas de control de postura (no representados) destinados a modificar la postura del módulo. De manera ventajosa, los sistemas de control de postura están colocados en el extremo de la aleta 19a que forman deriva, no estando destinada esta aleta a formar una parte de la superficie sustentadora. Esta posición permite ofrecer un gran brazo de palanca y por lo tanto facilitar el control de postura del módulo. Se conoce bien que estos sistemas de control de postura podrían ser colocados en las otras aletas o en el cuerpo del módulo. La estructura de estos sistemas de control de postura es conocida por el experto en la técnica.

30 De acuerdo con un modo particularmente ventajoso de la presente invención, dos 19b, 19c de las tres aletas de la cola 10 están configuradas de manera que pueden formar superficies sustentadoras destinadas a asegurar el regreso a tierra del módulo durante la fase de enderezamiento lento, de regreso de crucero y de aterrizaje. Para esto, se prevé que sus formas sean modificables y pueden pasar de una forma casi plana para el lanzamiento de la lanzadera a una forma sustentadora en vuelo subsónico para soportar el módulo. Las aletas 19b, 19c están formadas por dos partes 19b1, 19b2 y 19c1, 19c2 articuladas, que permiten su transformación de las aletas de estabilización de la lanzadera en superficies sustentadoras del módulo 14.

40 Las primeras partes 19b1, 19c1 comprenden un primer extremo proximal fijo directamente en la envoltura de la primera etapa y un segundo extremo distal en las que se montan, articuladas por un primer extremo, las segundas partes 19b2, 19c2. El cambio de configuración de las aletas, más particularmente la modificación de la orientación de las segundas partes 19b2, 19c2 con respecto a las primeras partes 19b1, 19c1 puede obtenerse por simples motores eléctricos o hidráulicos de poca potencia. En efecto, como se verá a continuación, la fase de transformación de las aletas tiene lugar a baja presión dinámica, estas no son por lo tanto solicitadas durante el desplazamiento de la parte no recuperada, la potencia requerida para tal desplazamiento no necesita por lo tanto ser importante.

El módulo 14 es solidario en la parte no recuperada 16 por medios de tipo conocido, como bridas.

50 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. Así, en el caso de que el módulo y la parte no recuperada se separasen de manera no clásica, el módulo retomarí­a automáticamente y naturalmente su posición estable, sin que sea necesario prever medios específicos para asegurar este reposicionamiento.

55 Ahora se van a describir las diferentes fases del vuelo del módulo de acuerdo con la invención por medio de las figuras 8A y 8B y de las figuras 9A a 9I.

60 En su configuración inicial, la lanzadera está compuesta por la primera etapa 4, por la segunda etapa 6 que contiene la carga útil y el carenado. La primera etapa 4 está compuesta por el módulo 14 y por depósitos llenos. Las aletas 19b y 19c de la cola son planas, es decir las primeras 19b1, 19c1 y las segundas 19b2, 19c2 están sensiblemente en un mismo plano respectivamente.

La lanzadera equipada con el módulo 14 despeg­a en vertical, propulsado por los motores criotécnicos, estando estos alimentados por los depósitos en la parte no recuperada.

65 A una altitud cercana a 50 km, la primera etapa 4 se desolidariza de la segunda etapa 6, la velocidad es de

alrededor de Mach 5. De aquí en adelante el módulo 14 no está vinculado más que a los depósitos, lo que corresponde a la etapa II de la trayectoria esquematizada en la figura 8a.

5 Después de la separación con la segunda etapa, la primera etapa 4 continúa una trayectoria balística suborbital (fase III) hasta salir de la atmósfera terrestre.

Es entonces que el módulo 14 es separado de la parte recuperada 16, la presión dinámica es entonces muy baja, del orden de 20 Pa (fase IV).

10 Está previsto ventajosamente efectuar la separación del módulo y de la parte no recuperada en una dirección perpendicular al plano de trayectoria P, que se forma por el plano de la hoja de la figura 8a, de manera que aseguran una discriminación suficiente entre el módulo 14 y la parte no recuperada 16. Para esto, antes de la separación, se orienta la primera etapa de manera que su eje longitudinal sea casi ortogonal al plano de la trayectoria P con la ayuda de los sistemas de control de postura previstos en el extremo de la aleta 19a. Cuando la
15 primera etapa 6 es correctamente orientada, se provoca la separación del módulo 14 y de la parte no recuperada 16 (figura 9a), por unos medios conocidos, por ejemplo similares a los empleados para la separación de la primera y de la segunda etapa. Presentando el módulo 14 una densidad muy superior a la de la parte no recuperada 16, este va a subir más rápido y más lejos. Además, como se ha indicado precedentemente, el módulo, dada su estabilidad intrínseca, va a orientarse automáticamente de manera que tiene el morro hacia abajo como se puede ver en la
20 figura 9C.

