

SISTEMAS Y MÉTODOS DE TRANSMISIÓN DE DATOS MEDIANTE EL USO DE ENLACES DE RADIO SATÉLITE A SATÉLITE

REFERENCIA CRUZADA A SOLICITUDES RELACIONADAS

- 5 Esta solicitud reivindica el beneficio de la solicitud provisional de los Estados Unidos núm. 62/596,928 publicada el 11 de diciembre de 2017, cuyo contenido completo se incorpora en la presente descripción como referencia. Como referencia, en la presente descripción se incorporan además en su totalidad las solicitudes de patente de Estados Unidos núm. 15/656,111 publicada el 21 de Julio de 2017, núm. 15/719,611 publicada el 29 de septiembre de 2017, núm. 62/580,463
10 publicada el 2 de noviembre de 2017, y núm. 62/595,919 publicada el 7 de diciembre de 2017, y la solicitud internacional del inventor núm. WO 2018/039292, publicada el 1 de marzo de 2018.

ANTECEDENTES DE LA INVENCION

Campo de la invención

- 15 La presente invención se refiere a la transmisión de datos de una ubicación en el suelo a otra mediante el uso de nodos de enlace en órbita, y más particularmente, al establecimiento de enlaces de radio entre satélites en una constelación de satélites de órbita aleatoria plural suficientes en número para permitir la transmisión de datos entre estaciones terrestres distantes en la superficie de la Tierra a través de una ruta de radio que comprende uno o más enlaces de radio satélite a satélite.

- 20 Descripción de la técnica relacionada
- La solicitud del inventor de Estados Unidos núm. 15/656,111 (a veces denominado "la solicitud '111") describe un novedoso sistema de comunicación por radio que emplea satélites en órbitas aleatorias sin control activo de altitud a bordo. (El significado especial de "órbita aleatoria" como se
25 usa en la presente descripción y en las aplicaciones con referencias cruzadas se reitera más adelante). A diferencia de los satélites en muchos sistemas de comunicaciones espaciales conocidos, los satélites en la solicitud '111 no tienen sistemas de propulsión o partes mecánicas móviles para mantenerlas en órbitas o altitudes particulares. Como resultado, los satélites pueden hacerse muy pequeños, livianos y de bajo costo, con el objetivo de permitir que una constelación de posiblemente
30 cientos de satélites se lance e inserte en órbita a una fracción del costo requerido para establecer el tipo de infraestructura satelital usada en sistemas comunes de comunicación satelital de la técnica anterior. En una modalidad, los sistemas anteriores del inventor usan un número suficiente de tales

satélites, hasta 200 o más, para hacer probable que múltiples satélites estén en línea de visión desde cualquier región dada de la superficie de la Tierra. Al combinar una forma única de crear enlaces de radio con una nueva estructura de antena satelital, el sistema puede establecer fácilmente enlaces de radio de tierra a satélite para las comunicaciones de datos hacia y desde la constelación de satélites y la tierra. La solicitud del inventor '111 y la solicitud núm. 15/719,611 (a veces denominada "la solicitud '611") describe diversas modalidades de la estructura de antena para satélites útiles en los sistemas descritos en la presente descripción.

Los sistemas de radio satelital en las aplicaciones '111 y '611 se basan principalmente en la probabilidad de que, con suficientes satélites en órbitas aleatorias, habrá un número suficiente en la línea de visión de las estaciones terrestres y otros satélites (denominados colectivamente "nodos") para permitir que las antenas en dos nodos diferentes se emparejen y formen un enlace de radio internodo. Sin embargo, la probabilidad de poder crear una ruta de radio entre dos estaciones terrestres disminuye a medida que se incorporan más enlaces de satélite a satélite en una ruta. Las antenas satelitales configuradas como las descritas en las solicitudes '111 y '611 aumentan la posibilidad de que las antenas en diferentes satélites formen pares, pero la creación de una ruta más confiable entre dos estaciones terrestres implicará una ruta de dos saltos a través de un solo satélite. Esto se debe a que las estaciones terrestres pueden usar muchas más antenas y hacerlas mucho más potentes, ya que las estaciones terrestres no están limitadas en tamaño o peso como los satélites, que tienen antenas de relativamente baja ganancia y energía eléctrica disponible limitada.

En muchos casos, limitar la ruta a un solo satélite tendrá poco o ningún efecto en el rendimiento del sistema. Por ejemplo, en una modalidad descrita en la solicitud '111 que usa una constelación de 200 satélites en órbitas aleatorias, es probable que una estación terrestre en cualquier lugar de un país dado, tal como Egipto, "vea" unos 10 satélites. O, dicho de otra manera, la probabilidad de que al menos un satélite no esté a la vista en ninguna parte de la región es de solo 35 en un millón, en dependencia de qué tan cerca esté un satélite en particular del horizonte desde la ubicación de la estación terrestre. Una forma de cubrir distancias más grandes con rutas de un único satélite es proporcionar una conexión terrestre entre dos estaciones terrestres situadas intermedias. En este enfoque, una estación terrestre de origen está conectada a través de una ruta de un satélite único a una estación terrestre intermedia, que está conectada de forma terrestre a otra estación terrestre intermedia. La segunda estación terrestre intermedia está a su vez conectada a través de una ruta de un satélite único a la estación terrestre de destino. Pero ese enfoque puede ser difícil de implementar

para ubicaciones terrestres separadas por una gran masa de agua, tal como un océano o por un terreno con un clima inhóspito, tal como un desierto o un bosque lluvioso.

La habilitación de comunicaciones basadas en espacios separados en ubicaciones ampliamente separadas que usan enlaces de satélite a satélite se ha abordado principalmente en el contexto de una

5 infraestructura de sistema que comprende satélites mantenidos en órbitas prescritas. La patente de Estados Unidos núm. 7,502,382 de Liu y otros describe un ejemplo de un sistema específicamente destinado para transmitir información a través de enlaces de radio satélite a satélite. Liu despliega satélites en múltiples cohortes que tienen planos orbitales prescritos. En la modalidad descrita en la patente, los satélites están en tres órbitas fijas con cohortes de nueve satélites distribuidos
10 uniformemente dentro de sus respectivas órbitas. Cualquier satélite en una de las cohortes en órbita puede establecer enlaces de radio con los satélites adyacentes en la misma órbita y con un satélite en cada una de las otras órbitas. Un paquete de información transmitida desde un satélite fuente destinado a un satélite en otro plano orbital, viaja a través de enlaces en el plano a un satélite en el mismo plano que puede formar un enlace con otro plano donde se encuentra el satélite de destino.
15 Las tablas de enrutamiento se cargan desde la tierra y se almacenan en cada satélite para que la ruta de un satélite a otro esté predestinada.

Si bien el sistema de Liu puede, al menos teóricamente, crear enlaces de satélite a satélite efectivos, tiene muchos de los mismos inconvenientes que la técnica anterior descrita en las solicitudes de patente con referencias cruzadas anteriores. Liu requiere que sus satélites se mantengan en órbitas
20 rígidamente prescritas, lo que a su vez requiere que tengan sistemas de propulsión, lo que los hace grandes y pesados, así como también costosos de construir y lanzar. Pero será claro para los expertos en la técnica que las técnicas de creación de rutas empleadas por el sistema de Liu con satélites mantenidos en órbitas conocidas no pueden funcionar en un sistema en el que los satélites no están en órbitas prescritas. Es decir, la operatividad del sistema de Liu se basa en tener los satélites en
25 órbitas mantenidas con precisión a altitudes particulares para que cada satélite conozca las direcciones exactas para transmitir señales hacia otros satélites.

Un ejemplo de un sistema satelital similar que realmente se comercializó se describe en varias patentes, tal como la patente de Estados Unidos núm. 5,274,840 de Schwendeman y la patente de Estados Unidos núm. 5,410,728 de Bertiger y otros, ambas asignadas a Motorola, Inc. Este sistema
30 usa además satélites distribuidos uniformemente en un número predeterminado de órbitas polares como transceptores para señales entre satélites y entre satélites y transceptores en la tierra. Este sistema fue comercializado por Iridium, pero tenía los inconvenientes comunes a todos los sistemas

satelitales que dependían de mantener los satélites en órbitas predeterminadas conocidas. Los satélites necesitaban propulsores a bordo, combustible para cohetes y hardware de navegación para mantener sus órbitas deseadas, lo que aumentaba el tamaño y el peso del satélite. Esto a su vez hizo que los satélites fueran costosos y costosos de lanzar. Además, para tener en cuenta las inevitables fallas de los satélites, los satélites adicionales tendrían que ser maniobrados hacia la órbita de un satélite fallido, aumentando así el costo de todo el sistema al requerir satélites adicionales y sus altos costos de fabricación y lanzamiento concomitantes. La órbita terrestre y el control de altitud con tecnología compleja de computadora aumentaron además los costos del sistema. Al final, sus inconvenientes hicieron que el sistema fuera comercialmente no viable para aplicaciones en el mercado general, aunque se cree que se ha usado en áreas especializadas, tal como aplicaciones militares e informes de periodistas de áreas remotas.

Los sistemas de la técnica anterior como estos pueden proporcionar rutas de radio entre estaciones terrestres demasiado separadas para conectarse por una ruta de radio de dos saltos, de tierra a satélite a tierra. Sin embargo, se requieren satélites con sistemas de propulsión a bordo para insertarlos en sus órbitas prescritas y mantenerlos allí. Esto los hace costosos de diseñar y fabricar y aumenta su peso, lo que a su vez los hace costosos de lanzar. Además, la operación de estos sistemas requiere infraestructura y personal para mantener los satélites en sus órbitas prescritas. Cuando la órbita de un satélite decae o su sistema de propulsión funciona mal, debe insertarse otro satélite pesado y costoso en el lugar del satélite fallido en el sistema.

Lo que se necesita es una forma de usar satélites pequeños y livianos tal como los descritos en las solicitudes '111 y '611, desplegados en órbitas aleatorias no controladas para suministrar comunicaciones de datos de manera confiable entre ubicaciones distantes en la superficie de la Tierra.

SUMARIO DE LA INVENCION

Es un objeto de la presente invención proporcionar un sistema de comunicación por radio que comprenda una constelación de satélites que proporcione una pluralidad de nodos de enlace capaces de establecer enlaces de radio interesatelitales confiables sin requerir que los satélites se mantengan en órbitas predeterminadas o incorporar mecanismos activos de control de altitud para mantenerlos en altitudes predeterminadas entre sí. Estas características permiten el uso de satélites pequeños y livianos que pueden diseñarse y lanzarse de manera económica.

En otro aspecto de la invención, los satélites incluyen una pluralidad de antenas capaces de transmitir y recibir en múltiples direcciones. Las modalidades de los satélites adecuados para su uso en el sistema se describen en las solicitudes de patente de Estados Unidos núm. 15/656,111 y núm. 15/719,611, y la estructura y operación de los satélites descritos en ambas aplicaciones se incorpora en la presente descripción como referencia como si se expusiera en su totalidad. Estos satélites pueden usarse en los sistemas y métodos de órbita aleatoria descritos en la presente descripción para aumentar la confiabilidad y la previsibilidad de las comunicaciones de datos entre ubicaciones terrestres distantes entre sí en comparación con los sistemas y métodos descritos en las solicitudes anteriores del inventor de Estados Unidos y su solicitud internacional núm. WO 2018/039292 (a veces denominado "WO '292"). Los sistemas y métodos descritos en la presente descripción tienen una utilidad particular en la creación de rutas de radio entre ubicaciones terrestres tan separadas que las rutas de radio de dos saltos/satélite único pueden ser difíciles o imposibles de establecer entre ellas.

Un aspecto particular de los sistemas y métodos descritos en la presente descripción implica cubrir la Tierra con una gran pluralidad de satélites livianos de órbita aleatoria alimentados por baterías recargadas a través de paneles solares en los satélites, cada uno de los satélites tiene a bordo un circuito de un sistema de satélite de navegación global (GNSS) que le permite determinar su ubicación con relación a la superficie de la Tierra. Con esta capacidad, hay varias estrategias novedosas disponibles para crear de manera confiable enlaces de radio de satélite a satélite para la transmisión de datos. En combinación con el hecho de que hay un número suficiente de satélites en la constelación para garantizar que todas o casi todas las ubicaciones en la superficie de la Tierra estén a la vista de numerosos satélites, los datos pueden transmitirse de manera confiable entre estaciones terrestres demasiado distantes para las comunicaciones a través de un satélite único.

En ciertas estrategias de creación de ruta preferidas de acuerdo con la presente invención, cada satélite almacena los parámetros orbitales de cualquier otro satélite. Esto permite que un satélite que recibió una transmisión de datos designada para una ubicación terrestre de destino particular seleccione uno o más satélites a los que pueda transmitir la comunicación de datos para proporcionar una ruta de radio preferida a su destino. Un satélite puede enviar sus parámetros orbitales particulares a otros satélites a través de una o más estaciones terrestres, o transmitiéndolos directamente a otros satélites para su difusión a través de la constelación de satélites.

Un aspecto de la invención se basa en parte en incorporar en cada uno de tales satélites una pluralidad de antenas capaces de transmitir y recibir en muchas direcciones diferentes. Puede crearse un enlace

de radio cuando un haz de radio transmitido desde una antena en un satélite es recibido por una antena en otro satélite. Esto se refiere a veces en la presente descripción como una "coincidencia de haz". Mediante el uso de un arreglo de antena único y transmisiones de radio codificadas de manera exclusiva desde los satélites y las estaciones terrestres, permitiría establecer una ruta de radio entre estaciones terrestres al ensamblar enlaces de radio a través de uno o más de los satélites.

En uno de sus aspectos más generales, la presente invención usa una construcción satelital única con computadoras a bordo que pueden realizar cálculos y seleccionar antenas para crear rutas de radio entre estaciones terrestres a través de uno o más satélites virtualmente en tiempo real a medida que los satélites se mueven en órbitas no controladas sin control de altitud. Las rutas de radio son determinadas por métodos ejecutados por las computadoras en los satélites, de manera que no se necesita una computadora central para especificar qué satélite o satélites comprenderán una ruta de radio óptima entre las estaciones terrestres.

Una ventaja particular del sistema descrito en la presente descripción es que en una modalidad preferida se proporcionan las características anteriores y las que se describen con más detalle a continuación, cubriendo la Tierra con satélites livianos, alimentados con baterías, que reducen los costos de lanzamiento y eliminan la necesidad de sistemas de control complejos y costosos para mantener los satélites en órbitas particulares y en altitudes particulares. Otro aspecto de la invención usa estaciones terrestres con un arreglo de antenas diferente al usado en los satélites, ya que las limitaciones en cuanto al peso, tamaño y potencia del satélite no se aplican a las estaciones terrestres. Esto significa que las estaciones terrestres pueden tener una mayor densidad de antenas (más haces de antena en un área esférica determinada) y usar antenas con más potencia (ganancia), lo que prácticamente garantiza que las comunicaciones de datos serán posibles entre dos estaciones terrestres a través de uno o más satélites.

Otra modalidad de la invención mejora la capacidad de los satélites para establecer enlaces de radio entre satélites y entre un satélite y una estación terrestre mediante el uso de satélites giratorios o que rotan alrededor de un eje. Esto aumenta la probabilidad de crear una coincidencia de haz entre dos satélites porque es probable que cada satélite "vea" más antenas en otros satélites durante un período de tiempo determinado. Esto permite el uso de antenas de mayor ganancia con anchos de haz correspondientemente más estrechos, lo que aumenta la intensidad de los enlaces de radio y la confiabilidad de las transmisiones de datos. Típicamente, los satélites se despliegan con una velocidad angular predeterminada, que puede ser diferente para satélites diferentes. En una variación

de esta modalidad, el sistema incluye satélites giratorios en direcciones opuestas. Otras consideraciones para realizar esta modalidad se discuten en la descripción detallada que sigue.

Otra modalidad más de la invención mejora aún más la capacidad del sistema para establecer enlaces de radio entre nodos del sistema (satélites y estaciones terrestres) mediante el uso de antenas parabólicas de alimentación múltiple para transmitir haces de radio plurales desde cada antena sobre un área esférica prescrita. Las antenas tienen reflectores más grandes que las antenas de alimentación única usadas en otras modalidades para que cada haz de radio tenga más ganancia. Aunque los satélites de acuerdo con la presente modalidad probablemente sean más grandes y pesados que los satélites con un número comparable de antenas de alimentación única, transmitirán un número mucho mayor de haces de radio de alta ganancia disponibles para crear coincidencias de haz que representen enlaces de radio de mayor calidad entre nodos del sistema.

Aún en otra modalidad de la invención, las estaciones terrestres pueden montarse en drones de bajo vuelo, típicamente a altitudes de no más de 500 pies, para aumentar el área servida por una estación terrestre particular y aumentar el número de usuarios en la tierra capaces de conectarse con el sistema. Esta modalidad tendrá una utilidad particular en áreas con una baja densidad de población o áreas con accesibilidad limitada en las que construir varias estaciones terrestres basadas en torres para servir a un número comparable de usuarios sería prohibitivamente costoso.

Estos y otros aspectos y características de la invención y sus modalidades se cubrirán con más detalle a medida que avanza esta descripción.

Este Sumario se proporciona únicamente para introducir de forma simplificada una selección de conceptos que se describen en detalle más adelante. No se pretende identificar necesariamente las características clave o esenciales del sujeto reivindicado en la presente descripción, ni se pretende que se use como una ayuda para determinar el alcance del tema reivindicado.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Los objetos de la invención se entenderán mejor a partir de la descripción detallada de sus modalidades preferidas que siguen a continuación, cuando se toman junto con los dibujos adjuntos, en los cuales números y letras similares se refieren a características similares en todo el documento. La siguiente es una breve identificación de las figuras de los dibujos usados en la descripción detallada adjunta.

