

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 979 011**

51 Int. Cl.:

**B64G 1/00** (2006.01)

**B64G 1/40** (2006.01)

**B64G 1/24** (2006.01)

12

## TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **19.05.2021 PCT/EP2021/063386**

87 Fecha y número de publicación internacional: **25.11.2021 WO21234054**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.05.2021 E 21727831 (6)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.03.2024 EP 4153490**

54 Título: **Procedimiento de optimización de la transferencia de órbita de una nave espacial de propulsión eléctrica y de satélite que implementa el dicho procedimiento**

30 Prioridad:

**19.05.2020 FR 2005113**

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

**23.09.2024**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE SAS (100.0%)  
31 Rue des Cosmonautes, ZI du PALAYS  
31402 Toulouse Cedex 4, FR**

72 Inventor/es:

**LAINE, IVAN;  
MARTIN, ERIC;  
MAAG, MARIE CATHERINE y  
DIRAISON, JEAN FRANÇOIS**

74 Agente/Representante:

**SÁEZ MAESO, Ana**

ES 2 979 011 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 de optimización de la transferencia de órbita de una nave espacial de propulsión eléctrica y de satélite que implementa el dicho procedimiento

Campo técnico

5 La presente invención pertenece al campo general de la mecánica espacial, especialmente de las técnicas de transferencia de órbita y puesta en posición de naves espaciales, y se refiere más particularmente a un procedimiento de optimización de la transferencia orbital de una nave espacial, tal como un satélite artificial, que dispone de una propulsión eléctrica.

10 Un tal procedimiento se aplica, por ejemplo, a la transferencia de órbita de un satélite de telecomunicaciones entre una órbita inicial elíptica y una órbita final circular, posiblemente geoestacionaria, de diferente inclinación, según un enfoque de puesta en posición mediante propulsión eléctrica conocido por su sigla anglosajona EOR (*Electric Orbit Raising*), que podría traducirse como «elevación eléctrica de órbita».

Estado de la técnica

15 Para realizar la puesta en órbita de una nave espacial destinada a cumplir una misión determinada, es posible que un lanzador coloque este último en una órbita elíptica denominada de inyección o de transferencia cuyo perigeo está próximo a la altitud de culminación del dicho lanzador y determina la altitud del apogeo de acuerdo con la velocidad de la nave espacial. Además, la inclinación de la órbita de inyección es generalmente diferente de la de la órbita objetivo, o la órbita de la misión, ya que depende principalmente de la latitud del punto de lanzamiento. Luego, la nave espacial se incorpora en su órbita de misión ejecutando las maniobras requeridas para una transferencia de órbita determinada.

20 La transferencia de órbita se puede realizar de diferentes maneras, bien conocidas, de acuerdo con las especificidades de cada lanzador y de cada nave espacial (parámetros orbitales en la inyección, naturaleza de la propulsión, etc.). Las trayectorias posibles son, por lo tanto, numerosas y dan lugar a estrategias variadas de utilización de los recursos energéticos de la nave espacial y de gestión de la duración de la transferencia. Por tanto, la transferencia de órbita apareció desde el inicio de la conquista espacial como un problema complejo de optimización el cual surge naturalmente para los industriales de la astronáutica. De manera general, este problema de optimización consiste en determinar entre las posibles estrategias las cuales, entre dos órbitas determinadas, minimicen un determinado coste. De manera más práctica, este problema se puede indicar como sigue: Dado un satélite artificial en órbita alrededor de la Tierra equipado con motores, un satélite que se desea transferir de una órbita inicial, donde por ejemplo ha sido colocado por el lanzador, a una órbita final, donde por ejemplo el dicho satélite está operativo, ¿en qué momentos se deben utilizar estos motores, en qué dirección y con qué intensidad de empuje con el fin de efectuar esta transferencia minimizando una función de coste tal como el consumo de combustible o la duración de la dicha transferencia? Incluso si la formulación sigue siendo la misma, se comprende fácilmente que la optimización de una transferencia de órbita depende de varios parámetros tales como el tipo de nave espacial, el tipo de propulsión utilizada, el coste que se debe minimizar, el entorno espacial, etc.

35 A título de ejemplo, el documento US5595360A describe un método de optimización de la transferencia orbital de una nave espacial lanzada en una órbita de inyección alrededor de un cuerpo central y orientada en una disposición predeterminada, para hacer pasar esta nave desde la órbita de inyección a una órbita geosincrónica. La nave espacial comprende un propulsor eléctrico, una unidad de control del dicho propulsor, comprendiendo esta unidad de control un medio para hacer funcionar el propulsor en los apogeos de órbitas intermedias, para aumentar sucesivamente sus perigeos. Este funcionamiento continúa hasta que el semieje mayor de una órbita intermedia sea prácticamente igual al semieje mayor de la órbita geosincrónica, para definir una órbita de transferencia inicial para la nave espacial. Luego, el medio hace funcionar continuamente el propulsor para hacer pasar la nave espacial desde la órbita de transferencia inicial a la órbita geosincrónica, manteniendo al mismo tiempo la igualdad, en la práctica, del semieje mayor geosincrónico y del semieje mayor de la órbita de transferencia.

El método propuesto por esta solución es similar al enfoque EOR estándar que se menciona más adelante.

50 En regla general, los satélites de telecomunicaciones que operan en órbita geoestacionaria GEO (*Geostationary Equatorial Orbit*) no son colocados directamente en esta órbita por el lanzador. Los satélites son a menudo inyectados en una órbita de transferencia geoestacionaria GTO (*Geostationary Transfer Orbit*) luego transferidos hacia la GEO navegando a través de una serie de órbitas intermedias sucesivas. Para efectuar las maniobras necesarias, los satélites utilizan su propio sistema de propulsión siguiendo planes de vuelo conocidos. La transferencia de la GTO hacia la GEO todavía está dominada por la utilización de la propulsión química. Recientemente, se han transferido o se están transfiriendo algunos satélites hacia la GEO por medio de una propulsión eléctrica.

55 Se conoce el enfoque EOR, para la puesta en posición de satélites mediante propulsión eléctrica, la cual es la aplicación más reciente de la propulsión por plasma, que ha tenido un impacto notable en la industria espacial. En efecto, la utilización de propulsores de plasma ha permitido ganancias de masa significativas. Un ejemplo de esta ganancia de masa es el lanzamiento del VA-237 por Ariane 5 el 2 de junio de 2017, el cual transportaba dos satélites

geoestacionarios de telecomunicaciones. Entre estos satélites, el satélite Eutelsat-172B diseñado por Airbus Defence and Space efectuaba su transferencia de órbita únicamente por propulsión eléctrica, y era un 55 % más ligero que el otro satélite para una potencia eléctrica similar y, por lo tanto, una capacidad operativa similar.

5 La utilización del EOR en lugar de la propulsión química para la fase de transferencia permite reducir la masa del combustible y, por lo tanto, aumentar la masa seca máxima admisible del satélite. Sin embargo, la mayoría de las soluciones de optimización de la transferencia de órbita por propulsión eléctrica continúan recurriendo a la propulsión química para efectuar determinadas etapas clave de la transferencia.

10 Por ejemplo, el documento US7113851B1 describe un procedimiento y un sistema de transferencia de órbita que permite que un satélite se escape rápidamente de los cinturones de radiación de Van Allen minimizando al mismo tiempo la masa de la carga y la vida útiles de la misión. El satélite comprende propulsores químicos de alto empuje, propulsores eléctricos de alto impulso específico y un generador solar. El satélite sale rápidamente de los cinturones de Van Allen utilizando los propulsores químicos en los apogeos de órbitas intermedias, a partir de la órbita de transferencia iniciada por un lanzador, para elevar sucesivamente los perigeos hasta que el perigeo cruza los dichos cinturones. La masa de la carga y la vida útiles de la misión se maximizan mediante la utilización de la propulsión eléctrica, como se destaca más arriba.

15 El documento US2003062452A1 describe un procedimiento de lanzamiento de un satélite en órbita el cual optimiza la masa del satélite puesto en órbita, incluyendo el satélite propulsores químicos y propulsores eléctricos. Este procedimiento comprende una etapa de utilización de un propulsor químico para pasar de la órbita de transferencia a una órbita intermedia y una etapa de utilización de un propulsor eléctrico, para elevar la órbita desde la dicha órbita intermedia a una órbita geosincrónica final, durante la cual el dicho propulsor eléctrico es sometido a una regulación de empuje para producir niveles de empuje variables con el fin de funcionar a un nivel de impulso específico óptimo para optimizar la masa dispuesta en órbita.

20 Sin embargo, existen soluciones de optimización de la transferencia de órbita únicamente mediante propulsión eléctrica, como la que se describe en el documento. US2012097796A1 el cual propone determinar la trayectoria óptima minimizando la masa ajustando simultáneamente los parámetros orbitales.

Las soluciones simplemente eléctricas existentes siguen siendo bastante complejas, con resultados poco concluyentes, y no permiten cubrir aspectos problemáticos de la misión espacial, tales como las radiaciones.

30 Por otro lado, el documento «KLUEVER C A: «GEOSTATIONARY ORBIT TRANSFERS USING SOLAR ELECTRIC PROPULSION WITH SPECIFIC IMPULSE MODULATION», JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS. AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTS, REASTON, VA, US, volumen 41, número 3, 1 de mayo de 2004 (2004-05-01), páginas 461-466, XP001201467. ISSN: 0022-4650» describe un método de optimización de las transferencias orbitales utilizando una propulsión eléctrica mediante modulación de impulso específica. Por tanto, presenta un enfoque numérico para determinar el perfil óptimo del impulso específico para los propulsores con eficiencia variable. El procedimiento descrito se refiere a la transferencia de un satélite artificial, desde una órbita inicial elíptica GTO hacia una órbita final GEO, adoptando el satélite al menos una órbita intermedia elíptica GTO. Este procedimiento comprende además una etapa de empuje máximo cerca del apogeo para las órbitas de transferencia iniciales, y cerca del perigeo para las órbitas de transferencia finales.

