



Orbitas Satelitales y Lanzamiento de Satélites GEO

Profesor, Ing. Santiago Chávez L.

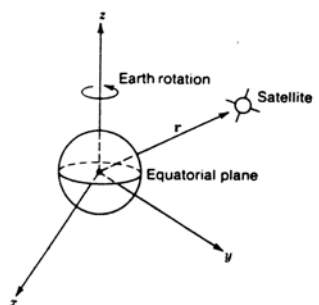


LAS ECUACIONES DE LA ORBITA

Leyes de Kepler

- Las órbitas son planas y el satélite describe una elipse con un foco en el centro de masa de la Tierra.
- El radio vector describe áreas iguales en tiempos iguales.
- Los cuadrados de los periodos orbitales de dos satélites tienen la misma relación que los cubos de sus distancias medias al centro de la tierra.

En un sistema de coordenadas rectangulares



El origen es el centro de la tierra y el eje z se extiende a través del polo norte.

Las direcciones del eje x e y son arbitrarias y la tierra rota en el eje z .

Se asume que el centro de masa del sistema tierra - satélite coincide con el centro de masa de la tierra que es el origen.

El vector r va desde el centro de la tierra al satélite en movimiento.



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA

La fuerza gravitacional $\mathbf{F}_g$ para un satélite de masa m localizado a un vector de distancia r del centro de la tierra esta dado por:

$$\mathbf{F}_g = G \frac{Mm}{r^2} (-\hat{\mathbf{r}}) \quad \begin{array}{l} M = \text{Masa de la tierra} \\ G = \text{Constante Universal de Gravedad} = 6,672 \times 10^{-11} \text{ Nm/kg}^2 \\ GM = \mu = 3,9861352 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2, \text{ Constante de Kepler} \end{array}$$

La segunda ley de Newton (Fuerza de Inercia) es:

$$\mathbf{F}_c = m\mathbf{a} = m \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2}$$

Igualando la fuerza de inercia en el satélite con la fuerza gravitacional, tenemos:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} + \frac{\mu}{r^2} \hat{\mathbf{r}} = 0$$

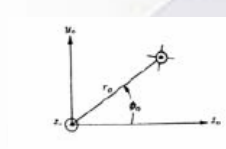
En términos de las coordenadas x e y :

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



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA

En un sistema de coordenadas polares (r_0, ϕ_0) . De acuerdo a la siguiente figura y utilizando las siguientes transformaciones:



$$\begin{aligned} x_0 &= r_0 \cos \phi_0 \\ y_0 &= r_0 \sin \phi_0 \\ \hat{\mathbf{x}}_0 &= \hat{\mathbf{r}}_0 \cos \phi_0 - \hat{\phi}_0 \sin \phi_0 \\ \hat{\mathbf{y}}_0 &= \hat{\phi}_0 \cos \phi_0 + \hat{\mathbf{r}}_0 \sin \phi_0 \end{aligned}$$

Luego la ecuación de $\hat{\mathbf{r}}_0$ será:

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

A partir de esto, la ecuación de la órbita es:

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

e = excentricidad

si $e < 0$ es la ecuación de una elipse

si $e = 0$ la órbita es un círculo con centro en el centro de la tierra

θ_0 = Orientación de la elipse con respecto al plano orbital (ejes x_0 e y_0)

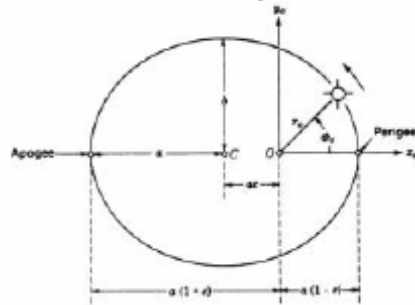
p esta dado por $\frac{h^2}{\mu}$, donde h = magnitud angular del vector momentum

$$\text{Para } \theta_0 = 0 \Rightarrow r_0 = \frac{p}{1 + e \cos \phi_0}$$



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA

La distancia de la tierra al plano orbital se muestra a continuación:



O – Centro de la tierra

C – Centro de la elipse

e – excentricidad

a – Eje semimayor de la elipse orbital

b – Eje semimenor de la elipse orbital

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

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

Perigeo: punto de la órbita en que el satélite está más cerca de la tierra

Apogeo: punto de la órbita en que el satélite está más lejos de la tierra

Apogeo y perigeo se miden a lo largo del eje x_0

Mediante la ecuación del área de la elipse (πab) podemos calcular el periodo orbital T como:

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



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA

La velocidad del satélite v será:

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_0} - \frac{1}{a} \right)}$$



LOCALIZACION DEL SATELITE EN LA ORBITA

Otra forma de escribir la ecuación de la órbita es:

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

ϕ_0 : ángulo “verdadero anormal”, referido al eje x, desde el perigeo a la posición instantánea del satélite.

o

$$\phi_0 = \cos^{-1} \left[\frac{1}{e} \left(1 - \frac{a(1 - e^2)}{r_0} \right) \right]$$

Luego, tenemos las coordenadas rectangulares del satélite como:

$$x_0 = r_0 \cos \phi_0$$

$$y_0 = r_0 \sin \phi_0$$

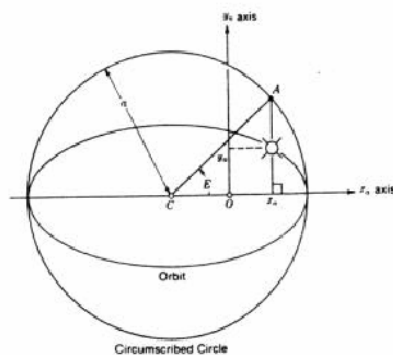
La velocidad angular media es:

$$\eta = \frac{2\pi}{T} = \frac{1}{a} \sqrt{\frac{\mu}{a}}$$



LAS LOCALIZACION DEL SATELITE EN LA ORBITA

Si se circunscribe la órbita a un círculo de radio a :



Se ubica un punto donde una línea vertical intersecta al satélite y al círculo circunscrito en el punto A.