La FIGURA 1, que comprende las FIGURAS 1A e 1B, ilustra los principios geométricos relevantes para el uso de satélites en órbitas terrestres bajas en sistemas de radio basados en el espacio descrito y reivindicado en la presente descripción.

La FIGURA 2 representa esquemáticamente una modalidad de un satélite adecuado para su uso en los sistemas de radio basados en el espacio descritos y reivindicados en la presente descripción.

La FIGURA 3 es una representación de varios componentes operativos del satélite representado en la FIGURA 2.

La FIGURA 4 es una proyección de Mercator de la Tierra que muestra un recorrido orbital de dos de estos satélites desplegados en órbitas terrestres bajas usadas para ilustrar los principios que subyacen a los sistemas y métodos para proporcionar transmisiones de datos a largas distancias de acuerdo con ciertos aspectos de la presente invención.

La FIGURA 5 representa esquemáticamente la información intercambiada entre satélites y estaciones terrestres para implementar una modalidad de la presente invención en la que se crea una infraestructura satelital a partir de la constelación representada en la FIGURA 4, de manera que cada satélite conozca los parámetros que definen la órbita de cada otro satélite.

La FIGURA 6 es una representación esquemática bidimensional de una porción de la superficie de un satélite esférico tal como el satélite que se muestra en la FIGURA 2, que ilustra una configuración de antena para facilitar las comunicaciones por radio de satélite a satélite.

La FIGURA 7 muestra la superficie de la Tierra dividida en zonas para ilustrar el establecimiento de enlaces de satélite a satélite de acuerdo con ciertas modalidades de la presente invención.

La FIGURA 8 representa una porción de la FIGURA 7 que ilustra una pluralidad de satélites en órbita S ubicados sobre una porción de la superficie de la Tierra en un instante particular.

La FIGURA 9 es una matriz con entradas que representan la distancia en millas entre pares de satélites en una franja de la superficie de la Tierra entre estaciones terrestres en la porción de la superficie de la Tierra representada en la FIGURA 8.

La FIGURA 10, que comprende las FIGURAS 10A, 10B y 10C, representa esquemáticamente la rotación de satélites de acuerdo con una modalidad alternativa de un sistema de comunicación basado en el espacio que emplea enlaces de radio de satélite a satélite.

Un experto en la técnica entenderá fácilmente que los dibujos no están estrictamente a escala, pero que sin embargo serán suficientes, cuando se toman con las descripciones detalladas de las modalidades preferidas que siguen, para realizar y usar la presente invención.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LAS MODALIDADES PREFERIDAS

La descripción detallada que sigue está destinada a proporcionar ejemplos específicos de modalidades particulares que ilustran varias formas de implementar el tema reivindicado. Está escrito para tener en cuenta el nivel de conocimiento de un experto en la técnica al que se refiere el tema reivindicado. Por consiguiente, ciertos detalles pueden omitirse como innecesarios para permitir que dicha persona realice las modalidades descritas en la presente descripción.

La siguiente descripción detallada de ciertas modalidades preferidas de la presente invención está organizada de la siguiente manera:

I. Definiciones

10 II. Conceptos y Principios Básicos de Sistemas Mediante el Uso de Nodos de Enlace Satelital

A. Diseño del Satélite: Configuración de la Antena y de los Circuitos de Control a Bordo

B. Características del Satélite que Facilitan los Enlaces de Radio de Satélite a Satélite

III. Métodos de Creación de Ruta

A. Creación de una Infraestructura Satelital Universal

15 1. Parámetros de Órbita de Retransmisión de Estaciones Terrestres Entre Satélites

2. Parámetros de Órbita Transmitidos Directamente Entre Satélites

B. Sistemas de Zona/Matriz para la Creación Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

1. Sistema de Zona/Matriz Completa

2. Sistema de Zona/Matriz Limitada

20 3. Sistema de Zona/Matriz de Retención Dinámica

4. Sistema de Zona/Matriz Variable

C. Sistema de Zona/Dirección para la Creación de Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

D. Sistema de Vectores/Dirección para la Creación de Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

25 IV. Otras Modificaciones y Variaciones

A. Satélites Giratorios

1. Satélites en Contrarrotación

2. Satélites Giratorios a Diferentes Velocidades Angulares

3. Otras Consideraciones

30 B. Estaciones Terrestres Montadas en Drones

C. Principios de Cadena de Bloques Aplicados a Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

V. Sumario y Conclusión

I. Definiciones

La descripción que sigue usa numerosos términos que pretenden tener significados específicos.

Un concepto central para ciertas modalidades del sistema descrito y reivindicado en la presente descripción es que los satélites pueden estar en "órbitas aleatorias". Este término debe considerarse

5 en el contexto de la cantidad de satélites en el sistema, y generalmente significa que se coloca una cantidad suficiente de satélites en órbitas que inicialmente están separadas con el objetivo de maximizar la cobertura del globo, o al menos una deseada franja del globo entre las latitudes designadas norte y sur. Aunque cubre una distribución aleatoria en un sentido matemático puro, no es tan limitada. Por el contrario, "aleatorio", como se aplica a los satélites en órbita, significa que no
10 se requiere un posicionamiento preciso de los satélites en ubicaciones y tiempos particulares, y que la forma de colocarlos en órbita tendrá en cuenta la cantidad de satélites que componen el sistema y el grado deseado de certeza, calculada de acuerdo con métodos estadísticos adecuados, de que cualquier punto dado en la superficie de la Tierra debe estar a la vista de al menos un satélite en todo momento. (Se apreciará que diferentes satélites satisfarán ese requisito para un punto dado en
15 diferentes momentos, ya que los satélites se moverán constantemente dentro y fuera de la vista de cualquier punto en particular en la superficie de la Tierra a medida que orbitan). Por ejemplo, métodos conocidos para la generación de los llamados números pseudoaleatorios pueden usarse como base para calcular los números de satélite iniciales y la colocación. Otras maneras de lograr una distribución de satélites "aleatoria" se describen en la patente de Estados Unidos núm. 5,566,354
20 en la sección "Satellite Launch", que se incorpora en la presente descripción como referencia.

Para resumir, "órbitas aleatorias" significa que los satélites se despliegan de manera que la ubicación de cualquier satélite en particular con relación a otros satélites y la Tierra en un momento dado no se controla después de que los satélites se lanzan en órbita, aunque pueden desplegarse en una manera diseñada para maximizar la cobertura de una franja particular de la superficie de la Tierra. Como se
25 señaló, las "órbitas aleatorias" no requieren que los satélites se desplieguen aleatoriamente en un sentido matemático, sino que está dentro del alcance del término "órbitas aleatorias" usar métodos matemáticos para determinar las direcciones, ángulos, altitudes, velocidades de despliegue de los satélites, etc. que tienen en cuenta las áreas geográficas de la Tierra a las que sirven las rutas de radio creadas mediante el uso de los satélites. Además, los satélites individuales pueden lanzarse en
30 diferentes direcciones orbitales (hacia el este o hacia el oeste alrededor de la Tierra) en combinación con cualquiera de esas u otras técnicas de despliegue, en cumplimiento del objetivo de hacer que sus ubicaciones parezcan arbitrarias entre sí y para un observador en la Tierra. Por ejemplo, los satélites

podrían ser expulsados en diferentes direcciones a diferentes velocidades desde un vehículo de lanzamiento que viaja en una dirección orbital (es decir, generalmente hacia el este o hacia el oeste), de manera que después de un tiempo se habrán separado en órbitas de una manera esencialmente incontrolada y asumir "órbitas aleatorias" dentro de la definición usada en la presente descripción.

- 5 Esto también debería incluir el uso de uno o más vehículos de lanzamiento que viajan en una dirección orbital dada para lanzar todos los satélites en la constelación.

El término "control pasivo de altitud" y el término relacionado "sin control activo de altitud" tal como se aplica a un satélite en los sistemas descritos en la presente descripción significan que el satélite no lleva mecanismo de control de altitud con partes que se mueven a diferentes posiciones para cambiar intencionalmente la altitud del satélite con respecto a un marco de referencia externo.

- 10 Ejemplos de mecanismos de control activo de altitud serían los sistemas de propulsión con propulsores capaces de impartir momentos en los satélites para hacer que giren, o medios mecánicos con partes móviles que pueden usarse para cambiar el centro de gravedad o el momento angular del satélite. Los términos no excluyen el uso de medios pasivos para cambiar la altitud del satélite sin partes móviles, de manera que un satélite puede tender a asumir una altitud particular con el tiempo simplemente en virtud de su estructura y los materiales usados en su fabricación. Además, los términos no excluyen los medios eléctricos para influir en la altitud de un satélite. Esto podría incluir técnicas tal como la conmutación selectiva de series de uno o más electroimanes para variar su interacción con el campo magnético de la Tierra de una manera que cambie la altitud del satélite.
- 15
- 20 Técnicas similares conocidas actualmente o desarrolladas en el futuro también están cubiertas por los términos "control pasivo de altitud" y "sin control activo de altitud".

Otros términos usados en la descripción que sigue son "comunicaciones de datos" y "mensajes de enrutamiento". Una "comunicaciones de datos" comprende el contenido (digital o de cualquier otra manera) enviado a través de un enlace de radio entre satélites o entre un satélite y una estación terrestre, a menos que se indique de otra forma explícitamente o por el contexto. Aunque no se limitan como tales, los sistemas descritos en la presente descripción son particularmente adecuados para la transmisión de datos en paquetes, definidos aquí en el sentido generalmente aceptado como una colección de datos digitales con una porción que representa el contenido de la transmisión (a veces denominada "carga útil"), y una porción de control (a veces denominada "encabezado" o "avance"), que contiene información que permite que la carga útil se entregue con éxito, tal como direcciones de origen y destino, códigos de detección de errores e información de secuenciación. Un mensaje de enrutamiento es una señal de radio enviada desde un nodo en el sistema (estación terrestre

o satélite en órbita) que contiene información sobre la idoneidad del nodo para su inclusión en una ruta de radio de enlace múltiple. Una señal de radio dada puede incluir tanto un mensaje de enrutamiento como una comunicación de datos.

Un “nodo” es un objeto físico con transceptores para transmitir señales de radio destinadas a recibirse por otros nodos y para recibir señales de radio transmitidas desde otros nodos. Los nodos pueden ser terrestres (“nodo de tierra”) o satélites en órbita alrededor de la Tierra (a veces denominados “nodos de enlace”). La descripción en la presente descripción se basa en su uso como satélites de nodos en órbita en órbitas terrestres bajas a altitudes de aproximadamente 500 millas más o menos, pero el sistema y los métodos actuales no son tan limitados. En una variación, los satélites en órbitas terrestres muy bajas, en el intervalo de 100-200 millas, pueden usarse para aumentar la intensidad de las señales de radio que llegan a la tierra. Una estación terrestre puede ser una estructura realmente en la tierra o montarse en un avión no tripulado de bajo vuelo manteniéndose en una posición sustancialmente fija a una altitud que típicamente no supera los 500 pies. Las estaciones terrestres montadas en drones permitirán que más usuarios se conecten al sistema en áreas de baja densidad de población y permitirán que las estaciones terrestres se trasladen a áreas inaccesibles.

Como los expertos en la técnica reconocerán, en la descripción del tema descrito y reivindicado en la presente descripción, los circuitos de control y los componentes descritos y representados en las diversas figuras están destinados a ser ilustrativas de cualquier sistema informático electrónico capaz de realizar las funciones que se les atribuyen. Tal sistema informático típicamente incluirá los dispositivos de interfaz de entrada/salida necesarios y una unidad central de procesamiento (CPU) con un sistema operativo y un software de aplicación adecuados para ejecutar las instrucciones del programa. Además, los términos que se refieren a los elementos del sistema se usan en la presente descripción por simplicidad de la referencia. Por ejemplo, los términos “componente”, “módulo”, “sistema”, “aparato”, “interfaz” o similares generalmente se refieren a una entidad relacionada con la computadora, ya sea hardware, una combinación de hardware y software (microprograma), software, o software en ejecución, a menos que el contexto indique claramente lo contrario. Además, el término “módulo” o “componente” no implica en sí mismo una estructura autónoma, sino que puede incluir varios hardware y microprograma que se combinan para realizar una función particular. En este sentido, un componente o módulo puede ser, pero sin limitarse, un proceso que se ejecuta en un procesador, un procesador, un objeto, un ejecutable, un subproceso de ejecución, un programa y/o una computadora. A modo de ilustración, tanto una aplicación que se ejecuta en un dispositivo informático electrónico como el dispositivo en sí pueden ser un componente. Uno o más

componentes pueden residir dentro de un proceso y/o subproceso de ejecución y un componente puede localizarse en una computadora y/o distribuirse entre dos o más computadoras.

II. Conceptos y Principios Básicos de Sistemas Mediante el Uso de Nodos de Enlace Satelital

Como ya se señaló, una cadena principal de sistemas y métodos descritos en la presente descripción es una constelación de satélites como se describe en las aplicaciones con referencias cruzadas identificadas anteriormente. Es decir, el sistema comprende una gran pluralidad de nodos de enlace, que pueden tomar la forma de satélites de órbita terrestre baja con la estructura descrita en esas solicitudes. El sistema descrito en la presente descripción se refiere principalmente a la creación de enlaces de radio de satélite a satélite, particularmente para crear rutas de radio entre nodos terrestres demasiado separados para soportar una ruta de radio mediante el uso de un único satélite. A lo largo de la descripción en la presente descripción, se entiende que el término “radio” no se limita a referencias de la radiación electromagnética en frecuencias comúnmente denominadas ondas de radio. Está destinado a abarcar la radiación electromagnética de cualquier frecuencia capaz de transmitir información, incluyendo luz, microondas, VHF (“frecuencia muy alta”), UHF (“frecuencia ultra alta”), etc.

Las modalidades de los sistemas y métodos que pueden llevar el acceso a Internet a ubicaciones terrestres ampliamente separadas usan una constelación de múltiples satélites que se colocan en órbitas terrestres bajas aleatorias a una altitud de aproximadamente 500 millas. Las FIGURAS 1A y 1B ilustran este principio gráficamente. La distancia aproximada DH al horizonte EH desde un satélite S a una altitud AL de 500 millas puede calcularse de acuerdo con la fórmula $DH = [(R + 500)^2 - R^2]^{1/2}$, donde R es el radio de la Tierra E. En dependencia del valor elegido para R, DH es de aproximadamente 2000 millas. En consecuencia, el área de cobertura AR de un satélite es $\pi \times DH^2 \approx 12,500,000$ millas cuadradas. Tomando el área superficial de la Tierra como 197 millones de millas cuadradas, cada satélite “cubre” aproximadamente el 6 % de la superficie de la Tierra, lo que significa que, en promedio, cualquier punto en la superficie “verá” aproximadamente 12 satélites (200×0.06). Por el contrario, la posibilidad de que un único satélite no sea visible desde cualquier punto de la Tierra es del 94 %. Si hay 200 satélites lanzados en órbitas aleatorias que atraviesan toda la superficie de la Tierra, la probabilidad de que cualquier punto dado en la Tierra no vea al menos un satélite es solo $0.94^{200} \approx 0.0004$ % (es decir, un cuatro en un millón). La patente de Estados Unidos núm. 5,566,354 incluye una tabla, incorporada en la presente descripción como referencia, que muestra la probabilidad estimada de cobertura constante en el tiempo de un punto en la superficie para diferentes números de satélites.

La probabilidad de que un mayor número de satélites en una constelación dada esté disponible para transmisiones de datos puede realizarse desplegando los satélites dentro de una franja de cierto intervalo latitudinal, por ejemplo, entre los Círculos Ártico y Antártico. Esto podría disminuir el número de satélites disponibles sobre los polos, pero toda la constelación aún se distribuiría en
5 alrededor del 90 % de la superficie de la Tierra. Esto a su vez aumentaría el número de satélites que probablemente se encuentren dentro de la línea de visión de cualquier ubicación dada en la superficie de la Tierra a cierta distancia más allá de los Círculos Ártico y Antártico. Por el contrario, esto reduciría la cantidad de satélites necesarios para implementar el sistema. Dado que hay muy pocas personas que viven aún más al norte del Círculo Ártico, el único impacto real de limitar la cobertura
10 mundial de satélites de esta manera probablemente serán los puestos avanzados en el Ártico y en la Antártida. E incluso entonces, tal como será evidente a medida que avanza esta descripción, en el peor de los casos pueden experimentar retrasos en la transmisión y recepción de datos.

En otra modalidad, los satélites pueden desplegarse solo en una franja entre los Trópicos de Cáncer y Capricornio. Para el mismo número de satélites, esto aumentaría en gran medida el número que
15 estaría dentro de la línea de visión de ubicaciones terrestres en lugares tal como muchos países de África, Asia meridional y Micronesia que carecen de infraestructura que permita el acceso a Internet en el grado que se encuentra en los países más desarrollados en las zonas templadas entre el Trópico de Cáncer y el Círculo Ártico y entre el Trópico de Capricornio y el Círculo Antártico. Tal distribución también aumentaría la probabilidad de establecer con éxito enlaces satélite a satélite.