Presentación de la invención

40 La presente invención tiene como objetivo superar los inconvenientes de la técnica anterior expuestos más arriba, en particular los límites de los enfoques actuales de la transferencia de órbita mediante propulsión eléctrica en términos de ahorro de combustible, prolongación de la vida útil de la misión y gestión de las limitaciones vinculadas al entorno espacial.

45 Para este efecto, la presente invención tiene por objetivo un procedimiento de transferencia de una nave espacial, tal como un satélite artificial, desde una órbita inicial elíptica hacia una órbita final de la dicha nave alrededor de un cuerpo de masa preponderante, tal como un planeta, adoptando la dicha nave al menos al menos una órbita intermedia elíptica impulsada por medios de propulsión eléctricos. Este procedimiento es notable porque comprende, cuando la nave espacial se encuentra en una órbita intermedia, una etapa de empuje nominal, en la cual los medios de propulsión generan un empuje nominal siempre que la dicha nave esté en al menos una parte de un primer arco orbital que en general pasa por el apogeo de la dicha órbita intermedia, y una etapa de empuje mínimo, en la cual los medios de propulsión se detienen en parte o se reduce su régimen siempre que la dicha nave esté en al menos una parte de un segundo arco orbital que en general pasa por el perigeo de la dicha órbita intermedia, siendo los dos arcos orbitales complementarios.

50 El empuje nominal puede corresponder a un empuje máximo. Según un modo de realización particularmente ventajoso, los medios de propulsión eléctricos incluyen al menos un propulsor fijo opcional, que genera un empuje de dirección paralelo a un eje Z vinculado a la nave espacial y tangencial a la trayectoria de la dicha nave durante la transferencia, y al menos dos conjuntos desplegables de propulsión, que generan un empuje de dirección orientable y que incluyen cada uno al menos un propulsor, consistiendo el paso de empuje mínimo en detener cualquier propulsor fijo y mantener en marcha un propulsor por conjunto desplegable de propulsión.

Más particularmente, el primer arco orbital y el segundo arco orbital de cada órbita intermedia presentan una simetría con respecto al eje mayor de la dicha órbita, presentando el primer arco normalmente una longitud superior a la del segundo arco.

5 Ventajosamente, el procedimiento comprende además una etapa de transición de la etapa de empuje nominal a la etapa de empuje mínimo y una etapa de transición de la etapa de empuje mínimo a la etapa de empuje nominal, comprendiendo cada una de las dichas etapas de transición modificaciones progresivas del régimen de funcionamiento de todos o parte de los medios de propulsión eléctrica de la nave espacial.

Ventajosamente, el procedimiento es implementado por la nave espacial de forma iterativa en una pluralidad de órbitas intermedias sucesivas siempre que la dicha nave no haya alcanzado la órbita final.

10 Según un aspecto ventajoso de la invención, las etapas de empuje nominal y las etapas de empuje mínimo están configuradas de modo que se optimice el consumo de combustible de la nave espacial y la duración de la transferencia entre la órbita inicial y la órbita final. Esto tiene por objetivo prolongar la vida útil de la misión con una masa de combustible constante o aumentar la masa seca de la nave espacial con una vida útil constante.

15 Según otro aspecto ventajoso, para cualquier órbita intermedia que atravesase una zona de radiaciones intensas, tal como los cinturones de radiaciones de Van Allen, las etapas de empuje nominal y las etapas de empuje mínimo están configuradas de modo que minimicen la duración de la transferencia.

20 Según un modo de realización, la nave espacial es un satélite de telecomunicaciones destinada para ser operativa en una órbita geoestacionaria, siendo el dicho satélite inicialmente colocado en una órbita de inyección de inclinación distinta de cero por un vehículo de lanzamiento, siendo la transferencia del dicho satélite de la órbita de inyección hacia la órbita geoestacionaria realizado a través de un enfoque de puesta en posición mediante propulsión eléctrica denominado EOR (*Electric Orbit Raising*).

Según un modo de realización, los medios de propulsión eléctrica comprenden propulsores de efecto Hall.

25 Según la invención, una batería eléctrica de la nave espacial se carga mediante un generador solar de la dicha nave durante la etapa de empuje mínimo a una tasa superior que una tasa de carga de la dicha batería durante la etapa de empuje nominal, para proporcionar un soporte de energía a la dicha nave durante la etapa de empuje nominal.

Durante la etapa de empuje mínimo, la nave espacial almacena una energía en la batería, y durante la etapa de empuje nominal, esta energía se asigna al empuje nominal.

30 Por tanto, una cantidad de energía restante en el generador solar, después de cargar la batería durante la etapa de empuje reducido, se utiliza para sobrecalentar la nave espacial con el fin de ahorrar energía durante una reinicialización de las operaciones de regulación térmica durante la etapa de empuje nominal.

La presente invención también tiene por objeto una nave espacial, del tipo satélite artificial, sonda o vehículo, que implementa un tal procedimiento de transferencia de órbita después de su separación de un vehículo de lanzamiento del tipo lanzador.

35 La invención también se refiere a un procedimiento de control a distancia de una tal nave espacial, en el cual la dicha nave es controlada a distancia mediante un dispositivo de control que determina sucesivamente las señales de control y que las envía a la dicha nave para la realización de todas o parte de las etapas del procedimiento de transferencia, comprendiendo el dicho dispositivo al menos un sistema de control y un sistema de emisión/recepción basado en tierra o en el espacio.

40 Además, la invención se refiere a un producto de programa de ordenador, que puede ser instalado en la nave espacial, que incluye un conjunto de instrucciones de código informático el cual, cuando se ejecutan por un procesador, implementa un procedimiento de transferencia de órbita según una o más características presentadas más arriba.

45 Los conceptos fundamentales de la invención que acaban de ser expuestos en su forma más elemental, otros detalles y características surgirán más claramente con la lectura de la descripción que sigue y con respecto a los dibujos adjuntos, que dan a modo de ejemplo y no limitativo un modo de realización de un procedimiento de optimización de la transferencia de órbita de una nave espacial mediante propulsión eléctrica de acuerdo con los principios de la invención.

Breve descripción de las figuras

50 Las figuras son dadas simplemente a título ilustrativo para la comprensión de la invención y no limitan el alcance de esta última. Los diferentes elementos están representados esquemáticamente y no necesariamente a la misma escala. En todas las figuras, los elementos idénticos o equivalentes llevan la misma referencia numérica.

Por tanto, se ilustra en:

- La Figura 1a: una vista en perspectiva de una nave espacial en una órbita inicial elíptica antes de su transferencia en una órbita final circular de diferente inclinación;
  - La Figura 1b: una vista parcial en planta de la Figura 1a, siendo la altitud del apogeo de la órbita inicial superior a la altitud de la órbita circular;
  - 5    - La Figura 2: las principales fases de la transferencia de órbita según el enfoque EOR;
  - La Figura 3: un gráfico combinado de la evolución temporal de los parámetros orbitales durante una transferencia EOR típica;
  - La Figura 4: un ejemplo de una posible trayectoria durante una transferencia EOR;
  - La Figura 5: los arcos orbitales, de eficiencias de empuje mínima y máxima, en una órbita intermedia elíptica;
  - 10   - La Figura 6: una vista parcial de un ejemplo de satélite para la implementación del procedimiento de optimización de la transferencia de órbita según un modo de realización de la invención;
  - La Figura 7: un diagrama de las principales etapas de un procedimiento de optimización de la transferencia de órbita según un modo de realización de la invención;
  - La Figura 8: una secuencia de paso del satélite en el arco orbital de mínima eficiencia de una órbita intermedia;
  - 15   - La Figura 9a: las curvas de ahorro de xenón obtenidas mediante la implementación del procedimiento de optimización en diferentes casos;
  - La Figura 9b: las curvas de las prolongaciones de la vida útil obtenidas mediante la implementación del procedimiento en diferentes casos;
  - 20   - La Figura 10: las curvas de las evoluciones temporales de los parámetros orbitales obtenidas mediante la implementación del procedimiento según la invención;
  - La Figura 11: el principio de aplicación del procedimiento de la invención según una estrategia híbrida adaptada a los lanzamientos de baja inclinación en presencia de zonas de intensas radiaciones;
  - La Figura 12: una comparación de las curvas de ahorro de xenón y de la prolongación de la vida útil entre una estrategia de consumo mínimo y una estrategia híbrida.
  - 25   Descripción detallada de los modos de realización
- Cabe señalar previamente que determinados dispositivos, sistemas y procedimientos bien conocidos por los expertos en la técnica son, en este caso, descritos para evitar cualquier insuficiencia o ambigüedad en la comprensión de la presente invención.
- 30   En el modo de realización descrito más adelante, se hace referencia a un procedimiento de optimización de la transferencia de órbita de una nave espacial, destinada principalmente a una puesta en posición mediante propulsión eléctrica de un satélite de telecomunicaciones que opera en una órbita geoestacionaria. Este ejemplo no limitativo, es dado para una mejor comprensión de la invención y no excluye la aplicación del procedimiento de optimización a otros tipos de transferencias orbitales, por ejemplo, mediante propulsión híbrida (química y eléctrica) de una órbita elíptica hacia una órbita geosíncrona o circular cualquiera.
  - 35   En la continuación de la descripción, los términos «satélite» y «transferencia» designan por extensión, respectivamente, un satélite artificial y la transferencia de órbita de un tal satélite, en el sentido de la mecánica espacial. Además, la terminología empleada en ningún caso debe interpretarse de manera limitativa o restrictiva, sino simplemente en relación con determinados modos de realización particulares de la invención.
  - 40   La Figura 1a representa esquemáticamente un satélite 10 lanzado a partir de una posición sobre un astro 20 de masa preponderante tal como la Tierra e inyectado por un lanzador, no se representa, en una órbita 30 inicial elíptica, denominada órbita de inyección, siguiendo las secuencias predeterminadas de lanzamiento y de separación con base en los parámetros y la configuración del lanzador. El satélite 10 está destinado para alcanzar una órbita 50 final geoestacionaria, denominada órbita de misión, en la cual está operativo, efectuando una transferencia de órbita.
  - 45   Sólo en el caso de los satélites «todo eléctrico» para los cuales esta transferencia de órbita corresponde a una puesta en posición mediante propulsión eléctrica según el enfoque EOR (*Electric Orbit Raising*) será considerado.
- Una vez completada la secuencia de separación, por el desacoplamiento de la última etapa del lanzador al final de la combustión del satélite 10, este último continúa, de manera autónoma, en la órbita 30 de inyección la cual presenta un perigeo P, un apogeo A y una inclinación  $i$  con respecto al plano de la órbita 50 geoestacionaria considerada. La inyección se efectúa al nivel del perigeo P, a menudo en su proximidad inmediata, con una determinada velocidad la

cual determina entonces la altitud del apogeo A y la excentricidad de la órbita 30 de inyección. Esta altitud puede ser superior a la altitud geoestacionaria como lo muestra claramente la Figura 1b.

