



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



(11) Número de publicación: **2 331 748**

(51) Int. Cl.:

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/26 (2006.01)

B64G 1/40 (2006.01)

(12)

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

(96) Número de solicitud europea: **06290705 .0**

(96) Fecha de presentación : **03.05.2006**

(97) Número de publicación de la solicitud: **1852350**

(97) Fecha de publicación de la solicitud: **07.11.2007**

(54) Título: **Método para maniobrar un satélite geoestacionario y sistema de control de satélite para implementar dicho método.**

(73) Titular/es: **Eutelsat
70 rue Balard
75015 París, FR**

(45) Fecha de publicación de la mención BOPI:
14.01.2010

(72) Inventor/es: **Rogers, Colin;
Bellido, Eduardo y
Pattinson, Lindsay Robert**

(45) Fecha de la publicación del folleto de la patente:
14.01.2010

(74) Agente: **Morgades Manonelles, Juan Antonio**

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

Método para maniobrar un satélite geoestacionario y sistema de control de satélite para implementar dicho método.

5 La presente invención se refiere a un método para maniobrar un satélite geoestacionario y a un sistema de control de satélite para implementar dicho método.

Campo de la invención

10 La presente invención se aplica a los satélites geoestacionarios con subsistemas de propulsión utilizando la reacción química (o combustión) de un sistema monopropelente o un bipropelente para realizar el empuje. En el caso de un bipropelente, se utiliza una mezcla de un combustible y un oxidante.

15 Más específicamente, la presente invención se refiere a un método de control de dichos satélites al final de su vida útil para traerlos a su órbita original (es decir reorbitarlos) cuando están a punto de agotar el propelente, es decir, quedarse ante la falta de combustión, vea el documento US 6 024 328. La presente invención también se refiere a un sistema de control de satélites adecuado que comprende los sub-conjuntos ubicados respectivamente en la estación terrestre y a bordo del satélite.

20 La falta de combustión se produce tras el agotamiento de uno de los líquidos del sistema bipropelente, o del único líquido en el caso de un sistema monopropelente. La imposibilidad de calcular la cantidad exacta de propelente restante en los tanques lleva a los operadores de satélites a ser reticentes a realizar la eliminación de los satélites al final de su vida útil mientras aún pueda realizarse su empuje completo.

25 Hay evidencias que sugieren que en algunos casos, los operadores utilizan los satélites hasta que los sistemas de propulsión muestren evidencias de agotamiento, y posteriormente dejan los satélites a la deriva en su arco síncrono. Todo ello no cumple con las recomendaciones internacionales de liberar la órbita geoestacionaria (GEO) de los residuos espaciales para futuras explotaciones de los recursos de la GEO. Ha sido interés de EUTELSAT cumplir con estas recomendaciones que la han llevado a analizar, desarrollar e implementar la presente invención.

30 Esta invención abarca los medios operacionales de control para expulsar los líquidos y gases remanentes (en adelante indicados comúnmente como “residuales”) desde los sistemas de propulsión sacando el máximo partido de la eliminación de los satélites que llegan al final de su vida útil según el objeto de la 1^a reivindicación. Asimismo, la invención abre una puerta a los métodos innovadores en materia de propulsión de satélites.

Antecedentes de la invención

La invención se refiere a cualquier satélite triaxial estabilizado con sistema de propulsión química bipropelente o monopropelente. Este método permite el funcionamiento y la reorbitación de los satélites geoestacionarios propulsados químicamente en los regímenes de propulsión química en presencia de burbujas, expulsión de líquidos sin reacción química y sin expulsión de gas frío.

Las fases en cuestión se desarrollan tras ocurrir lo que se ha definido como el final de la vida útil estándar, es decir una vez que se agota uno de los líquidos de propulsión.

45 Pueden identificarse distintas fases:

- Una vez que un líquido está por debajo de un cierto límite, entrarán unas burbujas de gas en los propulsores en el momento de la combustión, las cuales impactan de forma abrupta en el control de la orientación inicial. Esta fase se caracteriza por la orientación de los transitorios, que se controlan mediante otros equipos del control de orientación a bordo de los satélites.
- Tras la etapa de transición de las burbujas, comienza la etapa de expulsión líquida (en caso de los sistemas bipropelentes), en la cual se expulsará el líquido (oxidante o combustible, dependiendo del porcentaje de la mezcla o de las residuales dinámicas).
- Tras completarse la etapa líquida, se inicia el modo de gas frío. Este modo consiste en expulsar solamente gas (en su mayoría presurizado) a través de los propulsores.

60 Estos tres regímenes operacionales poseen dificultades asociadas al control de la orientación y de la órbita del satélite. EUTELSAT ha controlado las operaciones en estas condiciones mediante la aplicación, según convenga:

- Régimen operacional: Seguimiento de la orientación y la aplicación de un ciclo de servicio inicial bajo (es decir relación entre el tiempo en que los propulsores están activados y desactivados: Ton/[Ton + Toff]) para controlar la orientación. Se ha aumentado este ciclo de servicio durante las operaciones para mantener un nivel de empuje medio adecuado.

- Durante todas las fases, se monitorizan las presiones de los tanques y el cálculo del ciclo de servicio basado en la presión restante dentro de los tanques y en la eficacia de los escapes.
- En base a la evolución de la órbita diaria y la eficacia de la maniobra, se calculan los períodos de escape diarios durante el líquido/gas para asegurarse de que los parámetros orbitales se desarrollan tal y como se ha previsto.

Descripción detallada de la invención

La órbita geoestacionaria (GEO) es una órbita circular con un radio de 42164,5 kilómetros desde el centro de la tierra. La característica principal de esta órbita es el hecho de que un satélite girará a la misma velocidad que la tierra y por lo tanto permanece en una posición fija en relación a la tierra. Está especialmente adaptada para una gran cantidad de servicios de difusión, especialmente televisión. La población de esta órbita está aumentando rápidamente con el consiguiente riesgo para el funcionamiento de los satélites actuales y futuros.

