

# Parámetros keplerianos de los satélites

por Luis del Molino EA3OG

*Aunque las órbitas de los satélites LEO (Low Earth Orbit) son aparentemente circulares, siempre tienen una pequeña excentricidad que les proporciona realmente una forma elíptica, por lo que para situar cualquier satélite con precisión es imprescindible utilizar los parámetros que la definen, a los que llamamos elementos keplerianos, pues fue Kepler el primero que las definió.*

## Introducción

Cuando queramos hacer el seguimiento de cualquier satélite de radioaficionados (y muchos otros que no lo son), debemos recurrir a páginas web como la de AMSAT ([www.amsat.org](http://www.amsat.org)), donde podemos conseguir un fichero lleno de parámetros que nos descargamos y lo entramos en un programa de seguimiento como, por ejemplo, el SalleTrack. El programa SalleTrack, con estos datos, ya es capaz de calcular dónde se encuentra el satélite que hayamos escogido en cada instante y nos lo muestra sobre un mapamundi, de modo que en cada momento sepamos cuándo estará a nuestro alcance y podamos apuntar nuestras antenas hacia él. El programa SalleTrack incluso puede realizar, por medio de una interficie, el control de un rotor que mueva nuestras antenas y las apunte automáticamente al satélite escogido para no tener que moverlas a mano.

Sin embargo, esos parámetros, a primera vista, parecen algo muy misterioso y, en este artículo intentaremos a desmitificarlos, pues son los parámetros que indican cómo se mueve cada satélite alrededor de la Tierra, basados en los parámetros de una órbita que ya definió Kepler, por lo que se les llama elementos keplerianos.

Estos parámetros se pueden englobar en tres grupos principales:

- Parámetros que definen la forma de la órbita
- Parámetros que definen la posición de la órbita en relación a la Tierra
- Parámetros que definen la posición del satélite en esa órbita en cada momento

## Los parámetros que definen la forma de la órbita

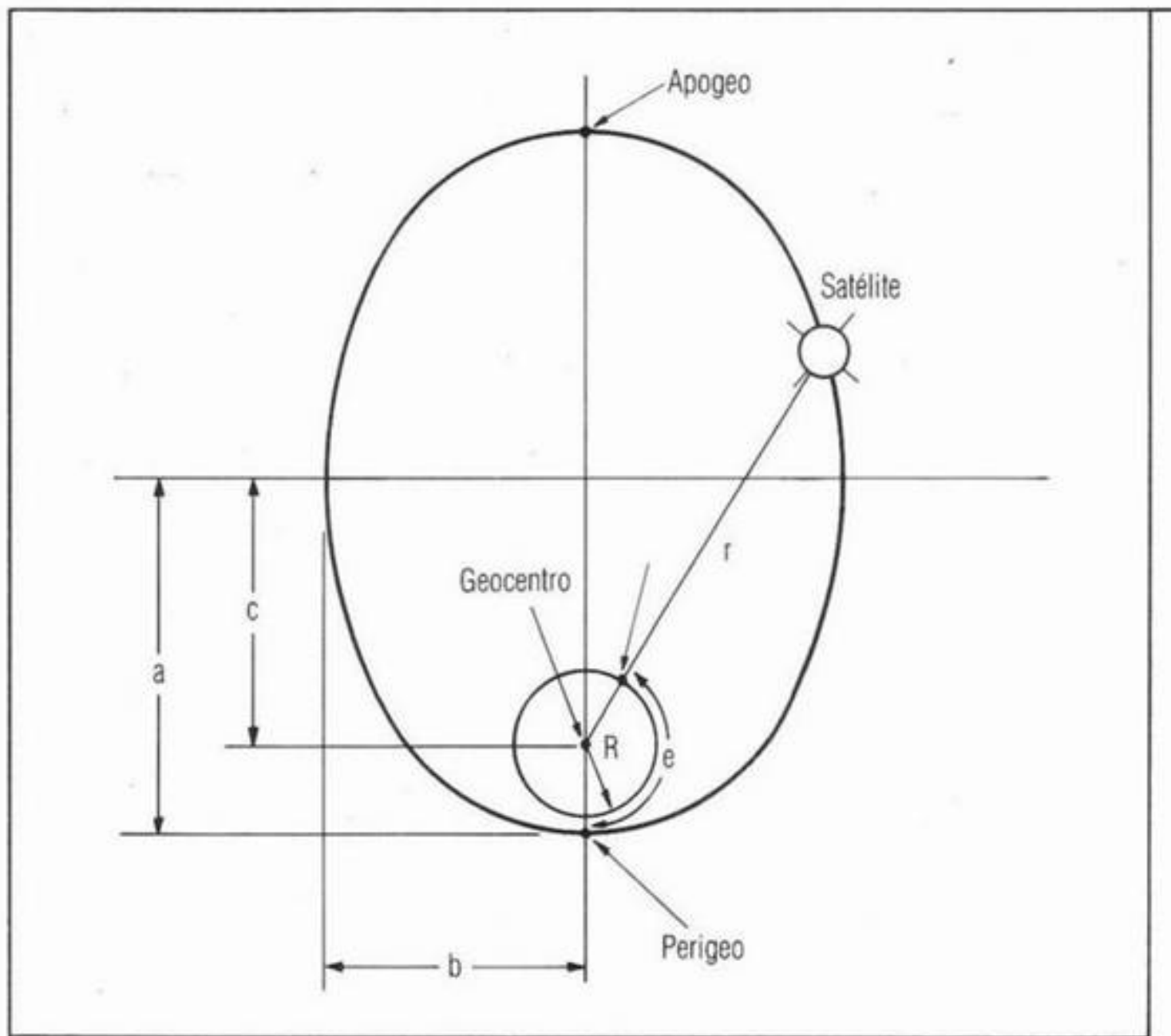
Los parámetros que definen que su forma sea más o menos elíptica y que, por tanto, se aparte más o menos de una trayectoria perfectamente circular alrededor de la Tierra, son dos: *la excentricidad (eccentricity)* y el *movimiento medio (mean motion)*.