La transferencia EOR permite al satélite alcanzar la órbita 50 geoestacionaria y se acompaña de una modificación progresiva de los parámetros orbitales antes mencionados.

- 5 La Figura 2 esquematiza el desarrollo de una transferencia EOR convencional. En efecto, después de la inyección del satélite 10 en su órbita 30 de inyección mediante el lanzador, la transferencia continúa de manera autónoma con tres fases: una fase (a) de inicialización, una fase (b) de puesta en posición (transferencia propiamente dicha) y una fase (c) de conservación de la posición.

- 10 La fase de inicialización está comprendida entre la inyección y el inicio de las maniobras de transferencia. Durante esta fase, los parámetros orbitales no cambian y los sistemas del satélite 10 se inicializan, verifican y preparan para la fase de puesta en posición autónoma. Esto incluye, entre otras cosas, el modo de punteo al Sol seguido por el despliegue de los paneles solares, las pruebas en órbita de redundancias, la propulsión eléctrica y la plataforma del satélite.

- 15 La fase de puesta en posición corresponde a la propia transferencia EOR, durante la cual el satélite 10 es completamente autónomo, y efectúa de manera continua las maniobras necesarias para alcanzar su órbita 50 geoestacionaria de misión pasando por sucesivas órbitas 40 intermedias. Durante esta fase, la posición del satélite 10 y del conjunto de sistemas incorporados son controlados y supervisados a distancia, mediante telemetría o cualquier otro medio conocido de comunicación a distancia.

- 20 Finalmente, la fase de mantenimiento en posición (*on-station mode*) corresponde a la evolución operativa del satélite 10 en su órbita 50 de misión, apuntando el dicho satélite hacia la Tierra 20. Las pruebas preliminares de telecomunicación pueden ser además realizadas durante esta fase.

- 25 El procedimiento de optimización según la invención se aplica esencialmente a la fase (b) de puesta en posición que puede confundirse indistintamente con la transferencia EOR. Antes de detallar las etapas de este procedimiento, conviene recordar, en primer lugar, muy brevemente el desarrollo de una transferencia EOR convencional, actualmente utilizada para colocar los satélites en órbita geoestacionaria a partir de una órbita elíptica de diferente inclinación (distinta a cero).

- 30 Con referencia a la Figura 2, el satélite 10 se encuentra inicialmente en la órbita 30 de inyección la cual presenta una inclinación  $i$ , correspondiente al ángulo formado por el plano de la dicha órbita y el plano 25 principal de la Tierra 20 (plano ecuatorial). Luego, el satélite 10 comienza progresivamente las transferencias entre sucesivas órbitas 40 intermedias llevándolo a la órbita 50 geoestacionaria. Por tanto, los parámetros orbitales, es decir, la altitud del apogeo A, la altitud del perigeo P y la inclinación  $i$ , evolucionan hasta alcanzar valores sustancialmente iguales a los de la órbita 50 geoestacionaria. Inicialmente, la altitud del apogeo, inicialmente superior a la altitud geoestacionaria, aumenta ligeramente y luego disminuye en un segundo lugar, hasta alcanzar la altitud geoestacionaria. Esta variación va acompañada de un aumento monótono de la altitud del perigeo hasta alcanzar la altitud geoestacionaria, en cuyo caso la órbita se «circulariza», y de una disminución de la inclinación hasta el valor de la inclinación de la órbita 50 geoestacionaria, es decir  $0^\circ$  (órbita contenida en el plano 25 ecuatorial).

- 40 La Figura 3 es un gráfico de la evolución temporal de los parámetros orbitales durante una transferencia EOR típica, medida para dos lanzadores diferentes: Ariane (curvas de líneas discontinuas) y un lanzador de alta inclinación (curvas de líneas continuas). Estos dos lanzadores se distinguen fundamentalmente por la inclinación de sus órbitas de inyección. El primero presenta una inclinación de aproximadamente  $6^\circ$  y por lo tanto corresponde a un lanzador denominado de baja inclinación, mientras que el segundo presenta una inclinación de aproximadamente  $26^\circ$  y corresponde a un lanzador denominado de alta inclinación. La comparación de dos lanzadores que inyectan a las inclinaciones «extremos» resultará útil a la hora de tener en cuenta determinados fenómenos, tales como el paso del satélite en los cinturones de radiaciones de Van Allen, para la implementación del procedimiento de optimización.

- 45 De acuerdo con el análisis cualitativo establecido con respecto a la Figura 2, se constata en la Figura 3, para los dos lanzadores, un aumento y luego una disminución de la altitud del apogeo A hasta la altitud de la órbita geoestacionaria GEO, así como un aumento de la altitud del perigeo P para alcanzar la altitud GEO al mismo tiempo que la altitud del apogeo, disminuyendo la inclinación continuamente para alcanzar una inclinación cero.

- 50 En términos de imágenes, las órbitas de transferencia elípticas, inicial 30 e intermedia 40, «se circularizan» y «se elevan» progresivamente para fusionarse con la órbita 50 geoestacionaria. En vista de la continua evolución de los parámetros orbitales según los sentidos de variación indicados, la transferencia EOR corresponde a una trayectoria espiral compleja alrededor de la Tierra como se representa en la Figura 4.

- 55 Sin embargo, la transferencia EOR comprende para cada órbita de transferencia, de inyección 30 o intermedia 40, dos fases principales: una fase tangencial y una fase inercial. La primera corresponde a un régimen de propulsión del satélite en el cual el empuje es esencialmente tangencial de modo que aumente el semieje mayor de la órbita. La segunda corresponde a un régimen de propulsión con un empuje esencialmente inercial, o gravitacional, de modo que

reduzca la excentricidad de la órbita. La disminución de la excentricidad hasta un valor cero correspondiente a la órbita 50 final circular que resulta evidente en las Figuras 2 y 4.

Por lo tanto, el procedimiento de optimización según la presente invención se basa en las especificidades de cada una de las fases antes mencionadas para asegurar una utilización optimizada de los propulsores del satélite durante la transferencia, y por lo tanto una mejor gestión de la potencia disponible, como se explica más adelante.

Para la optimización de la transferencia EOR, se tienen en cuenta varias limitaciones, por lo tanto, las más importantes son: la duración máxima de la transferencia, la duración máxima de los eclipses y la altitud mínima del inicio de la transferencia.

La duración máxima de la transferencia tiene un impacto directo en la dosis de radiación acumulada durante la transferencia. Se trata de un límite que no se debe superar para cumplir las especificaciones de los paneles solares relativas a la dosis de radiación recibida durante la transferencia respetando los márgenes exigidos. Este límite cubre las duraciones acumuladas de la fase de inicialización y de la fase de puesta en posición. Además, la duración máxima de la transferencia también corresponde a un límite fijado para evitar cualquier retraso en la utilización operativa del satélite.

La duración máxima de los eclipses tiene un efecto térmico sobre el satélite y sus equipos, y debe estar acorde con la calificación térmica de los paneles solares en particular.

La altitud mínima al inicio de la transferencia deberá ser compatible con los efectos de arrastre admisibles sobre los paneles solares y sus mecanismos de accionamiento, de acuerdo con la calificación de los propulsores eléctricos con respecto a la presión ambiental máxima, y de acuerdo con los aspectos de erosión por oxígeno atómico (ATOX).

Estas principales limitaciones permiten definir y ajustar las operaciones base del procedimiento de optimización, que consisten en modular el empuje de los propulsores, y más precisamente su intensidad, con base en la posición del satélite en la órbita de transferencia. En efecto, la eficacia del empuje generado por el sistema de propulsión del satélite varía con base en la posición del dicho satélite en cada órbita de transferencia elíptica. En consecuencia, una estrategia de control según la cual el empuje varía en intensidad en cada órbita intermedia permitiría reducir el consumo de combustible en comparación con las estrategias de la técnica anterior según las cuales el empuje se mantiene constante.

La Figura 5 representa una órbita 40 intermedia sobre la cual están indicados dos arcos 41 y 42 que delimitan aproximadamente la variación de la eficacia del empuje mencionado anteriormente. En efecto, la órbita 40 presenta un primer arco 41, en línea continua, de máxima eficacia, y un segundo arco 42, en línea discontinua, complementario al primero, de mínima eficacia, presentando cada uno de los dichos arcos una simetría con respecto al eje mayor de la órbita 40 elíptica.

El arco 41 de máxima eficacia pasa por el apogeo A y se extiende sobre una parte importante de la órbita en la cual la velocidad gravitacional del satélite es menos significativa (ley de áreas). Por tanto, el efecto del empuje del satélite está menos dominado por el movimiento inercial del satélite y la eficacia del dicho empuje es, por lo tanto, máxima durante esta fase.

El arco 42 de eficacia mínima pasa por el perigeo P y corresponde a la parte de la órbita en la cual la velocidad gravitacional del satélite es más significativa. Por tanto, el efecto del empuje del satélite está más dominado por el movimiento gravitacional. Por lo tanto, la eficacia del empuje es mínima durante esta fase.

Por lo tanto y en un primer lugar, el procedimiento de optimización de la transferencia de órbita consiste en reducir el empuje del satélite en al menos una porción 43 del arco 42 de eficacia mínima y aumentarlo en el arco 41 de eficacia máxima de modo que utilice mejor la potencia de propulsión disponible y reduzca el consumo de combustible.

Partiendo de este principio, se va a detallar un ejemplo de realización particular del procedimiento aplicado a un satélite que presenta una arquitectura de propulsión específica, no limitativa, como se muestra en la Figura 6.

