

Comunicaciones Espaciales

Mecánica Orbital

Fernando D. Quesada Pereira¹

¹Departamento de Tecnologías de la Información y las Comunicaciones
Universidad Politécnica de Cartagena

14 de octubre de 2010

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Leyes del movimiento de los cuerpos celestes de Kepler

El astrónomo alemán **Johannes Kepler** (1571–1630) determinó **tres leyes** que describen el movimiento de los planetas. Dichas leyes pudieron ser establecidas en base a la información recopilada por el también astrónomo **Tycho Brahe** (1546–1601).



Leyes de Kepler

- 1 Los planetas tienen movimientos elípticos alrededor del Sol, con éste en uno de sus focos.
- 2 Los planetas, en su recorrido por la elipse, barren áreas iguales en el mismo tiempo.
- 3 El cuadrado de los periodos de los planetas es proporcional al cubo de la distancia media al sol (*ley armónica*).

Leyes de Kepler a partir de las Leyes de Newton

Leyes de Newton:

- 1 Todo cuerpo continúa en estado de reposo o en movimiento uniforme en línea recta al menos que se apliquen fuerzas sobre él.
- 2 El cambio de momento en un cuerpo es proporcional a la fuerza impuesta sobre él y se produce en la misma dirección de la fuerza.

$$\sum \vec{F} = m\vec{a}$$

donde,

$\sum \vec{F}$ es la suma de todas las fuerzas que actúan sobre la masa m .
 \vec{a} es el vector de aceleración sobre la masa.

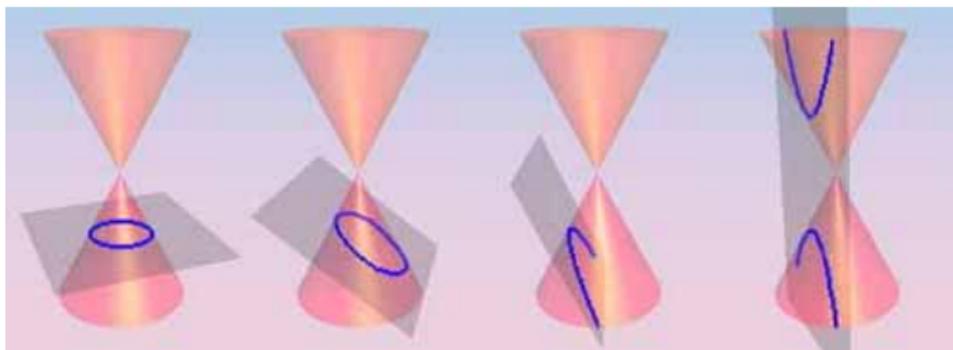
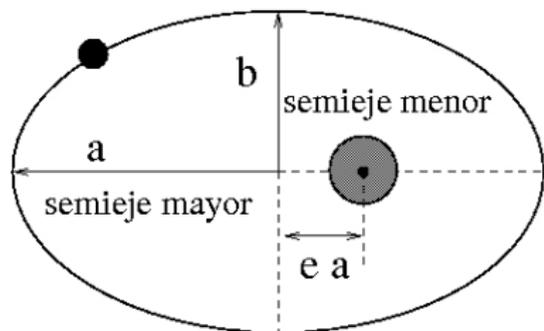
- 3 Para cada acción existe una reacción en sentido opuesto.

Las leyes de Kepler se deducen de Ley de la Gravitación de Newton asumiendo las siguientes aproximaciones:

- ➔ Se consideran dos cuerpos esféricos y homogéneos.
- ➔ Uno de los cuerpos tiene una masa mucho mayor que el otro.
- ➔ El movimiento relativo entre ellos se representa por una curva cónica (circunferencia, elipse, parábola o hipérbola).

Primera ley de Kepler

- ✓ La órbita es una curva **cónica** (elipse)
- ✓ La Tierra está en uno de los focos.
- ✓ La **excentricidad** (e) se define como $e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$, y esta comprendida para cuerpos en órbita $0 \leq e < 1$.

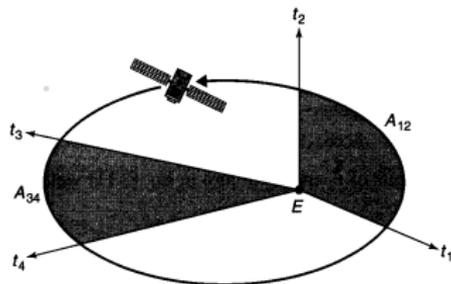
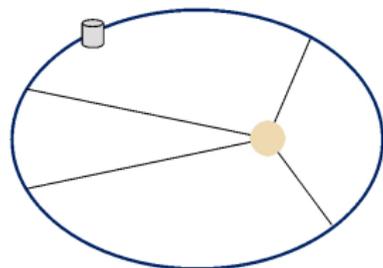


Las órbitas de los satélites describen siempre curvas cónicas (Círculo ($e = 0$), elipse ($0 < e < 1$), parábola ($e = 1$) e hipérbola ($e > 1$)).

Segunda Ley de Kepler

Ley de las áreas

- ✓ El Satélite barre **áreas iguales en tiempos iguales**.
- ✓ Las órbitas elípticas se mueven rápido en el perigeo y lento en el apogeo.
- ✓ En el caso de orbitas muy excentricas, el satélites permanece casi-estático en el apogeo.



[Ref.-Pratt, 2003]

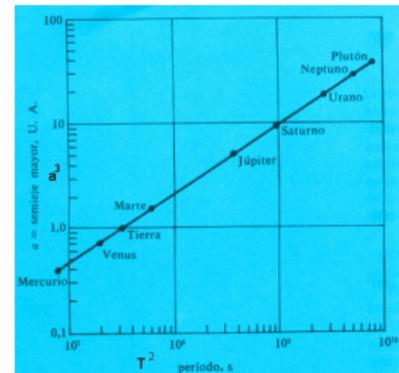
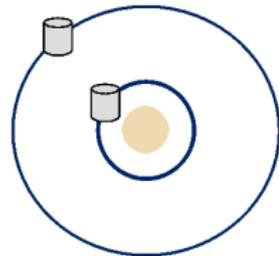
Tercera Ley de Kepler

La **velocidad** del satélite **disminuye con la altura** de órbita ($a^3 = \mu/\eta^2$).

- ☞ $\mu = GM_e = 3,986 \cdot 10^{14} (m^3/s^2)$ es la **constante de Kepler** (G es la constante de gravitación universal y M_e la masa de la Tierra).
- ☞ η es la **velocidad angular media** del satélite ($\eta = 2\pi/T(s)$), (T es el periodo orbital, es decir, el tiempo que tarda el satélite en dar una vuelta a la Tierra).

El periodo de un satélite T se puede escribir como:

$$T = \frac{2\pi r^{3/2}}{\mu^{1/2}}$$

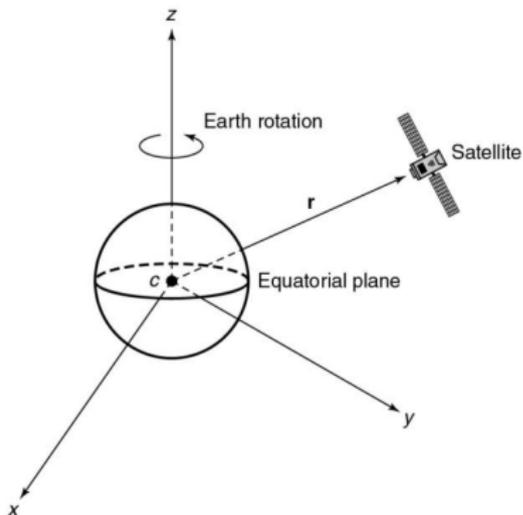


Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - **Obtención de la curva de una órbita**
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 **Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones**
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 **Otros aspectos orbitales**
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 **Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite**
- 5 **Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas**
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 **Efecto Doppler**
- 7 **Enlaces Web de Interés**

Ecuación diferencial de la órbita de un satélite

Planteamiento (Problema Vectorial)



Siguiendo el sistema de referencia de la figura la fuerza centrípeta se puede escribir como:

$$\vec{F} = -\frac{GM_E m \vec{r}}{r^3}$$

Asimismo, de la segunda ley de Newton

$$\vec{F} = m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2}$$

Igualando las relaciones anteriores, se tiene:

$$-\frac{\vec{r}}{r^3} \mu = \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2}$$

Finalmente, se llega a una ecuación diferencial de orden 2 con tres incógnitas ($\vec{r}(x, y, z)$), por lo que para poder definir una órbita harán falta **seis parámetros**.

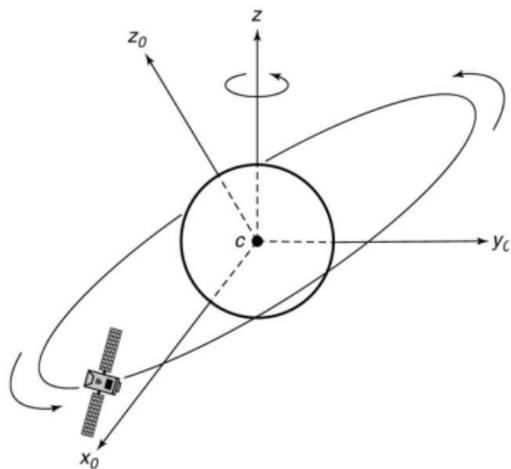
[Ref.-Pratt, 2003] Sistema de coordenadas de referencia de la posición de un satélite con origen en el centro de la Tierra

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} + \frac{\vec{r}}{r^3} \mu = 0 \quad \text{Ec. Dif de 2 orden}$$



Ecuación diferencial de la órbita de un satélite

Simplificación en el plano de la órbita



[Ref.-Pratt, 2003] Sistema de coordenadas donde los ejes x_0 e y_0 pertenecen al plano de la órbita del satélite, mientras que z_0 es perpendicular.

La resolución general de la ecuación diferencial de la órbita de un satélite es complicada. Para simplificar el proceso, se utiliza un **sistema de referencia centrado en el plano de la órbita**.

$$\hat{x}_0 \left(\frac{d^2 x_0}{dt^2} \right) + \hat{y}_0 \left(\frac{d^2 y_0}{dt^2} \right) + \frac{\mu (x_0 \hat{x}_0 + y_0 \hat{y}_0)}{(x_0^2 + y_0^2)^{3/2}} = 0$$

Se realiza un cambio de coordenadas de cartesianas a polares:

$$x_0 = r_0 \cos \phi_0 ; y_0 = r_0 \sin \phi_0$$

$$\hat{x}_0 = \hat{r}_0 \cos \phi_0 - \hat{\phi}_0 \sin \phi_0 ; \hat{y}_0 = \hat{\phi}_0 \cos \phi_0 + \hat{r}_0 \sin \phi_0$$

Finalmente, igualando las diferentes componentes vectoriales se llega a:

$$\frac{d^2 r_0}{dt^2} - r_0 \left(\frac{d\phi_0}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r_0^2}$$

$$r_0 \left(\frac{d^2 \phi_0}{dt^2} \right) + 2 \left(\frac{dr_0}{dt} \right) \left(\frac{d\phi_0}{dt} \right) = 0$$

Ecuación diferencial de la órbita de un satélite

Solución

La anterior ecuación diferencial tiene una solución del tipo:

$$r_0 = \frac{p}{1 + e \cos(\phi_0 - \theta_0)}$$

donde,

θ_0 Es una constante que sirve para reorientar la elipse respecto a los ejes x_0 e y_0 .

e Es la excentricidad de la elipse.

$p = \frac{h^2}{\mu}$ Es el *semilatus rectum*, mientras que h es el momento angular del satélite.

De esta solución queda demostrada la **primera ley de Kepler**.