Alternativamente, el número de satélites en la constelación podría reducirse para que el sistema sea aún menos costoso. Como se discutió anteriormente, una constelación de satélites limitados en el
20 intervalo latitudinal aún se considera que están en “órbitas aleatorias” si se despliegan de cualquier otra manera como se discutió en la definición anterior de ese término. En una modalidad preferida, el número de satélites lanzados a la órbita será preferentemente superior a un número calculado para permitir una cobertura completa continua de la franja elegida de la superficie de la Tierra al tener en
25 cuenta un cierto número de fallas de satélites a lo largo del tiempo, o para satélites que son destruidos por el reingreso a la atmósfera de la Tierra debido a la decaída orbital o dañado por los restos espaciales.

Otra característica importante de ciertos sistemas y métodos descritos en la presente descripción es
30 que los satélites no requieren control de altitud a bordo. En consecuencia, se les puede permitir orbitar sin tener en cuenta su orientación angular. Se espera que los satélites puedan desplegarse desde un vehículo de lanzamiento, tal como una estación espacial o similar. Puede ser preferible en

algunas implementaciones intentar desplegarlas con la menor velocidad angular posible, pero no se requiere ningún esfuerzo especial al respecto. Los sistemas descritos en la presente descripción pueden crear rutas de radio incluso si los satélites caen a medida que orbitan, lo que significa que no necesitan estar en una orientación predeterminada conocida. El hecho de que los satélites puedan estar en órbitas aleatorias y no tener un control activo de altitud elimina la necesidad de sistemas a bordo pesados y costosos para operar mecanismos a bordo, tal como los propulsores de cohetes para cambiar o mantener la ubicación o altitud de un satélite. Si se desea, cada satélite puede incluir un seguimiento de telemetría para detectar cuándo su órbita está decaendo y necesita ser reemplazado, y cumplir con cualquier protocolo nacional o internacional aplicable a los cuerpos en órbita. Sin embargo, se espera que sea relativamente simple y barato proporcionar tal telemetría.

A. Diseño del Satélite: Configuración de la Antena y de los Circuitos de Control a Bordo

Como ya se indicó, los nodos de enlace para el sistema basado en satélites, descrito en la presente descripción usa satélites modelados a partir de los descritos en las solicitudes núm. 15/656,111 y núm. 15/719,611. Las descripciones de los satélites en esas solicitudes se incorporan en la presente descripción como referencia como si se expusieran en su totalidad. La siguiente discusión también señala ciertas diferencias relevantes para los satélites usados en los sistemas y métodos descritos en la presente descripción. En este sentido, la FIGURA 2 es una representación esquemática de una modalidad de un satélite 10 que puede usarse como un nodo de enlace en tales sistemas y métodos basados en satélites. Para facilitar la comprensión de ciertos principios subyacentes a la operación del satélite 10, se muestra con una carcasa exterior 12 en forma de una esfera centrada en CT. Los expertos en la técnica reconocerán que el satélite puede tener una forma diferente si así lo exigen otras consideraciones de diseño. Ciertas características del satélite se describirán con referencia a un sistema de coordenadas que tiene ejes x, y y z mutuamente ortogonales, pero este sistema de coordenadas se usa estrictamente con fines ilustrativos al describir las características del satélite. Por ejemplo, el sistema de coordenadas impuesto en la FIGURA 2 puede considerarse vinculado al satélite y cambiar su orientación angular con respecto a la Tierra a medida que el satélite cambia de orientación.

El satélite ilustrativo 10 incluye una pluralidad de módulos de antena 12, uno de los cuales se representa esquemáticamente en la FIGURA 2 para fines de ilustración. Cada módulo de antena en este ejemplo comprende una antena direccional que transmite y recibe señales de radio a mayores potencias en direcciones predeterminadas. La presente modalidad usa antenas parabólicas de plato circular, cada una de las cuales ocupa un ángulo sólido W con un vértice en el centro CT del satélite

esférico. Típicamente, los reflectores de antena (omitidos del dibujo por claridad) se hundan debajo de la superficie del satélite. El número de módulos de antena discretos incorporados en el satélite dependerá de la solicitud particular del sistema y del diseño de la antena. Además, los módulos de antena pueden estructurarse como se describe en cualquiera de las solicitudes núm. 15/656,111 y
5 núm. 15/719,611, o cualquier otra configuración que le permita realizar las funciones descritas en la presente descripción. En una modalidad, W en esteradianos se elegirá de modo que un número particular de módulos de antena, distribuidos alrededor del satélite, sea capaz de transmitir señales de radio y recibir señales de radio desde un área esférica suficientemente grande para permitir que se reciban señales de radio desde y transmitido a transceptores y antenas de estaciones terrestres en
10 otros satélites para efectuar la operación del sistema como se describe a continuación. La configuración real de los módulos de antena 12 puede determinarse mediante el uso de los principios de diseño de antena conocidos para lograr ese objetivo.

Un satélite usado en el presente sistema tendrá que ser lo suficientemente grande como para acomodar los diversos componentes electrónicos y mecánicos requeridos para la operación del
15 satélite, que se explican más adelante en detalle en relación con la FIGURA 3, así como también lo suficientemente robusto en construcción para soportar las tensiones del lanzamiento y la exposición a largo plazo al ambiente hostil que encontrará en órbita. La solicitud '611 describe varios enfoques para diseñar los satélites y sus antenas, los detalles se analizan más adelante en relación con la FIGURA 6.

Se apreciará que los satélites y las antenas adecuados para su uso en el presente sistema pueden adoptar diferentes formas en dependencia de las concesiones familiares para los expertos en
20 ingeniería de sistemas complejos. Como se describe más adelante con más detalle, uno de los aspectos de ciertos métodos descritos a continuación implica la transmisión de señales de radio desde varias antenas en uno o más satélites para su recepción por antenas en otros satélites. Aumentar el
25 número de antenas en un nodo de enlace satelital aumentará la cobertura de las señales de radio transmitidas y recibidas por otros nodos de enlace, lo que a su vez aumentará la probabilidad de que una señal de un nodo de enlace se reciba en otro. Se apreciará además que más antenas por satélite podrían permitir reducir el número de satélites colocados en órbita. Dichos satélites pueden ser más caros y pesados, lo que aumenta los costos de lanzamiento, pero otros factores podrían compensar
30 el aumento del costo porque es posible que sea necesario lanzar menos satélites. Los expertos en la técnica también reconocerán que el sistema descrito en la presente descripción puede implementarse

con nodos satelitales que tengan colecciones de antenas que transmiten con una cobertura esférica de menos de 360°.

El satélite 10 incluye además una pluralidad de paneles solares, tres de los cuales 14a, 14b y 14c, se muestran en la FIGURA 2. En la modalidad ilustrada, los paneles solares se orientan en planos mutuamente perpendiculares y separados de manera equidistante alrededor del satélite 10. Con el propósito de describir las ubicaciones y orientaciones de los paneles solares en esta modalidad, un ecuador satelital 16 se define como el gran círculo donde la superficie del satélite se interseca con un plano paralelo al plano x-y y pasa a través del centro CT de la esfera. Un meridiano cero 18 se define como el gran círculo donde la superficie del satélite se interseca con un plano paralelo al plano x-z y pasa a través del centro CT de la esfera. Y un meridiano normal 20 se define como el gran círculo donde la superficie del satélite se interseca con un plano paralelo al plano y-z y pasa a través del centro CT de la esfera. El panel solar 14a se acopla al satélite mediante una estructura de montaje adecuada 22a en la intersección del ecuador 16 y el meridiano cero 18. El panel solar 14b se acopla al satélite mediante una estructura de montaje adecuada 22b en la intersección del ecuador 16 y el meridiano normal 18. Y el panel solar 14c se acopla al satélite mediante una estructura de montaje adecuada 22c en la intersección del meridiano cero 18 y el meridiano normal 20.

Los paneles solares son generalmente planos con celdas solares distribuidas en una o ambas caras para generar electricidad cuando las celdas solares están expuestas a la luz solar. Para lograr la máxima efectividad, los paneles solares planos se montan en planos mutuamente ortogonales para garantizar que un número adecuado de celdas solares estén expuestas a la luz solar independientemente de la orientación angular del satélite. En la modalidad representada, el panel solar 14a se encuentra en el plano x-z, el panel solar 14b se encuentra en el plano x-y, y el panel solar 14c se encuentra en el plano y-z. También se apreciará que el satélite incluye tres paneles solares adicionales donde el ecuador, el meridiano cero y el meridiano normal se intersecan en el otro lado del satélite. Los paneles solares acompañantes (representados con un primo (')) en la FIGURA 3) se orientan preferentemente en los mismos planos que cada una de sus contrapartes 14a, 14b y 14c que se muestran en la FIGURA 2. Cada panel solar se representa normal a la superficie del satélite para que no obstruya la transmisión y la recepción de señales de radio por las antenas adyacentes a los paneles solares.

Se apreciará que la FIGURA 2 está destinada únicamente a ilustrar las características del satélite 10 necesarias para comprender la presente modalidad de los sistemas y métodos de comunicación de datos descritos en la presente descripción. Los expertos en la técnica entenderán que un satélite real

para implementar el presente sistema puede tener características de diseño que no se muestran en la representación esquemática de la FIGURA 2. Por ejemplo, una buena práctica de diseño puede dictar que las bocas de las antenas se hundan debajo de la superficie circundante del satélite para reducir la posibilidad de daños por impacto de los restos espaciales. O puede proporcionarse protección adicional al cubrir cada boca de la antena (hundida o no) con una lámina de material transparente a las señales transmitidas y recibidas por el satélite. El diseño y la colocación de los paneles solares que se muestran en la FIGURA 2 también son muy esquemáticos, y la invención descrita y reivindicada en la presente descripción no se limita a ninguna configuración, colocación o medio de despliegue de paneles solares en particular. En otra variación, las antenas pueden disponerse de manera que los paneles solares puedan montarse a ras de la superficie del satélite en espacios entre las bocas de las antenas.

La FIGURA 3 ilustra esquemáticamente varios componentes alojados por el satélite 10 (enlaces de nodo) para crear una ruta de radio capaz de transmitir y recibir transmisiones de datos hacia y desde otros nodos. Como los expertos en la técnica reconocerán fácilmente, en las descripciones de esta y otras modalidades y aspectos de los sistemas de radio que comprenden el tema descrito y reivindicado en la presente descripción, el circuito de control y los componentes descritos y representados en las diversas figuras pretenden ser ilustrativos de cualquier sistema informático electrónico capaz de realizar las funciones que se les atribuyen. Tal sistema informático típicamente incluirá los dispositivos de interfaz de entrada/salida necesarios y una unidad central de procesamiento (CPU) con un sistema operativo adecuado y un software de aplicación para ejecutar las instrucciones del programa. Además, los términos que se refieren a los elementos del sistema se usan en la presente descripción por simplicidad de la referencia.

Con referencia en mayor detalle a la FIGURA 3, el satélite 10 se representa en una vista en el plano x-z en la FIGURA 2. Se apreciará que la FIGURA 3, al igual que otras representaciones usadas en la presente descripción para describir los sistemas de radio en cuestión y sus componentes, no está a escala. Esta representa los paneles solares 14a y 14c, tal como se muestra en la FIGURA 2, así como también los paneles solares acompañantes diametralmente opuestos 14a' y 14c' mencionados anteriormente. También muestra esquemáticamente una pluralidad de módulos de antena 12a, 12b, 12c, 12d, 12e y 12f, que representan todos los módulos de antena a bordo del satélite 10, para transmitir y recibir señales de radio como se describió anteriormente en relación con la FIGURA 2. Esta representación esquemática está destinada a transmitir el principio de funcionamiento de la presente modalidad, de manera que la pluralidad de módulos de antena en combinación será capaz

de transmitir y recibir señales de radio hacia y desde un nodo en múltiples direcciones radiales. (Sin embargo, tal como ya se señaló, el sistema descrito en la presente descripción también puede implementarse con nodos de enlace que tienen una serie de antenas que transmiten con una cobertura esférica inferior a 360°). Como ya se señaló, a continuación, se describen más detalles sobre la estructura de los módulos de antena 12 por referencia a la FIGURA 6.

El satélite 10 incluye un módulo de potencia 30 capaz de proporcionar una fuente de energía eléctrica confiable para operar los componentes del satélite. El módulo de potencia 30 incluye baterías recargables que se cargan por la electricidad generada por los paneles solares. El equipo de regulación de potencia adecuado proporciona energía de estado estable a los diversos componentes electrónicos transportados por el satélite, aunque los paneles solares pasarán la mitad de cada órbita del satélite fuera de la vista del sol. Además del módulo de potencia, el satélite incluye una unidad central de procesamiento 40 con un módulo del sistema operativo 42 que almacena software operativo para controlar las diversas funciones del satélite. Como se muestra en la FIGURA 3, la CPU 40 está conectada operativamente a todos los módulos de antena 12 a través de los enlaces de datos y potencia 40a, 40b, 40c, 40d, 40e, 40f, etc.

La FIGURA 3 ilustra además tres módulos operativos principales bajo el control del módulo del sistema operativo. Un módulo GNSS 44 se comunica con un sistema global de navegación por satélite, por ejemplo, el sistema de Global Positioning Satellite (GPS) con sede en los Estados Unidos, el sistema Galileo de la Unión Europea, el sistema GLONASS ruso y el sistema BeiDou chino. Este módulo permite que el satélite determine su posición con relación a la superficie de la Tierra de la manera empleada por los sistemas conocidos de navegación global por satélite. Las señales de radio intercambiadas entre los satélites a través de los módulos de antena 12 son usadas por un módulo de creación de ruta 46 que usa la lógica discutida más adelante para crear una ruta de radio para comunicaciones de datos entre dos o más satélites. Un módulo de movimiento de datos 48 controla la transmisión de datos (contenido) entre satélites como también se discutirá más adelante con más detalle. Como se sugirió anteriormente, la ilustración en la FIGURA 3 de módulos separados para la creación de rutas y el movimiento de datos no implica necesariamente que la identificación de los enlaces de radio que se usarán en una ruta de radio y la transmisión de datos entre satélites vinculados no sean parte de un proceso más o menos unitario de crear una ruta de radio preferida para transmitir comunicaciones de datos de un satélite a otro.

B. Características del Satélite que Facilitan los Enlaces de Radio de Satélite a Satélite

El lanzamiento de un número suficiente de satélites 10 en órbitas aleatorias, tal como se discutió anteriormente, permite la implementación de una variedad de estrategias de creación de rutas, como se discutió en la sección III. Una característica importante de los sistemas y métodos descritos aquí es que cada satélite almacena en su módulo de creación de ruta 46 su posición con relación a la superficie de la Tierra según lo determina su módulo GNSS 44. Esto permite la implementación de varias técnicas de creación de rutas para construir rutas de radio con enlaces de radio confiables entre satélites.

Ciertos sistemas y métodos descritos en la presente descripción pueden contrastarse con los sistemas y métodos de radio satelital descritos en las solicitudes de Estados Unidos núm. 15/656,111 y núm. 15/719,611 y la solicitud internacional núm. WO 2018/039292. Esas solicitudes discuten la creación de rutas de radio transmitiendo señales desde una estación terrestre a una pluralidad de satélites con computadoras a bordo que ejecutan métodos que buscan una ruta de radio preferida a otra estación terrestre, ya sea directamente o a través de uno o más satélites con computadoras similares. Las comunicaciones de datos se envían desde la segunda estación terrestre a la primera a través de una ruta de radio que usa antenas particulares identificadas durante la creación de la ruta para dirigir las comunicaciones de regreso a la primera estación terrestre. Una modalidad particular crea una única ruta satelital entre dos estaciones terrestres en un área terrestre de un tamaño dado, mediante el uso del país de Egipto como ejemplo.

Esos sistemas y métodos están bien adaptados para crear rutas de radio entre estaciones terrestres más cercanas, digamos hasta aproximadamente 1,000 millas de distancia. Pero a medida que aumenta la distancia entre las estaciones terrestres de origen y destino, es probable que el número de satélites que sea visible para ambos disminuya. Por ejemplo, en un sistema con 200 satélites, es probable que solo se vean tres o cuatro satélites al mismo tiempo entre estaciones terrestres separadas por 2500 millas. Además, en realidad el número es probablemente más bajo porque los edificios altos cerca de una estación terrestre o las características del terreno (como montañas) pueden bloquear la vista de los satélites cercanos al horizonte. Los sistemas y métodos descritos en la presente descripción usan infraestructuras satelitales particulares en combinación con estrategias alternativas de creación de ruta para proporcionar una ruta de radio entre estaciones terrestres a través de uno o más enlaces de satélite a satélite. Esto permitirá que se creen rutas de radio si, por ejemplo, no es factible usar estaciones terrestres intermedias para retransmitir transmisiones o si es difícil crear enlaces de satélite a satélite mediante el uso de las técnicas descritas en las solicitudes anteriores del inventor con referencias cruzadas. Los sistemas y métodos en la presente descripción

facilitan los enlaces de satélite a satélite sin requerir que un satélite esté en una posición conocida con relación a los otros satélites o que se mantenga en una orientación particular.

111. Métodos de Creación de Ruta

Los métodos de creación de ruta discutidos en esta sección usan diferentes modalidades de una infraestructura satelital como se discutió anteriormente. Los sistemas de matriz y zona usan una infraestructura satelital universal en la que cada satélite almacena en su módulo de creación de ruta información relativa a su propia ubicación con relación a la superficie de la Tierra e información relativa a la ubicación de cada otro satélite en la constelación. Un sistema vectorial usa una infraestructura satelital localizada en la que cada satélite solo conoce su propia ubicación con relación a la superficie de la Tierra. La creación de una infraestructura satelital universal para los sistemas de matriz y zona se describe en la siguiente sección III.A. Las modalidades de esos sistemas se describen en las secciones III.B. y III.C., respectivamente. Un sistema vectorial se describe en la sección III.D.