La Figura 6 representa esquemáticamente un satélite 10 equipado con los sistemas necesarios para efectuar una transferencia EOR. Este satélite incluye principalmente un cuerpo 11, un propulsor 12 central fijo opcional, con dirección de empuje fija, dos conjuntos 13 móviles de propulsión, con dirección de empuje orientable, y dos paneles 15 solares montados rotativos según un mismo eje a cada lado del cuerpo 11 por medio de mecanismos 16 de despliegue. El satélite 10 define un sistema de referencia satelital clásico que incluye tres ejes: un eje Z, tangencial a la trayectoria cuando el satélite se encuentra en órbita de transferencia (por lo tanto, paralelo al vector de velocidad del satélite) y radial dirigido hacia el centro de la Tierra cuando el dicho satélite se encuentra en órbita geoestacionaria, y los ejes X y Y forman con el eje Z un triedro directo.

El propulsor 12 central fijo es un propulsor de efecto Hall HET (*Hall-Effect Thruster*) y presenta una dirección de empuje paralela al eje Z del satélite 10. El satélite podrá incluir otros propulsores fijos adicionales.

Cada conjunto 13 móvil de propulsión incluye un módulo 131 de propulsión, que comprende al menos un propulsor 1311, y un mecanismo 132 que permite la orientación del dicho módulo. Los conjuntos 13 de propulsión están articulados en caras opuestas del cuerpo 11, por ejemplo, en las caras Norte y Sur del satélite.

Más particularmente, cada módulo 131 de propulsión es un módulo de propulsión de plasma, compuesto por una placa estructural en la cual están instalados los propulsores 1311 así como controladores de caudal másico. Esta placa también asegura un aislamiento térmico de los propulsores y de los controladores de caudal. Según el ejemplo ilustrado, cada módulo 131 está provisto de dos propulsores 1311, por ejemplo, un propulsor nominal y un propulsor redundante cuyos empujes están representados, respectivamente, por una flecha continua y una flecha interrumpida. Además, los mecanismos 132 forman parte de sistemas de despliegue y de punteo los cuales también proporcionan la motorización necesaria para obtener la cinemática requerida.

Para la alimentación de los propulsores 12 y 13 eléctricos, el satélite incluye depósitos, no se representan, adaptados para recibir un volumen de combustible en forma de gas, por ejemplo, xenón.

Entre los sistemas necesarios que permiten, entre otras cosas, efectuar la transferencia EOR, el satélite 10 comprende un sistema de determinación y de control de la disposición ADCS (*Attitude Determination and Control System*) basado en la visualización de estrellas y utilizado para controlar el dicho satélite después de su separación del lanzador por medio de accionadores disponibles (ruedas de reacción y propulsores). El ADCS también permite dirigir permanentemente los paneles 15 solares hacia el Sol durante la transferencia, de manera que se proporcione la potencia necesaria a las unidades de alimentación eléctrica y de gestión de potencia PPU (*Power Processing Unit*) a través de reguladores específicos. Las PPU controlan y alimentan los propulsores, durante su encendido, de corriente eléctrica a la tensión de entrada requerida. Los propulsores de efecto Hall se alimentan de xenón mediante un sistema de regulación de la presión de xenón, el cual adapta la presión al punto de funcionamiento de los propulsores requeridos durante la misión.

El mecanismo 132 de cada conjunto 13 de propulsión comprende tres articulaciones que presentan cada una al menos un grado de libertad en rotación, alrededor de diferentes ejes, de modo que libere todos los grados de movilidad del módulo 131 de propulsión asociado. Por tanto, los conjuntos 13 de propulsión se despliegan en la posición denominada "EOR" durante la transferencia (dirección del empuje de los propulsores 1311 paralela al eje Z del satélite), siendo esta posición la de la Figura 6, luego en la posición denominada "on-station", no se representa, durante el mantenimiento de la posición (dirección del empuje que apunta al centro de masa del satélite).

Un ejemplo de satélite 10, que implementa el procedimiento de optimización de transferencia, acaba de ser brevemente descrito, ahora se presenta un modo de realización del dicho procedimiento.

Con referencia a la Figura 7, el procedimiento de optimización de la transferencia EOR se refiere a la fase 400 de puesta en posición, entre la inicialización 300 y el mantenimiento 550 en posición, y comprende las siguientes etapas según un ciclo iterativo:

- una etapa 410 de empuje nominal;
- una etapa 412 de transición de una fase de empuje nominal a una fase de empuje reducido;
- una etapa 420 de empuje reducido; y
- una etapa 421 de transición inversa, desde una fase de empuje reducido a una fase de empuje nominal.

Por supuesto, el número de iteraciones necesarias para que el satélite alcance la órbita geoestacionaria de misión se determina en el plan de vuelo inicial y el objetivo de esta secuencia alterna de regímenes de propulsión es optimizar el consumo de xenón.

La Figura 8 permite ilustrar las etapas enumeradas más arriba implementadas en una órbita 40 de transferencia, cada una en una parte precisa de la dicha órbita.

La etapa 410 de empuje nominal corresponde a una utilización continua y simultánea de los propulsores del satélite 10 a su régimen nominal en el arco 41 de máxima eficacia. Se trata de la misma configuración que la de una transferencia EOR convencional. Esto se traduce para el satélite 10, según el ejemplo de la Figura 6, mediante una utilización continua y simultánea de al menos cinco propulsores (el propulsor 12 fijo y los dos propulsores 1311 de cada conjunto 13 de propulsión) a 300V y con un empuje máximo el cual corresponde a la potencia máxima que se puede asignar a los sistemas de propulsión.

Por otra parte, la etapa 420 de empuje reducido se desarrolla sobre el arco 42 de mínima eficacia y consiste en utilizar una parte de los propulsores, estando detenida la otra parte. Con referencia a la Figura 6, esta etapa se puede implementar deteniendo el propulsor 12 fijo y manteniéndolo en marcha con un único propulsor 1311 por conjunto 13 de propulsión, al régimen de 3kW/375V, por ejemplo, estando los demás apagados. Idealmente, cada propulsor de un conjunto 13 de propulsión se utiliza de manera periódica. Por ejemplo, cada dos semanas, los propulsores 1311 de cada conjunto de propulsión se alternan para la etapa 420 de empuje reducido.

Las etapas de transición entre los dos modos de empuje, nominal a reducido 412 y reducido a nominal 421, se efectúan sin parada alguna de los propulsores de los conjuntos de propulsión. La potencia y la tensión de funcionamiento de estos propulsores son ajustadas en cada PPU sin ninguna interrupción. Simultáneamente a la modificación del modo de funcionamiento de estos conjuntos de propulsión, el propulsor central fijo y posiblemente un propulsor por conjunto de propulsión son puestos en marcha y detenidos automáticamente por el software incorporado.

Según este ciclo de funcionamiento ventajoso, alternando el empuje nominal y el empuje reducido en cada órbita de transferencia, el mantenimiento en marcha de un propulsor mediante un conjunto de propulsión permite por un lado conservar la capacidad de descarga de las ruedas de reacción con los conjuntos de propulsión y por otro lado generar permanentemente un plasma el cual preserve el equilibrio y la seguridad electrostáticos del satélite y, cualesquiera que sean las condiciones externas (eclipse o insolación). En consecuencia, los otros propulsores eléctricos del satélite pueden ser puestos en marcha o detenerse sin ninguna limitación vinculada a los eclipses, en otras palabras, las fases de empuje reducido pueden iniciarse o detenerse sin ninguna limitación. Además, el régimen 3kW/375V ha sido seleccionado para las fases de empuje reducido ya que corresponde al régimen que menos consume (el caudal de xenón es el más bajo) y que tiene al mismo tiempo el impulso específico ( $I_{sp}$ ) más elevado.

Las pruebas de calificación de los propulsores eléctricos permiten cubrir todos los aspectos de la implementación del procedimiento de optimización según la invención.

Por ejemplo, la multiplicación de las puesta en marcha/apagado (*ON/OFF*) del propulsor fijo corresponde al número de fases de empuje reducido durante una transferencia optimizada; este número, generalmente de algunos cientos de fases, está cubierto en gran medida por la calificación de los propulsores eléctricos la cual incluye miles de ciclos de puesta en marcha/apagado repetidos.

Además, la implementación del procedimiento de optimización está en perfecta armonía con la calificación de los otros sistemas del satélite tales como las unidades de alimentación eléctrica PPU, las unidades de selección de la propulsión de plasma, los reguladores de presión de xenón, los propulsores orientables, los mecanismos de accionamiento y de despliegue de los paneles solares, las ruedas de reacción y las baterías.

Con el fin de evaluar las ventajas del procedimiento de optimización, los inventores han considerado diferentes casos con base en la masa seca y el número de propulsores eléctricos del satélite. Entre estos casos, solo los casos enumerados en la tabla de más abajo serán analizados en la presente descripción:

|                                                                 | Masa seca | Número de propulsores | Régimen nominal | Consumo de xenón* |
|-----------------------------------------------------------------|-----------|-----------------------|-----------------|-------------------|
| Caso 1                                                          | 3000kg    | 3                     | 4,5kW / 300V    | ~ 10kg/año        |
| Caso 2                                                          | 4000 kg   | 3                     | 4,5kW / 300V    | ~ 15kg/año        |
| Caso 3                                                          | 4000 kg   | 5                     | 4,5kW / 300V    | ~ 15kg/año        |
| Caso 4                                                          | 5500 kg   | 5                     | 4,5kW / 300V    | ~ 21kg/año        |
| * Durante la fase de mantenimiento de la posición del satélite. |           |                       |                 |                   |

Cabe señalar que el régimen de funcionamiento indicado corresponde a la fase de empuje nominal y que, durante las fases de empuje reducido, los propulsores de los conjuntos móviles operan a 3kW / 375V.

