

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 692 181**

51 Int. Cl.:

B64G 1/10 (2006.01)

B64F 1/10 (2006.01)

H04B 7/185 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.09.2011 PCT/CA2011/001093**

87 Fecha y número de publicación internacional: **05.04.2012 WO12040828**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.09.2011 E 11827855 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.07.2018 EP 2621813**

54 Título: **Sistema de satélites y procedimiento para latitudes circumpolares**

30 Prioridad:

01.10.2010 CA 2716174

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

30.11.2018

73 Titular/es:

**TELESAT CANADA (100.0%)
1601 Telesat Court
Ottawa, Ontario K1B 5P4, CA**

72 Inventor/es:

**BIGRAS, ANDRE, E.;
MEGYERI, PETER;
RIGLEY, JACK;
SHOAMANESH, ALIREZA;
NG, PAUL y
SINGH, SURINDER, PAL**

74 Agente/Representante:

CONTRERAS PÉREZ, Yahel

ES 2 692 181 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

Sistema de satélites y procedimiento para latitudes circumpolares

5 CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención se refiere a sistemas de satélites y, más particularmente, a un sistema de satélites y un procedimiento para monitorización del tiempo y el clima, aplicaciones de comunicaciones, investigación científica y tareas similares en latitudes más altas, ya sea en el hemisferio norte o en el hemisferio sur.

10

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Los satélites de monitorización meteorológica y los satélites de comunicaciones se sitúan generalmente en la -Orbita Terrestre Geoestacionaria (GEO) - o la Orbita Terrestre Baja (LEO). Los satélites GEO parecen estar inmóviles en el cielo, proporcionando al satélite una vista continua de un área determinada en la superficie de la Tierra. Desafortunadamente, esta órbita sólo puede obtenerse colocando el satélite directamente sobre el ecuador de la Tierra (latitud 0°), con un período igual al período de rotación de la Tierra, una excentricidad orbital de aproximadamente cero y a una altitud de 35.789 km. Si bien estas órbitas son útiles en muchas aplicaciones, son muy pobres para cubrir latitudes más altas (no son muy útiles a una latitud por encima de 60° para monitorización del tiempo y el clima ni a una latitud por encima de 70° para comunicaciones móviles confiables). Los sensores ópticos en un satélite de monitorización meteorológica GEO, por ejemplo, verían latitudes más altas en un ángulo tan pobre (es decir, un "ángulo de elevación" bajo) por lo que no podrían recopilarse datos útiles. Los enlaces de satélites de comunicaciones GEO se vuelven poco confiables o fallan a medida que el ángulo de elevación respecto al satélite disminuye a medida que aumenta la latitud.

25

Los satélites de órbita terrestre baja (LEO) se sitúan en órbitas circulares a bajas altitudes (menos de 2.000 km) y pueden proporcionar una cobertura continua de la región circumpolar, pero esto requiere muchos satélites, ya que cada uno se encuentra sobre la región durante un período de tiempo relativamente pequeño. Un ejemplo operativo es el sistema Iridium, que utiliza una constelación de 66 satélites. Si bien es práctico para comunicaciones de ancho de banda relativamente bajo, no es rentable para comunicaciones de banda ancha o para la monitorización del tiempo y el clima que requieren una carga útil grande y costosa en cada satélite. A la vista del coste de construir, lanzar y mantener cada satélite, se trata de una manera muy costosa de proporcionar una cobertura de satélite continua de un área geográfica específica.

30

Las órbitas muy elípticas (HEO) tales como las órbitas de Molniya y Tundra clásica pueden proporcionar una mejor convergencia de latitudes altas con menos satélites, pero ambas órbitas son problemáticas.

35

Las órbitas muy elípticas (HEO) son aquellas en las que uno de los focos de la órbita es el centro de la Tierra. La velocidad de un satélite en una órbita elíptica es una función decreciente de la distancia desde el foco. Disponer el satélite para que viaje cerca de la Tierra durante una parte de su órbita (el perigeo) hará que éste se desplace muy rápido en ese momento mientras que, en el otro extremo de la órbita (el apogeo), se desplazará muy lentamente. Un satélite situado en estas órbitas pasa la mayor parte de su tiempo sobre un área seleccionada de la Tierra, un fenómeno conocido como "parada de apogeo". El satélite se mueve con relativa lentitud sobre las áreas que son de interés y rápidamente sobre áreas que no son de interés.

40

45

El plano orbital de una HEO está inclinado respecto al ecuador de la Tierra. Se selecciona una inclinación cercana a 63,4° para minimizar el requisito de que el sistema de propulsión a bordo del satélite mantenga el apogeo por encima del área de servicio.

50

La órbita de Molniya es una HEO con un período orbital de aproximadamente 12 horas. La altitud en el perigeo de una órbita de Molniya es baja (del orden de 500 km sobre la superficie de la Tierra) y la órbita atraviesa los cinturones de Van Allen. Los cinturones de Van Allen son cinturones de partículas cargadas de energía (plasma) alrededor de la Tierra, que se mantienen en posición mediante el campo magnético de la Tierra. Los niveles de radiación en estos cinturones dañan células solares, circuitos integrados y sensores, incluso si están "reforzados" o se implementan otras medidas de seguridad, tal como, por ejemplo, apagar los sensores al pasar por regiones de radiación intensa. A pesar de estos esfuerzos, los satélites que, de lo contrario, podrían tener una vida útil esperada de 15 años, sólo tendrán una vida útil de unos 5 años si tienen que viajar regularmente a través del cinturón interno de Van Allen de protones de alta energía (el cinturón externo de electrones es menos problemático). Esta menor vida de los satélites hace que los sistemas de Molniya sean muy costosos.

55

60

La órbita de Tundra clásica también es una órbita muy elíptica, con la misma inclinación que la de Molniya (63,4°). Se trata también de una órbita geosincrónica con un período orbital de un día sideral (aproximadamente 24 horas). El único sistema operativo en la órbita de Tundra es la radio satélite Sirius, que opera una constelación de tres

satélites en diferentes planos, cada plano satélite está desplazado 120°, para proporcionar la cobertura que desean para su sistema de radiodifusión. La publicación de Patente Europea EP 0 959 573 A2 describe el sistema de Radio Satélite Sirius en detalle. EP 0 959 573 va enfocada completamente a proporcionar radio satélite en Estados Unidos con una inclinación de 63,4°, y no describe el servicio de latitudes por encima de 60°. A partir de la información que se da en las figuras 10 y 12, está claro que el sistema de EP 0 959 573 no funcionará con dos satélites, a altitudes superiores a 60°. Por ejemplo, al eliminar un satélite de la figura 10 se demuestra que el sistema de EP 0 959 573 no puede proporcionar una cobertura continua por encima de 60°. Esto es consistente con la enseñanza en la técnica de que dos satélites en una órbita de Tundra clásica no podrían proporcionar una cobertura continua de una región circumpolar.

Incluso en vista de los problemas con los sistemas de Molniya (corta vida de diseño) y Tundra clásico (que requiere más de dos satélites para cobertura circumpolar), los expertos en el campo apoyan el uso de estos sistemas en tales aplicaciones. Por ejemplo:

- Un documento actual de la NASA ("*The case for launching a meteorological imager in a Molniya orbit*" de Lars Peter Riishojgaard, Global Modeling and Assimilation Office), afirma que la forma más efectiva de proporcionar un sistema de satélite para monitorización meteorológica en latitudes más altas, es utilizar un sistema de Molniya: [http://www.wmo.int/pages/prog/www/OSY/Meetings/ODRRGOS-7/Doc7-5\(1\).pdf](http://www.wmo.int/pages/prog/www/OSY/Meetings/ODRRGOS-7/Doc7-5(1).pdf)

- Un documento de la Agencia Espacial Europea ("*HEO for ATM; SATCOM for AIR TRAFFIC MANAGEMENT by HEO satellites*", Final Report, 2007) concluye que una órbita de Tundra llevaría más satélites que una Molniya, para cobertura de latitudes norte para aplicaciones de gestión de tráfico aéreo (ATM); y

- Una presentación en la Conferencia Internacional de Comunicaciones, Navegaciones y Vigilancia, de 2009, "*SATCOM for ATM in High Latitudes*", de Jan Erik Hakegard, Trond Bakken y Tor Andre Myrvoll, concluye que se necesitarían tres satélites en una órbita de Tundra para ATM en latitudes altas. Véase: http://i-cns.org/media/2009/05/presentations/Session_K_Communications_FCS/01-Hakegard.pdf

Se han realizado otros intentos para abordar estos problemas utilizando órbitas y constelaciones de satélites no tradicionales, pero presentan, en general, las mismas deficiencias. Por ejemplo, la publicación de patente americana nº US 2003/0114102 A1 describe el uso de órbitas elípticas para proporcionar canales de comunicación, pero indica que se requieren por lo menos tres satélites para proporcionar cobertura continua (véase párrafos [020] y [0023], por ejemplo). Además, las órbitas propuestas por US 2003/0114102 A1 tienen un perigeo tan bajo (1238 km según las Tablas 1 y 2) que sus satélites sufrirán daños a causa del cinturón de Van Allen interno de alta energía, de la misma manera que las órbitas de Molniya.

Por lo tanto, existe la necesidad de un sistema de satélites y procedimientos mejorados para dar cobertura en latitudes altas, en particular para aplicaciones de monitorización meteorológica y comunicaciones.

DESCRIPCIÓN DE LA INVENCION

Un objetivo de la invención es un sistema de satélites mejorado y procedimientos para proporcionar cobertura continua de la región circumpolar, con lo cuales se mitiguen los problemas descritos anteriormente.

Contrariamente a las enseñanzas de la técnica, se ha determinado que puede proporcionarse sistema de satélites y un procedimiento utilizando satélites en órbitas de 24 horas siderales (geosíncronicas) con inclinaciones, planos orbitales, ascensiones rectas, y excentricidades seleccionadas para optimizar la cobertura de un área de servicio particular situada en latitudes altas. Una constelación de dos satélites puede proporcionar una cobertura continua de la región circumpolar. Las órbitas de los satélites evitan el cinturón de Van Allen interno de protones de alta energía y pueden lograr una vida de diseño de 15 años o más.

En una realización de la invención, se presenta un sistema de satélites para observación de la Tierra y comunicaciones, que comprende: una constelación de dos satélites que, en conjunto, proporcionan cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en un área de servicio geográfica por encima de 60° de latitud; presentando cada satélite una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45; y una estación base para transmitir y recibir señales de dicha constelación de dos satélites.

En otra realización de la invención, se presenta un procedimiento de operación para un sistema de satélites para observación de la Tierra y comunicaciones, que comprende: disponer una constelación de dos satélites que, en conjunto, proporcionan una cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en toda un área de servicio geográfica por encima de 60° de latitud, presentando cada satélite una inclinación orbital de

aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45; y disponer una estación base para transmitir y recibir señales de dicha constelación de dos satélites.

En otra realización de la invención, se presenta una estación base satélite, que comprende: medios de comunicación para transmitir y recibir señales hacia y desde una constelación de dos satélites que, en conjunto, proporcionan una cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en toda un área de servicio geográfica por encima de aproximadamente 60° de latitud; y medios de control de vuelo para controlar órbitas de dicha constelación de dos satélites, presentando cada satélite una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45.

En todavía otra realización de la invención, se presenta un satélite que comprende: medios de comunicación para transmitir y recibir señales hacia y desde una estación base; una carga útil de observación de la Tierra y comunicaciones para servir de área de servicio geográfica por encima de 60° de latitud, con una elevación de aproximadamente 20° o más; y medios de control de vuelo para controlar una órbita para que tenga una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45.

Otros aspectos y características de la presente invención serán evidentes para los expertos en la materia a partir de una revisión de la siguiente descripción detallada al considerarse junto con los dibujos.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Éstas y otras características de la invención serán más claras a partir de la siguiente descripción en la cual se hace referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

La figura 1 presenta un mapa del área geográfica a cubrir, en este ejemplo para el hemisferio norte, el área por encima de 60° norte.

La figura 2 muestra la gráfica de salida de una herramienta de software de órbita satélite, que indica el porcentaje de tiempo en que se cumple el criterio de un ángulo de elevación mínimo de 20° en toda el área. En este ejemplo, se muestra que el hemisferio norte por encima de una latitud 50° norte tiene una cobertura de poco menos de un 100 por ciento. La gráfica del porcentaje de cobertura del área superior a 60° indica una cobertura del 100%.

La figura 3 muestra dos satélites en una órbita elíptica de ejemplo de 24 horas, con una inclinación de 90°. Los satélites se encuentran en algún plano separados aproximadamente 12 horas.

La figura 4 es un diagrama simplificado de los cinturones de radiación de Van Allen, indicándose el cinturón de protones interno y el cinturón de electrones externo.

La figura 5 representa el trazo terrestre de dos satélites en el mismo plano orbital, en una realización de la invención. El trazo terrestre se repite diariamente.

La figura 6 presenta una arquitectura de red de ejemplo para implementar la invención.

Las figuras 7 y 8 son gráficas que muestran que la dosis total de ionización (TID) para la órbita de la invención es menor que las de las órbitas geoestacionarias y de Molniya.