Después, el módulo 14 cae siguiendo una trayectoria balística. En el punto V, el módulo 14 efectúa una reentrada atmosférica balística con incidencia y derrape nulos, hasta alcanzar una velocidad subsónica, próxima a Mach 0,85. La altitud correspondiente a esta velocidad es de alrededor de 10 km correspondiente al punto 6 de la trayectoria.
25 Puede ser mostrado que esta velocidad corresponde siempre casi a una altitud de 10 km para diferentes condiciones de culminación de la primera etapa y diferentes valores del coeficiente balístico del módulo 14.

En el punto VI (figura 8B), por lo tanto a alrededor de 10 km de altitud, el paracaídas 22 de frenado es desplegado (figura 9D), por ejemplo por medio de una carga pirotécnica. El bote 23 es eyectado del alojamiento central que provoca el despliegue del paracaídas 22 de frenado. La velocidad del módulo disminuye y el módulo se estabiliza. El
30 módulo sigue entonces una trayectoria vertical y la velocidad del módulo es inferior a 50 m/s.

La carcasa está vinculada al módulo por unos cables.

35 El módulo 14 continúa su descenso con el paracaídas de frenado (fase VII). De acuerdo con la presente invención, está previsto, durante esta fase, permitir a la vez la puesta en marcha del motor 20 y el cambio de configuración de las aletas 19b, 19c con el fin de crear una superficie sustentadora mediante una disposición similar a un ala volante subsónica. Dada la altitud elevada a la que la fase de frenado comienza (alrededor de 10 km), esta fase es suficientemente larga, por ejemplo puede durar alrededor de 120 s. Por consiguiente, el módulo dispone de tiempo
40 suficiente para efectuar las dos operaciones.

En la figura 9E, se puede ver el cambio de configuración de las aletas de la cola.

45 El cambio de configuración de las aletas 19b y 19c cuando el paracaídas de frenado ha sido desplegado presenta la ventaja de no solicitar en flexión las superficies aerodinámicas de las aletas. En efecto, dado el frenado por el paracaídas 22, el desplazamiento de las segundas partes 19b2, 19c2 de las aletas a muy baja presión dinámica, del orden de 400 Pa. Además, como se ha mencionado precedentemente, el cambio de configuración puede ser obtenido por medio de simples motores eléctricos poco potentes.

50 Hay que señalar que, utilizando como motor 20 un motor de avión estándar, el tiempo de puesta en marcha es de alrededor de 2 minutos, lo que está en acuerdo con la duración de la fase de frenado con paracaídas.

Cuando el módulo tiene la forma de un ala volante y el motor 20 ha sido activado, se larga el paracaídas 22 de frenado (la figura 9F) así como su bote 23; la altitud es de alrededor de 6500 m (punto VIII). El módulo retoma entonces la velocidad.
55

Cuando alcanza una velocidad de alrededor de 100 m/s, el módulo efectúa un enderezamiento lento (figura 9G) entre el punto IX y el punto X. Esto dura alrededor de 12 s, y termina nivelado.

60 A partir del punto X, se trata de la fase de crucero de regreso, esta tiene lugar a velocidad subsónica del orden de Mach 0,3 y a una altitud del orden de 5000 m.

Esta fase de crucero se termina por un aterrizaje en pista de aterrizaje convencional, ventajosamente no lejos del paso de tiro (figura 9I) de la lanzadera.

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

5 El módulo 14 de acuerdo con la presente invención representa más del 80% del valor de la lanzadera y alrededor del 60% de la masa inerte de la primera etapa. Se entiende que el porcentaje representado por el módulo con respecto al coste total de la lanzadera depende del número de motores del sistema propulsor. Por consiguiente, la reutilización del módulo 14 permite reducir casi los costes de fabricación de una nueva lanzadera.

Además, el coste de desarrollo del módulo 14 se reduce significativamente con respecto al coste de desarrollo de una primera etapa completamente reutilizable, alrededor del 35%.

10 Suponiendo diez reutilizaciones de los motores de las lanzaderas gracias al regreso del módulo 14, lo que corresponde a una duración de vida acumulada de alrededor de 2000 s, el coste recurrente medio, considerando un ciclo total de vida del módulo de 100 vuelos, de una primera etapa de acuerdo con la presente invención, se estima en un 25% del coste de la etapa consumible correspondiente.

15 Se busca ventajosamente realizar motores de propulsión muy robustos con el fin de maximizar su número de reutilizaciones.

Parece por lo tanto que la presente invención permite una reducción importante de los costes de producción y de explotación.

20 De acuerdo con la invención, la aerodinámica sustentadora tiene lugar únicamente en fase subsónica para el enderezamiento, la fase de crucero y de aterrizaje. La invención presenta por lo tanto la ventaja de poder utilizar tecnologías conocidas y probadas en el campo de las alas volantes. Los costes y el tiempo de desarrollo son por lo tanto reducidos.

