

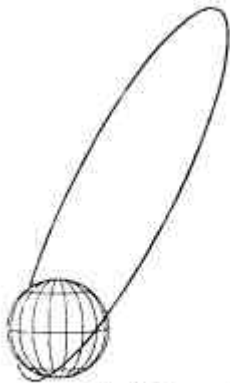


# **Tema 3:**

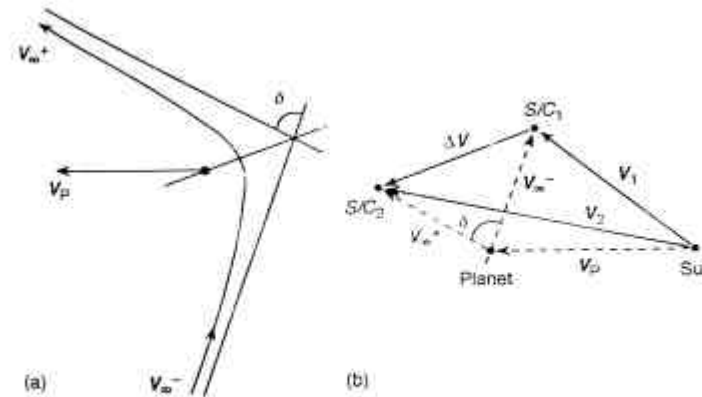
# **Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas**

## Tipos de órbitas:

- **GEO:** Geostacionaria  $h \sim 35786,4 \text{ Km}$
- **LEO:** Low Earth Orbiter  $h \sim 200 - 1000 \text{ Km}$
- **HEO:** Highly Elliptical Orbit para cobertura de altas latitudes
- **Non Geocentric Orbit** navegación interplanetaria



The Molniya orbit



Swing-by passage *behind* a planet, showing: (a) hyperbolic trajectory in planet's sphere-of-influence; (b) relative velocity diagram. (All vectors are coplanar)



### Parámetros orbitales:

Una órbita ideal queda determinada por 6 parámetros:

#### Orientación:

- $\Omega$  : longitud de la línea nodal ascendente sobre el plano ecuatorial
- $\Psi$  : inclinación del plano orbital respecto al plano ecuatorial
- $\gamma$  : ángulo del perigeo tomado desde el nodo ascendente

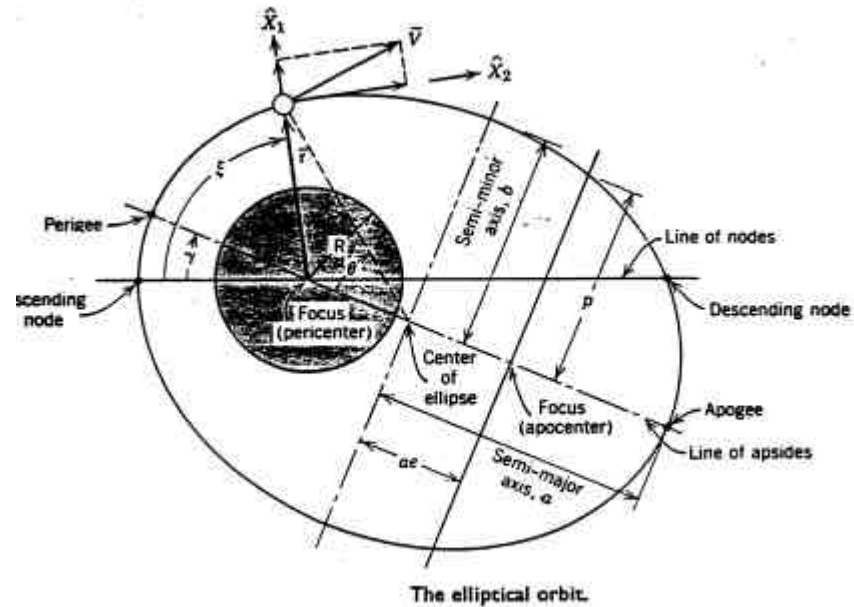
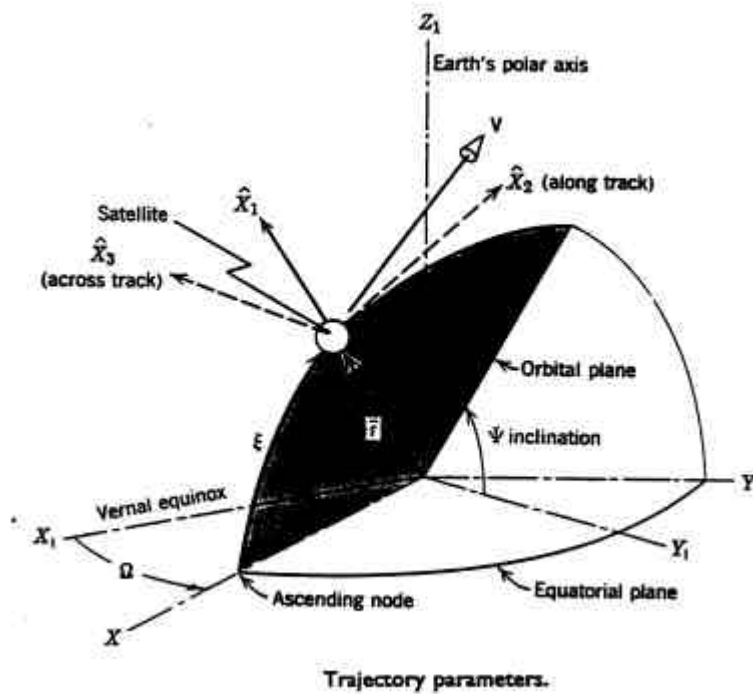
#### Dimensionales:

- $a$  : semieje mayor de la elipse
- $e$  : excentricidad de la órbita

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

- $t_p$  : tiempo de paso por el perigeo (referencia tiempo inicial)

## Mecánica orbital:





## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

Los demás parámetros quedan fijados por las **Leyes de Kepler**:

- **Período Orbital** : (3ª Ley de Kepler)

$$T = \frac{2\pi a^{3/2}}{k^{1/2}} = T_E \left( \frac{a}{R} \right)^{3/2} ; \quad T_E \approx 84.4 \text{ min}$$

$$a = R + \frac{h_{apog} + h_{perig}}{2} ;$$

$R \approx 6366 \text{ Km}$  : radio de la Tierra

$$k = G M_T = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

Para una órbita circular:

$$T = \frac{2\pi (h + R)^{3/2}}{k^{1/2}} \quad v = \left( \frac{k}{h + R} \right)^{1/2} \quad \text{p. ex.: satélite TRANSIT}$$

$h = 1075 \text{ Km} \rightarrow v = 7.3 \text{ Km/s}$   
 $T = 106 \text{ min}$



## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

**Perturbaciones que modifican los parámetros orbitales:**

- **Asimetría en el campo gravitatorio terrestre:**

$$V_{\downarrow} = \frac{G M_T}{r} \left[ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{R}{r} \right)^n J_n P_n(\sin \mathbf{q}) + \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{R}{r} \right)^n \sum_{m=0}^{\infty} (C_{n,m} \cos(m\mathbf{I}) + S_{n,m} \sin(m\mathbf{I})) P_{n,m} \sin(m\mathbf{j}) \right]$$

Potencial gravitatorio terrestre

- $\mathbf{j}, \mathbf{I}$  : latitud y longitud geocéntricas
- $P_n$  : Polinomios de Legendre
- $P_{n,m}$  : Funciones de Legendre de 1ª especie
- $J_n, C_{n,m}, S_{n,m}$  : coeficientes determinados experimentalmente

El **primer término** de la serie corresponde a un esfera.

El término de **corrección más importante** es  $J_2$ , correspondiente al momento cuadrupolar de  $G$



## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

- **Rozamiento atmosférico:** circulariza y contrae la órbita → reentrada

$$F_d = \frac{1}{2} \rho S C_d V_r^2 \left( \frac{\vec{V}_r}{|V_r|} \right)$$

- $\rho$ : densidad atmosférica
- $S$ : superficie proyectada del satélite
- $C_d$ : coeficiente de rozamiento del satélite ( $C_{d \text{ typ}} \approx 2.5$ )
- $\vec{V}_r$ : vector de velocidad respecto a la atmósfera

Para una órbita circular:

$$\frac{\Delta T}{T} \approx -3\rho r \frac{S C_d}{M}$$

Donde:  $T$  es el periodo orbital  
 $M$  es la masa del satélite  
 $r$  es el radio de la órbita



## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

---

- **Presión de radiación solar:**

La absorción/reflexión de radiación electromagnética se traduce en una presión de radiación debido a la interacción de los campos con cargas y corrientes inducidas

$$\vec{F} = q(\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B})$$

- Para un **absorbente perfecto:**

Presión  $\vec{P} = \frac{\vec{\mathcal{P}}}{c}$ ;  $\vec{\mathcal{P}}$ : Vector de Pointing

$$|\vec{\mathcal{P}}_{Sol\ en\ Tierra}| \approx 1400W/m^2 \Rightarrow P_{abs} \approx 4.7 \cdot 10^{-6} N/m^2$$

- Para un **reflector perfecto:**

Presión :  $\vec{P} = 2 \frac{\vec{\mathcal{P}}}{c}$





## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

---

- **Otras perturbaciones:**

- Influencia de los campos gravitatorios de la Luna y del Sol
- Influencia de las mareas
- Influencia del campo magnético terrestre

