



SCT

SECRETARÍA DE
COMUNICACIONES
Y TRANSPORTES

AEM

AGENCIA ESPACIAL
MEXICANA



CURSO
INTRODUCCIÓN A
LOS SISTEMAS ESPACIALES

MÓDULOS

- 1. Introducción.**
- 2. Órbitas y el movimiento de los satélites.**
- 3. Sistemas espaciales (segmento espacial).**
- 4. Lanzadores.**



MÓDULO 2: ÓRBITAS Y EL MOVIMIENTO DE LOS SATÉLITES



1. Fundamentos de las órbitas.

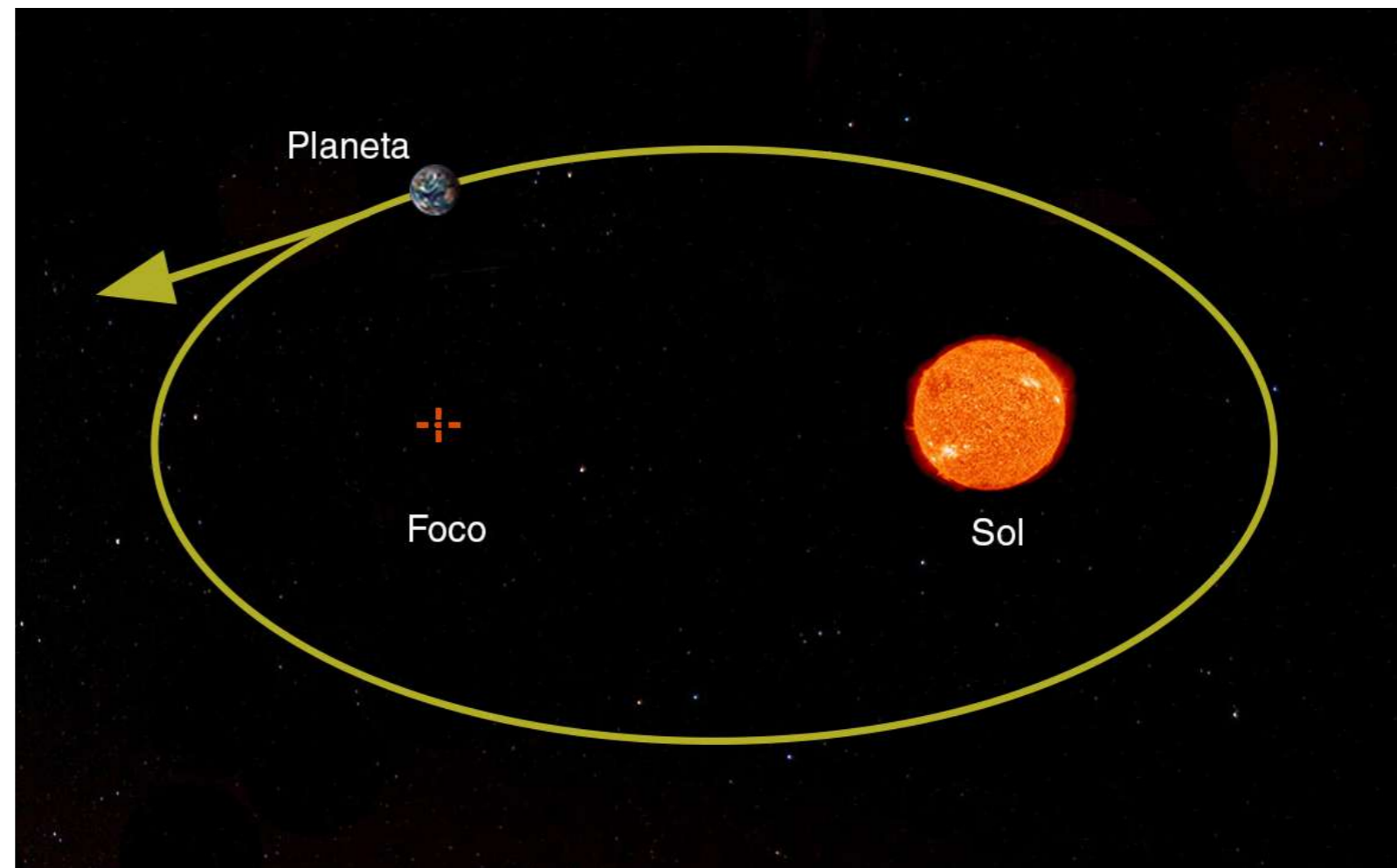
2. Parámetros de las órbitas.

