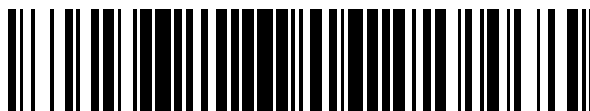


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 377 175**

51 Int. Cl.:
B64G 1/00 (2006.01)
B64G 1/10 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)
B64G 1/62 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **09162144 .1**
96 Fecha de presentación: **08.06.2009**
97 Número de publicación de la solicitud: **2143639**
97 Fecha de publicación de la solicitud: **13.01.2010**

54 Título: **Procedimiento para reducir la masa de carburante embarcado en una misión interplanetaria**

30 Prioridad:
08.07.2008 FR 0803878

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
23.03.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
23.03.2012

73 Titular/es:
THALES
45, RUE DE VILLIERS
92200 NEUILLY-SUR-SEINE, FR

72 Inventor/es:
Saint, Hervé;
Roser, Xavier y
Martinot, Vincent

74 Agente/Representante:
Carpintero López, Mario

ES 2 377 175 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

Procedimiento para reducir la masa de carburante embarcado en una misión interplanetaria.

5 La presente invención se refiere a un procedimiento para reducir la masa de carburante embarcado en una misión interplanetaria. Esta se aplica en particular al campo de los vehículos espaciales interplanetarios, como, por ejemplo, para una misión de exploración del planeta Marte, en vuelo de ida y vuelta.

Se conoce el documento WO 92/21561 A1, que se considera como el antecedente de la invención más cercano y da a conocer un procedimiento para llevar a cabo misiones de exploración planetaria.

10 El viaje de vuelta de una tripulación y/o de muestras de material desde un planeta lejano hacia la Tierra exige, entre otras cosas, enviar un vehículo espacial, denominado orbitador, hacia el planeta que hay que explorar y hacer volver a este vehículo espacial a la Tierra. Esta operación implica a lo largo del viaje, varias maniobras importantes y un consumo asociado de masa de carburante ya que es preciso, en particular, que el vehículo espacial acelere para despegar de la Tierra, luego frene antes de su llegada al planeta que hay que explorar, acelere de nuevo para abandonar el planeta y, por último, frene antes de llegar a la Tierra.

15 El consumo de carburante siendo, por una parte, muy alto durante los periodos de fuertes variaciones de velocidad, es decir, durante las diferentes fases de despegue y de aterrizaje, y, por otra parte, más alto cuanto mayor es la masa total del vehículo, estas variaciones sucesivas de velocidad crean una amplificación exponencial de las necesidades de carburante, denominado efecto « bola de nieve », y, por lo tanto, de la masa que hay que transportar. De manera tradicional, la masa del carburante necesaria para una misión interplanetaria es superior a la masa útil, denominado masa en seco, del vehículo espacial.

20 Al ser muy grande la masa de carburante que hay que transportar, esta tiene un impacto enorme en los costes de la misión interplanetaria, así como en la talla y la masa del vehículo espacial orbitador que se requiere en su arranque, por ejemplo, un cohete lanzadera más grande y, por lo tanto, más caro.

25 Para reducir la masa de carburante que hay que transportar para una misión interplanetaria, es habitual utilizar, para el viaje de vuelta a la Tierra, una cápsula pasiva de retorno aero-termo-dinámica que disipa su energía directamente en la atmósfera terrestre durante una fase de retorno. Esta cápsula de retorno permite prescindir de la última fase de frenado antes del aterrizaje en la Tierra, pero presenta unos riesgos de accidentes muy críticos para el medioambiente terrestre, en particular cuando la misión consiste en traer muestras de materiales como, por ejemplo, la misión americana Génesis que no tuvo éxito en su fase de aterrizaje en la Tierra mientras llevaba unas muestras de polvos de un cometa.

30 La presente invención tiene como objetivo resolver estos inconvenientes proponiendo un procedimiento que permite economizar la masa de carburante que hay que transportar para una misión interplanetaria y que no presenta los peligros de las cápsulas pasivas para el medioambiente terrestre.

Para ello, la invención tiene por objeto un procedimiento para reducir la masa de carburante embarcado en una misión interplanetaria, que se caracteriza porque este consiste:

- 35 – en lanzar un primer vehículo espacial orbitador de la Tierra en una primera trayectoria interplanetaria hacia un planeta de destino para su exploración;
- en lanzar un segundo vehículo espacial orbitador desde la Tierra en una segunda trayectoria interplanetaria hacia un lugar de encuentro, la segunda trayectoria interplanetaria no constando de fase de puesta en órbita alrededor del planeta de destino;
- 40 – en recuperar una carga que hay que transportar y en cargarla en el primer vehículo espacial orbitador;
- en hacer volver al primer vehículo espacial orbitador y a la carga desde el planeta de destino hasta el lugar de encuentro;
- en establecer un acoplamiento de los vehículos espaciales orbitadores;
- 45 – en hacer volver al menos al segundo vehículo espacial orbitador y a la carga desde el lugar de encuentro hasta una órbita terrestre.

De manera ventajosa, el primer vehículo espacial orbitador consta, en su lanzamiento desde la Tierra, de una masa de carburante que únicamente corresponde a la masa necesaria para la realización de una primera parte de la misión que se termina en el lugar de encuentro, en el momento del acoplamiento.

50 De manera ventajosa el segundo vehículo espacial orbitador consta de una masa de carburante que le permite tomar el relevo del primer vehículo espacial orbitador a partir del acoplamiento y terminar la misión desde el lugar de encuentro hasta el retorno a la órbita terrestre.

55 De manera ventajosa, el procedimiento consiste, además, en utilizar la asistencia gravitacional de un planeta o de una luna situada en la segunda trayectoria interplanetaria para reducir aún más la masa de carburante necesaria para la realización de la misión.