- **Efectos:**

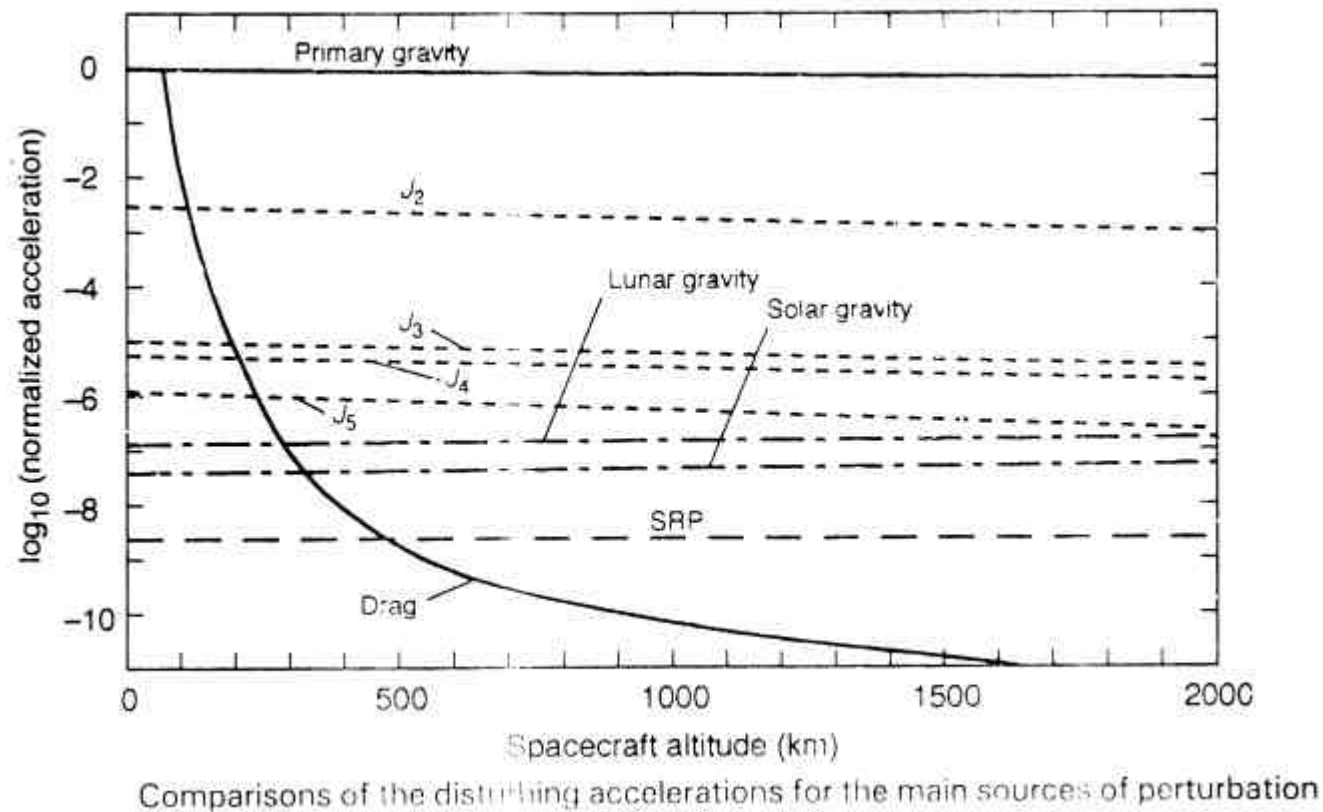
- **Oscilación del plano orbital** respecto a su inclinación nominal ( $\Psi \pm \Delta\Psi$ )

$$|\Delta\Psi| = \pm \frac{e J_3}{2 J_2} \cos \Psi$$

- **Regresión de la línea nodal:**  $\Delta\Omega/\text{órbita} = -3p \left(\frac{R}{a}\right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} J_2 \cos \Psi$

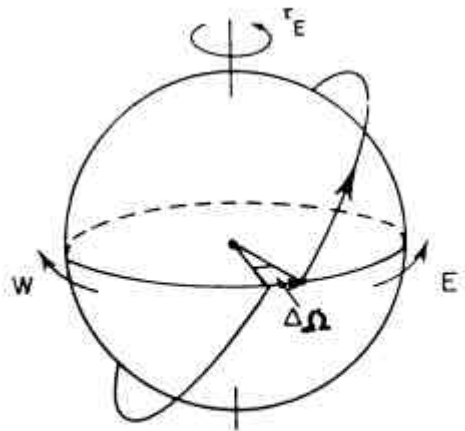
- **Avance del perigeo:**  $\Delta g/\text{órbita} = \frac{3}{2} p \left(\frac{R}{a}\right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} J_2 (4 - 5 \sin^2 \Psi)$