**La excentricidad** es un valor que oscila entre 0 y 1, y viene dado por el cociente entre la semidistancia entre los dos focos de la elipse (c) y el semieje mayor (a) (semi = mitad del eje) como se observa en la figura 1 y figura 2. En términos más vulgares, diríamos que <a> es el largo de la elipse, mientras que <b> es el ancho. La fórmula que las relaciona es:

$$E = c/a = \sqrt{1 - (b/a)^2}$$

Podemos deducir fácilmente que, si la **excentricidad vale 0**, eso significa que (c) tiene que ser nula, de modo que, como nos sugiere la propia expresión la órbita no es nada excéntrica y la trayectoria

se reduce a un simple y perfecto círculo. El satélite podría llamarse de órbita casi "circular" y en este grupo se encuadran todos los satélites LEO de baja altura.

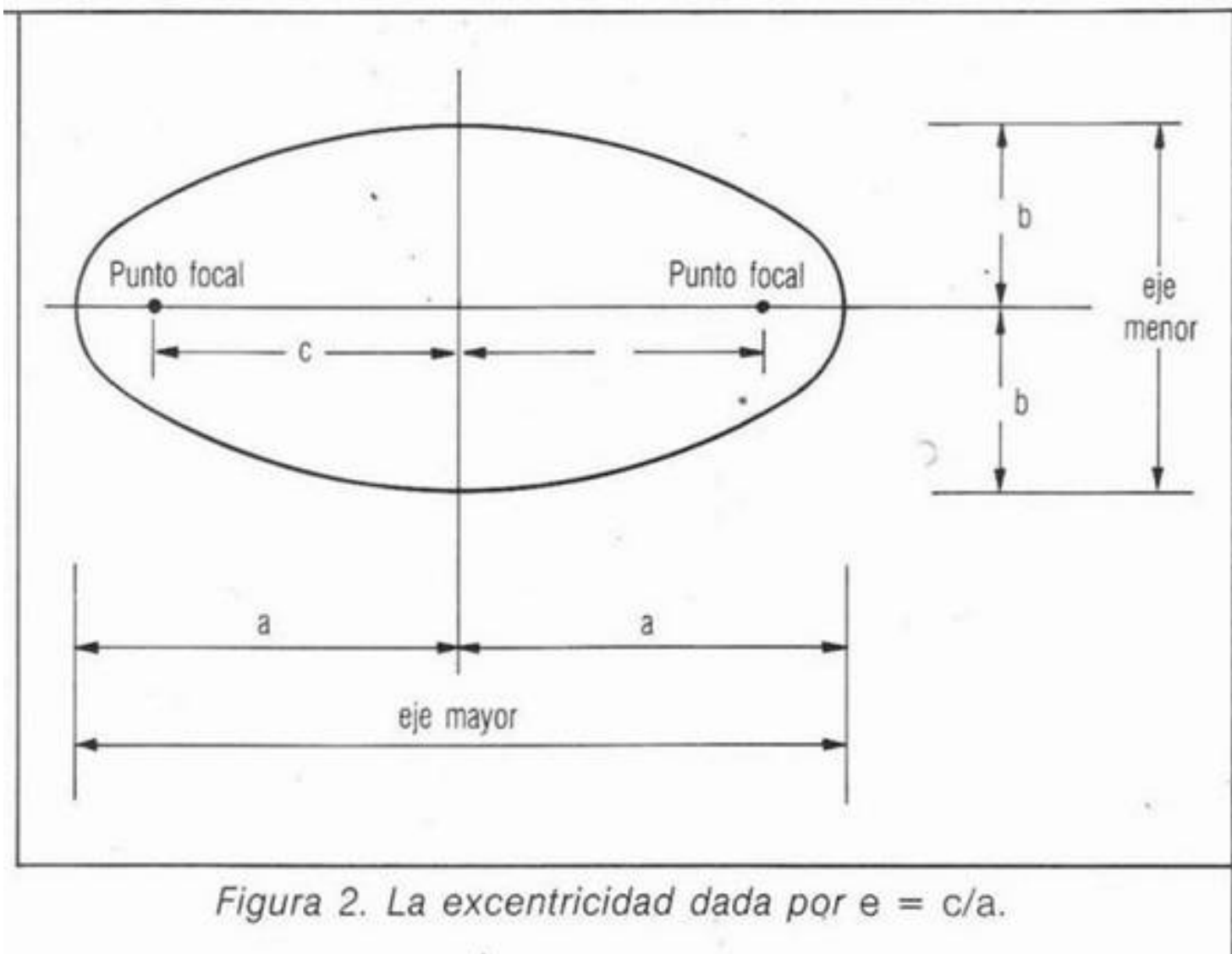


*Figura 1. Apogeo y perigeo de un satélite.*

Obviamente no existen órbitas perfectamente circulares, por lo que los satélites LEO realmente tienen siempre una pequeñísima excentricidad no nula, cuyos valores se encuentran entre 0 y 0,01. También los satélites geoestacionarios que se mueven sobre los 36.000 kilómetros de altura sobre la Tierra (semieje de 42.000 km) pertenecen a esta familia de satélites con órbitas casi perfectamente circulares.