De acuerdo con un primer modo de realización de la invención, después de la fase de acoplamiento, los dos vehículos espaciales orbitadores vuelven juntos hasta la órbita terrestre.

De manera ventajosa, la masa del carburante necesaria para el retorno de los dos vehículos espaciales orbitadores desde el lugar de encuentro hasta la órbita terrestre se coloca en el segundo vehículo espacial orbitador.

- 5 Der acuerdo con un segundo modo de realización de la invención, el procedimiento consiste, además, después de la fase de acoplamiento, en descargar la carga del primer vehículo espacial orbitador en el segundo vehículo espacial orbitador, y a continuación en abandonar el primer vehículo espacial orbitador.

10 De manera preferente, la carga se recupera por medio de un primer cohete o una primera nave espacial lanzada desde el planeta de destino hacia el primer vehículo espacial orbitador y el primer vehículo espacial orbitador se deja en órbita alrededor del planeta de destino durante la recuperación de la carga.

De manera preferente, la carga se descarga por medio de un tercer vehículo espacial, seleccionado entre una estación espacial, un segundo cohete o una segunda nave espacial lanzada desde la Tierra hasta el segundo vehículo espacial, el segundo vehículo espacial orbitador, solo o acoplado al primer vehículo espacial orbitador, dejándose en órbita alrededor de la Tierra.

- 15 De manera preferente, el lugar de encuentro se localiza en una órbita de encuentro situada entre el planeta de destino y la Tierra.

De manera ventajosa, la carga está formada por pasajeros y/o muestras de materiales tomadas en el planeta de destino.

- 20 Se mostrarán de manera clara otras particularidades y ventajas de la invención en la siguiente descripción que se da a título de ejemplo puramente ilustrativo y no excluyente, en referencia a los dibujos esquemáticos que se anexan, que representan:

- figura 1: una vista esquemática simplificada de un ejemplo de la evolución de la masa de carburante a lo largo de una misión interplanetaria, de acuerdo con la técnica anterior;
- figura 2: una vista esquemática simplificada de la evolución de la masa de carburante a lo largo de un misión interplanetaria, de acuerdo con la invención;
- figura 3: un primer ejemplo de trayectoria de un primer vehículo espacial orbitador, de acuerdo con la invención;
- figura 4: un primer ejemplo de trayectoria de un segundo vehículo espacial orbitador, de acuerdo con la invención;
- figura 5: un segundo ejemplo de trayectorias de los dos vehículos espaciales orbitadores que utilizan unas maniobras de asistencia gravitacional para acelerar o frenar los vehículos espaciales orbitadores, de acuerdo con la invención.

35 En referencia a la figura 1, la masa total TM_0 de carburante que un vehículo espacial orbitador embarca en el lanzamiento se reduce de forma drástica una primera vez en la fase de liberación del vehículo con respecto a la Tierra y de su orientación 10 que corresponde a una primera variación de velocidad igual a ΔV_1 y una segunda vez en la fase de frenado 11 al aproximarse al planeta de destino y de aterrizaje en este que corresponde a una segunda variación de velocidad igual a ΔV_2 . En el trayecto de vuelta del vehículo espacial hacia la Tierra, la masa total de carburante se reduce mucho una tercera vez en la fase de salida 12 del planeta de destino que corresponde a una tercera variación de velocidad igual a ΔV_3 , a continuación a una cuarta vez en una fase de frenado y de aterrizaje 13 en la Tierra que corresponde a una cuarta variación de velocidad igual a ΔV_4 .

45 En la llegada a Tierra, la masa que queda TMR a bordo del vehículo espacial corresponde a la masa intrínseca del vehículo espacial a la que se añade la masa de los eventuales pasajeros y/o las muestras de materiales tomadas en el planeta de destino. La masa de carburante, por lo general, se consume por completo durante el trayecto de ida y vuelta del vehículo entre la Tierra y el planeta de destino.

50 En cada una de las tres primeras fases del vuelo del vehículo, el consumo de carburante se ha incrementado a razón del excedente de masa de carburante embarcado para realizar las operaciones de frenado y de aterrizaje en la cuarta fase. En efecto, en cada una de las tres primeras fases, la masa total del vehículo que hay que frenar o que hay que acelerar se incrementa con la masa de carburante necesario para la cuarta fase a la que hay que añadir el excedente de masa de carburante necesario para realizar la aceleración o el frenado de una masa mayor. A este fenómeno se lo denomina efecto « bola de nieve ».

A estas cuatro fases principales que son las mayores consumidoras de carburante, se añaden algunas operaciones intermedias que constan de unas maniobras en el espacio y en la órbita de los planetas que aumentan el efecto « bola de nieve ».

- 55 En referencia a la figura 2, de acuerdo con la invención, se envía un primer vehículo espacial orbitador 1, que tiene un masa total TM_1 , en una primera trayectoria interplanetaria hacia el planeta de destino que hay que explorar y un