Se han publicado diversas recomendaciones internacionales con la intención de asegurar la continuidad de la explotación de este recurso natural que es la órbita geoestacionaria. Estas recomendaciones requieren que los satélites que se encuentran en el final de su vida útil sean traídos a una órbita de eliminación (reórbita), en la que no pueden interferir en la órbita operacional. La órbita de eliminación adoptada por la mayoría de recomendaciones procede del IADC (comité de la agencia internacional para los residuos espaciales):

$$\Delta H[\text{km}] = 235 + 1000 * (A_{\text{eff}} / M_{s/c})$$

donde

ΔH : perigeo orbital en relación con la altitud geoestacionaria

$A_{\text{eff}} / M_{s/c}$: sección eficaz efectiva para la Relación de Masas

Para la mayoría de satélites geoestacionarios, ésta oscila entre 250 y 300 kilómetros. Para los satélites utilizados por EUTELSAT para desarrollar la presente invención, la distancia del perigeo es de 250 kilómetros.

Se ha elevado la órbita para proporcionar un impulso del satélite en dirección oeste, que se alcanza realizando un empuje en dirección este (expulsando los líquidos y/o gas en dirección este) con el propulsor/propulsores ubicados en la zona este del satélite.

La mayoría de satélites que por diversas razones se quedan sin propelente, quedan abandonados en la órbita geoestacionaria, constituyendo uno de los mayores riesgos para los demás satélites operacionales. Este riesgo se incrementa en caso de colisión, en la que una gran cantidad de partículas de los residuos podrían provocar una cadena exponencial de colisiones con los demás satélites en órbita. El método objeto de esta patente representa uno de los mayores avances en la prevención de este tipo de riesgos y es uno de los mayores avances para la continuidad de la explotación del anillo de la GEO, puesto que permite, incluso a falta de propelente, reorbitar los satélites hacia las distancias especificadas por las recomendaciones internacionales.

Al probar la invención, se ha reorbitado un satélite con un aumento del perigeo de 270 kilómetros y otro con un aumento del perigeo de 220 kilómetros. Las actividades de aumento de la órbita para ambas distancias se han realizado en los regímenes de líquido y gas, indicando la flexibilidad del concepto operacional del satélite, y de su resiliencia.

La duración total de las actividades de reorbitaje fue de 39 días. Las razones de la larga duración de las operaciones se explican en las secciones siguientes.

Control de orientación de satélite

El término orientación aplicado a un satélite se refiere a la orientación angular en el espacio. Durante el tiempo de vida operacional, y con el fin de realizar las operaciones de reorbitaje, el satélite se suele mantener en una orientación con la cara del satélite que lleva las antenas de comunicaciones apuntando hacia la tierra, y los paneles solares perpendiculares a la órbita. Para las operaciones habituales, cuando no hay maniobras de órbita en curso, generalmente esto se alcanza empleando las técnicas siguientes:

- Eliminación de las perturbaciones de torsión acelerando o desacelerando las ruedas giratorias para proporcionar una torsión igual y opuesta al satélite.
- En determinados casos, manteniendo un momento angular amplio en el sistema rotatorio, que tiene el efecto de hacer que la orientación del satélite sea menos susceptible a los disturbios de torsión que actúan en los ejes ortogonales.

ES 2 331 748 T3

- Encendiendo los propulsores de vez en cuando para descargar el momento angular acumulado en las ruedas o en el cuerpo del satélite.
- 5 Sin embargo, durante las maniobras de órbita la estrategia descrita anteriormente podría no ser suficiente para superar las perturbaciones de torsión elevadas, por lo que el control de orientación se suele asegurar utilizando directamente los propulsores para el control de orientación.

Propulsores para el control de la órbita y orientación

10 Durante las operaciones habituales el satélite emplea un sistema de propulsión química para corregir su órbita y para controlar su orientación tal y como se ha descrito anteriormente. Se utilizan uno o dos propelentes líquidos, mientras que una reacción química en los propulsores expulsa la masa consumida a una alta velocidad, impartiendo un impulso al satélite. Eso permite conseguir una eficiencia elevada de la masa del propelente. Durante las maniobras de órbita, se encienden los propulsores para que aceleren en la dirección requerida, mientras que los bucles de control de orientación utilizan éstos y demás propulsores para mantener el punto de orientación del satélite con la Tierra. Estos bucles de control están diseñados para trabajar suponiendo que los propulsores están funcionando según su especificación, y en particular se supone que los propulsores utilizados para las maniobras orbitales están bien equilibrados, por lo que no generan perturbaciones elevadas para la orientación del satélite.

Regímenes de funcionamiento del propulsor a finales de la vida útil

20 El funcionamiento nominal de los propulsores es una reacción química que implica al/a los propelente(s).

25 Siguiendo el agotamiento de uno de los propelentes en un sistema bipropelente los propulsores funcionarán en un régimen de expulsión líquida sin reacción química. El impulso disponible se reduce enormemente pero todavía se puede generar un impulso significativo empleando el aumento del tiempo de encendido.

30 Cuando ya no queda propelente disponible para los propulsores éstos funcionarán en modo de gas frío. En este caso se expele el gas presurizante (generalmente helio) en los tanques y el nivel de empuje se reduce de forma considerable.

35 La transición de la propulsión química para la expulsión líquida y la posterior maniobra en gas frío se producirá en distintos momentos para cada propulsor. También puede haber burbujas de gas en los tubos antes de que se alcance el final del propelente líquido. Estos efectos pueden hacer que sea imposible utilizar los bucles de control de orientación de los satélites que dependen de propulsores equilibrados y niveles fiables de empuje mientras que una burbuja puede causar la pérdida del punto de orientación con la Tierra. La recuperación de esta situación puede hacer perder una considerable cantidad del propelente utilizado y tener un efecto adverso en la órbita.

40 Finalmente cuando los tanques están a una presión baja se producirá la vaporización del propelente líquido que no se haya empleado en los propulsores en forma líquida pero que aún puede representar una capacidad de empuje.

45 Se podría calcular la cantidad de propelente restante en los tanques y en los tubos en base al histórico de los encendidos de los propulsores desde su lanzamiento, pero se acumularán los errores con el paso del tiempo, de manera que no puede determinarse con exactitud la fecha exacta en la cual dejará de sostenerse la reacción química.

50 En una estrategia clásica que depende de la propulsión química para la etapa de desorbitaje, es preciso empezar las maniobras de desorbitaje tan pronto como el propelente restante calculado menos la incertidumbre en el cálculo sea igual al propelente requerido para alcanzar la órbita. En un sistema bipropelente en el que se emplean dos propelentes, se calcula el margen para el primer de los dos líquidos que se agote, de modo que seguirá habiendo un poco de propelente inutilizado cuando ya no esté disponible la propulsión química.

