

# Órbitas terrestres: Clases, aspectos técnicos y jurídicos

Silvana Gómez Castillo<sup>1</sup>

## Sumario

Introducción – I. DEFINICIÓN DE ÓRBITA – A. *Definición* – B. *Colocar un objeto en órbita* – C. *Elementos de las órbitas* – II. TIPOS DE ÓRBITA – III. ÓRBITAS GEOCÉNTRICAS, ASPECTOS TÉCNICOS Y USO – A. *Por forma y trayectoria* – 1. Órbita circular – 2. Órbita elíptica – 3. Órbita muy elíptica u órbita muy excéntrica – 4. Trayectoria hiperbólica – 5. Órbita inclinada – 6. Órbita de transferencia de Hohmann – 7. Órbita semisíncrona – 8. Órbita subsíncrona – 9. Órbita síncrona – 10. Órbita de Molniya – 11. Órbita tundra – B. *Por inclinación respecto al plano ecuatorial de la tierra* – 1. Órbita ecuatorial – 2. Órbita polar -3. Órbita directa – 4. Órbita indirecta – C. *Por altitud* – 1. Órbita baja terrestre – 2. Órbita media terrestre – 3. Órbita geoestacionaria – 4. Órbita alta terrestre – IV. SINGULARIDAD DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA – A. *Aspectos técnicos* - 1. Fuerzas que actúan sobre los satélites en órbita geoestacionaria – 1.1 La propulsión de lanzamiento y la propulsión de mantenimiento – 1.2 La atracción de la masa total de la tierra – 1.3 El achatamiento de la tierra – 1.4 La forma elíptica del Ecuador – 1.5. La atracción de la luna y el sol – 1.6. La presión de la radiación solar – 2. Utilidad – 3. Marco jurídico y el problema de la soberanía – 4. Restricciones físicas de los satélites geoestacionarios - 5. Las órbitas generalizadas - 6 El recurso órbita-espectro (ROE) – V. PROPUESTA PARA EL USO DE LAS ÓRBITAS – VI. CONCLUSIONES –Bibliografía

---

<sup>1</sup> Estudiante de noveno semestre de derecho (Universidad de los Andes). Correo electrónico: S.gomez2066@uniandes.edu.co.

## **RESÚMEN**

En el presente trabajo se exponen los tipos de órbita y sus respectivas características centrándonos en las órbitas terrestres, buscando el entendimiento de su utilidad para la humanidad y comprender las bases técnicas que permiten la correcta formulación de regulaciones jurídicas.

## **ABSTRACT**

This paper presents the orbit types and their respective characteristics focusing on the Earth orbits, seeking the understanding of their usefulness to humanity and the technical bases for the correct formulation of legal regulations.

## **PALABRAS CLAVE**

Órbita – Geocéntrico – Geosincrónico – Geoestacionaria – Molniya – Tundra – Inclinación – Ecuatorial – Hohmann – Recurso órbita-espectro

## **KEYWORDS**

Orbit - Geocentric - geosynchronous - Geostationary - Molniya - Tundra - Tilt - Equatorial - Hohmann orbit-spectrum

## INTRODUCCIÓN

El espacio ultraterrestre es a la vez un medio excepcionalmente hostil e igualmente benigno. El vacío del espacio presenta desafíos insólitos tanto para la experimentación como para el funcionamiento de objetos en él.

El espacio brinda, a través de los numerosos satélites artificiales que existen actualmente, una amplia gama de aplicaciones. Las aplicaciones más conocidas son sin duda las meteorológicas y las telecomunicaciones. Las primeras proveen pronósticos e información para la prevención de desastres climatológicos. La segunda permite transmitir señales de radio y televisión entre uno y otro lado de los océanos y su aplicación ha aumentado exponencialmente tanto al incrementar su capacidad cuanto al crear redes de satélites con grandes coberturas para transmitir, por ejemplo, múltiples programas de televisión (Trench,p.6).

El primer satélite activo, el SPUTNIK I fue lanzado por la URSS el 4 de octubre de 1957. Luego vino el lanzamiento del PROJECT SCORE, primer satélite de comunicaciones, el 18 de diciembre de 1958 con una potencia de 8wts. Frecuencia 122Mhz. sus baterías operaron sólo 12 días. En 1960 se lanza el primer satélite (COUVIER) activo de comunicaciones en órbita no geosincrónica durante 17 días. a este le siguieron los proyectos TELSTAR (1962) con capacidad de 600 canales telefónicos y uno de televisión siendo el primero en recibir y emitir señales simultáneamente, el proyecto RELAYS, el SYMCOM que fue el primero en órbita geosincrónica en plano ecuatorial, siendo utilizado en la transmisión de los juegos olímpicos de Tokyo en 1964 (Ramírez,1985).

El desarrollo de la investigación sobre el espacio ultraterrestre y sus aplicaciones ha sido posible gracias al constante perfeccionamiento de los sistemas de lanzamiento disponibles. Existen dos tipos de sistema de lanzamiento (Naciones Unidas, 1994) :

a) Los sistemas de transporte reutilizables, cuya función fundamental es garantizar los vuelos tripulados y conservar las infraestructuras en órbita; su fiabilidad debe ser la mayor posible, habida cuenta de la presencia de seres humanos a bordo.

b) Los sistemas de lanzamiento desechables que según su capacidad en términos de empuje pueden poner en diferentes órbitas cargas útiles de diferente masa.

Los países se pueden clasificar en tres categorías según su capacidad espacial, hasta el presente, sólo Estados Unidos y Rusia poseen la gama completa de pequeños y grandes vehículos de lanzamiento, de naves espaciales tripuladas y no tripuladas, y tecnología espacial civil y militar que es posible alcanzar en la actualidad (Naciones Unidas, 1994).

Un creciente número de Estados tiene parte de esa capacidad, pero no toda, y suele consistir en instalaciones de lanzamientos y conocimientos en materia de diseño, manufactura y funcionamiento de satélites de investigación y de otra índole. El resto de países, que constituyen la gran mayoría, no son potencias espaciales de este calibre, y obtienen beneficios de la explotación del espacio únicamente, por medio de la capacidad de los demás (Naciones Unidas, 1994).

## I. LAS ÓRBITAS

### A. Definición

Por órbita se entiende la trayectoria que describe con relación a un sistema de referencia especificado, el centro de gravedad de un satélite o de otro objeto espacial, por la acción única de fuerzas naturales fundamentalmente por la de gravitación (Ramírez, 1985).

Se entiende igualmente por órbita, la trayectoria que describe el centro de gravedad de un objeto espacial sometido a la acción de fuerzas naturales, a la que eventualmente viene a agregarse acciones correctivas, de poca energía, ejercidas por un dispositivo de propulsión con el objeto de lograr y mantener la trayectoria deseada.

## B. Colocar un objeto en órbita

Un satélite artificial es un cuerpo cualquiera que, lanzado desde la tierra, se le imprime una determinada velocidad y que a la altura elegida comienza a girar alrededor de nuestro planeta, siguiendo un recorrido que llamamos <<órbita satelitaria>> (Rubio, 1958).