segundo vehículo espacial orbitador 2, que tiene un masa total TM_2 , se envía en una segunda trayectoria interplanetaria que lleva hacia un lugar de encuentro predeterminado que puede estar situado, por ejemplo, aunque esto no sea indispensable, en una órbita interplanetaria de encuentro 30. La órbita interplanetaria de encuentro 30 se localiza, de manera preferente, entre el planeta de destino y la Tierra y puede, por ejemplo, aunque esto no sea indispensable, cruzar la órbita del planeta de destino y la órbita de la Tierra. Como variante, la órbita de encuentro también podría estar situada, por ejemplo, a medio camino entre el planeta de destino y la Tierra o incluso estar situada en la órbita del planeta de destino. De manera preferente, la segunda trayectoria interplanetaria no consta de fase de puesta en órbita alrededor del planeta de destino. El segundo orbitador llega al punto de encuentro, pero en ningún momento, ni antes, ni durante, ni después del encuentro, se pone en órbita alrededor del planeta de destino ya que eso impondría unas operaciones sucesivas de frenado y de aceleración que son unas fases grandes consumidoras de carburante. El lanzamiento 10b del segundo vehículo espacial orbitador 2 se puede realizar indistintamente antes o después del lanzamiento 10a del primer vehículo espacial orbital 1, pero se prefieren algunas ventanas de lanzamiento ya que son más económicas para llegar al lugar de encuentro predeterminado. De manera ventajosa, el primer vehículo espacial 1 embarca, en el lanzamiento, la masa justa de carburante necesaria para la realización de una primera parte de la misión que corresponde a las tres primeras fases del vuelo, 10a, 11, 12. La masa de carburante necesaria para la cuarta fase del vuelo que corresponde al frenado y a la puesta en órbita 13 alrededor de la Tierra se embarca en el segundo vehículo espacial orbitador. A partir de su lanzamiento, el segundo vehículo orbitador 2 avanza por su propia trayectoria, hacia el lugar de encuentro, por ejemplo situado en la órbita interplanetaria de encuentro 30, hasta que el primer vehículo orbitador 1 se reúne con él. Cuando se ha realizado el encuentro en el lugar de encuentro, el primer vehículo orbitador ha agotado la masa de carburante que había llevado en su lanzamiento. El segundo vehículo orbitador toma entonces el relevo para llevar a cabo y terminar la cuarta fase 13 de la misión.

De acuerdo con un primer modo de realización de la invención, en el trayecto de vuelta del primer vehículo espacial orbitador 1 hacia la Tierra, cuando el primer vehículo espacial orbitador 1 se reúne con el segundo vehículo espacial orbitador 2 en el lugar de encuentro, los dos vehículos orbitadores 1, 2 se acoplan 14 juntos, a continuación los dos vehículos espaciales vuelven juntos hacia la Tierra, el segundo vehículo espacial orbitador 2 suministrando el carburante necesario para el retorno, el frenado y la puesta en órbita 13 de los dos vehículos unidos alrededor de la Tierra. La masa del primer vehículo espacial 1 en el momento del ensamblaje de los dos vehículos espaciales orbitadores 1, 2 es igual a su masa intrínseca incrementada con la masa de una eventual carga como, por ejemplo, unos eventuales pasajeros y/o unas muestras de material tomadas en el planeta de destino.

De acuerdo con un segundo modo de realización de la invención, en el trayecto de vuelta del primer vehículo espacial hacia la Tierra, cuando el primer vehículo espacial orbitador 1 se reúne con el segundo vehículo espacial orbitador 2 en el lugar de encuentro, los dos vehículos orbitadores 1, 2 se acoplan 14 juntos, el segundo vehículo espacial orbitador 2 recupera la carga como, por ejemplo, los pasajeros y/o las muestras de material tomadas en el planeta de destino por el primer vehículo orbitador 1, los dos vehículos orbitadores 1, 2 se desunen a continuación y el segundo vehículo orbitador 2 vuelve solo hacia la Tierra, el primer vehículo orbitador 1 siendo abandonado en el espacio. Este segundo modo de realización de la invención permite reducir entonces la masa de carburante necesaria para la misión de exploración, pero exige una operación de transbordo de los pasajeros y/o de las muestras tomadas. De manera ventajosa, para economizar carburante adicional, durante la operación de transbordo y/o de carga, el primer vehículo espacial orbitador 1 se mantiene en órbita alrededor del planeta de destino y no aterriza en este planeta. Del mismo modo, de manera preferente, en el retorno a la órbita terrestre, el segundo vehículo espacial orbitador 2, o un subconjunto de este, no aterriza en la Tierra sino que se mantiene en órbita alrededor de la Tierra. La recuperación de las muestras y/o de los pasajeros se puede realizar, por ejemplo, por medio de dos cohetes o de dos naves espaciales, que hacen los viajes de ida y vuelta, por una parte, entre el planeta de destino y el primer vehículo orbitador en órbita alrededor del planeta de destino y, por otra parte, entre la Tierra y el segundo vehículo orbitador, o en caso necesario, el conjunto de los dos vehículo orbitadores acoplados, en órbita alrededor de la Tierra.

La utilización de dos vehículos espaciales orbitadores independientes enviados en dos trayectorias diferentes y optimizadas con un punto de encuentro para traspasar una carga o unir ambos vehículos espaciales orbitadores permite, por lo tanto, repartir la masa de carburante en los dos vehículos espaciales orbitadores y evitar el efecto « bola de nieve » que provoca la cuarta fase de la misión. Esto permite, por tanto, economizar la masa de carburante adicional ligada a este efecto « bola de nieve » y reducir el coste de la misión con respecto a la utilización de un único vehículo orbitador.

De este modo, la masa total $TM_1 + TM_2$ embarcada en el primer vehículo espacial orbitador 1 y en el segundo vehículo espacial orbitador 2 es inferior a la masa total TM_0 que se embarcaría si se enviara un único vehículo espacial orbitador al planeta de destino. Además, las dos masas TM_1 y TM_2 de cada vehículo orbitador son mucho más pequeñas que la masa total TM_0 de un vehículo orbitador de la técnica anterior, lo que presenta la ventaja de permitir la utilización de dos vehículos orbitadores más pequeños lanzados mediante unos cohetes más pequeños y, por lo tanto, menos caros.

Como alternativa, esto también permite, en caso necesario, en otro tipo de misión que consista, por ejemplo, en llevar una masa de muestras y/o un número de pasajeros más grande, poder disponer de una capacidad para llevar esta masa adicional sin aumentar el tamaño, y por lo tanto el coste, de los cohetes de lanzamiento de los vehículos

orbitadores con respecto a la técnica anterior.