La línea desde el centro de la elipse al punto A define un ángulo E con respecto al eje x_0 .

E es llamada la anomalía excéntrica del satélite y se relaciona con el radio mediante:

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

Conocido t y el tiempo de paso por el perigeo t_p podemos calcular la anomalía media M o la anomalía excéntrica E :

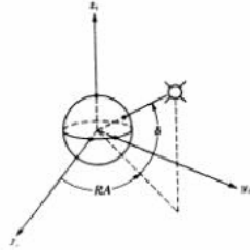
$$M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E, \quad M \text{ es la longitud del arco (en radianes)}$$



LOCALIZANDO EL SATELITE CON RESPECTO A LA TIERRA (COORDENADAS INERCIALES)

Se requieren transformaciones que permitan que el satélite sea localizado en un punto de la superficie rotatoria de la tierra.

Se define un sistema de coordenadas rectangulares fijo (x_i, y_i, z_i) llamado *sistema de coordenadas ecuatorial geocéntrico* cuyo origen es el centro de la tierra.



El eje z_i coincide con el centro de rotación de la tierra y se extiende a través del polo norte.

El eje x_i apunta hacia un lugar fijo en el espacio llamado *primer punto de Aries*. Esta es la dirección de una línea desde el centro de la tierra a través del centro del sol en el equinoccio vernal o de primavera (alrededor del 21 de Marzo).

El plano (x_i, y_i) pasa a través del ecuador de la tierra y se denomina plano ecuatorial.

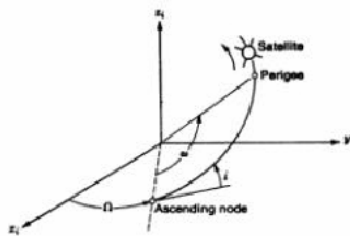
La distancia angular que se mide hacia el este en el plano ecuatorial del eje x_i se denomina *right ascension* (ascensión recta) y se le asigna el símbolo RA .



LOCALIZANDO EL SATELITE CON RESPECTO A LA TIERRA (COORDENADAS INERCIALES)

Los dos puntos en los cuales la órbita penetra el plano ecuatorial se llaman nodos.

El satélite se mueve hacia arriba a través del plano ecuatorial en el *nodo ascendente* y hacia abajo en el *nodo descendente*.



La ascensión recta del nodo ascendente se denomina Ω .

El ángulo que el plano orbital forma con el plano ecuatorial (los planos se intersectan en las líneas que unen los nodos) se denomina inclinación i .

El ángulo w o argumento del perigeo es el ángulo medido a lo largo de la órbita desde el nodo ascendente al perigeo.

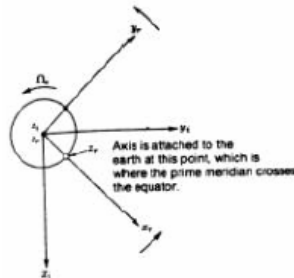


LOCALIZANDO EL SATELITE CON RESPECTO A LA TIERRA (COORDENADAS INERCIALES)

Las coordenadas del satélite en el plano orbital (x_0, y_0, z_0) se relacionan con las coordenadas del satélite (x_i, y_i, z_i) por una transformación lineal (Transformación CO-CI) que se muestra:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ -\sin(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \sin(\Omega) \cos(i) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ +\cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & +\sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \cos(\Omega) \cos(i) \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}$$

Se necesita una transformación de coordenadas más específica para ubicar el satélite con respecto a un punto de la tierra rotando.



Se define un sistema rectangular rotatorio referido a la tierra cuyo eje z y el plano x - y corresponde a aquellos del sistema ecuatorial geocéntrico.

El eje x_r pasa a través del punto donde el principal meridiano geográfico cruza el ecuador.

El sistema rotatorio gira a una velocidad angular Ω_e y T_e mide el tiempo transcurrido desde que el eje x_r coincide con el eje x_i .



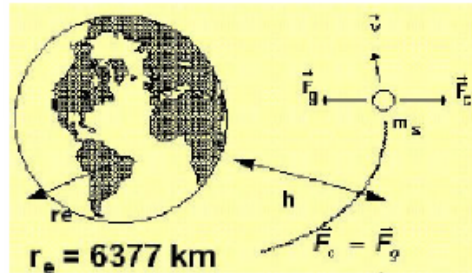
LOCALIZANDO EL SATELITE CON RESPECTO A LA TIERRA (COORDENADAS INERCIALES)

Las coordenadas del satélite en el sistema rotatorio se relacionan con las coordenadas del sistema ecuatorial geocéntrico por:

$$\begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega_e T_e) \sin(\Omega_e T_e) & 0 \\ -\sin(\Omega_e T_e) \cos(\Omega_e T_e) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}$$