A medida que la excentricidad se acerca a 1, la elipse es cada vez aplastada y el satélite recorre una órbita que en ciertos momentos le aleja mucho y luego se aproxima la Tierra. Es la trayectoria de los satélites que llamamos de órbita muy elíptica, como por ejemplo la órbita Molniya que describiremos posteriormente.

Este valor de la excentricidad varía muy ligeramente con el tiempo debido a las perturbaciones de la atracción solar y lunar sobre el satélite, de forma que siempre cambia unas milésimas con el tiempo y debemos modificarla en el programa de cálculo de cuando en cuando, entrando en lo posible valores más actualizados, obtenidos de referencias más recientes de la web de AMSAT por ejemplo.



Y ahora ha llegado el momento de hablar del **apogeo** y del **perigeo**:

Este es el momento de mostrarnos dos puntos muy característicos de una órbita elíptica que se distinguen claramente en la Figura 1 y que es imprescindible conocer bien, pues otros parámetros se referirán a estos dos puntos característicos.

El **apogeo** es el punto de la órbita más alejado de la Tierra, el punto en el que un satélite alcanza la máxima distancia de alejamiento, es decir el punto en que deja de subir, se detiene y empieza a caer nuevamente hacia la Tierra. Es el momento en que se encuentra más alejado y, por tanto, aquel en que conseguiría la máxima cobertura con sus antenas, cobertura que puede llegar a cubrir todo un hemisferio terrestre, aunque en ese punto nos llegaría desde él la señal más débil de todo su recorrido alrededor de la Tierra.

El **perigeo** es el otro punto importante, pues es el punto de la órbita en que el satélite se encuentra

más cercano a la Tierra y, por tanto, cubre menos superficie con su transmisión, pero sus señales nos llegan con el campo máximo y, por tanto, los recibimos con la mejor señal.

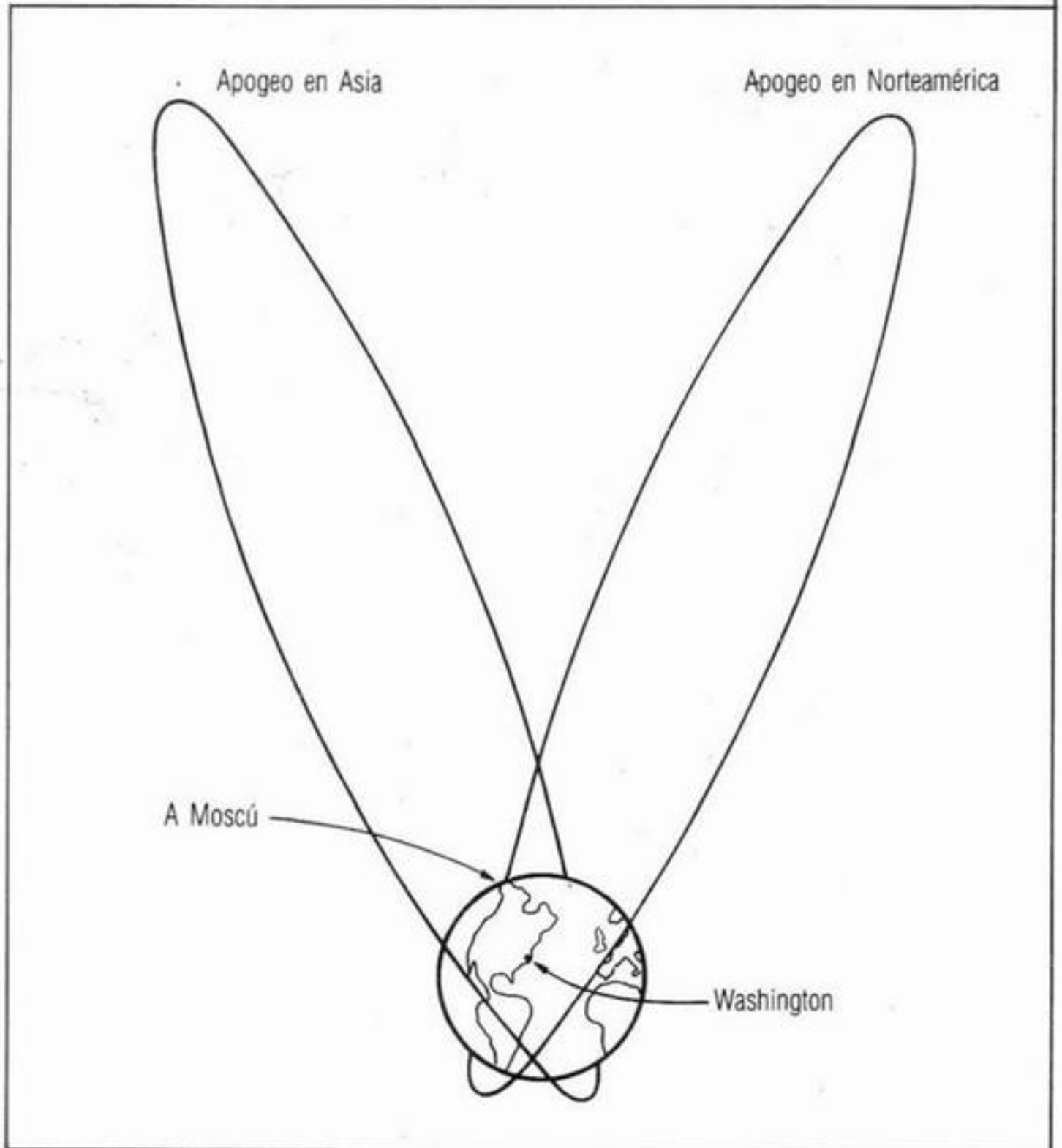


Figura 3. Dos apogeos sucesivos.