A diferencia de los satélites naturales, los artificiales son contruidos, controlados y lanzados por el hombre. Por causa de la atracción terrestre, un satélite artificial sólo puede ser puesto en órbita mediante un vehículo que lo lleve allí. Una vez dejan de funcionar los motores de reacción, la continuación del movimiento del satélite artificial se rige por las leyes de la mecánica celeste (Ramírez, 1985).

Para trasladar el satélite al espacio sólo existe un medio: el cohete, único vehículo concebido para moverse en un ambiente sin aire. Se trata de cohetes de varias fases, cada una provista de su grupo propulsor y de sus reservas de combustible. A medida que éstas se agotan, la fase correspondiente se desprende y cae, al tiempo que entra en acción la fase siguiente. Impulsado por sus diferentes fases, el cohete, con el satélite acoplado en su cono de proa, gana velocidad mientras su trayectoria se hace más horizontal. Al final del vuelo propulsado vuela ya casi paralelo a la tierra y si ya ha alcanzado la altura necesaria, podrá apagar sus motores y permanecer en órbita (Salvat, 1974).

La velocidad crítica de 11,2km por la cual un objeto no regresaría a la tierra, se denomina velocidad de escape. En teoría, un vehículo dirigido a la Luna, a otro cuerpo celeste o a orbitar la tierra, ha de partir impulsado por lo menos a esa velocidad (Salvat, 1974). Esta velocidad no es un valor fijo puesto que en un disparo efectuado a 200km de altura, basta con alcanzar 11km/seg para garantizar que la nave no volverá a la tierra.

Un satélite permanece en su órbita porque su peso está exactamente compensado por la fuerza centrífuga que actúa sobre él cuando gira alrededor de la tierra (Salvat, 1974).

La velocidad  $v$ , que debe tener un satélite para mantenerse en órbita circular a una altura  $h$  sobre la superficie terrestre es (Salvat, 1974):

$$V = \sqrt{\frac{G * M}{R + h}}$$

Donde  $R$  y  $M$  representan, respectivamente, el radio y la masa de la tierra y  $G$  es la llamada constante de la gravitación universal. Es aquí donde se encuentra el primer resultado interesante: la velocidad que se debe comunicar al vehículo para mantenerlo en órbita depende de la altura de vuelo, pero no de su masa. Un satélite de 200 gramos deberá ir a la misma velocidad que una nave de 100 toneladas situada a igual altura.

En la práctica, el límite de altura orbital se alcanza a 1,800,000 km sobre la tierra, a partir de este punto, la atracción solar es predominante, por tanto el objeto espacial comenzaría a orbitar el sol.

Si en el momento de entrar en órbita terrestre, la componente horizontal de la velocidad del satélite es superior a la mínima requerida, se plantea el caso de una órbita elíptica. En general, puede decirse que la trayectoria será tanto más alargada cuanto mayor sea el exceso de velocidad adquirido, hasta el caso límite de convertirse en una parábola de escape (Salvat, 1974).

### *C. Elementos de las órbitas*

El punto más elevado de la órbita se llama *apoápsis* y el más bajo *periápsis* (en el caso particular de la tierra, al *apogeo* y el *perigeo* respectivamente). Para conocer la trayectoria de un objeto espacial o su órbita es necesario conocer cuatro parámetros: los mencionados anteriormente, apogeo y perigeo, período orbital e

inclinación con respecto a un plano de referencia, generalmente el ecuador (Salvat 1974).

El período orbital de un satélite es el tiempo que éste tarda en efectuar una revolución completa. Hay dos maneras de medirlo:

1. Respecto a la órbita en sí: tiempo invertido en recorrer toda la elipse, de perigeo a apogeo.
2. Con respecto a una referencia fija en la superficie terrestre: por ejemplo el tiempo que tarda en cruzar dos veces consecutivas sobre el mismo meridiano.

En el primer caso se trata de un sistema fijo; en el segundo, es móvil, ya que en el tiempo que dura una revolución del satélite, la tierra también ha girado cierto ángulo, arrastrando consigo al meridiano de referencia. Para diferenciar ambos métodos, se habla de *período orbital* y *período de revolución*, respectivamente.

La inclinación de la órbita no es otra cosa que el ángulo que forma su plano con el plano del ecuador. Cuando este ángulo es cero (0), ambos coinciden y se habla de trayectorias ecuatoriales; cuando es de  $90^\circ$ , de trayectorias polares, puesto que sobrevuela ambos polos terrestres. A veces, algunos satélites se disparan con inclinaciones superiores a los  $90^\circ$ ; entonces su movimiento tiene lugar en sentido contrario a la rotación de la tierra, de ellos se dice que siguen trayectorias retrógradas.

Manejando adecuadamente los parámetros orbitales puede conseguirse poner el satélite en órbita geoestacionaria: a una órbita circular a 35,900 km de altura le corresponde un período orbital de 23h 56min 4s, el mismo que el de la rotación de nuestro planeta. Cualquier satélite insertado en esta trayectoria girará a igual velocidad que la tierra, manteniéndose siempre fijo sobre el mismo meridiano. Tan sólo fluctuará en latitud, de forma que, para un observador fijo en el suelo, parecerá describir en el firmamento una especie de “8”, tanto más alargado cuanto más acusada sea su inclinación con respecto al ecuador. Si esa órbita circular, es

además ecuatorial, el “8” quedará reducido a un punto. El satélite permanecerá entonces “fijo” tanto en longitud como en latitud: estará “anclado” en un lugar del espacio y nunca se apartará de ahí. Las antenas de las estaciones de seguimiento sólo tendrán que ser apuntadas una vez, al principio, con la seguridad de encontrar al satélite siempre en el mismo punto (Salvat 1974). Fenómeno que se da sólo en este punto del espacio y del cual se hablará con mayor profundidad más adelante.

## II. TIPOS DE ÓRBITA

Existen múltiples tipos de órbita clasificadas según el cuerpo al que orbitan, según su inclinación, su forma, su uso. Sin embargo en el presente trabajo se tratarán sólo aquellas órbitas que por ser utilizadas por el hombre para el posicionamiento de satélites en torno a la tierra, son de interés para los estudiosos del derecho espacial.

## III. ÓRBITAS TERRESTRES, ASPECTOS TÉCNICOS Y USO

### A. Por su forma

#### 1. Órbita circular

En esta órbita el objeto gira y describe un círculo; la velocidad de giro es una sola y el radio de órbita es determinado, es decir que la atracción por gravedad se denomina centrípeta.

$$v = \sqrt{\frac{M}{r}}$$

#### 2. Órbita elíptica

*Una órbita elíptica tiene una excentricidad mayor que cero y menor que uno (si posee excentricidad 0 es una órbita circular y con excentricidad 1 es una órbita parabólica). La energía específica de una órbita elíptica es negativa. Ejemplos de órbitas elípticas incluyen: Órbita de transferencia Hohmann (ejecutada cuando un satélite cambia la cota de giro orbital), órbita Molniya y la órbita tundra.*



Bajo las suposiciones estándar en astrodinámica la velocidad orbital ( $v$ ) de un cuerpo que describe una trayectoria sobre una órbita elíptica se puede calcular como:

$$v = \sqrt{2\mu \left( \frac{1}{r} - \frac{1}{2a} \right)}$$

Donde:

$\mu$  es un Parámetro gravitacional estándar,  $r$  es la distancia radial desde el cuerpo orbitante al cuerpo central, y  $a$  es la longitud del semi-eje mayor de la elipse.