25 De manera ventajosa, se pueden elegir aletas en flecha de alrededor de 30°. Gracias a esta elección de flecha, se obtienen posiciones de cajas de combustión aerodinámicas subsónicas e hipersónicas tales que el vuelo es estable con incidencia y derrape nulos en modo hipersónico, supersónico y transónico, y con baja incidencia para un vuelo sustentador en modo subsónico.

30 Gracias a la invención, el módulo 14 presenta una densidad volúmica importante ya que no comprende los depósitos vacíos, lo que facilita su manipulación durante su regreso a tierra y su escenario de recuperación.

35 La forma roma del morro permite maximizar la resistencia de onda. Conviene señalar que unas alas de cola con perfil espeso, compatibles con el vuelo subsónico, contribuyen igualmente a aumentar la resistencia de onda de vuelo supersónico.

40 Se comprende que la forma de las aletas descritas anteriormente no es en ningún caso limitativa y se puede prever por ejemplo realizar unas aletas 19b, 19c en más de dos partes. Se puede igualmente considerar añadir *winglets* o aletas verticales marginales en los extremos de las aletas 19a, 19c y/o 19c, para responder a necesidades de la reentrada balística y del crucero de regreso. Estas *winglets* pueden ser replegables o no.

45 La disposición del motor 20 en un conducto confundido con el eje longitudinal del módulo alimenta con aire caliente el fondo, lo que tiene por efecto reducir la resistencia de fondo y por lo tanto la resistencia global.

50 Se puede prever optimizar además la resistencia global del módulo en el transcurso del vuelo de regreso en crucero subsónico optimizando la resistencia de fondo del módulo, sabiendo que esta resistencia representa la contribución principal a la resistencia global subsónica. Para esto, se puede prever añadir un cono trasero de forma modificable, por ejemplo hinchable durante la fase de frenado mediante el paracaídas 22.

55 Las fases con paracaídas y sustentadora subsónica ofrecen numerosos grados de libertad para ajustar los rendimientos del módulo. Se puede modificar el tamaño del paracaídas de frenado, modificar la velocidad de partida del enderezamiento, se puede actuar en el factor de carga transversal durante el enderezamiento, se puede igualmente modificar la altitud de crucero de regreso del módulo hasta la pista de aterrizaje.

El módulo recuperable 14 de acuerdo con la presente invención puede ser utilizado para cualquier tamaño de lanzaderas, de nanolanzaderas hasta las lanzaderas superpesadas. Este módulo es fácilmente adaptable a diferentes módulos de propulsión, diferentes tamaños de vehículo y diferentes tipos de misión.

60 El módulo de acuerdo con la presente invención ha sido descrito en el caso de una lanzaderas de dos etapas, pero puede igualmente aplicarse a un vehículo con una sola etapa para formar un demostrador o como banco de prueba volante para experimentaciones en vuelo, o una lanzadera que comprende al menos dos etapas, estando situado el módulo en la etapa inferior o en una de las etapas superiores.