3. Tipos de órbitas



Las leyes de Kepler fueron enunciadas por Johannes Kepler para explicar el movimiento de los planetas en sus órbitas alrededor del Sol.

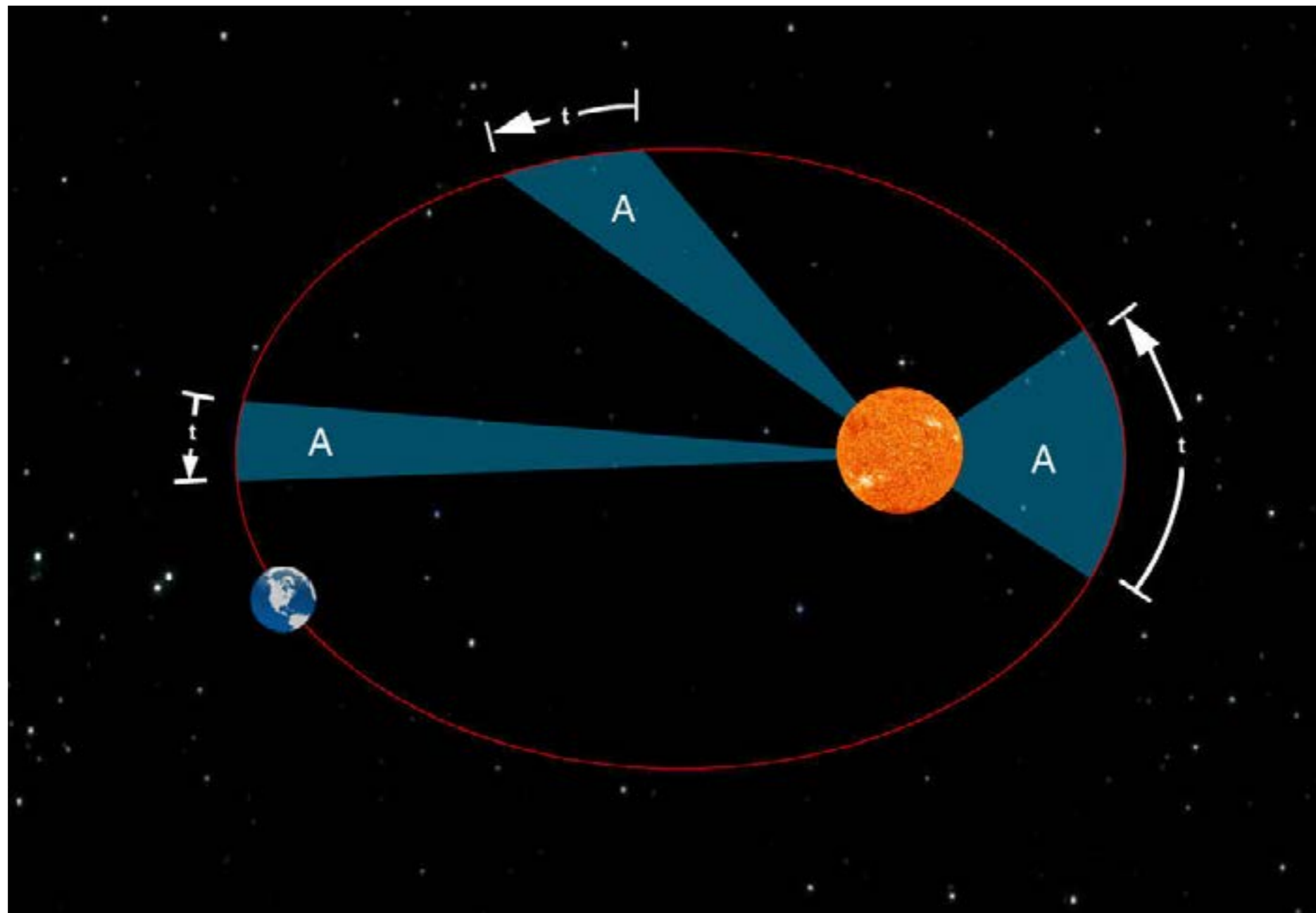
Primera Ley (1609):
Todos los planetas se desplazan alrededor del Sol describiendo órbitas elípticas, estando el Sol situado en uno de los focos.