## Aceleraciones causadas por los principales efectos perturbadores



### Órbita LEO:

- **Órbita Polar LEO:** cobertura global (pasa por los polos)  
altitud típica entre 600 y 800 Km
- **Órbita sincronizada con la Tierra:** el punto subsatélite repite traza sobre la Tierra a intervalos regulares



Orbit plane motion

El cambio de longitud  $\Delta\Omega = \Delta\Omega_1 + \Delta\Omega_2$  del paso por el ecuador se debe a:

- rotación de la Tierra (dominante)

$$\Delta\Omega_1 = -2p \frac{T}{T_e} \text{ rad / órbita}$$

- regresión del nodo ascendente

$$\Delta\Omega_2 = -3p \left( \frac{R}{a} \right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} J_2 \cos \Psi \text{ rad / órbita}$$



## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

---

Período de rotación de la Tierra:

$$T_e = 86164.09055 + 0.015 t_s \text{ (segundos)}$$

$t_s$  : siglos desde 1900

$T_e \sim 23 \text{ h } 56'$  respecto de las estrellas

$\sim 24 \text{ h}$  respecto del Sol

En una órbita sincronizada con la Tierra se cumple que:

$$n \left| \Delta\Omega \right| = m 2\mathbf{p}$$

$\swarrow$   $\searrow$

nº órbitas nº revoluciones de la Tierra (días)

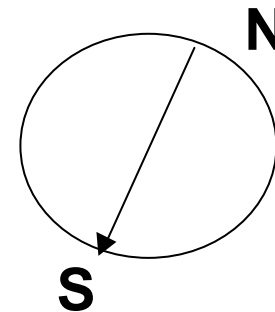
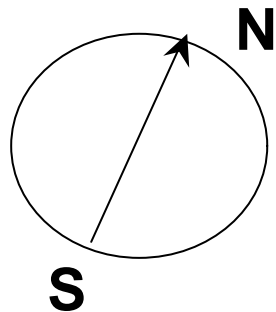
- **Órbita helio-síncrona:** el plano orbital rota a la misma velocidad con que la Tierra se mueve alrededor del Sol:  
1 rev/año  $\sim$  1°/día

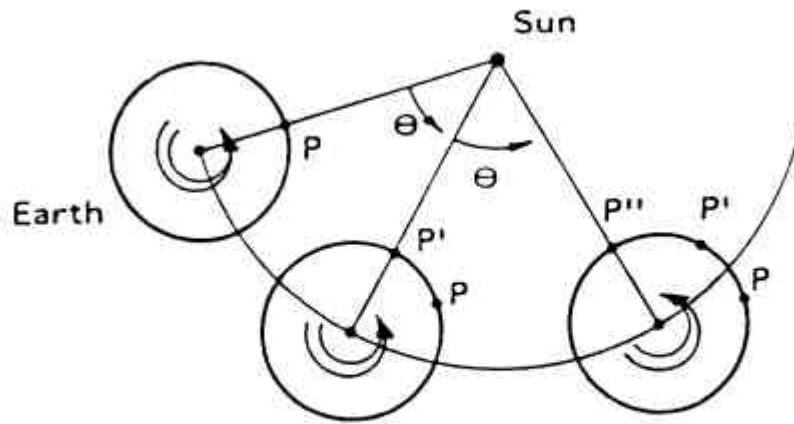
$$\Delta\Omega_2 = 2p \frac{T}{T_{es}} \text{ rad / órbita} = 2p \text{ rad / año}$$

$$T_{es} = 3.155815 \cdot 10^7 \text{ s (periodo orbital Tierra-Sol)}$$

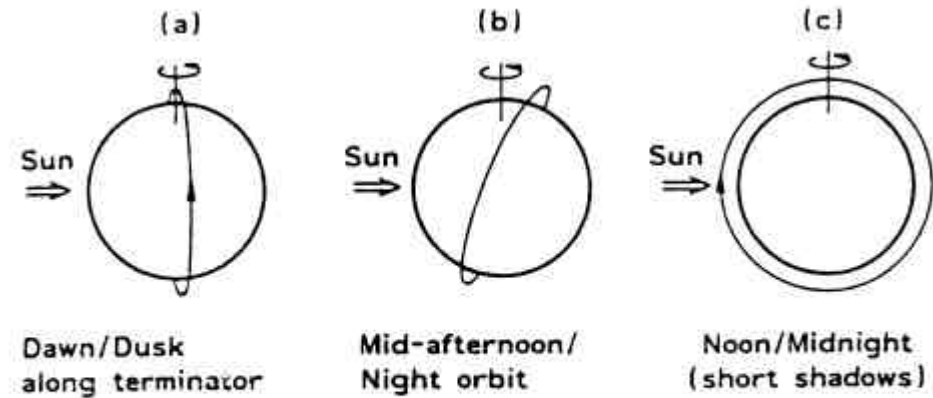
El satélite sobrevuela el territorio a la misma hora del día:

1 paso ascendente + 1 paso descendente





Sidereal and solar motion



Implications of changing local time coverage

## • Órbita Tierra-Sol síncrona:

Combinan los dos requisitos anteriores

$$n |\Delta\Omega| = m 2p$$

$$\Delta\Omega_2 = 2p \frac{T}{T_{es}} \Rightarrow n \left| -2p \frac{T}{T_e} + 2p \frac{T}{T_{es}} \right| = m 2p \Rightarrow n T \left( 1 - \frac{T_e}{T_{es}} \right) = m T_e$$

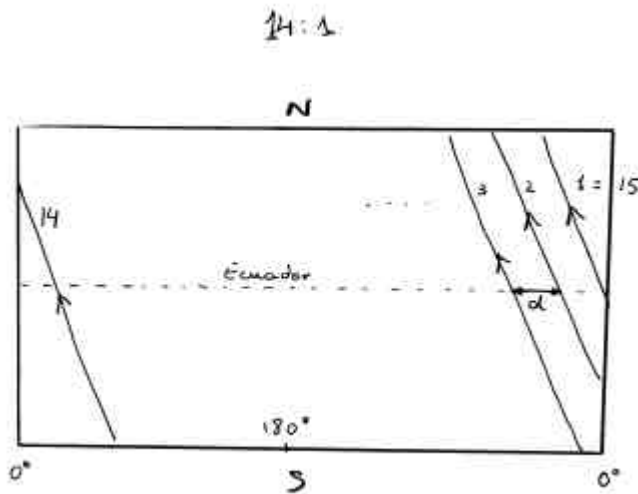
Se denotan con los índices **n:m**

nº órbitas diferentes    nº días para repetir una órbita

$$\Delta\Omega = -2pT \left( \frac{1}{T_e} - \frac{1}{T_{es}} \right) \quad (\text{hacia el Oeste})$$

Para un LEO:  $h \sim 550 - 950$  Km,  $T \sim 95 - 100$  min  $\Rightarrow \Delta\phi \sim 0.43$  rad/órb  
 $\Rightarrow \sim 2800$  Km entre trazas en el ecuador

- **Órbita de deriva cero:** si  $m = 1$ , hay  $n$  órbitas que se repite cada día



$n:m$	$h$ (Km)	$h$ (Km) con perturb.
14:1	894	888
15:1	567	561
16:1	275	268

La separación  $d$  entre trazas suele ser excesiva para la observación

de la Tierra: 
$$d = \frac{2p}{n} R_{ecuador}; \quad R_{ecuador} \approx 6378 \text{ Km}$$





## Misiones Espaciales: Tipos de Órbitas

---

- Para aumentar la densidad de trazas se realizan ligeras perturbaciones sobre órbitas de deriva cero.

Ejemplo: LANDSAT 1, 2

$$T = 103.3'$$

$$\Psi = 99^\circ$$

$$h_{apogeo} = 920 \text{ Km } (e = 0.002)$$

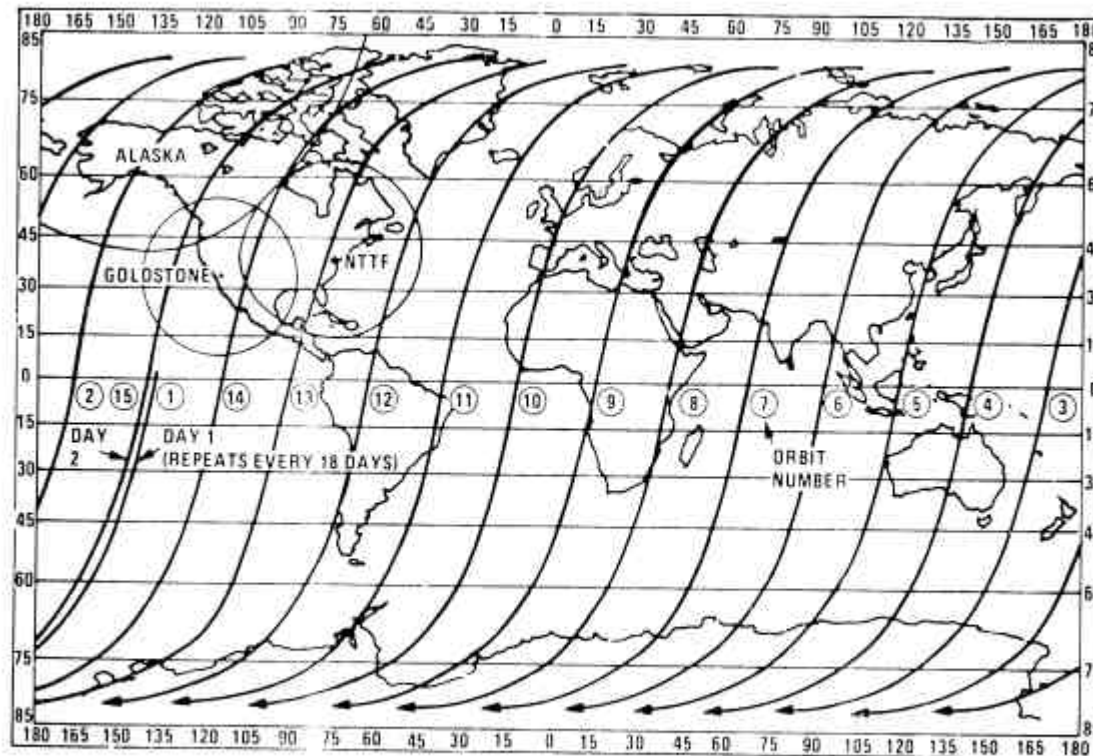
órbita  $n:m = 251:18 \Rightarrow n = 251$  órbitas en  $m = 18$  días