A. Creación de una Infraestructura Satelital Universal

La creación de una infraestructura satelital de acuerdo con este aspecto de la invención se describirá con referencia a las FIGURAS de la 4 a la 6. La FIGURA 4 es una proyección de Mercator de la Tierra usada para ilustrar varios principios subyacentes a los sistemas y métodos descritos en la presente descripción. Como referencia, la FIGURA 4 incluye una representación en líneas de guion/punto único del Ecuador, los Trópicos de Cáncer y Capricornio, y los Círculos Ártico y Antártico, e indica las distancias nominales entre estas líneas principales de latitud. El sistema típicamente emplea una gran cantidad de satélites, las pistas terrestres de dos de las cuales se muestran en la FIGURA 4. Para fines de ilustración, las pistas terrestres se representan como ondas sinusoidales simétricas sobre el Ecuador. Un satélite S1 está en un plano orbital representado en una línea de guion/dos puntos con un ángulo de inclinación orbital que lo lleva a una distancia máxima m1 del Trópico de Capricornio. El satélite S2 está en un plano orbital representado por una línea de trazos/tres puntos con un ángulo de inclinación orbital que lo lleva a una distancia máxima m2 del Trópico de Capricornio.

El número de satélites y las propiedades de sus órbitas están determinadas por las características deseadas del sistema. Por ejemplo, los satélites se despliegan típicamente en órbitas que hacen que sus pistas terrestres se desplacen con relación a la superficie de la Tierra en órbitas sucesivas. Esto significa que la pista de cada satélite eventualmente cubrirá toda la superficie de la Tierra dentro de una banda determinada por su distancia máxima desde el Ecuador. Los satélites también pueden

desplegarse para que estén más densamente distribuidos en órbitas aleatorias en la franja de la superficie de la Tierra entre los Trópicos de Cáncer y Capricornio. Esto facilitará las comunicaciones entre los países menos desarrollados, que tienden a concentrarse alrededor del Ecuador. Presumiblemente, los países más desarrollados en las zonas templadas tienen menos necesidad de un sistema basado en el espacio debido a su extensa infraestructura de comunicación terrestre, por lo que el número de satélites con ángulos de inclinación que los alejan del Ecuador puede reducirse en ciertas implementaciones de los sistemas y métodos descritos en la presente descripción. Un enfoque alternativo puede incorporar un número suficiente de satélites que viajan aún más al norte y al sur para facilitar las comunicaciones en las pocas áreas pobladas cercanas o más allá de los Círculos Ártico y Antártico. Los satélites están en órbitas nominalmente circulares, pero los sistemas descritos en la presente descripción pueden crear enlaces de radio entre satélites a diferentes altitudes en cualquier instante en particular.

A medida que avance esta descripción, será claro para los expertos en la técnica que los sistemas y métodos descritos en la presente descripción pueden implementarse con cualquier número de configuraciones orbitales adaptadas a los objetivos de rendimiento específicos del sistema. Sin embargo, una característica destacada de todas estas configuraciones orbitales es que los satélites se despliegan sin tener en cuenta ninguna separación en particular, y que pueden lanzarse números arbitrarios de satélites en diferentes tipos de órbitas. En otras palabras, los satélites en todas las implementaciones del presente sistema están en órbitas aleatorias, ya que ese término se usa en la presente descripción. Otra característica destacada del sistema es que los satélites no requieren un control activo de altitud (como se definió anteriormente) que involucra sistemas complejos para controlar con precisión su orientación para implementar transmisiones de datos entre ellos. En una implementación alternativa, descrita a continuación en la sección IV.A., los satélites pueden lanzarse para que giren alrededor de un eje, lo que mejorará su capacidad para formar coincidencias de haces para establecer enlaces de satélite a satélite, de acuerdo con la descripción en la solicitud del inventor '611 U.S. y WO '292.

Esta descripción usa como ejemplo la creación de una ruta de radio para transmisiones de datos desde Uyo, Nigeria, a Leyte en Filipinas, a unas 8,000 millas de distancia. Como se discutió anteriormente, en una constelación de satélites en órbitas de 500 millas, ningún satélite estará a la vista de ambas ubicaciones simultáneamente. Además, la creación de múltiples rutas de un único satélite puede no ser factible en vista de la dificultad de proporcionar un número suficiente de estaciones terrestres entre Uyo y Leyte dada la extensión del Océano Índico y las áreas terrestres

escasamente pobladas entre ellas. Aunque los enlaces de satélite a satélite pueden establecerse mediante el uso de los sistemas anteriores del inventor, los sistemas descritos en la presente descripción aumentan la fiabilidad y la velocidad con la que los datos pueden comunicarse entre ubicaciones demasiado distantes para una ruta de un único satélite de dos saltos.

5 1. Parámetros de Órbita de Retransmisión de Estaciones Terrestres Entre Satélites

Con referencia a la FIGURA 5, se describirá una primera forma de construir una infraestructura de satélite universal, en la que cada satélite conozca información sobre la órbita de todos los demás satélites. De acuerdo con una modalidad, la constelación de satélites comprende una pluralidad de n satélites $S_1, S_2, \dots, S_n$, donde $100 < n < 200$. Sin embargo, el sistema no se limita a un número particular de satélites, y la determinación de un número óptimo de satélites para una instalación determinada dependerá de factores tales como la cantidad de tiempo de tránsito requerido para que una transmisión de datos llegue a un destino frente al número de satélites y qué parte de la superficie de la Tierra debe ser atendida por el sistema. Como se indicó anteriormente, el módulo GNSS 44 de cada satélite determina la posición del satélite con relación a la superficie de la Tierra. El trazado de la posición de un satélite con respecto al tiempo durante un período suficiente permitirá el cálculo de toda su órbita y la determinación de dónde estará el satélite con relación a la superficie de la Tierra en un momento dado. La información sobre la órbita de cada satélite se transmite a todos los demás satélites.

La FIGURA 5 ilustra un método preferido para transmitir información orbital sobre un satélite S dado, a otro satélite S_j . Como ya se señaló, la trayectoria de cada satélite pasará eventualmente sobre cada punto de la superficie de la Tierra dentro de la extensión de la franja latitudinal que se muestra en la FIGURA 4. Por ejemplo, los satélites S_1 y S_2 pasarán en el transcurso de un número suficiente de órbitas a la vista de cada punto de la superficie de la Tierra dentro de una banda que se extiende desde las distancias respectivas m_1 y m_2 al norte del Trópico de Cáncer hasta las distancias respectivas m_1 y m_2 al sur del Trópico de Capricornio, más unas 2000 millas más en cada punto de distancia máxima desde el Ecuador (ver FIGURA 1).

A medida que orbitan la Tierra E , los satélites S entran en una región en la que se encuentran dentro de la línea de visión de una o más estaciones terrestres de cálculo de órbita OC que reciben señales de posición p generadas por los módulos GNSS 44 de los satélites y transmitidas a través de uno o más más de sus módulos de antena 12. Las estaciones terrestres incluyen preferentemente una o más series de antenas direccionales de alta ganancia del tipo descrito en las solicitudes anteriores con referencias cruzadas que les permiten emparejarse fácilmente con las antenas satélites de la manera

descrita en esas solicitudes. En una modalidad, las estaciones terrestres usan antenas de alimentación múltiple como las descritas a continuación en relación con la FIGURA 6. El presente ejemplo emplea dos estaciones terrestres, una en Quito, Ecuador (Quito OC) y la otra en Nairobi, Kenia (Nairobi OC). Debido a que las estaciones terrestres típicamente incorporarán una construcción avanzada de antenas y tecnología de computadora compleja, se ubican preferentemente en áreas de fácil acceso para permitir el mantenimiento y las actualizaciones de sus equipos y computadoras. Las estaciones terrestres de cálculo de órbita OC se ubican preferentemente lo más cerca posible del Ecuador por razones que se discutirán.

El módulo de creación de ruta en cada satélite almacena las ubicaciones (latitud y longitud) de las estaciones terrestres que calculan la órbita, que en una implementación se cargan en el módulo de creación de ruta 44 de cada satélite antes de que se lance el satélite. Debido a que el satélite conoce su propia ubicación con relación a la superficie de la Tierra, puede comenzar a transmitir señales de posición a una estación terrestre de cálculo de órbita OC a medida que ingresa a su línea de visión. Los satélites pueden incluir sensores que interactúan con un marco de referencia externo (por ejemplo, el horizonte o el campo magnético de la Tierra) que permiten determinar la altitud de un satélite en un momento dado. Esto permitirá que el módulo de creación de ruta 46 del satélite también seleccione los módulos de antena 12 sobre los cuales transmitir las señales de posición basadas en la posición del satélite con relación a la estación terrestre, asegurando así su recepción por la estación terrestre. Además, todos los satélites y las estaciones terrestres que calculan la órbita tienen un circuito temporizador que se mantiene en sincronización con un reloj del sistema maestro, que puede basarse en el reloj del sistema GNSS.

La creación de una infraestructura satelital universal puede mejorarse al mejorar la probabilidad de colocar con éxito los satélites en comunicación de radio con estaciones terrestres (y entre sí) mediante el uso de ciertas estructuras de antena descritas en las solicitudes '111 y '611, que se incorporan en la presente descripción por referencia. La FIGURA 6 se toma de la solicitud '611, y es una representación esquemática de la superficie de un satélite Sx sustancialmente esférico que ejemplifica la presente modalidad. La FIGURA 6 representa en dos dimensiones la superficie tridimensional del satélite, mostrando un arreglo de módulos de antena satelital SA que cubren sustancialmente la superficie del satélite. En esta implementación, hay 25 módulos de antena numerados de SA1 a SA25 (solo algunos de los módulos de antena se representan en el dibujo). En la porción de la superficie del satélite en la FIGURA 6, se muestra toda la abertura de la antena en la superficie del satélite para las antenas SA2, SA6, SA7 y SA12. Las aberturas de las otras antenas

se muestran parcialmente, algunas de las cuales están etiquetadas en la FIGURA 6, tal como SA3, SA8, SA11, SA13 y SA18. Se debe entender que esta es una representación idealizada, destinada a indicar que es preferible hacer que el satélite sea lo más pequeño posible, de acuerdo con la inclusión del número deseado de antenas, así como también para proporcionar suficiente separación entre las aberturas de antena en ubicaciones apropiadas para montar paneles solares 14 (ver FIGURAS 2 y 3). Para aumentar la ganancia de la antena, los reflectores de antena en la presente modalidad se hacen tan grandes como sea posible de acuerdo con los otros requisitos generales del sistema, tal como limitar el peso y el tamaño del satélite para minimizar los costos de lanzamiento. De acuerdo con los principios conocidos del diseño de antena parabólica, el reflector debe tener al menos una longitud de onda de diámetro, preferentemente más. Como un ejemplo, tome antenas que transmiten (y reciben) en la banda C de microondas a 5 GHz y tienen reflectores de 24 cm. Si las alimentaciones están ubicadas a cuatro longitudes de onda de los reflectores de la antena, se cree que un satélite con un diámetro de aproximadamente un metro (o un tamaño comparable si el satélite no es esférico) podrá cumplir con las especificaciones operativas en la presente descripción. Sin embargo, se debe entender que el funcionamiento del sistema no depende del uso de un diseño de antena particular, y los expertos en la técnica podrán usar principios de diseño de antena conocidos para proporcionar un satélite con las capacidades requeridas por el presente sistema. Sin embargo, las antenas con reflectores más grandes pueden usarse para proporcionar ganancias aún mayores, y los satélites pueden hacerse correspondientemente más grandes. Además, la cantidad de peso adicional será atribuible en su mayor parte al aumento del tamaño de la carcasa externa del satélite y al material adicional necesario para las alimentaciones adicionales y a los reflectores más grandes (aunque el peso del satélite puede reducirse si los reflectores tienen una construcción de malla). Por consiguiente, los satélites usados en la presente modalidad deberían ser extremadamente ligeros en comparación con los satélites de comunicaciones conocidos por todas las razones ya discutidas anteriormente, una de las cuales es que no requieren órbita activa o control de latitud.

En la presente modalidad ilustrada en la FIGURA 6, cada una de las antenas es una antena parabólica con siete alimentaciones de F1 a F7. Las alimentaciones de F1 a F6 están separadas equidistantes entre sí y están dispuestas a una distancia de la alimentación F7 en el punto focal de la antena, por razones que se discutirán con más detalle a continuación. La forma y la curvatura de los reflectores de antena pueden elegirse de acuerdo con los diseños de antena de alimentación múltiple conocidos y los principios de funcionamiento. La forma hexagonal de las aberturas de la antena se usa en la figura para enfatizar que las alimentaciones de F2 a F6 se desplazan del eje focal del reflector.

También se apreciará que los reflectores de antena pueden tener topologías no parabólicas, tal como esféricas, combinadas esféricas/parabólicas, y otras, para maximizar las características operativas de la modalidad del sistema descrita aquí. Los ejemplos de diseños de antenas reflectantes de alimentación múltiple que los expertos en la técnica podrán adaptar para su uso en la presente modalidad se describen en las patentes de Estados Unidos núm. 3,815,140, núm. 6,208,312, núm. 6,219,003 y núm. 9,035,839, las descripciones de todas las cuales se incorporan en la presente descripción como referencia como si se expusieran en su totalidad. Debe entenderse que el número de antenas y el número de alimentaciones por antena dependen del diseño de los satélites y de las características operativas deseadas del sistema. Pueden usarse más o menos antenas y alimentaciones dentro del alcance de la presente invención.

En una variación de esta configuración de antena, cada antena tiene solo una alimentación, tal como la alimentación central F7. Esto hará que las antenas sean menos costosas y algo más livianas (como se indicó anteriormente), pero concomitantemente reducirá la cantidad de señales de radio y direcciones de transmisión. Como reconocerán los expertos en la técnica, habrá ciertas concesiones entre el número de antenas direccionales efectivas y el costo y el peso del satélite, en dependencia de los requisitos de un sistema en particular. También se apreciará que las estaciones terrestres pueden tener estructuras de antena similares, y pueden tener incluso más antenas direccionales con más ganancia, ya que no tienen las mismas restricciones espaciales y de potencia que los satélites.

Volviendo a la FIGURA 5 y al método por el cual la presente modalidad crea una infraestructura satelital universal, el satélite S1 transmite una señal de primera posición p_{i1} en un tiempo t_1 a una estación terrestre de cálculo de órbita particular OC dentro de su línea de visión. El satélite S2, transmite una segunda señal de posición p_2 en un tiempo t_2 a la misma estación terrestre, y continúa transmitiendo a la estación terrestre señales de posición separadas hasta una enésima señal p_n en un tiempo t_n . Cada señal de posición incluye información que identifica al satélite S_i como su fuente. Es decir, cada satélite tiene un identificador único, típicamente un número. La estación terrestre de cálculo de órbita OC usa las señales de posición para calcular una o más ecuaciones que definen la órbita del satélite S_i en términos de su longitud y latitud en función del tiempo, y transmite las ecuaciones como señales de información de órbita OR_i a otros satélites como los satélites S_j y S_k dentro de su línea de visión. El reloj maestro del sistema, con el que se sincronizan todos los satélites y estaciones terrestres, puede usarse para enviar señales de posición en diferentes intervalos de tiempo para evitar que interfieran entre sí.

Cada vez que se realiza una transmisión hacia o desde una estación terrestre que calcula la órbita, el nodo receptor (satélite o estación terrestre) devuelve una confirmación de que se recibió la señal. Esta señal se transmite típicamente desde la antena, o desde la alimentación de antena particular, en la que se recibió la señal original. Esto permite que las estaciones terrestres se aseguren de que se haya recibido un número suficiente de señales de posición para calcular los parámetros orbitales necesarios, y para informar al satélite transmisor que no necesita más señales de posición, también le informa a la estación terrestre cuando un satélite ha recibido los parámetros orbitales para que ya no necesite seguir enviándolos a ese satélite. En una modalidad alternativa, cada satélite podría programarse para calcular sus propias ecuaciones orbitales OR y transmitirlas a una o más estaciones terrestres en ubicaciones conocidas, que a su vez las cargan a otros satélites.

El mismo proceso se realiza para cada satélite en la constelación. Los parámetros orbitales de cada satélite tardarán en transmitirse a todos los demás satélites, pero el sistema puede soportar transmisiones de datos de acuerdo con los sistemas de matriz y zona que se describirán antes de todos los satélites de la constelación se incorporen a la infraestructura satelital universal. Por ejemplo, una modalidad con una constelación de 100 satélites debería soportar al menos algunas transmisiones de datos después del paso del tiempo suficiente para permitir que cada una de la mayoría de los satélites adquiera información orbital que defina las ubicaciones de los demás. A medida que se agregan más satélites en la constelación a la infraestructura a lo largo del tiempo, su capacidad de soportar transmisiones de datos continuará aumentando en una implementación preferida, las ecuaciones orbitales OR de cada satélite se actualizarán mediante el procedimiento anterior a intervalos determinados, tal como cada décimo tiempo que está dentro de la línea de visión de una de las estaciones terrestres que calculan la órbita. Además, la información se actualizará cada vez que se agregue un nuevo satélite a la constelación para reemplazar un satélite que se ha salido de la órbita o ha funcionado mal. Sin embargo, quedará claro a partir de la descripción de más adelante que el sistema será capaz de transmitir datos, incluso si las ecuaciones orbitales de los satélites individuales cambian ligeramente, o si un satélite de reemplazo no está disponible de inmediato para las transmisiones de datos.