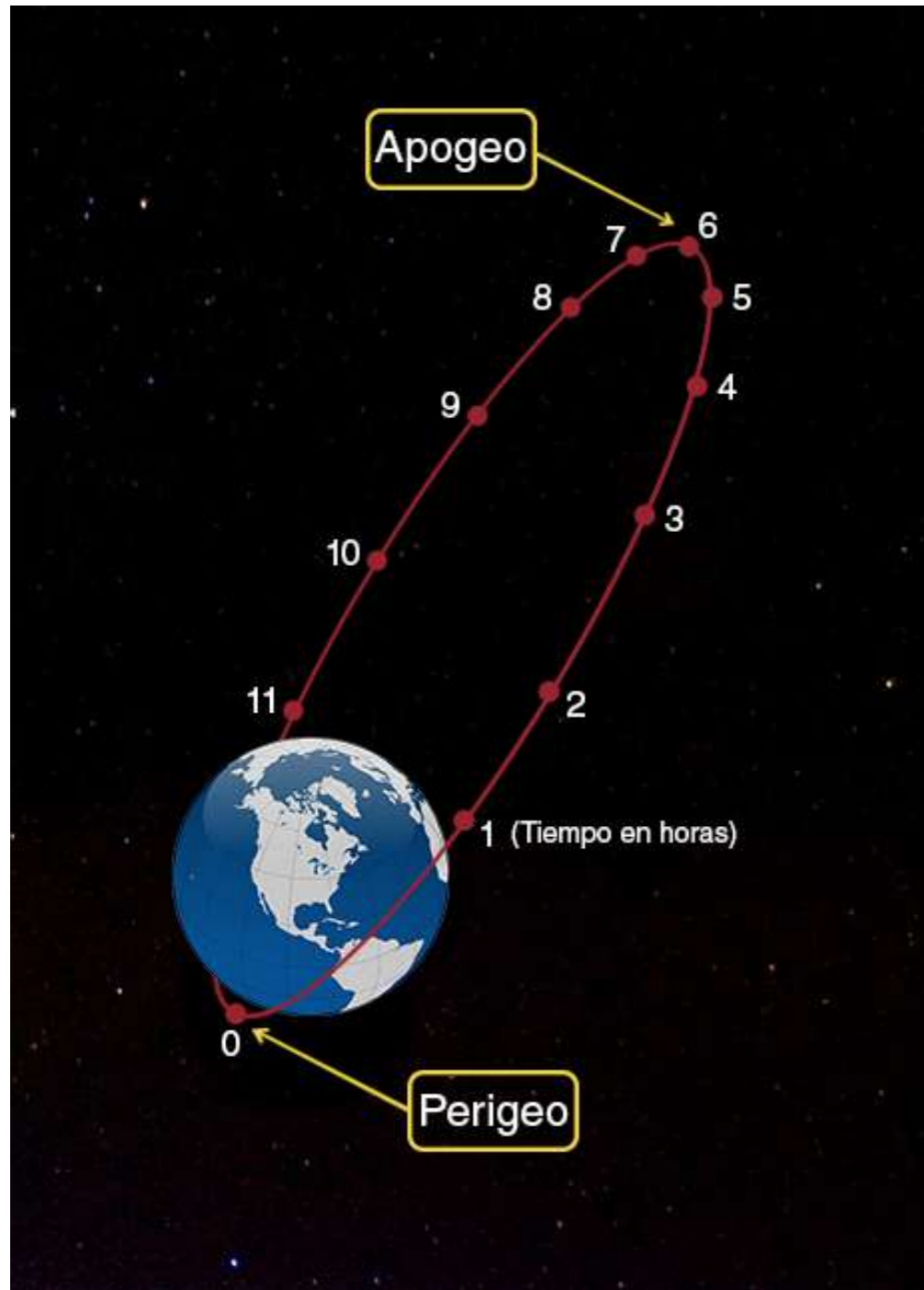




Segunda Ley (1609):

El radio vector que une el planeta y el Sol barre áreas iguales en tiempos iguales.