REIVINDICACIONES

- 1.- Módulo recuperable para módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio que comprende al menos una etapa, siendo apto dicho módulo recuperable para ser solidario a una parte no recuperada (16) durante el lanzamiento, comprendiendo dicho módulo recuperable (14) un sistema propulsor (8) destinado al lanzamiento del artefacto, unos sistemas de mando y de control del sistema propulsor, un motor (20) de propulsión en vuelo subsónico, unas superficies sustentadoras para el vuelo subsónico, un tren (30) de aterrizaje y un paracaídas (22) de frenado, estando dicho modulo recuperable (14) destinado a estar dispuesto en posición inferior de dicha etapa, comprendiendo la parte no recuperada (16) al menos un depósito (12, 13) para alimentar el sistema propulsor (8), estando destinados dicho módulo recuperable (14) y dicha parte no recuperada (16) a ser separados cuando el módulo de propulsión alcanza una altitud dada, siendo apto el módulo recuperable (14) para aterrizar de manera controlada después de un vuelo de crucero, por ejemplo para un regreso hacia el sitio de lanzamiento.
- 2.- Módulo recuperable de acuerdo con la reivindicación 1, en el que las superficies sustentadoras están formadas por una parte al menos de la cola (10) de dicho artefacto.
- 3.- Módulo recuperable de acuerdo con la reivindicación 2, en el que dicha cola (10) comprende al menos dos aletas (19a, 19b, 19c).
- 4.- Módulo recuperable de acuerdo con la reivindicación 3, que comprende al menos tres aletas (19a, 19b, 19c) de las cuales al menos dos (19b, 19c) son de forma modificable para formar superficies sustentadoras.
- 5.- Módulo recuperable de acuerdo con la reivindicación 3 ó 4, en el que cada una de las dos aletas modificables (19b, 19c) comprende una primera parte (19b1, 19c1) fijada sobre la envoltura del módulo y una segunda parte (19b2, 19c2) montada móvil en la primera parte (19b1, 19c1), el desplazamiento de la segunda parte (19b2, 19c2) con respecto a la primera parte (19b1, 19c1) y siendo obtenido por ejemplo por medio de al menos un motor eléctrico o hidráulico.
- 6.- Módulo recuperable de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 5, que comprende un canal central (24) de eje confundido con el eje del módulo recuperable, estando dispuesto el motor (20) de propulsión en vuelo subsónico en dicho canal central (24), así como el paracaídas (22) de frenado encerrado en un bote (25), estando dispuesto dicho bote (25) en el canal de eyección en la parte trasera del motor (20) de propulsión en vuelo subsónico.
- 7.- Módulo recuperable de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 6, en el que el motor (20) de propulsión en vuelo subsónico es un motor aerobio alimentado de carburante mediante depósitos previstos en las aletas de la cola.
- 8.- Módulo recuperable de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 7, en el que el módulo recuperable tiene un morro romo.
- 9.- Módulo de propulsión destinado a lanzar un artefacto al espacio que comprende al menos una etapa que comprende un módulo recuperable de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8 y una parte destinada a no ser recuperada que comprende al menos un depósito (12, 13) para alimentar el sistema propulsor (8).
- 10.- Artefacto de tipo lanzadera equipado con un módulo de propulsión de acuerdo con la reivindicación precedente, que comprende al menos dos etapas, una etapa formada por el módulo de propulsión y una etapa que soporta una carga útil, siendo separables dichas dos etapas.
- 11.- Lanzadera de acuerdo con la reivindicación precedente, pudiendo dicha lanzadera ser del tipo nanolanzadera, incluso lanzadera superpesada.
- 12.- Lanzadera de acuerdo con la reivindicación 11, en la que el módulo de propulsión forma la etapa inferior de la lanzadera o una de las etapas superiores.
- 13.- Método de recuperación del modulo recuperable de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8 que comprende las etapas de:
- a) separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada,
 - b) caída libre del módulo recuperable,
 - c) despliegue del paracaídas de frenado cuando la velocidad del módulo recuperable se vuelve subsónica,
 - d) puesta en marcha del motor de propulsión en vuelo subsónico y colocación de las superficies sustentadoras durante la fase con paracaídas,
 - e) largado del paracaídas,