Según la presente invención, puede hacerse un uso eficaz de la capacidad de empuje en cada uno de los regímenes de propulsión a finales de la vida útil: la reacción química, la expulsión líquida, el gas frío y el líquido vaporizado.

La reorbitación según la presente invención

Tal y como se ha descrito anteriormente la incertidumbre en los niveles de empuje disponibles en los propulsores, y el equilibrio entre ellos, hace difícil mantener la orientación normal mientras se están agotando los propelentes, y esto puede llevar fácilmente a una pérdida del punto de orientación con la Tierra el cual puede no ser recuperable. Para evitarlo, la presente invención sugiere emplear la estrategia de pequeñas pero frecuentes propulsiones ordenadas individualmente por el centro de control de tierra. Se mantiene el control de orientación utilizando otros actuantes, es decir, las ruedas empleadas para el almacenaje del momento angular.

65 Con esta estrategia, debido al funcionamiento incierto de los propulsores, la perturbación de orientación se mantiene en un nivel suficientemente bajo, de manera que puede detectarse a tiempo una degradación del control de orientación para llevar a cabo una acción remediadora. Esto se consigue adaptando los tiempos de propulsión a los distintos propulsores para eliminar la perturbación de la torsión y descargar el momento angular de las ruedas.

ES 2 331 748 T3

Puesto que es preciso alcanzar la órbita lo más rápidamente posible para evitar afectar a los satélites adyacentes y de esta manera limitar el tiempo total necesario para la actividad de re-órbita, los encendidos de los propulsores deben llevarse a cabo en un periodo tan amplio como sea posible y que se obtiene con los limitadores descritos anteriormente. Esto se consigue automatizando desde tierra el envío de las órdenes de encendido de los propulsores, de manera que 5 se interrumpen automáticamente cuando:

- se detecta una anomalía en la orientación
- las velocidades de rotación las ruedas se encuentran fuera de su margen de funcionamiento
- se indica una demanda de torsión saturada sostenida para las ruedas. Esto es un aviso temprano de que la capacidad de control de orientación está funcionando llegando a su límite.

15 Se reanuda el encendido de los propulsores tan pronto como se hayan ajustado los parámetros de encendido.

Inicialmente, los encendidos de los propulsores se eligen de manera que se consigue un índice suficiente de aumento de la órbita en presencia de una reacción química, pero se puede tolerar una perturbación de orientación en caso de fallo temporal o permanente de uno de los propulsores que proporciona el empuje, por ejemplo debido a una burbuja 20 de gas. En esta etapa se ha utilizado un tiempo de 200 ms cada 2 minutos, con una fuerza nominal de los propulsores de 7 Nm. El nivel exacto debe coincidir con la capacidad del bucle de control de la orientación del satélite.

Cuando se ha demostrado que los propulsores han entrado en un régimen de expulsión de líquidos sin reacción 25 química, puede aumentarse el tiempo de encendido. Cuando ya no se envía propelente en forma líquida a los propulsores puede aumentarse aún mas el tiempo de encendido. En esta etapa se ha utilizado un valor de 6s de encendido en 2 propulsores cada 2 minutos. Puesto que se reduce la presión del tanque de propelente, puede aumentarse el tiempo de encendido, por ejemplo a 20 segundos o más, a cada 2 minutos.

Se evidenciarán más características y ventajas de la presente invención tras considerar la siguiente descripción 30 detallada de una implementación específica de la misma, especialmente al ser realizada en combinación con los dibujos que la acompañan, en los que

La figura 1 es un diagrama esquemático del equipo de control de orientación de un satélite geoestacionario;

35 La figura 2 es un diagrama en el que se muestra cómo se puede emplear la evolución de la velocidad de rotación de la rueda en un cierto plazo de tiempo para controlar las órdenes de encendido de los propulsores;

La figura 3 es un diagrama esquemático de cómo funciona un sistema automático de encendido del propulsor;

40 La figura 4 es un diagrama en el que se muestra el incremento de la velocidad de un satélite durante una maniobra de reorbitaje;

La figura 5 es un diagrama de las presiones de los tanques de propelentes de un sistema de propulsión de satélites 45 utilizando un sistema de propulsión bipropelente;

La figura 6 es un diagrama en el que se muestra la duración del impulso del propulsor a lo largo del tiempo de reórbital;

50 La figura 7 es un diagrama en el que se muestra la evolución de los parámetros orbitales durante el reorbitaje de un satélite;

La figura 8 es un diagrama en el que se muestra la evolución del aumento diario del eje semi-principal de la órbita durante el reorbitaje de un satélite.

55 En la figura 1 se muestran los componentes principales de un satélite geoestacionario por orden de interés para la presente invención. El satélite 1 comprende las antenas de comunicación orientadas en la dirección E, es decir hacia la tierra y los paneles solares orientados perpendicularmente a la órbita representada por la velocidad orbital V. Además, el satélite 1 comprende un sistema de propulsión con los propulsores 2 - 5 y los tanques de propelentes 6, 7 60 respectivamente para un combustible y un oxidante. La orientación del satélite es controlada por medio de un sistema de rotación por rueda 8.

La órbita del satélite es controlada encendiendo uno o más propulsores según el resultado del trazado y la corrección necesaria derivadas de ello.

65 La orientación del satélite es controlada actuando en el sistema de rotación por rueda 8. Por consiguiente, las ruedas de ese sistema tienen que dar vueltas a velocidades que varían entre un valor mínimo predeterminado a un valor máximo predeterminado. Cuando las ruedas alcancen el límite de velocidad mínimo o máximo, entonces

ES 2 331 748 T3

no se disparará ningún encendido de los propulsores hasta que la velocidad vuelve a estar dentro de la gama de funcionamiento.

Preferiblemente, el encendido del propulsor se controla de forma automática desde la estación de tierra del satélite 5 con sus Ordenadores de Control desde Tierra 11, los cuales comprueban la orientación del satélite y la velocidad de las ruedas 8. Además, los ordenadores 11 programan el encendido de los propulsores y generan los comandos apropiados que se enviarán al satélite.

El satélite FO3 posee una masa seca de aproximadamente 850 Kg. Hay un sistema de propulsión bipropelente y 10 una única rueda para el control de orientación.