Por razones obvias de simplificación, sólo se han considerado los lanzadores Ariane con, para todos los casos, los mismos parámetros de separación (6 ° / 250km / 35786km). Sin embargo, el procedimiento de optimización sigue siendo aplicable a cualquier lanzador, en particular a los lanzadores que se utilizan actualmente para poner en órbita satélites de telecomunicaciones. Los inventores han señalado los siguientes puntos de concordancia y analogía: la experiencia ya adquirida ha demostrado resultados muy similares para los lanzadores de alta inclinación y los lanzadores Ariane, aunque la optimización en el caso de los lanzadores de alta inclinación es ligeramente menos atractiva ya que la fase EOR con tales lanzadores es en general más larga; los lanzadores Ariane han sido preferidos ya que ofrecen durante la fase EOR el entorno radiativo más importante y es necesario controlar los impactos radiativos vinculados con la implementación del procedimiento de optimización; otros lanzadores ofrecen la posibilidad de aplicar estrategias similares y también se ven afectados por casos adicionales que los inventores incluyeron en su estudio.

Por tanto, las diferentes comparaciones han permitido establecer que los resultados obtenidos, algunos de los cuales se presentan más adelante, siguen siendo perfectamente válidos para los lanzadores con gran inclinación y que las estrategias de optimización según la invención permiten en estos casos una sorprendente prolongación de la vida útil del satélite de 4 años (contra 6 años para los casos de baja inclinación), ciertamente un poco menos atractivo, pero igualmente considerable.

En todos los casos 1 a 4, la optimización de la transferencia EOR se calculó suponiendo una estrategia de duración mínima y luego una extensión de la duración de la dicha transferencia EOR de 7, 14, 21 y 28 días según una estrategia denominada de consumo mínimo. Estos datos han sido utilizados en los cálculos de la dinámica del vuelo además de

los datos de la tabla anterior. La extensión de la duración de la transferencia EOR se ha limitado a 28 días. Se supuso que una duración más larga no sería deseable para los clientes finales, ya que retrasaría de manera considerable el inicio de la fase operativa del satélite. Para todos los casos, el depósito de xenón se carga para una vida útil de 15 años.

- 5 Las principales ventajas del procedimiento de optimización se ilustran en los gráficos de las Figuras 9a y 9b las cuales muestran, respectivamente, el ahorro de xenón y la prolongación de vida útil de acuerdo con las diferentes extensiones de la duración de la transferencia EOR, obtenidas para cada caso.

10 En lo que se refiere a la optimización de la transferencia con base al número de propulsores operados simultáneamente durante las fases de empuje nominal, las Figuras 9a y 9b muestran claramente la ventaja de utilizar más propulsores simultáneamente durante estas fases. Para una extensión de 7 días, la adición de dos propulsores (caso 2 versus caso 3) permite una prolongación de la vida útil de aproximadamente un año, y de aproximadamente dos años para una extensión de 28 días. En una menor medida, la adición de un propulsor adicional durante las fases de alto empuje permite una ganancia de vida útil de aproximadamente un año para una extensión de la transferencia de 28 días, este resultado no se representa.

15 La Figura 10 muestra la evolución temporal de los parámetros orbitales (altitud del apogeo A, altitud del perigeo P e inclinación i) para las diferentes extensiones de la transferencia EOR (+7, +14, +21 y +28 días). La extensión de la duración de la transferencia EOR tiende a reducir la altitud máxima del apogeo durante la fase EOR (aplanamiento de las curvas de altitudes de apogeo). Esta consecuencia puede explicarse por el hecho de que las fases de empuje reducido se desarrollan, durante la primera mitad de la transferencia EOR, esencialmente en la parte del perigeo de cada órbita de transferencia, donde la altitud del apogeo se aumenta por el empuje.

20 Cabe señalar que la extensión de la duración de la transferencia EOR implica una modificación del entorno radiativo del satélite, especialmente durante los pasos en los cinturones de radiaciones de Van Allen.

25 Los resultados obtenidos por los inventores confirman que el entorno definido para un enfoque EOR convencional cubre todos los enfoques optimizados posibles, con cualquier tipo de lanzador, cualquiera que sea el número de propulsores operados simultáneamente y cualquiera que sea la estrategia de optimización: tiempo o consumo mínimos.

30 Para los casos 1 a 4 detallados más arriba, correspondientes a los casos críticos de los lanzadores Ariane para los cuales las dosis de radiaciones de los paneles solares son las más elevadas, la implementación del procedimiento de optimización de la transferencia EOR con una estrategia de consumo mínimo de xenón puede resultar problemática debido a las extensiones de la duración de la dicha transferencia y, consecuentemente, de la duración de los pasos en las zonas de radiaciones intensas.

Por lo tanto, se ha aplicado una estrategia combinada para contrarrestar este problema según la configuración que se describe más adelante con referencia a la Figura 11.

35 Después de la separación y hasta una altitud de perigeo de aproximadamente 12000 km, el satélite 10, en las órbitas de baja inclinación, pasa regularmente dos veces por órbita en los cinturones de Van Allen (VA), es especialmente el caso de la órbita 30 de inyección y de la órbita 40a intermedia en la Figura 11. Con el fin de reducir al máximo este periodo crítico, se aplica una estrategia EOR de duración mínima hasta que la altitud del perigeo de la órbita del satélite supera la altitud máxima de los cinturones de VA. Esta primera fase está indicada por una flecha blanca completa en la Figura 11, correspondiendo el cruce de los cinturones de VA (que superan su altitud máxima) a la órbita 40c intermedia. La aplicación de la estrategia de duración mínima antes de los cinturones de VA es aún más relevante que determinadas órbitas 40b intermedias que marquen un paso prolongado (sin salida) en los dichos cinturones, lo cual expone el satélite a una dosis más significativa de radiaciones.

40 Una vez alcanzado el límite crítico de altitud del perigeo (órbita 40c), se modifica la estrategia y se aplica una estrategia EOR de mínimo consumo hasta el final de la transferencia EOR, en otras palabras, hasta la llegada en órbita 50 geostacionaria. Esta segunda fase está indicada por una flecha negra completa en la Figura 11.

Por lo tanto, se trata de una estrategia «híbrida», adaptada a los lanzadores de baja inclinación debido a su paso prolongado en los cinturones de Van Allen, la cual fue evaluada por los inventores en los casos más críticos en términos de radiaciones y la cual ha demostrado dar resultados tan ventajosos como los de la estrategia de mínimo consumo.

50 La Figura 12 muestra que el ahorro de xenón y la prolongación de la vida útil obtenida mediante la aplicación de la estrategia híbrida siguen siendo muy ventajosos. La vida útil se puede prolongar, por ejemplo, hasta 3 años.

Además, el aumento de la dosis de radiaciones recibidas por los paneles solares del satélite se reduce significativamente gracias a la estrategia híbrida comparado con la estrategia de mínimo consumo, aproximadamente un 7 % contra el 30 %.

La evolución de los parámetros orbitales durante la aplicación de la estrategia híbrida ha permitido constatar que la altitud del apogeo, para cada caso estudiado, aumenta de manera menos significativa que con una estrategia de duración mínima, pero de manera más significativa que con una estrategia de consumo mínimo.

Los otros resultados de la estrategia híbrida no presentan ningún efecto adverso para el satélite o para su misión.

- 5 Por lo tanto, los resultados de esta estrategia híbrida han permitido establecer, en relación con el consumo mínimo, un enfoque general que distingue los casos de lanzamiento según sus inclinaciones.

- 10 Para los lanzamientos de alta inclinación, donde el consumo de xenón durante la transferencia EOR es generalmente elevado (comparado con los casos de Ariane) pero donde la dosis de radiación recibida por los paneles solares es baja, se recomienda la utilización de estrategias EOR de consumo mínimo con el fin de maximizar el ahorro de xenón sin importantes efectos negativos.

Para los lanzamientos de baja inclinación (tales como los casos de Ariane) para los cuales el consumo de xenón es inferior a los casos anteriores, pero donde la dosis de radiación recibida es mucho más significativa, se prefiere un enfoque EOR híbrido con una estrategia EOR de duración mínima al inicio y una estrategia EOR de consumo mínimo a partir de entonces.

- 15 Además, para el caso particular de determinados lanzadores de gran inclinación con una altitud de apogeo justo por encima de 27000 km, la cuestión de la masa de xenón es crítica y exige adoptar una estrategia de consumo mínimo. Las dosis de radiaciones siguen siendo compatibles con la dosis admisible.

La elección de una estrategia o de otra debe analizarse para cada misión, con base en las diferentes limitaciones, y adaptarse, según sea necesario, para alcanzar la optimización considerada.

- 20 El procedimiento de optimización según la invención no presenta ninguna vulnerabilidad adicional frente a eventos ocurridos en un entorno espacial con respecto a una transferencia EOR convencional. La gestión de eventos de riesgo como la colisión de escombros o micrometeoritos, la erosión por oxígeno tóxico, y otros, se puede realizar con las mismas estrategias que las aplicadas en el caso de las transferencias EOR convencionales, conocidas por el experto en la técnica, no siendo, en este caso, el objetivo enumerar de manera exhaustiva las verificaciones y validaciones de los diferentes aspectos de la misión relacionados con la implementación de la presente invención.

La aplicación del procedimiento de optimización no implica grandes modificaciones ni perturbaciones en las operaciones de control y supervisión de la misión espacial. Los puntos que han ocasionado determinadas dificultades a los inventores también dieron lugar a mejoras innovadoras.

- 30 Más particularmente, cuando la duración de la transferencia EOR se prolonga hasta 28 días, el porcentaje de tiempo durante el cual se aplica el empuje reducido puede aumentar hasta el 52 % de la duración total de la dicha transferencia. Además, cuando se puede aumentar el empuje aplicado durante la fase de empuje nominal, el procedimiento de optimización se vuelve cada vez más eficiente con prolongaciones de vida útil muy ventajosas (alrededor de un año más cuando se puede utilizar un propulsor adicional a 4,5 kW).

- 35 Estos dos resultados pueden combinarse para reforzar el enfoque propuesto. Por tanto, cuando el satélite es operado con un empuje bajo, los márgenes de potencia se vuelven significativos y el satélite puede almacenar la energía la cual puede ser utilizada durante las fases de alto empuje, además de la potencia nominal disponible en régimen permanente.