Segunda Ley (1609):

Una forma cualitativa de expresar la segunda ley de Kepler es decir que el satélite se mueve más despacio lejos de la Tierra (apogeo) y se mueve más rápido cuando está cerca de ella (perigeo).

El satélite se mueve más rápido en el perigeo que en el apogeo.



Tercera Ley (1618):

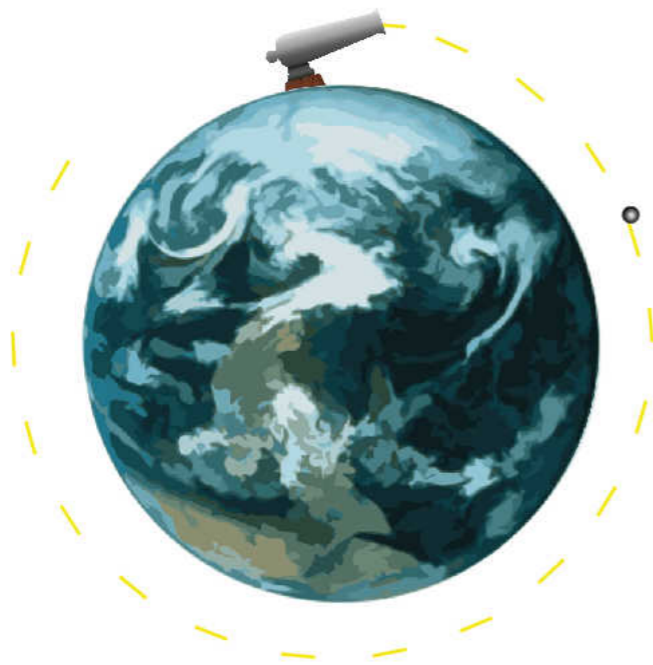
Para cualquier planeta, el cuadrado de su período orbital (tiempo que tarda en dar una vuelta alrededor del Sol) es directamente proporcional al cubo de la distancia media con el Sol.

$$\frac{P^2}{r^3} = K = \text{constante}$$

donde, P es el período orbital, r la distancia media del planeta con el Sol y K la constante de proporcionalidad.



Aplicando las leyes de Kepler al lanzamiento de un objeto sobre la superficie de la Tierra, si le proporcionamos suficiente velocidad, éste quedaría en órbita alrededor del planeta, pero si la velocidad es lo suficientemente elevada, el objeto escaparía formando una parábola en su trayectoria.



¿Qué velocidades se necesitan?

La velocidad orbital para permanecer a 242 Km de altura: 8 Km/seg (26,000 km/hr), donde una órbita completa toma alrededor de 90 minutos.

La velocidad de escape terrestre es de 11.3 km/s (40,680 km/hr).



Leyes de Kepler - Comparación de velocidades



Lanzador profesional



150km/h = 0.41 km/s



Ametralladora



85 m/s = 0.85 km/s



SR -71v



3.3 mach = 0.98 km/s



Cañón HARP



3.6 km/s



Las leyes de Kepler sólo describen el movimiento mas no el por qué del movimiento. Las leyes de Newton nos permiten describir completamente el movimiento incluyendo la fuerza que lo rige: la gravedad.

Primera Ley de Newton: Un cuerpo permanece en su estado de reposos o de movimiento constante a menos que fuerzas externas actúen sobre él.

Segunda ley de Newton: El cambio de movimiento de un cuerpo (aceleración) es proporcional a la fuerza motriz impresa y ocurre según la línea recta a lo largo de la cual aquella fuerza se aplica.

Esto es: $F = ma$.

Tercera Ley de Newton: cuando un cuerpo ejerce una fuerza sobre otro, el segundo cuerpo ejerce de manera simultánea la misma fuerza sobre el primer cuerpo, igual en magnitud y de dirección opuesta a la que aplica el primer cuerpo.