**El movimiento medio** indica el número de revoluciones que el satélite describe por día alrededor de la Tierra, o sea el número de pases que realiza por el perigeo de la órbita en 24 horas o sea revoluciones por día. Este valor corresponde exactamente a la inversa del **período**, pero es un parámetro más fácil de utilizar, pues el **movimiento medio** no necesita conversiones como el período que usualmente viene expresado en horas minutos y segundos, por lo que normalmente se prefiere utilizarlo, ya que nos facilita los cálculos al no tener que realizar ninguna conversión.

También es muy fácil saber cuantas órbitas ha realizado un satélite a partir del punto e instante de referencia que nos indican los parámetros keplerianos descargados, pues basta con multiplicar el número de horas transcurrido desde el punto de referencia por el valor del movimiento medio para saber exactamente el número de órbitas realizadas y determinar así la posición actual del satélite en su órbita.

### **Variación del movimiento medio (Decay rate)**

Aunque es cierto que la forma de la órbita depende de sólo dos parámetros, hay un tercero que mide el ritmo de cambio de la duración de esta órbita; es decir, mide lo que varía en el tiempo el **movimiento medio**. Si tenemos que deducir la posición del satélite por la duración de la órbita (dada por el movimiento medio), si este varía con el tiempo, para calcular órbitas sucesivas tendremos que tener en cuenta esta pequeña variación diaria.

Debido al frenado que sufre el satélite con el roce con las capas altas de la atmósfera, especialmente cuando pasa por el *perigeo* cuando la órbita es muy elíptica, lo normal es que se modifiquen las milésimas del movimiento medio cada día. Este frenado, paradójicamente, hace que el satélite caiga más deprisa y que acelere su movimiento, por lo que la tendencia general es que el número de vueltas por día aumente, o sea que aumente el valor del movimiento medio. Se mide por la variación de las revoluciones por día cada día.

Por otra parte, en los satélites de órbita muy elíptica (órbitas tipo Molniya que comentaremos más adelante), otras influencias pueden hacer que el movimiento medio disminuya en lugar de acelerarse, como por ejemplo las influencias gravitatorias del Sol y de la Luna, que pueden disminuir su valor, en contra de la tendencia general.

Sin embargo, en los satélites de órbita casi circular, esta variación es tan pequeña que le corresponde un número muchísimo menor que la unidad, con una posición decimal que lleva delante tal número de ceros, que muchas veces sus cifras significativas no caben ni siquiera en el espacio dedicado a los parámetros y, por tanto, aparece en los elementos keplerianos con un valor en la práctica nulo, lo que entonces no nos importa porque su efecto para predicciones a medio plazo es despreciable.

### **Parámetros que definen la posición de la órbita**

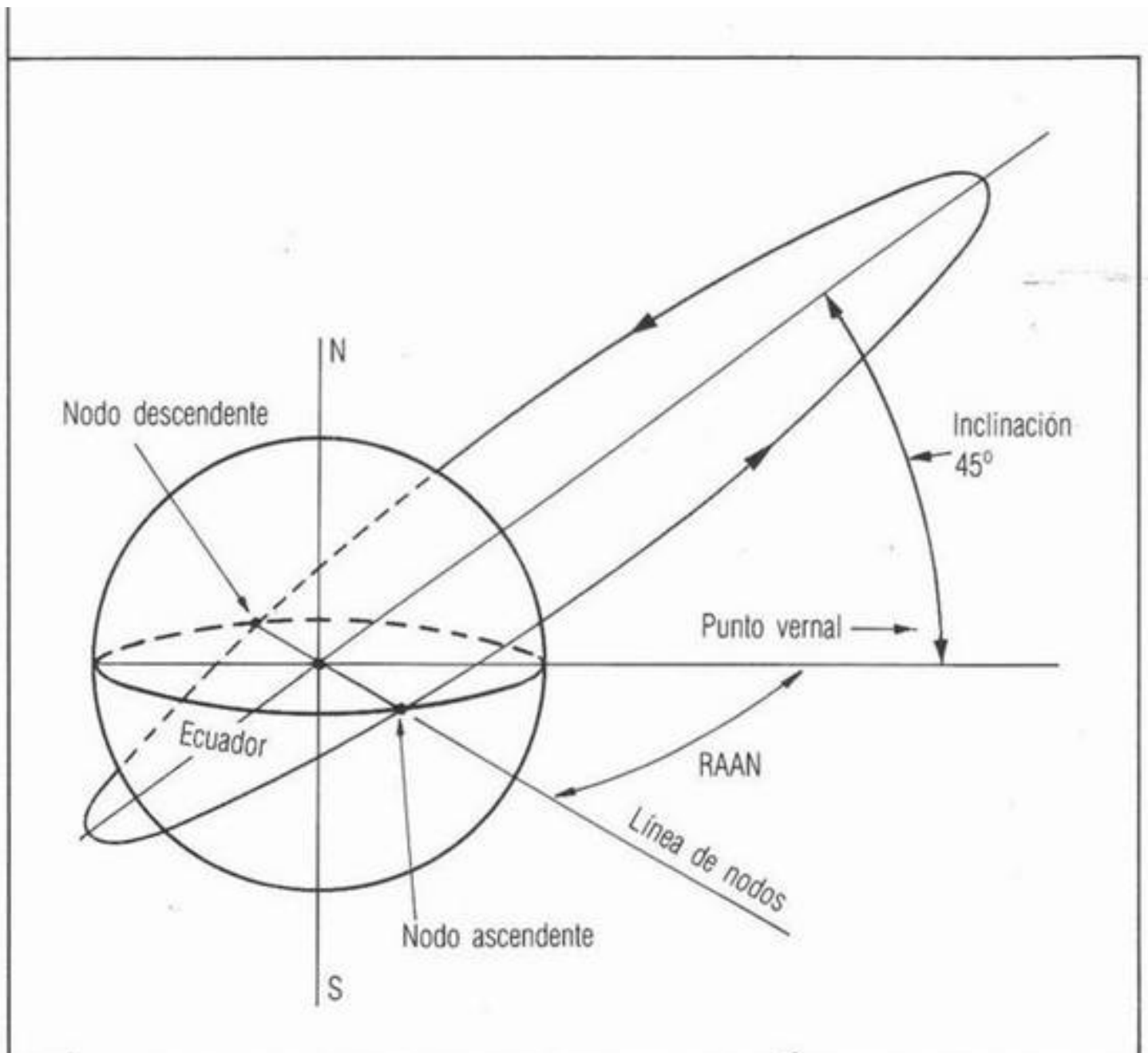
Hasta aquí hemos visto los parámetros que fijan la forma y ahora vamos a ver los que definen su posición en el espacio, es decir, los que sitúan la órbita en relación con la esfera celeste que será nuestro sistema de referencia.