Los expertos en la técnica reconocerán que puede usarse cualquier número de estaciones terrestres para calcular la órbita, incluida una sola. Igualmente, los expertos en la técnica entenderán que es preferible ubicar las estaciones terrestres que calculan la órbita lo más cerca posible del Ecuador para que cada satélite de la constelación pueda comunicarse con la estación o estaciones terrestres que calculan la órbita(s) mientras orbita la Tierra. (Por ejemplo, una estación terrestre que calcula la

órbita cerca de Londres, Inglaterra, no podría comunicarse con un satélite que solo viaja tan al norte como el Trópico de Cáncer). Además, la trayectoria orbital de un satélite que avanza a lo largo del Ecuador una cierta distancia con cada órbita porque la Tierra está realmente girando debajo del satélite. Un arreglo preferido comprende al menos dos estaciones terrestres dentro de 1,000 millas del Ecuador, separadas por al menos aproximadamente 90° de latitud. Esto maximizará la cantidad de veces que un satélite se comunica con diferentes estaciones terrestres que calculan la órbita mientras orbita, y aumentará la probabilidad de que los satélites puedan intercambiar señales de radio fuertes con más de una estación terrestre, minimizando de esta manera el tiempo requerido para distribuir los parámetros orbitales de un satélite a todos los demás satélites. Si bien las estaciones terrestres pueden ubicarse más al norte o al sur de lo que alcanzarán ciertos satélites en sus órbitas, tal arreglo aún requeriría al menos una estación terrestre dentro de la franja de los satélites que orbitan más cerca del Ecuador.

2. Parámetros de Órbita Transmitidos Directamente Entre Satélites

Un enfoque alternativo para crear una infraestructura satelital universal para transmisiones de datos mediante el uso de los métodos descritos en la presente descripción no involucra estaciones terrestres para distribuir las ecuaciones orbitales de cada satélite a todos los demás satélites. En este enfoque, los satélites comunican su información orbital directamente entre sí. Esto podría tomar más tiempo para distribuir la información orbital a todos los satélites en la constelación, pero eliminará el gasto involucrado en la construcción, mantenimiento y dotación de estaciones terrestres para la transmisión de señales entre satélites.

Los satélites todavía reciben números de identificación únicos y tienen relojes sincronizados con un reloj maestro, preferentemente el reloj GNSS. Como se indicó anteriormente, el módulo de creación de ruta 46 de cada satélite está programado para calcular sus ecuaciones orbitales mediante el uso de la información de posición y tiempo obtenida del sistema global de navegación satelital. En un intervalo de tiempo dado, digamos una vez cada 24 horas, el tiempo de constelación C_t se establece en cero. (Es decir, cada satélite establece $C_t = 0$) Cada satélite se turna para transmitir sus propios parámetros orbitales OR durante un intervalo de transmisión en órbita. Como un ejemplo, suponga que el satélite S1 transmite sus parámetros orbitales OR1 en una pluralidad de sus antenas entre $C_t = 0$ y $C_t = 30$ segundos. A continuación, S2 transmite sus parámetros orbitales OR2 en una pluralidad de sus antenas entre $C_t = 1.0$ min y $C_t = 1.5$ min. Las transmisiones en serie de la información orbital continúan hasta que todos los satélites en la constelación hayan transmitido su información orbital. Si hay 200 satélites, un ciclo debería tomar menos de cuatro horas. Además, cada satélite no solo

transmite su propia información orbital durante su intervalo de tiempo, sino que también transmite cualquier información orbital que recibió de otros satélites.

El principio involucrado puede ilustrarse asumiendo que cada satélite tiene alrededor de 40 satélites dentro de su línea de visión. Esto supone que cada satélite puede “ver” aproximadamente 3,500 millas sobre el horizonte. Las FIGURAS 1A y 1B ilustran este punto, mostrando que un satélite puede ver teóricamente 4,000 millas (2 veces DH, que es 2000 millas). Sin embargo, una estimación conservadora de 3,500 millas tendrá en cuenta características de la superficie como una cordillera en el horizonte del satélite. El área cubierta por un círculo con un radio de 3,500 millas es de aproximadamente 40,000,000 millas cuadradas. La superficie de la Tierra es de aproximadamente 200,000,000 millas cuadradas, lo que significa que en promedio un satélite ve el 20 % (40,000,000/200,000,000) de los 200 satélites en la constelación. Este porcentaje será mayor para la misma cantidad de satélites en órbitas aleatorias alrededor de ciertas franjas latitudinales de la Tierra. Sin embargo, dado que las antenas en los satélites de transmisión y recepción tienen que alinearse para una transmisión de datos exitosa, un satélite dado podría transmitir información con éxito a solo cuatro o más de los 40 o más satélites en su línea de visión.

Si, por ejemplo, el satélite S1 transmite sus parámetros orbitales OR1 durante su intervalo de transmisión en órbita $C_t = 0$ a $C_t = 0.5$ min, esa información podría recibirse por los satélites S56, S79, S102 y S164. [Estos números de satélite se usan solo para este ejemplo; no se correlacionan con la distribución satelital que se muestra en la FIGURA 8 que se discutirá más adelante). El satélite S₅₆, transmitirá sus parámetros orbitales OR56 durante su intervalo de transmisión en órbita $C_t = 55.0$ min a $C_t = 55.5$ min. Sin embargo, también transmitirá la información orbital OR1, así como cualquier información orbital que haya recibido de los satélites S2 a S55 desde $C_t = 1.0$ min a $C_t = 54.5$ min. La cantidad de tiempo que le tomará a la información orbital distribuirse por toda la constelación de satélites es indeterminada ya que los satélites están en órbitas indeterminadas. Sin embargo, es posible aumentar la posibilidad de transmisión exitosa de la información orbital entre satélites de varias maneras. Mediante el uso del arreglo de antena discutido anteriormente en relación con la FIGURA 6 puede aumentar la probabilidad de coincidencias exitosas de haz de satélite a satélite. Si la tecnología desarrollada posteriormente permite controlar la altitud del satélite dentro de tolerancias estrechas, solo puede usarse un número seleccionado de antenas en un satélite para transmitir la información orbital, permitiendo así la transmisión de señales con una ganancia más alta usando la misma cantidad total de energía eléctrica.

La naturaleza probabilística del método significa que el número de satélites con información orbital en todos los demás satélites aumenta asintóticamente con el tiempo hacia el número total en la constelación. Sin embargo, se espera que un número suficiente de satélites tenga información orbital sobre otros satélites en una constelación de 200 satélites para al menos comenzar a admitir comunicaciones de datos después de varios días. Una estimación es que al menos 100 de 200 satélites en una constelación tendrán información orbital entre sí en no más de 72 horas. El tiempo real variará y se establecerá después de la experiencia a medida que se despliegan más y más sistemas. Las comunicaciones de datos exitosas mediante el uso de los sistemas y métodos que se describen a continuación dependen en gran medida del número de satélites “visibles” para cualquier satélite dado que busque un enlace de radio con otro satélite. Como se indicó anteriormente, las probabilidades sugieren que alrededor de 40 satélites estarán en línea de visión con un satélite determinado en todo momento. Si el satélite que busca un enlace de radio no tiene la información orbital de uno o más de esos 40 satélites, la transmisión de datos exitosa aún es posible. Igualmente, es probable que una pluralidad de los 40 satélites dentro de su intervalo visual reciba una transmisión de datos desde cualquier satélite dado si un satélite que recibe una transmisión de datos no tiene información orbital sobre los otros satélites, probablemente otro de los satélites que recibió la transmisión de datos tenga esa información. En una implementación del sistema, los satélites continúan transmitiendo intermitentemente su información orbital a intervalos predeterminados, por ejemplo, cada hora, para completar la infraestructura del satélite, así como también para incorporar cualquier satélite recién lanzado en la infraestructura y dar cuenta de los cambios graduales en las órbitas de los satélites debido a la decaída orbital y similares. En este aspecto, la constelación funciona como una cadena de bloques funcional, en donde cada satélite conoce la información orbital de cada satélite, la actualiza para cada satélite ante cualquier cambio orbital en uno de ellos, y una transmisión por un satélite puede proporcionar información orbital sobre todos ellos a un nuevo satélite.

B. Sistemas de Zona/Matriz para la Creación de Rutas de Radio con Enlaces Satélite a Satélite

La FIGURA 7 es una proyección de Mercator de la superficie de la Tierra dividida en una pluralidad de zonas.

En este ejemplo, hay 60 zonas de entre 2,500,000 y 3,000,000 millas cuadradas cada una. En la modalidad ilustrada, hay 16 zonas ZEN en una banda de entre 0° y 30° de latitud (norte), cada una con un ancho de longitud de 22.5°. Hay un número correspondiente de zonas ZES en una banda de entre 0° y 30° de latitud (sur), cada una de las cuales igualmente abarca 22.5° de longitud. La franja entre 30° de latitud (norte) y 60° de latitud (norte) se divide en 12 zonas ZTN, cada una de 30° de

longitud, y un número correspondiente de zonas ZTS en una banda entre 30° de latitud (sur) y 60° latitud (sur). Finalmente, una franja entre 60° de latitud (norte) y 75° de latitud (norte) se divide en cuatro zonas ZAN, cada una de 90° de longitud, y un número correspondiente de zonas ZAS entre 60° de latitud (sur) y 75° de latitud (sur). Para evitar confusiones, solo algunas de las zonas están etiquetadas en la FIGURA 6. A cada una de las zonas se le asigna un identificador único. En el presente ejemplo, las zonas están numeradas comenzando con el número 1 a 0° de longitud: ZEN1, ZEN2, ... ZEN16; ZTN1, ZTN₂, ... ZTN12; ZAN1, ZAN₂, ZAN₃, ZAN₄; ZES1, ZES₂, ... ZES₁₆; ZTS1, ZTS₂, ... ZTS₁₂; ZAS1, ZAS2, ZAS3, ZAS4. Las regiones polares se omiten de este ejemplo para simplificar la siguiente explicación de varios sistemas y métodos de creación de rutas, pero los expertos en la técnica entenderán cómo extender esos métodos y sistemas para incluir las regiones polares. Las dimensiones de la zona que se muestra en la FIGURA 7, y que se discuten en otra parte en la presente descripción, son solo ejemplos. Sin embargo, se cree que los sistemas de zona descritos en la presente descripción proporcionarán un rendimiento óptimo si todas las zonas tienen un área de al menos 1,000,000 millas cuadradas.

La longitud de los límites de cada zona se indica en la FIGURA 7. Si se considera que cada zona tiene una forma aproximadamente trapezoidal, el área de cada zona ZE es de aproximadamente 3,000,000 millas cuadradas, el área de cada zona ZT es de aproximadamente 2,900,000 millas cuadradas y el área de cada zona ZA es de aproximadamente 2,400,000 millas cuadradas. (El área de una zona polar es de aproximadamente 16,000,000 millas cuadradas) El presente ejemplo considerará la transmisión de una comunicación de datos desde Uyo, Nigeria, a Leyte, Filipinas, mediante el uso de una constelación de 200 satélites. A los efectos de aplicar los cálculos presentados anteriormente y en la solicitud de referencia núm. 656,111, el área de una zona típica (distinta de las zonas polares) se toma como 3,000,000 millas cuadradas, y el área de la Tierra, menos las zonas polares, se toma como aproximadamente 168,000,000 millas cuadradas para que cada zona represente alrededor del 1.8 % de la superficie de la Tierra, lo que significa que en promedio habrá 3½ satélites en cada zona (200×0.018). Por el contrario, la posibilidad de que una zona en particular no contenga al menos un satélite es $0.982^{200} = 0.025$ (es decir, aproximadamente 1 de cada 40). Sin embargo, un nodo en la Tierra todavía “verá” en promedio al menos 10 satélites en un momento dado, con una probabilidad de aproximadamente cuatro en un millón de que no verá al menos un satélite. En consecuencia, la probabilidad de poder completar con éxito las transmisiones de datos entre nodos terrestres y al menos uno de los 200 satélites de órbita aleatoria será la misma que en los sistemas de radio satelital anteriores del inventor. El módulo de creación de ruta 46 de cada satélite

almacena información de latitud y longitud que define los límites de las zonas y los identificadores de zona. En consecuencia, el circuito de creación de ruta en un satélite puede calcular qué zona particular ocupa ese satélite en un instante dado. Extender los límites de las zonas templadas ZTN y ZTS para extender una cierta distancia hacia las regiones polares respectivas no afecta sustancialmente estos cálculos.

La FIGURA 8 ilustra una pluralidad de satélites en órbita S ubicados sobre una porción de la superficie de la Tierra entre Uyo, Nigeria y Letye, Filipinas en un instante particular. Se debe entender que la distribución de satélites que se muestra en la FIGURA 8 cambiará con el tiempo, y debido a que las órbitas de los satélites no están controladas, el número en cualquier momento dado puede ser mayor o menor que el que se representa. En otras palabras, los satélites salen y entran en una zona particular a lo largo del tiempo, y una característica importante de los sistemas descritos en la presente descripción es que pueden crear enlaces de radio satélite a satélite a pesar de que los satélites se mueven entre sí y con la Tierra en una manera esencialmente aleatoria. La distribución de satélites que se representa en la FIGURA 8 se basa nocionalmente en una constelación de 200 satélites, en donde cada satélite conoce los parámetros orbitales de los demás según la descripción anterior, con los satélites en los planos orbitales como se discutió en relación con la FIGURA 4. El sistema de zona/matriz para la creación de enlaces de radio entre satélites se discutirá en el contexto de proporcionar una ruta para las comunicaciones de datos en las aproximadamente 8,000 millas desde Uyo a Leyte.

Las siguientes descripciones de sistemas y métodos de creación de rutas hacen algunas suposiciones para ayudar a comprender los principios involucrados. La primera suposición es que un nodo de estación terrestre en Uyo usa una construcción de antena como la que se muestra en la FIGURA 6. Por ejemplo, las estaciones terrestres tendrán múltiples antenas parabólicas direccionales que apuntan hacia arriba en todas las direcciones, y cada antena incorporará preferentemente múltiples alimentaciones para un reflector dado. Igualmente, los satélites tendrán múltiples antenas direccionales de construcción similar para transmitir y recibir en todas las direcciones, al menos en implementaciones en las que no se conocen las altitudes de los satélites. Para comenzar, la estación terrestre en Uyo transmitirá una comunicación de datos desde todas sus antenas. En la presente modalidad, la transmisión de datos estará en forma de paquete con información de dirección que designa el destino de la transmisión. La dirección incluirá la dirección personal de una persona receptora en Leyte (similar a la forma familiar de dirección de correo electrónico usada actualmente) y la longitud y latitud de la estación terrestre de Leyte que sirve a esa persona. Si la información de

longitud y latitud está en décimas de segundo de arco, la ubicación se conocerá dentro de unos 10 pies.

Con antenas direccionales como las descritas anteriormente, una señal de radio transmitida desde la estación terrestre de Uyo será recibida por al menos un satélite a la vista de la estación terrestre, que continúa transmitiendo desde todas sus antenas hasta que recibe una señal de confirmación de enlace por al menos un satélite. Esta señal de enlace puede incluir información adicional, tal como la distancia del satélite receptor desde la estación terrestre de Uyo o la intensidad de la señal de radio recibida desde la estación terrestre de Uyo, que puede usarse por la estación terrestre para seleccionar cuál de los múltiples satélites que recibieron la transmisión debe iniciar el proceso de creación de ruta/transmisión de datos. La estación terrestre usa la alimentación de antena en la que recibió la señal de enlace seleccionada para cargar la transmisión de datos. El presente ejemplo supone que el satélite S_{16} en la FIGURA 8 comprende el primer satélite en la ruta de radio a Leyte. La siguiente suposición es que solo los satélites representados en la banda de zonas ZEN16, ZEN1, ZEN₂, ZEN3, ZEN₄, ZEN5 y ZEN6 serán considerados para su inclusión en la ruta. Esta suposición se hace únicamente para simplificar la descripción de las etapas involucradas en la creación de la ruta, pero será claro para los expertos en la técnica que la creación de la ruta de acuerdo con el sistema de zona/matriz no se limita al uso de satélites dentro de un área particular entre ubicaciones terrestres de origen y destino.

La importancia de los sistemas de zona/matriz descritos en la presente descripción puede apreciarse comparándolos con técnicas conocidas para ensamblar rutas a través de redes de malla terrestre de múltiples nodos. La técnica anterior describe enfoques computacionales capaces de calcular rutas desde cualquier nodo dado a cualquier otro nodo en tales redes. Uno de tales enfoques usa el principio de optimización de Bellman para determinar las rutas óptimas desde los nodos de origen a los nodos de destino en las redes terrestres, tal como las descritas en las patentes de Estados Unidos del inventor núm. 5,793,842 y núm. 6,459,899. (Un enlace “óptimo” puede significar uno con la intensidad de señal más alta, la distancia más corta, la relación señal/ruido más alto o cualquier otra propiedad seleccionada para reflejar la idoneidad de dos enlaces entre sí). Este tipo de enfoques al menos en teoría están disponibles para determinar una ruta óptima de un satélite a otro, un satélite lejano en la constelación de 200 satélites del sistema actual (tal como de Uyo a Leyte). Sin embargo, requerirían considerar todos los enlaces posibles de satélite a satélite para su inclusión en tal ruta. Si bien algunos de los enlaces calculados de satélite a satélite pueden descartarse de la consideración como parte de una posible ruta de múltiples satélites, por ejemplo, si un enlace potencial implicaría

un par de satélites demasiado lejos para comunicarse entre sí, todos los 200 satélites aún deben considerar la lógica de creación de ruta como candidata para su inclusión en tal ruta. Ese enfoque se complica aún más porque, a diferencia de las redes terrestres, los nodos satelitales se mueven a aproximadamente 15,000 millas por hora, por lo que los satélites que se usarán para una ruta en particular deben identificarse lo suficientemente rápido como para permitir la transmisión antes de que se muevan desde las posiciones para las cuales se calculó la ruta. Junto con el hecho de que un sistema viable tendrá que soportar la creación simultánea de rutas entre múltiples destinos, será evidente que un método de creación de ruta que implica la consideración de todos los satélites en la constelación probablemente no sea factible. Del mismo modo, dado que la creación de ruta en el sistema actual depende del uso de un número suficiente de satélites para proporcionar una alta probabilidad de que los enlaces satélite a satélite estén disponibles para todas las rutas posibles, el cálculo no puede simplificarse reduciendo el número de satélites en la constelación.