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA GEOESTACIONARIA



$$F_g = G \frac{Mm}{(r_e + h)^2}$$

$$F_c = ma = \frac{mv^2}{r_e + h}$$

M : masa de la tierra = $5,98 \times 10^{24} \text{ Kg}$

m : masa del satélite

G : constante Universal de Gravedad = $6,672 \times 10^{-11} \text{ Nm/kg}^2$

$GM = \mu = 3,9861352 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$, Constante de Kepler

r_e : radio de la tierra

h : distancia de la superficie de la tierra al satélite



LAS ECUACIONES DE LA ORBITA GEOESTACIONARIA

$$F_g = F_c \Rightarrow G \frac{Mm}{(r_e + h)^2} = \frac{mv^2}{r_e + h}$$

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r_e + h}}$$

$$T = \frac{2\pi(r_e + h)}{v} = 2\pi \sqrt{\frac{(r_e + h)^3}{GM}} = 23^{\text{h}} 56^{\text{m}} 4^{\text{s}} = 86164 \text{ seg}$$

$$r_e + h = 42.157 \text{ Km}$$

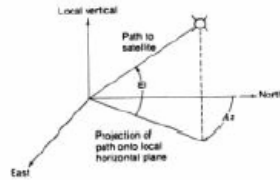
$$h = 35.779 \text{ Km}$$

$$v = 3,075 \text{ Km/seg}$$



DETERMINACION DE LOS ANGULOS DE VISION

Permiten establecer las coordenadas para que la antena de la estación terrena se comunique con el satélite



Angulo de Elevación (EI): se mide desde el horizonte local hasta la ubicación del satélite

Angulo de acimut (Az): se mide desde el norte hacia el este hasta la proyección sobre el horizonte local de la ubicación del satélite



DETERMINACION DEL PUNTO SUB-SATELITAL

Es el lugar donde una línea dibujada desde el centro de la tierra hacia el satélite pasa a través de la superficie de la tierra, sus coordenadas son:

L_s : Latitud del punto subsatelital en grados

l_s : Longitud del punto subsatelital en grados

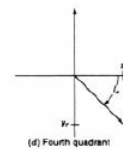
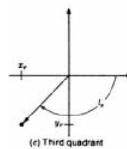
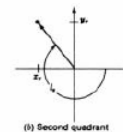
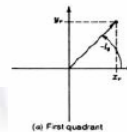
Para satélites geoestacionarios el punto subsatelital está en el ecuador ($L_s=0^\circ$) en alguna longitud determinada

En términos de las coordenadas (x_r, y_r, z_r) del sistema rotatorio:

$$L_s = 90^\circ - \cos^{-1} \left[\frac{z_r}{\sqrt{x_r^2 + y_r^2 + z_r^2}} \right]$$

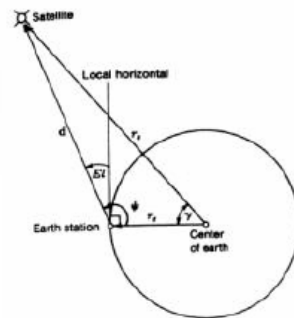
l_s depende del cuadrante en el cual el punto (x_r, y_r) está.

$$l_s = \begin{cases} -\tan^{-1} \left(\frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \geq 0 \text{ and } x_r \geq 0 \text{ (first quadrant)} \\ 180^\circ + \tan^{-1} \left(\frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \geq 0 \text{ and } x_r \leq 0 \text{ (second quadrant)} \\ 90^\circ + \tan^{-1} \left(\frac{x_r}{y_r} \right), & y_r \leq 0 \text{ and } x_r \leq 0 \text{ (third quadrant)} \\ \tan^{-1} \left(\frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \leq 0 \text{ and } x_r \geq 0 \text{ (fourth quadrant)} \end{cases}$$





CALCULO DE LA ELEVACION (EI)



r_s : Vector desde el centro de la tierra al satélite
 r_e : vector desde el centro de la tierra a la estación terrena
 d : vector desde la estación terrena al satélite
 r_s, r_e, d forman un plano triangular

L_e : latitud norte (sur) de la estación terrena
 l_e : longitud oeste (este) de la estación terrena
 L_s : latitud norte (sur) del punto subsatelital
 l_s : longitud oeste (este) del punto subsatelital

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

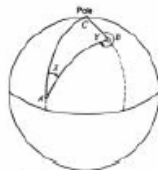
$$d = r_s \sqrt{1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2\left(\frac{r_e}{r_s}\right) \cos(\gamma)} = \sqrt{r_s^2 + r_e^2 - 2r_s r_e \cos(\gamma)}$$

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

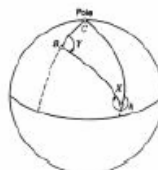


CALCULO DEL ACIMUT (Az)

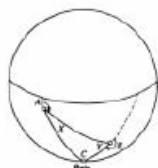
Dado que la estación terrena, el centro de la tierra, el satélite, y el punto subsatelital se extienden en el mismo plano, el acimut de la estación terrena al satélite es el mismo que el acimut de la estación terrena al punto subsatelital.



(a) Northern hemisphere, A west of B



(b) Northern hemisphere, A east of B



(c) Southern hemisphere, A west of B



(d) Southern hemisphere, A east of B

La estación terrena puede estar en el punto A o B y el otro será el punto subsatelital.

Los puntos A y B y el polo forman un triángulo esférico con ángulo polar C y los ángulos Y en el vértice B y X en el vértice A.

L_A y L_B : Latitudes norte (sur) en grados

l_A y l_B : Longitudes oeste (este) en grados



CALCULO DEL ACIMUT (Az)

El ángulo polar C está dado por:

$$C = |L_A - L_B| \text{ o } |360 - |L_A - L_B|| \text{ para } C \leq 180^\circ$$

Si a lo menos un punto está en el hemisferio norte, B debe ser elegido de modo que esté más cercano al polo norte que A , de modo que $L_B > L_A$, obtenemos X e Y como:

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(L_B - L_A)]}{\cos[0,5(L_B + L_A)]}$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(L_B - L_A)]}{\sin[0,5(L_B + L_A)]}$$

$$X = 0,5(Y + X) + 0,5(Y - X)$$

$$Y = 0,5(Y + X) - 0,5(Y - X)$$

Si ambos puntos están en el hemisferio sur, entonces el punto B debe estar más cercano al polo sur, haciendo que $L_B < L_A$ pero $|L_B| > |L_A|$, obtendremos X e Y como:

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\cos[0,5(|L_B| + |L_A|)]}$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\sin[0,5(|L_B| + |L_A|)]}$$



CALCULO DEL ACIMUT (Az)

La relación entre X , Y y el acimut A_z depende de la identidad de los puntos A y B y de su relación geográfica, de acuerdo a la tabla.