La figura 9 presenta una disposición de carga útil de ejemplo para un vehículo de lanzamiento.

La figura 10 presenta un diagrama de flujo de un procedimiento de ejemplo para implementar la invención.

La figura 11 presenta un diagrama de bloques de una pasarela de ejemplo en una realización de la invención.

La figura 12 presenta un diagrama de bloques de un satélite de ejemplo en una realización de la invención.

Se han utilizado números de referencia similares en diferentes figuras para denotar componentes similares.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

Contrariamente a las enseñanzas de la técnica, se ha determinado que puede disponerse un sistema de satélites y procedimiento utilizando satélites en órbitas de 24 horas siderales (geosincrónicas) con inclinaciones, planos orbitales, ascensiones rectas y excentricidades seleccionados para optimizar la cobertura de un área de servicio particular situada en latitudes altas. Una constelación de dos satélites puede proporcionar una cobertura continua de la región circumpolar, que se define como el área con una latitud de más de 60° en los hemisferios norte o sur

(véase la figura 1, que identifica el área de latitud 60° del hemisferio norte). Los satélites en esta órbita evitan el cinturón de Van Allen interno de protones de alta energía.

Por ejemplo, tal como se muestra en la figura 2, una constelación de dos satélites con una inclinación de 90° y una excentricidad de 0,3, proporcionará un ángulo de elevación mínimo de 20° para toda el área por encima de 50° Norte, durante la mayor parte del tiempo, con el porcentaje de cobertura del área en un ángulo de elevación mínimo de 20° nunca menos del 96,5%. El "ángulo de elevación" se refiere al ángulo de la línea visual entre el suelo y el satélite, medido desde el horizonte. El ángulo de elevación mínimo que deben tener los instrumentos de monitorización del tiempo y el clima para obtener datos precisos suele ser cerca de 20°. A continuación, se describen otras realizaciones de ejemplos de la invención.

El sistema de Tundra clásico no proporciona una cobertura continua de la región circumpolar. Al aumentar la excentricidad, causando un apogeo más alto, tal vez se cumpla el requisito de cobertura. Sin embargo, una mayor altitud sobre el área de cobertura requiere antenas y sensores más grandes en el satélite. Más importante aún, el perigeo descendiendo, lo que hace que los satélites pasen a través de una mayor parte de los cinturones de Van Allen, lo que reduce su vida útil. Sólo modificando tanto la excentricidad como la inclinación, es posible proporcionar la cobertura deseada de la región circumpolar a una altitud razonable, con una exposición mínima a los cinturones de Van Allen. Otros parámetros del sistema son los siguientes:

Inclinación: La inclinación es el ángulo entre el plano orbital de los satélites y el plano que pasa a través del ecuador de la Tierra. La inclinación puede ser sólo ligeramente mayor que 63,4° en algunas realizaciones, pero es entre 80° y 90° para la mayoría de las aplicaciones que requieren cobertura circumpolar. La figura 3 muestra un diagrama simplificado de dos satélites, separados 180°, en una órbita HEO con una inclinación de 90°. Un satélite 300 está en el apogeo de la órbita, pasando a través del eje 310 de la Tierra 320 en el hemisferio norte, mientras que el segundo satélite 330 está en el perigeo, pasando a través del eje 310 en el hemisferio sur.

Excentricidad: la excentricidad es la forma de la trayectoria elíptica de los satélites, que determina la altitud del apogeo (la altitud más alta) y el perigeo (la altitud más baja). La excentricidad se selecciona para que tenga un apogeo suficientemente alto en el área de servicio, de modo que los satélites puedan proporcionar la cobertura necesaria durante el período requerido de su órbita. Una excentricidad más alta aumenta la altitud del apogeo, que debe superarse con mayor potencia, ganancia de antena u ópticas más grandes en el satélite. Unas excentricidades más altas (por encima de aproximadamente 0,34) también aumentan la exposición a los cinturones de Van Allen.

Altitud: es deseable tener un apogeo tan bajo como sea posible sobre el área de cobertura, ya que un mayor alcance afecta negativamente a la potencia y/o la sensibilidad requerida de los instrumentos satélite. Es evidente que, en el perigeo, debe alcanzarse una altitud suficientemente alta para minimizar la exposición a los cinturones de Van Allen. Tal como se muestra en la figura 4, los cinturones de Van Allen comprenden un toro de campos alrededor de la Tierra 320. Los cinturones de mayor preocupación son los cinturones internos de protones cargados 410. Tal como se explicará, los cinturones externos de los electrones 420 son menos preocupantes.

Lugar/Número de satélites: un plano orbital con dos o más satélites es la implementación preferida. Esto permite múltiples satélites lanzados desde un único vehículo de lanzamiento, o aumentar la cantidad de satélites en el mismo plano por redundancia y/o un mejor rendimiento. Por ejemplo, aunque sólo se requieren dos satélites, tal vez sea conveniente lanzar un tercer satélite redundante en caso de que un satélite falle. Debido a que todos los tres satélites se encuentran en el mismo plano, es más fácil colocar el tercer satélite en la posición adecuada y activarlo cuando sea necesario. Este tipo de redundancia no puede llevarse a cabo en sistemas que utilizan diferentes planos orbitales para sus satélites.

Argumento del perigeo: El argumento del perigeo describe la orientación de una órbita elíptica respecto al plano ecuatorial de la Tierra. Para dar servicio a la región circumpolar norte (por ejemplo, latitudes mayores de 60° Norte), el argumento del perigeo es cerca de 270°, de modo que el apogeo se encuentra en el hemisferio norte y el perigeo en el hemisferio sur. Para dar servicio a la región circumpolar sur (por ejemplo, latitudes mayores de 60° Sur), el argumento del perigeo es cerca de 90°, de modo que el apogeo se encuentra en el hemisferio sur y el perigeo en el hemisferio norte.

Longitud del Nodo Ascendente: en términos simples, la longitud del nodo ascendente describe dónde se cruza el plano orbital con el ecuador de la Tierra. La Longitud del Nodo Ascendente llega a ser un factor en la especificación de la órbita si se quiere desviar la cobertura hacia un subconjunto de la región circumpolar, o para optimizar la observación de la Tierra por satélite para una situación con mejor iluminación solar, como ejemplos.

Período Orbital: El período orbital es preferiblemente de aproximadamente 24 horas, pero esta órbita puede ajustarse para proporcionar la cobertura requerida en períodos por encima y por debajo de 24 horas y aún así lograr una cobertura continua de la región circumpolar.

Trazo Terrestre: en la realización preferida, los dos satélites se encuentran en el mismo plano orbital y cada uno sigue un trazo terrestre diferente. Para una constelación de dos satélites, el escalonamiento o separación de los satélites en el plano orbital es tal que el tiempo entre sus respectivos apogeos es aproximadamente la mitad del período orbital. Véase la figura 5 que muestra los trazos terrestres para una realización de ejemplo de dos satélites en el mismo plano, con una inclinación de 90° y una excentricidad de 0,3.

Control de Órbita: las constelaciones de satélites de la invención experimentan cambios en los parámetros orbitales mencionados a lo largo del tiempo debido al achatamiento de la Tierra, las fuerzas gravitacionales del Sol y la Luna y la presión de la radiación solar. Éstos pueden compensarse por el sistema de propulsión a bordo del satélite. A continuación, se describe la manera en que esto se lleva a cabo.

Estaciones Base: tal como se muestra en la figura 6, el sistema incluye una red de comunicaciones en tierra 620, satélites 300, 330 con funcionalidad de comunicaciones, cargas útiles de observación de la Tierra y/o científicas, y por lo menos una estación base o pasarela 610. La estación base o pasarela 610 es necesaria para obtener datos de los satélites 300, 330 y para efectuar Telemetría, Seguimiento y Control (TTC). Debido a su mayor eficiencia, se utilizarían antenas direccionales, requiriéndose las estaciones base 610 para seguir los satélites 300, 330 a través del cielo. La tecnología de seguimiento es bien conocida en la técnica, aunque tendría que modificarse para acomodar los dos sistemas satélites de la invención. La transferencia de un satélite a otro a medida que se mueven por el cielo no requeriría ninguna interacción para el usuario. El traspaso puede verse afectado utilizando técnicas conocidas, aunque deberían optimizarse para esta implementación.

Las comunicaciones bidireccionales en tiempo real sólo son posibles cuando el satélite es mutuamente visible tanto para una pasarela 610 como para un elemento de la red de comunicaciones en tierra 620. Esta red 620 consiste en los terminales satélite fijos y móviles que se comunican con el satélite. La descarga de datos generados por la carga útil del satélite sólo es posible cuando el satélite es visible para una pasarela 610. Es posible aumentar el número de pasarelas 610 situadas estratégicamente para lograr enlaces continuos entre un satélite 300, 330 y por lo menos una pasarela 610. Los satélites 300, 330 también pueden tener una funcionalidad de "almacenamiento y envío" que permite al satélite almacenar SOE y otros datos cuando las comunicaciones a una infraestructura de pasarela no son posibles. Los datos almacenados pueden transmitirse al segmento de tierra cuando es posible la comunicación entre el satélite y la pasarela.

Evitar una gran parte de los cinturones de Van Allen aumenta la vida útil de los satélites. Al utilizar esta invención, se requieren lanzamientos menos frecuentes para reponer la constelación de satélites y existen menos restricciones en el diseño y el funcionamiento de las comunicaciones, las cargas útiles de observación de la Tierra y científicas.

La dinámica de vuelo (es decir, los ajustes necesarios para mantener el satélite en la órbita deseada) de los satélites en tal sistema sería diferente de la de otros sistemas satélite, pero la forma en que se gestionan estos problemas sería muy similar. Es decir, la trayectoria de vuelo del satélite podría verse perturbada, por ejemplo, por la fuerza gravitatoria de la luna y el sol, la presión de la radiación solar y el achatamiento de la Tierra. Se conocen sistemas de software informático que administran otros sistemas de vuelo por satélite y podrían modificarse fácilmente para adaptarse a las órbitas que se describen aquí.

Se pretende que el sistema se utilice inicialmente en un modo de comunicación bidireccional, en estas bandas de satélite: Banda L (1-3 GHz); Banda X (aproximadamente 7 - 8 GHz); Banda Ku (aproximadamente 11 - 15 GHz), y Banda Ka (aproximadamente 17 - 31 GHz). También se utilizarán corrección de errores, codificación y retransmisión de paquetes perdidos/dañados.

Las ventajas del sistema incluyen por lo menos las siguientes:

- sólo se requieren dos satélites, a diferencia de tres requeridos por los sistemas de Tundra clásicos, y muchos más requeridos por los sistemas LEO para una cobertura circumpolar completa;
- este sistema minimiza la exposición a los cinturones de Van Allen, dando a los satélites una vida útil mínima de 15 años en lugar de la vida útil del satélite esperada de 5 años en un sistema de Molniya;
- puede proporcionarse la cobertura continua necesaria de la región circumpolar para la observación de la Tierra y comunicaciones de banda ancha, a diferencia de los sistemas GEO que no pueden proporcionar dicha cobertura; y
- la altitud en el perigeo sería de aproximadamente de 24.000 km, y en la otra región circumpolar son posibles comunicaciones no continuas y observación de la Tierra.

Varias realizaciones

Los principales impulsores de esta invención pueden resumirse de la siguiente manera:

- Aplicaciones de Ciencia y Observación de la Tierra (SEO) y Comunicación/Difusión (COM)
- Área de cobertura requerida por la carga útil de SEO y/o COM
- Ángulo de elevación mínimo requerido por carga útil de SEO y/o COM
- Porcentaje de cobertura de tiempo requerido de la carga útil de SEO y COM.

5 Tal como se muestra en la Tabla 1, los parámetros para algunas realizaciones de ejemplo de la invención serían los siguientes:

TABLA 1 - APLICACIONES DE LA INVENCION

	Aplicación principal	Sub aplicación -1	Sub aplicación -2	Sub aplicación -3	Sub Solicitud -4	Sub aplicación -5
Aplicación	SEO y COM	COM	SEO y COM	COM	SEO y COM	SEO y COM
Cobertura						
Principal	Polo N.	Polo N.	S. Polo	S. Polo	Polo N.	Polo N.
Secundaria	Polo S.	Polo S.	Polo N.	Polo N.	Polo S.	Polo S.
Sat. y órbitas						
Satélites	2	2	2	2	2	2
Órbitas	1	1	1	1	1	1
Inclinación	90°	90°	90°	90°	80°-90°	70°-90°
Excentricidad	0,3	0,275	0,3	0,275	0,3 - 0,34	0,3 - 0,45
Vida de diseño	15 años	15 años	15 años	15 años	15 años	15 años
SEO Polo N.						
Área de cobertura > 60° N	100%				100%	100%
El. SEO Mín.	20°				20°	20°
Cobertura de tiempo	24 horas				24 horas	24 horas
SEO Polo S.						
Cobertura de área > 60° N			100%			
SEO El Mín.			20°			
Cobertura de tiempo			24 horas			
COM Polo N.						
Cobertura de área > 70° N	100%	100%			100%	100%
Cobertura de tiempo	24 horas	24 horas			24 horas	24 horas
El. Terminal Mín.	10°	10°			10°	10°
El. Pasarela Mín.	5°	5°			5°	5°
COM Polo S.						
Cobertura de área > 70° S			100%	100%		
Cobertura de tiempo			24 horas	24 horas		
El. Terminal Mín.			10°	10°		
El. Pasarela Mín.			5°	5°		

La sub-aplicación 1 es para satélites para servicios de "sólo comunicación" a las dos regiones polares. Hay que tener en cuenta que la excentricidad en esta aplicación se ha relajado de 0,3 a 0,275. Esto es admisible ya que la

aplicación COM puede acomodar un ángulo de elevación más bajo que la aplicación SEO. Las ventajas de los parámetros para esta realización incluyen lo siguiente:

- Con un satélite dedicado sólo a comunicaciones (es decir, sin carga útil SEO), sería posible una mayor carga útil de comunicaciones, permitiendo, como ejemplos: mayor capacidad, redundancia, antenas más grandes o más bandas de frecuencia;
- El tamaño del satélite puede reducirse, disminuyendo los costos totales;
- Posibilidad de un único lanzamiento para múltiples satélites; y
- Posibilidad de llevar más combustible y, por lo tanto, un ciclo de vida del satélite más largo.