es casi una órbita 14:1 ( $251 = 14 \cdot 18 - 1$ )

La separación entre tracks será de 251 órbitas equiespaciadas en el ecuador:

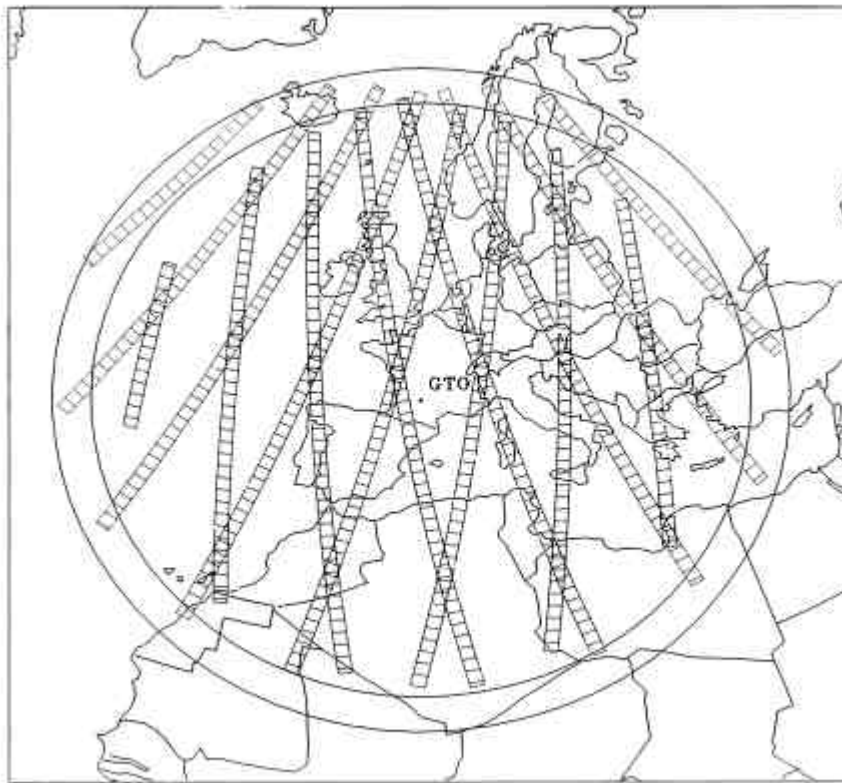
$$d = \frac{2p}{251} R_{ecuador} \approx 160 \text{ Km}$$

## Ground-tracks diarios típicos de LANDSAT



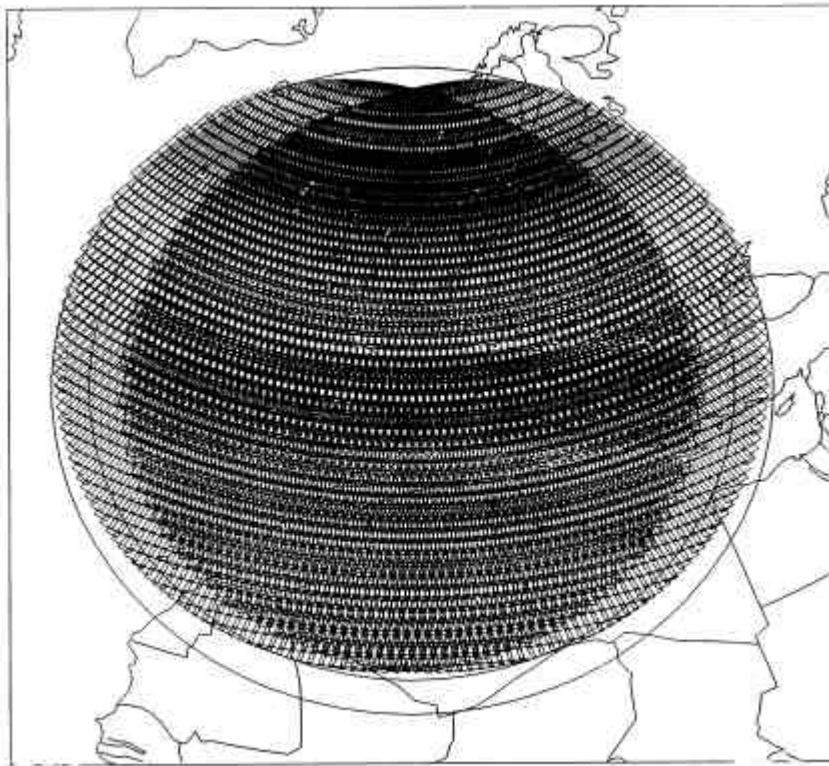
Typical *Landsat* daily ground tracks for daylight passes. Courtesy of NASA.