La ley de la gravitación universal de Newton establece que: “cada punto de masa en el universo atrae a otro con una fuerza que es directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre ellas”:

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2}$$

Donde **G** es la denominada constante de Gravitación Universal y cuyo valor es de:

$$G = (6.67428 \pm 0.00067) \times 10^{-11} \text{ N m}^2 \text{ kg}^{-2}$$

A esta forma de interacción se le conoce como el problema de los dos cuerpos.



Para el problema de los dos cuerpos, las leyes de Newton (segunda y de la gravitación universal) en conjunto con las leyes de Kepler, pueden explicar el movimiento de los planetas alrededor del Sol.

Ahora, si se combina la ley de la Gravitación universal con la segunda ley de Newton, y considerando a las constantes G , M como:

$$\mu = G(M+m) \approx GM$$

Considerando que para satélites artificiales, la masa de la Tierra (M) es mucho mayor que la del satélite (m).



A partir de lo anterior se llega a:

$$m\ddot{\mathbf{r}} + \frac{\mu m}{r^2} \frac{\mathbf{r}}{r} = 0$$

Que es la ecuación que define el movimiento.

Las implicaciones del problema de dos cuerpos de masa M y m , con $M \gg m$, es un movimiento reducido de la masa M en un campo de fuerza central GMm/r^2 .

Así mismo, la solución de esta ecuación diferencial de segundo orden tendrá 2 constantes de integración, con una forma del tipo de una sección cónica, con uno de sus focos en el centro de coordenadas y una excentricidad e .



El resultado de la ecuación de movimiento anterior es una cónica del tipo:

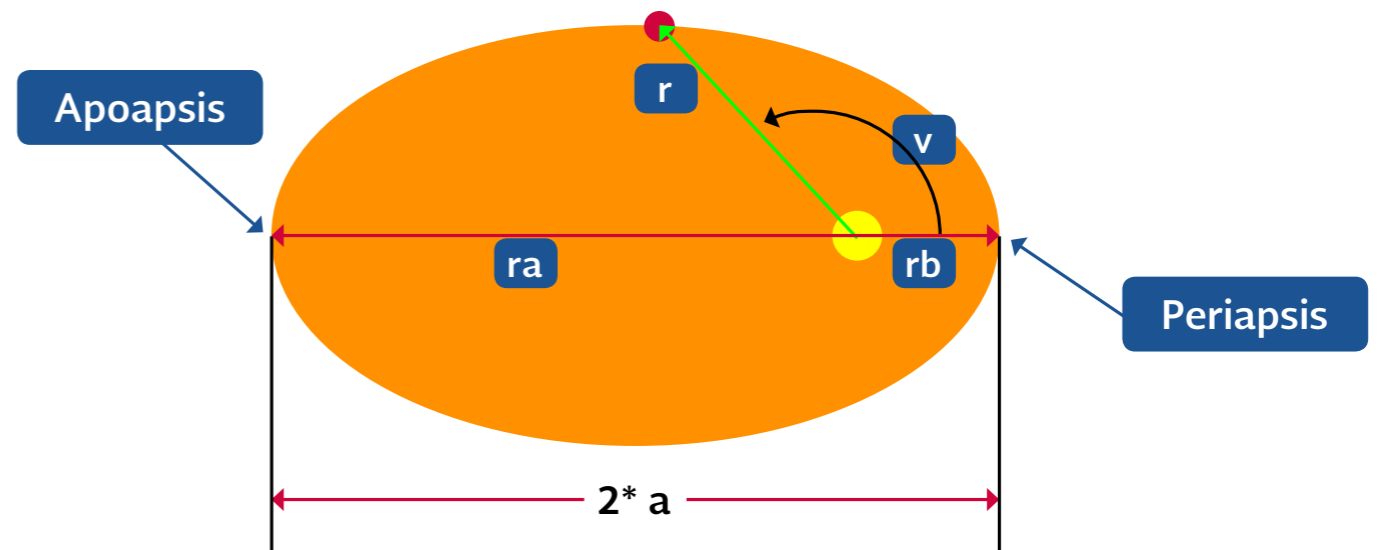
$$r = \frac{P}{1 + e \cos(\theta)}$$

Órbitas circulares: $r_a = r_b$, $e = 0$.