En la figura 4 se muestra el delta-V acumulado (incremento de velocidad) conseguido comparado con el tiempo de 15 encendido acumulado de los propulsores (en segundos de los propulsores). Estos se muestran por los puntos discretos que corresponden a la determinación de la órbita por trazado. Se muestran claramente los cuatro regímenes de funcionamiento de los propulsores identificados anteriormente (reacción química, expulsión líquida, gas frío, y vapor del 20 propelente), separados por líneas verticales. La línea discontinua corresponde a un modelo ideado para cada uno de los primeros tres regímenes, es decir, del nivel nominal del empuje para el régimen de la reacción química, un 10% del nivel de empuje durante el régimen de expulsión del líquido, y un empuje proporcional al cuadrado de la presión del tanque para el régimen de gas frío. También se puede ver que se genera un delta-V significativo en el cuarto régimen 25 (vapor del propelente) que comienza en el momento de conectar los tubos de las ramificaciones redundantes de los propulsores a los tanques y sigue mientras que la presión desciende a los valores por debajo de la gama measurable es decir, inferior a 3 bar. Hay evidencia de la recuperación del propelente residual en los tanques en este período además del propelente en la ramificación redundante y que podía haberse producido una reacción química en los propulsores para aumentar el rendimiento.

25 En la figura 5 se muestra la caída en las presiones de los tanques durante la reorbitación, con la evidencia de que el primer líquido que se agotará será el combustible (la curva más baja). Debe observarse que 3 bar representan el valor calibrado mínimo disponible en telemetría.

30 Se proporciona una indicación de las duraciones de los impulsos utilizados en la figura 6 (se traza un punto por día). Estos son los tiempos de encendido de cada uno de los propulsores cada 2 minutos.

Refinamientos para la estrategia de control del satélite

35 Para maximizar el índice en el cual puede alcanzarse la órbita es preferible mandar los impulsos de propulsión a intervalos que sean menores que el tiempo de reacción del bucle de control de orientación, para reducir al mínimo los transitorios para la orientación y la velocidad de rotación de las ruedas. Por esta razón hemos adaptado la estrategia para mandar impulsos cada 20 segundos en lugar de cada 2 minutos. Con este enfoque puede incrementarse el ciclo de servicio para el encendido eficaz de los propulsores por un factor de 4 en comparación con el utilizado durante el 40 reorbitaje EII-F03.

Control de la órbita

45 La invención permite controlar la órbita tal y como se ha planificado, es decir en EOL para aumentar el eje semi-principal con la excentricidad deseada. Específicamente, esto implica elegir los arcos del impulso diario, la duración y la puesta a punto del ciclo de servicio dependiendo de la eficacia. La órbita planificada necesita ser de manera tal como para mantener la excentricidad en el valor deseado, la cual necesita calcularse como función de la sección transversal del satélite hacia el sol. El valor objetivo necesita considerar que este parámetro es más bajo por un factor aproximado de 3 una vez que el satélite se haya puesto fuera de servicio en comparación con la orientación controlada. La excentricidad se controla bien aumentando, bien disminuyendo el perigeo (pulsando alrededor del apogeo o perigeo). La dirección del vector de excentricidad se controla cambiando principalmente la selección de los períodos de impulso 50 distintos entre el perigeo o el apogeo.

55 Es importante realizar al principio de la etapa de un único líquido una caracterización de la eficacia del impulso puesto que durante esta etapa, seguirá siendo básicamente constante. Durante el modo de gas frío esta caracterización necesita hacerse con más frecuencia puesto que cambia rápidamente debido a la disminución de las presiones dentro de los tanques.

60 Sobre una base diaria, se realiza una caracterización de la órbita con el trazado del satélite, para determinar el resultado de la eficacia de las maniobras y de los resultados de alcance de la órbita. El trazado se compone de Kuband RG a partir de dos sitios alternativos o S-band RG complementados con mediciones de los puntos de orientación cuando sea preciso. Esta combinación se seleccionó caso por caso para evitar las interferencias con otros satélites mientras se aumenta la órbita del satélite y de este modo se deriva y se hace pasar a través de las longitudes de los demás satélites transmisores.

65 La determinación diaria de la órbita permite la readaptación de los arcos de impulso diarios de manera que se favorezca el perigeo o el apogeo y/o el vector de la excentricidad. El seguimiento diario de la eficacia del empuje basada en la determinación de la órbita permite un aumento del ciclo de servicio para mantener un valor de la eficacia

ES 2 331 748 T3

adaptada a las necesidades del aumento de la órbita. Los arcos de empuje planificados de antemano necesitan tener en cuenta la reducción gradual de la eficacia hasta que se realice una nueva actualización del ciclo de servicio.

De este modo, la duración de las operaciones puede tardar aproximadamente 1 mes. Puesto que aumenta la longitud de deriva mientras se impulsa, en este caso es importante por tanto, asegurarse de que hay suficiente cobertura por el TCR antes de que se pierda la visibilidad del satélite. Esto se calcula propagando la órbita suponiendo que la media del índice de deriva es cada vez mayor como resultado del empuje durante los distintos regímenes.

En este método, es importante asegurar al principio de la reórbita que el satélite no pone en peligro o se acerca demasiado a los demás satélites. Mientras que al principio de las maniobras la distancia con respecto a la GEO son pocas, es obligatorio consultar las bases de datos internacionales para localizar los satélites y residuos espaciales existentes y para comenzar la coordinación orbital con los demás operadores hasta que el perigeo esté a una distancia mínima desde las ventanas de control.

Es importante disminuir la excentricidad al principio para asegurar una distancia de seguridad desde los demás satélites y aumentarla al final para alcanzar su valor natural. Esto asegurará una diferencia constante entre el apogeo y el perigeo evitando que el perigeo sea demasiado bajo a largo plazo.

En la figura 7 se muestra la evolución de los parámetros orbitales: Ejes semi-principales, perigeo y apogeo. Adicionalmente, se incluye la diferencia entre el apogeo y el perigeo, la cual es una indicación de la evolución de la excentricidad y del aumento diario del eje semi-principal. Los valores medidos corresponden a las fechas en las cuales fueron medidos los parámetros de la órbita. Los saltos en el aumento del eje semi-principal corresponden a varios hechos:

- El número de impulsos que se realizaron diariamente no eran iguales.
- La eficacia de los impulsos no era constante.

Lo que es importante observar es que gracias al aumento del ciclo de servicio fue posible mantener el aumento en el eje semi-principal aunque al final de las maniobras la presión dentro de los tanques fuera muy baja.