1. Sistema de Zona/Matriz Completa

La implementación del sistema de zona/matriz descrito aquí se basa en el hecho de que el módulo GNSS 44 en el satélite S_{16} , que puede denominarse más generalmente como el nodo de enrutamiento inicial, conoce la posición del satélite y su módulo de creación de ruta 46 puede determinar la distancia y la dirección a todos los demás nodos satelitales en la constelación de 200 satélites, así como también la zona que ocupa. Por lo tanto, puede identificar qué satélites son candidatos para su inclusión en una ruta a Leyte. La FIGURA 9 ilustra una matriz construida por el software del módulo de creación de ruta en el satélite S_{16} que incluye las posiciones relativas de todos los satélites que se muestran ocupando la banda de 0° a 30° N, incluidas las zonas ZEN₁₆, ZEN₁, ZEN₂, ZEN₃, ZEN₄, ZEN₅ y ZEN₆. La matriz incluye entradas para las distancias en millas entre los 22 satélites en la banda de interés que comienzan con el satélite inicial S_{16} y luego se enumeran generalmente en orden, en dirección este, comenzando con el satélite S_{26} y terminando con el satélite S_{163} , siendo este el más cercano a la estación terrestre de Leyte, que será determinado por el satélite S_{16} como el término de la ruta de comunicación. Para mayor claridad de la ilustración, las distancias que se muestran en la FIGURA 9 son aproximadas, algunos de los kilómetros entre los satélites se omiten para mayor claridad. Aunque también se omite de la FIGURA 9 para facilitar la ilustración, cada entrada en la matriz incluye además la zona ocupada por los satélites en el momento en que la matriz es construida por el módulo de creación de ruta en el satélite S_{16} .

Al dividir la superficie de la Tierra en zonas y cargar los límites de las zonas a todos los satélites, el número de cálculos puede reducirse sustancialmente, incluso mediante el uso de enfoques conocidos

para la creación de rutas a través de los nodos distribuidos en el presente ejemplo, el software de creación de rutas en el satélite S_{16} determina las zonas a las que se aplicará el método de determinación de la ruta limitada “dibujando” una línea de enrutamiento a la zona en la superficie terrestre donde se encuentra la estación terrestre de destino. Luego, el método se aplica construyendo una matriz como la de la FIGURA 9 con entradas para todos los satélites en las zonas en la dirección a lo largo de la línea hasta el destino, más una zona en la dirección opuesta. En el presente ejemplo, una línea desde Uyo a Leyte atraviesa las zonas ZEN1, ZEN2, ZEN3, ZEN₄, ZEN5 y ZEN6, y la matriz incluye todos los satélites en esas zonas, más la zona ZEN16 en la dirección opuesta. De esta forma, el número de posibles enlaces interesatelitales se reduce a $21 \times 21 (= 241)$, o alrededor del 0.6 % del número requerido para trabajar con una matriz de $200 \times 200 (= 40,000)$. Tenga en cuenta que cada enlace debe considerarse dos veces, una vez desde un satélite SL a un satélite SR, y luego desde el satélite SR al satélite SL, ya que la lógica de creación de ruta deberá tener en cuenta la naturaleza bidireccional de los enlaces potenciales satélite a satélite. Incluirlos en la matriz dos veces reducirá el número de cálculos necesarios para construir las subrutas de enlace a enlace. Como se indicó anteriormente, muchos de los enlaces potenciales pueden descartarse en última instancia mediante el uso de diversas estrategias, tal como filtrar aquellos que exceden una distancia predeterminada entre los satélites en un enlace dado, pero aun así deben calcularse.

En una variación de este enfoque, la matriz puede incluir información adicional que el software de creación de rutas puede usar para aumentar la probabilidad de crear los enlaces necesarios de satélite a satélite requeridos para completar una transmisión de datos a un satélite que puede descargarla a la estación terrestre de Leyte. En una de tales variaciones, la matriz no solo incluye la distancia entre satélites, sino también sus velocidades relativas entre sí y la dirección en la que se mueven (por ejemplo, uno hacia el otro o apartándose entre sí). El módulo de creación de rutas en el satélite puede tener en cuenta esa información al calcular rutas al destino final de la transmisión de datos. En una modalidad preferida, la matriz que se muestra en la FIGURA 9 se actualiza a intervalos, digamos cada 10 segundos, para tener en cuenta el movimiento de los satélites. Durante la creación de la ruta en los métodos de zona/matriz descritos en la presente descripción, cada satélite que recibe un mensaje de enrutamiento transmite una señal de confirmación de enrutamiento al satélite desde el que recibió el mensaje de enrutamiento. El satélite que recibe la señal de confirmación de enrutamiento almacena la antena (o alimentación de antena; consulte la FIGURA 6) en la que recibió la señal de confirmación de enrutamiento para su uso en la transmisión de los paquetes de datos entre los satélites a lo largo de una ruta particular.

Para resumir, cuando el satélite S_{16} recibe la transmisión de datos desde la estación terrestre de Uyo, calcula la ruta de satélite a satélite a la estación terrestre de Leyte en función de la información de dirección de latitud y longitud incluida en la transmisión de datos. Al limitar el número de cálculos requeridos para determinar todas las rutas posibles, las rutas pueden determinarse de forma prácticamente instantánea, o al menos lo suficientemente rápido como para que no se produzcan retrasos perceptibles en la transmisión de los datos a su destino. (Esto también limita la cantidad de capacidad de cómputo del módulo de creación de ruta necesaria para crear una ruta dada, dejando suficiente sobrecarga para calcular otras rutas en las que el satélite es un nodo candidato). Si los dos primeros satélites en una ruta son S_2 y S_{67} , el módulo de movimiento de datos 48 del satélite S_{16} envía el paquete de transmisión de datos que recibió de la estación terrestre Uyo al satélite S_2 , en la antena (o alimentación de antena) que almacenó durante la creación de la ruta, junto con una señal de direccionamiento que indica al satélite S_2 que lo envíe a su vez al satélite S_{67} , etcétera. Cada mensaje de enrutamiento puede incluir la ubicación del siguiente nodo de satélite en la ruta para eliminar la necesidad de que el satélite receptor calcule la ubicación del próximo satélite. Cuando la estación terrestre de destino recibe la transmisión de datos completa, devuelve un mensaje de confirmación a la estación terrestre de origen a través de una ruta de satélite a satélite creada de acuerdo con cualquiera de los métodos descritos en la presente descripción.

En una variación de esta modalidad, el módulo de creación de ruta del nodo receptor inicial calcula varias rutas a la estación terrestre de destino. Dado que una transmisión dada de datos de múltiples paquetes incluirá información sobre el orden correcto de los paquetes, pueden ensamblarse en la estación terrestre de destino incluso si llegan fuera de servicio. Esto aumentará la probabilidad de que se reciba una transmisión de datos completa en la estación terrestre de destino, aunque los satélites no estén limitados a órbitas particulares. Puede proporcionarse confiabilidad adicional aplicando técnicas de codificación de errores bien conocidas a los paquetes de datos.

También se apreciará que las zonas pueden “dibujarse” o “volver a dibujarse” cargando la información desde las estaciones terrestres de manera similar a la forma en que los parámetros orbitales de los satélites se distribuyeron por toda la constelación como se describió anteriormente. Los satélites pueden además distribuir definiciones de límites de zona entre ellos, también de la manera descrita anteriormente. Cada ruta se determina en función de la ubicación de la estación terrestre de destino con relación a la ubicación del nodo inicial en la ruta. Las zonas particulares que se usarán para construir una matriz como la de la FIGURA 9 se determinarán sobre la misma base. El presente ejemplo usa la distancia entre satélites para ensamblar rutas preferidas, pero la matriz de

la FIGURA 9 puede basarse en otras propiedades de los posibles enlaces de satélite a satélite, tal como la intensidad de la señal, la relación señal/ruido, la velocidad relativa de los satélites (como ya se señaló), o cualquier combinación de dos o más de tales parámetros. La computadora en el satélite luego calcula una cifra cuantitativa de mérito para cada enlace en función de los valores en la matriz para cada enlace potencial. Otra característica de los sistemas satélite a satélite descritos en esta y en las siguientes secciones es que la distribución de las antenas de los satélites para transmitir y recibir al menos una porción del espacio esférico que rodea a cada satélite facilita la adaptación del haz entre satélites si están ligeramente a diferentes altitudes debido a que sus órbitas son ligeramente no circulares en el despliegue, a través de la decaída orbital, o si fueron desplegados a diferentes altitudes por diferentes vehículos de lanzamiento. Esta capacidad se mejora aún más si algunos o todos los satélites incluyen antenas de alimentación múltiple como las descritas en relación con la FIGURA 6. Las antenas pueden disponerse para transmitir y recibir sobre una porción predeterminada de un satélite si está equipado con control de altitud. En otra adaptación, el conocimiento de un satélite en particular de su propia ubicación y la ubicación de un satélite desde el que recibió una señal de radio permitirá al satélite receptor determinar su altitud en función de una o más antenas (o alimentación de antenas) en las que se recibió la señal de radio. Esta información puede usarse por el módulo de creación de ruta para determinar qué antena(s) o alimentación(es) de antena usar para transmitir señales de radio a otros satélites o a estaciones terrestres. Esta adaptación puede usarse en satélites con o sin control de altitud.

2. Sistema de Zona/Matriz Limitada

Este método de creación de ruta disminuye aún más el número de cálculos al considerar un primer grupo de zonas por separado. En este ejemplo, el satélite S_{16} ensambla una matriz de distancia 8×8 definida de los satélites en las tres primeras zonas ZEN16, ZEN1 y ZEN2, específicamente en sí y los satélites S26, S102, S42, S2, S_{67} , S25, S17 y S63. Esta matriz se muestra mediante las líneas más gruesas en la FIGURA 9. El software de creación de ruta adecuado en el satélite S_{16} se usa para calcular subrutas preferidas para todos los demás satélites en las zonas ZEN16, ZEN1 y ZEN2. Como antes, los criterios para una subruta de enlaces múltiples adecuada pueden ser uno o más parámetros, tal como la distancia combinada de los enlaces en la subruta, la calidad de los enlaces de satélite a satélite según lo indicado por una cifra cuantitativa de mérito basada en factores como la intensidad de la señal, la dirección del vector de velocidad relativa entre dos satélites particulares, etc.

La siguiente etapa en el método de zona/matriz limitada es eliminar de la consideración todas las subrutas que terminan en los nodos de la zona a lo largo de la línea de enrutamiento en la dirección

opuesta a la estación terrestre de destino, que en el presente ejemplo constituye los satélites S_{102} y S_{26} en la zona ZEN16. Esta estrategia reduce el número de cálculos que se requerirán a medida que el proceso de creación de ruta avance hacia la zona ZEN6, aunque existe una pequeña posibilidad de que tales subrutas se hayan determinado subsecuentemente como parte de una subruta preferida a otros satélites en las zonas aguas abajo durante las etapas subsecuentes en el proceso. Sin embargo, se cree que la probabilidad de que el método identifique tal subruta es lo suficientemente baja como para que sea improbable que tales subrutas se hayan incluido en una ruta final potencial. En este ejemplo, en el que el criterio para la inclusión en una ruta es la distancia mínima, no habría subrutas de enlaces múltiples desde S_{16} a cualquiera de S_2 o S_{42} , ya que todas las otras subrutas que involucran S_{102} o S_{26} serían más largas que el enlace directo de S_{16} a S_2 o el enlace directo de S_{16} a S_{42} . Si se usara otro parámetro, tal como la intensidad de la señal, la subruta a S_{42} a través de S_2 podría preferirse a un enlace directo a S_{42} o a una subruta a S_{42} que podría incluir a S_{102} .

El proceso de creación de ruta procede después de la siguiente manera:

- El satélite S_{16} identifica subrutas preferidas de las subrutas que terminan en satélites en las zonas ZEN1 y ZEN2 seleccionado en las etapas anteriores a todos los satélites en la siguiente zona ZEN3 a lo largo de la línea de enrutamiento hacia la zona de destino (ZEN6).
- El satélite S_{16} identifica subrutas preferidas de las subrutas que terminan en satélites en las zonas ZEN2 y ZEN3 de todos los satélites en la siguiente zona ZEN4 a lo largo de la línea de enrutamiento hacia la zona de destino. Las subrutas que terminan en la zona ZEN1 (la zona a lo largo de la línea de enrutamiento en la dirección opuesta a la estación terrestre de destino) no se consideran.

El proceso continúa de esta manera de una zona a otra a lo largo de la línea de enrutamiento hacia el nodo de destino, en este caso el satélite S_{163} en la zona ZEN6. En cada etapa, el nodo satélite inicial (S_{16}) calcula subrutas de una zona a la siguiente en la dirección de la zona de destino, mientras que elimina de la consideración cualquier subruta que termine en la zona. El circuito de creación de ruta en el satélite inicial se ensambla de esta manera a partir de las diversas subrutas preferidas que identifica durante el proceso de creación de ruta al menos una ruta preferida a la estación terrestre de destino, y luego usa una o más de las rutas preferidas para transmitir los paquetes de datos a la estación terrestre de destino. Como se indicó, cuando la estación terrestre de destino recibe la transmisión de datos completa, devuelve un mensaje de confirmación a la estación terrestre de origen a través de una ruta de satélite a satélite creada de acuerdo con cualquiera de los métodos descritos en la presente descripción. En consecuencia, en este método de zona/matriz limitada, la matriz de satélites que debe considerarse en cada etapa se limita a los satélites en tres zonas a la vez, en lugar

de todos los satélites en todas las zonas como en el sistema de zona/matriz completa, reduciendo así sustancialmente el tiempo requerido para calcular una o más rutas preferidas a la estación terrestre de destino.

3. Sistema de Zona/Matriz de Retención Dinámica

- 5 Este método de creación de ruta se usa junto con el sistema de zona/matriz completa o el sistema de zona/matriz limitada descritos anteriormente. En esos sistemas, un nodo de satélite inicial recibe de una estación terrestre de origen paquetes de transmisión de datos con la información de dirección usada por el nodo inicial para crear una o más rutas a una estación terrestre de destino. El nodo de satélite inicial retiene los paquetes de datos hasta que se ensamblan las rutas, lo que debería ser muy
- 10 poco tiempo mediante el uso de los métodos descritos en la presente descripción. El satélite inicial (S_{16} en el presente ejemplo) transmite después los paquetes de datos a un primer satélite en cada ruta. Cuando ese satélite recibe los datos con éxito, envía una señal de acuse de recibo al satélite transmisor. Esta transmisión de datos y acuse de recibo continúa de satélite en satélite en la ruta hasta que el último satélite de la ruta acusa recibo de la transmisión de datos.
- 15 Sin embargo, una característica destacada de ciertos aspectos de la presente invención es su dependencia de las probabilidades de crear rutas de larga distancia mediante el uso de satélites que no están controlados en cuanto a su ubicación u orientación una vez que están en el aire. Esto permite desplegar grandes constelaciones de nodos de enlace satelital a un costo muy bajo. Debido a ese paradigma, puede haber ocasiones en que la naturaleza del sistema dificulta que un nodo de satélite
- 20 establezca comunicación con otro. Por la naturaleza del sistema, esto debería ser temporal, ya que otro nodo probablemente estará disponible en poco tiempo. Los sistemas de matriz descritos anteriormente pueden dar cuenta fácilmente de tales ocurrencias.
- Como se indicó, cada vez que un satélite envía un paquete de datos al siguiente nodo del sistema, este escucha una señal de acuse de recibo. El satélite puede intentar varias transmisiones mientras
- 25 que mantiene el paquete de datos, pero si después de un número predeterminado de intentos todavía no hay acuse de recibo, el satélite en la ruta que contiene los paquetes de datos simplemente calculará una nueva ruta al destino por uno del método de zona/matriz completa o del método de zona/matriz limitada (u otro método descrito en la presente descripción). Esto puede ocasionar demoras breves hasta que la estación terrestre de destino reciba toda la transmisión de datos, pero se cree que serán
- 30 lo suficientemente cortos como para ser sustancialmente indetectables. Cuando la estación terrestre de destino recibe la transmisión de datos completa, devuelve un mensaje de confirmación a la estación terrestre de origen a través de una ruta de satélite a satélite creada de acuerdo con cualquiera

de los métodos descritos en la presente descripción. Aunque esto alertará al remitente de que la entrega de su mensaje podría haberse retenido en algún momento de su transmisión al destino previsto, también se anticipa que la mayoría de los usuarios tolerarán tiempos de transmisión más largos a cambio de tener acceso al correo electrónico y otros formularios de comunicación hasta el momento no disponible en áreas no desarrolladas.