## Ground-tracks órbita 43:3



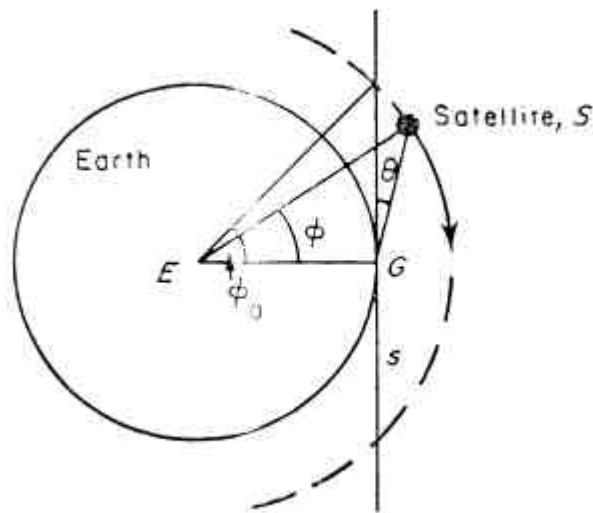
(cículo interior: elevación mínima 5°,  
cículo exterior: elevación mínima 2°)

## Ground-tracks órbita 501:35



(círculo interior: elevación mínima  $5^\circ$ ,  
círculo exterior: elevación mínima  $2^\circ$ )

## Visibilidad desde la Tierra



Habitualmente se requieren unos  $5^{\circ}$ - $10^{\circ}$  sobre el horizonte para transmisión/recepción con el sat.

$$\mathbf{f} = -\mathbf{q} + \arccos\left(\frac{R}{R+h} \cos \mathbf{q}\right)$$

La distancia (slant - range)  $S$  máxima será:

$$S = (R+h) \frac{\sin \mathbf{f}}{\cos \mathbf{q}}$$

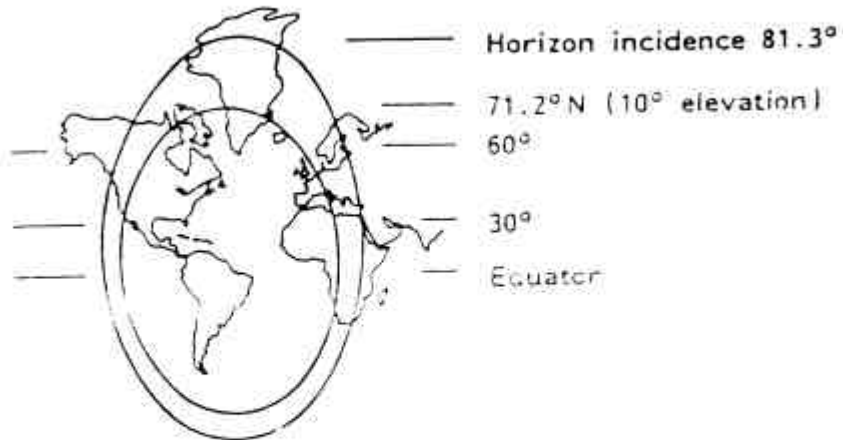
El satélite estará visible durante:

$$\mathbf{t} = \frac{2\mathbf{f}}{\omega_{es}}$$

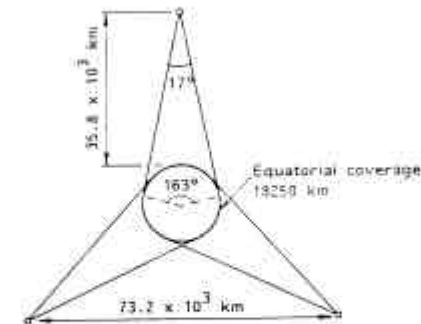
$$\omega_{es}^2 = \omega_e^2 + \omega^2 - 2\omega_e \omega \cos \mathbf{y}$$

Donde  $\omega_{es}$  es la velocidad orbital relativa a la Tierra y  $\omega_e$  es la velocidad de rotación de la Tierra  $\omega_e = 7.3 \cdot 10^{-5}$  rad/s