En la figura 8 se muestra la evolución del aumento diario del eje semi-principal, y el ciclo de servicio. Hay un aumento diario del promedio del eje semi-principal. Las líneas verticales indican las fases de transición. Como puede observarse, tras algunos días de cada transición de régimen, se aumentó el ciclo de servicio después de la caracterización de la eficacia del empuje.

La transición desde el régimen de reacción química del sistema de propulsión hasta los distintos regímenes de final de vida útil se produjo como sigue.

40 *Régimen de burbujas (transición a un único líquido): Día 0 de las operaciones*

Esta etapa fue caracterizada como casi nominal desde el punto de vista de la eficacia. Puesto que uno de los líquidos estaba próximo al agotamiento completo, las burbujas de gas fueron injeridas gradualmente, lo cual implicaron se esperaban unas perturbaciones en la orientación. El control de esta etapa requirió un seguimiento estrecho de la orientación del satélite y de la interrupción de los impulsos si fuera preciso, que nunca fue necesaria puesto que la orientación era estable a ciclos de servicio de 200 ms cada 2 minutos.

Al final de esta etapa, el líquido oxidante restante en los tanques era de aproximadamente unos 8 Kg.

50 *Líquido + régimen de gas: Se empezó el día 3 de las operaciones*

- Durante esta etapa el empuje se compone fuera de la contribución del único líquido a partir de un solo tanque y del gas del otro tanque (vapores y presurizantes).
- Se ha estimado que la eficacia del impulso de la etapa líquido + gas es 10 veces menor que la etapa de la combustión. Mientras que en el régimen de combustión, la eficacia del empuje es de 0,43E-3 km del eje semi-principal aumentada por milisegundo de impulso, en la etapa de líquido-gas este parámetro se reduce a 0,043E-3 km/ms.
- El aumento en el eje semi-principal por milisegundo de impulso es 1,52E-6 km/ms, 10 veces menor que en el régimen de combustión.
- Lo que sigue se puede alcanzar en 24 horas de impulsaciones, lo que implica 720 impulsos (suponiendo un impulso cada dos minutos e impulsos de 400 ms), el aumento del eje semi-principal es de aproximadamente:

$$6,15 \text{ E-4 (m/s)/impulso} * 720 \text{ impulsos/Día} * 27,4 \text{ km/ (m/s)} = 12 \text{ km/Día},$$

ES 2 331 748 T3

donde

5 6,15 E-4 es la dV medida conseguida por impulso (0,064 m/s para 104 impulsos) de 400 ms. Este valor fue estable durante las etapas de maniobras de reórbita. Al final de esta etapa, puesto que acaba agotándose el líquido restante, la eficacia se reduce, y se necesita compensar aumentando el ciclo de servicio.

Esta función es proporcional a la duración del impulso y al número de impulsos por día.

10 En caso de una secuencia iniciada en el momento correcto del día (en consonancia con la excentricidad objetivo) es posible impulsar las 24 horas del día con determinaciones diarias de órbita para caracterizar la eficacia del impulso y si fuera preciso, aumentar el ciclo de servicio para alcanzar un aumento de 12 km/D.

- 15
- Dependiendo del líquido restante, si las residuales dinámicas son suficientemente grandes sería posible alcanzar 250 kilómetros de perigeo con un único líquido en aproximadamente 21 días. En el caso de EII-F3, fue posible con 8 km de un único líquido oxidante (y gas en el otro tanque) para alcanzar una órbita de 100 km, el equivalente de 8 días de 24 horas de impulsos.
 - La cantidad total de dV conseguida con un único líquido fue: 4,6 m/s.
 - Los valores anteriores son valores promedio. EUTELSAT ha realizado distintas secuencias de impulsos para equilibrar los valores de la excentricidad y aumentar la eficacia a medida que disminuía la presión del gas.
- 20

Régimen de transición de gas frío: Día 14 de las operaciones

25 Esta etapa se caracteriza por una fuerte disminución de la eficacia. Algunas pequeñas cantidades de un único líquido se mezclan con el oxidante evaporado. El control de orientación llega a ser inestable y el ciclo de servicio necesita ser aumentado para mantener la eficacia del impulso.

Régimen de gas-frío: Se empezó el día 10 de las operaciones

30 Esta etapa se caracteriza por la disminución de la eficacia del impulso. Puesto que cae la presión en los tanques con el agotamiento del gas restante, es preciso aumentar el ciclo de servicio para mantener la eficacia constante. Durante este régimen es más difícil controlar la excentricidad de la órbita, puesto que la eficacia disminuye de forma permanente. Son necesarios los ajustes de eficacia casi todos los días.

35 La dV total conseguida en modo de gas frío fue: 5,3 m/s. Esta cantidad puede cambiarse dependiendo de las residuales dinámicas.

Cierre de las operaciones: Día 30

40 La presión en los tanques es muy baja debido a las bajas presiones en los tanques y a la consiguiente reducción del flujo de gas mientras los propulsores estén abiertos. La presión restante no proporciona ningún empuje significativo y el ciclo de servicio aumenta a valores muy elevados para vaciar y pasivar los tanques siguiendo las recomendaciones internacionales. Las presiones finales en los tanques fueron menos de un bar.

45 Es importante observar de la descripción anterior que el método de la invención es aplicable a todos los tipos de satélites en los que se produce una reacción química para generar un empuje. La cantidad de residuales determinará la dV total posible que pueda conseguirse. Para los sistemas bipropelentes las residuales dinámicas determinarán la duración de la etapa líquida. En esta etapa, a más grandes residuales dinámicas, mayor dV y distancia podrán obtenerse. La etapa de gas frío depende menos de las residuales dinámicas puesto que se compone tanto del vapor del oxidante como del vapor del combustible y de los presurizantes. Esta etapa será más repetitiva para todos los satélites

50 En caso de que un satélite tenga un subsistema monopropelente, el comportamiento previsto es el mismo, a excepción del hecho de que las etapas se reducen a la transición de las burbujas de líquido a gas y al régimen de gas-frío.

Referencias bibliográficas mencionadas en la descripción

60 Esta lista de referencias bibliográficas mencionadas por el solicitante se ha incorporado exclusivamente para información del lector, pero no forma parte integrante de la documentación de la patente europea. Aún habiéndose recopilado estas referencias bibliográficas con sumo cuidado, no pueden excluirse errores u omisiones, por lo que la EPO declina toda responsabilidad a este respecto.