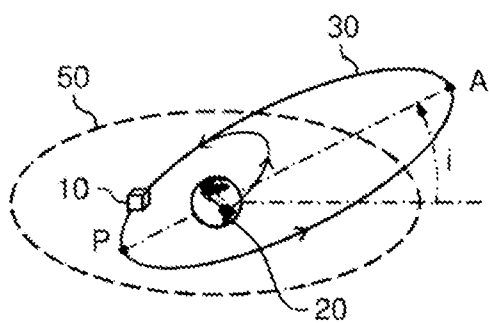
- 40 Gracias a esta configuración, la potencia asignada a los propulsores eléctricos durante las fases de alto empuje aumenta y, en consecuencia, permite aumentar el empuje total del satélite durante las dichas fases. Por lo tanto, la duración de la transferencia EOR puede ser más corta y eficaz en términos de consumo de xenón (la diferencia de empuje entre el empuje bajo y el empuje alto se aumenta).

- 45 Es importante señalar que el punto fundamental de esta nueva estrategia es el almacenamiento de la energía durante las fases de empuje reducido, es decir durante la etapa 420 del procedimiento. Este almacenamiento se puede efectuar ya sea con la batería, en cuyo caso la dicha batería se carga a una tasa elevada durante las fases de empuje reducido y proporciona un soporte energético a los paneles solares durante las fases de alto empuje, o con la inercia térmica del satélite. En efecto, para esta última alternativa, el margen de potencia restante durante las fases de bajo empuje puede utilizarse para sobrecalentar el satélite por encima de la temperatura mínima de funcionamiento. Por lo tanto, al inicio de la fase de alto empuje, los bucles de regulación térmica se restablecen a la temperatura mínima de funcionamiento, este restablecimiento provoca la parada de los calentadores térmicos durante el período en que las temperaturas disminuyen, pero permanecen superiores a los puntos de regulación. Por tanto, la energía ahorrada
- 50 puede reasignarse a los propulsores eléctricos.

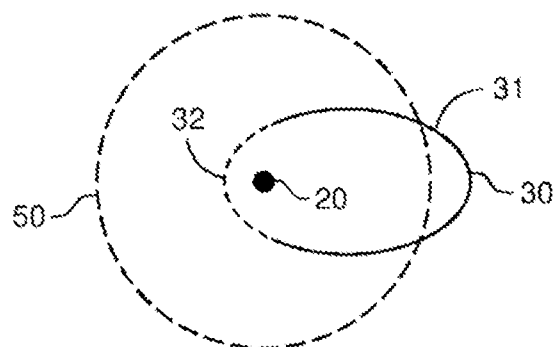
Finalmente, se desprende claramente de la presente descripción que determinadas etapas y operaciones del procedimiento de optimización de la transferencia de órbita mediante propulsión eléctrica pueden adaptarse, modificarse o reemplazarse, sin apartarse del contexto de la invención, definido por las reivindicaciones.

## REIVINDICACIONES

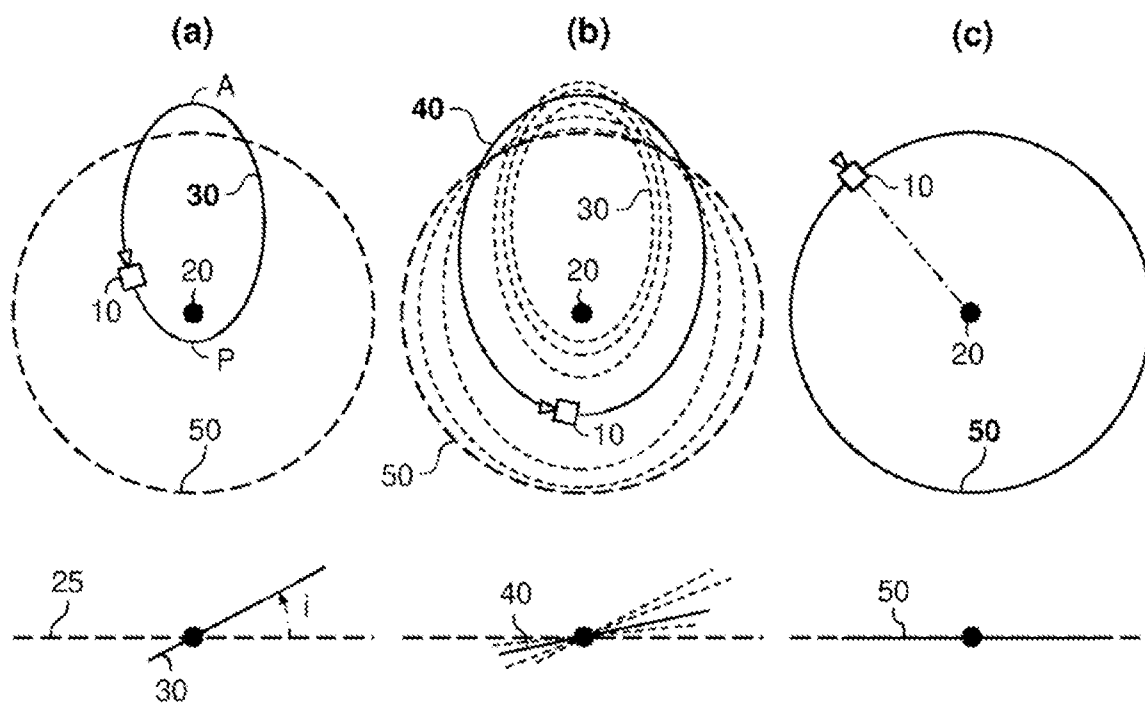
1. Procedimiento de transferencia de una nave (10) espacial, tal como un satélite artificial, desde una órbita (30) inicial elíptica hacia una órbita (50) final de la dicha nave alrededor de un cuerpo de masa preponderante, tal como un planeta (20), tomando la dicha nave al menos una órbita (40) intermedia elíptica, propulsada por medios (12, 13) de propulsión eléctrica, comprendiendo el dicho procedimiento, cuando la nave espacial se encuentra en una órbita intermedia, una etapa (410) de empuje nominal, en la cual los dichos medios de propulsión generan empuje nominal siempre que la dicha nave esté en al menos una parte de un primer arco (41) orbital que pasa por un apogeo A de la dicha órbita intermedia, y una etapa (420) de empuje mínimo, en la cual los medios de propulsión están parcialmente detenidos o reducidos en régimen siempre que la dicha nave esté en al menos una parte (43) de un segundo arco (42) orbital que pasa por un perigeo P de la dicha órbita intermedia, siendo los dos arcos orbitales complementarios, siendo el dicho procedimiento caracterizado porque una batería eléctrica de la nave (10) espacial se carga mediante un generador (15) solar de la dicha nave espacial durante la etapa (420) de empuje mínimo a una tasa superior a una tasa de carga de la dicha batería durante la etapa (410) de empuje nominal, para proporcionar un soporte de energía a la dicha nave durante la etapa (410) de empuje nominal, y porque después de cargar la batería durante la etapa (420) de empuje mínimo, una cantidad de energía restante en el generador solar se utiliza para sobrecalentar la dicha nave con el fin de ahorrar energía durante un restablecimiento de las operaciones de regulación térmica durante la etapa (410) de empuje nominal.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el cual los medios de propulsión eléctrica incluyen al menos un propulsor (12) fijo, que genera un empuje de dirección paralelo a un eje Z vinculado a la nave (10) espacial y tangencial a la trayectoria de la dicha nave durante la transferencia, y al menos dos conjuntos (13) desplegables de propulsión, que generan un empuje de dirección orientable y que incluyen cada uno al menos un propulsor (1311), y en los cuales la etapa (420) de empuje mínimo consiste en detener cualquier propulsor (12) fijo y mantener en marcha un propulsor (1311) por un conjunto (13) desplegable de propulsión.
3. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 o 2, en el cual el primer arco (41) orbital y el segundo arco (42) orbital de cada órbita (40) intermedia presentan una simetría con respecto a un eje mayor de la dicha órbita, presentando el primer arco una longitud superior a la del segundo arco.
4. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, que comprende además una etapa (412) de transición de la etapa (410) de empuje nominal a la etapa (420) de empuje mínimo y una etapa (421) de transición de la etapa (420) de empuje mínimo a la etapa (410) de empuje nominal, comprendiendo cada una de las dichas etapas de transición modificaciones progresivas del régimen de funcionamiento de todos o parte de los medios (12, 13) de propulsión eléctrica.
5. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, implementado por la nave (10) espacial de manera iterativa en una pluralidad de órbitas (40) intermedias sucesivas siempre que la dicha nave no haya alcanzado la órbita (50) final.
6. Procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el cual la nave (10) espacial es un satélite de telecomunicaciones destinado para ser operativo en una órbita (50) geoestacionaria, siendo el dicho satélite inicialmente colocado en una órbita (30) de inyección de inclinación distinta de cero mediante un vehículo de lanzamiento, siendo la transferencia del dicho satélite desde la órbita de inyección hacia la órbita geoestacionaria realizada a través de un enfoque de puesta en posición mediante propulsión eléctrica denominada Electric Orbit Raising, EOR.
7. Producto de programa de ordenador caracterizado porque incluye un conjunto de instrucciones de código de programa las cuales, cuando son ejecutadas por un procesador, implementan un procedimiento de transferencia de órbita según una de las reivindicaciones 1 a 6.
8. Nave (10) espacial, de tipo satélite artificial, sonda o vehículo, caracterizado porque comprende un producto de programa de ordenador según la reivindicación 7.
9. Procedimiento de control a distancia de una nave (10) espacial según la reivindicación 8, en el cual la dicha nave es controlada a distancia por un dispositivo de control que determina sucesivamente señales de control y las envía a la dicha nave para la realización de todas o parte de las etapas del procedimiento de transferencia de órbita, comprendiendo el dicho dispositivo al menos un sistema de control y un sistema de emisión/recepción basado en tierra.