El periodo orbital ( $T$ ) de un cuerpo que viaja sobre una trayectoria elíptica puede ser calculado mediante la siguiente fórmula:

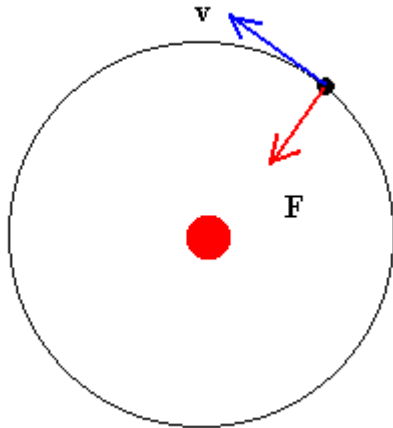
$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}}$$

Donde  $\mu$  es un Parámetro gravitacional estándar,  $a$  es la longitud del semi-eje mayor de la elipse.

### 3. Órbita de transferencia de Hohmann

Como su nombre lo indica es una trayectoria de transferencia; es usada para llegar de una órbita a una más alta con menor gasto de combustible que si se llegara directamente por la propulsión del vehículo. Es una mitad de una órbita elíptica que toca tanto la órbita inicial que se desea dejar y la órbita final que se quiere alcanzar. La órbita de transferencia se inicia disparando el motor de la nave espacial para acelerarla creando una órbita elíptica; esto añade energía a la órbita de la nave espacial. Cuando la nave alcanza la órbita final, su velocidad orbital debe ser incrementada de nuevo para hacer una nueva órbita circular; el motor acelera de nuevo para alcanzar la velocidad necesaria. Pero ¿cómo se logra esto?, veamos (Franco):

### Órbita circular interior



Cuando la nave espacial describe una órbita circular de radio  $r_A$ , el módulo de la velocidad  $v_A$  se puede calcular aplicando la dinámica del movimiento circular uniforme

$$\frac{GMm}{r_A^2} = m \frac{v_A^2}{r_A} \quad v_A^2 = \frac{GM}{r_A} \quad (1)$$

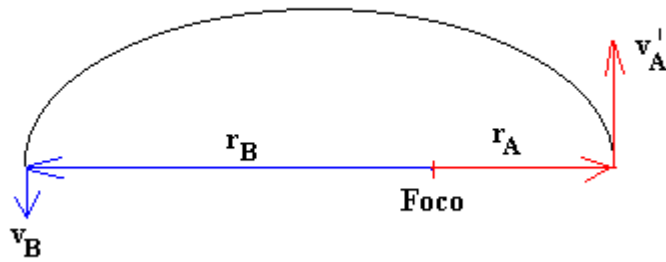
Donde  $M$  es la masa de la Tierra,  $G$  es la constante de la gravitación universal, y  $m$  es la masa de la nave que se simplifica en las ecuaciones del movimiento.

La energía  $E_1$  de la nave espacial en la órbita circular inicial es la mitad de la energía potencial

$$E_1 = \frac{1}{2} m v_A^2 - \frac{GMm}{r_A} = -\frac{GMm}{2r_A}$$

### Órbita semielíptica de transferencia

Para calcular la velocidad que debe llevar la nave espacial en el punto A para que alcance la órbita exterior en B, basta aplicar las propiedades central y conservativa de la fuerza de atracción.



Por la propiedad de la fuerza central, el momento angular es constante y por tanto, tiene el mismo valor en A que en B

$$mr_A v'_A = mr_B v_B$$

Por la propiedad de fuerza conservativa, la energía es constante en todos los puntos de la trayectoria, y en particular es la misma en A que en B.

$$\frac{1}{2} m v_A'^2 - \frac{GMm}{r_A} = \frac{1}{2} m v_B^2 - \frac{GMm}{r_B}$$

Conocidos  $r_A$  y  $r_B$  podemos calcular en este par de ecuaciones las incógnitas  $v'_A$  y  $v_B$ .

$$v_A'^2 = \frac{2GM r_B}{r_A (r_A + r_B)} \quad v_B^2 = \frac{2GM r_A}{r_B (r_A + r_B)} \quad (2)$$

La energía de la nave espacial es constante en todos los puntos de la trayectoria e igual a

$$E_2 = \frac{1}{2} m v_A'^2 - \frac{GMm}{r_A}$$

La energía que hemos de suministrar al satélite en la posición A para que pase de la órbita circular a la trayectoria de transferencia es la diferencia  $E_2 - E_1$  o bien,

$$\Delta E_A = \frac{1}{2}mv_A^2 - \frac{1}{2}mv_A^2 = \frac{GMm}{2r_A} \left( \frac{r_B - r_A}{r_B + r_A} \right)$$

### Órbita circular exterior

Una vez que la nave espacial llega al punto B, ha de cambiar su velocidad para seguir la trayectoria circular de radio  $r_B$ . De nuevo, aplicando la dinámica del movimiento circular uniforme tenemos.

$$\frac{GMm}{r_B^2} = m \frac{v_B^2}{r_B} \quad v_B^2 = \frac{GM}{r_B} \quad (3)$$

La energía  $E_3$  de la nave espacial en la órbita circular final es

$$E_3 = \frac{1}{2}mv_B^2 - \frac{GMm}{r_B} = -\frac{GMm}{2r_B}$$

La energía que hemos de suministrar al satélite para que pase de la órbita de transferencia elíptica a la órbita circular de radio  $r_B$  es la diferencia  $E_3 - E_2$  o bien,

$$\Delta E_B = \frac{1}{2}mv_B^2 - \frac{1}{2}mv_B^2 = \frac{GMm}{2r_B} \left( \frac{r_B - r_A}{r_B + r_A} \right)$$

El tiempo que tarda la nave espacial en pasar del punto A al punto B principio y fin de la trayectoria de transferencia, es la mitad del periodo  $P$ .

$$P^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{GM} \quad a = \frac{r_A + r_B}{2}$$

Siendo  $a$ , el semieje mayor de la elipse.

#### 4. Órbita semisíncrona

Las órbitas semisincrónicas se caracterizan por un período de 12 horas, con satélites a una altura de 20000 kilómetros. Las órbitas semisincrónicas circulares son las que normalmente recorren los satélites de navegación modernos (Naciones Unidas 1994). Muy empleadas por la unión soviética en su programa de satélites meteorológicos y de telecomunicaciones.

#### 5. Órbita geosíncrona

Es una órbita donde el satélite tiene un periodo igual al periodo de rotación de la tierra y en la misma dirección. Un cuerpo en una órbita síncrona no ecuatorial aparecerá oscilante de norte en sur en torno a un punto sobre el ecuador del planeta, mientras que un cuerpo en una órbita elíptica parecerá que oscila de este en oeste. Para un observador situado en el cuerpo orbitado o central, la combinación de estos dos movimientos produce una figura en forma de 8. Si, además, ésta es ecuatorial y circular se llama órbita geostacionaria.