El valor de θ_0 se puede hacer cero, escogiendo correctamente la orientación de x_0 e y_0 , resultando:

$$r_0 = \frac{p}{1 + e \cos \phi_0}$$

Asimismo,

$$a = \frac{p}{(1 - e^2)}$$

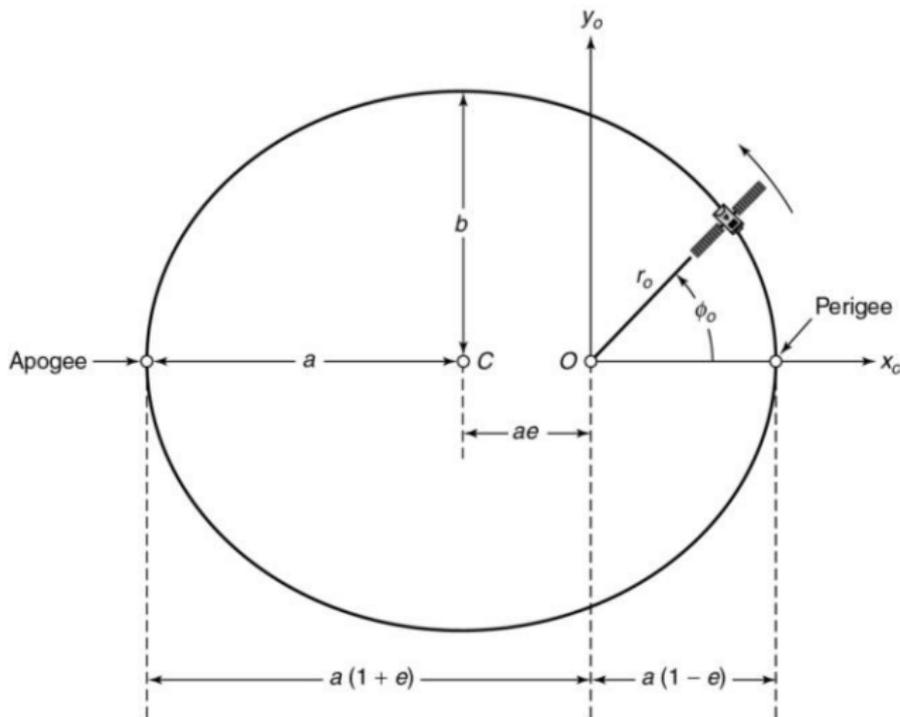
$$b = a(1 - e^2)^{1/2}$$

Finalmente, escribimos

Ecuación de la órbita

$$r_0 = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \phi_0}$$

Representación de la órbita de un satélite en su plano



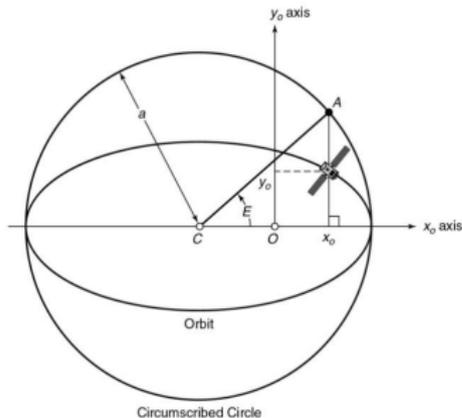
[Ref.-Pratt, 2003] Representación de la órbita en el plano orbital

Localización de un satélite en órbita

Se define la velocidad **angular media** η ,

$$\eta = \frac{2\pi}{T} = \frac{\mu^{1/2}}{a^{3/2}}$$

que es la de un cuerpo que de una vuelta al círculo circunscrito en el mismo tiempo que el satélite a la elipse. Asimismo, se define la **anomalía excentrica** E como el ángulo formado entre el eje x_0 , y la línea que va del centro de la elipse C al punto A (corte de la línea vertical que pasa por el satélite con el círculo).



[Ref.-Pratt, 2003] Círculo circunscrito a la órbita y anomalía excéntrica E

$$r_0 = a(1 - e \cos E)$$

$$a - r_0 = ae \cos E$$

$$\eta dt = (1 - e \cos E) dE$$

$$\eta(t - t_p) = E - e \sin E \quad \text{Integrando}$$

Finalmente se define la **anomalía media** como

$$M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E \quad (t_p \text{ es el tiempo del perigeo}).$$

Procedimiento para localizar un satélite

Pasos a seguir

Conociendo los parámetros descritos en la página anterior se puede determinar la posición de un satélite, siguiendo los siguientes pasos.

- 1 Se calcula $\eta = (2\pi)/T = \mu^{1/2}/(a^{3/2})$.
- 2 Se calcula $M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E$.
- 3 Se encuentra E despejando de la ecuación anterior (de forma numérica).
- 4 Se calcula r_0 , empleando E , de la relación $a - r_0 = ae \cos E$.
- 5 De la ecuación $r_0 = a(1 - e^2)/(1 + e \cos \phi_0)$ se encuentra ϕ_0 .
- 6 Se calcula $x_0 = r_0 \cos \phi_0$ e $y_0 = r_0 \sin \phi_0$.

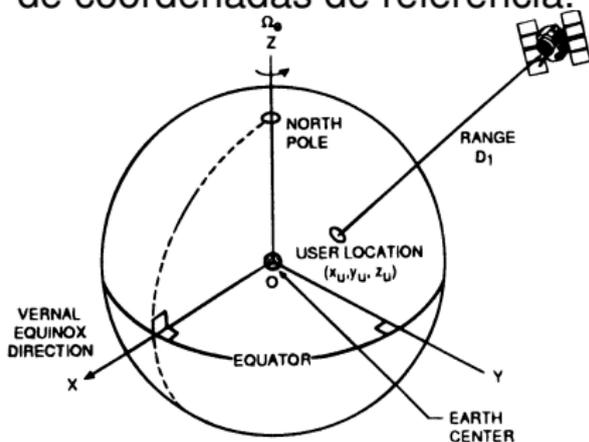
Una vez localizado el satélite en su plano orbital, se debe encontrar la posición del satélite respecto a la Tierra.

Índice de Contenidos

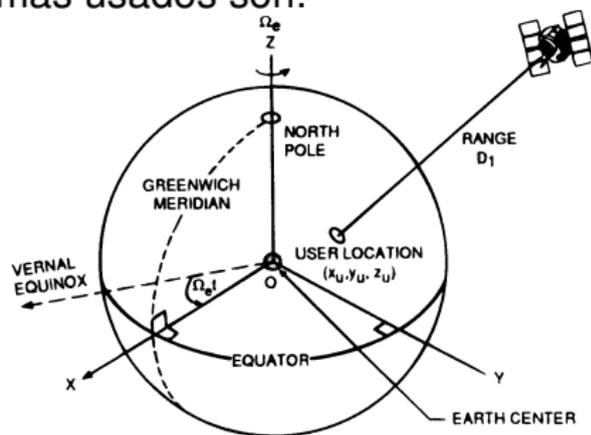
- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - **Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas**
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Sistemas de Coordenadas para describir órbitas.

La órbita de un satélite se puede describir mediante varios sistemas de coordenadas de referencia. Los más usados son:



Sistema inercial fijo a una coordena celeste (no rota con la Tierra). **CCRS: Space fixed-Earth Centered**

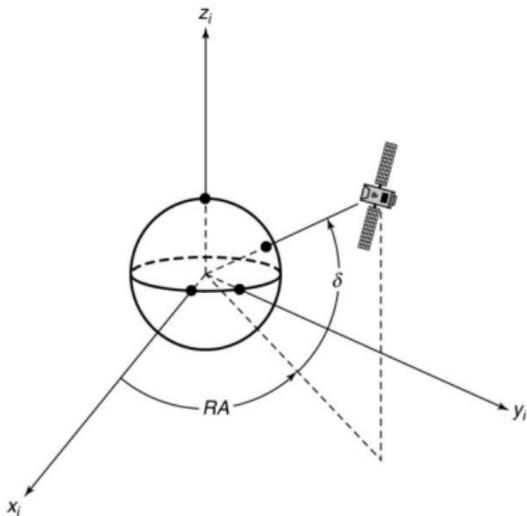


Centrado en Tierra y rotatorio con la Tierra (mejor para el segmento terrestre). **EFEC: Earth Fixed-Earth Centered**

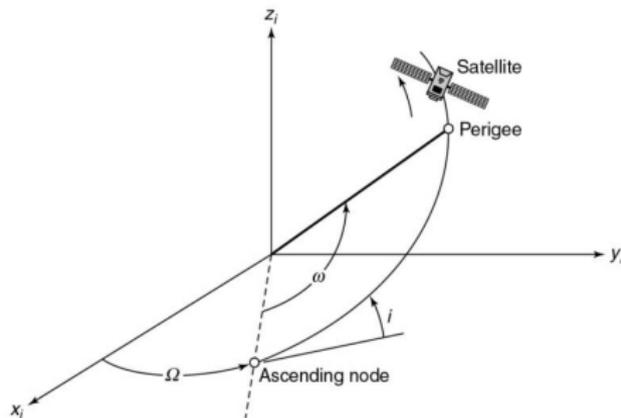
Localización de un satélite respecto a la Tierra

sistema geocéntrico ecuatorial (CCRS)

El eje x_i de este sistema de referencia esta dirigido al **primer punto de Aries**.



[Ref.-Pratt, 2003] Definición de la ascensión recta RA y la declinación δ



[Ref.-Pratt, 2003] Ascensión recta del nodo ascendente Ω y del argumento del perigeo ω .

Definición de aspectos relacionados con las órbitas

Conceptos importantes

Nodo Ascendente Es el punto de la órbita en el que el **satélite cruza** el plano ecuatorial viajando **hacia el norte**.

Nodo Descendente Es el punto de la órbita en el que el **satélite cruza** el plano ecuatorial viajando **hacia el sur**.

Línea nodal Une ambos nodos y pasa por el centro de la Tierra.

Época Es un tiempo de referencia.

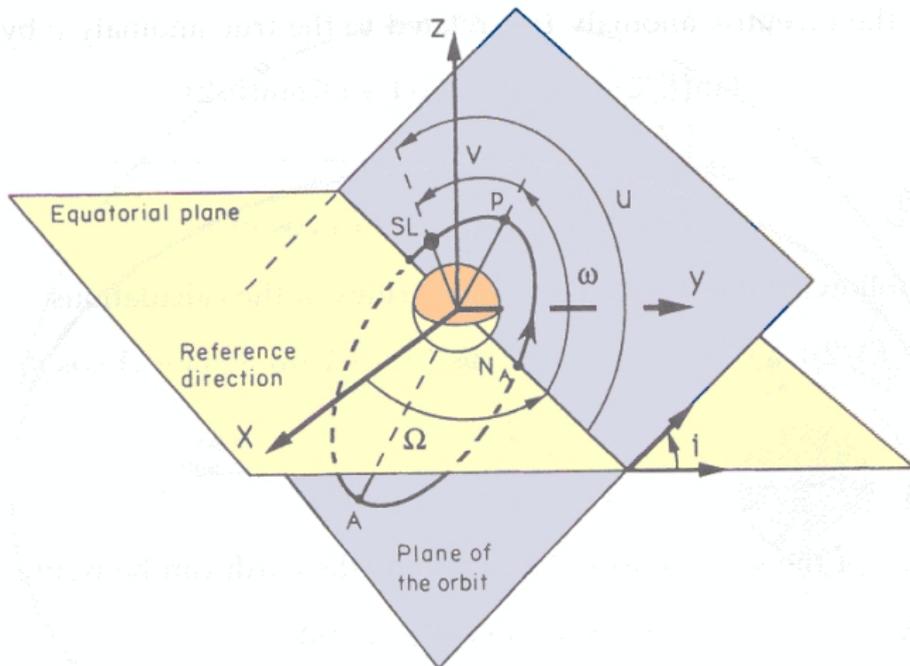
T Es el periodo de la órbita

$\eta = 2\pi/T$ Es la velocidad angular media.

Punto de Aries Dirección de la línea que une el **centro de la Tierra con el centro del Sol en el equinoccio vernal**, correspondiente al comienzo de la primavera en el hemisferio norte.

Parámetros orbitales

Seis parámetros definen la órbita de un satélite



[Ref.-Maral, 2002]

Definición de parámetros orbitales

Conceptos importantes

Inclinación ($0^\circ \leq i \leq 180^\circ$) Es el ángulo que forma el plano orbital y el ecuatorial de la Tierra.

- Si $0^\circ \leq i \leq 90^\circ$ se tiene una **órbita prógrada**, es decir, que gira en el mismo sentido que la Tierra.
- Si $90^\circ \leq i \leq 180^\circ$ la **órbita es retrógrada** y gira en sentido contrario a la Tierra.

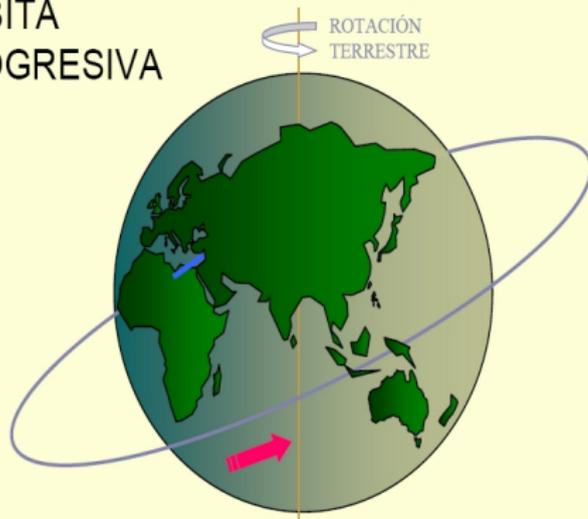
Ascensión recta del nodo ascendente Ω Es la **longitud angular** en el sistema de referencia fijo(CCRS) con respecto a **línea de Aries** del nodo ascendente.

Argumento del perigeo ω Es el ángulo entre la línea nodal y el punto del perigeo (ángulo contenido en el plano orbital).