## Ascensión recta del nodo ascendente (RRAAN)

El RAAN (Right Ascension of Ascending Node) es el ángulo medido en grados que forma el radio terrestre que pasa por el nodo ascendente de una órbita determinada con el radio que pasa por el **punto vernal**, según se observa en la figura 4.

*¿Qué es el punto vernal?* Es el punto de referencia de la esfera celeste al cual se refieren todas las ascensiones rectas de las estrellas y planetas, y que resulta de la intersección del plano de la eclíptica (la curva que aparentemente describe el Sol alrededor de la Tierra), con el plano del ecuador terrestre en el equinoccio de primavera.

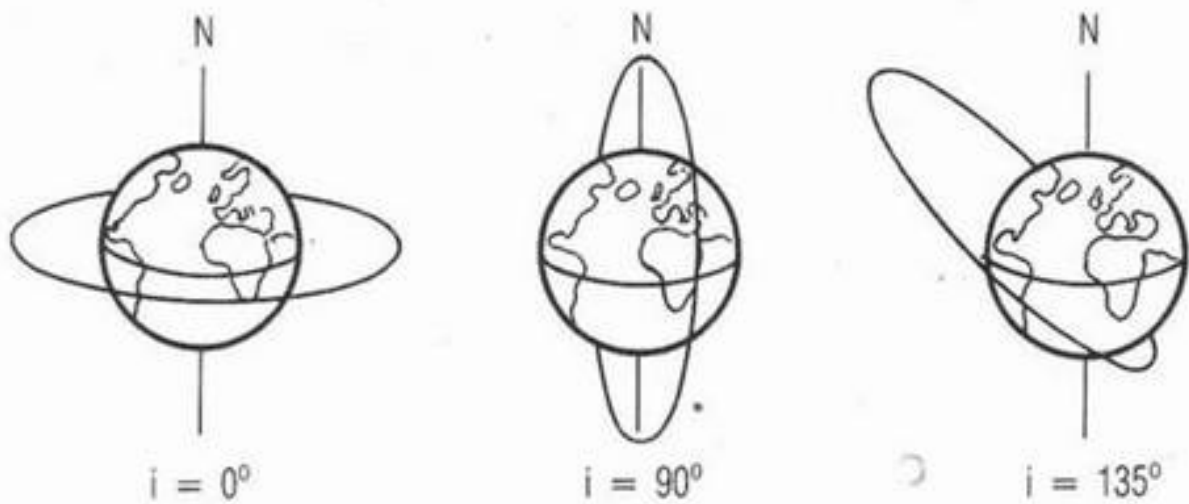
De este modo, el ángulo RAAN determina la posición en el espacio de la recta de intersección del plano de la órbita del satélite con el plano del ecuador terrestre, a lo que llamamos *línea de nodos*. Este ángulo, debido a la precesión de la órbita del satélite, va derivando también lentamente a lo largo del año, de modo que cada vez que nos dan una posición y una órbita de referencia del satélite (elementos keplerianos nuevos) para introducirlos en el programa de cálculo, notaremos que ha variado apreciablemente.



*Figura 4. La ascensión recta es el ángulo entre la línea de nodos y la dirección del punto vernal.*