4. Sistema de Zona/Matriz Variable

En otra modalidad, las zonas son dibujadas por el nodo de satélite inicial después de recibir los paquetes de transmisión de datos que contienen la información de la dirección de destino. En esta variación en los diversos sistemas de zona/matriz descritos anteriormente, los módulos de creación de ruta de todos los satélites incluyen un software que establece los límites de las zonas que se usarán para implementar el sistema de creación de ruta particular que se usará para transmitir los datos a la estación terrestre de destino. Este método de creación de ruta puede tener en cuenta factores tales como la cantidad de satélites en una zona potencial y las distancias entre satélites en zonas adyacentes para maximizar la probabilidad de crear una ruta exitosa. En una implementación preferida de este método, cada satélite que recibe la transmisión de datos dibuja sus propios límites de zona para el resto de la ruta a la estación terrestre de destino.

Un satélite inicial puede “dibujar” zonas en cualquier forma o tamaño apropiado. Por ejemplo, la primera zona podría ser un círculo de 2000 millas de diámetro centrado en un satélite inicial, y cada zona siguiente podría ser un círculo similar que se superponga en aproximadamente 500 millas con el primer círculo (a lo largo de una línea que conecta sus centros), y así sucesivamente a un satélite de destino. Los círculos (u otras formas) se dibujan de manera que el área de solapamiento sea suficiente para proporcionar un cierto número de satélites en la región de solapamiento. El módulo de creación de ruta está programado para calcular de acuerdo con una probabilidad predeterminada de que un número dado de satélites (o un intervalo dado de números) permita que se realice una coincidencia de haz exitosa de al menos un satélite en una zona particular a al menos un satélite en una región de solapamiento de esa zona y una zona adyacente. En otras palabras, el satélite inicial considerará la cantidad de satélites en regiones de solapamiento a lo largo de la línea de enrutamiento y proporcionará zonas con regiones de solapamiento que tengan áreas que tengan en cuenta la cantidad de satélites en cada región. Las zonas pueden tener diferentes tamaños en dependencia del número de satélites en las regiones de solapamiento en el momento particular en que se crea la ruta. El satélite inicial dará a las zonas y a las matrices usadas identificadores únicos para crear una ruta al satélite de destino que se ensamblarán como se discutió anteriormente en base a cualquiera de los

métodos de zona/matriz ya descritos en una variación, los límites de la zona pueden cambiarse durante el proceso de creación de ruta si cambia la distribución de los satélites entre el satélite inicial y el satélite de destino. Además, una etapa particular en el proceso de creación de ruta elegido puede resultar en dibujar una nueva línea de ruta que se desvía de la línea de ruta dibujada originalmente.

5 C. Sistema de Zona/Dirección para la Creación de Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

La FIGURA 8 se usará para ilustrar este método de zona de transmisión de datos, que también usa una infraestructura satelital en la que todos los satélites almacenan información orbital que define la órbita de todos los demás satélites. Con esta información, un satélite sabrá la dirección exacta en la que se transmiten las señales de radio; es decir, su módulo de movimiento de datos 48 elegirá el
10 módulo o módulos de antena desde los cuales transmitir los datos hacia otro satélite. Como se indicó anteriormente, este método se describirá en relación con la transmisión de datos desde Uyo, Nigeria a Leyte, Filipinas, a unas 8000 millas de distancia.

Como antes, se supone que el satélite S₁₆ es el nodo de enrutamiento inicial que ha recibido una transmisión de datos desde la estación terrestre de Uyo para su transmisión al satélite S₁₆₃ más
15 cercano a la estación terrestre en Leyte. En este método de creación de ruta, el nodo de satélite inicial S₁₆ determina si hay algún satélite en la siguiente zona adyacente hacia la estación terrestre de destino, que en el presente ejemplo es la zona ZEN₂. El satélite S₁₆ envía después la transmisión de datos a los satélites S₆₇, S₁₇, S₆₃ y S₂₅ mediante el uso de la alimentación de antena adecuada (ver la FIGURA 6). Los satélites que reciben con éxito los datos devuelven una señal de acuse de recibo al
20 satélite S₁₆. Cada satélite en la zona ZEN₂ que recibió la transmisión de datos la envió después a los satélites en la siguiente zona ZEN₃, y espera una señal de acuse de recibo. El proceso se repite en sí hasta que uno o más satélites reciban los datos en la zona ZEN₅ adyacente a la zona ZEN₆ donde el satélite de destino S₁₆₃ se encuentra. Los satélites en la zona ZEN₅ que han recibido la transmisión de datos la dirigen hacia el satélite S₁₆₃ y, tal como antes, esperan un acuse de recibo de que se
25 recibió con éxito.

Este método de creación de ruta requiere menos cálculos que los métodos de matriz descritos en la sección anterior, pero en la práctica podría ser menos confiable en términos de minimizar cualquier demora en completar las transmisiones de datos a sus satélites de destino final. Por ejemplo, cualquiera de los satélites en la ruta puede tener que enviar una transmisión de datos varias veces
30 antes de recibir un acuse de recibo de otro satélite. Como se indicó anteriormente, una cierta cantidad de retraso podría ser una consecuencia aceptable de tener acceso a comunicaciones electrónicas con ubicaciones geográficas muy distantes que hasta ahora no estaban disponibles para los usuarios en

partes menos desarrolladas del mundo. Sin embargo, disminuye la utilidad del sistema si los mensajes se retrasan demasiado o si no se transmiten en demasiados casos.

Hay una serie de estrategias que pueden emplearse para minimizar la posibilidad de que surjan esos problemas. Una forma sería que cada satélite en la ruta que tiene una transmisión de datos a bordo
5 intente enviarlo a satélites cercanos en otras zonas si no ha recibido una señal de acuse de recibo de los satélites a los que inicialmente dirigió los datos. Por ejemplo, si el satélite S25 no ha recibido una señal de acuse de recibo de ninguno de los satélites en la zona ZEN3 dentro de un tiempo predeterminado, intentará enviarlo al satélite S52 en la zona ZES3.

En una variación de este sistema de zona/dirección, el nodo de satélite inicial dibuja las zonas
10 después de recibir los paquetes de transmisión de datos que contienen la información de la dirección de destino de la manera descrita anteriormente en relación con el sistema de zona/matriz variable. Es decir, los módulos de creación de ruta de todos los satélites establecen los límites de las zonas que se usarán para implementar el sistema de creación de ruta particular que se usará para transmitir los datos a la estación terrestre de destino. Igualmente, las computadoras satélites tomarán en cuenta
15 factores tales como el número de satélites en una zona potencial y las distancias entre los satélites en zonas adyacentes para maximizar la probabilidad de crear una ruta exitosa. En una implementación preferida de este método, cada satélite que recibe la transmisión de datos dibuja sus propios límites de zona para el resto de la ruta a la estación terrestre de destino.

D. Sistema de Vector/Dirección para la Creación de Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

En esta modalidad, cada satélite conoce su propia ubicación latitudinal/longitudinal, pero no conoce
20 los parámetros orbitales de los otros satélites. En consecuencia, en el ejemplo usado anteriormente, el satélite S16 no conoce la ubicación de ningún otro satélite en la constelación, pero sí sabe la dirección hacia la cual recibió la transmisión de datos desde la estación terrestre de Uyo. Como ya se indicó, las probabilidades sugieren que, en una constelación de 200 satélites, al menos 40 satélites
25 estarán en línea de visión con un satélite determinado en todo momento. Del mismo modo, dada la naturaleza aleatoria de la distribución de los satélites dentro de la constelación, algunos de ellos estarán entre la ubicación actual del satélite S16 y el destino final de la transmisión de datos.

En consecuencia, el satélite puede usar las antenas o alimentación de antenas (ver FIGURA 6) para
inundar una extensión predeterminada de la región en el área espacial entre él y la estación terrestre
30 de destino con transmisiones de datos, incluida la ubicación de su estación terrestre de destino. Como ejemplo, el satélite calcularía la dirección (en tres dimensiones) hacia la estación terrestre de Leyte e inundaría una región que abarca 60° en un plano paralelo a la superficie de la Tierra (el plano x-y)

y 30° en una dirección de arriba a abajo normal a la superficie terrestre (el eje z). La última región, en la dirección z, explicará las variaciones en la altitud del satélite, que pueden haber ocurrido debido a la decaída orbital. Si los satélites se distribuyen como se muestra en la FIGURA 8, uno o ambos satélites S63 y S25 podrían recibir la transmisión de datos y devolver una señal de acuse de recibo.

- 5 Si el satélite S25 recibiera los datos, a su vez inundaría una región similar, de manera que los satélites S7, S52 y S47 podrían recibir la transmisión. Esta transmisión paso a paso ocurre hasta que uno o más satélites reciben los datos dentro de la línea de visión de la estación terrestre de Leyte, a la cual el satélite descarga la transmisión de datos. Como es el caso en todos los métodos de transmisión de datos descritos en la presente descripción, la estación terrestre de destino devuelve un mensaje de confirmación a la estación terrestre de origen a través de una ruta de satélite a satélite cuando la estación terrestre de destino recibe la transmisión de datos completa.

IV. Otras Modificaciones y Variaciones

- En esta sección se discuten modificaciones, variaciones y adiciones a los sistemas descritos anteriormente que pueden mejorar la confiabilidad y aumentar la velocidad de las transmisiones de datos entre estaciones terrestres, así como también agregar utilidad a los sistemas de otras maneras.

A. Satélites Giratorios

Como ya se discutió, el diseño de un sistema de malla de radio satelital de acuerdo con la descripción anterior implica innumerables concesiones entre una amplia variedad de parámetros.

- 20 Dos parámetros particulares que trabajan con propósitos cruzados, y en consecuencia requieren una selección acertada, son los anchos de haz de las señales de radio transmitidas por las antenas y la potencia (ganancia) de las antenas. Por un lado, un mayor ancho de haz aumentará la probabilidad de que se pueda crear una coincidencia de haz, pero un mayor ancho de haz reduce la ganancia de la antena. Por el contrario, un haz más estrecho aumentará la ganancia de la antena, pero reducirá la probabilidad de crear una coincidencia de haz entre los nodos. Esta concesión es particularmente importante en los nodos satélites porque la configuración de la antena satelital debe tener en cuenta las restricciones en cuanto al peso y tamaño de los satélites, lo que limita el número de antenas que puede transportar el satélite, y la energía eléctrica disponible desde las baterías a bordo. También es conveniente aumentar el número de posibles coincidencias de haz entre nodos, ya que algunos haces de radio pueden debilitarse al rozar la superficie de la Tierra, lo que puede bloquear parcialmente la señal antes de que llegue a un nodo receptor.

Lograr el equilibrio adecuado entre el ancho del haz y la ganancia de la antena es importante para el funcionamiento eficiente de un sistema de satélite de órbita aleatoria. Tal sistema se basa en la

probabilidad estadística de que las rutas puedan crearse mediante el uso de satélites en órbita aleatoria para crear y seleccionar rutas. Típicamente, las antenas de los satélites apuntan hacia el espacio —entre sí y hacia la Tierra— para permitir el establecimiento de enlaces entre nodos. Una propiedad fundamental del sistema es su dependencia de las señales de enrutamiento y las transmisiones de datos con suficiente intensidad para llegar a otros nodos (estaciones terrestres y satélites). El sistema depende de que tenga suficientes satélites en órbita y realice las concesiones de diseño adecuadas, incluido el ancho del haz frente a la ganancia, para aumentar la probabilidad de que se pueda crear una ruta adecuada entre dos estaciones terrestres a través de uno o más satélites. Sin embargo, puede haber instalaciones del sistema en las que se pueda lograr una mejor transmisión de datos por una ruta de múltiples satélites si se aumenta la probabilidad de crear enlaces de alta calidad entre satélites.

La presente modalidad usa satélites giratorios alrededor de un eje, lo que, tal como se explica en la presente descripción, aumenta la posibilidad de que se pueda crear una ruta con enlaces y subrutas de alta calidad mediante el uso de uno o más satélites. Como se explica a continuación, el uso de satélites giratorios permite reducir el ancho del haz, con un aumento correspondiente en la ganancia. Una configuración de satélite ilustrativa usa 25 antenas que cubren aproximadamente el 60 % de la superficie de un satélite esférico. En consecuencia, una estimación aproximada de la probabilidad de que un haz de radio transmitido por tal satélite sea recibido por otro satélite similar sería alrededor del 36 % (0.6×0.6). Los expertos en la técnica apreciarán que esto es solo una estimación, ya que los haces de radio tendrán lóbulos laterales que aumentarán la probabilidad de que se cree un enlace en cierta medida. Si el diámetro del satélite se duplica, el diámetro d de las antenas de los discos parabólicos usados puede también duplicarse. Por la ecuación $a = (k \times y) / d$, la mitad del ancho del haz de potencia (HPBW) se reducirá a la mitad. Aunque el área del haz será solo $\frac{1}{4}$ tan grande, la ganancia de la antena aumentará en un factor de cuatro, o aproximadamente 6 dB. Por otro lado, la probabilidad de una coincidencia de haz entre satélites se reduce a aproximadamente 2 % ($36\% \times (\frac{1}{4})^2$).

En la presente modalidad, el establecimiento de enlaces de radio por emparejamiento de haz entre satélites se mejora mediante el uso de satélites que se despliegan en órbita girando deliberadamente alrededor de un eje de rotación. En una implementación, los propios satélites tienen los mismos componentes que el satélite representado en las FIGURAS 2 y 3 y descritos en el texto anterior asociado con ellos.

La velocidad angular de los satélites será relativamente alta. Con el fin de ilustrar el funcionamiento de un sistema típico que usa satélites giratorios, se asumirá que los satélites se despliegan con una velocidad angular $\omega = 2\pi$ rad/s (60 rpm). Los expertos en la técnica entenderán que este ejemplo no pretende ser limitante y que está dentro del alcance de esta descripción emplear cualquier velocidad angular efectiva para establecer rutas de radio como se describe y reivindica en la presente descripción. La orientación del eje de rotación no se controlará, pero los principios de la física dictan que cada satélite asumirá un eje de rotación a través de su centro de masa y el eje de rotación sufrirá una precesión alrededor de la velocidad angular ω . Sin embargo, la orientación del eje de rotación en un momento dado no afecta la creación de enlaces de radio, tal como se verá en la discusión que sigue.

Los satélites giratorios aumentan la probabilidad de que otro satélite reciba un haz de radio transmitido porque las antenas de satélites “barren” un área a medida que el satélite gira. Esto puede entenderse considerando el satélite S_w que se muestra en la FIGURA 10A, que es una sección transversal esquemática del satélite a través del “Ecuador”, correspondiente al Ecuador 16 del satélite 10 en la FIGURA 2. En este ejemplo, el satélite S_w comprende cinco antenas $12_1, 12_2, 12_3, 12_4$ y 12_5 , cada una con un HPBW de 35° , dispuestas igualmente alrededor de su Ecuador 16 y girando alrededor del eje z a una velocidad angular ω . Una ubicación remota RL del satélite y situada en el plano del Ecuador “verá” cinco antenas a medida que el satélite gira durante una revolución completa. Se debe entender que este número puede ser diferente para ubicaciones que no están en el plano ecuatorial, pero el principio aún se mantiene, también se apreciará que el número puede aumentar o disminuir debido a la precesión sobre el eje de rotación, pero la mayoría de las ubicaciones remotas del satélite (incluidas las estaciones terrestres) aún verán varias antenas a medida que el satélite gira. En consecuencia, un segundo satélite con su plano ecuatorial en el plano ecuatorial del primer satélite S_w , la probabilidad de poder crear un enlace de radio con un aumento de ganancia de 6 dB sobre el ejemplo de satélite en movimiento anterior es de aproximadamente 10 % (5 antenas x 2 % para cada antena). La probabilidad de crear una coincidencia de haz con una antena de estación terrestre aumenta igualmente.

Se debe entender que esta es una representación altamente idealizada, que ignora factores tales como la precesión de los satélites alrededor de sus ejes de rotación, pero sin embargo ilustra el concepto de que los satélites giratorios presentan una mayor probabilidad de crear coincidencias de haz entre dos satélites. Sin embargo, teniendo en cuenta la gran cantidad de satélites orbitando aleatoriamente disponibles para la creación de la ruta, la probabilidad aumentada de coincidencias de haz mediante

el uso de satélites giratorios será en muchos casos, si no en la mayoría, suficiente para permitir el ensamble de una ruta de radio con enlaces de mayor calidad entre dos estaciones terrestres a través de múltiples satélites. Si bien esto tendrá una aplicabilidad especial para alcanzar estaciones terrestres separadas por grandes distancias, también puede aumentar la confiabilidad de las rutas de radio entre estaciones terrestres en otras configuraciones.

1. Satélites en Contrarrotación

Los satélites se despliegan preferentemente con aproximadamente la mitad de ellos girando en una primera dirección alrededor de su eje de rotación y la otra mitad girando en la dirección opuesta. La FIGURA 10B, que usa números similares para partes similares en la FIGURA 10A, ilustra este principio al mostrar al satélite $S_{\omega 1}$ girando a una velocidad angular ω en una primera dirección y un segundo satélite $S_{\omega 2}$ girando a la misma velocidad angular $-\omega$ (en la dirección de rotación opuesta). Esto ilustra cómo una coincidencia de haz entre la antena 12₅ en el satélite $S_{\omega 1}$ y la antena 12₄ en el satélite $S_{\omega 2}$ se mantendrá durante más tiempo que si los dos satélites estuvieran girando en la misma dirección. Es decir, si los satélites giran en direcciones opuestas, las antenas enfrentadas en los satélites viajan esencialmente a la misma velocidad lineal una con relación a la otra. Por otro lado, si los satélites giran en la misma dirección, su velocidad lineal relativa es el doble de la velocidad lineal de cada uno. Con un número suficiente de satélites en órbita (200 en la modalidad anterior), se cree que existe una probabilidad significativa de tener una pluralidad de satélites contrarrotativos sobre cualquier área geográfica dada para la cual se está estableciendo una ruta de radio. En consecuencia, la posibilidad de establecer rápidamente un enlace de satélite a satélite relativamente duradero aumenta al desplegar al menos algunos, y preferentemente aproximadamente la mitad, de los satélites que giran en la dirección opuesta a los demás, además, no solo dos antenas en los respectivos satélites en alineación más larga, pero tan pronto como giran fuera de la vista de la otra, pueden alinearse otras dos antenas de los satélites, lo que permite una actualización rápida del enlace de radio entre los satélites. En el ejemplo que se ilustra en la FIGURA 10B, la antena 12₁ en el satélite $S_{\omega 1}$ y la antena 12₅ en el satélite $S_{\omega 2}$ se alinearán a continuación.