Documentación de la patente mencionada en la memoria descriptiva

- US6024328A

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un método para maniobrar un satélite geoestacionario con subsistemas de propulsión empleando la reacción química de un monopropelante o de un sistema bipropelante para realizar el empuje, llevando el satélite al final de su vida útil, es decir, ante la falta de reacción química, hasta una órbita de eliminación proporcionando un empuje al inicio con encendidos muy cortos pero frecuentes del propulsor permitiendo establecer libremente y de manera controlada las residuales del monopropelante o del bipropelante,
- 10 caracterizado por el aumento del tiempo de encendido de los propulsores en tres pasos subsecuentes, efectuando el primer aumento al entrar los subsistemas de propulsión en un régimen de expulsión líquida, efectuando el segundo aumento al agotarse el propelente en forma líquida, y efectuando el tercer aumento al reducirse la presión del tanque de propelente.
- 15 2. Un método según la reivindicación 1, caracterizado por el hecho de que se ordenan los impulsos del subsistema de propulsión a un intervalo que es menor que el tiempo de respuesta del bucle de control de la orientación.
- 20 3. Un método según la reivindicación 1 o 2, caracterizado por el hecho de que se realiza, tras haber entrado los subsistemas de propulsión en un régimen de expulsión líquida, una caracterización de la eficacia del impulso.
- 25 4. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por el hecho de que se realiza, al no enviarse más propelente líquido desde un tanque, con mucha frecuencia una caracterización de la eficacia del impulso.
- 30 5. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, para realizar y completar la reórbitación de un satélite, que empieza tras la transición de las burbujas, caracterizado por el hecho de que se realiza la pasivización del subsistema propelente.
- 35 6. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, a fin de permitir a un operador de satélites ignorar los métodos de conteo de propelente para decidir el comienzo de las maniobras de reorbitaje, caracterizado por el hecho de que se realiza la pasivización del subsistema propelente.
- 40 7. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado por el hecho de que se definen tres regímenes de propulsión y correspondientes transiciones y se maniobra y reórbita un satélite mientras se desarrolla cada uno de estos regímenes de transiciones, y se realizan las mismas:
- 45 • para definir un primer régimen: que comienza una vez que un líquido esté por debajo de un cierto límite, y las burbujas del gas entran en los propulsores durante la combustión, determinan la orientación de los transitorios, que se controlan utilizando otros equipos del control de orientación a bordo de los satélites;
- 50 • para definir un segundo régimen: que determina el comienzo de la expulsión líquida en el caso de un sistema bipropelante, en el que sólo se expulsará el líquido, es decir, el oxidante o el combustible, dependiendo del porcentaje de la mezcla o de las residuales dinámicas;
- 55 • para definir un tercer régimen: tras haberse expulsado todo el líquido, que determina el inicio para expulsar únicamente gas, sobre todo presurizado, a través de los propulsores;
- 60 • para definir la transición del funcionamiento de dos líquidos al funcionamiento de un único líquido: que determina el inicio de la ingestión de burbujas de gas en uno de los tanques;
- 65 • para definir la transición del funcionamiento de un único líquido al funcionamiento de gas-gas: que determina el principio de una fuerte disminución de la eficacia del impulso.
- 70 8. Un método según la reivindicación 7, caracterizado por el hecho de que se controlan los tres regímenes de propulsión y la transición entre dichos regímenes.
- 75 9. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 7 u 8, caracterizado por el hecho de que se realiza una caracterización de la eficacia a través de la medición por medio de la determinación de la órbita del aumento diario del eje semi-principal por cada impulso durante dichos regímenes y transiciones.
- 80 10. Un método según la reivindicación 9, caracterizado por el hecho de que la modulación de dichos tiempos de encendido durante dichas tres etapas y transiciones principales, se basan en la evaluación diaria del impulso enviado por los tiempos de encendido, de manera que el impulso proporcionado permite conseguir un aumento de órbita diario casi constante mientras se controla la orientación del satélite.
- 85 11. Un método según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 10, caracterizado por el hecho de que se controla de forma interactiva la excentricidad de la órbita para alcanzar una órbita de eliminación a largo plazo en línea con la sección transversal para la relación de masas de un satélite en caída, controlándose la excentricidad de dicha órbita de forma iterativa seleccionando los períodos del día para el impulso en base a la evaluación de los impulsos de cada tiempo de encendido durante las distintas etapas de reorbitaje.