## • Órbita Geostacionaria:

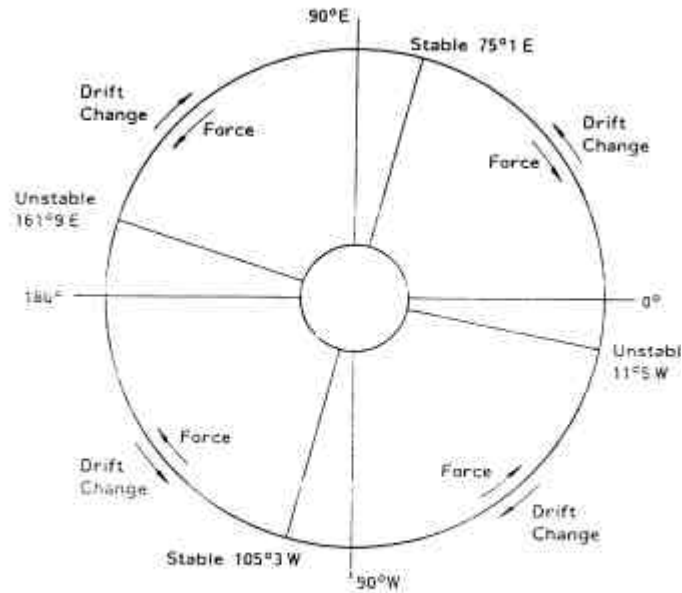


**Cobertura de 1 satélite**



**Cobertura global con 3 satélites geostacionarios**

## • Órbita Geostacionaria:

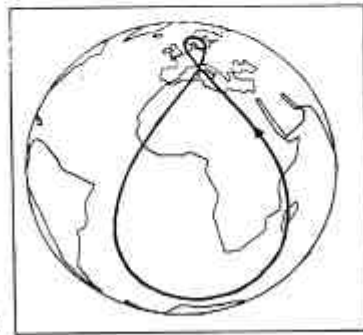
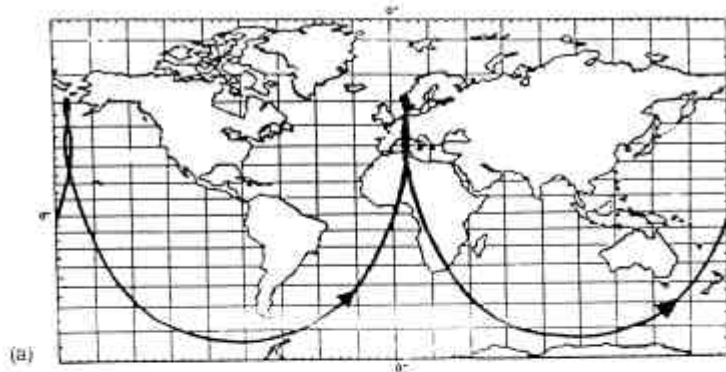


Force direction arising from  $J_{22}$  on a GEO vehicle

Acceleration and station-keeping requirements for geostationary vehicles

Longitude (degrees east)	Acceleration ( $m/s^2$ )	Fuel: $\Delta V$ (m/s/year)
-160	$-5.3 \times 10^{-8}$	1.67
-140	$-4.75 \times 10^{-8}$	1.50
-120	$-2.30 \times 10^{-8}$	0.73
-100	$+8.10 \times 10^{-9}$	0.26
-80	$+3.39 \times 10^{-8}$	1.07
-60	$+4.61 \times 10^{-8}$	1.45
-40	$+3.99 \times 10^{-8}$	1.26
-20	$+1.48 \times 10^{-8}$	0.47
0	$-2.10 \times 10^{-8}$	0.66
20	$-5.09 \times 10^{-9}$	1.61
40	$-5.73 \times 10^{-9}$	1.81
60	$-3.30 \times 10^{-8}$	1.04
80	$+1.17 \times 10^{-8}$	0.37
100	$+5.21 \times 10^{-9}$	1.64
120	$+6.49 \times 10^{-9}$	2.05
140	$+4.44 \times 10^{-8}$	1.40
160	$+4.08 \times 10^{-8}$	0.13
180	$-3.40 \times 10^{-8}$	1.07

## • Órbitas HEO:



Typical global ground tracks for: (a) Molniya orbit, (b) Tundra orbit



The Molniya orbit

### Elementos Órbita Molniya:

$$a = 26560 \text{ Km} \quad (T = 12 \text{ h})$$

$$e = 0.722 \quad (h_p = 1000 \text{ Km}, h_a = 39360 \text{ Km})$$

$$\omega = 270^\circ \quad (\text{perigeo hemisferio Sur})$$

$$\Omega \text{ arbitrario (depende cobertura requirida)}$$