La sub-aplicación 2 es la misma que la aplicación principal, excepto que el apogeo se encuentra situado sobre el Polo Sur, que se convierte en el área de servicio principal.

La sub-aplicación 3 es la misma que la sub-aplicación 1, excepto que el apogeo se encuentra situado sobre el Polo Sur, que se convierte en el área de servicio principal. Es evidente que esta aplicación tiene las mismas ventajas que la Sub-aplicación 1.

Si bien se ha encontrado que una inclinación de 90° es ventajosa, este parámetro puede relajarse hasta un rango de inclinación de aproximadamente entre 70° y 90° tal como se muestra en las Sub-aplicaciones 4 y 5. Incluso con la relajación de este parámetro, esta aplicación aún proporciona las siguientes ventajas:

- Es posible cubrir toda la región circumpolar por encima de 60° pero el apogeo debe aumentar al disminuir la inclinación; por ejemplo, un aumento en el apogeo de 48.100 km a 50.100 km resulta de una disminución de la inclinación de 90° a 80°. Si bien 2.000 km es una pequeña diferencia porcentual, es lo suficientemente importante como para hacer preferible la órbita de 90°. La altitud más cercana dará como resultado datos científicos más precisos y una mejor resolución de los equipos de observación de la Tierra; y
- Satélites no inclinados a 90° pueden operar en diferentes planos orbitales haciendo posible una única trayectoria terrestre.

La Tabla 2 a continuación muestra la excentricidad mínima (es decir, la altura de apogeo mínima) requerida para cumplir con el requisito de cobertura circumpolar indicado para un rango de inclinaciones del plano orbital en las Sub-Aplicaciones 4 y 5, e inclinaciones más bajas en general.

Para esta tabla, el requisito de cobertura circumpolar se define como el 100% de la cobertura durante el 100% del tiempo de la región circumpolar por encima de 60° norte (o por debajo de 60° sur para la región circumpolar sur) con un ángulo de elevación mínimo de 20° (equivalente a un ángulo de incidencia máximo de 70°).

TABLA 2 - ANÁLISIS DE ALTAS INCLINACIONES

Inclinación	Excentricidad	Altura de apogeo
90°	0,30	48435,2 km
87°	0,31	48856,8 km
84°	0,33	49700,1 km
81°	0,34	50121,8 km
78°	0,36	50965 km
75°	0,40	52651,6 km
72°	0,42	53494,9 km
69°	0,46	55181,4 km

Reducir la inclinación aumenta la excentricidad requerida. Sin embargo, esto resulta en una altura de apogeo que aumentará la pérdida de trayecto para una carga útil de comunicaciones y reducirá la resolución obtenida por una

carga útil de observación de la Tierra. Por lo tanto, para tales aplicaciones, se prefiere el rango de inclinación de aproximadamente entre 80 y 90°.

- 5 Aumentar la excentricidad por encima del mínimo requerido para una inclinación determinada aumentará el área que puede cubrirse continuamente, en este caso por debajo del contorno de latitud de 60°.

Control de órbita

- 10 Las constelaciones de satélites de esta invención experimentarán cambios en los parámetros orbitales mencionados a lo largo del tiempo debido al achatamiento de la Tierra, las fuerzas gravitacionales del Sol y la Luna y la presión de la radiación solar. Pueden compensarse realizando maniobras periódicas de corrección de órbita utilizando el sistema de propulsión a bordo del satélite. El principal parámetro de preocupación es el argumento del perigeo.

- 15 Para inclinaciones de órbita superiores a 63,4°, el argumento del perigeo tenderá a variar (disminuir) a una velocidad bastante constante, debido (principalmente) al achatamiento de la Tierra. A medida que la inclinación aumenta de 63,4° a 90°, aumenta el ritmo de variación del argumento del perigeo (ω). Para mantener el servicio al casquete polar norte, el apogeo de la órbita debe mantenerse cerca del punto más al norte de la trayectoria terrestre (correspondiente a $\omega = 270^\circ$); por lo tanto, se realizarán maniobras de "mantenimiento de estaciones" para controlar el argumento del perigeo. Estas maniobras serán similares a las maniobras de doble pasada de este a oeste que se realizan para controlar la excentricidad de un satélite geoestacionario, pero serán considerablemente más grandes.

- 25 La velocidad a la que varía el argumento del perigeo es una función compleja de la inclinación de la órbita, la excentricidad, el eje semi-principal y la ascensión recta del nodo ascendente (RAAN). Hay que tener en cuenta que la órbita de Molniya clásica con una inclinación de 63,4° no está exenta de argumento de variaciones de perigeo debido a los efectos gravitacionales del sol y la luna; el argumento de perigeo de Molniya puede disminuir hasta 2°/año, dependiendo de la RAAN. Para la órbita de la invención, la magnitud del argumento de la velocidad de perigeo es mayor. Con una inclinación de 63,4°, la velocidad puede exceder 6°/año, y en una inclinación de 90°, la velocidad es de 8,3°/año.

- 30 Puede aplicarse una sola corrección al argumento del perigeo realizando dos maniobras "delta-v" en lados opuestos de la órbita aproximadamente a medio camino entre el apogeo y el perigeo ("delta-v" es simplemente un término aeroespacial para una variación de la velocidad). Con la maniobra que se realiza a medida que el satélite se desplaza hacia el sur hacia el perigeo, se encenderán unos propulsores para proporcionar un delta-v retrógrado para reducir la velocidad de la órbita, lo que hará que aumente el argumento del perigeo. Con la maniobra que se realiza a medida que el satélite se mueve hacia el norte hacia el apogeo, se encenderán unos propulsores para proporcionar un delta-v avanzado para aumentar la velocidad de la órbita, lo que también aumentará el argumento del perigeo. Las dos maniobras se realizarán separadas media órbita; el orden en el que se realicen las maniobras no importará. Los cambios de velocidad de las dos maniobras serán aproximadamente iguales para evitar cambios no deseados en el período de la órbita.

- 40 El tamaño de cada argumento de corrección del perigeo vendrá determinado por el empuje y la duración de las dos maniobras. Debido a que maniobras más largas son menos eficientes, será preferible realizar maniobras frecuentes de corta duración en lugar de maniobras menos frecuentes de larga duración. Para satélites equipados con sistemas de propulsión química (bi-propulsores), el empuje que puede conseguirse será lo suficientemente grande como para permitir varios días o incluso semanas entre pares de maniobras. Para satélites que utilizan propulsores iónicos de alta eficiencia y bajo empuje, pueden realizarse maniobras durante cada revolución de la órbita.

- 50 Con el tiempo, si se deja sin control, los otros parámetros de la órbita comenzarán a alejarse de sus valores nominales debido a las fuerzas perturbadoras del achatamiento de la Tierra y la gravedad lunar/solar. Los dos elementos orbitales clásicos "en el plano" restantes, el eje semi-mayor y la excentricidad, tenderán a moverse de manera bastante lenta y errática, y pueden controlarse con propelente adicional prácticamente cero ajustando ligeramente las posiciones y la diferencia en las magnitudes de las maniobras de doble pasada que se realizan para controlar el argumento del perigeo.

- 55 De los dos elementos clásicos "fuera de plano", la inclinación también tenderá a variar muy lentamente y, debido a que no es un parámetro crítico, no será necesario controlarlo. La RAAN, al igual que el argumento del perigeo, tenderá a variar a una velocidad bastante constante, dando como resultado una precesión lenta pero constante del plano orbital sobre el Polo Norte. El signo y la magnitud de la velocidad de RAAN vendrán determinados por la inclinación y el valor de RAAN inicial. Para la configuración preferida con dos o más satélites en el mismo plano de órbita, la precesión del plano de órbita no afectará a la cobertura de la región polar, por lo que no se requerirán maniobras para controlar la RAAN. (Hay que tener en cuenta que el efecto de una velocidad pequeña y constante en la RAAN sobre la cobertura en cualquier punto en tierra puede compensarse fácilmente compensando ligeramente el período de órbita promedio de exactamente un día sideral para mantener una trayectoria terrestre fija). Para una

constelación en la que los satélites se mantienen en dos o más planos orbitales, pueden realizarse maniobras infrecuentes de "trayectoria cruzada" en los apogeos orbitales para mantener la separación nodal entre planos.

Radiación

Las órbitas seleccionadas para esta invención permiten a los satélites evitar el cinturón de radiación de Van Allen de protones de alta energía. Los satélites en esta órbita todavía atravesarán el cinturón de electrones de radiación exterior menos severo. Las partículas de protones son mucho más pesadas que las partículas de electrones, por lo que pueden crear mucho más daño. Es difícil, si no imposible, una protección contra protones de alta energía.

A medida que el satélite atraviesa estas zonas de radiación, hay una absorción de radiación acumulada por los componentes del satélite. Esta absorción acumulativa es un factor en la determinación de la vida de diseño de un satélite. El segundo factor, que se produce como resultado del cinturón de protones, pero no del cinturón de electrones, se denomina efecto de evento único (SEE) provocado por una única partícula energética. La partícula puede causar un trastorno temporal en la electrónica o daños permanentes. Las órbitas de la invención se han diseñado especialmente para lograr una cobertura circumpolar con dos satélites, a la vez que se evitan los cinturones de radiación de protones de Van Allen.

Las figuras 7 y 8 presentan curvas de dosis-profundidad comparando tres órbitas: una órbita de 90° de inclinación / 0,3 de excentricidad en la manera de la invención, una órbita GEO de 160 W (es decir, una órbita geosíncrona situada a 160° Oeste) y una órbita de Molniya clásica (63,4° de inclinación, excentricidad de 0,74). Durante una vida útil de diseño de 15 años de un satélite GEO típico, la radiación acumulada total que se espera absorber es de 50 krads. Tal como se muestra en figura 7, un satélite en la órbita de Molniya requeriría un grosor de blindaje de 11,5 mm para satisfacer este requisito, mientras que un satélite GEO 160W requeriría un protector de aluminio de 8 mm. En cambio, la órbita de la invención solo requeriría 6,5 mm. Existe una ventaja significativa en el uso de una órbita como la de la invención, que puede utilizar componentes y subsistemas con herencia de vuelo en GEO, y puede alcanzar o superar la vida útil de diseño de los satélites GEO.

Es preferible utilizar componentes "listos para usar" para minimizar costes y optimizar la fiabilidad. Aunque la invención podría implementarse con componentes nuevos con un blindaje de 6,5 mm, se utilizaría típicamente un blindaje de 8 mm ya que los satélites y componentes GEO son los más comunes. Tal como se muestra en figura 8, si se tuviera que mantener el blindaje y la radiación total absorbida para un GEO como referencia (es decir, un blindaje de 8 mm y una dosis de radiación de 50 krads), un satélite en la órbita de Molniya absorberá esta dosis de radiación total en 8 años, un satélite en la órbita GEO en 15 años y un satélite en una órbita de inclinación de 90° de la invención, en 36 años. Por lo tanto, el sistema de la invención sería mucho más confiable y tendría una vida útil mucho más prolongada que un sistema en la órbita de Molniya.

La figura 10 ilustra un diagrama de flujo de un procedimiento de ejemplo de operación del sistema de satélites. El procedimiento comienza en el bloque 1010, lanzando la constelación de satélites e instalando los satélites en órbitas que tienen los parámetros orbitales deseados. Los satélites pueden lanzarse uno a la vez (por ejemplo, un satélite por vehículo de lanzamiento) o con varios satélites en el mismo vehículo de lanzamiento. En la realización preferida, es deseable tener todos los satélites en el mismo plano orbital; en tal configuración, es más eficiente lanzar todos los satélites con un único vehículo de lanzamiento.

La figura 9 presenta una vista en sección transversal de una carga útil de ejemplo 900 para un vehículo de lanzamiento (no mostrado) que contiene tres satélites 300, 330, 910. El vehículo de lanzamiento incluirá un número de etapas de propulsión suficiente, de capacidad suficiente, para llevar los satélites a la órbita deseada, o a una posición desde la cual los satélites pueden alcanzar sus órbitas operativas (es decir, dos etapas de propulsión, tres etapas, etc.). El vehículo de lanzamiento puede llevar múltiples satélites a una órbita de estacionamiento de baja altitud, desde la cual los propios satélites se impulsan hacia la órbita operacional, o puede lanzar los satélites directamente a su órbita operacional.