Las diferentes maniobras de frenado y de aceleración que se realizan durante el avance de los vehículos orbitadores a lo largo de sus trayectorias respectivas se pueden accionar por medio de acciones de propulsión, es decir en forma de fuertes empujes de breve duración, utilizando unos medios de propulsión química, o se pueden accionar por medio de unas acciones de empujes más suaves de larga duración, utilizando unos medios de propulsión plásmica o eléctrica. Las maniobras también se pueden realizar mediante una combinación de los dos tipos de medios de propulsión. En el caso en el que se utilice una combinación de dos tipos de medios de propulsión en el primer o el segundo vehículo orbitador, se puede segmentar este vehículo orbitador separando, tras su utilización, uno de los medios de propulsión usado, por ejemplo una etapa de propulsión eléctrica, antes de realizar la siguiente maniobra, de tal modo que se suprima la masa inútil antes de realizar la siguiente maniobra. Del mismo modo, para cualquier trayectoria prevista para cada uno de los dos vehículos orbitadores, se pueden añadir, además, unas maniobras de asistencia gravitacional que utilizan la Tierra, el planeta de destino y/o cualquier planeta o luna intermedios que se pueda utilizar en dicha trayectoria, incluido el modificar esta última de tal modo que de manera voluntaria cruce el planeta utilizado para la asistencia.

Las figuras 3 y 4 muestran unos primeros ejemplos de trayectorias respectivamente del primer y del segundo vehículo espacial orbitador, en el plano eclíptico XY, las escalas estando en unidades astronómicas. Las trayectorias de la Tierra y de Marte, 35, 40, están representadas con trazos gruesos. Los dos vehículos orbitadores 1, 2 se lanzan de manera independiente entre sí, en dos trayectorias interplanetarias diferentes, 31, 32, por ejemplo el mismo día, por ejemplo el 15 de septiembre de 2015 desde el mismo lugar A de la Tierra y en dirección a Marte. El primer vehículo orbitador 1 se pone en órbita alrededor de Marte, en el punto B, por ejemplo el 15 de noviembre de 2017, mientras que el segundo vehículo orbitador 2 avanza por una segunda trayectoria interplanetaria 32 localizada entre los dos planetas Tierra y Marte hacia un lugar de encuentro predeterminado. En el ejemplo que se representa en la figura 4, el lugar de encuentro se sitúa en una órbita de encuentro interplanetario 30 que pasa cerca de las órbitas de los dos planetas, pero esto no es indispensable. En una fecha predeterminada que corresponde al paso del segundo vehículo orbitador cerca del primer vehículo orbitador, por ejemplo el 15 de marzo de 2018, el primer vehículo orbitador 1 abandona la órbita de Marte en el punto C y se reúne con el segundo vehículo orbitador en el lugar de encuentro, por ejemplo el mismo día, en la órbita de encuentro interplanetario 30. Los dos vehículos orbitadores se acoplan entonces juntos y los dos vehículos unidos vuelven a la Tierra donde llegan a un punto D, por ejemplo el 27 de agosto de 2018. Como alternativa, después del ensamblado de los dos vehículos, las muestras tomadas y/o los pasajeros se transfieren desde el primer vehículo orbitador al segundo vehículo orbitador, a continuación los dos vehículos orbitadores se desunen y únicamente el segundo vehículo orbitador y su carga vuelven a la órbita terrestre.

Las figuras 3 y 4 solo son unos ejemplos no excluyentes de trayectorias. La estrategia de salida desde la Tierra o desde el planeta de destino puede ser diferente. En particular, por ejemplo, los vehículos orbitadores se pueden poner directamente en su trayectoria hacia el planeta de destino o se pueden poner previamente en una o varias órbitas intermedias.

La figura 5 representa un segundo ejemplo de trayectorias de los dos vehículos espaciales orbitadores que hacen uso de unas maniobras de asistencia gravitacional para acelerar o frenar los vehículos espaciales, lo que permite reducir aún más la masa de carburante necesaria para llevar a cabo la misión de los dos vehículos orbitadores. Una maniobra de asistencia gravitacional es un intercambio de cantidad de movimiento entre un planeta y un vehículo espacial.

En la figura 5 están representadas la órbita 35 de la Tierra alrededor del Sol 50, la órbita 40 del planeta de destino alrededor del Sol 50 y un ejemplo de evolución de trayectorias para cada uno de los dos vehículos espaciales orbitadores 1, 2. El primer vehículo orbitador 1 se lanza desde la Tierra, desde el punto A1, en una primera trayectoria 33 alrededor del Sol 50 en dirección al planeta de destino, por ejemplo Marte. A la llegada a Marte, el primer vehículo orbitador 1 se pone en órbita 37 alrededor de Marte. Mediante frenado atmosférico o propulsivo, el primer vehículo orbitador 1 desciende a continuación a una órbita más baja 36 para recuperar una carga por medio de un cohete o de una nave espacial local. El segundo vehículo orbitador 2, independiente del primer vehículo orbitador 1, se lanza desde la Tierra, desde el punto A2, en una segunda trayectoria 34 alrededor del Sol 50, diferente de la primera trayectoria 33. La segunda trayectoria 34 va desde la órbita terrestre 35 a una órbita 42, próxima a la de Marte, en la cual se sitúa el punto de encuentro 38. Al aproximarse a Marte, el segundo vehículo orbitador 2 se pone en la órbita 42 alrededor del Sol, por ejemplo utilizando una primera maniobra de asistencia gravitacional de Marte, que acelera al segundo vehículo orbitador 2 y que modifica su trayectoria de forma adecuada. Cuando la carga del primer vehículo orbitador 1 se termina, el primer vehículo orbitador 1 puede acudir al lugar de encuentro con un nivel de carburante justo suficiente para abandonar la órbita de Marte. Cuando el primer vehículo orbitador 1 se reúne con el segundo vehículo orbitador 2 en el lugar de encuentro 38, se realiza un intercambio de carga del primer equipo orbitador 1 hacia el segundo vehículo orbitador 2 o bien el ensamblado de los dos vehículos orbitadores 1, 2. A continuación el orbitador 2 puede realizar una segunda secuencia de maniobras de cambio de órbita de baja intensidad, por tanto consumiendo poco carburante, para hacer una segunda asistencia gravitacional con Marte y de este modo introducirse dentro de una órbita de transferencia 39 que va de Marte a la Tierra. Al aproximarse a la órbita terrestre, una tercera secuencia de asistencias gravitacionales con la Tierra permite reducir la energía de esta órbita de transferencia 39 y reducir la cantidad de carburante necesaria para la maniobra