Al Menos Un Punto en el Hemisferio Norte			
Punto Subsatelital	Estación terrena	Relación	Acimut (Grados)
A	B	A al oeste de B	$360 - Y$
B	A	A al oeste de B	X
A	B	B al oeste de A	Y
B	A	B al oeste de A	$360 - X$
Ambos Puntos en el Hemisferio Sur			
Punto Subsatelital	Estación terrena	Relación	Acimut (Grados)
A	B	A al oeste de B	$180 + Y$
B	A	A al oeste de B	$180 - X$
A	B	B al oeste de A	$180 - Y$
B	A	B al oeste de A	$180 + X$



ESPECIALIZACION EN SATELITES GEOESTACIONARIOS

Para satélites geoestacionarios el punto subsatelital está en el ecuador a una longitud l_s , y a una latitud L_s de 0° .

El radio r_s es 42.164,57 Km. (radio de geosincronicidad del satélite)

El radio r_e es 6378,14 Km. (radio terrestre en el Ecuador)

$$\cos(\gamma) = \cos(L_e) \cos(l_s - l_e)$$

La distancia d de la estación terrena al satélite será:

$$d = 42.164,57 \sqrt{1,02288 - 0,302536 \cos(\gamma)}$$

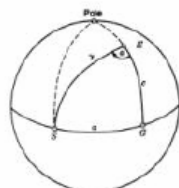
El ángulo de elevación El será:

$$El = \cos^{-1} \left(\frac{\sin(\gamma)}{\sqrt{1,02288 - 0,302536 \cos(\gamma)}} \right)$$

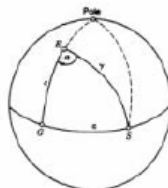


ESPECIALIZACION EN SATELITES GEOESTACIONARIOS

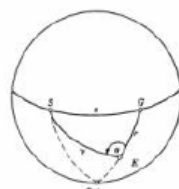
El acimut Az para satélites geoestacionarios se obtendrá a partir de las ecuaciones que se basan en el triángulo esférico con vértices E , S y G , donde:



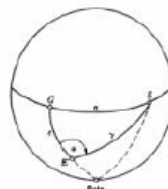
(a) SSP south of ES.
 $Az = 180^\circ + a$



(b) SSP south of ES.
 $Az = 180^\circ - a$



(c) SSP north of ES.
 $Az = 360^\circ + a$



(d) SSP north of ES.
 $Az = a$

E : estación terrena

S : punto subsatelital

G : punto donde el meridiano de la estación terrena cruza el ecuador.

Los tres lados del triángulo son los arcos γ , a y c .



ESPECIALIZACION EN SATELITES GEOESTACIONARIOS

$$a = |l_s - l_e|$$

$$c = |L_e - L_s|$$

s se llamará la mitad del perímetro del triángulo

$$s = 0,5(a + c + \gamma)$$

entonces el ángulo α en el vértice será:

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \sqrt{\frac{\sin(s - \gamma) \sin(s - |L_e|)}{\sin(s) \sin(s - |l_e - l_s|)}}$$

Luego, el acimut se calcula basándose en la siguiente tabla:

Situación	Ecuación
(a) Punto subsatelital al suroeste de la estación terrena	$A_z = 180^\circ + \alpha$
(b) Punto subsatelital al sureste de la estación terrena	$A_z = 180^\circ - \alpha$
(c) Punto subsatelital al noroeste de la estación terrena	$A_z = 360^\circ - \alpha$
(d) Punto subsatelital al noreste de la estación terrena	$A_z = \alpha$

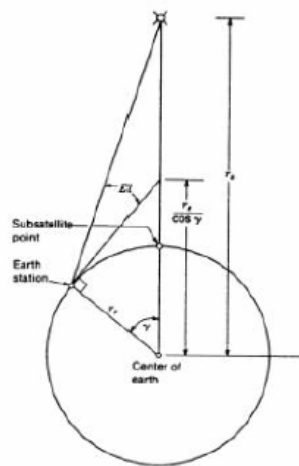


VISIBILIDAD

Para que un satélite sea visible desde una estación terrena:

Su ángulo de elevación (El) debe estar sobre un valor mínimo 0°

Un ángulo de elevación positivo o cero requiere que $r_s \geq \frac{r_e}{\cos(\gamma)}$



r_e : radio de la tierra

γ : ángulo central

La separación máxima entre la estación terrena y el punto subsatelital se limita a:

$$\gamma \leq \cos^{-1} \left(\frac{r_e}{r_s} \right)$$

con:

$$r_e = 6.370 \text{ Km}$$

$$r_s = 42.242 \text{ Km}$$

Luego, el ángulo de máxima visibilidad es:

$$\gamma \leq 81,3268^\circ$$



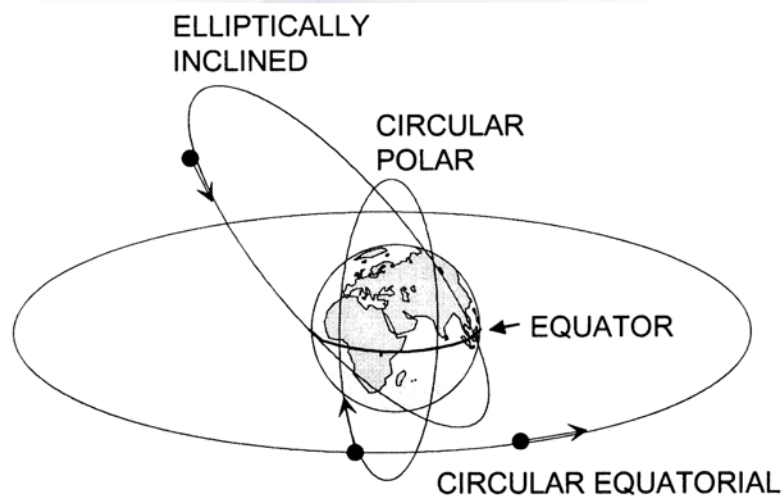
PERTURBACIONES ORBITALES

Hay muchos efectos sutiles que perturban las órbitas satelitales terrestres, invalidando las simples órbitas predecidas por las ecuaciones de gravedad de los dos cuerpos. Algunos de los factores que perturban la órbita son:

- Asimetría de la tierra: provocan una deriva Este-Oeste del satélite.
- Efectos solares y lunares: Estos efectos del sol y de la luna son las fuerzas de gravedad más influenciabiles sobre los satélites además del campo propio de la tierra.
La luna tiende a inclinar la órbita del satélite, también a originar mareas lo que provoca una deriva Este-Oeste del satélite.
La atracción del sol combinada con la de la luna provoca una deriva Norte-Sur del satélite.
- Influencia atmosférica: Se refiere a la fricción que un satélite encuentra a medida que pasa a través de las capas superiores difusas de la atmósfera de la tierra.
- Presión de la radiación solar: La presión de la radiación solar es causada por las colisiones entre el satélite y los fotones que irradian desde el sol, los cuales se absorben o se reflejan.



ORBITAS CARACTERISTICAS





ORBITAS CIRCULAR POLAR

- Órbita que puede ofrecer cobertura mundial utilizando una serie de satélites separados entre sí en tiempo y ángulo orbital, lo que redundará en inconvenientes técnicos, económicos y operativos.
- En términos de comunicaciones exige transferencia instantánea de información.
- Esta órbita no se utiliza para comunicaciones; no obstante, la emplean satélites de navegación, meteorológicos y de teleobservación de recursos naturales.



ORBITAS ELIPTICA INCLINADA

- Presenta características exclusivas que se han aprovechado en algunos sistemas de comunicación.
- La órbita elíptica tiene un ángulo de inclinación aproximado de 63° y un periodo orbital de 12 hrs. (puede tener un periodo mayor).
- Deliberadamente se hace visible al satélite durante 8 de las 12 horas del periodo orbital con el fin de minimizar el problema de transferencia y ofrecer una substancial cobertura de las regiones templadas y polares.
- Usando tres satélites correctamente sincronizados es posible proporcionar cobertura ininterrumpida a una determinada región templada que no quedaría cubierta por otras órbitas.
- Es usada exclusivamente por los rusos para sus sistemas Órbita y Molniya.
- Dado que esta órbita se limita a regiones específicas (de elevada latitud), no se presta para una red mundial.



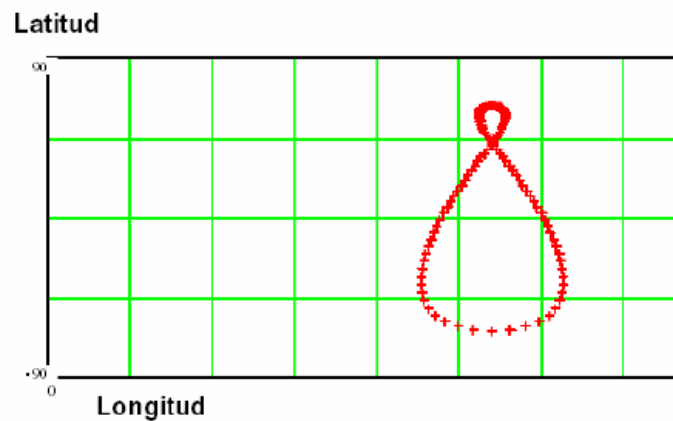
ORBITA TUNDRA

Las órbitas Tundra son órbitas elípticas inclinadas (típicamente 63.4°) con periodo de rotación de 24 horas. La excentricidad de la órbita es de 0.25 y el semieje mayor es de 42164 km. La siguiente figura muestra la geometría de una de estas órbitas.



ORBITA TUNDRA

Para la órbita anterior se ha obtenido la representación de la traza del punto subsatélite en coordenadas longitud-latitud que se muestra en la siguiente figura. Cada punto corresponde a un intervalo de 14.4 minutos. Puede verse como el satélite pasa una gran parte de su órbita sobre una zona relativamente pequeña, apareciendo pues cuasiestático para estaciones situadas en dicha zona (el nudo de la figura de 8 de la traza).





ORBITA MOLNIYA

Para La órbita Molnya los parámetros típicos son los de la figura.