La figura 9 presenta tres satélites 300, 330, 910 apilados en un adaptador de carga útil 920 dentro de una cofia 930. Si bien solamente se requieren dos satélites para proporcionar la cobertura de la región circumpolar, puede ser conveniente lanzar un tercer satélite redundante a la órbita a la vez que los dos satélites principales. Por lo tanto, el tercer satélite redundante podría ponerse en servicio si alguno de los satélites principales falla por algún motivo. Es evidente que podrían disponerse más o menos satélites aparte de tres, dentro de la cofia.

Tal como se describirá respecto a figura 12, cada satélite 300, 330, 910 incluirá un sistema de comunicaciones, un sistema de control y un sistema de propulsión. Con independencia de la configuración del vehículo de lanzamiento, estos sistemas permiten que los satélites 300, 330, 910 se comuniquen con la pasarela 610 y se posicionen en sus órbitas de operación finales, con la separación nodal deseada. En el caso de una constelación de dos satélites con los satélites en el mismo plano, los dos satélites tendrán una separación nodal de 180°.

Haciendo referencia de nuevo a la figura 10, una vez que el vehículo de lanzamiento ha lanzado la constelación de satélites, los satélites pueden activarse y realizarse un procedimiento de puesta en marcha/prueba de los sistemas básicos 1020. Este procedimiento de puesta en marcha/prueba puede incluir la instalación de antenas y la rotación del satélite 300, 330, 910 para que la antena quede orientada en la dirección adecuada, la instalación de paneles solares, la activación de procesadores y sistemas electrónicos, el reinicio sistemas de software y la verificación del funcionamiento de todos los sistemas y subsistemas básicos. También puede ser necesario llevar a cabo resolución de problemas y/o medidas correctivas como parte de este procedimiento.

Una vez que los sistemas y subsistemas básicos se han activado y verificado su funcionamiento, los satélites 300, 330, 910 pueden pasar a sus posiciones orbitales finales 1030. Tal como se ha descrito anteriormente, esto puede incluir a los satélites 300, 330, 910 simplemente impulsándose hacia las separaciones nodales correctas, si se lanzaron en la misma órbita operativa. Alternativamente, si los satélites 300, 330, 910 se lanzaron a una órbita de estacionamiento, puede requerirse que consuman una cantidad mucho mayor de combustible para impulsarse a sí mismos hacia su órbita operativa y separación nodal.

Con los satélites 300, 330, 910 ahora en sus posiciones orbitales finales, la carga útil puede activarse, ponerse en servicio y probarse 1040. Esto se haría de la misma manera que la activación, prueba y puesta en servicio de los sistemas básicos de satélites descritos anteriormente, es decir, instalando cualquier antena o sensor necesario, activando procesadores y sistemas electrónicos, iniciando sistemas de software y verificando el funcionamiento de todos los sistemas y subsistemas de carga útil. Es evidente que también puede llevarse a cabo resolución de problemas y/o medidas correctivas como parte del procedimiento de puesta en servicio de la carga útil.

Los satélites 300, 330, 910 se encuentran ahora en modo operativo. El funcionamiento de la carga útil vendrá determinado completamente por la naturaleza de la carga útil. En el caso de una carga útil de observación de la Tierra, como un sistema de monitorización del tiempo, esto puede comprender la operación de instrumentos de visualización, y la transmisión de datos de observación desde el satélite a la pasarela.

Con todos los sistemas satélite y carga útil en funcionamiento, la única preocupación que queda es mantener la posición del satélite 300, 330, 910 en la órbita de interés 1050. Esto puede realizarse de la manera que se ha descrito anteriormente bajo el encabezado "Control de órbita". La información de posición del satélite puede ser determinada por el satélite 300, 330, 910, una pasarela 610 o algún otro centro de control. Típicamente, la información de posición del satélite puede calcularse a partir de datos del sistema de posicionamiento global (GPS) y/o de otra telemetría de satélite.

Opcionalmente, ciertos sistemas y subsistemas pueden desactivarse en el curso de las órbitas de los satélites, por ejemplo, para ahorrar energía o para proteger la instrumentación. Si, por ejemplo, la carga útil comprende instrumentos científicos para monitorizar el tiempo en la región circumpolar del norte, puede ser conveniente desactivar los sistemas de carga útil mientras el satélite 300, 330, 910 se encuentra en el hemisferio sur, reactivándolo al volver a entrar en la región de interés. Puede ser deseable mantener los subsistemas básicos de satélites en funcionamiento en todo momento, para que puedan continuar recibiendo y transmitiendo datos relacionados con su salud, estado y control.

La figura 11 ilustra un diagrama de bloques simplificado de un sistema de pasarela de ejemplo 1100 para comunicarse con los satélites 300, 330, 910. Las señales de comunicación pueden incluir señales operacionales/de control y señales relacionadas con la carga útil. En el caso de una carga útil científica, las señales relacionadas con la carga útil pueden incluir señales de control transmitidas a los instrumentos y datos de observación/monitorización recibidos de los instrumentos. El sistema de pasarela 1100 puede modificarse para recibir y presentar otros tipos de información, y puede utilizarse junto con uno o más ordenadores, servidores, redes y otros dispositivos relacionados.

Tal como se muestra en la figura 11, el sistema de pasarela 1100 puede incluir una antena 1110, un transceptor 1120, una unidad o sistema de procesamiento 1130 y un sistema de comunicaciones en red 1140.

La antena 1110 está diseñada para recibir y transmitir señales a las frecuencias de comunicación deseadas. Típicamente, la antena 1110 será una antena de seguimiento altamente direccional, dadas las altas altitudes de los satélites y los bajos niveles de señal involucrados. Si varía la aplicación, pueden utilizarse otros diseños de antenas, tales como antenas de no seguimiento.

El transceptor de pasarela 1120 consiste en una parte de recepción para recibir datos de los satélites y prepararlos para la CPU 1130, y una parte de transmisión para datos de proceso de la CPU 1130, preparándolos para la transmisión a los satélites 300, 330, 910 a través de la antena 1110. La parte de transmisión del transceptor 1120 puede, por ejemplo, multiplexar, codificar y comprimir datos que se transmitirán a los satélites 300, 330, 910, después modular los datos a la frecuencia de transmisión deseada y amplificarlos para la transmisión. Pueden

utilizarse múltiples canales, codificación de corrección de errores, y similares. De manera complementaria, la parte de recepción del transceptor 1120 desmodula señales recibidas y realiza cualquier demultiplexación, decodificación, corrección de errores y formateo necesario de las señales de la antena, para utilizarse por la CPU 1130. La antena y/o el receptor pueden también incluir cualquier otro interruptor, filtro, amplificador de bajo ruido, convertidor descendente deseado (por ejemplo, a una frecuencia intermedia) y otros componentes.

En la figura 11 también se muestra una interfaz de usuario local 1150. Las posiciones geográficas de la(s) pasarela(s) 610 puede(n) seleccionarse para minimizar el número de pasarelas requeridas. Como resultado, la(s) pasarela(s) 610 puede(n) no encontrarse en una ubicación geográfica que sea conveniente para los operadores de satélites y/o las partes que reciben los datos de carga útil. Por lo tanto, la(s) pasarela(s) 610 irá(n) provista(s) típicamente de instalaciones de comunicación en red 1140 de modo que puedan utilizarse ordenadores remotos 1160 para acceder al sistema a través de Internet o redes similares 1170.

La figura 12 ilustra un diagrama de bloques simplificado de un satélite 300, 330, 910 que puede utilizarse en una realización de ejemplo de la invención. Tal como se muestra, el satélite 300, 330, 910 puede incluir un sistema de mantenimiento de estaciones 1210, un sistema de propulsión 1220, un sistema de alimentación 1230, un sistema de comunicaciones, un sistema de procesamiento por ordenador 1240 y una carga útil 1250. El sistema de comunicaciones generalmente consistirá en un transceptor 1260 y una antena 1270. Es evidente que pueden utilizarse otros componentes y disposiciones para implementar la invención, incluyendo, por ejemplo, componentes redundantes y de respaldo.

El subsistema de mantenimiento de estaciones 1210 es responsable de mantener la órbita del satélite. En consecuencia, el subsistema de mantenimiento de estaciones 1210 puede calcular y/o recibir información de ajuste de órbita y/o actitud, y puede activar el sistema de propulsión para ajustar la actitud y/o la órbita del satélite. Mantener la órbita también puede incluir mantener las separaciones nodales deseadas entre sí misma y los otros satélites dentro de la constelación de satélites. El sistema de propulsión 1220 puede incluir, por ejemplo, una fuente de combustible (es decir, depósitos de combustible y oxidantes) y un cohete de combustible líquido, o un sistema de propulsión iónica.

El subsistema de alimentación 1230 proporciona energía eléctrica a todos los sistemas y subsistemas de satélite. El subsistema de alimentación 1230 puede, por ejemplo, incluir uno o más paneles solares y una estructura de soporte, y una o más baterías.

La antena de satélite 1270 estaría diseñada para acomodar las frecuencias de comunicaciones y los sistemas requeridos. En vista del tamaño físico y las restricciones de peso del satélite, ésta será mucho más pequeña que la antena 1110 de la pasarela 610. La dirección del haz de la antena 1270 se controla dirigiendo mecánicamente la antena o dirigiendo electrónicamente el haz de la antena. Alternativamente, la actitud del satélite puede controlarse para dirigir la antena.

De manera similar, el transceptor de satélite 1280 está diseñado para ser complementario al de la pasarela 610, que consiste en una parte de recepción para recibir datos de la pasarela 610 y prepararlos para la CPU 1240, y una parte de transmisión para datos de proceso de la CPU 1240, preparándolos para su transmisión a la pasarela 610 a través de la antena 1270. La parte de transmisión del transceptor 1260 puede, por ejemplo, multiplexar, codificar y comprimir datos a transmitir, después modular los datos a la frecuencia de transmisión deseada y amplificarlos para su transmisión. Pueden utilizarse múltiples canales, codificación de corrección de errores, y similares. La parte de recepción del transceptor 1260 desmodula las señales recibidas y realiza cualquier demultiplexación, decodificación, corrección de errores y formateo necesarios de las señales de la antena 1270, para utilizarse por la CPU de satélite 1240. La antena y/o el receptor también pueden incluir cualquier otro interruptor, filtro, amplificador de bajo ruido, convertidores descendentes (por ejemplo, a una frecuencia y/o banda base intermedia), y otros componentes deseados.

El sistema de CPU 1240 del satélite 300, 330, 910 recibe típicamente señales utilizadas para el funcionamiento de los sistemas de control de actitud y órbita. También recibe señales de control para el funcionamiento de la carga útil 1250 y procesa datos de carga útil para su transmisión a la pasarela 610. También puede gestionar la activación y desactivación de los diversos subsistemas a medida que el satélite 300, 330, 910 entra y sale de la región geográfica de interés.

Opciones y alternativas

Además de las implementaciones meteorológicas descritas anteriormente, el sistema de la invención puede aplicarse por lo menos a las siguientes aplicaciones:

1. UAVs militares: el requisito actual para UAVs militares especifica que se admite una velocidad de enlace ascendente de 10 - 20 Mbps (megabits por segundo). Esto puede ser acomodado por el sistema de la invención en toda la región circumpolar. El sistema de Tundra clásico requiere más de dos satélites para tener una cobertura continua de esta área;

2. El tráfico aéreo polar cruzado actualmente debe cambiar de comunicaciones geoestacionarias a comunicaciones por radio de HF (alta frecuencia) mientras pasa por los polos. El sistema de la invención podría soportar comunicaciones de banda ancha, navegación y vigilancia con aviones que cruzan el polo. Actualmente hay 700 aviones por mes que utilizan rutas polares y se requiere una cobertura continua sobre la región circumpolar norte para mejorar la seguridad y la eficiencia del tráfico aéreo en el área;

3. Aumento de la navegación basada en satélites: la precisión, integridad y confiabilidad de los sistemas de navegación basados en satélites (por ejemplo, GPS) puede mejorarse aumentando o superponiendo sus señales con las de otros satélites que emiten correcciones de errores e información de integridad. Esto es particularmente importante para el tráfico aéreo. Existen dos sistemas de este tipo, uno en los Estados Unidos (sistema de aumento de zona amplia) y otro en Europa (sistema europeo de navegación por complemento geoestacionario). Ambos se basan en sistemas de satélites geoestacionarios y ninguno cubre la región circumpolar completa donde existe una necesidad reconocida de mejorar la navegación;

4. Observación de la Tierra: Además de observaciones meteorológicas, otras cargas útiles de observación de la Tierra pueden funcionar bien en las órbitas descritas y proporcionar monitorización de cualquiera de las regiones circumpolares, incluyendo sondas hiperspectrales y radiometría del color del océano.