Anomalía verdadera (v) Es la posición actual del satélite en su órbita (ángulo medido desde el perigeo en el plano de la órbita).

Órbita Progresiva y Regresiva

ÓRBITA
PROGRESIVA



Órbita Progresiva

ÓRBITA
REGRESIVA



Órbita Regresiva

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - **Perturbaciones de las órbitas**
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Principales elementos de perturbación de las órbitas

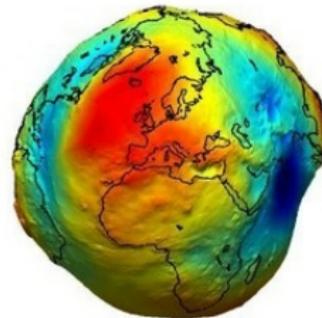
Alteran el movimiento ideal previsto por la leyes de Kepler

La órbita de un satélite alrededor de la Tierra se ve afectada por diversos factores:

- ➔ **Fuerzas gravitatorias** (Luna, Sol y en menor medida por los planetas).
- ➔ Fuerzas de la presión de **radiación solar** (viento solar).
- ➔ **Fricción** con la atmósfera en órbitas bajas (LEO).
- ➔ **Irregularidad del campo gravitatorio** de la Tierra (importante en GEO).

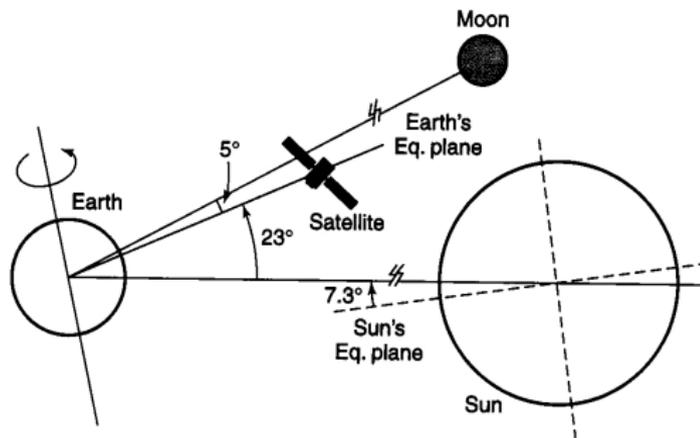
Gravitación irregular

- ✓ **La Tierra no es una esfera** sino que se achata por los polos.
- ✓ No presenta simetría de revolución.
- ✓ El potencial gravitatorio de la Tierra puede ser desarrollado en serie de términos (J_2 , por ejemplo, da la corrección por el achatamiento en los polos).



Perturbaciones de las órbitas producidas por la Luna y el Sol

- La **ecliptica** (plano de rotación de la Tierra) está inclinada $7,3^\circ$ respecto al ecuador del Sol.
- El eje de rotación de la Tierra está inclinado 23° sobre el plano de la eclíptica.
- La Luna gira en un plano inclinado 5° sobre el plano ecuatorial de la Tierra.



[Ref.-Pratt, 2003]

El resultado es una aceleración neta que **modifica el plano orbital** de los satélites GEO **$0,85^\circ$ por año** de media. Es necesario corregir constantemente la inclinación de los satélites GEO. Algunos satélites GEO se colocan inicialmente por debajo del plano ecuatorial para aumentar su vida operativa.

Perturbaciones producidas por irregularidades en el campo gravitatorio terrestre

La Tierra **no es un cuerpo esférico homogéneo** (existen irregularidades en la distribución de masas). Por tanto, el potencial gravitatorio terrestre depende no sólo de la distancia al centro r , sino también de la longitud y la latitud. La **parte estática del potencial terrestre** con un sistema de referencia en la corteza terrestre, se puede escribir como:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_E}{r} \right)^n J_n P_n(\sin \varphi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{q=1}^{\infty} \left(\frac{R_E}{r} \right)^n J_{nq} P_{nq}(\sin \varphi) (\cos q(\lambda - \lambda_{nq})) \right]$$

$\mu = 3,986 \cdot 10^{14} (m^3/s^2)$ Es la Constante de Kepler.

r Distancia al centro de la Tierra.

$R_E = 6378,14 \text{ Km}$ Es el radio terrestre ecuatorial medio.

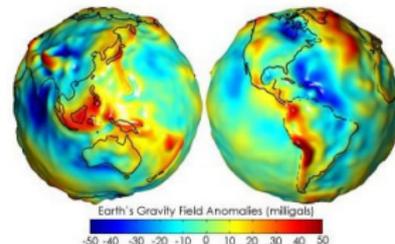
φ, λ Son la latitud y la longitud del punto considerado.

J_n Armónicos zonales.

J_{nq} Armónicos tesáreos.

P_n Polinomios de Legendre de orden n .

P_{nq} Funciones asociadas de Legendre.

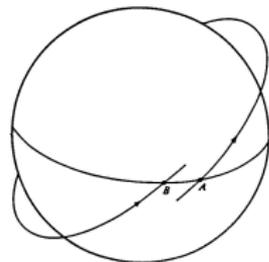


Perturbaciones producidas por irregularidades en el campo gravitatorio terrestre

Consecuencia del achatamiento de los polos (dependen de J_2)

☞ **Regresión nodal $\Delta\Omega$** (cambio de plano orbital).

$$\Delta\Omega = -\frac{3\pi k}{a^2(1-e^2)^2} \cos i \quad \text{rad/orbita}$$
$$k = J_2 R_E^2$$

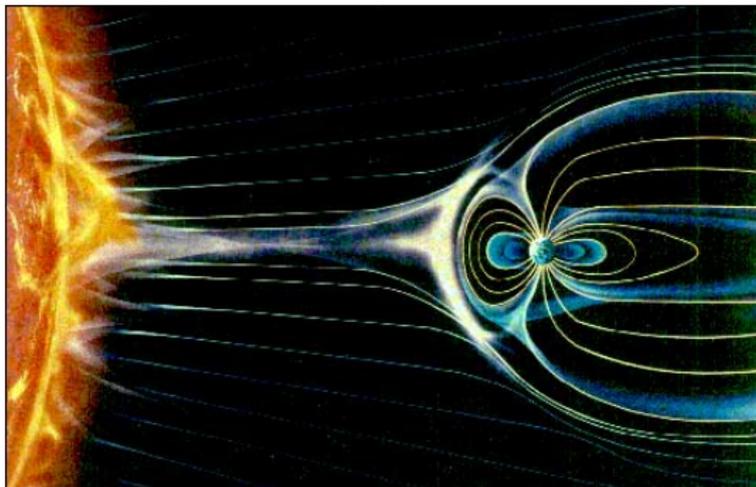


☞ **Rotación apsidial $\Delta\omega$** (Rotación del apogeo en el mismo plano, Molniya se diseña para minimizarla).

$$\Delta\omega = \frac{3\pi k}{a^2(1-e^2)^2} (2 - 2,5 \sin^2 i) \quad \text{rad/orbita}$$

Perturbaciones producidas por la presión de la radiación Solar

- » El principal efecto de la presión de la **radiación es modificar la excentricidad** de la órbita con periodo de variación de un año.
- » Para satélites en órbita baja (LEO) hay que tener en cuenta el **flujo solar rerradiado por la Tierra** (Albedo) (20 %).

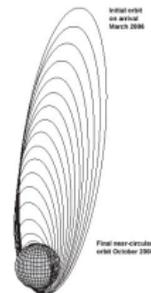
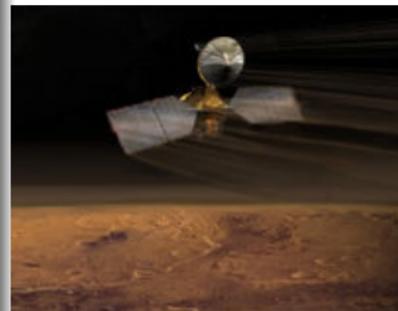


Perturbaciones por rozamiento aerodinámico

Importantes en órbita baja

Efecto atmosférico en las órbitas

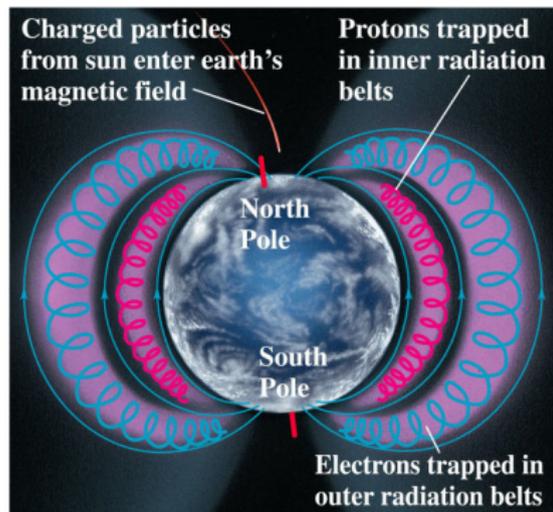
- El rozamiento aerodinámico con la atmosfera es muy importante para satélites en órbita baja (200-400) Km. La ISS debe de estar continuamente corrigiendo su órbita para no caer a la Tierra.
- Hasta 3000 Km no se puede despreciar el rozamiento con las capas altas de la atmósfera.
- El principal efecto del rozamiento es disminuir el semieje mayor de la órbita elíptica. Si la órbita es circular, ésta se mantiene, pero baja la altura y aumenta la velocidad (tercera ley de Kepler).
- Este efecto, a veces se aprovecha para situar en la órbita correcta misiones interplanetarias (Como la MRO a Marte) sin necesidad de utilizar combustible mediante el proceso conocido como *aerobreaking*.



Anillos de Van Allen

Se ha de evitar que la órbita de los satélites los cruce

Las órbitas se diseñan teniendo en cuenta la presencia de los anillos de **Van Allen**, descubiertos por *James Van Allen* (1914-2006), científico que participó en el **Explorer I**, en 1958.



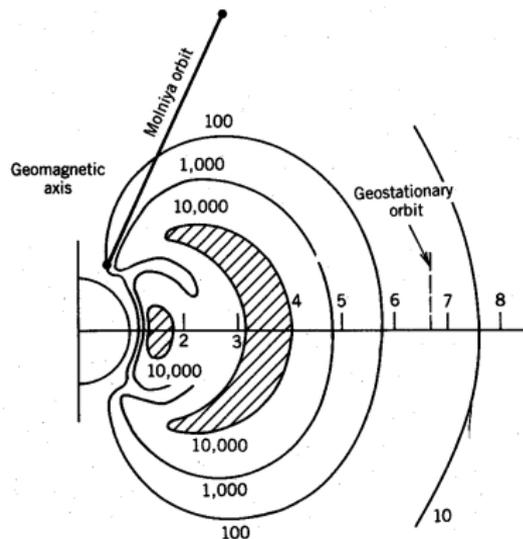
Copyright © 2004 Pearson Education, Inc., publishing as Addison Wesley.

- Son **toroides de partículas de alta energía** (electrones y protones) consecuencia de la presencia del campo magnético terrestre. La distribución de campo presenta polos magnéticos diferentes a los geográficos y ciertas anomalías (South Atlantic Anomaly, SAA).
- Los anillos **perjudican a los equipos por la radiación**.
- **Protegen a las órbitas bajas** (LEO) de la radiación solar.

Las órbitas evitan los cinturones de Van Allen

Los satélites y los vuelos tripulados evitan los cinturones energéticos de Van Allen.

- El **cinturón de Van Allen interno** está formado principalmente por **protones** y se encuentra entre 2000 y 6000 Km.
- El **cinturón externo** se compone fundamentalmente de **electrones** y se sitúa entre 15000 y 30000 Km.



Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - **Órbitas según su sincronía**
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Clasificación de las órbitas en función de su sincronía

Geosíncronas Su periodo τ_N es un **submúltiplo o múltiplo del periodo de rotación de la Tierra** τ_E . Se cumple que $m\tau_N = n\tau_E$, siendo m, n números naturales. Como ejemplo se tienen las órbitas:

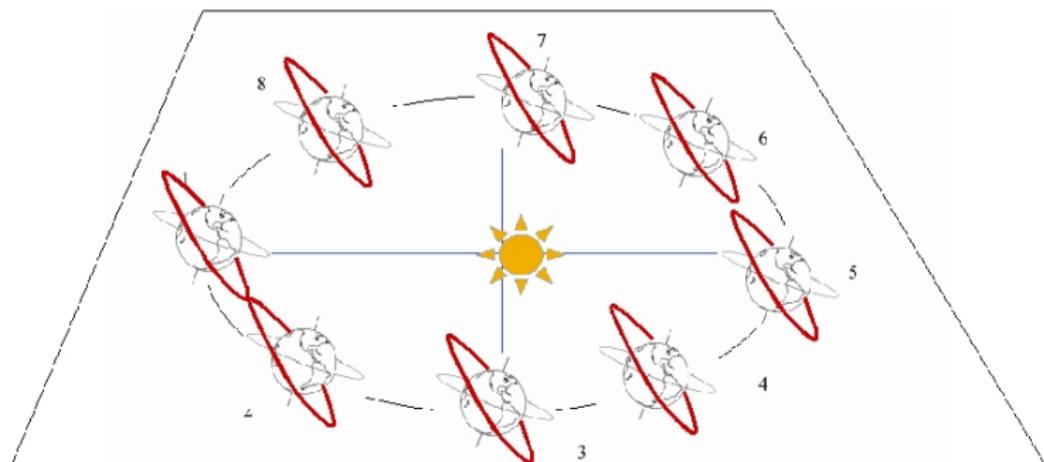
- ➔ **Geoestacionaria** (periodo de 23 horas, 56 minutos y 4 segundos)
- ➔ **Molniya** (periodo de 11 horas, 28 minutos y 2 segundos)
- ➔ **Tundra** (periodo de 23 horas, 56 minutos y 4 segundos)

Heliosíncronas Su **tiempo solar local no varía** sobre un punto específico (τ_Y es el periodo de translación).