#### 6. Órbita de Molniya

Las órbitas Molniya son subgrupo de las órbitas semisincrónicas, que son sumamente elípticas, caracterizadas por puntos bajos (perigeo) de unos cientos de kilómetros, y puntos altos (apogeos) de casi 40000 kilómetros. Normalmente estas órbitas tienen un ángulo de 63 grados y se usan para abarcar las regiones polares de latitud alta (Naciones Unidas 1994).

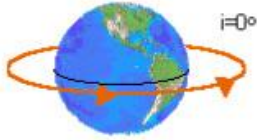
#### 7. Órbita tundra

Es una órbita muy excéntrica con una inclinación de  $63,4^{\circ}$  y un período orbital igual a un día sideral (23h56m4s).

***B. Por inclinación respecto al plano ecuatorial de la tierra.***

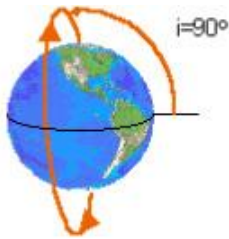
### 1. Órbita ecuatorial

Es la que se encuentra con una inclinación de  $0^{\circ}$ .



### 2. Órbita polar

De 16 órbitas por día, típicas de los satélites militares de reconocimiento, que cada día, a la misma hora, sobrevuelan los mismos puntos del globo, en el que el único límite viene impuesto por la imaginación del analista de trayectorias (Salvat 1974).



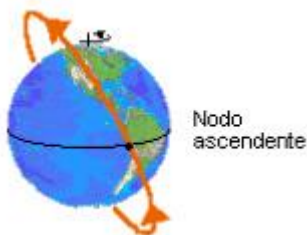
### 3. Órbita directa

Se encuentra con una inclinación entre  $0$  y  $90^{\circ}$



### 4. Órbita indirecta

Se encuentra con una inclinación entre  $90^{\circ}$  y  $180^{\circ}$



## C. Por altitud

### 1. Órbita baja terrestre

Las órbitas terrestres bajas incluyen las órbitas que van desde unos cientos de kilómetros hasta más de 1000 kilómetros, y pueden tener cualquier inclinación, aunque normalmente esas órbitas tienen inclinaciones altas a fin de aprovechar al máximo la cobertura de las zonas de latitud alta de la superficie terrestre (Salvat 1974).

Los satélites encauzados en este tipo de órbitas son de tres tipos, LEO pequeños (centenares de Kbps) destinados a aplicaciones de bajo ancho de banda, LEO grandes (miles de Kbps) albergan las aplicaciones de los anteriores y otras como telefonía móvil y transmisión de datos y finalmente los LEO de banda ancha (megaLEO) que operan en la banda de Mbps entre los que se encuentre Teledesic. Este tipo de satélites se denomina de seguimiento, ya que necesita antenas seguidoras de grandes dimensiones para la recogida de informaciones. Están ubicados entre 200 y 500 km de altura, y son utilizados por los transbordadores, los laboratorios espaciales, los satélites de observación y la fotografía de la tierra o los destinados a misiones científicas o militares especiales (Trench).

La puesta en órbita de satélites LEO presenta problemas tales como (Teledesic):

1. Saturación de las órbitas: elevada cantidad de satélites ya existentes en esa zona y elevado número de proyectos de lanzamientos de satélites de este tipo.
2. Chatarra espacial: dificultadas para la buena circulación debido a restos de otros satélites en la zona.
3. Pérdida y sustitución de satélites: cabe la posibilidad de que estos satélites caigan en la atmósfera al terminar su vida útil y se desintegren en la misma. Además habrá que tener en cuenta una política de sustitución de este tipo de satélites pues están expuestos a múltiples peligros, incluso antes del final de su vida útil.

4. Visibilidad del satélite: se debe poder seguir la pista a estos satélites que viajan a gran velocidad, luego este tipo de satélites sólo será visible 18-20 min. antes de aparecer por el horizonte.
5. Problema de la antena: se resuelve utilizando una antena del tipo array en fase, que son dispositivos autodirigidos capaces de seguir el rastro de varios satélites a la vez sin moverse físicamente, por medio de señales levemente diferentes recibidas en la antena. Con este tipo de antenas desaparece el problema de mantener un enlace activo cuando perdemos la visión del satélite manteniendo como mínimo dos satélites a la vista en todo momento, siendo la antena consciente de iniciar un nuevo enlace antes de cortar el ya existente.

## 2. Órbita media terrestre

Se encuentran a una altura de entre 10075 y 20150 Km. A diferencia de los GEO su posición relativa respecto a la Tierra no es fija. Debido a su menor altitud se necesitarán más satélites para cubrir la superficie terrestre, pero pro contra se reduce la latencia del sistema de forma significativa. En la actualidad no existen muchos MEO, y se utilizan principalmente para posicionamiento (Teledesic).

## 3. Órbita geoestacionaria

Pertenece a las órbitas terrestres geosincrónicas que se sitúan a una altura de casi 36000 kilómetros, y tienen un periodo de aproximadamente un día, lo cual permite al satélite captar instantáneamente casi la mitad de la superficie de la tierra. Esas órbitas son útiles para las comunicaciones, la alerta temprana, o la reunión de información por medios electrónicos. Si el satélite se encuentra en el plano orbital del ecuador de la tierra (inclinación cero), se les llama órbitas geoestacionarias, y permiten a un solo satélite abarcar durante las 24 horas del día determinada zona (Naciones Unidas, 1994). La particularidad de estas órbitas es innegable y por ello se tratarán por aparte.



#### 4. Órbita alta terrestre

Es una órbita geocéntrica por encima de la órbita geosíncrona de 35 786 km; también conocida como órbita muy excéntrica u órbita muy elíptica. Allí van a parar los satélites que se encuentran cerca de finalizar su vida útil para evitar la congestión de la órbita geoestacionaria.

### IV. SINGULARIDAD DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA

La órbita geoestacionaria no es sólo particular por las condiciones que se verán más adelante, sino también por que fue descubierta aún antes de que se hubiere puesto el primer objeto espacial en órbita o que existiere la tecnología necesaria para ello. En 1945 el entonces oficial de radar de la RAF (Real Fuerza Aérea), llamado Arthur C Clarke, escribió un artículo en la revista wirelees world, donde



hablaba de la posibilidad de colocar tres repetidores separados  $120^\circ$  entre sí a una distancia de 36000km de altura de tal manera que se cubriera toda la tierra y se mantuviera comunicada mediante radio comunicaciones (Peredo, 2004). Dando de esta manera paso a la órbita geoestacionaria u órbita de Clarke.

#### A. Aspectos técnicos

Descubierta por científicos de la talla de KEPLER, NEWTON, MASWELL, y CLARKE, consiste en un anillo de 150 kilómetros de ancho en sentido Norte-Sur y un espesor de 30 kilómetros que circunda la tierra a una altura de 35875. Su existencia depende de la relación con los fenómenos gravitacionales de la tierra (Ramírez).