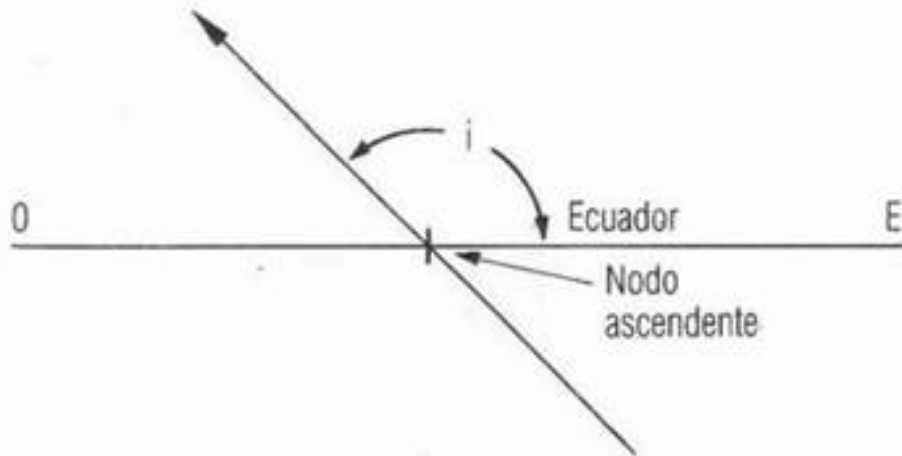
## **Inclinación de la órbita**

No basta con saber en qué punto corta el plano de la órbita del satélite con el plano ecuatorial terrestre, sino que hay que saber también con qué inclinación se cortan. Esta inclinación la podemos observar en las figuras 4 y 5 perfectamente y comprobar cómo se mantiene muy constante a lo largo de todas las órbitas.



*Figura 5. Satélites con órbitas inclinadas de  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  y  $135^\circ$ .*

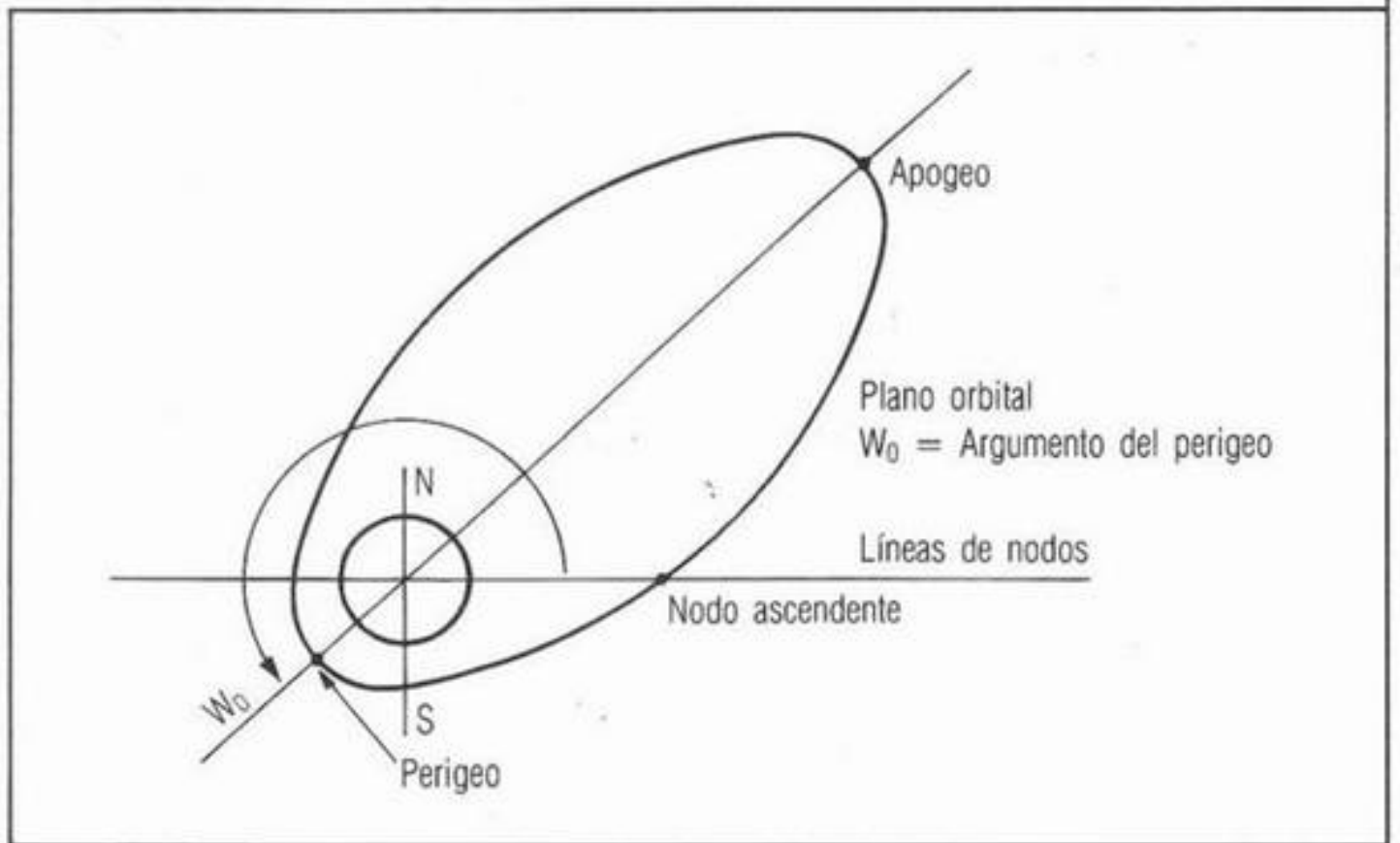
La inclinación varía realmente muy poco a lo largo de la vida del satélite y es un valor muy importante porque determinará la zona de cobertura que dominará cuando se encuentre en el apogeo. Por tanto, determina qué latitudes máximas alcanzará el satélite en su movimiento hacia el apogeo. La inclinación es el ángulo que forman los dos planos, el del ecuador terrestre y el plano de la órbita y, por tanto, también es el ángulo que forman las perpendiculares a ambos planos que pasan por el centro de la Tierra. Igualmente se puede definir como el ángulo que forma el diámetro ecuatorial que pasa por el punto vernal con el semieje mayor de la órbita como se observa en las figuras 4, 5 y 6.