5. Conocimiento de la situación espacial: estas cargas útiles pueden detectar peligros en el espacio, tales como escombros y asteroides, así como otros satélites que pueden considerarse como peligros;

6. Clima espacial: las órbitas de la invención pueden soportar cargas útiles del clima espacial que miden factores tales como la radiación solar, la radiación del cinturón de Van Allen, y la ionosfera de la Tierra;

7. Enlace entre Satélites (ISL): Los enlaces ISL son una característica derivada de esta invención. El satélite podrá proporcionar enlaces ISL a otros satélites que se comportarán como una estación de retransmisión para comunicarse con la infraestructura terrestre;

8. Dos planos orbitales: para inclinaciones inferiores a 90°, los satélites podrán operar en un plano orbital dual. Con un plano orbital dual, es posible una única trayectoria terrestre que puede mejorar la cobertura de un área en particular y dar flexibilidad en la colocación de la infraestructura de tierra; y

9. Regiones circumpolares más pequeñas: los parámetros de la invención pueden optimizarse fácilmente para regiones geográficas más pequeñas, tales como latitudes por encima de 65° o 70°. Sería preferible reducir la excentricidad orbital para acomodar tales cambios en la cobertura.

Conclusiones

Se ha descrito a modo de ejemplo una o más realizaciones actualmente preferidas. Será evidente para los expertos en la materia que pueden realizarse diversas variaciones y modificaciones sin apartarse del alcance de la invención tal como se define en las reivindicaciones. Por ejemplo, la selección de la inclinación depende de las compensaciones entre el área de servicio requerida, la cantidad de combustible en la nave y la masa de lanzamiento de la carga útil. Estos parámetros pueden optimizarse para adaptarse a diferentes prioridades, sin apartarse del concepto de la invención.

Las etapas del procedimiento de la invención pueden realizarse en conjuntos de código de máquina ejecutable almacenados en una variedad de formatos tales como código objeto o código fuente. Dicho código puede describirse genéricamente como código de programación, software o un programa de ordenador para simplificar. Las realizaciones de la invención pueden ejecutarse mediante un procesador informático o dispositivo similar programado a modo de etapas de procedimiento, o pueden ejecutarse mediante un sistema electrónico que esté provisto de medios para ejecutar estas etapas. De manera similar, un medio de memoria electrónico, tal como disquetes de ordenador, discos duros, unidades de memoria USB, CD-ROM, memoria de acceso aleatorio (RAM), memoria de solo lectura (ROM) o medios de almacenamiento de software de ordenador similares conocidos en la técnica pueden programarse para ejecutar tales etapas de procedimiento.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de satélites para observación de la Tierra y comunicaciones, caracterizado por:

una constelación de dos satélites (300, 330) que, en conjunto, proporcionan una cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en un área de servicio geográfica superior a 60° de latitud; presentando cada satélite (300, 330) una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45; y una estación base (610) para transmitir y recibir señales de dicha constelación de dos satélites (300, 330); en el que la excentricidad orbital y la inclinación orbital están calculadas para lograr un apogeo en una región polar de interés, y un perigeo que minimiza la exposición a cinturones de protones de Van Allen.

2. Sistema de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizado por el hecho de que la inclinación orbital es aproximadamente entre 80° y 90°.

3. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 y 2, caracterizado por el hecho de que la excentricidad orbital se selecciona para que tenga un apogeo suficientemente alto sobre el área de servicio geográfica para proporcionar cobertura durante el período requerido de su órbita.

4. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, caracterizado por el hecho de que la excentricidad orbital es aproximadamente entre 0,30 y 0,34.

5. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizado por el hecho de que comprende, además, un tercer satélite (910).

6. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizado por el hecho de que los satélites (300, 330) tienen un período orbital de aproximadamente 24 horas.

7. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, caracterizado por el hecho de que se utilizan unas antenas direccionales (1270) para comunicaciones entre los satélites (300, 330) y la estación base (610).

8. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 7, caracterizado por el hecho de que la estación base (610) es operable para seguir los satélites (300, 330) a través del cielo, y la estación base (610) es operable para transferir comunicaciones entre los satélites (300, 330) a medida que se mueven por el cielo.

9. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 8, caracterizado por el hecho de que los satélites (300, 330) viajan en el mismo plano orbital.

10. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado por el hecho de que el argumento del perigeo es de aproximadamente 270°.

11. Sistema de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado por el hecho de que el argumento del perigeo es de aproximadamente 90°, de modo que el apogeo está en el hemisferio sur y el perigeo está en el hemisferio norte.

12. Procedimiento de operación de un sistema de satélites de observación de la Tierra y comunicaciones, caracterizado por:

disponer una constelación de dos satélites (300, 330) que, en conjunto, proporcionan una cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en un área de servicio geográfica por encima de 60° de latitud, presentando cada satélite (300, 330) una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45; y disponer una estación base (610) para transmitir y recibir señales de dicha constelación de dos satélites (300, 330).

13. Estación base de satélite (610), caracterizada por:

medios de comunicación (1110, 1120) para transmitir y recibir señales hacia y desde una constelación de dos satélites (300, 330) que, en conjunto, proporcionan una cobertura continua de aproximadamente 20° de elevación o más en un área de servicio geográfica por encima de aproximadamente 60° de latitud; y medios de control de vuelo para controlar órbitas de dicha constelación de dos satélites (300, 330), presentando cada satélite (300, 330) una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45.

14. Satélite (300, 330, 910), que comprende:

medios de comunicación (1260, 1270) para transmitir y recibir señales hacia y desde una estación base (610); caracterizado por

- 5 una carga útil de observación de la Tierra y comunicaciones (1250) para dar servicio a un área de servicio geográfica por encima de 60° de latitud, con una elevación de aproximadamente 20° o más; y
medios de control de vuelo (1210, 1220) para controlar que una órbita tenga una inclinación orbital de aproximadamente entre 70° y 90° y una excentricidad orbital de aproximadamente entre 0,275 y 0,45.

- 10 15. Vehículo de lanzamiento, que comprende:

una cofia (930);
caracterizado por

- 15 dos o más satélites (300, 330) configurados de acuerdo con la reivindicación 14, colocados dentro de dicha cofia (930); y
medios de propulsión para lanzar dichos dos o más satélites (300, 330) a una órbita en el mismo plano orbital.