Es una órbita circular en el plano ecuatorial, en la cual el periodo de revolución sideral es en la misma dirección e igual al periodo de rotación de la tierra y por tanto es de 23h 56m 4s, no 24h como erróneamente se ha creído. El valor más exacto disponible del período es (Naciones Unidas, 1977):

$P = (86.164,09892 + 0,0015) T$  y se expresa en minutos, lo cual es aproximadamente 1.436,0683m

Donde T es la época a partir de 1900.0 en siglos. Debido a la fricción dinámica, la velocidad de rotación de la tierra está disminuyendo, y el período crece a razón de 0,0015 segundos por siglo; en consecuencia el radio de la órbita geoestacionaria crece a razón de 51cm por siglo.

De modo que un satélite es geoestacionario una vez adquiera la altura, la velocidad, la gravitación, de la tierra y sea puesto en la órbita geoestacionaria, es decir con una inclinación de 0° con respecto al ecuador y a una altura de 35,875km.

#### 1. Fuerzas que actúan sobre los satélites en órbita geoestacionaria (Naciones Unidas, 1977)

El desplazamiento de un satélite ubicado en la órbita geoestacionaria está condicionado a una concatenación de factores diversos aparte de la energía transmitida o propia del vehículo, por la masa y la altitud del objeto espacial y la fuerza de la gravedad de la tierra, de la luna y el sol, incluso de la prestación de la radiación solar (Ramírez, 1985).

##### 1.1 La propulsión de lanzamiento y la propulsión de mantenimiento

La posición inicial del satélite en la órbita es determinada por el lanzamiento y los posteriores impulsos adicionales aplicados con cohetes. Aun cuando se haya alcanzado la posición nominal deseada se necesitan correcciones de mantenimiento si se desea conservar al satélite en una zona predeterminada

alrededor de la posición nominal. Esas correcciones deben realizarse periódicamente durante toda la vida del satélite. De lo contrario, las fuerzas de origen natural desviarán al satélite fuera de la región prevista inicialmente.

Teóricamente, la propulsión de mantenimiento podría ser lo suficientemente poderosa como para mantener el satélite en posición estacionaria con respecto a la tierra en rotación aun fuera de la órbita geoestacionaria e incluso sobre cualquier punto y a cualquier altura.

### 1.2. La atracción de la masa total de la tierra

Es la fuerza de origen natural más importante que actúa sobre un satélite geoestacionario. La atracción a una distancia  $r$  del centro de la tierra puede calcularse a partir del período del satélite, usando la tercera ley de Kepler.

$$r^3 = \frac{GE}{4\pi^2} P^2$$

Donde  $GE = 398.600,5 \text{ Km}^3 \text{ s}^{-2}$  es la constante gravitatoria multiplicada por la masa terrestre. El valor citado anteriormente para el período conduce a un valor de 42.164,175 km para el radio de la órbita geoestacionaria.

### 1.3. El achatamiento de la tierra

Su principal efecto es el de aumentar el radio de la órbita geoestacionaria al valor de

$$r_g = 42.164,697 \text{ km}$$

Restando el radio ecuatorial de la tierra

$$r_o = 6.378,140 \text{ km}$$

La altura nominal de la órbita geoestacionaria sobre el ecuador es de

$$h = 35.786,557 \text{ km}$$

#### 1.4. La forma elíptica del Ecuador

La diferencia en los rayos máximos y mínimos del Ecuador no supera los 70 metros pero basta para provocar en un satélite geoestacionario importantes oscilaciones en torno del eje menor del Ecuador. Las amplitudes de las oscilaciones pueden llegar a los 90 grados y su periodo supera los dos y tres años.

Los satélites derivan con respecto a la tierra en rotación, a una velocidad de 0.4 grados por día. Si derivan hacia el Oeste se elevan hasta 34 kilómetros sobre la órbita geoestacionaria. Si derivan hacia el Este, descienden hasta 34 kilómetros por debajo de la misma.

Los satélites ubicados en la prolongación del eje menor del Ecuador, situado aproximadamente en las longitudes  $105^{\circ}$  y  $75^{\circ}$ E no resultan afectados porque están en equilibrio estable. Los satélites ubicados sobre el eje mayor, a los  $15^{\circ}$ O y a los  $165^{\circ}$ E, se hallan en equilibrio inestable.

#### 1.5. La atracción de la luna y el sol

La atracción de la luna y el sol, y además el achatamiento de la tierra ejercen sobre el satélite una fuerza que lo desplaza del plano ecuatorial. En consecuencia, la inclinación de un satélite inicialmente igual a 0, aumenta en 0.85 grados por año hasta alcanzar la inclinación máxima de 14.6 grados al cabo de 26.5 años. Luego la inclinación disminuirá nuevamente a cero. Este efecto provoca también un leve cambio en la altura y ligeras oscilaciones en la longitud. La proyección de la órbita sobre la superficie terrestre tendrá la figura de ocho (8) con la amplitud igual a la inclinación.

#### 1.6. La presión de la radiación solar

Provoca una oscilación anual de excentricidad de la órbita. La magnitud del efecto depende de la superficie del satélite que se halla orientada hacia el sol. La

excentricidad aumentará durante 6 meses y disminuirá el valor inicial durante el resto del año.

### *B. Utilidad*

De todas las órbitas que circundan la tierra esta es la única que reúne las características que permiten fijar satélites que parecerán estáticos desde la tierra. La ventaja de esta órbita es que un satélite geoestacionario tiene bajo observación constante una amplia zona de la tierra y no es necesario ubicar constantemente una antena terrestre para rastrear el satélite.

Los satélites de televisión y telecomunicaciones se sitúan en esta órbita ya que las comunicaciones óptimas son las que se emplean en órbita circular o elíptica y un punto en la órbita geoestacionaria resulta excelente para la colocación de un satélite para un servicio de radiocomunicación espacial. Contrario a lo que sucede con las demás órbitas elípticas que circundan la tierra, que no tienen el mismo sistema de rotación sideral de ella, donde un satélite puesto en una de esas órbitas sólo será rastreado cuando pase por encima de la antena receptora o transmisora captando señales fragmentarias (Ramírez, 1985).

Para alcanzar la órbita geoestacionaria, el satélite se ha de situar primero en una órbita de transferencia muy elíptica, cuyo perigeo está muy cerca de la tierra (aproximadamente 200 km) que permite alcanzar la altitud definitiva en el apogeo. Aquí, el satélite podría durar indefinidamente en esa órbita pero se le aplica una aceleración mediante el encendido de los llamados motores de apogeo del satélite, de forma que su velocidad, que en ese instante es de 1.5 km/s aumenta hasta alcanzar el valor de la velocidad circular de sincronismo: 3 km/s (CNES). (ver órbita de transferencia de Hohmann).