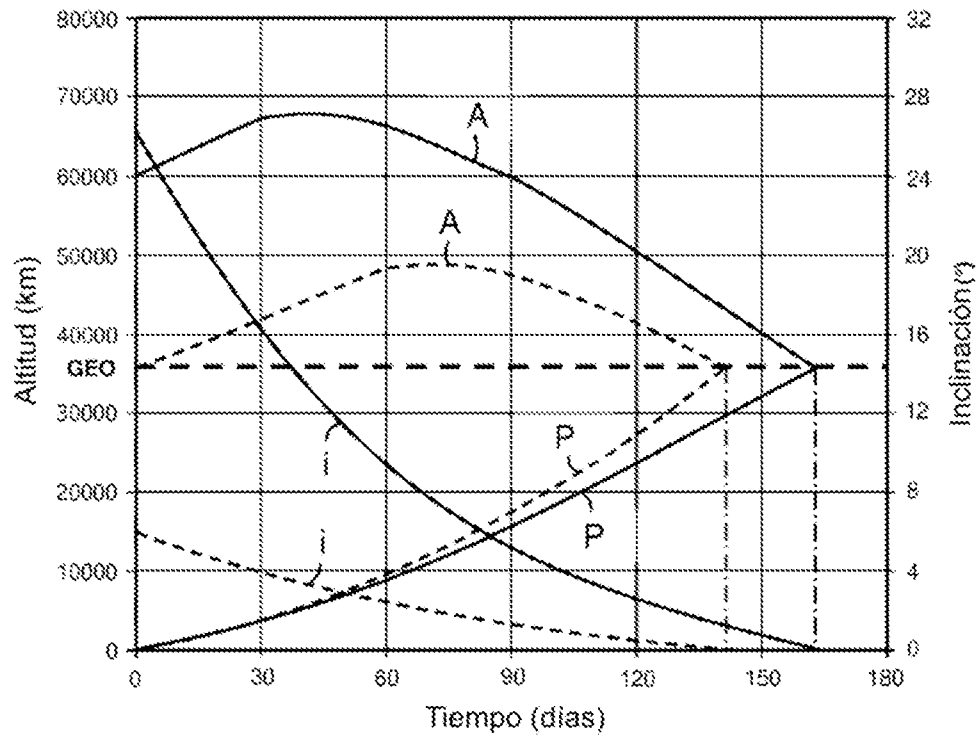
**Fig. 1a**



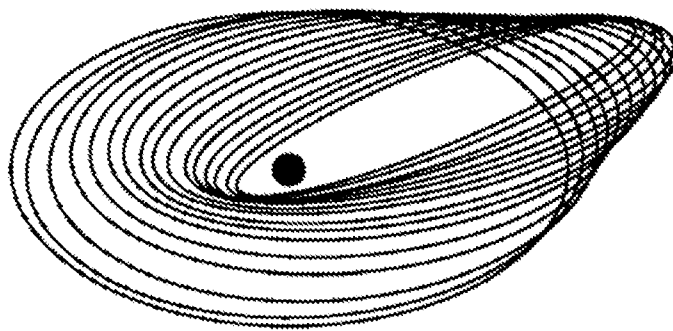
**Fig. 1b**



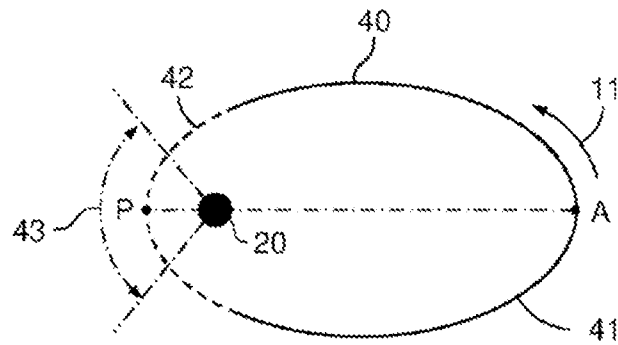
**Fig. 2**



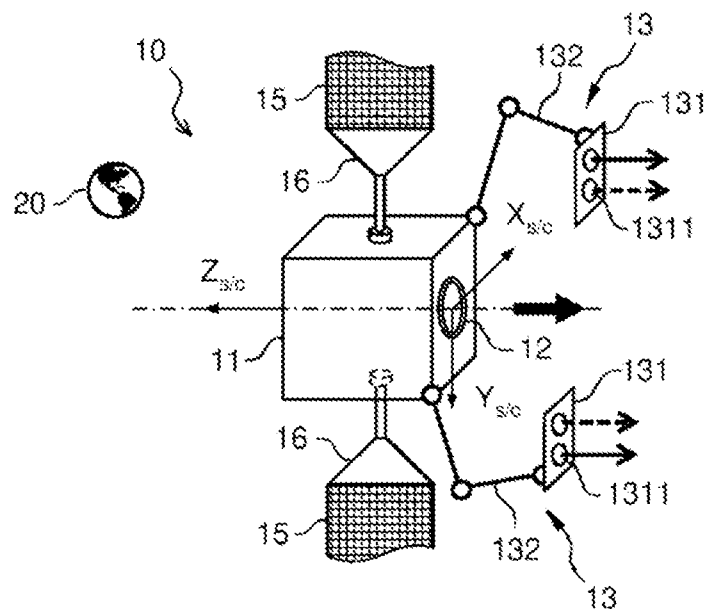
**Fig. 3**



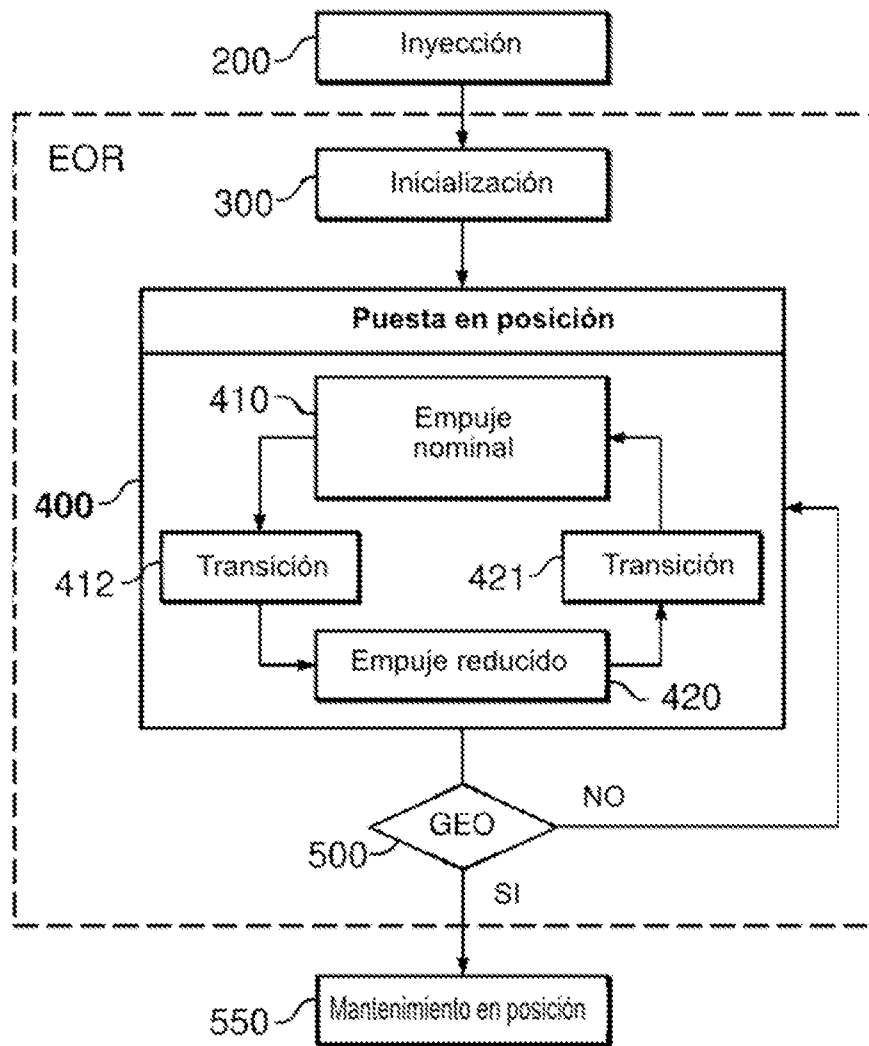
**Fig. 4**



**Fig. 5**



**Fig. 6**



**Fig. 7**

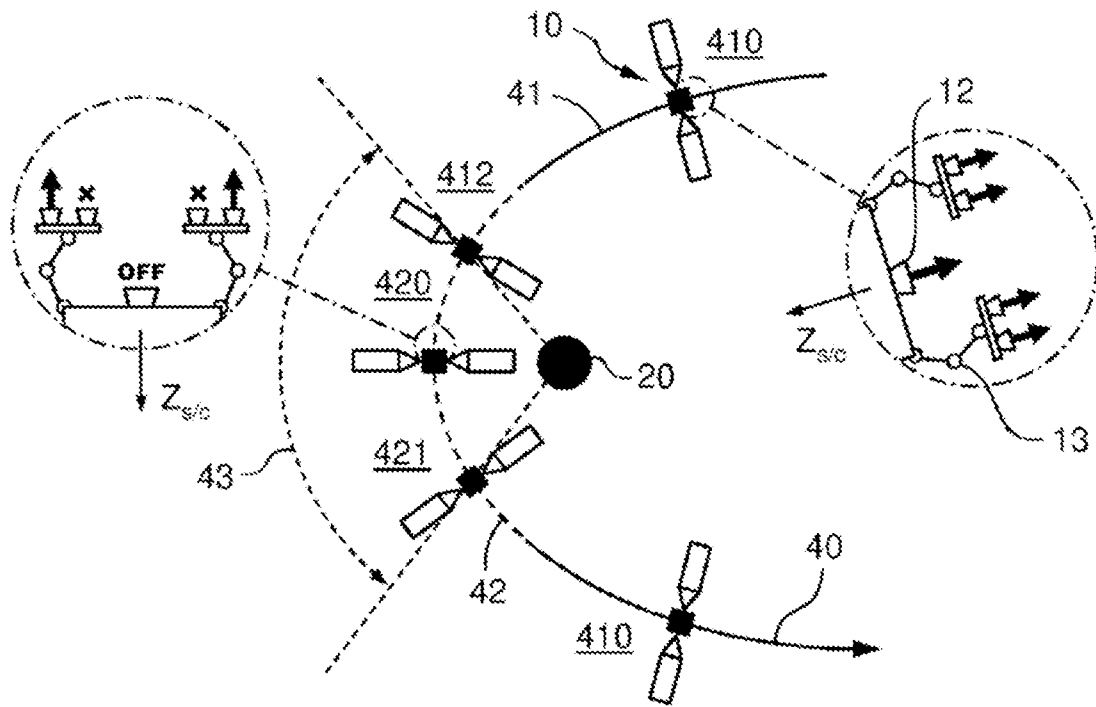