Figura 1

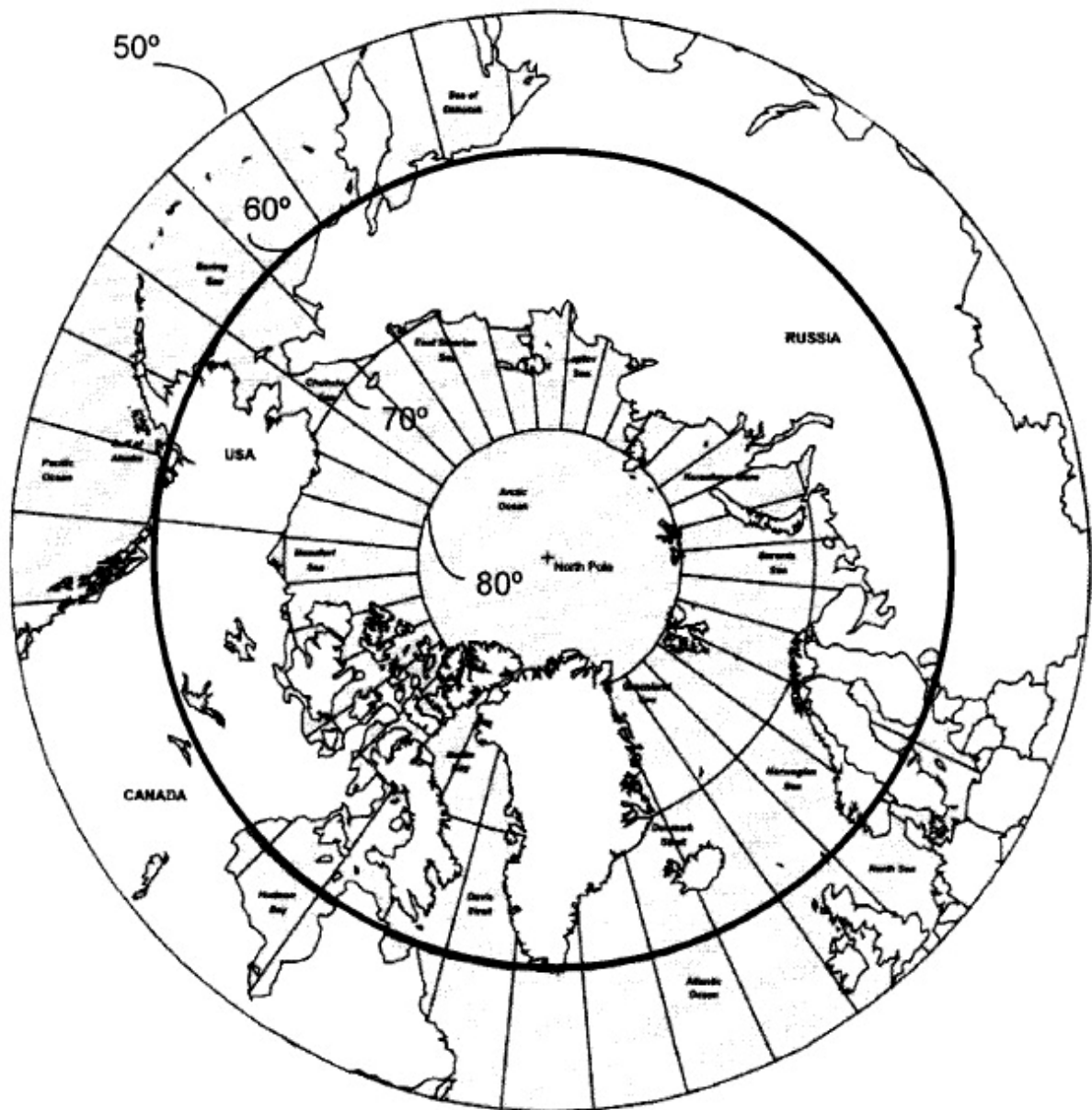


Figura 2

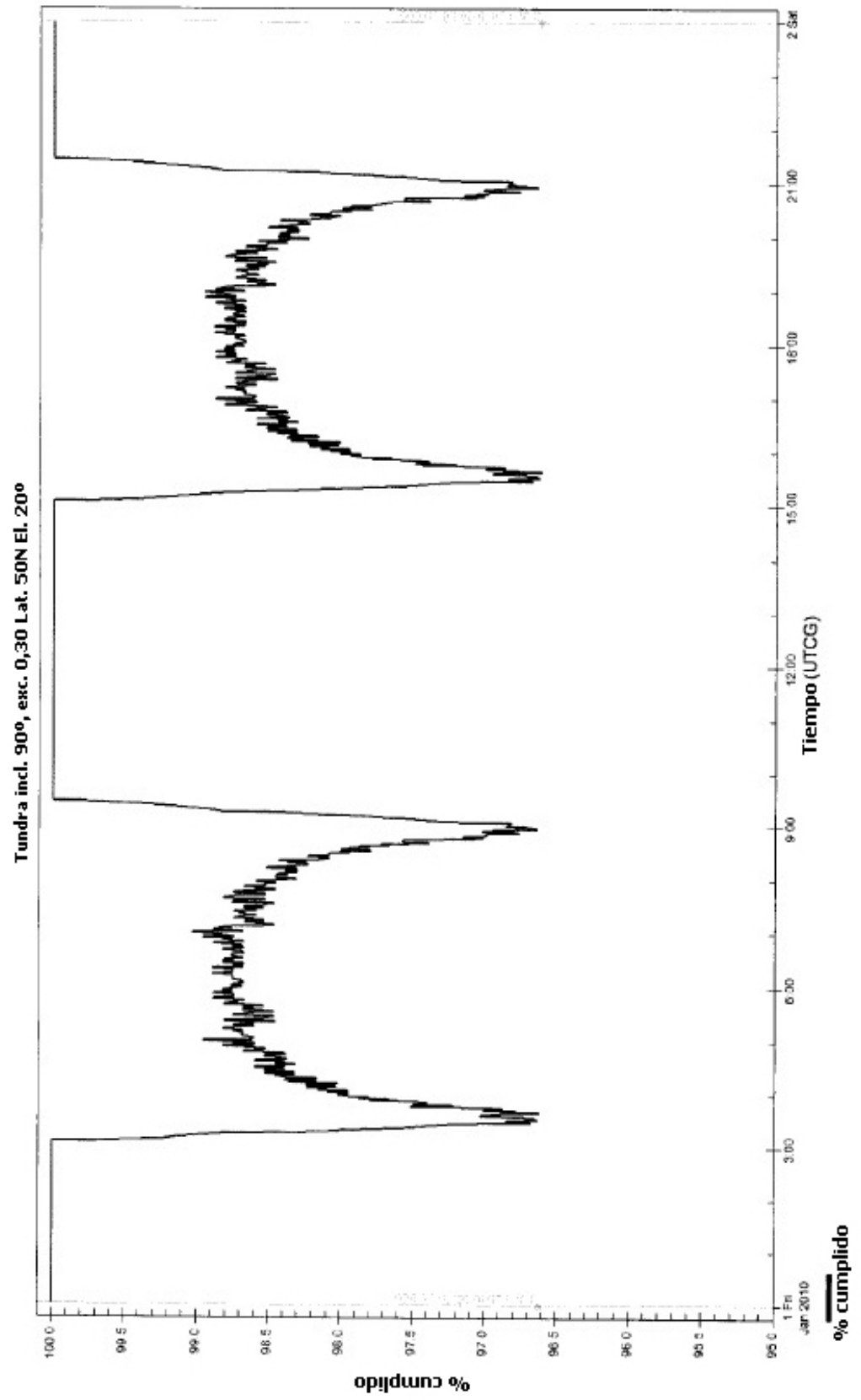


Figura 3

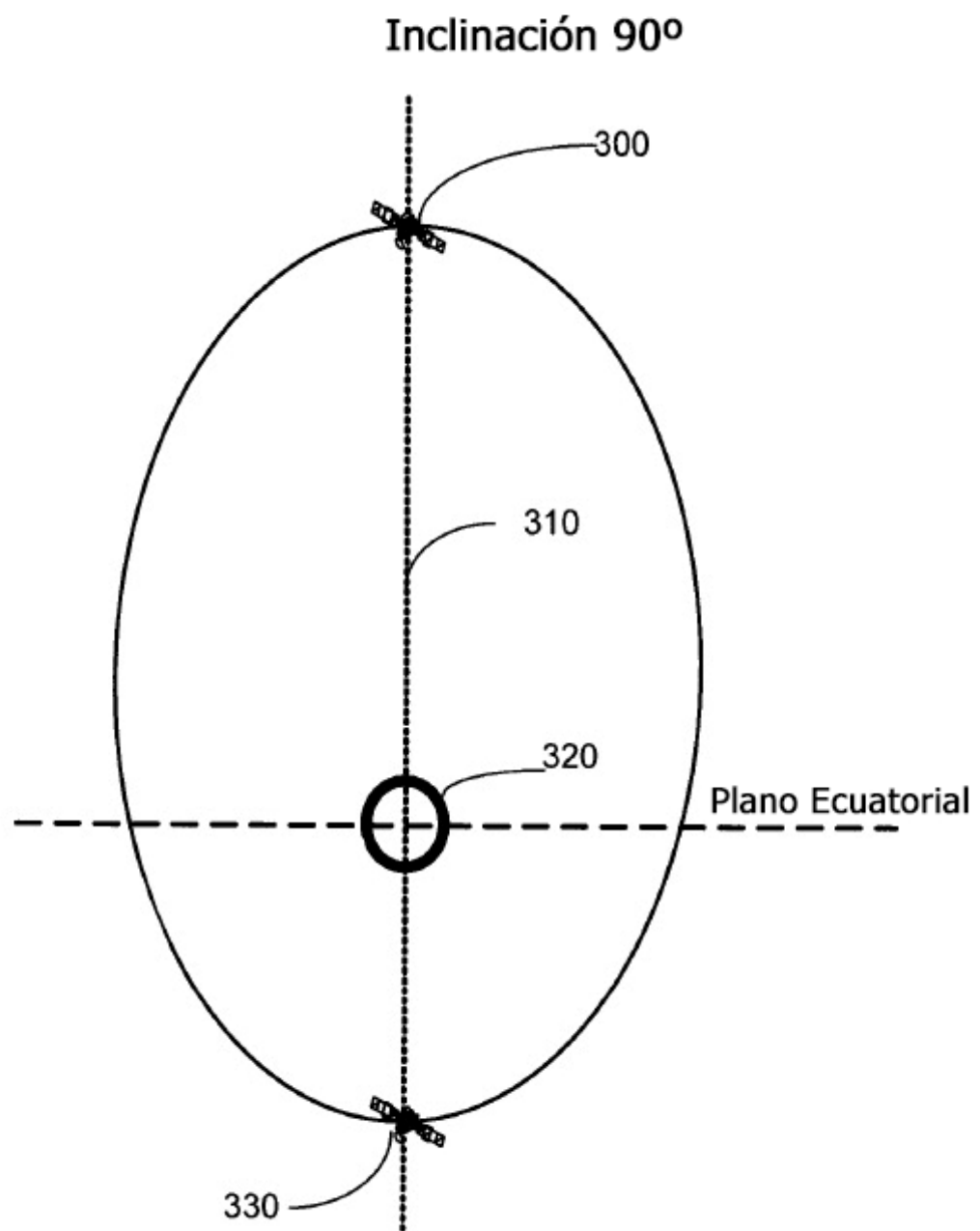


Figura 4

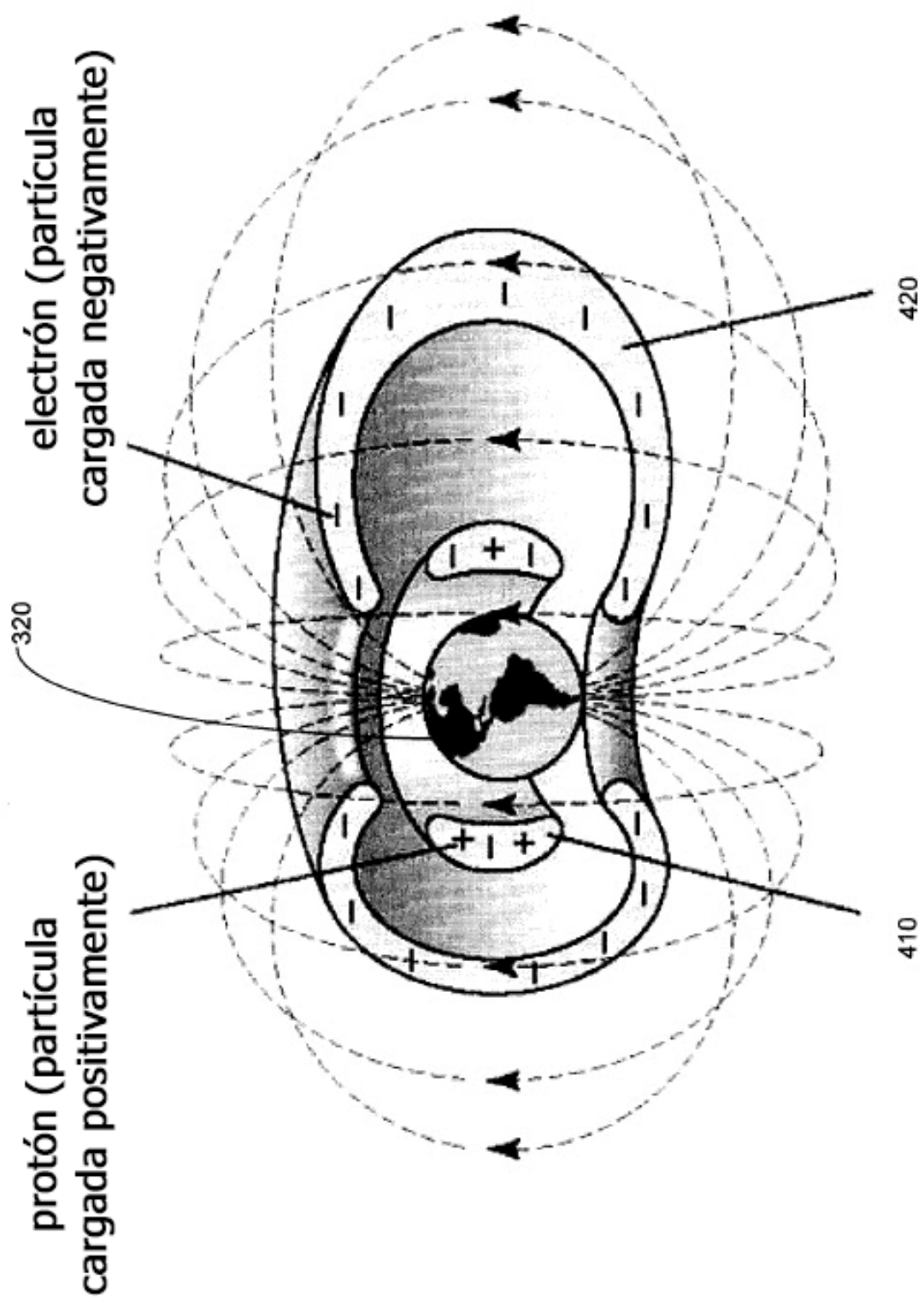


Figura 5

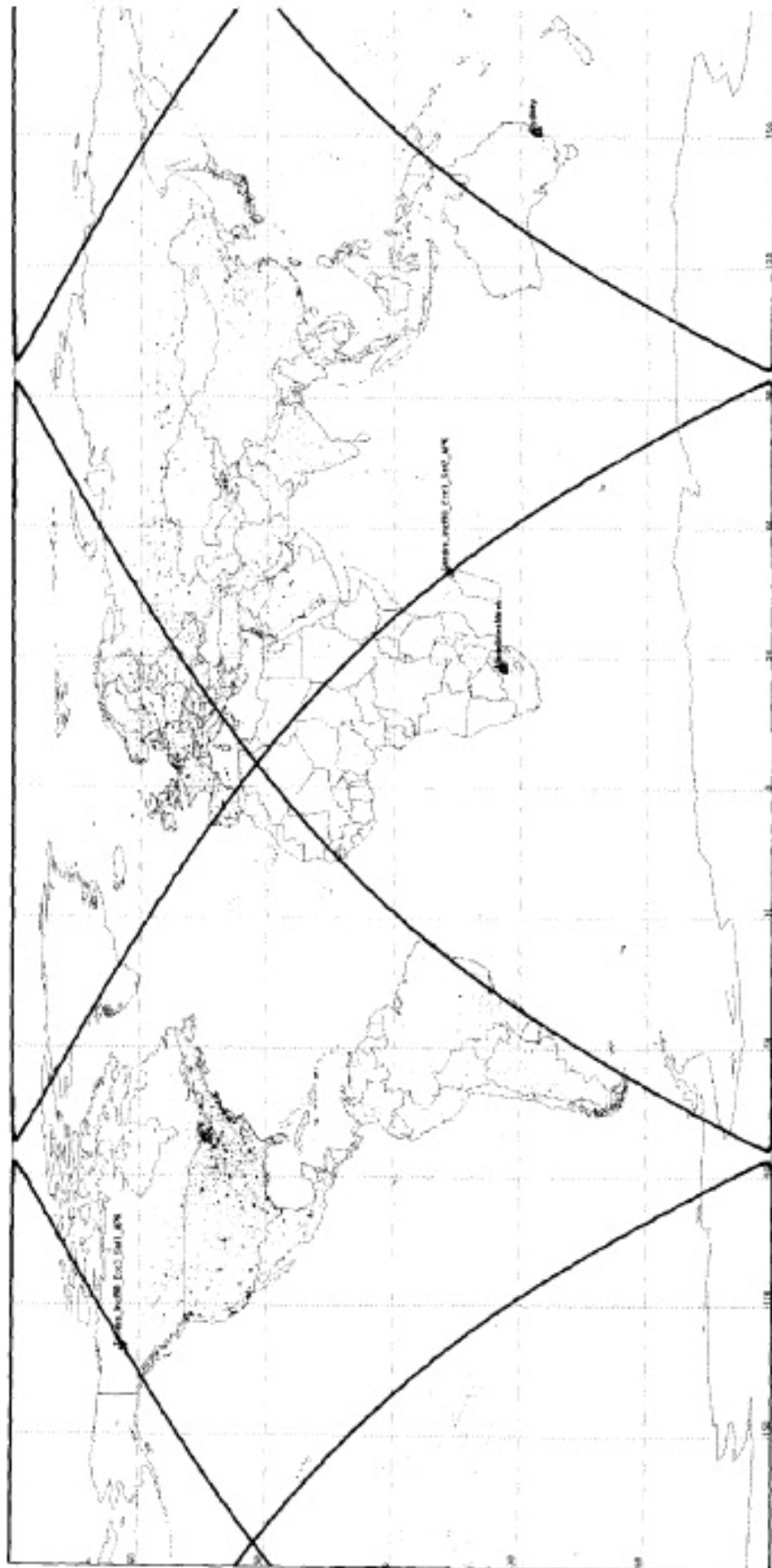