### *C. Marco jurídico y el problema de la soberanía*

Cocca escribe en su teoría del derecho interplanetaria que " el primer problema jurídico importante que ha planteado el lanzamiento de un satélite artificial de la tierra ha sido el que concierne a la soberanía de los Estados que violaría en su

recorrido" (Rubio, 1954). Pues bien, aún hoy, después de 45 años de haberse aprobado el tratado del 67 conocido como la "constitución del espacio", no existe tratado, convenio, declaración o acuerdo que haya definido el concepto de espacio ultraterrestre y menos fijado el límite en el espacio aéreo. Si bien los convenios internacionales de París y Chicago atribuyeron a las partes contratantes la soberanía sobre el espacio atmosférico situado sobre sus territorios, como en ellas no se prescribe de manera concreta, cifradamente o de otro modo, el límite altimétrico de la atmósfera, el alcance vertical de la soberanía resulta desconocido (Rubio, 1954).

Sin embargo, han surgido muchas hipótesis y propuestas que se fundamentan en consideraciones físicas, como la teoría de la división de la atmósfera por la cual el espacio ultraterrestre comenzaría cuando culmina esa capa; está la teoría del efecto de la gravedad la cual es criticable en cuanto la fuerza gravitatoria de la tierra llega a los 256mil y 1 millón 500mil kilómetros; de acuerdo a la teoría del espacio aéreo navegable, el espacio exterior empieza entre los 80 y 100km, punto donde termina la reacción del aire (fuerza aerodinámica) y el vuelo sólo es posible en virtud de la fuerza centrífuga (efecto Kepler) (Ramírez, 1958).

Amparándose en la falta de delimitación del espacio ultraterrestre mediante convenio o tratado, y haciendo caso omiso a las propuestas y teorías científicas y técnicas; los países ecuatoriales, sobre los cuales se encuentra el 30% de los segmentos de la órbita geoestacionaria (Gabón, Zaire<sup>2</sup>, Uganda, Kenya, Somalia en África; Indonesia en Asia; Brasil, Ecuador, y Colombia en América Latina) (Ramírez, 1958) entre los días 29 de noviembre y 3 de diciembre de 1976; firmaron la "declaración o acta de Bogotá" (con Brasil como observador), en la cual propusieron un régimen especial para los segmentos de la órbita geoestacionaria situados sobre sus respectivos territorios nacionales (Gaviria, 1958).

---

<sup>2</sup> Con este nombre fue conocido entre el 27 de octubre de 1971 y el 17 de mayo de 1997 el país africano actualmente llamado República Democrática del Congo.

1. la órbita geoestacionaria se considera un recurso natural, sobre cuyos segmentos los Estados ecuatoriales pueden ejercer soberanía.
2. los segmentos más allá de la jurisdicción nacional de los Estados deben considerarse como “patrimonio común de la humanidad”.
3. se exige la autorización previa y expresa del Estado ecuatorial respectivo, cuando se pretenda ubicar artefactos en los segmentos de su órbita geoestacionaria.
4. los satélites que ya se encuentren en sus segmentos de órbita requerirán de un derecho de colocación expresamente autorizado por el Estado ecuatorial.

En medio de estas discusiones, en 1976 un representante del comité de investigaciones espaciales (CIE), organización internacional que tiene el carácter de observadora ante la comisión del Espacio Ultraterrestre, ofreció como solución la mayor altitud a la que los satélites se pueden movilizar todavía libremente sin ser obligados a bajar a tierra por corrientes de aire. Para satélites de órbitas circulares, la altura es de 130 km y para satélites en órbitas muy elípticas la altura aproximada es de 100 km. En este sentido, se recomendó fijar el límite inferior del espacio ultraterrestre en 100km; posición que fue aceptada por la mayoría de países (Ramírez, 1985).

Los principales argumentos para rechazar la declaración de Bogotá (1976) son los siguientes (Williams, 1990):

1. En la resolución de Manila se declaró que el espacio situado más allá de los 100km sobre el nivel del mar estaba considerado por un importante número de Estados y de la doctrina como espacio ultraterrestre.
2. No es posible la apropiación del espacio ultraterrestre. No existe duda que a una altura de 36000km, la órbita geoestacionaria se encuentra en el espacio ultraterrestre.
3. Todo reclamo de soberanía más allá de los 100/ 110 km iría en contra de los principios de libertad de utilización y no apropiación teniendo en cuenta

que ya se ha formado una costumbre internacional con respecto al punto en que nos encontramos en el espacio ultraterrestre.

4. Las características y atributos físicos de la órbita dependen de la Tierra considerada como un todo, y en consecuencia no existe la base para que un grupo de Estados reclame soberanía, jurisdicción o derechos preferenciales. (Doc. A/AC. 105/370)

#### *5.4 Restricciones físicas de los satélites geoestacionarios*

El artículo 33 inc. 2do. Del Convenio Internacional de Telecomunicaciones suscrito en Málaga en 1973, reconoce que la órbita Geoestacionaria constituye un recurso natural limitado. En efecto el mencionado artículo estipula que “los miembros tendrán en cuenta que las frecuencias y la órbita de los satélites geoestacionarios, son recursos naturales limitados que deben utilizarse en forma eficaz y económica para permitir el acceso equitativo a ésta órbita y a sus frecuencias a los diferentes países o grupos de países según sus necesidades y los medios técnicos de que dispongan de conformidad a lo establecido a los reglamentos de radiocomunicaciones”.

Hemos visto que esta órbita es única dentro del número infinito de órbitas geosincrónicas. Tiene una inclinación de cero grados con respecto al ecuador. Por esta razón, la órbita geoestacionaria representa el único sitio en el universo en que mediante un sistema de propulsión económicamente razonable, pueden aprovecharse los atributos naturales del lugar, para mantener, sin mayores dificultades técnicas, un satélite en posición estacionaria (Gaviria, 1978). Lo anterior explica el gran número de satélites en explotación que utilizan esa órbita y el peligro de saturación que esto representa.

No se puede afirmar con precisión cuántos satélites se pueden ubicar en la órbita geoestacionaria. Sin embargo sí se puede prever, con el desarrollo tecnológico y



la desordenada ubicación de satélites en las posiciones orbitales que la órbita puede llegar a saturarse<sup>3</sup>.

Si se dieran choques entre satélites o con desechos espaciales, se originan desechos de segunda generación que significan un serio peligro para los satélites activos. Más aún, el peligro de choque con partículas pequeñas originadas por la situación anterior, origina a su vez, un nuevo problema puesto que dichas partículas por su tamaño pequeño, difícilmente pueden ser detectadas por la tierra. En consecuencia, las posibilidades de choque aumentarían (Williams, 1990).

Hoy en día el fenómeno no reviste mayor gravedad, pues la tecnología ha permitido desalojar satélites de las posiciones orbitales enviándolos a órbitas altas y consecuentemente descongestionar los espectros de frecuencia.

#### *D. Las órbitas generalizadas*

Teniendo en cuenta el riesgo de saturación de la órbita geoestacionaria, las órbitas generalizadas constituyen una solución por la cual los países podrán lograr lo que deseaban en la geoestacionaria sin realizar mayores esfuerzos.

Según el reglamento de radiocomunicaciones de la UIT, la órbita geoestacionaria se define por su inclinación y excentricidad nulas y por su período, que se supone igual al período de rotación de la tierra. Las órbitas geosincrónicas comprenden a la órbita geoestacionaria como un caso especial (Naciones Unidas, 1977).