- La regresión nodal por día es igual a $360^0 \tau_E / \tau_Y$.
- La regresión nodal por órbita es de $360^0 \tau_N / \tau_Y$.
- Para $h = 800$ km, la inclinación es $i = 98^0$ (órbitas retrógradas).

Conservación del plano de la órbita

En condiciones normales el plano de la órbita de un satélite se conserva a lo largo del año (si se corrigen o evitan las perturbaciones).

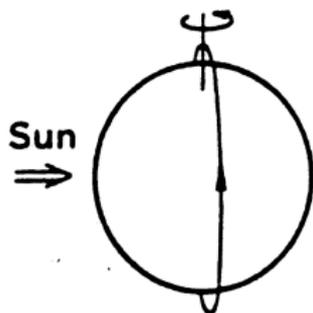


Órbitas Heliosíncronas

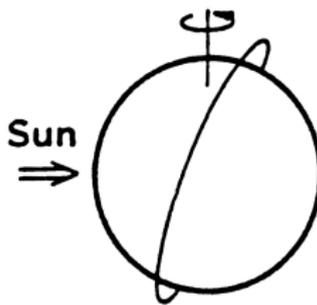
Hora local e iluminación

Tipos de iluminación en órbitas heliosíncronas casi polares.

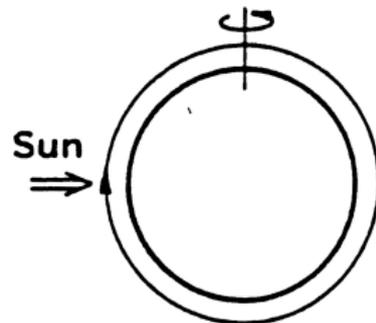
- ✓ Se usan en satélites de teledetección para **conservar la hora solar local**.
- ✓ También se usan por **motivos de potencia**, para conservar el esquema carga y descarga.



Atardecer y Anochecer



Tarde y Noche



Mediodía y Medianoche

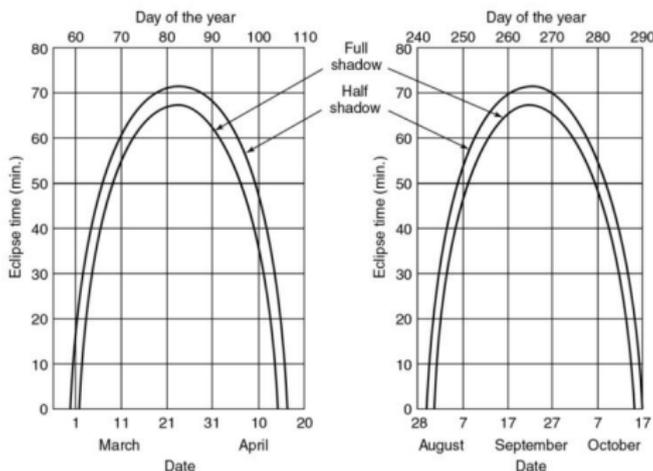
Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - **Eclipses y transitos solares**
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Eclipses Solares

Baterías y eclipses en satélites GEO

Durante los eclipses solares los paneles solares no reciben energía por lo que el satélite debe de funcionar totalmente con **baterías**. Estas baterías están hechas de **Níquel e Hidrógeno** y no deben de descargarse más de un 70 % para poder recuperarse correctamente tras el paso por el eclipse.

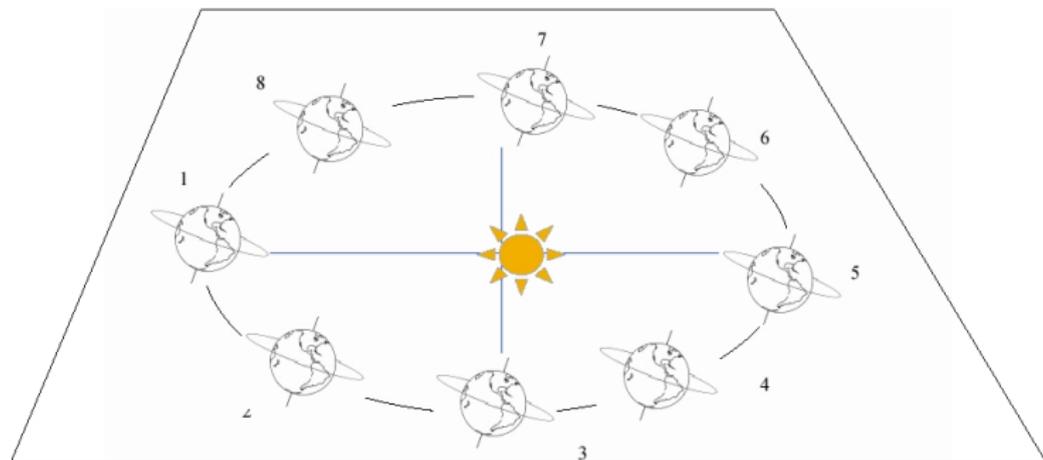


[Ref.-Pratt, 2003] Periodos alrededor de los equinoccios en los que se producen eclipses totales o parciales para satélites GEO.

Eclipses Solares

Plano de la eclíptica y órbita de la Tierra alrededor del Sol

La órbita de la Tierra es una elipse con un poco excentricidad ($e = 0,01673$).

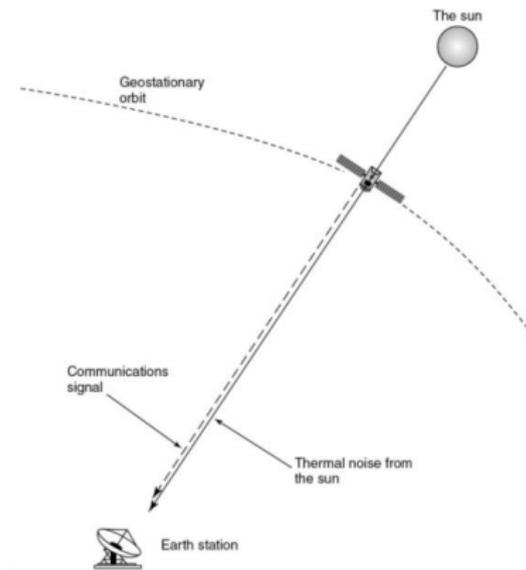


Plano de la eclíptica (plano de la órbita de la Tierra alrededor del Sol)
en perspectiva

Tránsito solar

Perjudica a la relación señal a ruido durante el día

Durante los equinoccios la **órbita de los satélites GEO** no solamente pasa por detrás del Sol y la Tierra, sino que también lo hace **entre ambos cuerpos**. El **Sol** es una fuente de microondas muy importante con una **temperatura de ruido** de entre 6000 y 10000 K. Por lo tanto, la antena que apunte al satélite en estos periodos lo hará también al Sol, añadiéndose una temperatura de ruido muy importante a la señal recibida (**empeora la relación de señal a ruido**).



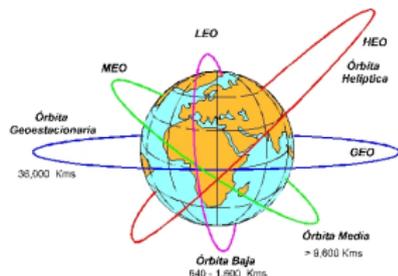
[Ref.-Pratt, 2003]

Tipos de órbitas cercanas a la Tierra

Las órbitas cercanas a la Tierra se pueden clasificar:

- Por **excentricidad**:

- ✓ Circulares
- ✓ Elípticas
- ✓ Altamente elípticas (*HEO Highly Elliptic Orbit*)



- Por **altura**:

- ➔ Órbita **geoestacionaria** (GEO)
- ➔ Órbita **intermedia** (MEO *Medium Earth Orbit* o ICO *Intermediate Circular Orbit*)
- ➔ Órbita **baja** (LEO *Low Earth Orbit*)

- Por **sincronismo**:

- ➔ **Geosíncronas**, en las cuales su periodo guarda relación con el periodo rotación terrestre, repiten huella (ej. GEO, Molniya)
- ➔ **Heliosíncronas**, su periodo guarda relación con el periodo de translación terrestre y la hora solar local se conserva durante el año
- ➔ **Asíncronas**.

Características de las órbitas típicas

Según altura y excentricidad

Órbitas por altura y excentricidad

GEO Geoestacionaria a 35786 km de la Tierra, cobertura con 3 satélites.

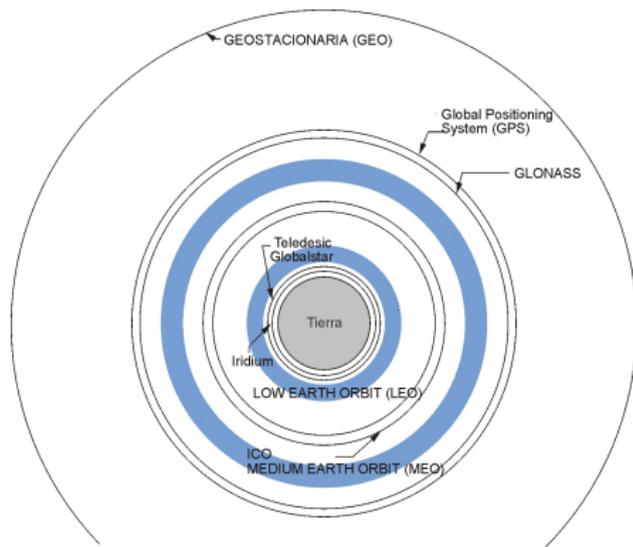
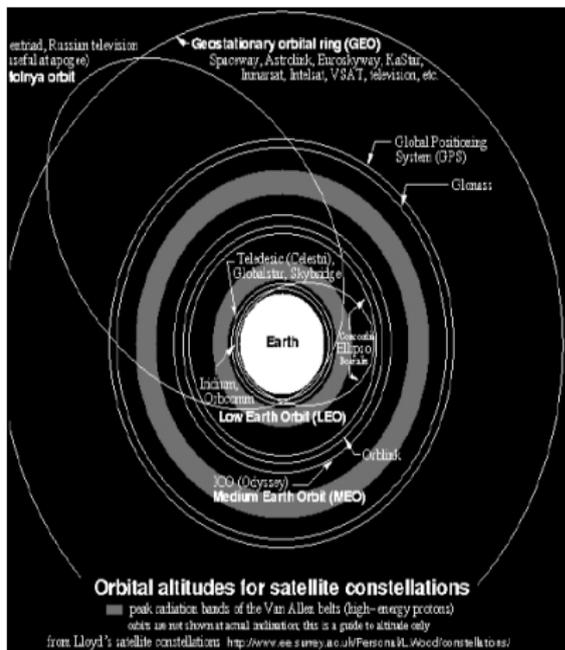
HEO Altamente elípticas

- Molniya (perigeo a 1006 km y apogeo a 39362 km).
- Tundra (perigeo a 25231 Km y apogeo 46340 Km con $e = 0,25$)

LEO Circular de altura entre 500 y 1500 km. Pueden ser polares y la cobertura a toda la Tierra requiere de 60 a 90 satélites.

MEO o ICO Circular de altura media entre 6000 y 20000 km ($14000\text{km} < \text{radio} < 26000\text{km}$ si $i = 0^\circ$). Dan cobertura a toda la Tierra con entre 8 y 12 satélites.