Figura 6

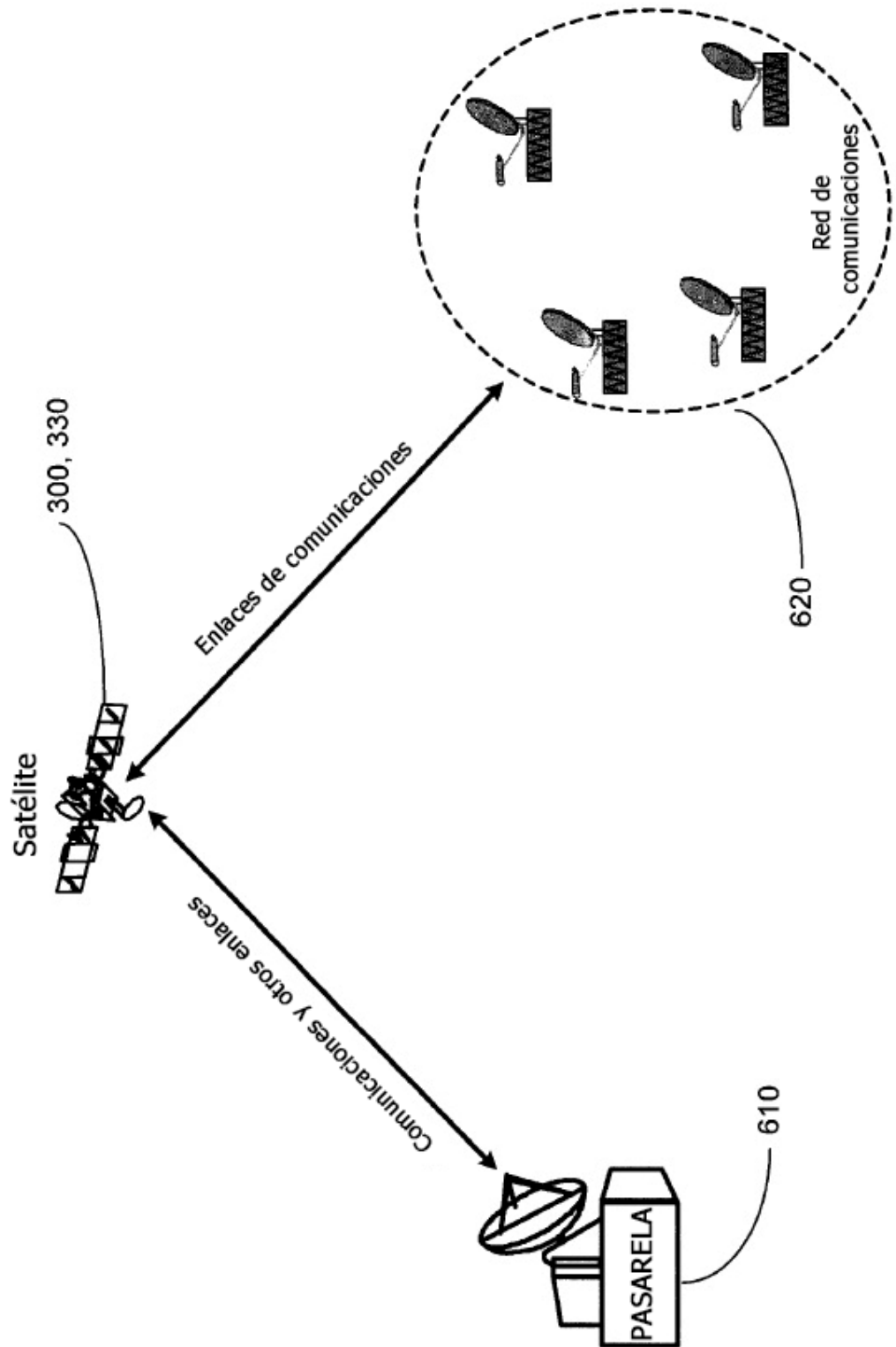


Figura 7

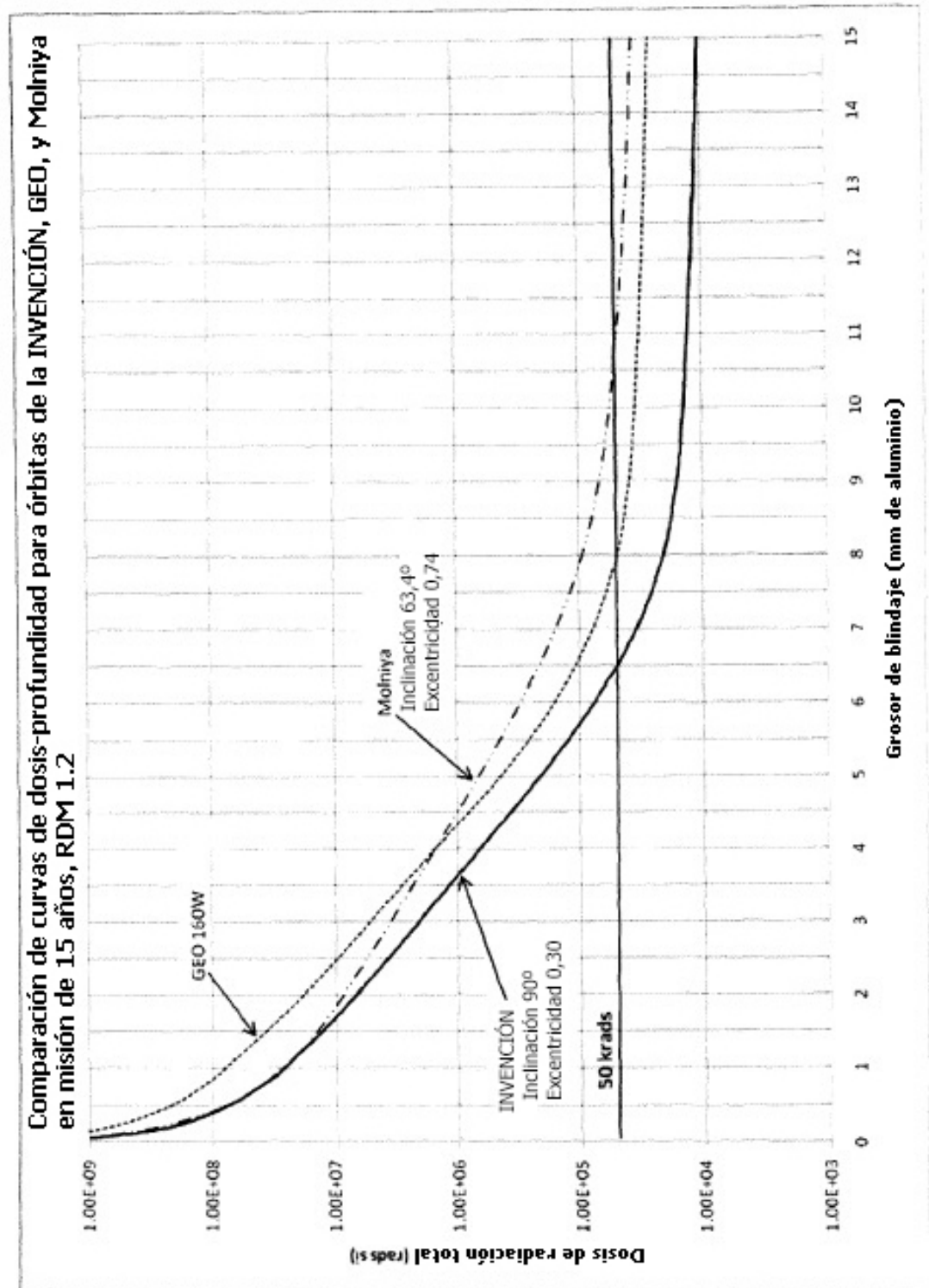


Figura 8

Comparación de curvas de dosis-profundidad para órbitas de la INVENCIÓN, GEO, y Molniya
Vida de misión de blindaje de 8 mm, RDM 1.2