f) inicio de un enderezamiento, después de una eventual reaceleración,

g) crucero de regreso, y

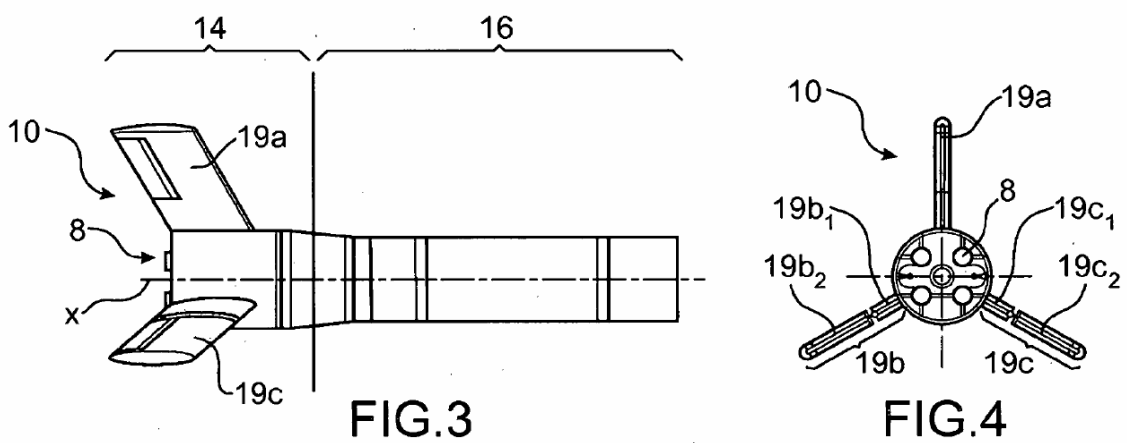
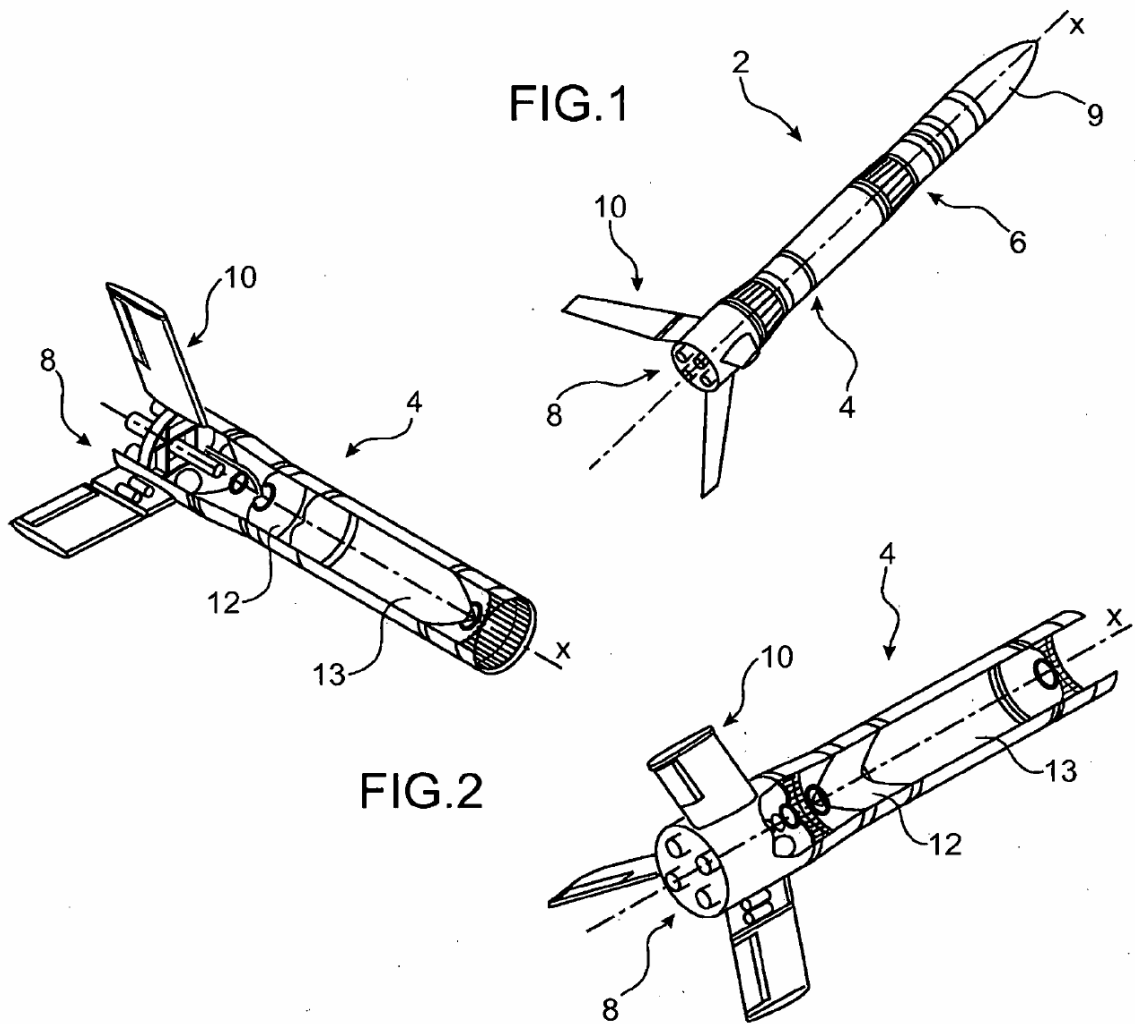
5

h) aterrizaje.

14.- Método de acuerdo con la reivindicación 13, en el que durante la etapa a), la separación del módulo recuperable y de la parte no recuperada tiene lugar en una dirección casi ortogonal al plano de la trayectoria.

10

15.- Método de acuerdo con la reivindicación 14 ó 15, en el que la etapa d) tiene lugar con presión dinámica baja, del orden de 400 Pa, para facilitar la variación de forma de la superficie sustentadora y disponer del tiempo necesario para la puesta en marcha del motor de propulsión.