Representación de las diferentes alturas de las órbitas más usuales

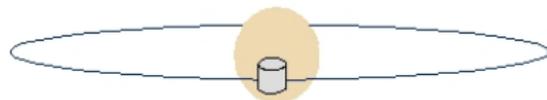


Índice de Contenidos

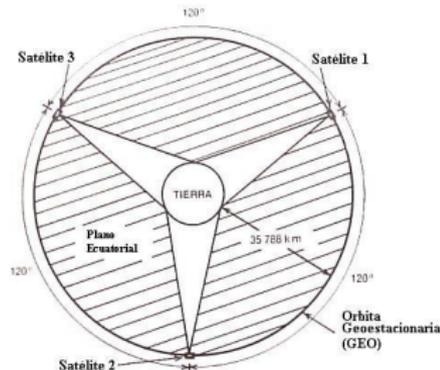
- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 **Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones**
 - **Órbitas GEO y geosíncronas**
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Órbita geostacionaria (GEO)

- ☞ El punto subsatélite o huella del satélite **permanece estático** sobre la superficie de la Tierra.
 - Periodo de órbita igual a 1 día sideral ($23h\ 56m\ 4,1s$)
 - Rotación prograda (mismo sentido que la Tierra).
 - Inclinación $i \simeq 0^\circ$ (ecuatorial).
 - Excentricidad $e \simeq 0$ (circular).
- ☞ **No cubre la zona polar.**
- ☞ La **órbita es inestable** y requiere gran cantidad de combustible para mantener su posición.
- ☞ La altura del apogeo y el perigeo es $h_A = h_P = 35786\text{ km}$.



Órbita GEO

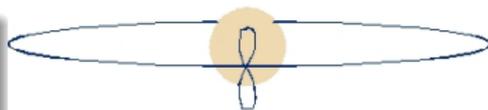


Cobertura con 3

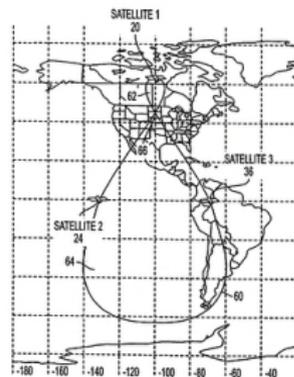
Órbita geosíncrona

Características

- ✓ Es una GEO que **pierde la inclinación de $i = 0^\circ$** , ya no es ecuatorial, mientras que el periodo de $23h\ 56m\ 4,1s$ se mantiene.
- ✓ El punto subsatélite o **huella sigue una figura de ocho**.
- ✓ Como consecuencia de la variación del punto subsatélite se requiere apuntamiento desde Tierra.
- ✓ No requiere tanto mantenimiento como un GEO. Es usual para **satélites GEO** viejos al **final de su vida útil**, cuando han agotado el combustible para realizar correcciones orbitales.



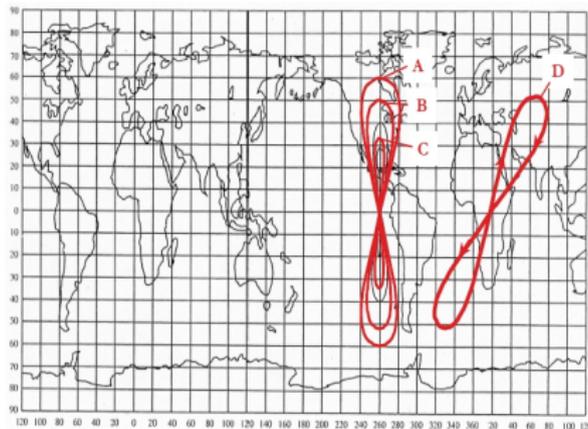
Órbita geosíncrona



Huella típica

Órbita geosíncrona

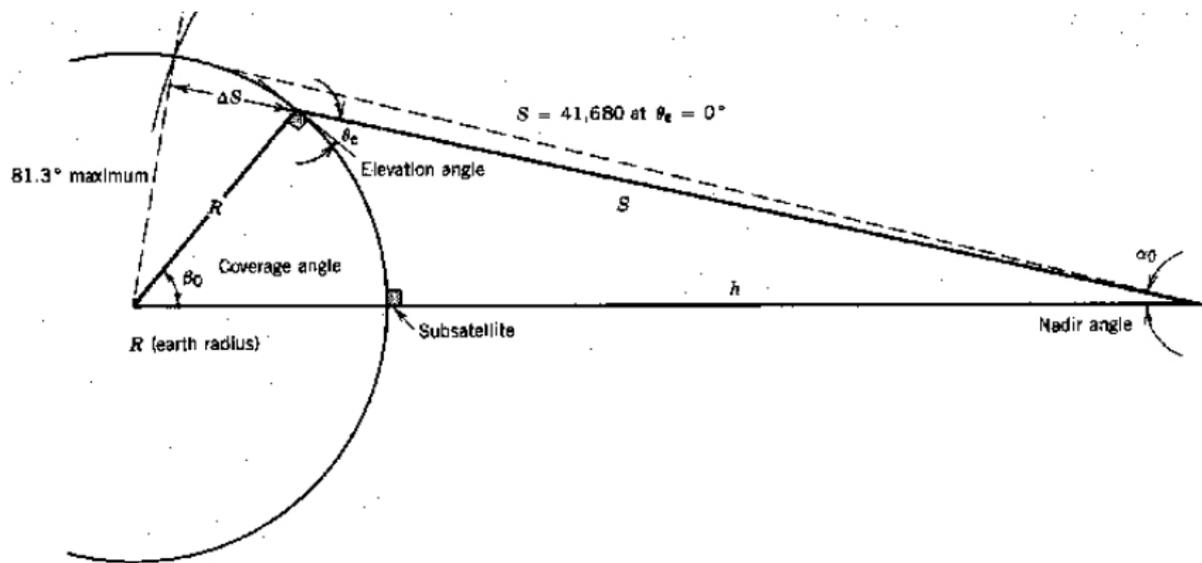
Trazas del punto subsatélite para órbitas geosíncronas



Traza el punto subsatélite para distintas órbitas geosíncronas

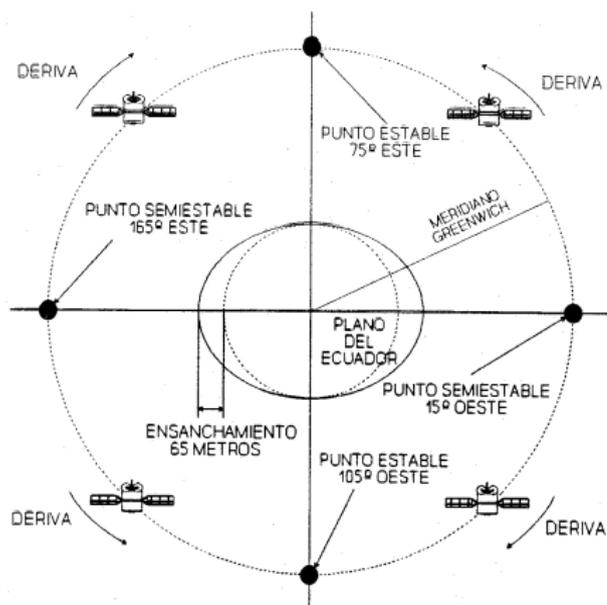
- En la figura se cumple que $i_A > i_B > i_C$. Es decir, conforme aumenta la inclinación del plano de la órbita geosíncrona crece la amplitud del *ocho* de la traza del punto subsatélital.
- La traza *D* corresponde a una órbita síncrona elíptica.

Determinación de la distancia, el acimut y el apuntamiento de GEO.



Triangularización en satélites GEO

Perturbaciones en el plano de la órbita para satélites GEO.



Deriva en el plano de la órbita de satélites GEO debido a la irregularidad en el campo gravitatorio terrestre

Puntos de equilibrio

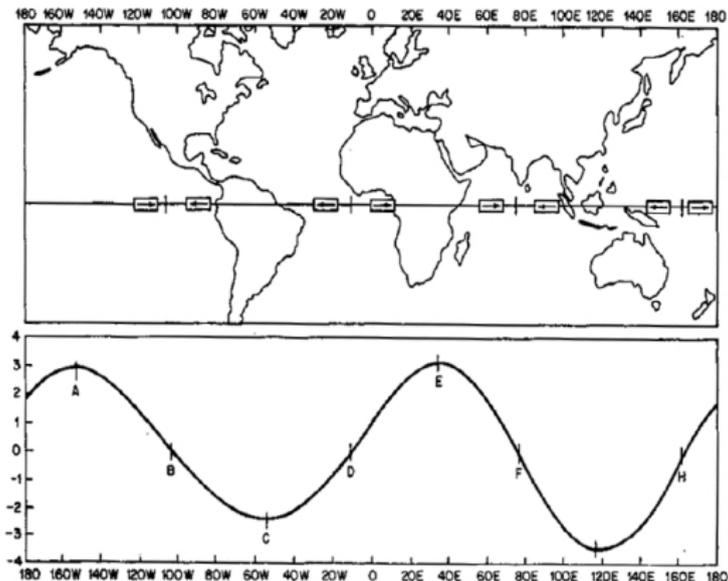
Existen **cuatro puntos de equilibrio** alrededor del plano ecuatorial:

- **Estables**, alrededor de 75° E y 252° E.
- **Inestables**, cerca de 162° E y 348° E.

Los satélites GEO dejados libremente tienden a acumularse en los puntos estables.

Perturbaciones en el plano de la órbita para satélites GEO.

Aceleraciones longitudinales en función de la longitud del satélite GEO

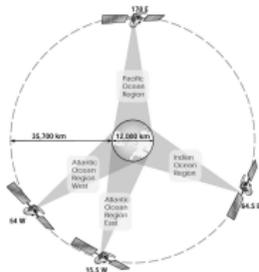


[Ref.-Maral, 2002] Puntos de equilibrio estables (B y F) e inestables (H y D) donde la aceleración longitudinal del satélite es nula.

Ventajas e inconvenientes de las órbitas GEO

Ventajas

- ✓ Tecnología desarrollada desde 1964
- ✓ Estabilidad de la señal
- ✓ **Doppler mínimo** (el satélite permanece fijo respecto al observador)
- ✓ Interferencias predecibles
- ✓ Cobertura de zonas pobladas
- ✓ Puesta en órbita breve
- ✓ 3 Satélites para cobertura Global



Inconvenientes

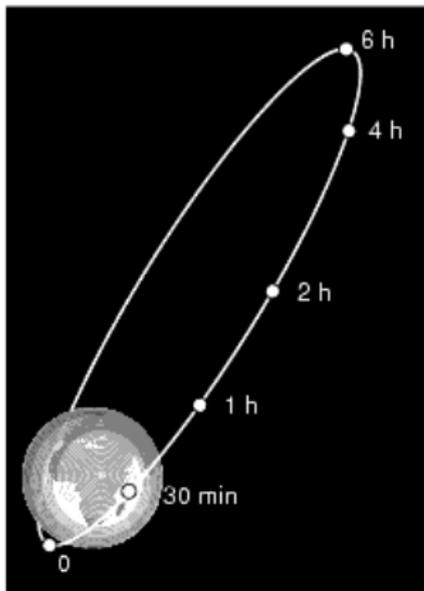
- ➔ No cubre zonas polares
- ➔ Muchas pérdidas de enlace (gran distancia)
- ➔ Retardo considerable (gran distancia)
- ➔ Alto coste de lanzamiento
- ➔ Bajo ángulo de elevación para latitudes altas
- ➔ Eclipses
- ➔ Basura espacial (aunque menos que en LEO)
- ➔ Poco aprovechamiento del espectro
- ➔ Poca fiabilidad para comunicaciones móviles
- ➔ Costoso uso satélite de reserva

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 **Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones**
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - **Órbitas HEO**
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Ejemplos de órbitas HEO

Molniya



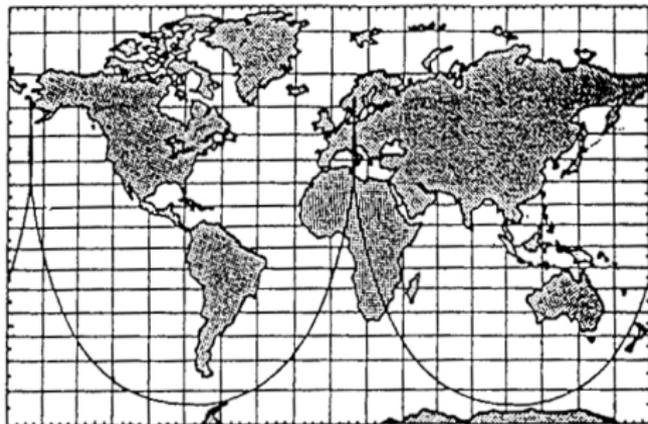
Órbita altamente excéntrica (HEO) de tipo Molniya

Características de Molniya

- Usada por la antigua Unión Soviética (primer satélite lanzado en 1965).
- La órbita es HEO *Highly Elliptic Orbit* ($e = 0,7$).
- La inclinación es $i = 63,4^{\circ}$ para **evitar rotación apsidial** del perigeo.
- El apogeo se encuentra a 39,900 km de altura.
- El perigeo se encuentra a 548 km.
- La **órbita es Geosíncrona** con un periodo de medio día sideral.