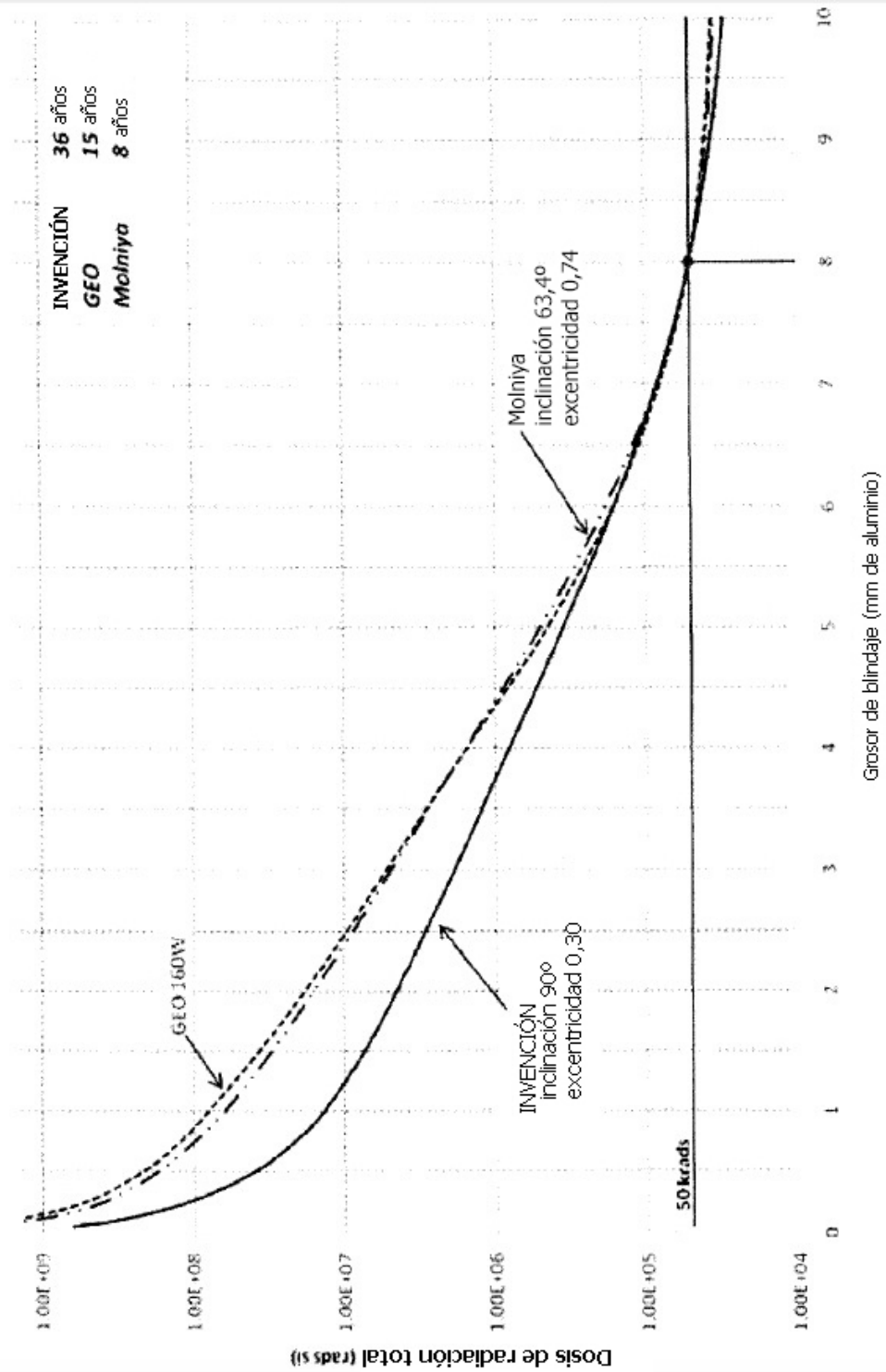


Figura 9

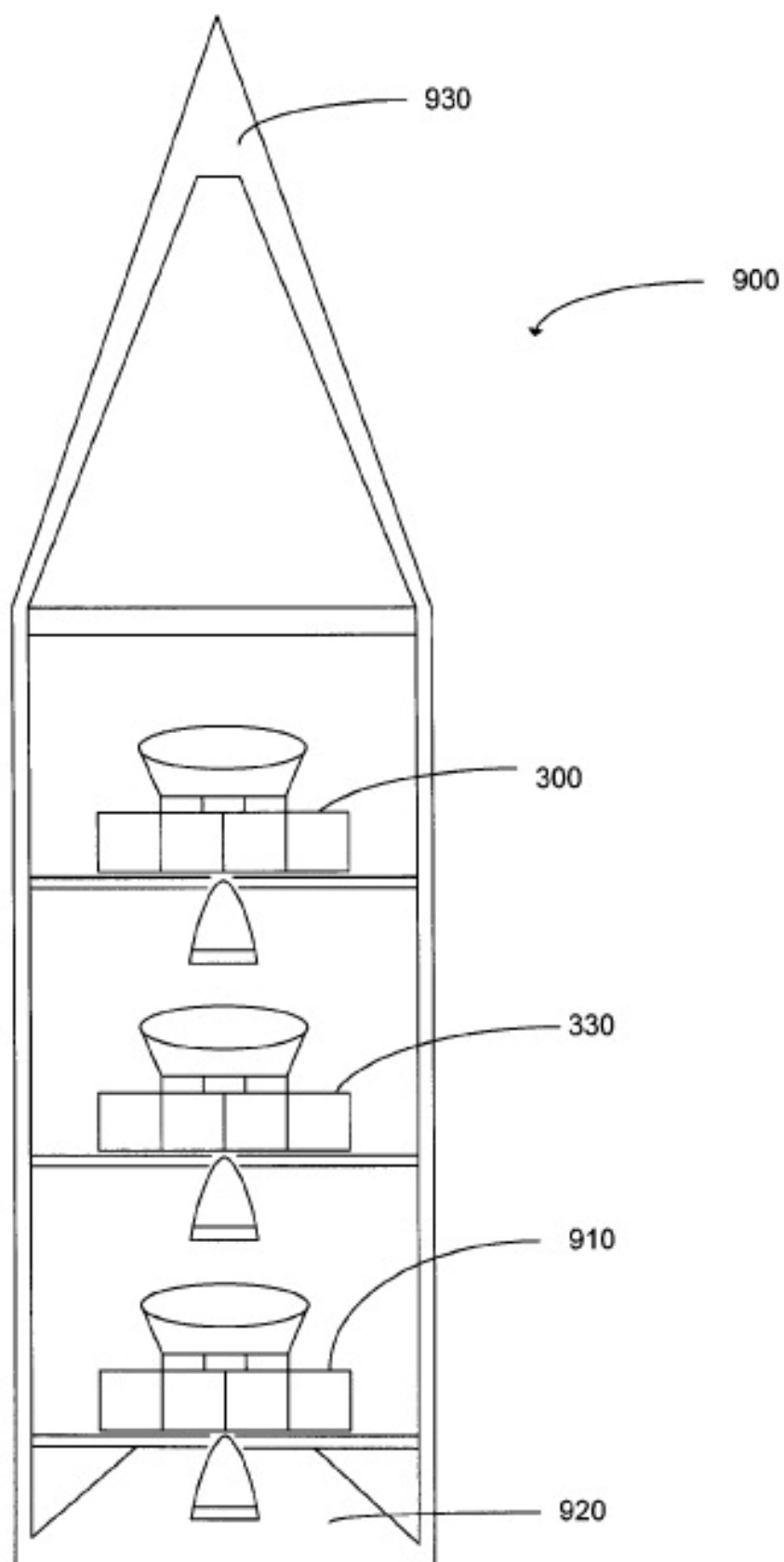
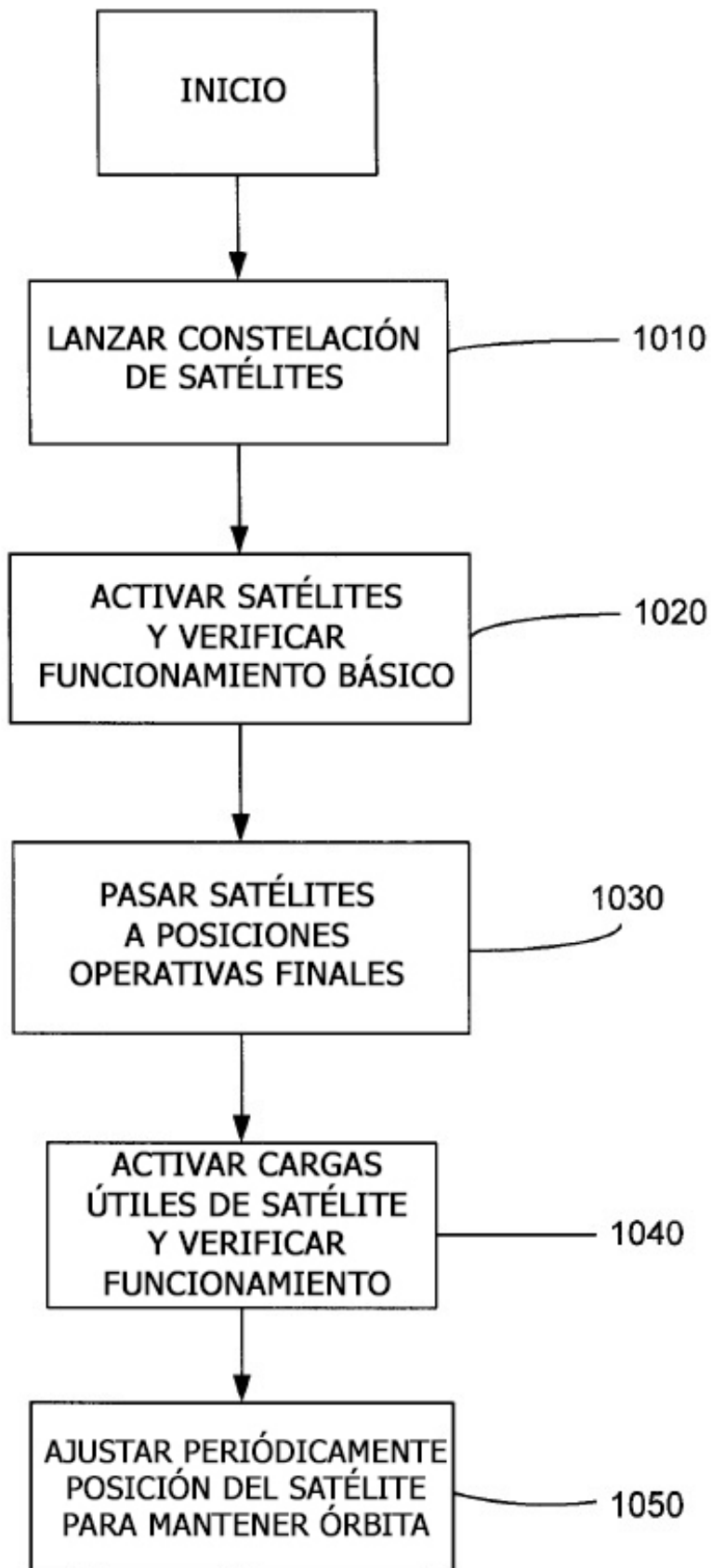


Figura 10



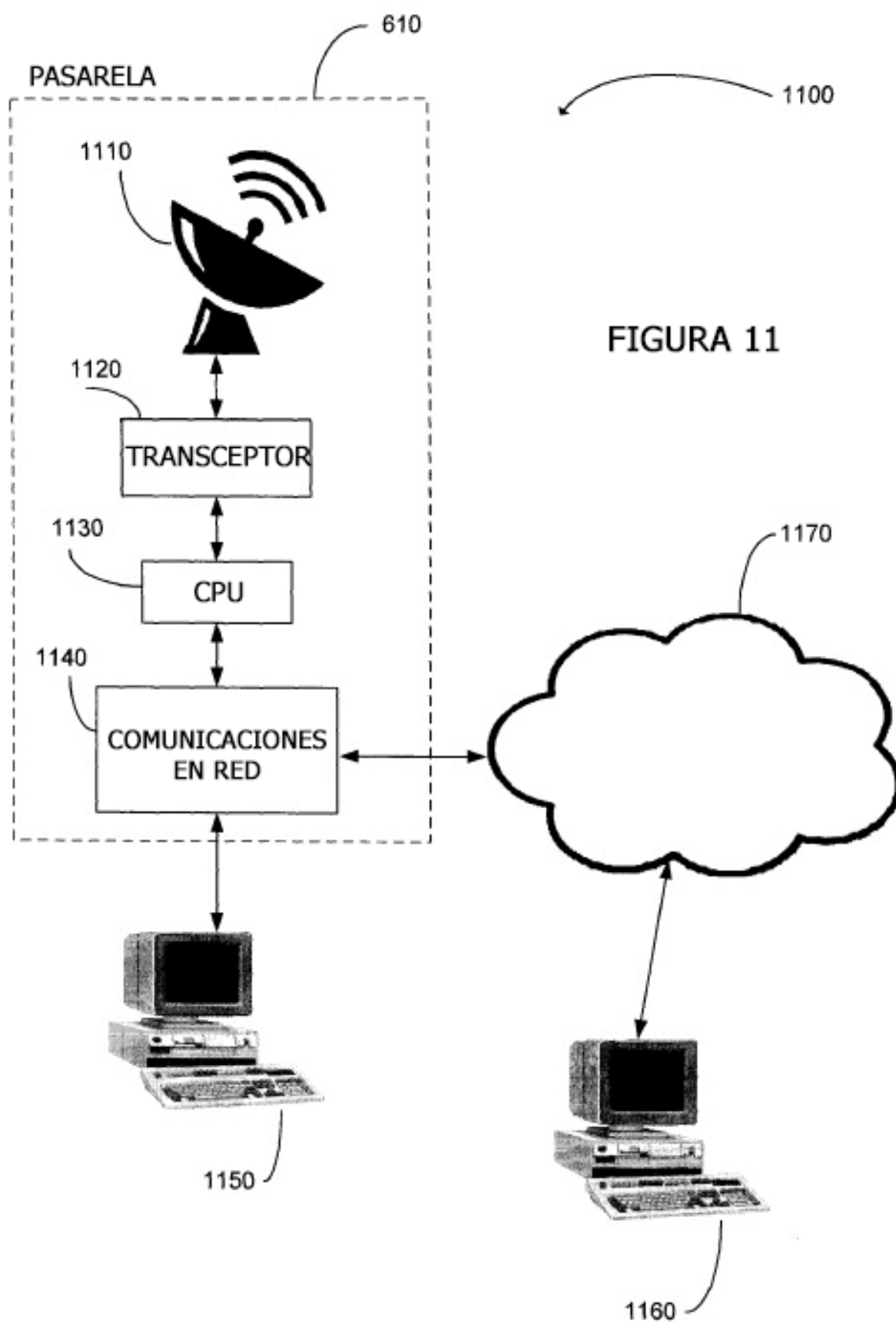
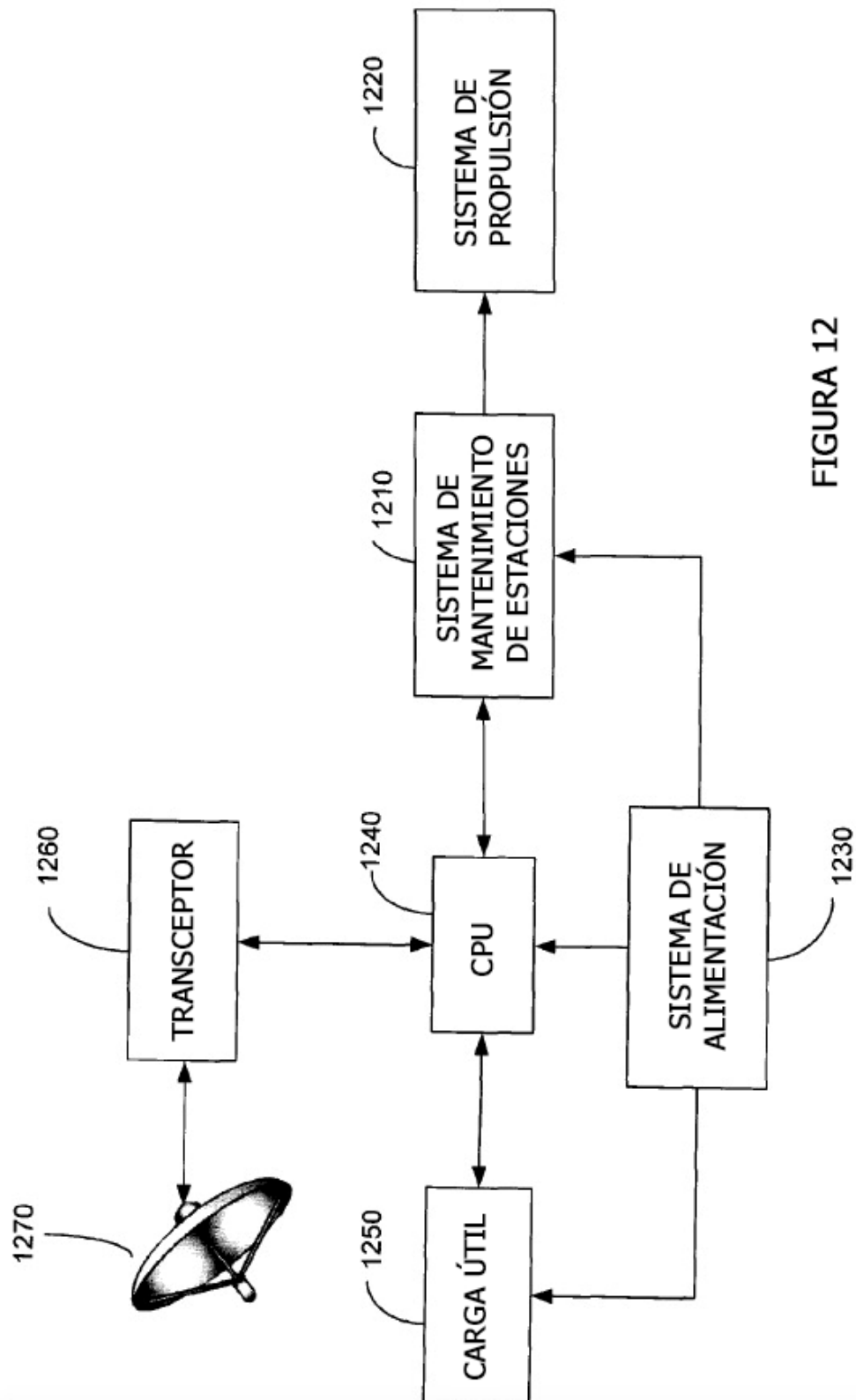


FIGURA 11



300, 330, 910

REFERENCIAS CITADAS EN LA DESCRIPCIÓN

5 *Esta lista de referencias citadas por el solicitante es únicamente para la comodidad del lector. No forma parte del documento de la patente europea. A pesar del cuidado tenido en la recopilación de las referencias, no se pueden excluir errores u omisiones y la EPO niega toda responsabilidad en este sentido.*

Documentos de patentes citados en la descripción

- 10 • EP 0959573 A2 [0008] • US 20030114102 A1 [0010]
• EP 0959573 A [0008]