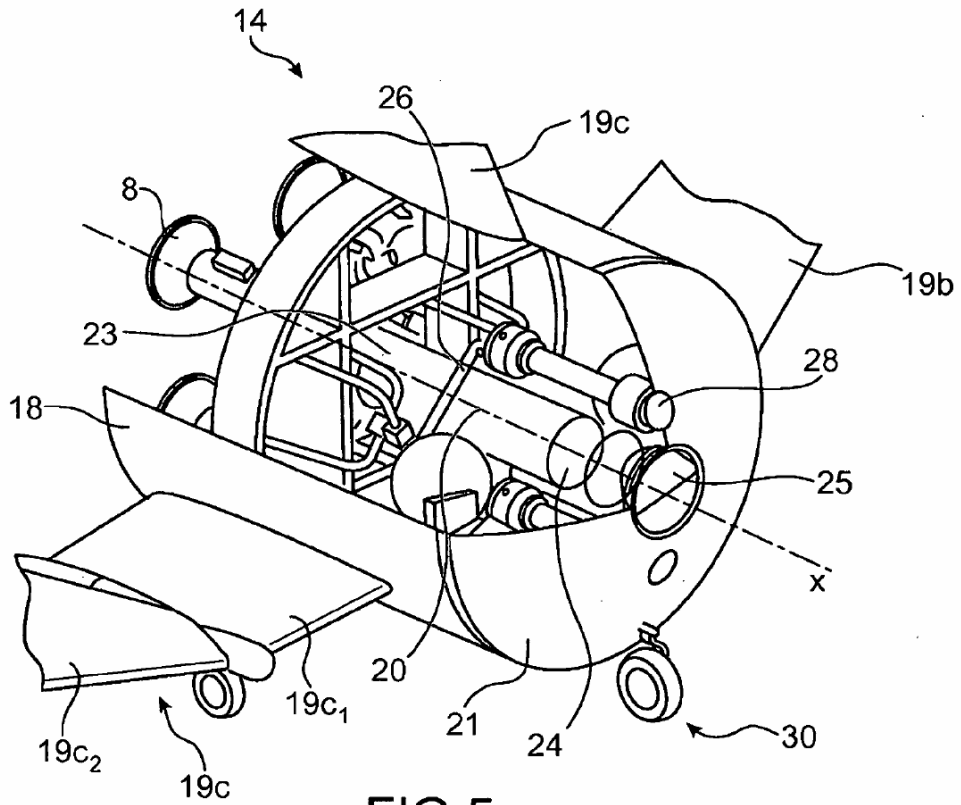


FIG. 5

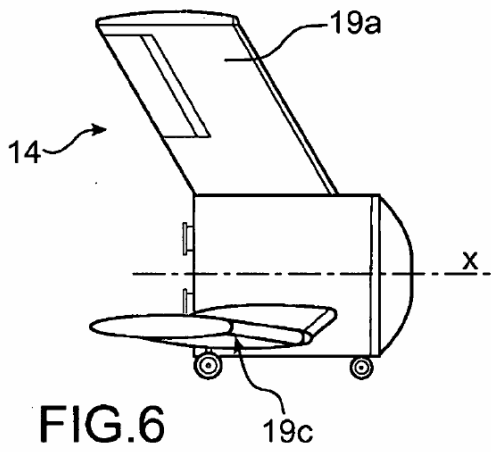


FIG. 6

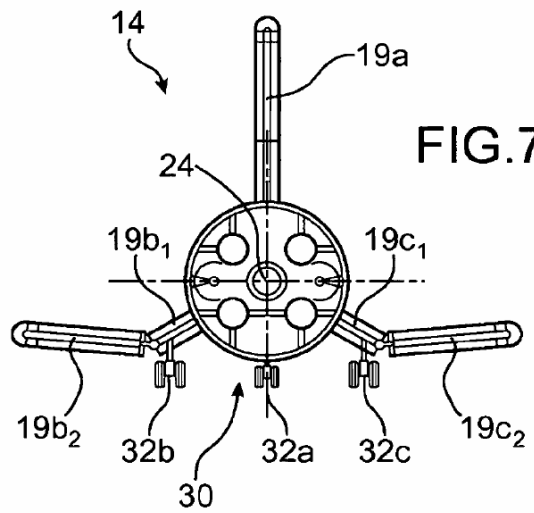


FIG. 7

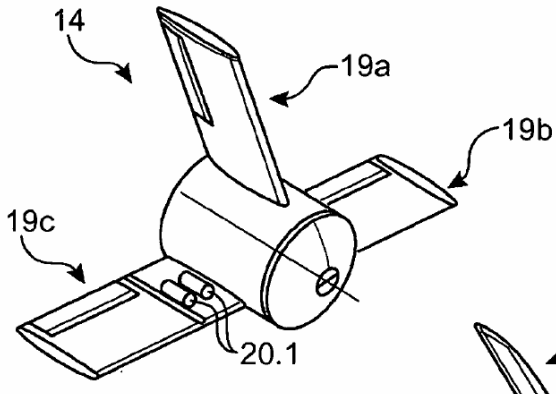


FIG. 9A

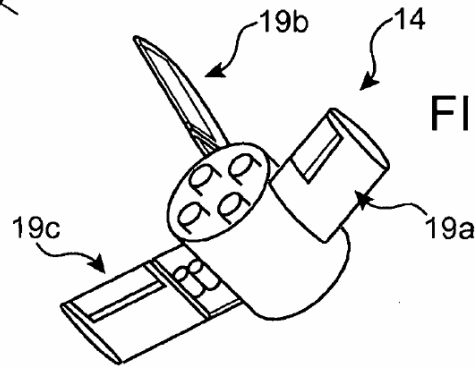


FIG. 9B

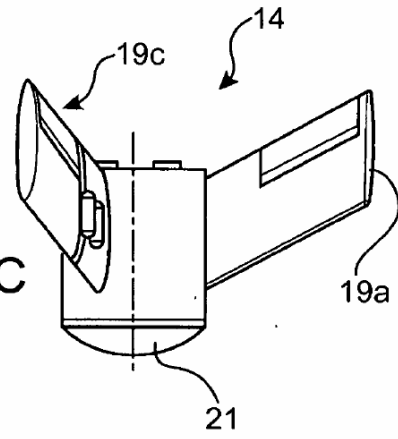