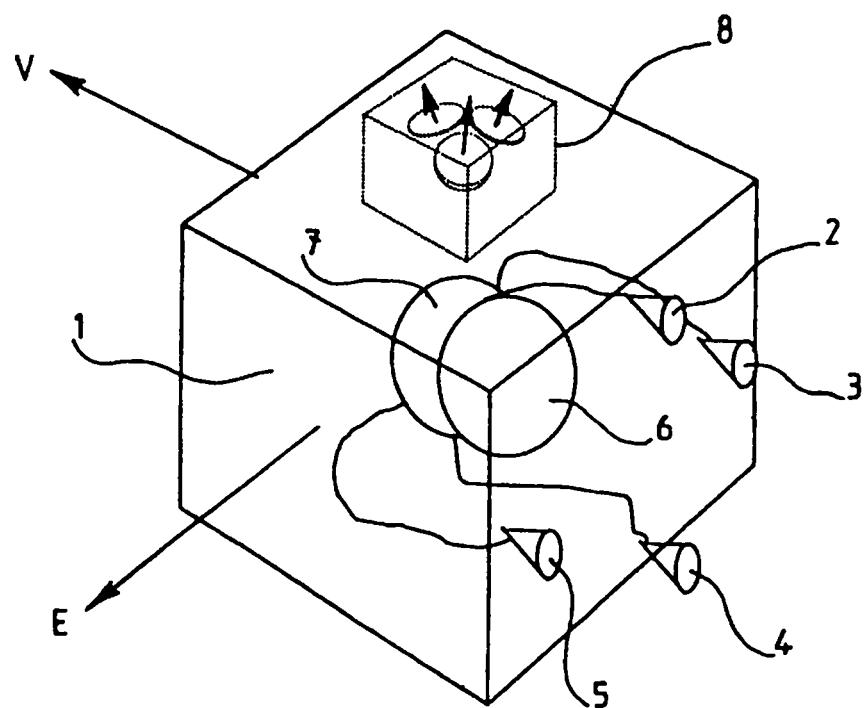


FIG. 1

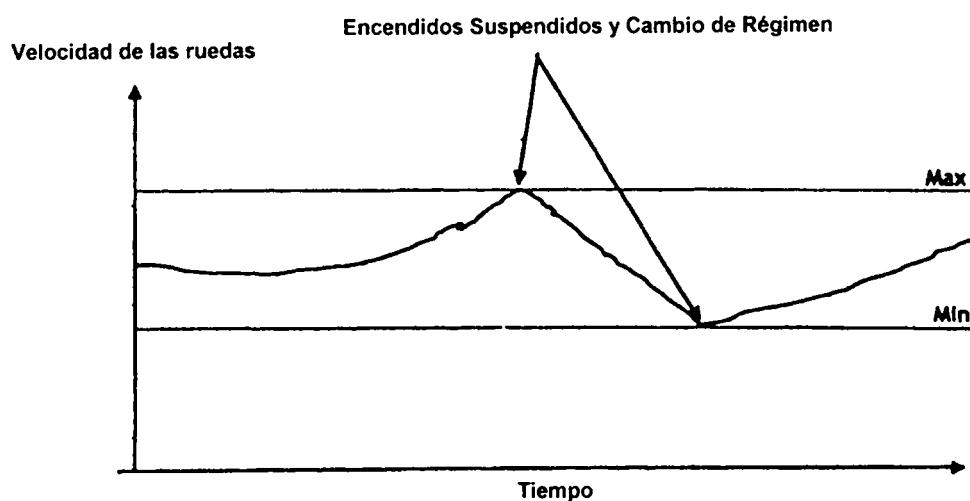


FIG. 2

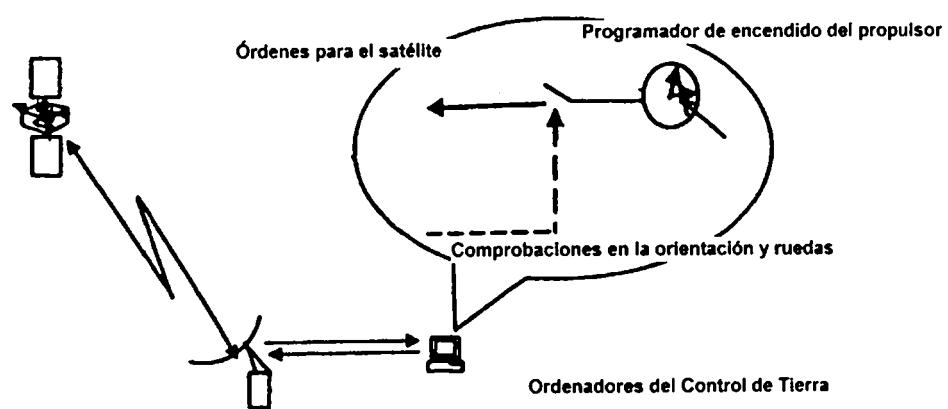


FIG. 3

ES 2 331 748 T3

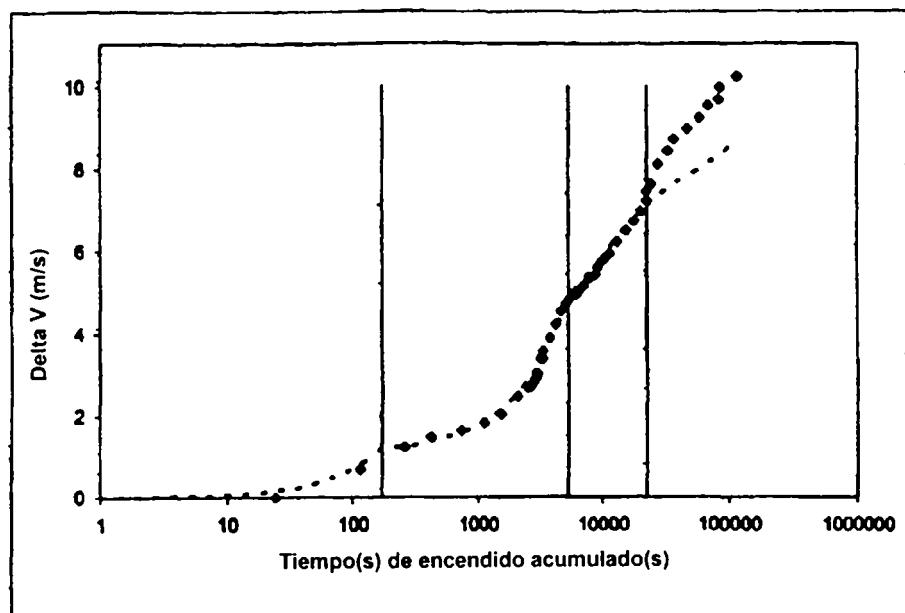


Fig. 4

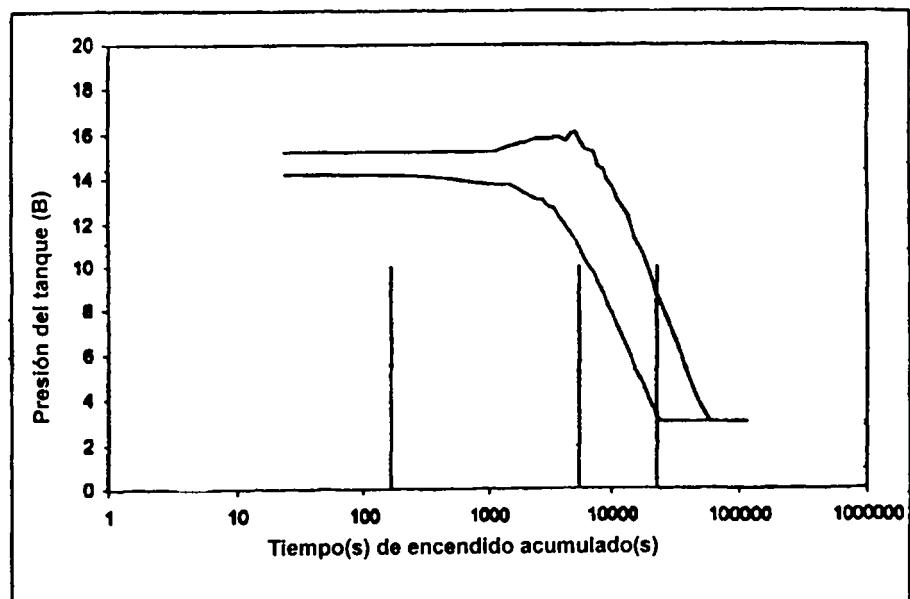


Fig. 5

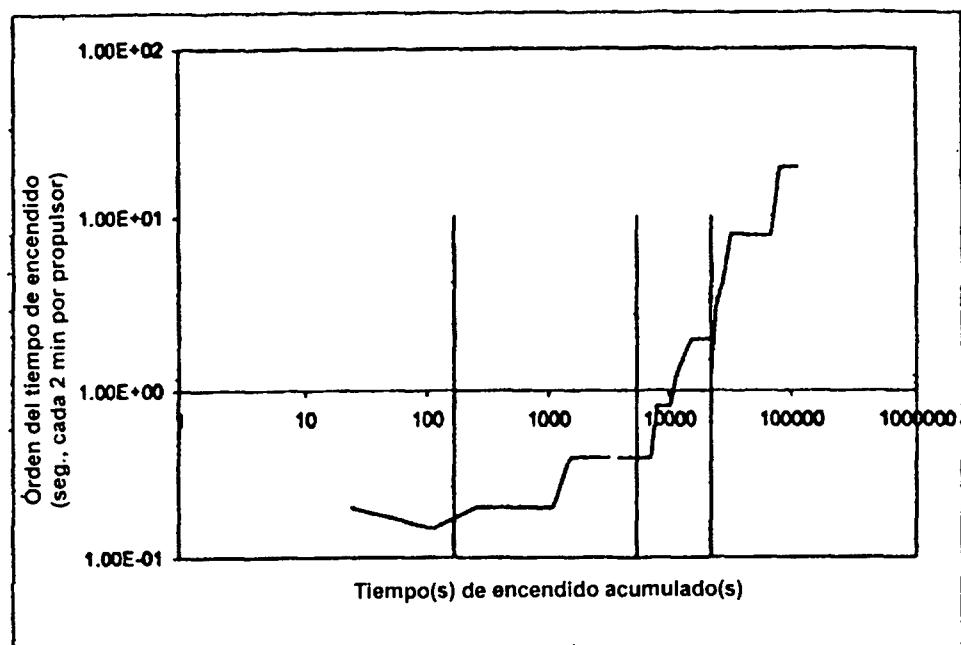
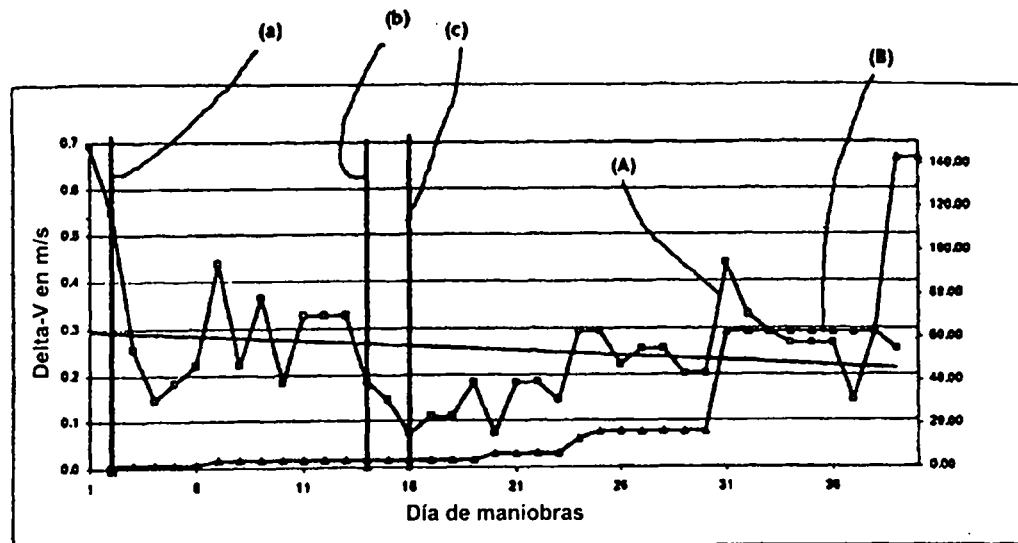