Orbita inclinada a 63.4 grados

Periodo de 12 horas

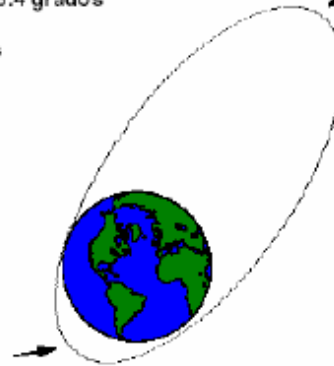
$a = 26556 \text{ km}$

$e = 0.71$

$\omega = 270 \text{ deg}$

1000 Km de altura

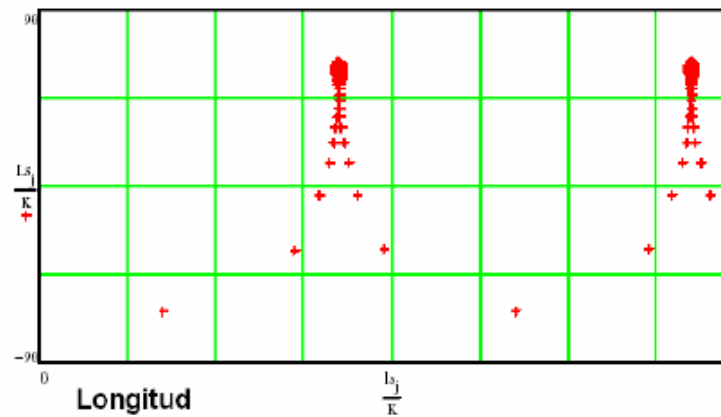
Apogeo a 39500 Km



ORBITA MOLNIYA

La traza del punto subsatélite se muestra en la siguiente figura.

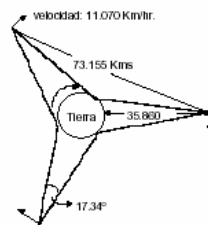
Latitud





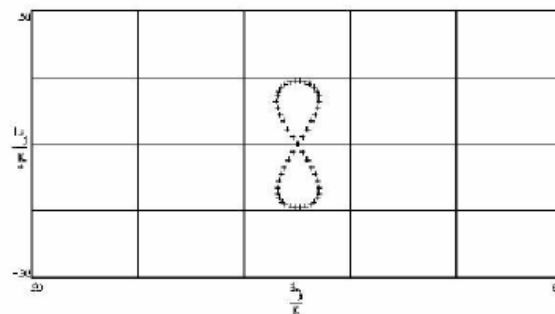
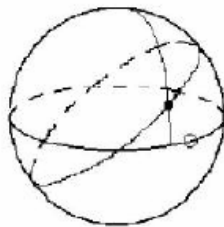
ORBITA ECUATORIAL CIRCULAR

- Órbita circular en el plano ecuatorial que permite utilizar un menor número de satélites y de estaciones terrenas para cubrir la Tierra.
- Por tener periodos orbitales prolongados (a gran altura) cuentan con mayor visibilidad mutua.
- Si la órbita está a una altura de 35.860 Km. por sobre la superficie de la tierra (el satélite efectúa una revolución completa de su órbita en 24 hrs. y su velocidad de revolución es idéntica a la de la Tierra) se dice que el satélite es sincrónico. Si su órbita queda sobre el ecuador y se mueve en la misma dirección de la superficie terrestre, pareciendo estar fijo sobre un punto de la tierra, se llama satélite geoestacionario.
- La órbita geosincrónica es la más utilizada por la mayoría de los satélites de comunicaciones comerciales existentes.
- Un sistema de tres satélites geoestacionarios en órbita ecuatorial circular permiten la comunicación a cualquier punto del globo, con la sola excepción de las regiones cercanas a los polos.



INCLINACION RESIDUAL

El efecto de una inclinación residual de la órbita es un movimiento aparente de 8 del satélite para un observador en la superficie terrestre.



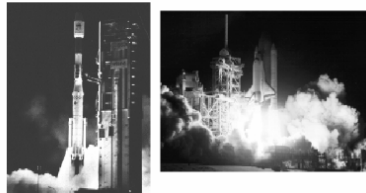
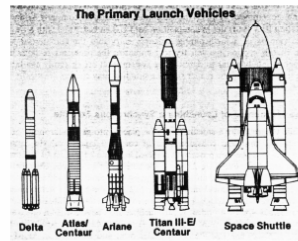


LANZAMIENTO Y VEHICULOS DE LANZAMIENTO.

Para que un satélite logre un órbita sincrónica debe acelerar hasta alcanzar una velocidad de 3.048 m/s en una órbita con inclinación cero y a una distancia de 42.242 Km. desde el centro de la tierra.

TECNOLOGIAS EXISTENTES

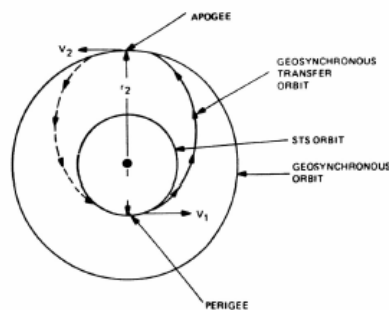
Vehículos de Lanzamiento Disponibles (ELV)
Transbordadores Espaciales (STS, por "Space Transportation System")



LA MECANICA DE LAZAMIENTO DE UN SATELITE GEOSICRONICO

Mientras que un satélite podría situarse en forma teórica en una órbita geosincrónica en una operación, consideraciones practicas de costo y capacidad del vehículo de lanzamiento determinan un proceso que se puede dar en tres pasos.

En la primera fase el satélite se sitúa en una órbita circular baja (de aparcamiento) entre 250 y 300 km de altura. En una segunda fase se incrementa la velocidad del satélite para situarlo en una órbita elíptica cuyo apogeo (punto de distancia máxima a la Tierra) está a unos 36000 km de altura (la altura de la órbita geoestacionaria). Esta órbita se llama órbita de transferencia. Una vez que se ha establecido que esta órbita es correcta y cuando el satélite pasa por el apogeo se enciende un motor llamado *motor de fuerza de apogeo* (AKM) que incrementa la velocidad del satélite hasta 3.07 km/s que es la velocidad de la órbita geoestacionaria, con inclinación ideal cero.