FIG. 9C

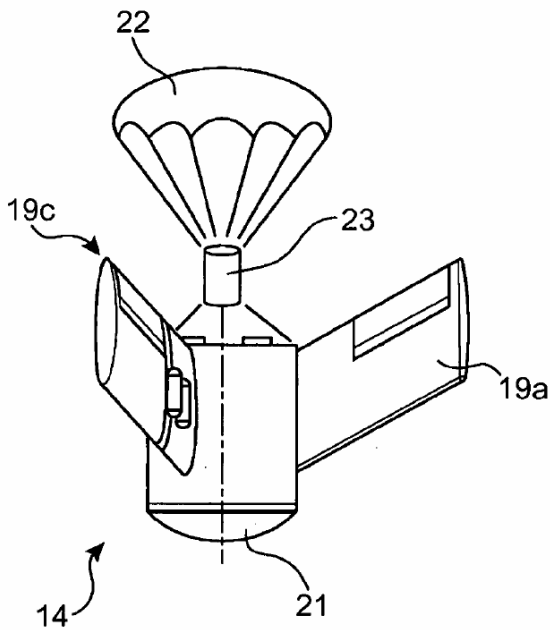


FIG. 9D

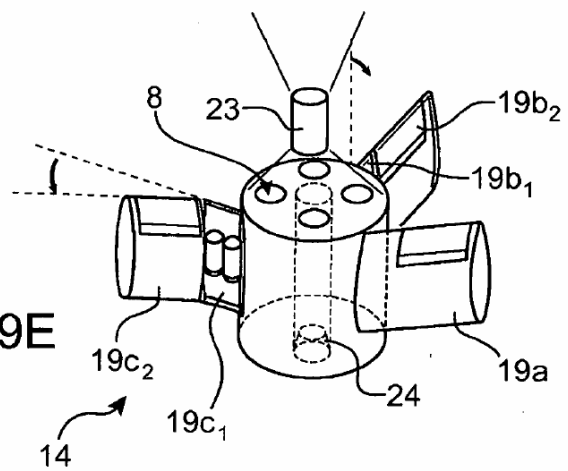
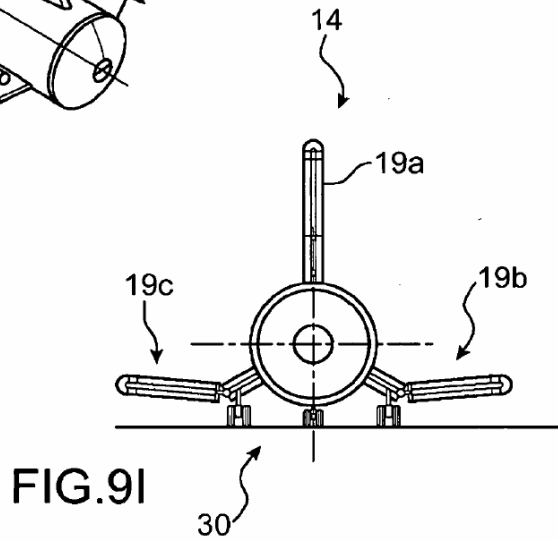
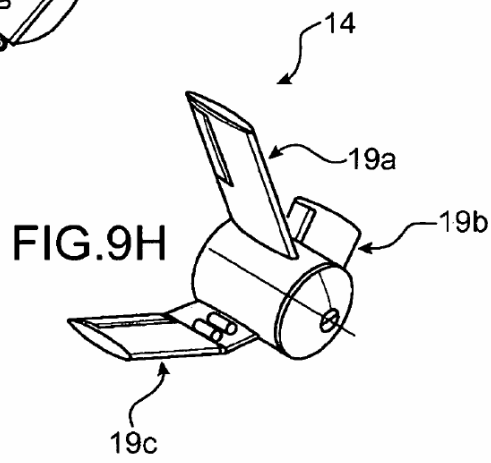
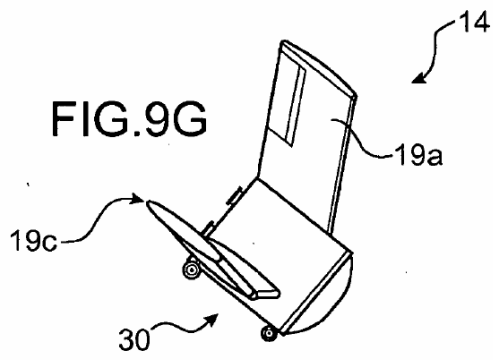
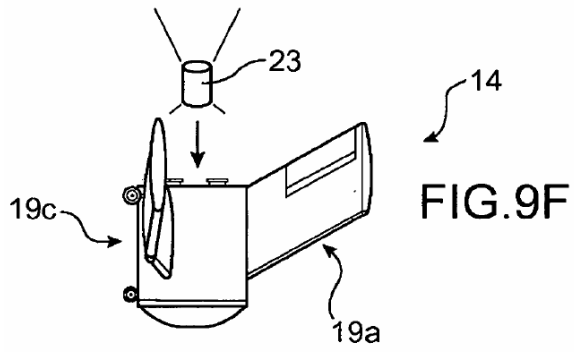