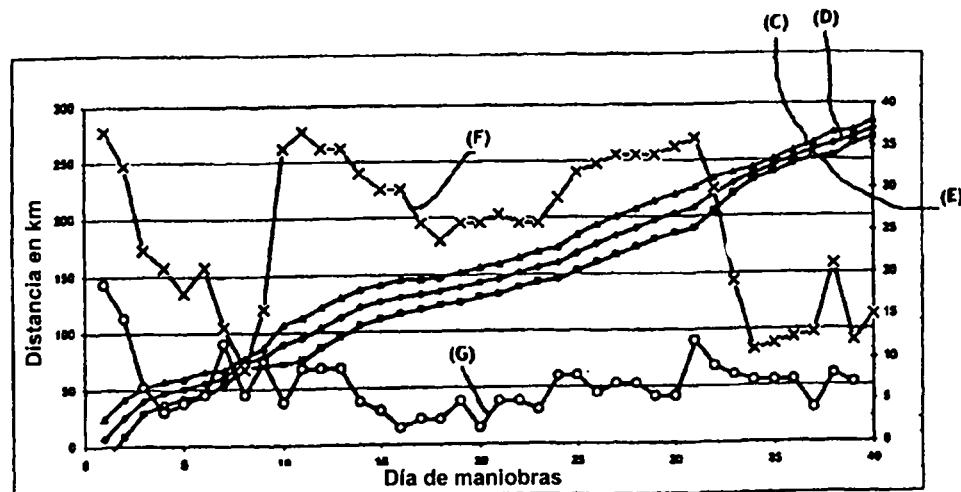
FIG. 6

ES 2 331 748 T3



- (a) Régimen únicamente líquido
 (b) Conversión al régimen de gas-frio
 (c) Régimen de gas-frio
 (A) Aumento de Delta-V
 (B) Ciclo de servicio

Fig. 7



- (C) Apogeo
 (D) Eje semi-principal
 (E) Perigeo
 (F) Distancia entre apogeo y perigeo
 (G) Incremento diario del eje semi-principal

Fig. 8