Al igual que el ejemplo usado para ilustrar la mayor eficacia del uso de satélites giratorios discutido anteriormente, esta es también una descripción idealizada de cómo los satélites en contrarrotación pueden crear enlaces de radio de mayor duración entre ellos. Además, a las suposiciones subyacentes a la descripción anterior, es posible que no haya en ningún momento dado dos satélites en contrarrotación en un área donde se desee una ruta de radio entre dos estaciones terrestres.

Sin embargo, en conjunto, estos ejemplos ilustran el punto en que los satélites giratorios, y particularmente los satélites en contrarrotación, proporcionarán una probabilidad suficiente de establecer un enlace de radio de ganancia relativamente alta entre los satélites de órbita aleatoria para permitir comunicaciones de datos confiables entre dos estaciones satélites. Y, debido a que las antenas apuntan en una pluralidad de direcciones (preferentemente sobre todo el espacio esférico que rodea al satélite), la oportunidad de establecer un enlace de radio entre satélites se mejorará en la mayoría de los casos mediante el uso de satélites giratorios.

2. Satélites Giratorios a Diferentes Velocidades Angulares

Una variación de la modalidad descrita anteriormente emplea satélites giratorios a diferentes velocidades angulares. Esta variación se representa esquemáticamente en la FIGURA 10C, en la que el satélite $S_{\omega 1}$ gira a una velocidad angular $\omega 1$ y $S_{\omega 2}$ gira a una velocidad angular diferente $\omega 2$. La ventaja de este sistema es que las antenas en los satélites en contrarrotación pueden estar desfasadas en el sentido de que la antena en un satélite puede estar apuntando directamente a un espacio entre las antenas en un segundo satélite, tal como se representa en la FIGURA 10C. Si los satélites giran a la misma velocidad angular, esta situación puede persistir durante un período de tiempo prolongado, debilitando así un enlace de radio entre los satélites, o quizás impidiendo el establecimiento de un enlace por completo. La rotación de los satélites a diferentes velocidades angulares aumentará la posibilidad de que algunas antenas de posición angular en ambos satélites se orienten una frente a la otra (estén en fase), lo que permite el establecimiento de un enlace de radio útil entre ellos. Por ejemplo, en el caso que se ilustra en la FIGURA 10C, las antenas en los satélites están exactamente desfasadas 180° , en el sentido de que la antena 12_2 en el satélite $S_{\omega 1}$ está apuntando directamente al espacio entre las antenas 12_4 y 12_5 en el satélite $S_{\omega 2}$. Si $\omega 1 = 1.33 \times \omega 2$, la antena 12_5 en el satélite $S_{\omega 1}$ y la antena 12_5 en el satélite $S_{\omega 2}$ se alineará a medida que los satélites roten.

Se cree que el uso de satélites que giran a diferentes velocidades angulares reducirá aún más cualquier posible retraso en el establecimiento de enlaces de radio entre satélites y entre satélites. En un enfoque ilustrativo, la multitud de satélites podría dividirse en cinco grupos con diferentes velocidades angulares de acuerdo con la siguiente tabla.

TABLA 1

Giro muy lento:	0.68 revoluciones por segundo
Giro lento:	0.84 revoluciones por segundo

Giro promedio:	1.0 revolución por segundo
Giro rápido:	1.16 revoluciones por segundo
Giro muy rápido:	1.32 revoluciones por segundo

La discusión inmediatamente anterior explica cómo esto puede aumentar la probabilidad de establecer coincidencias de haz entre las antenas en los respectivos satélites. Es decir, la discusión anterior demostró una instancia de cómo un satélite que gira a una velocidad angular 1,33 veces la velocidad angular de otro puede facilitar la coincidencia del haz. El mismo principio se aplica a otros

5 múltiplos de velocidad angular.

De la misma manera, esta implementación del sistema también posibilitará más coincidencias de haz en un período de tiempo dado porque las antenas en un satélite tendrán más oportunidades de alinearse lo suficiente con las antenas de otro satélite para formar coincidencias de haz si los satélites son contrarrotantes a diferentes velocidades angulares. Puede que no haya coincidencias de haz entre

10 dos satélites en un momento dado, o durante un cierto intervalo, a medida que giran. Sin embargo, a medida que continúan girando a diferentes velocidades angulares, las antenas en los satélites probablemente formarán coincidencias de haz porque las antenas en los respectivos satélites probablemente se alinearán en algún punto. Esto puede tomar varias revoluciones de los satélites, pero la rotación a diferentes velocidades angulares aumenta considerablemente la probabilidad de

15 que se creen muchas más coincidencias a medida que los satélites continúan girando. Por lo tanto, se apreciará la compleja interrelación de las antenas en diferentes satélites a medida que los satélites se mueven en sus órbitas y giran alrededor de sus ejes, lo que proporciona múltiples grupos de satélites giratorios a velocidades angulares respectivas diferentes, lo que probablemente aumentará la probabilidad de crear más coincidencias de haz entre pares de satélites durante cualquier intervalo

20 de tiempo dado.

3. Otras Consideraciones

Se sabe que la velocidad angular de un cuerpo que gira en la órbita de la Tierra, especialmente en altitudes más bajas, está sujeta a la decadencia debido a varios factores. Por ejemplo, a pesar de que la atmósfera de la Tierra es extremadamente delgada en altitudes orbitales terrestres bajas, la región

25 en la que los satélites usados en el presente sistema ocuparán preferentemente, los objetos en órbita aún experimentarán resistencia aerodinámica. Las fuerzas generadas por el paso a través del campo magnético de la Tierra de materiales ferromagnéticos en el objeto también pueden afectar la velocidad angular de un cuerpo giratorio, tal como un satélite. La tendencia de los satélites giratorios a sufrir una reducción de la velocidad angular a lo largo del tiempo puede compensarse de varias

maneras. Una es usar retrocohetes o dispositivos mecánicos activos conocidos en la técnica anterior. Sin embargo, dado que uno de los objetos de la invención es minimizar el costo de construir, desplegar y mantener los satélites usados en los sistemas descritos en la presente descripción, es preferible el uso de medios pasivos para compensar las fuerzas externas en los satélites o para crear

5 fuerzas para controlar los movimientos del satélite.

Uno de estos medios usa paneles solares con celdas solares solo en un lado para usar el impulso de los fotones que golpean los paneles para crear un torque alrededor del eje de rotación del satélite. Por ejemplo, con referencia a las FIGURAS 2 y 3, para un satélite que se despliega para girar en el sentido contrario a las manecillas del reloj alrededor del eje z (como se ve en la dirección negativa

10 de z), cada panel solar 14a tendría celdas solares solo en un lado, específicamente, el lado orientado hacia el visor para el panel solar 14a a la derecha en la FIGURA 3 y el lado orientado hacia afuera del observador para el otro panel solar 14a hacia la izquierda en la FIGURA 3. Los paneles solares restantes todavía tendrían celdas solares en ambos lados. Aunque los paneles solares más grandes aumentarán la intensidad aerodinámica en el satélite, se cree que será posible, mediante un diseño

15 acertado, proporcionar paneles solares de un tamaño, configuración y orientación que generen un torque neto en el satélite que supere la tendencia de la velocidad angular a decaer.

Igualmente se cree que es posible distribuir selectivamente la masa de los componentes del satélite para hacer que gire alrededor de un eje particular. Dado que se anticipa que la batería formará una gran proporción de la masa del satélite, se ubicará preferentemente en el centro de masa del satélite

20 y tendrá una distribución de masa simétrica alrededor del eje de rotación. Además, los efectos del campo magnético de la Tierra en los satélites pueden minimizarse mediante el uso de materiales no ferromagnéticos como el aluminio siempre que sea posible. Estas características, además del uso de los paneles solares para proporcionar un momento alrededor del eje de rotación, serán suficientes para al menos reducir la velocidad de caída de la velocidad angular de los satélites.

25 Como se mencionó anteriormente, algunos o todos los medios pasivos anteriores para controlar la altitud del satélite

pueden emplearse. Es decir, en una variación, uno o más paneles solares pueden tener celdas solares en un solo lado para impartir un momento desequilibrado en el satélite y hacer que continúe moviéndose. Otra variación podría ubicar materiales ferromagnéticos en ubicaciones seleccionadas

30 en el satélite que producirán fuerzas que varían en magnitud y dirección a medida que el satélite atraviesa el campo magnético de la Tierra.

Dado que los satélites originalmente desplegados para girar probablemente permanecerán en órbita incluso si su velocidad angular inicial cae con el tiempo, aún estarán disponibles como nodos en una ruta de radio entre estaciones terrestres. Dado que los satélites de acuerdo con el sistema actual no son costosos de construir, lanzar y desplegar, pueden lanzarse satélites giratorios adicionales para reemplazar a cualquiera cuya velocidad angular haya decaído. Esto no solo aumentará el número de satélites disponibles para la creación de rutas, sino que, en la medida en que alguno de los satélites más antiguos permanezca girando, el efecto será automáticamente aprovechar el rendimiento mejorado que se crea al usar satélites giratorios a diferentes velocidades angulares.

B. Estaciones Terrestres Montadas en Drones

- En otra variación de los sistemas descritos anteriormente, las estaciones terrestres pueden montarse en drones de bajo vuelo (“vehículo no tripulado”). Esto aumentará el área terrestre servida por una estación terrestre particular, en dependencia de la altitud del dron. Por la ecuación $GR = 1.22 \times h^{1/2}$, donde h es la altitud del dron en pies y GR es la distancia al horizonte desde el dron en millas, un dron a una altitud de 500 pies teóricamente será visible para un usuario en la Tierra desde una distancia de aproximadamente 25 millas. Si la altitud del dron es de 200 pies, la distancia comparable es de 15 millas. Las distancias reales pueden ser menores en dependencia de las características topológicas, tal como colinas o edificios entre el usuario y el dron, o algo más si el usuario se encuentra en una ubicación elevada. Se cree que la altitud máxima conveniente será de alrededor de 500 pies para evitar cualquier posible interferencia con aeronaves de bajo vuelo que puedan estar en la región. Sin embargo, en áreas muy remotas, la altitud podría ser de hasta 1000 pies ($GR = 35$ millas) o más.

- Los drones incluirán un módulo GNSS similar al de los satélites que determinan la longitud y latitud del dron y un sistema servo para mantener el dron en una posición sustancialmente fija mediante el control del mecanismo de guía estándar en construcciones conocidas de drones. Es decir, el dron incluirá una computadora programada con software o microprograma que incluye la ubicación deseada en longitud y latitud en la que se desplegará el dron. La computadora generará una señal de error si el dron se desvía de la ubicación deseada y el sistema servo ajustará los controles de vuelo del dron para maniobrarlo de regreso a la ubicación deseada. En consecuencia, una estación terrestre montada en drones será el equivalente exacto de una estación terrestre en tierra.

- Este arreglo tendría una utilidad particular en áreas rurales donde la densidad de usuarios es baja y una sola estación terrestre montada en drones podría servir a tantos usuarios como múltiples estaciones terrestres en tierra. Además, las estaciones terrestres podrían trasladarse a una instalación

de mantenimiento ubicada en el centro para reparaciones o actualizaciones, y reemplazarse por nuevas estaciones terrestres sin interrupciones del servicio. De ese modo, no se tendría que enviar equipos de mantenimiento a estaciones terrestres ubicadas de forma remota y de difícil acceso. Esto es especialmente ventajoso en el caso de proporcionar acceso a usuarios en áreas poco desarrolladas y poco pobladas, tal como regiones muy boscosas como selvas africanas o sudamericanas, o islas remotas en las Indias Orientales.

C. Principios de Cadena de Bloques Aplicados a Rutas de Radio con Enlaces de Satélite a Satélite

Los sistemas de comunicaciones satelitales descritos en la presente descripción están especialmente adaptados para la solicitud de principios subyacentes a la tecnología de contabilidad distribuida. Una cadena de bloques es una contabilidad distribuida verificada y copiada en varias computadoras, que típicamente suele sumar cientos o miles. Tal como se aplica a los sistemas y métodos descritos en la presente descripción, cada uno de los satélites y estaciones terrestres puede considerarse un nodo en una cadena de bloques que se usa para registrar y distribuir información sobre los diversos aspectos del enrutamiento y las transmisiones de datos ejecutados como parte del mensaje de enrutamiento y/o transmisiones de datos entre estaciones terrestres y entre ellas, cada una de las cuales puede considerarse un nodo en la cadena de bloques.

Los principios de la cadena de bloques pueden aplicarse al sistema actual de varias maneras. Por ejemplo, cada vez que se carga una transmisión de datos en un nodo de satélite inicial, puede registrarse como una transacción que se distribuye a todos los nodos del sistema. Otras transacciones, tal como la señal de confirmación devuelta a un nodo terrestre de destino después de completar una transacción de datos, que es una característica de todas las modalidades descritas anteriormente, también pueden registrarse en cada nodo.

Estas transacciones registradas pueden usarse para diversos fines. Por ejemplo, el propietario del sistema puede usar la cantidad de veces que un usuario en particular accede al sistema y la cantidad de transmisiones de datos completadas para fines de facturación o para compilar estadísticas sobre el uso o transmisiones exitosas.

V. Sumario y Conclusión

Un paradigma básico que subyace a muchos de los novedosos sistemas de radiocomunicación descritos en la presente descripción es que comprenden múltiples satélites que orbitan la Tierra en planos orbitales que se extienden sobre un intervalo predeterminado de latitudes al norte y al sur del Ecuador.

Los componentes de los satélites les permiten facilitar la creación de múltiples enlaces de radio entre tres o más satélites mediante el uso de una gran constelación de satélites, típicamente entre 100 y 200, en dependencia del área de la Tierra a la que sirve el sistema. Los componentes en los propios satélites, a diferencia de cualquier computadora de comando central, crean los enlaces de satélite a

5 satélite. Cada satélite del sistema incluye circuitos GNSS para determinar la ubicación del satélite con relación a la superficie de la Tierra y los circuitos de creación de ruta para calcular, virtualmente en tiempo real, la dirección desde la ubicación del satélite en un instante particular hasta la ubicación de una estación terrestre de destino. Los circuitos de emparejamiento de antena transmiten una señal de radio desde una pluralidad de antenas direccionales de satélites en la dirección general de la

10 estación terrestre de destino. Debido a la gran cantidad de satélites en la constelación, es probable que al menos otro satélite reciba la señal de radio y devuelva una señal de confirmación. El otro satélite, conociendo su propia ubicación, transmite una señal de radio en la dirección general de la estación terrestre de destino. Esto continúa hasta que la estación terrestre recibe la señal.

En una modalidad diseñada para aumentar la posibilidad de crear con éxito una ruta de radio a la

15 estación terrestre de destino, cada satélite tiene un identificador único asociado y almacena información orbital que define las ubicaciones de todos los satélites en órbita en el sistema en cualquier momento en particular. Cada satélite incluye además circuitos de creación de ruta para calcular las ubicaciones de una pluralidad de otros satélites en el sistema en un momento particular en función de la información orbital almacenada. El circuito de emparejamiento de antena transmite

20 una señal de radio, que incluye el identificador único asociado con el satélite transmisor, desde al menos una de una pluralidad de antenas direccionales de satélite hacia al menos otro satélite cuya ubicación fue calculada por el circuito de creación de ruta.

La descripción anterior describe una gran cantidad de formas en que las diferentes modalidades pueden adaptarse para la creación de rutas de múltiples satélites entre ubicaciones distantes en la

25 Tierra. Por un lado, están particularmente adaptados a los sistemas en los que los satélites se distribuyen en órbitas aleatorias (como se definió anteriormente), siendo una clave la presencia en cada satélite de información prácticamente en tiempo real sobre su ubicación. En varias modalidades de “zona/matriz” discutidas anteriormente, cada satélite conoce la ubicación de todos los demás satélites en el sistema en cualquier instante particular. Estos sistemas son particularmente

30 competentes para permitir que los satélites transmitan y reciban con éxito señales de radio a pesar de que se mueven dentro y fuera del alcance entre sí y con relación a las estaciones terrestres de origen y destino. Las diferentes estrategias para crear rutas en los diversos sistemas de zona/matriz

incluyen el uso de circuitos de creación de rutas en los satélites que pueden dividir la Tierra en zonas y crear rutas desde un satélite inicial zona por zona.

Los expertos en la técnica reconocerán fácilmente que solo se han representado y descrito modalidades preferidas seleccionadas de la invención, y se debe entender que pueden realizarse

- 5 diversos cambios y modificaciones distintos a los mencionados de manera específica anteriormente sin apartarse del espíritu y alcance de la invención, que se define únicamente por las reivindicaciones que siguen.