FIG. 9E



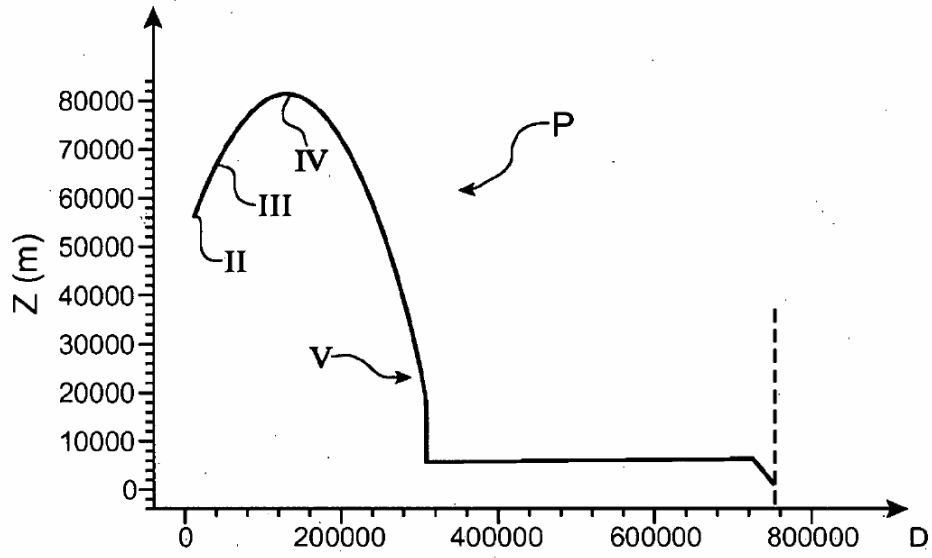


FIG. 8A

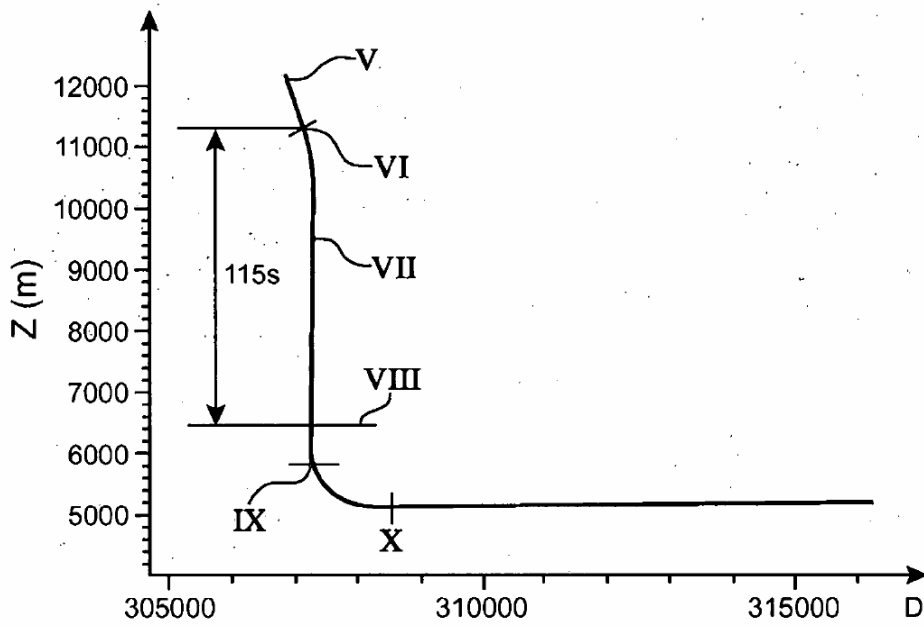


FIG. 8B