*Figura 6. Trayectoria de satélite.*

### **Argumento del perigeo**

Ya tenemos fijado el plano de la órbita en relación a la Tierra y a la esfera celeste, con lo que ahora podremos irnos fijando más en la orientación de la órbita en relación a su propio plano. La órbita puede estar más o menos torcida como se ve claramente en la figura 7, en la que podemos comprobar que, suponiendo que el satélite se mueve en el plano del papel, se puede mover en una órbita que esté muy inclinada en relación a la línea de corte ecuatorial que pasa por los nodos, o en una que no esté apenas inclinada como aparece en perspectiva la órbita de la figura 5.



*Figura 7. Argumento del perigeo.*

Esta inclinación del apogeo y del perigeo es la inclinación del eje mayor de la órbita en relación con la línea de nodos y no tiene nada que ver con la inclinación del plano de la órbita en relación al plano del ecuador terrestre, que es un ángulo entre planos.

El argumento del perigeo varía más o menos con el tiempo, dependiendo principalmente de la inclinación inicial del plano de la órbita. Debemos resaltar que existe una inclinación determinada, que es la de  $63,4^\circ$  y un período de 12 horas, para la cual el argumento del perigeo de un satélite no cambia con el tiempo, y esta órbita se la llama de tipo Molniya, nombre que procede de los satélites rusos que la utilizaron primero. Esta inclinación asegura que el apogeo se produce siempre en el mismo punto sobre latitudes altas, muy adecuadas para Rusia, pues en algunas zonas de este país no es fácil aprovechar los satélites geoestacionarios.

Así por ejemplo, si tenemos una inclinación de  $63,4$  grados y un argumento del perigeo de  $270$  grados, conseguiremos que el satélite tenga siempre su apogeo sobre el hemisferio Norte. De este modo, con tres satélites bien combinados secuencialmente en el mismo plano orbital y que pasarían por el apogeo cada 12 horas, podríamos conseguir comunicaciones las 24 horas completas que abarcaran todo el hemisferio Norte, a diferencia de las geoestacionarias. Pero ahora hemos de hablar de la posición del satélite en la órbita.

**Parámetros que definen la posición del satélite en la órbita**

**Anomalía media (Mean Anomaly) y anomalía efectiva o verdadera**

De hecho, con los parámetros anteriores, hemos fijado únicamente la órbita o sea trayectoria del satélite y solamente nos falta señalar el punto por el que pasa y en qué punto se encuentra, para ya fijar su posición exacta dentro de una órbita completa. Esta se determina mediante la llamada *anomalía verdadera*, que es el ángulo que forma el vector que va desde el centro de la Tierra hasta el satélite, con el segmento que va desde el centro de la Tierra hasta el perigeo. A este ángulo se le llama *anomalía verdadera o efectiva* (figura 8), pues fija en qué punto de la órbita está nuestro "pajarito".