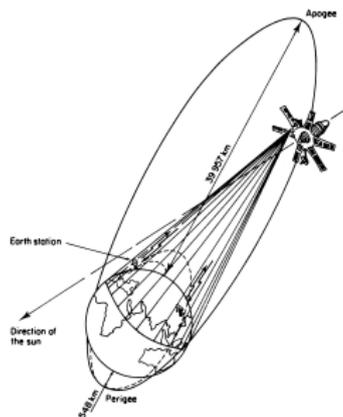
Ejemplos de órbitas HEO

Molniya



[Ref.-Maral, 2002] Traza del punto subsatélite para una órbita Molniya.

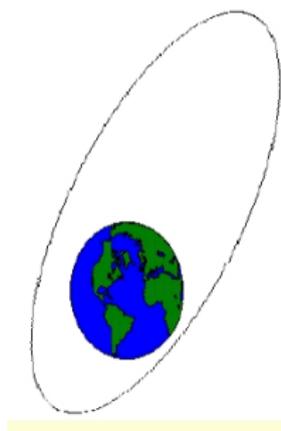
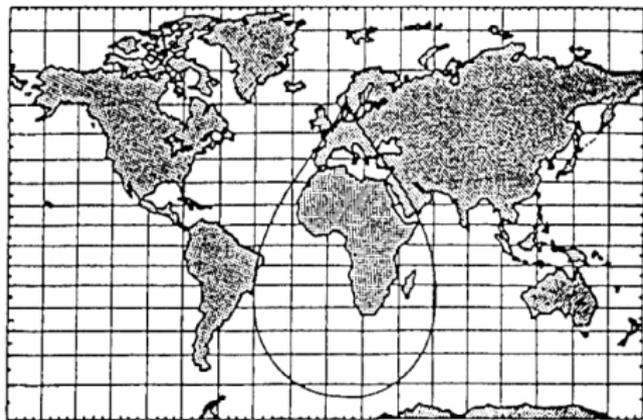
- Es una órbita rusa para **dar cobertura de latitudes Norte extremas**.
- En apogeo el satélite es casi-estacionario como consecuencia de la segunda ley de Kepler.
- Con **tres satélites** se da **cobertura permanente**.



Representación de la órbita de tipo Molniya.

Ejemplos de órbitas HEO

Tundra



[Ref.-Maral, 2002] Traza del punto subsatélite para una órbita Tundra

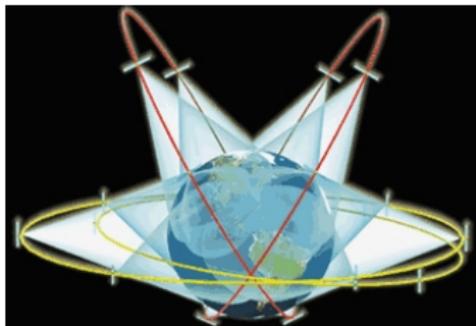
Representación de la órbita de tipo Tundra.

- La inclinación es de $i = 63,4^\circ$.
- El periodo es de un día sideral $T = 23h, 56min$ y $4s$.
- La excentricidad va de $e = 0,25$ a $e = 0,4$.
- Si $e = 0,25$, la altura del apogeo es $h_A = 46340$ Km y la del perigeo $h_P = 25231$ Km.

Ejemplos de órbitas HEO

Sistema Elipso

- Sistema que finalmente no se puso en práctica, que pretendía dar **servicio de telefonía móvil y datos**.
- Estaba formado por **dos constelaciones**:
 - Borealis** Se trata de 10 satélites en órbita elíptica con $i = 116,6^\circ$, apogeo $h_A = 7605$ Km, perigeo $h_P = 633$ Km, y periodo orbital de $3h$ que dan cobertura a latitudes altas del hemisferio norte.
 - Concordia** De 4 a 7 satélites en órbita circular MEO ecuatorial ($h = 8050$ Km). Dan cobertura a latitudes entre 50 S y 50 N.



Constelaciones Borealis y Concordia



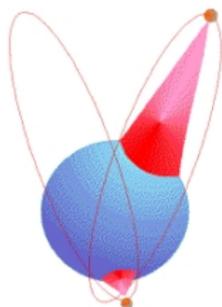
Segmento terrestre de Elipso



Ventajas e inconvenientes de las órbitas HEO

Ventajas

- Dan **cobertura a las zonas polares**.
- El ángulo de elevación para la estación terrena suele ser mayor que en GEO
- El coste de lanzamiento es menor que en GEO.
- No requiere satélite de reserva.



Inconvenientes

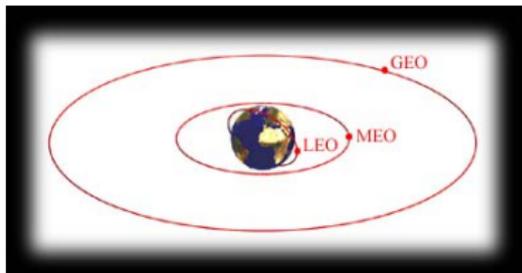
- No da cobertura global
- Las **pérdidas del enlace** son **grandes** (apogeo alto).
- Retardo considerable (apogeo alto).
- **Efecto doppler** (cambia la posición relativa del satélite)
- Se debe conmutar entre distintos satélites.
- Las órbitas cruzan los cinturones de *Van Allen*.

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 **Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones**
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - **Órbitas MEO y LEO**
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Órbitas de Tipo LEO y MEO

Comparación



Representación de las órbitas LEO, MEO y GEO

Características

- ➔ Las órbitas MEO tienen una altura $h_0 < 10000$ km y un periodo orbital $T \simeq 5,8$ h.
- ➔ Las órbitas LEO tienen una altura $h_0 < 750$ km. y un periodo orbital $T \simeq 1,65$ h.
- ➔ Las LEO presenta pocas pérdidas por propagación, necesitando antenas de menor tamaño. Pero, LEO requiere muchos satélites para dar cobertura global, debido a su baja visibilidad.
- ➔ MEO es una órbita de compromiso entre LEO y GEO.

Órbitas LEO no polares

Los satélites en **órbita LEO no polar no ofrecen cobertura global** a la Tierra debido a que circulan muy cerca de ésta y los polos se cubren mal.



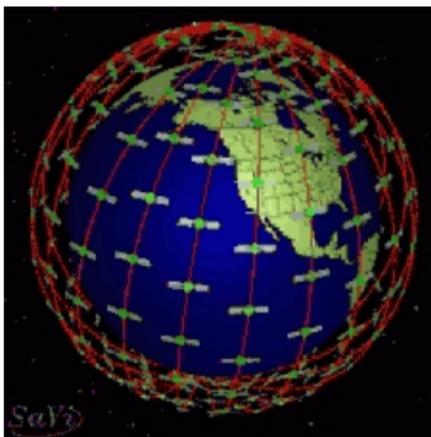
Constelación de satélites en órbita no polar.
Como ejemplo, se tiene Globalstar con una constelación de 48 satélites.



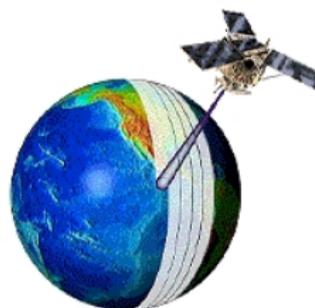
Satélite usado por Globalstar

Órbitas LEO polares

Los satélites en **órbita LEO polar proporcionan cobertura global**, aunque con un alto **solape en los polos**.



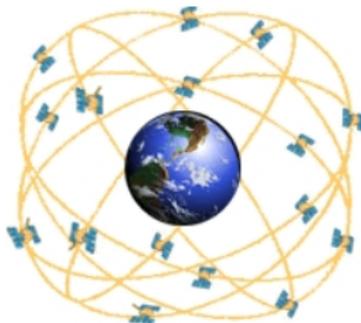
Órbita de un satélite LEO polar (un sólo satélite cubre toda la Tierra).



Ventajas e inconvenientes de las órbitas MEO

Ventajas

- Cobertura global
- Menores pérdidas que en GEO
- Terminales más pequeños
- Retardo medio (< 100 ms)
- Uso eficaz del espectro
- No requiere redundancia de Satélite



Inconvenientes

- Requiere un mayor constelación de Satélites.
- Señal variable
- Efecto doppler
- Visibilidad breve
- Compleja arquitectura de red
- Tecnología poco establecida
- Mayor cantidad de eclipses que en GEO
- Problemas con las Basura Espacial

Ventajas e inconvenientes de las órbitas LEO

Ventajas

- Cobertura Global (para órbita polar)
- Menores pérdidas
- Terminales más pequeños
- Retardo mínimo (< 10 ms)
- Uso eficaz del espectro
- No requiere redundancia de satélite
- Permite determinación de posición como valor añadido



Inconvenientes

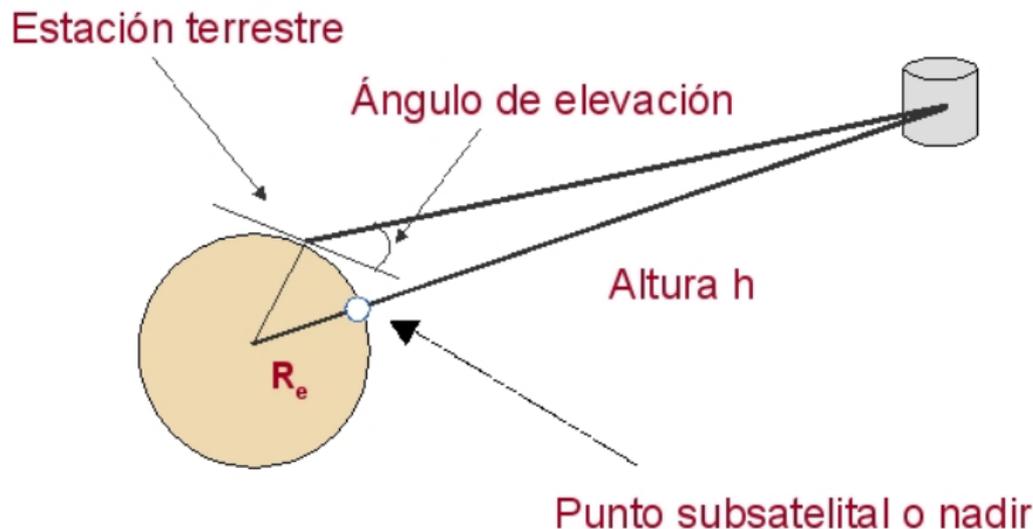
- Gran constelación de satélites para cubrir toda la Tierra de forma permanente
- Efecto Doppler
- Visibilidad breve (periodo de rotación corto)
- Arquitectura compleja
- Tecnología poco establecida
- Gran cantidad de eclipses.
- Gran cantidad de basura espacial
- Reemplazo de satélites
- Implantación lenta del sistema

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - **Altura, Elevación y Acimut**
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Altura del Satélite y Elevación de la Antena

- E Elevación de la antena de la estación terrestre
- Az Acimut de la antena de la estación terrestre
- Φ Longitud terrestre (Cartagena $\Phi = 0^{\circ} 59'$ Oeste)
- ϕ Latitud terrestre (Cartagena $\phi = 37^{\circ} 36'$ Norte)

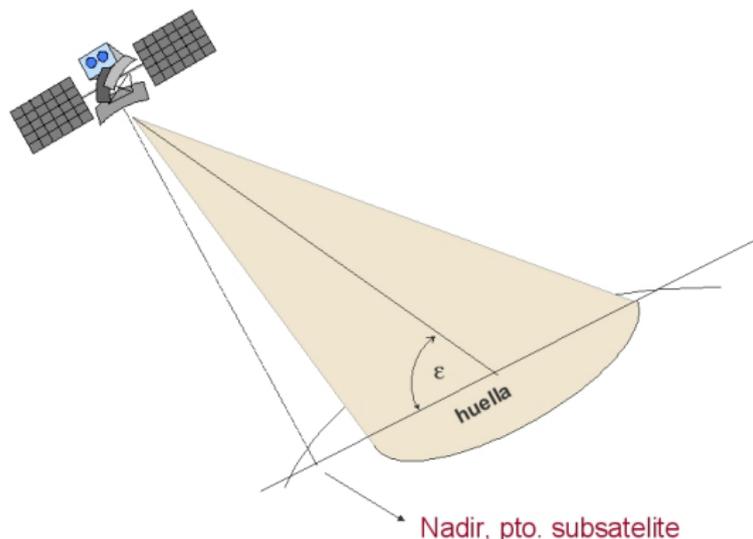


Elevación

Definición

Elevación Es el ángulo ϵ entre la línea satélite–terminal y el plano tangente a la superficie terrestre en la localización de la estación terrena.