La trayectoria descrita sobre la superficie terrestre por el punto situado bajo un satélite geosincrónico en una órbita circular inclinada es un número ocho centrado en el ecuador. El satélite mismo cruza el ecuador a la distancia geoestacionaria (Naciones Unidas, 1977).

---

<sup>3</sup> Problemática comentada en el documento "A" de la conferencia 101/B.7

Una órbita inclinada excéntrica proyecta sobre la superficie terrestre la forma de un ocho distorsionado, que va desde asimetrías imperceptibles hasta curvas en ángulo o elípticas y casi circulares. La distorsión depende de la inclinación y excentricidad y, además, de la posición del perigeo de la órbita. En general, los satélites situados en estas órbitas no pasan por el ecuador a la distancia geoestacionaria pero permanecen cerca de ésta (Naciones Unidas, 1977).

Un ejemplo para una estación terrestre en el hemisferio septentrional es el que proporciona una órbita de  $2,5^\circ$  de inclinación, 0,05 de excentricidad y un perigeo situado a la máxima latitud meridional de la órbita. Un satélite en esta órbita atraviesa el plano ecuatorial dentro de la distancia geoestacionaria y la proyección terrestre de su trayectoria es una curva convexa que requiere movimientos de seguimiento no mayores de alrededor  $12^\circ$ . Sería posible ubicar en la órbita 10 satélites con una separación mínima de  $2^\circ$ , aumentando así significativamente la capacidad del arco pertinente de la órbita geoestacionaria (Naciones Unidas, 1977).

#### *E. El recurso órbita-espectro (ROE)*

En el año de 1932 se realizó en Madrid una conferencia que decidió crear la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) la cual se especializa en coordinar los aspectos de las radiocomunicaciones y telecomunicaciones. El régimen está enmarcado por algunos principios de carácter rígido como el de la igualdad de trato, el secreto de las comunicaciones y la prioridad de los servicios de seguridad.

Como se vio anteriormente, la acumulación de vehículos en el espacio puede hacer peligrosa la navegación de tales artefactos y hacer verosímiles y fáciles sus posibilidades de choque en el espacio, o durante su regreso, ya sea entre vehículos espaciales o ya entre ellos y aeronaves en vuelos regulares o normales por las capas inferiores del espacio, cuando aquellos regresen a la Tierra.

Por ello, ya en 1964 (Estradé, 1964), se consideraba importantísimo que los lanzamientos no pudieran hacerse sin la verificación internacional y el permiso

para establecimiento de órbitas. Es así que en Nairobi (1982) se firmó un Convenio Internacional de Telecomunicaciones auspiciado por la UIT que en su artículo 33 reglamenta la utilización nacional del espectro de frecuencia radioeléctricas y de la órbita de los satélites geoestacionarios (Ramírez, 1985).

De acuerdo con el reglamento de la UIT, los países que proyecten un sistema de telecomunicaciones por satélite tienen que notificar por lo menos 5 años antes de la puesta en servicio de tal sistema, toda la información detallada sobre el propio sistema y sus satélites a La Junta del Reglamento de Radiocomunicaciones la cual fue creada como parte de la nueva estructura de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) en 1992 y es la sucesora de la Junta Internacional de Registro de Frecuencias (IFRB) cuyos miembros trabajaban en régimen de dedicación exclusiva (Abourdaham).

Una vez notificada a los miembros de la UIT la solicitud y examinada técnicamente esa notificación, se inscribe la asignación en el Registro Internacional de Frecuencias.

Todos tienen derecho a utilizar una trayectoria a condición, ciertamente de no interferir en un derecho anterior en igual sentido que tuviese otro. El fundamento de este derecho se encuentra en el Tratado del Espacio de 1967 que consagra el principio de libertad de desplazamiento. Todos tienen derecho a colocar un objeto espacial en órbita pero el segundo en el tiempo deberá respetar el camino elegido por el primero (primero en el tiempo, primero en el derecho).

## **V. PROPUESTA PARA EL USO DE LAS ÓRBITAS**

A través del estudio del espacio, y del espacio-tiempo, se ha llegado a la posibilidad de los grandes triunfos contemporáneos en el campo de la energía atómica, y por ellos también a las grandes exploraciones, aún incipientes, de este mismo espacio, las cuales no deben ser ajenas al hombre de leyes, al derecho en sí, a la ley (Estradé, 1964). Por tanto, considerando:

1. Que el carácter de patrimonio común de la humanidad revestido por la órbita geoestacionaria ha sido reconocido.
2. Que el tratado Málaga-Torremolinos de la UIT fue modificado en 1982 por la reunión de Nairobi de dicha institución, donde se agrega la necesidad de respetar la situación geográfica de algunos países.
3. Que el reconocimiento de una jurisdicción o privilegios, por limitados que sean, en materia de órbita geoestacionaria, entraría en conflicto directo con los principios jurídicos que rigen las actividades en el espacio ultraterrestre (Williams, 1990).
4. Que en 1989, Francia, en el marco de sus propuestas sobre la inmunidad de los satélites se centró en la formulación de normas de buena conducta para los vehículos espaciales con miras a: reducir el riesgo de colisiones accidentales, prevenir las persecuciones coorbitales a corta distancia; y garantizar un mejor conocimiento del tráfico espacial del modo siguiente (Naciones Unidas, 1994):
  - a) Disposiciones para actualizar de manera regular los elementos orbitales declarados en el momento del registro, en el caso de maniobras y derivas
  - b) El respeto de una distancia mínima entre dos satélites colocados en una misma órbita para evitar no sólo las colisiones accidentales, sino también las persecuciones coorbitales a corta distancia, que son un requisito necesario para el sistema de minas espaciales
  - c) La vigilancia de los cruces a corta distancia para limitar los riesgos de colisión o de interferencia.
5. Que el tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados de 1967 en su art.9 dice que “En la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes, los Estados Partes en el Tratado deberán guiarse por el principio de la cooperación y la asistencia mutua”, por lo que este artículo asienta el principio de cooperación internacional en cuanto

a la actividad espacial a desarrollarse, por otro lado el art.10, suscribe a esta idea formulando que “A fin de contribuir a la cooperación internacional en la exploración y la utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes, conforme a los objetivos del presente Tratado, los Estados partes en él examinarán, en condiciones de igualdad”, esta normativa intenta integrar en pos de la igualdad a aquellos Estados que no tenga la misma oportunidad tecnológica debido a su economía, equiparándolos sus condiciones en la parte final de dicho artículo: “La naturaleza de tal oportunidad y las condiciones en que podría ser concedida se determinarán por acuerdo entre los Estados interesados”.

Se propone la realización de **un régimen jurídico especial para la órbita geoestacionaria** donde se tenga en cuenta que si bien la soberanía no puede concebirse como absoluta por ser contraria a los progresos de la técnica y, en general, de la cultura humana, tampoco la libertad o facultad pueden ser absolutas sino para algo determinante; un fin que, conforme al estado de la cultura universal, pueda considerarse lícito y sin caer en abuso de derecho (Rubio, 1958).