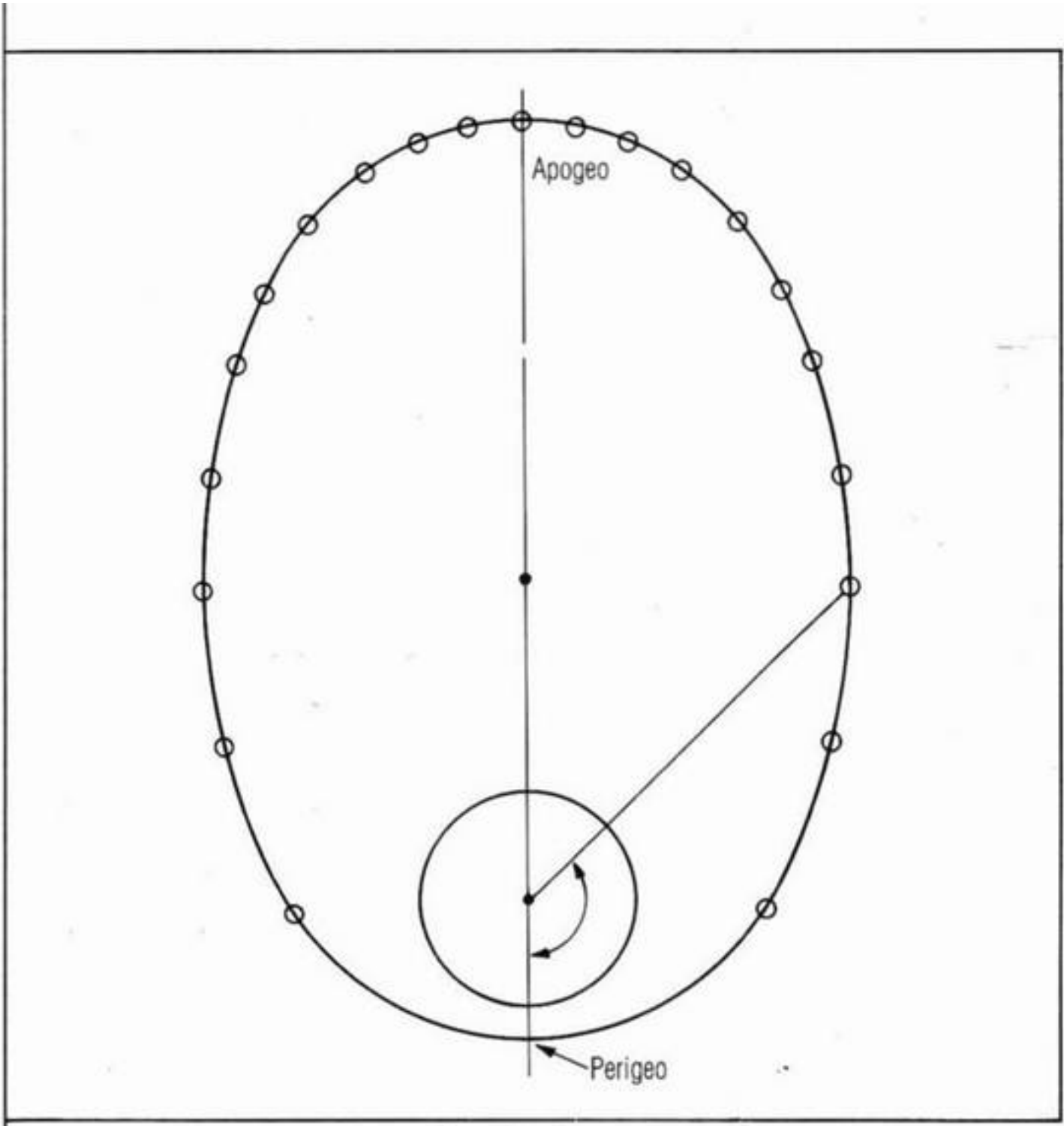


Figura 8. Anomalía efectiva y anomalía media.

Sin embargo, para determinar esta posición real, los cálculos parten normalmente del ángulo llamado *anomalía media*, un ángulo que corresponde a una posición ficticia del satélite, como si

este se moviera con una velocidad angular constante a lo largo de la órbita. Luego se calcula mediante iteraciones una anomalía llamada **anomalía excéntrica**, que es la que le correspondería si el satélite circulara por un círculo ficticio que rodeara totalmente la órbita elíptica, con un radio idéntico al del semieje mayor. Finalmente, de ésta **anomalía excéntrica** se deduce la **anomalía verdadera**, con lo que ya tenemos situado el satélite.

Insistamos en que la **anomalía media** no nos proporciona directamente la **anomalía verdadera**, puesto que el satélite se mueve mucho más rápidamente cerca del perigeo y muy lentamente cerca del apogeo, pero esta ficción simplifica mucho los cálculos y permite al programa de cálculo determinar la **anomalía verdadera** y su posición exacta en la trayectoria orbital.

## Fase

Los programas de cálculo nos proporcionan otra magnitud, llamada **fase** del satélite, que es muy útil para saber en todo momento si el satélite está o no en funcionamiento. La fase se acostumbra a dar en fracciones de tiempo de órbita, repartiendo el período (una vuelta completa) en 256 partes o posiciones. En el momento de fase 0 (o 256), el satélite se encuentra en el perigeo y alcanza el apogeo en el momento de fase 128. Si nos dicen que el repetidor del satélite estará activado entre la fase 40 a la 220 y desactivado entre la 220 y la 40, nos están diciendo que se desconecta automáticamente cuando va a pasar por el perigeo, pues en el perigeo es cuando dispone de menor cobertura sobre la Tierra y es muy poco accesible.

Ya tenemos fijada la posición del satélite y, por consiguiente, ahora ya podemos introducir los datos keplerianos de referencia en el programa de cálculo para deducir las sucesivas posiciones con gran exactitud.

## Formatos principales de los parámetros:

Normalmente se utilizan dos formatos principales, el formato Nasa en 2-líneas y el formato AMSAT. El primero es el más fácil de interpretar por los programas de cálculo porque todos los valores se encuentran en determinadas posiciones de las 2 líneas en que se comprimen, tal como se muestra en la figura 9.

### Formato NASA en 2 líneas

DECODE 2-LINE ELSETS WITH THE FOLLOWING KEY:

1 AAAAAU 00 0 0 BBBB.BBBBBBBB .CCCCCCC 00000-0 00000-0 0 DDDZ

2 AAAAA EEE.EEEE FFF.FFFF GGGGGGG HHH.HHHH III.IIII JJ.JJJJJJKKKKKZ

KEY: A-CATALOGNUM B-EPOCHTIME C-DECAY D-ELSETNUM E-INCLINATION F-RAAN

G-ECCENTRICITY H-ARGPERIGEE I-MNANOM J-MNMOTION K-ORBITNUM Z-CHECKSUM

AO-07

1 07530U 74089B 08108.72050569 -.00000027 00000-0 10000-3 0 1541

2 07530 101.4715 142.2280 0011837 021.9484 338.2085 12.53573753529403

AO-10

1 14129U 83058B 08108.53908122 .00000149 00000-0 10000-3 0 4968

2 14129 025.9256 219.8988 6006147 116.1824 316.1114 02.05868097186850

## Formato AMSAT descriptivo

Sin embargo, algunos programas también interpretan bien los ficheros que se les presenta en el formato AMSAT que es mucho más descriptivo y realmente no tienen problema para leer las cifras del fichero, a partir de la descripción de cada parámetro. Podemos verlos en la figura 10.

Satellite: AO-40  
Catalog number: 26609  
Epoch time: 08108.30068952  
Element set: 43  
Inclination: 007.5547 deg  
RA of node: 087.4810 deg  
Eccentricity: 0.7915516  
Arg of perigee: 072.2316 deg  
Mean anomaly: 353.6918 deg  
Mean motion: 01.25583289 rev/day  
Decay rate: -1.74e-06 rev/day<sup>2</sup>  
Epoch rev: 3427  
Checksum: 312

## Programas de seguimiento de satélites

Y ahora sólo nos falta describir los programas de seguimiento disponibles, que son capaces de leer estos parámetros o elementos keplerianos y proporcionarnos el cálculo de la posición de cada satélite. Pero eso lo encontraréis en otros enlaces de esta web.