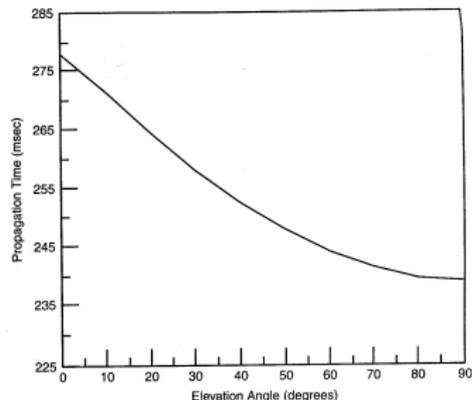
Elevación mínima Es la elevación mínima necesaria para el correcto funcionamiento del sistema.



Elevación

Características

- Es importante establecer las características de la conexión entre la estación terrestre y el satélite:
 - ➔ La **elevación** es el ángulo entre satélite y el horizonte de la estación terrestre.
 - ➔ Normalmente es necesario establecer una línea de visión directa entre ambos (LOS, Line of Sight).
- Si aumenta el ángulo de elevación:
 - ➔ Se producen **menos pérdidas por atenuación** atmosférica.
 - ➔ Se producen **menos pérdidas de propagación** en espacio libre.
 - ➔ **Menor tiempo de propagación** (al ser la distancia menor).



Retardo en un enlace GEO
(ida y vuelta) en función del
ángulo de elevación

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - **Elementos orbitales de NORAD**
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Elementos orbitales

Formato usado por NORAD (North American Aerospace Defense Command) y la NASA

- ✓ **NORAD** proporciona datos orbitales de los satélites en 2 líneas de texto de 69 columnas.
- ✓ Es toda la información necesaria para calcular y predecir las órbitas de los satélites durante el tiempo especificado llamado época.
- ✓ Enlace a NORAD: <http://celestrak.com/NORAD/documentation>



Como ejemplo:

NOAA 14

1 23455U 94089A 97320.90946019 .00000140 00000-0 10191-3 0 2621

2 23455 99.0090 272.6745 0008546 223.1686 136.8816 14.11711747148495

Índice de Contenidos

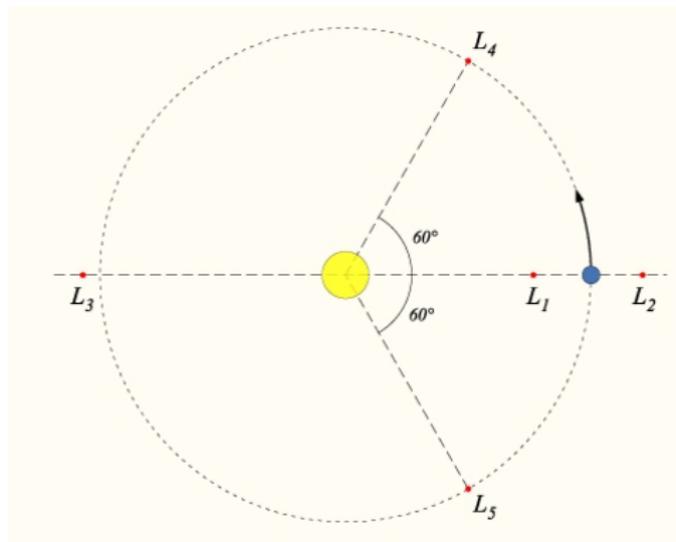
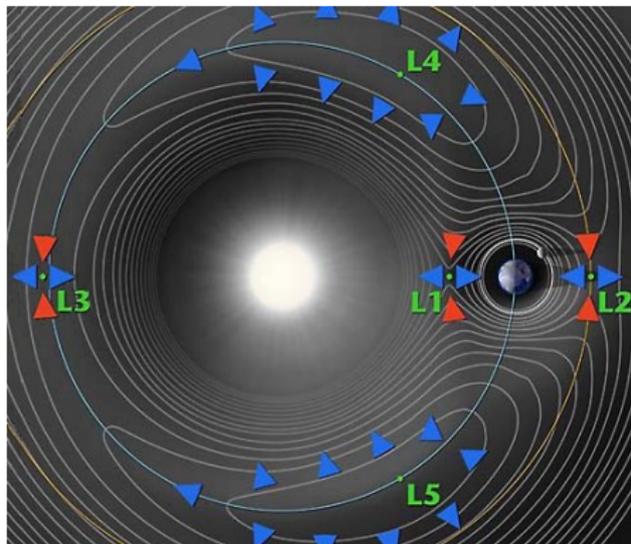
- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Tres cuerpos en equilibrio (Puntos de Lagrange).

Definición y propiedades

- Los **puntos de Lagrange** son las cinco posiciones en el espacio interplanetario donde un objeto pequeño afectado sólo por la gravedad puede estar teóricamente **estacionario respecto a dos objetos más grandes** (Ej. Sistema Tierra–Luna, Sistema Tierra–Sol).
- Marcan las posiciones donde la fuerza gravitatoria de las dos masas grandes y la fuerza centrífuga se cancelan (de forma análoga a las órbitas geosíncronas permiten a un objeto estar en una posición "**fija**" en el espacio en lugar de una órbita en que su posición relativa cambia continuamente).
- Tres de los puntos son **inestables** (L_1, L_2 y L_3) y **dos estables** (L_4 y L_5).
- El punto L_1 ha sido aprovechado por las misiones científicas (ACE, Genesis, ISEE y SOHO). El punto L_2 ha sido aprovechado por el *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP)*.

Puntos de Lagrange en el sistema Tierra–Sol



Índice de Contenidos

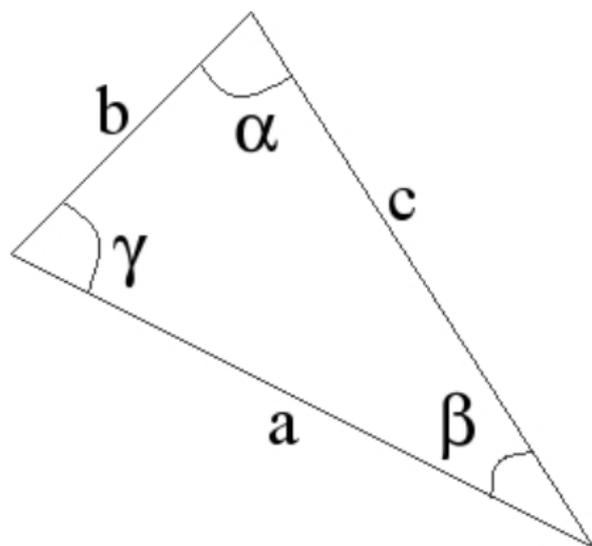
- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - **Trigonometría Plana y Esférica**
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Teorema del Seno:

$$\frac{\sin \alpha}{a} = \frac{\sin \beta}{b} = \frac{\sin \gamma}{c}$$

Teorema del Coseno:

$$a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos \alpha$$



Trigonometría Esférica

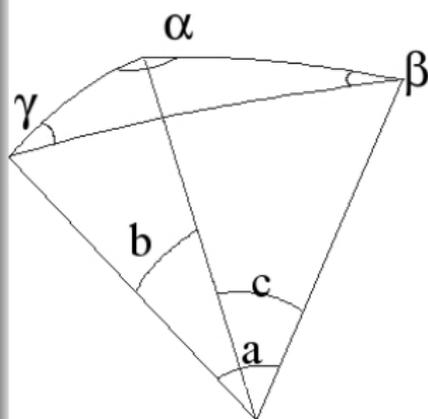
Justificación

Es necesaria debido a que la superficie de la Tierra es una esfera y las coberturas de los satélites se rigen por ella.



Características

- ✓ Trigonometría esférica: Triángulos cuyos lados son arcos que pertenecen a circunferencias principales de la esfera (radio es el de la esfera).
- ✓ Los ángulos se miden como los ángulos que forman las rectas tangentes a los arcos en los vértices.
- ✓ Los ángulos del triángulo en la esfera no suman 180° .
- ✓ La suma de los ángulos en el vértice es de 360° .



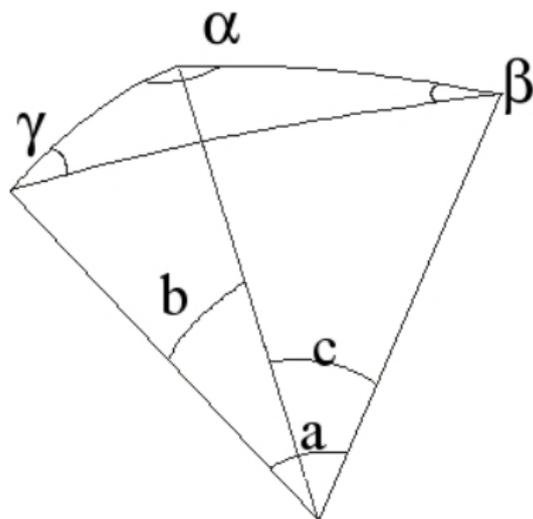
Trigonometría Esférica

Triángulo sobre la esfera. Relaciones trigonométricas

$$\frac{\sin \alpha}{\sin a} = \frac{\sin \beta}{\sin b} = \frac{\sin \gamma}{\sin c}$$

$$\cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos \alpha$$

$$\cos \alpha = -\cos \beta \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma \cos a$$

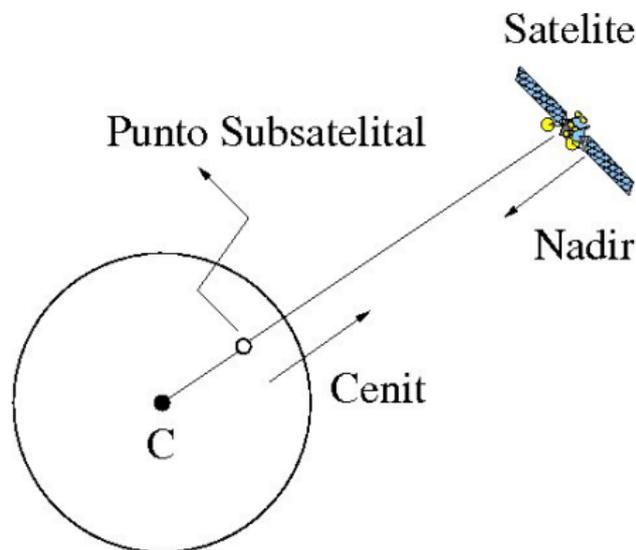


Definición de Cenit, Nadir y Punto Subsatelital

Punto Subsatelital Es el punto en la superficie de la Tierra sobre el cual corta la recta que une el satélite con el centro de ésta.

Nadir Es la dirección desde la posición del satélite hasta el centro de la Tierra.

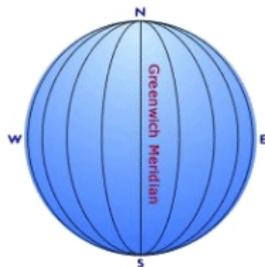
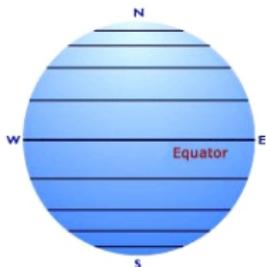
Cenit Es la dirección desde el centro de la Tierra hasta el satélite. Un observador situado en el punto subsatelital verá al satélite en el cenit.



Latitud y Longitud

Sistema de referencia de la posición de una estación terrana en la Tierra

La Tierra se divide en **paralelos** (cortes paralelos al plano ecuatorial) y en **meridianos** (planos que contienen los polos de la Tierra). Para los paralelos se tiene como referencia el **plano ecuatorial**, y para los meridianos el de **Greenwich**, que es el que pasa por un lugar de referencia homónimo cerca de Londres.



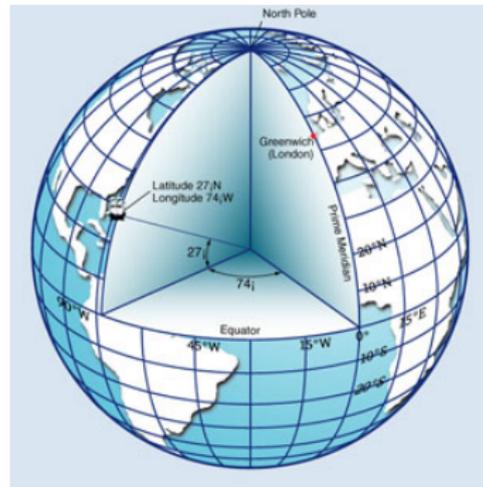
Se denomina **latitud** a la distancia angular, medida sobre un **meridiano**, entre la línea ecuatorial y el **paralelo** de una localización terrestre.

Longitud es la localización de un punto en la Tierra en sentido este u oeste respecto al meridiano de Greenwich.

Latitud y Longitud

Variación de la latitud y la longitud.