5 orbital para transferir el segundo vehículo orbitador 2 en una órbita 41 alrededor de la Tierra. Para minimizar la masa del combustible necesario, el segundo vehículo orbitador 2 se introduce de manera preferente en una órbita 41 muy elíptica, a continuación la órbita pudiendo ir volviéndose de manera progresiva casi circular cuando el segundo vehículo orbitador se encuentra a solo algunas centenas de kilómetros de altitud, por ejemplo del orden de 400 km de altitud, utilizando una técnica habitual de frenado atmosférico. La técnica de frenado atmosférico permite, al bajar el perigeo en la alta atmósfera terrestre, disipar la energía orbital del vehículo espacial y hacer que se reduzca el apogeo consumiendo una masa de combustible muy baja. La carga puede, por último, transferirse a un tercer vehículo espacial, situado por ejemplo en la órbita terrestre, como por ejemplo una estación espacial, por ejemplo la estación espacial internacional ISS, un cohete, una nave espacial u otro tipo de vehículo tripulado capaz de realizar un retorno a Tierra, o meterse en una cápsula automática de retorno atmosférico que volverá a aterrizar en la Tierra. Si la carga está formada por muestras sometidas a restricciones planetarias de protección, se prefiere la vuelta por medio de un vehículo tripulado.

10 Aunque la invención se haya descrito en relación a unos modos de realización particulares, resulta evidente que esta no se limita a esta en absoluto y que comprende todos los equivalentes técnicos de los medios que se han descrito, así como sus combinaciones si estas entran dentro del marco de la invención.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento para reducir la masa del carburante embarcado en una misión interplanetaria, que **se caracteriza porque** este consiste:

- 5 – en lanzar (10a) un primer vehículo espacial orbitador (1) desde la Tierra en una primera trayectoria interplanetaria (31, 33) hacia un planeta de destino a explorar;
- en lanzar (10b) un segundo vehículo espacial orbitador (2) desde la Tierra en una segunda trayectoria interplanetaria (32, 34) hacia un lugar de encuentro (38), la segunda trayectoria interplanetaria no constando de fase de puesta en órbita alrededor del planeta de destino;
- 10 – en recuperar un carga que hay que transportar y en cargarla en el primer vehículo espacial orbitador (1);
- en hacer volver al primer vehículo espacial orbitador (1) y a la carga desde el planeta de destino hasta el lugar de encuentro (38);
- en establecer un acoplamiento (14) de los dos vehículos espaciales orbitadores (1, 2);
- en hacer volver al menos al segundo vehículo espacial orbitador (2) y a la carga desde el lugar de encuentro (38) hasta una órbita terrestre (41).

15 2. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 1, **que se caracteriza porque** el primer vehículo espacial orbitador (1) consta, en su lanzamiento desde la Tierra, de un masa de carburante que únicamente corresponde a la masa necesaria para la realización de una primera parte de la misión que se termina en el lugar de encuentro (38), en el momento del acoplamiento (14).

20 3. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 2, **que se caracteriza porque** el segundo vehículo espacial orbitador (2) consta de un masa de carburante que le permite tomar el relevo del primer vehículo espacial orbitador (1) a partir del acoplamiento (14) y terminar la misión desde el lugar de encuentro (38) hasta la vuelta a la órbita terrestre (41).

25 4. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 3, **que se caracteriza porque** este consiste, además, en utilizar al menos una asistencia gravitacional de un planeta o de una luna situada en la segunda trayectoria interplanetaria (32, 34) para reducir aún más la masa del carburante necesaria para la realización de la misión.

30 5. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, **que se caracteriza porque** este consiste, después de la fase de acoplamiento (14), en hacer que los dos vehículos espaciales orbitadores acoplados juntos vuelvan hasta la órbita terrestre (41).

 6. Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 5, **que se caracteriza porque** este consiste en colocar, en el segundo vehículo espacial orbitador (2), la masa del carburante necesaria para el retorno de los dos vehículos espaciales orbitadores (1, 2) desde el lugar de encuentro (38) hasta la órbita terrestre (41).

35 7. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, **que se caracteriza porque** este consiste, además, después de la fase de acoplamiento (14), en descargar la carga del primer vehículo espacial orbitador (1) en el segundo vehículo espacial orbitador (2) y a continuación en abandonar el primer vehículo espacial orbitador (1).

40 8. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 7, **que se caracteriza porque** este consiste en recuperar la carga por medio de un primer cohete o de una primera nave espacial lanzada desde el planeta de destino hacia el primer vehículo espacial orbitador (1) y en dejar al primer vehículo espacial orbitador (1) en órbita alrededor del planeta de destino durante la recuperación de la carga.