De esta manera, se pone a consideración **las siguientes medidas**:

1. La creación de **un fondo administrado por la UIT**, el cual se alimentará del dinero aportado por aquellos países que deseen obtener una posición orbital y una frecuencia radioeléctrica y que ya posean un número superior de satélites a la media mundial.
2. La implementación de las **propuestas realizadas por Francia en 1989** y las demás pertinentes con el fin de evitar colisiones e interferencias entre satélites tales como el llevar los satélites a órbitas altas y la utilización de las órbitas generalizadas.
3. La implementación de las **propuestas realizadas por Colombia** en el documento A/AC.105/C.2/L.200 por las cuales se daría aplicación a los principios de acceso equitativo y racional al recurso órbita-espectro (ROE), por las cuales cuando fuera necesaria la coordinación:

- a. Entre un país que ya tenga acceso y uno que no: se le de prioridad al segundo.
  - b. Entre dos países que ya tengan acceso o dos países que no lo tengan: mantener el principio de que “quien llega primero, tiene prioridad”.
4. Hacer obligatoria la inscripción en el registro internacional de los objetos espaciales para que de esta manera haya un mayor control de las posiciones reales de los satélites y de su órbita.
  5. Así como los satélites en órbita geoestacionaria se envían a órbitas altas con el poco combustible que les queda, debieren traerse hacia la atmósfera a los satélites en órbitas bajas para que sean incinerados por la fricción del aire.
  6. Promover la utilización de vehículos espaciales reutilizables, cuyas partes vuelvan a la tierra, evitando la saturación de las órbitas y constituyendo un ahorro económico para los países.

## VI. CONCLUSIONES

1. La conquista espacial se ha vuelto asunto de los que pueden y no de los que quieren o de los que tienen fundados sus derechos y necesidades, en manos de Estados desarrollados con poder económico y tecnológico (Comisión colombiana del espacio).
2. El sueño de la humanidad de aprovechar al máximo el espacio ultraterrestre para el desarrollo de la ciencia y el bienestar de la humanidad aún no se ha hecho realidad y, por lo tanto, sigue siendo un objetivo por alcanzar.
3. La delimitación y definición del espacio ultraterrestre reviste en este momento primera prioridad

4. la fijación de la altura a partir de la cual comienza el régimen de libertad de exploración y utilización consagrado por el Tratado del Espacio de 1967 e instrumentos afines podría ser fijado, por convención, en alrededor de los 100km.
5. la órbita geoestacionaria, al igual que toda órbita descrita por un satélite, se encuentra en el espacio ultraterrestre. Por ende, está sujeta a los principios de libre acceso y no apropiación aplicables en ese ámbito. Estos principios no resultan afectados por los sistemas de planificación que, por razones administrativas, establezcan las Conferencias de la UIT (Williams, 1990).
6. El fenómeno natural de la órbita geoestacionaria sólo aparece en el plano ecuatorial, lo cual constituye una realidad objetiva que hace de ella única en su naturaleza. Por otra parte, la órbita geoestacionaria es un recurso natural limitado por cuanto se puede llegar a saturar y se hace necesaria una regulación especial.
7. Los satélites geoestacionarios no están ubicados en posiciones fijas de manera permanente. A lo largo de sus vidas activas se deben mantener en una región en torno de sus posiciones nominales mediante sistemas de propulsión de mantenimiento.

## BIBLIOGRAFÍA

### Libros y fuentes de internet

Abourdaham, Pierre. *Junta del reglamento de radiocomunicaciones*. Tomado de: <http://www.itu.int/itu-news/issue/2001/10/rrb-es.html>.

Comisión Colombiana del Espacio. *Evolución del derecho espacial*. Tomado de: <http://www.cce.gov.co/alfresco2.1-5.1.1.1/d/d/workspace/SpacesStore/33735426-d997-11e0-839f-c35ee8efbcbe/7.Yinet%20Cordoba,%20VICEPRESIDENCIA.pdf>. Bogotá, 2011.

CNES. *El espacio: ¿cómo funciona?, ¿para qué sirve?*.

Estradé Rodoreda, Sebastián. *El derecho ante la conquista del espacio*. Barcelona: Ariel, 1964.

Franco García, Ángel. *Física con ordenador: Dinámica celeste*. Tomado de: <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/celeste/kepler3/kepler3.html>.

Gaviria Liévano, José Enrique. *Régimen jurídico de la órbita geoestacionaria y el espacio ultraterrestre*. Bogotá: Universidad Externado de Colombia, 1978.

Naciones Unidas. Centro para el Desarme. *Estudio sobre la aplicación de medidas de fomento de la confianza en el espacio ultraterrestre*. New York: Naciones Unidas, 1994.

Naciones Unidas, Asamblea General. *Carácter físico y atributos técnicos de la órbita geoestacionaria (A/AC.105/203)*. New York: Naciones Unidas, agosto 29 1977.



Peredo Álvarez, Sergio. *Software para análisis del presupuesto de enlace para comunicaciones vía satélite: Cap II Satélites*. Tomado de: [http://catarina.udlap.mx/u\\_dl\\_a/tales/documentos/lem/peredo\\_a\\_s/capitulo2.pdf](http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lem/peredo_a_s/capitulo2.pdf). Puebla, 2004

Ramírez del Valle, Bernardo. *La órbita sincrónica geostacionaria: tercera dimensión de la soberanía nacional*. Cartagena: Centro de Investigaciones Jurídicas Unicartagena, 1985.

Rubio Tardío, Pedro. *Derecho y satélites artificiales: más sobre la naturaleza jurídica del espacio supraterrrestre*. Madrid: Instituto Francisco de Vitoria, 1958.

Salvat editores. *Los satélites artificiales*. Barcelona: Salvat, 1974.

Seara Vázquez, Modesto. *Derecho y política en el espacio cósmico*. Mexico: Unam. Instituto de Investigaciones Jurídicas, 1980.

Trench, Mariana V, *El Derecho Espacial y la Cooperación Internacional Ante los Desastres Naturales*. Tomado de: <http://www.derecho.uba.ar/institucional/deinteres/derecho-internacional-publico-mariana-trench.pdf>

Williams, Silvia Maureen. *Derecho internacional contemporáneo: la utilización del espacio ultraterrestre*. Buenos Aires : Abeledo-Perrot, 1990.

### Convenios y tratados

Acuerdo que debe regir las actividades de los Estados en la luna y otros cuerpos celestes.

Algunos aspectos relativos a la utilización de la órbita geoestacionaria.

Convenio sobre la responsabilidad internacional por daños causados por objetos espaciales.

Convenio sobre el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre.

Declaración sobre la cooperación internacional en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre en beneficio e interés de todos los Estados, teniendo especialmente en cuenta las necesidades de los países en desarrollo.

Párrafo 4 de la resolución 55/122, de 8 de diciembre de 2000. Cooperación internacional para la utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos.

Principios que han de regir la utilización por los Estados de satélites artificiales de la tierra para las transmisiones internacionales directas por televisión.

Principios relativos a la teleobservación de la tierra desde el espacio.

Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la luna y otros cuerpos celestes.