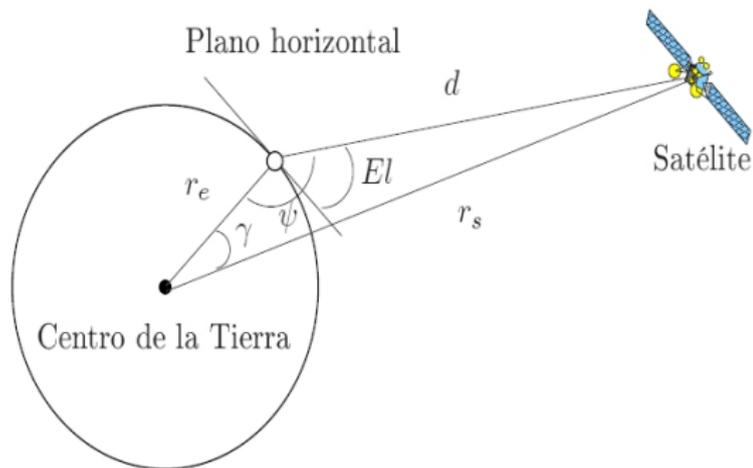
- La latitud terrestre varía entre los 90° N del polo norte y los 90° S del polo sur. El ecuador tiene una latitud de 0° . La representaremos por L o φ .
- La longitud terrestre se mueve entre 0° y 360° E, o alternativamente entre 180° W y 180° E. La representaremos como l o como λ .



Definición gráfica de la latitud y longitud de un punto sobre la superficie terrestre

Determinación del ángulo de Elevación para una estación Terrena

- En la figura se representa el triángulo plano necesario para calcular el ángulo de la elevación El de una estación terrena al apuntar a un satélite
- La latitud y longitud de la localización de la estación terrena vienen dadas por L_e y l_e .
- La latitud y longitud de la localización del punto subsatélite vienen dadas por L_s y l_s .



Geometría para el cálculo del ángulo de elevación de una estación terrena.

Determinación del ángulo de Elevación para una estación Terrena

Relaciones trigonométricas para el cálculo de la elevación EI .

Se puede establecer aplicando las relaciones de trigonometría esférica que:

$$\cos \gamma = \cos L_e \cos L_s \cos (l_s - l_e) + \sin L_e \sin L_s$$

De la ley de los coseno se puede establecer:

$$d = r_s \left[1 + \left(\frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s} \right) \cos \gamma \right]^{1/2}$$

Por otra parte, al ser el plano horizontal perpendicular a \vec{r}_s se cumple que $EI = \psi - 90^\circ$. Además, por la ley de los senos se tiene que:

$$\frac{r_s}{\sin \psi} = \frac{d}{\sin \gamma}$$

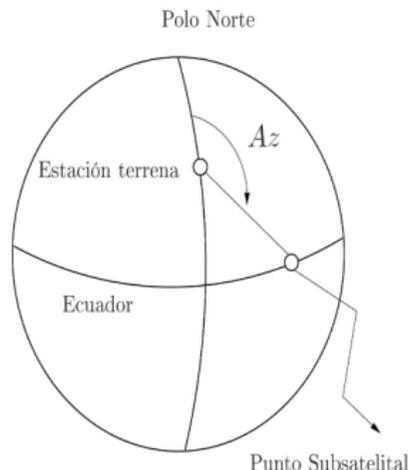
Finalmente, combinando las tres ecuaciones anteriores se llega a:

$$\cos EI = \frac{r_s \sin \gamma}{d} = \frac{\sin \gamma}{\sqrt{1 + \left(\frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left(\frac{r_e}{r_s} \right) \cos \gamma}}$$

Determinación del ángulo de Acimut Az para una estación Terrena

Al encontrarse la estación terrenal, el centro de la Tierra, el satélite y el punto subsatelital en el mismo plano, el ángulo de acimut Az desde la estación terrena al satélite es el mismo que desde esta misma estación al punto subsatelital.

- El ángulo de **acimut** Az se mide hacia el este (en sentido de las agujas del reloj) desde el norte geográfico hasta la posición del punto subsatelital.
- Este ángulo es difícil de determinar de forma general, ya que depende de la posición relativa entre el punto subsatelital y la estación terrena. En general se recurre al uso de un ángulo intermedio. En el caso de satélites geoestacionarios el cálculo resulta algo más sistemático.



Esquema donde se representa la definición del ángulo de acimut Az .

Determinación del ángulo de Acimut Az para una estación Terrena

Procedimiento

Para poder determinar el ángulo de **acimut** Az se recurre al cálculo de un ángulo intermedio α , para seguidamente realizar una corrección de cuadrante. De este modo se obtiene el acimut Az entre 0° y 360° . Aplicando las relaciones de trigonometría esférica se tiene:

$$\alpha = \arctan \left[\frac{\tan |l_s - l_e|}{\sin L_e} \right]$$

Para satélites geoestacionarios el paso del ángulo intermedio α a Az se puede sistematizar:

- 1 La estación terrena se encuentra en el **hemisferio norte**.
 - 1 El satélite se encuentra en dirección **sureste** de la estación: $Az = 180^\circ - \alpha$.
 - 2 El satélite se encuentra en dirección **suroeste** de la estación:
 $Az = 180^\circ + \alpha$.
- 2 La estación terrena se encuentra en el **hemisferio sur**.
 - 1 El satélite se encuentra en dirección **noreste** de la estación: $Az = \alpha$.
 - 2 El satélite se encuentra en dirección **noroeste** de la estación:
 $Az = 360^\circ - \alpha$.

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 **Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas**
 - **Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat**
 - Visibilidad de un satélite para una estación terrestre
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

Ejemplo de cálculo del ángulo de elevación E_l y el acimut A_z

Caso de satélite geoestacionario Hispasat y estación terrestre situada en Cartagena

En este ejemplo suponemos que la estación terrestre se encuentra en **Cartagena** (Latitud: $37^{\circ} 35'$ N, y Longitud: 0° y $59'$ W). Por otra parte, los satélites geoestacionarios **Hispasat 1C y 1D**, se encuentran a (Latitud: 0° N, y Longitud: 30° W).

Siguiendo la nomenclatura utilizada en las transparencias, se tiene que:

$$\begin{aligned}L_e &= 37,5833^{\circ} & l_e &= -0,9833^{\circ} \\L_s &= 0^{\circ} & l_s &= -30^{\circ}\end{aligned}$$

Como consecuencia de ser el satélite geoestacionario $L_s = 0$ por lo que el ángulo central γ se puede calcular siguiendo la expresión:

$$\begin{aligned}\cos \gamma &= \cos L_e \cos (l_s - l_e) = \cos 37,5833^{\circ} \cos (-30^{\circ} + 0,9833^{\circ}) = 0,693 \\ \gamma &= \arccos 0,693 = 46,13^{\circ}\end{aligned}$$

Ejemplo de cálculo del ángulo de elevación EI y el acimut Az

Expresiones alternativas para encontrar la elevación

Para encontrar el ángulo de elevación se pueden utilizar las expresiones alternativas:

$$\tan EI = \frac{\cos \gamma - \frac{r_e}{r_s}}{\sin \gamma} \quad ; \quad \sin EI = \frac{\cos \gamma - \frac{r_e}{r_s}}{\frac{d}{r_s}}$$

El radio medio de la Tierra se considera $r_e = 6378,137$ Km, mientras que para un satélite geoestacionario se tiene que $r_s = 42164,17$ Km. Sustituyendo el valor del ángulo central γ y utilizando la primera de las expresiones se despeja el valor de la elevación EI .

$$EI = \arctan \frac{\cos 46,13^\circ - \frac{6378,137}{42164,17}}{\sin 46,13^\circ} = 36,92^\circ$$

Ejemplo de cálculo del ángulo de elevación E_l y el acimut A_z

Obtención del acimut

Una vez que se ha hallado el ángulo de elevación E_l , el siguiente paso es encontrar el acimut A_z con el que hay que orientar la antena de la estación terrestre para apuntar a el satélite.

Lo primero que hay que hacer es determinar el ángulo intermedio α , empleando la expresión anteriormente citada.

$$\alpha = \arctan \left[\frac{\tan |(l_s - l_e)|}{\sin L_e} \right] == \arctan \left[\frac{\tan |(-30^\circ + 0,9833)|}{\sin 37,58} \right] = 42,28^\circ$$

Seguidamente, como Cartagena se encuentra en el hemisferio norte y el satélite esta localizado en el suroeste, el acimut se calcula como:

$$A_z = 180^\circ + \alpha = 180^\circ + 42,28^\circ = 222,28^\circ$$

Índice de Contenidos

- 1 Aspectos orbitales y mecánica celeste
 - Leyes de Kepler
 - Obtención de la curva de una órbita
 - Localización de un satélite respecto a la Tierra y caracterización de las órbitas
 - Perturbaciones de las órbitas
 - Órbitas según su sincronía
 - Eclipses y transitos solares
- 2 Clasificación y descripción de las órbitas más habituales en satélites de comunicaciones
 - Órbitas GEO y geosíncronas
 - Órbitas HEO
 - Órbitas MEO y LEO
- 3 Otros aspectos orbitales
 - Altura, Elevación y Acimut
 - Elementos orbitales de NORAD
 - Puntos de Lagrange
 - Trigonometría Plana y Esférica
- 4 Definición de conceptos importantes para las comunicaciones por satélite
- 5 **Cálculo de ángulos de elevación y acimut de estaciones terrenas**
 - Ejemplo de cálculo del acimut y la elevación de una antena situada en Cartagena para el satélite Hispasat
 - **Visibilidad de un satélite para una estación terrestre**
- 6 Efecto Doppler
- 7 Enlaces Web de Interés

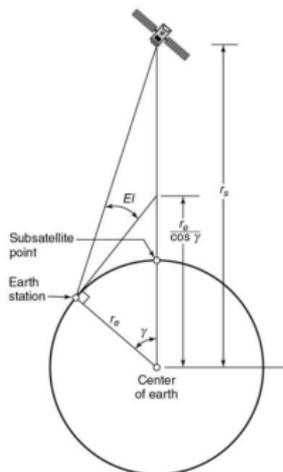
Comprobación de la visibilidad de un satélite por una estación terrestre

Para que un satélite sea visible por una estación terrestre el ángulo de elevación E_l debe estar por encima de cierto nivel, que como mínimo debe ser cero.

Para que el ángulo de elevación sea no negativo se ha de cumplir que:

$$r_s \geq \frac{r_e}{\cos \gamma}$$
$$\gamma \leq \arccos \left(\frac{r_e}{r_s} \right)$$

Para un satélite geoestacionario, el ángulo central debe ser $\gamma \leq 81,3^\circ$.



[Ref.-Pratt, 2003] Esquema donde se ejemplifica el concepto de visibilidad.

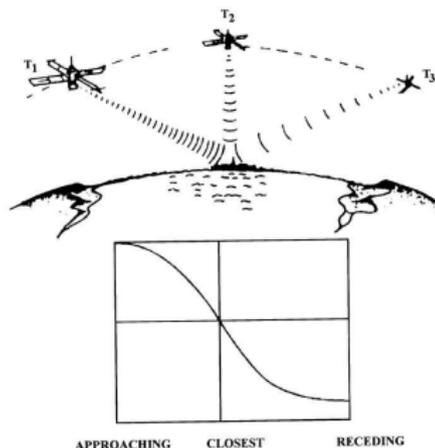
Desplazamiento Doppler en satélites de comunicación

Para un receptor en un posición fija, la **frecuencia portadora de un transmisor de radio móvil cambia de manera proporcional a la velocidad relativa** de dicho transmisor respecto a la citada posición. Si el transmisor emite una frecuencia de portadora f_T , moviéndose a una velocidad V_T respecto al receptor, y dicho receptor recibe otra frecuencia f_R , se tiene que:

$$\Delta f_{\text{doppler}} = V_T \frac{f_T}{c} = \frac{V_T}{\lambda}$$

donde c es la velocidad de la luz en el vacío.

El **efecto Doppler** es **muy importante en satélites en órbita LEO**, mientras que es prácticamente insignificante en satélites en órbita GEO.



- **ELLIPSO** www.ellipso.com
- **NORAD** <http://celestrak.com/NORAD/documentation>
- **Seguimiento de Satélites en tiempo real**
<http://science.nasa.gov/Realtime/JTrack/>
- **Simulador Espacial Comercial (STK)** <http://www.agi.com>

Referencias de las figuras

-  M. Richharia.
Satellite Communication Systems, Second Edition.
McGraw-Hill Telecommunications, 1999.
-  G. Maral y M. Bousquet.
Satellite Communication Systems, Fourth Edition.
Wiley, 2002.
-  T. Pratt, C. Bostian y J. Allmutt.
Satellite Communication, Second Edition.
John Wiley & Sons, 2003.