LA MECANICA DE LAZAMIENTO DE UN SATELITE GEOSICRONICO

El AKM debe ser capaz de aumentar la velocidad del satélite desde los 1.598 m/s en la órbita de transferencia hasta los 3.076 m/s en la órbita geostacionaria, mientras se reduce la inclinación orbital a cero.

Mientras mayor es la inclinación, más energía se requiere y mayor es el gasto en combustible que se necesita para inyectar en GEO.

La inclinación mínima de la órbita de transferencia puede ser igual a la latitud de la base de lanzamiento.

Para Cape Canaveral este es de 28,5° y la energía requerida para superar esta inclinación corresponde a un cambio de velocidad de 1387 m/s.

Los cohetes Ariane, lanzados desde el Guiana Space Center (iniciales en francés CGS) en la Guiana francesa que tiene una inclinación de 5,23° para la órbita de transferencia, de modo que requieren menos energía del AKM para la corrección de la inclinación y pueden transportar una carga útil más grande a una órbita sincrónica en comparación con un cohete del mismo tamaño lanzado desde Florida.

Base de Lanzamiento	Incremento de velocidad	Pérdida masa Kg
Baikonur 46 grados Latitud	2277 m/s	140
Cabo Canaveral 28.5 grados	1387 m/s	66
Kourou 5.23 grados	1492 m/s	0

Aproximadamente 30 minutos transcurren entre el despegue del ELV y la colocación del satélite en la órbita de transferencia. Con los STS el tiempo puede ser mayor, dependiendo del resto de la misión.

Después de la colocación del satélite en la órbita de transferencia, el control pasa desde la agencia de lanzamiento al dueño del satélite, quien determina cuando introduce este en la órbita geosincrónica. Los factores que determinan el tiempo que el satélite estará en órbita de transferencia incluyen el tiempo que se necesita para verificar la órbita de transferencia.



CALCULOS DEL LANZAMIENTO

Si la altura de la órbita de aparcamiento es de $h_1 = 200$ km la velocidad del satélite en la misma será de:

$$V_1 = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,99 \times 10^5 \left(\frac{1}{(6378 + 200)} \right)} = 7788 \text{ Km/s}$$

En la órbita de transferencia la distancia del centro de la Tierra al perigeo y al apogeo es de:

$$r_1 = 6578 \text{ Km} \quad r_2 = 42164 \text{ Km}$$

respectivamente, por lo que el semieje mayor de la órbita es:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2} = 24371 \text{ Km}$$

La velocidad en el perigeo es:

$$V_p = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} = 10244 \text{ Km/s}$$



CALCULOS DEL LANZAMIENTO

La velocidad del satélite en el apogeo de la órbita de transferencia es de:

$$V_a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)} = 1598 \text{ Km/s}$$

mientras que en órbita geoestacionaria debe ser de:

$$V_1 = \sqrt{\frac{3,99 \times 10^5}{42164}} = 3076 \text{ Km/s}$$

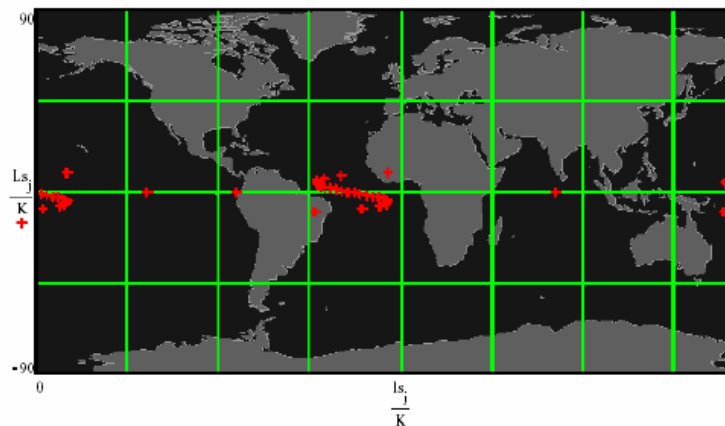
Por tanto para inyectar al satélite en la órbita geoestacionaria desde el apogeo de la órbita de transferencia hay que incrementar su velocidad en:

$$\Delta V_A = 1,478 \text{ Km/s}$$



CALCULOS DEL LANZAMIENTO

Los parámetros típicos de una órbita de transferencia con un lanzamiento desde Kourou pueden ser: $a=24371 \text{ km}$, $e=0.73$, $i=9.5 \text{ grados}$. La traza del punto subsatélite en este caso sería la de la figura.



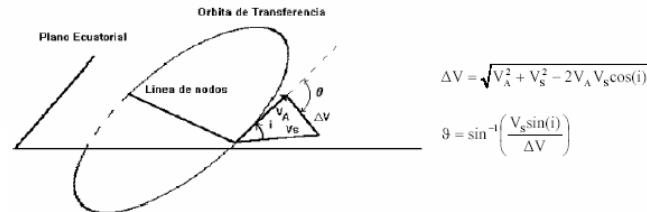


INYECCION EN GEO

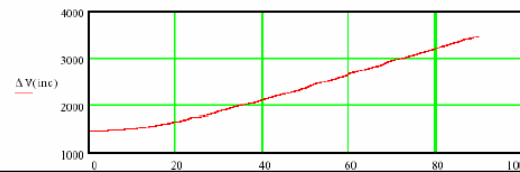
Al efectuarse el lanzamiento desde una estación con una cierta latitud geográfica la inclinación mínima de la órbita de transferencia es igual a dicha latitud.

Esta inclinación hay que corregirla al proceder a la inyección en órbita geoestacionaria añadiendo una componente de velocidad adecuada.