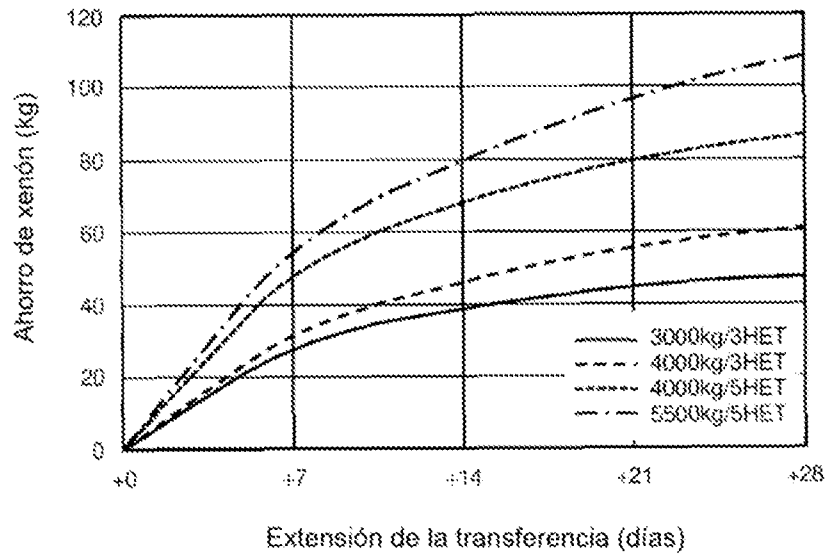
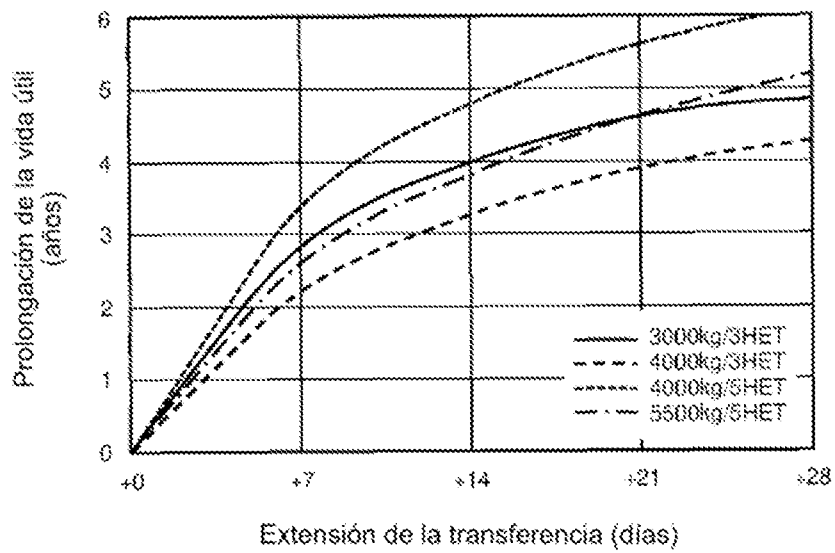


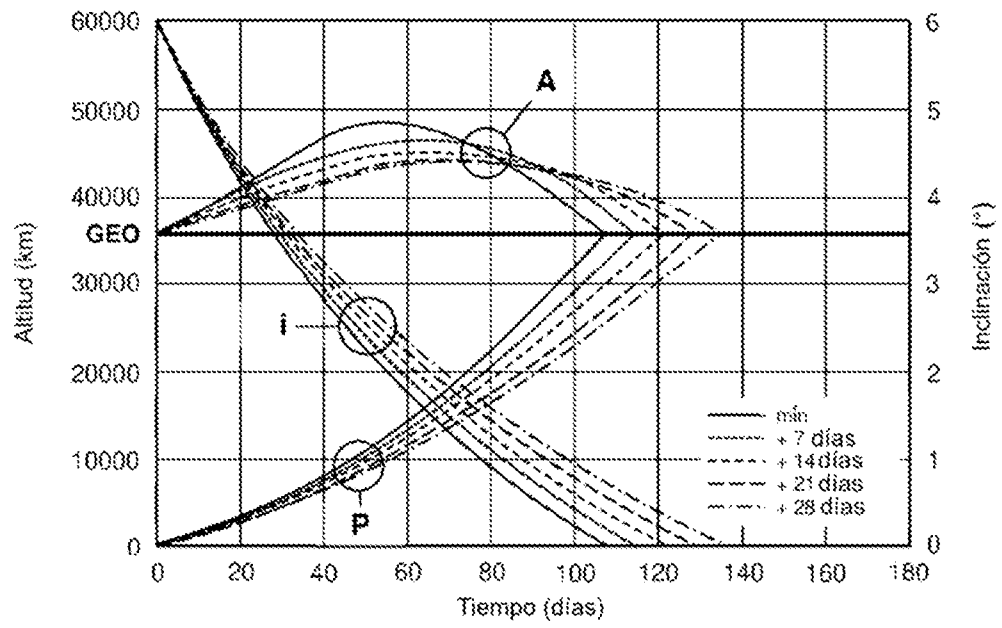
Fig. 8



**Fig. 9a**



**Fig. 9b**



**Fig. 10**

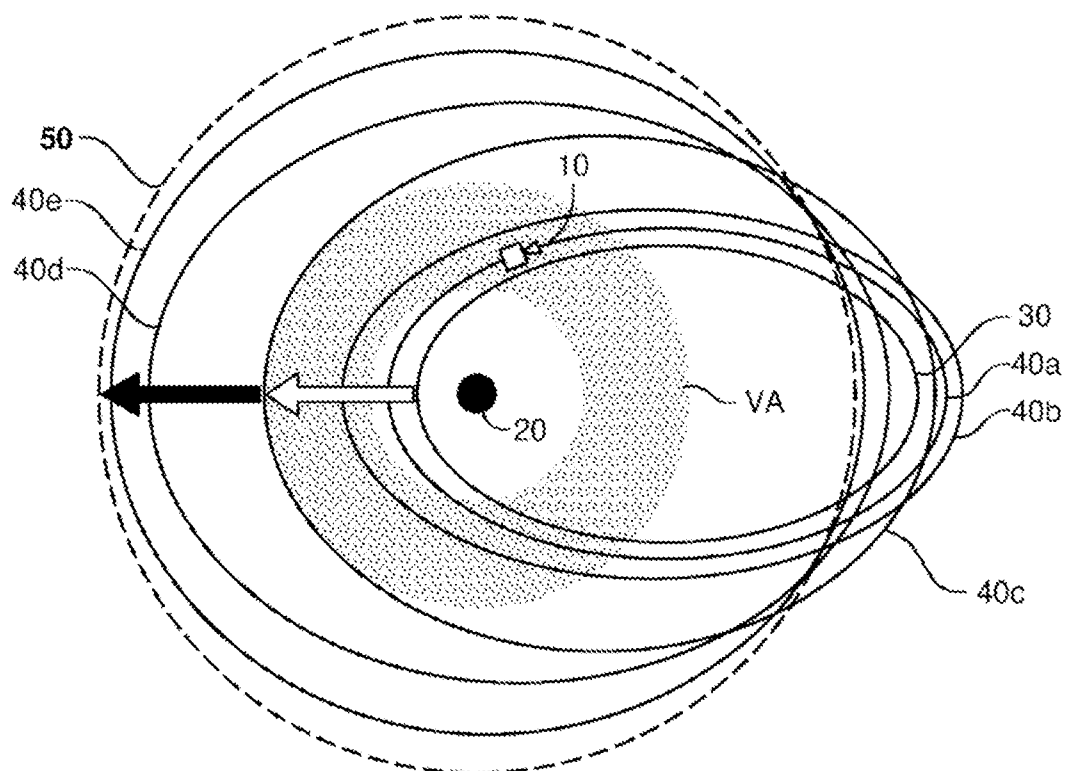


Fig. 11

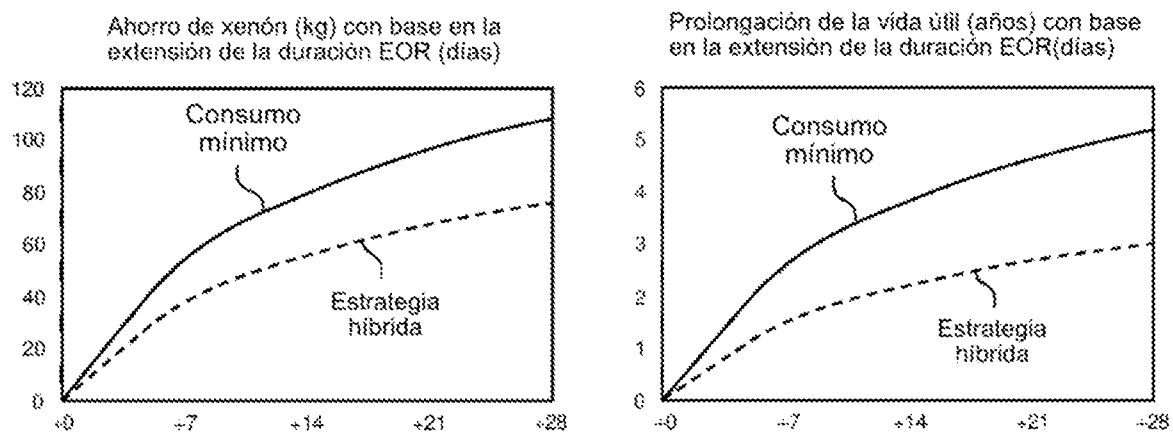


Fig. 12