45 9. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8, **que se caracteriza porque** este consiste, además, en descargar la carga por medio de un tercer vehículo espacial, seleccionado entre una estación espacial, un segundo cohete o una segunda nave espacial lanzada desde la Tierra hacia el segundo vehículo espacial (2) y en dejar al segundo vehículo espacial (2), o a los dos vehículos espaciales orbitadores (1, 2) ensamblados, en la órbita (41) alrededor de la Tierra.

 10. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 9, **que se caracteriza porque** el lugar de encuentro (38) se localiza en una órbita de encuentro (30, 37) situada entre el planeta de destino y la Tierra.

50 11. Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 10, **que se caracteriza porque** la carga está formada por pasajeros y/o por muestras de materiales tomadas en el planeta de destino.

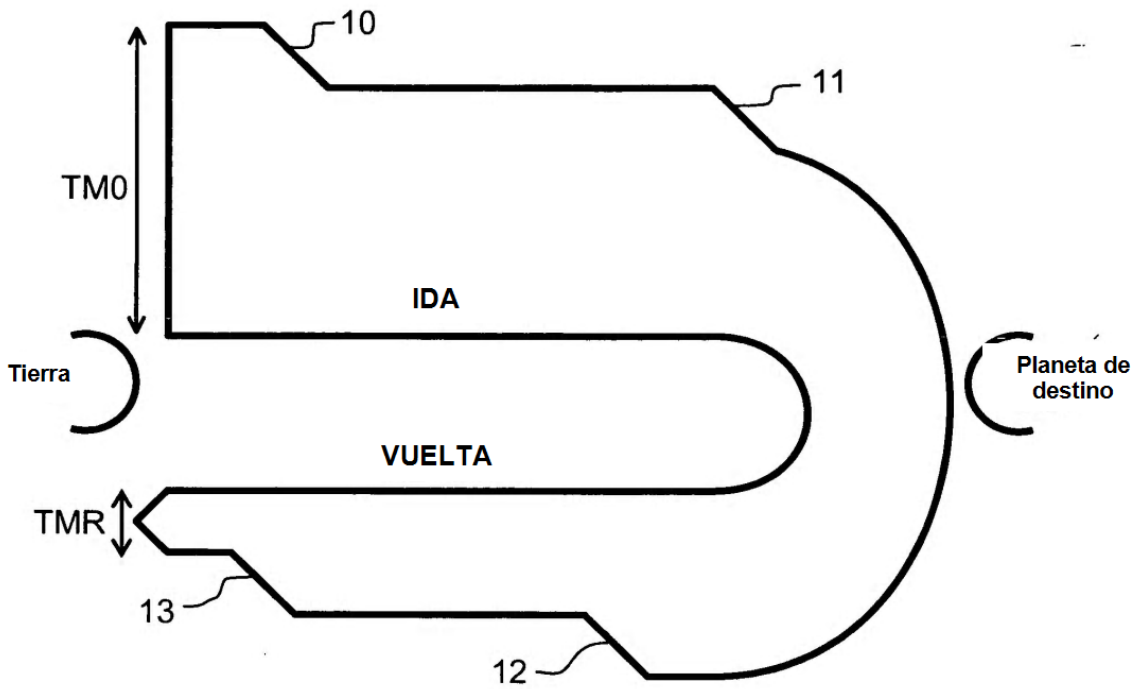


FIG.1

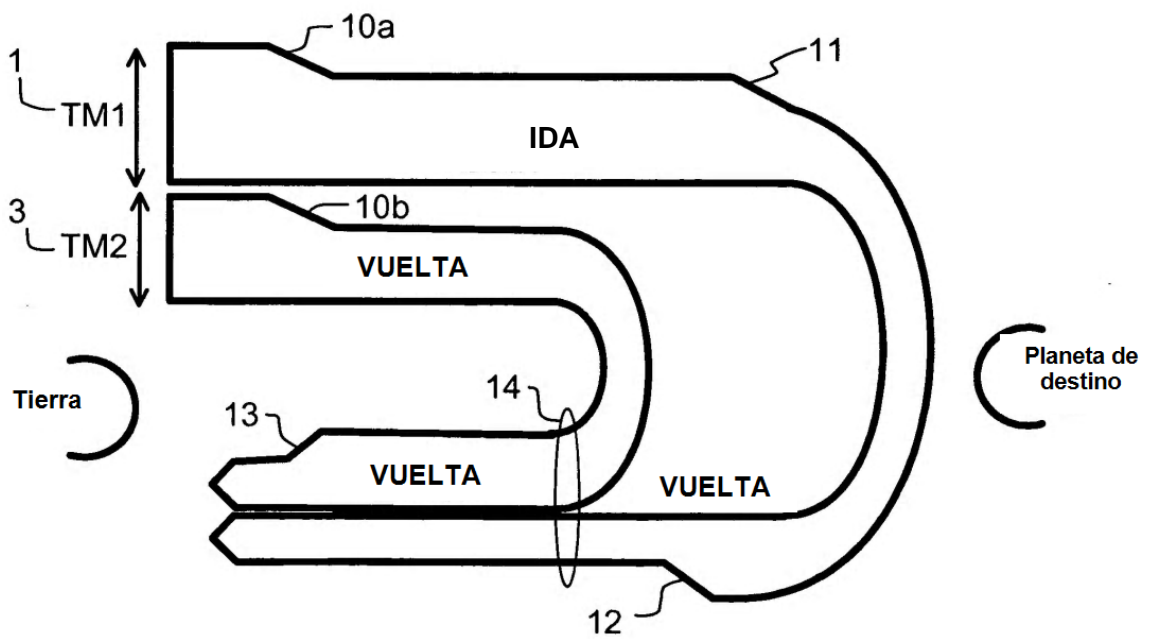


FIG.2

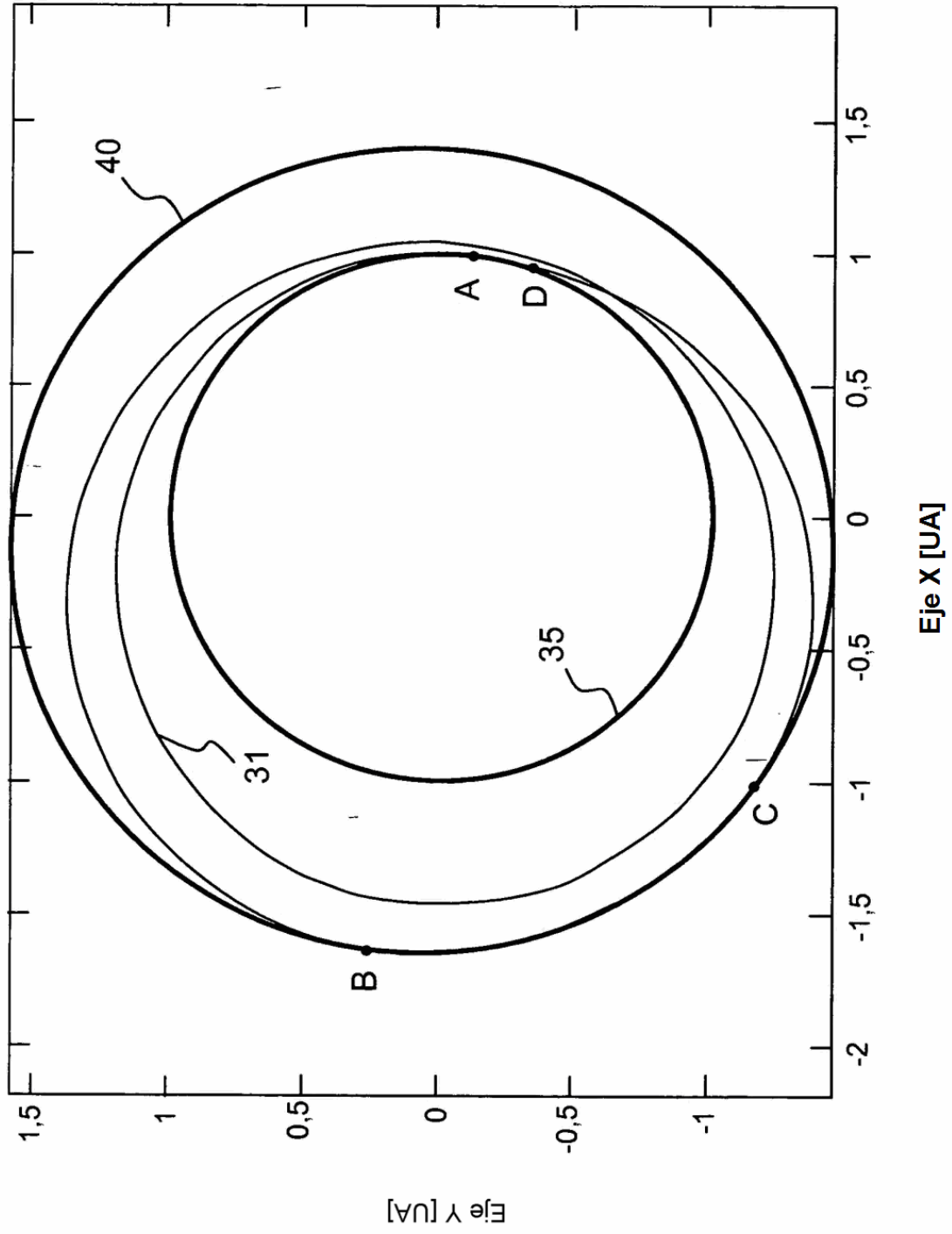


FIG.3

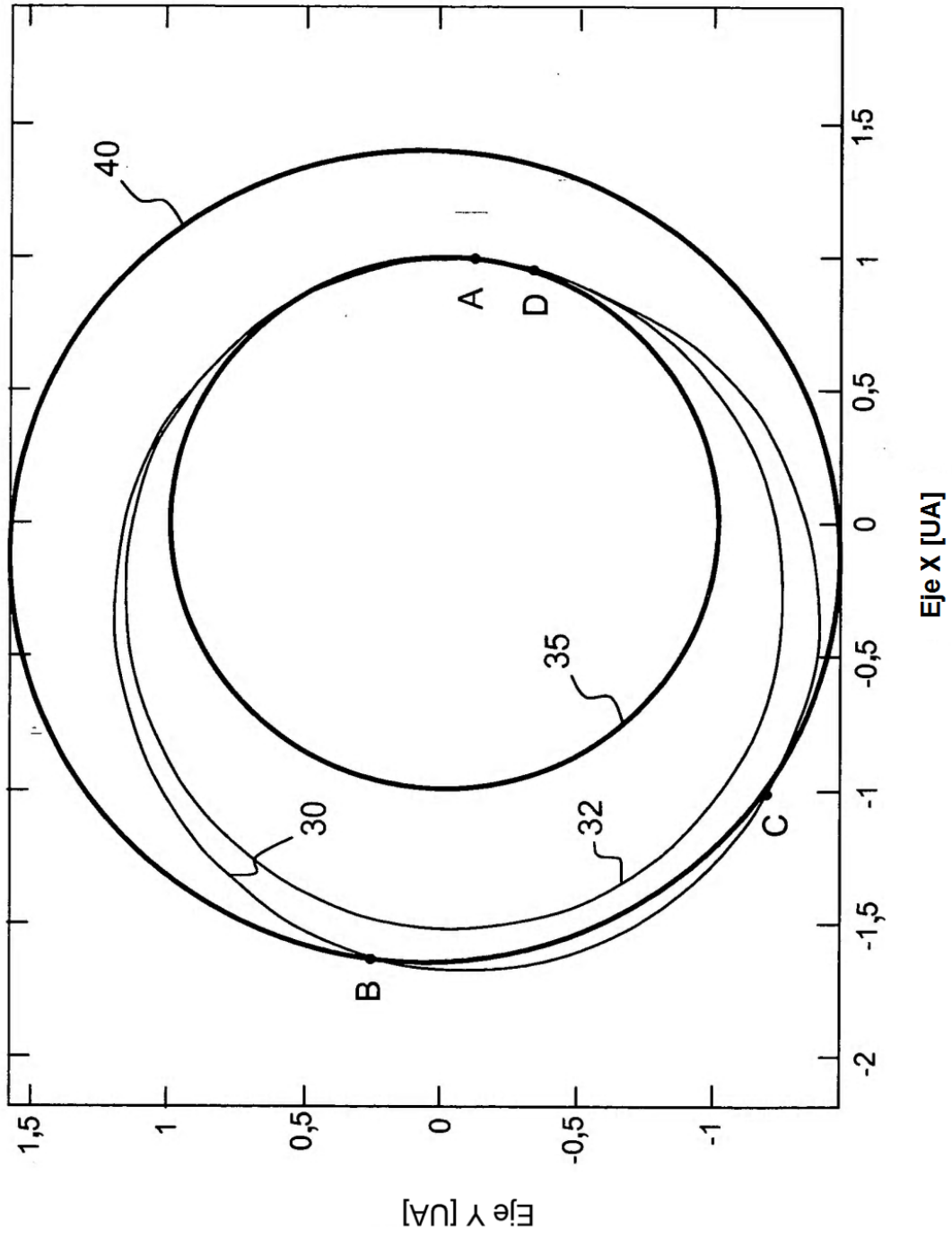


FIG.4

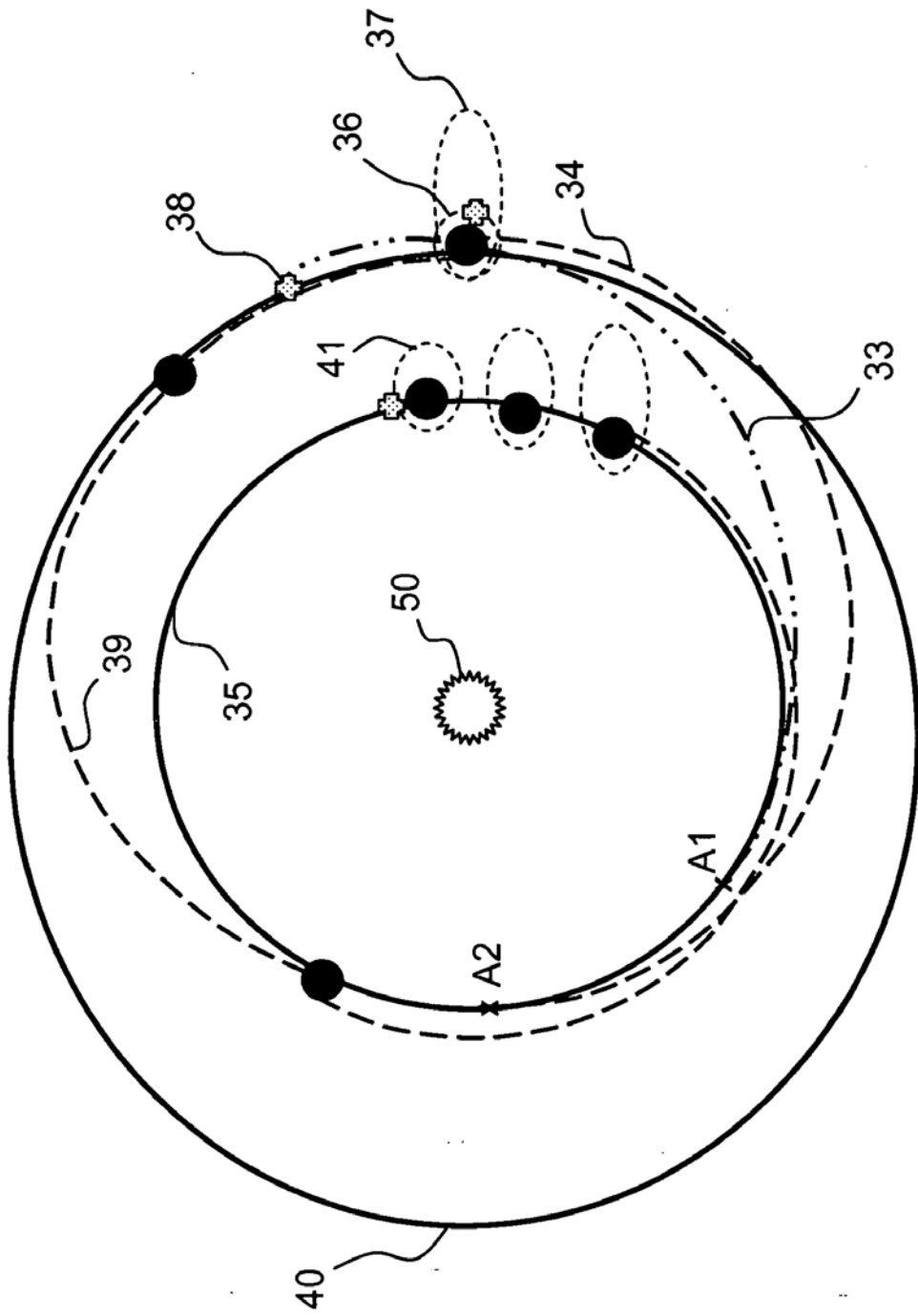


FIG.5