Para ello el incremento de velocidad ΔV y la dirección de aplicación ϕ viene dados por las siguientes formulas:



Por tanto a mayor inclinación de la órbita de transferencia, más gasto de combustible se necesita para inyectar en GEO. La siguiente figura muestra la variación del incremento de velocidad necesario.



EFFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

EFFECTO DOPPLER

Para un observador la frecuencia de un transmisor de radio en movimiento varia con la velocidad de movimiento.

Si el transmisor se mueve hacia el receptor $f_R > f_T$

Si el transmisor se aleja del receptor $f_R < f_T$

Donde f_T : Verdadera frecuencia del transmisor y f_R : Frecuencia recibida

La relación entre la frecuencia transmitida y recibida es:

$$\frac{f_R - f_T}{f_T} = \frac{\Delta f}{f_T} = \frac{V_T}{v_p}$$

donde:

V_T : Velocidad del transmisor que se dirige hacia el receptor, si se aleja V_T es negativo

v_p : es la velocidad de la luz, 3×10^8 m/s en el espacio libre

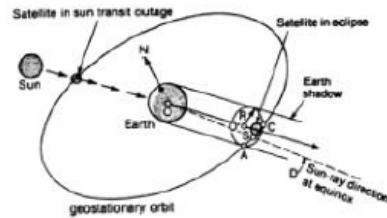
- El efecto Doppler es más pronunciado para los satélites de órbita baja y para compensar esto se requiere un seguimiento de la frecuencia en receptores de banda estrecha.
- Este efecto es despreciable para los satélites geosíncronicos.
- El efecto Doppler está presente tanto en el enlace ascendente como en el descendente.



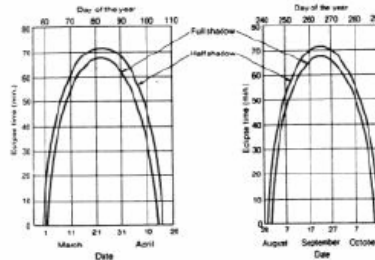
EFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

ECLIPSES

- Un satélite está en eclipse cuando la tierra impide que la luz del sol lo alcance. Es decir cuando el satélite está en la sombra de la tierra.
- Los eclipses ocurren cerca de los equinoccios, porque en estos periodos el Sol, la Tierra y el satélite están casi en el mismo nivel.
- Para los satélites geosincrónicos, los eclipses ocurren durante dos periodos que comienzan aproximadamente 23 días antes del equinoccio (alrededor del 21 de marzo y del 23 de septiembre) y terminan aproximadamente 23 días después del equinoccio.



Geometría del eclipse



Duración del eclipse



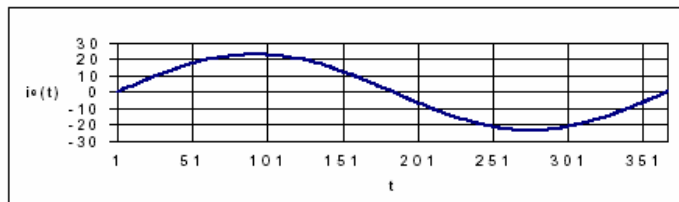
EFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

El plano ecuatorial de la tierra está inclinado en un ángulo con respecto a la posición del sol de:

$$i_e(t) = 23,4 \sin \frac{2\pi t}{T} i_e(t)$$

donde el periodo anual es de $T=365,25$ días y la inclinación máxima es $23,4^\circ$.

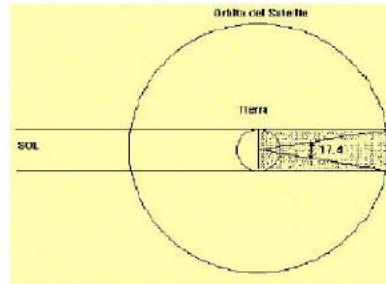
Los instantes en que la inclinación es cero son los equinoccios de primavera y otoño, mientras que los instantes en que es máxima son los solsticios de invierno y verano.





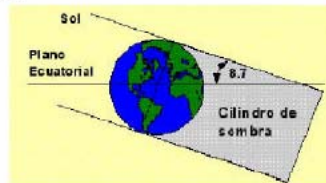
EFFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

La duración máxima del eclipse está dada por



$$t_e = \frac{17,4 \times 24}{360} = 1^h 9^m$$

El primer y último día de eclipse se produce cuando el rayo tangente a la superficie de la tierra pasa por la órbita del satélite.



EFFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

El tiempo desde el primer día de eclipse hasta el equinoccio y el tiempo desde el equinoccio hasta el último día de eclipse es:

$$t = \frac{365}{2\pi} \sin^{-1} \left(\frac{8,7}{23,4} \right) = 22,13 \text{ días}$$

- Cuando ocurre un eclipse el satélite no recibe energía de los paneles solares y debe operar con baterías. Esto puede reducir en forma significativa la energía disponible a medida que el satélite se acerca al final de su vida útil y puede requerir apagar algunos de sus transpondedores durante los eclipses.
- La energía de las baterías se utiliza principalmente para mantener en funcionamiento el sistema de telemando y de teledatada.



EFFECTOS ORBITALES EN EL DESEMPEÑO DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES

INTERFERENCIA SOLAR

- Cuando el sol pasa a través del haz de la antena de una estación terrestre, el nivel de ruido del receptor aumentará significativamente interfiriendo o impidiendo la operación normal.
- Este efecto es predecible y puede causar interferencia por 10 min. al día y por alrededor de 0,02% de un año promedio.
- Una estación terrena receptora no puede hacer nada por mejorar esto, excepto esperar que el sol se mueva fuera del lóbulo principal de radiación de la antena.
- Esto siempre ocurre el día, cuando los circuitos transportan tráfico obligando a disponer de canales alternativos.