Órbitas elípticas: $0 < e < 1$.

Órbitas parabólicas: $e = 1$.

Órbitas hiperbólicas: $e > 1$.



La excentricidad es la relación de la diferencia de altura entre apoapsis y periapsis entre la suma de las mismas alturas:

$$e = \frac{r_a - r_b}{r_a + r_b}$$



MÓDULO 2: ÓRBITAS Y EL MOVIMIENTO DE LOS SATÉLITES

1. Fundamentos de las órbitas.



2. Parámetros de las órbitas.

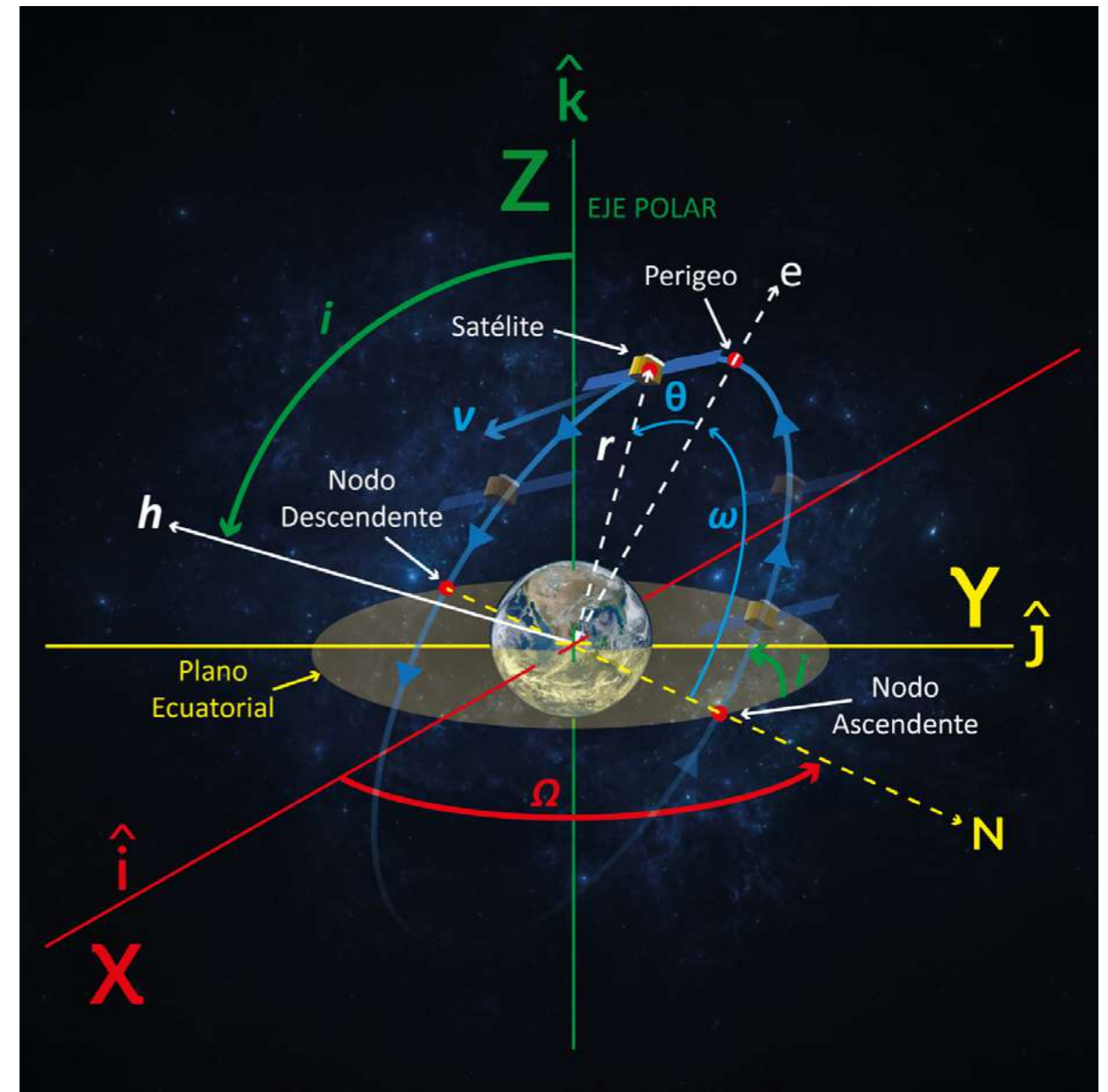
3. Tipos de órbitas



Se puede describir cualquier órbita mediante 6 elementos:

- Semi-eje mayor: a .
- Excentricidad: e .
- Inclínación de la órbita: i .
- Anomalía verdadera: θ .
- Ascensión recta del nodo ascendente: Ω .
- Argumento del perigeo (periapsis): ω .

El sistema de referencia se encuentra marcado por el polo norte terrestre en el eje z , mientras que el eje x apunta al primer punto de Aries (punto de la eclíptica a partir del cual el Sol pasa del hemisferio sur terrestre al hemisferio norte y que ocurre en el equinoccio de primavera alrededor del 21 de marzo, iniciando la primavera en el hemisferio norte y el otoño en el hemisferio sur).





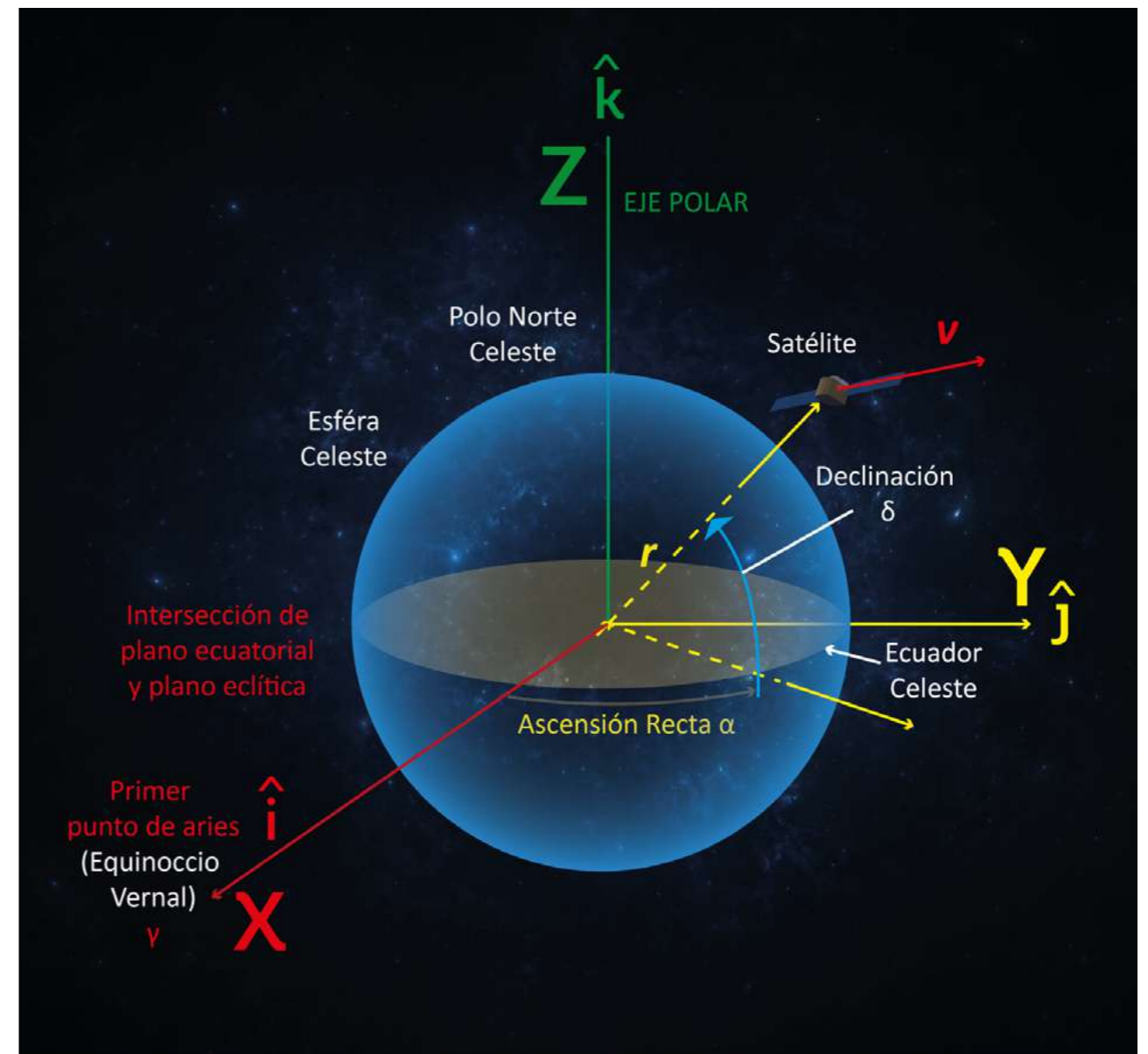
En función de los elementos anteriores se puede conocer la velocidad de un cuerpo en órbita en cualquier punto:

$$v = \sqrt{\mu \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \left(\frac{1 - 2e \cos \theta + e^2}{1 - e^2} \right)}$$

Y conociendo velocidad y posición es como se describe cualquier objeto en órbita, por ejemplo un satélite:

$$\vec{r}(t) = x\hat{i} + y\hat{j} + z\hat{k}$$

$$\vec{v}(t) = \dot{x}\hat{i} + \dot{y}\hat{j} + \dot{z}\hat{k}$$





¿CÓMO SE DETERMINA UNA ÓRBITA?

$$\vec{r}(t) = x\hat{I} + y\hat{J} + z\hat{K}$$

$$\vec{v}(t) = \dot{x}\hat{I} + \dot{y}\hat{J} + \dot{z}\hat{K}$$

$$r = \sqrt{\vec{r} \cdot \vec{r}} = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$$

$$v = \sqrt{\vec{v} \cdot \vec{v}} = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2}$$

$$v_r = \vec{r} \cdot \vec{v} / r = (x\dot{x} + y\dot{y} + z\dot{z}) / r$$



¿CÓMO SE DETERMINA UNA ÓRBITA?

$$h = r \times v =$$

$$\begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ x & y & z \\ \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} \end{vmatrix}$$

$$h = \sqrt{h \cdot h}$$

$$i = \cos^{-1} \left(\frac{h_z}{h} \right)$$

$$N = \hat{k} \times h =$$

$$\begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ 0 & 0 & 1 \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix}$$



¿CÓMO SE DETERMINA UNA ÓRBITA?

$$\mathbf{N} = \sqrt{\mathbf{N} \mathbf{N}}$$

$$\Omega = \begin{cases} \cos^{-1} \left(\frac{N_x}{N} \right) & (N_y \geq 0) \\ 360^\circ - \cos^{-1} \left(\frac{N_x}{N} \right) & (N_y < 0) \end{cases}$$

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\mu} \left[\mathbf{v} \times \mathbf{h} - \mu \frac{\mathbf{r}}{r} \right] = \frac{1}{\mu} \left[\mathbf{v} \times (\mathbf{r} \times \mathbf{v}) - \mu \frac{\mathbf{r}}{r} \right] = \frac{1}{\mu} \left[\frac{\text{bac} - \text{cab rule}}{rv^2 - \mathbf{v}(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v})} - \mu \frac{\mathbf{r}}{r} \right]$$

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\mu} \left[\left(v^2 - \frac{\mu}{r} \right) \mathbf{r} - r \mathbf{v}_r \mathbf{v} \right]$$



¿CÓMO SE DETERMINA UNA ÓRBITA?

$$\mathbf{e} = \sqrt{\mathbf{e} \cdot \mathbf{e}}$$

$$\omega = \begin{cases} \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne} \right) & (e_z \geq 0) \\ 360^\circ - \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne} \right) & (e_z < 0) \end{cases}$$

$$\theta = \begin{cases} \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}}{e \cdot r} \right) & (V_r \geq 0) \\ 360^\circ - \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}}{e \cdot r} \right) & (V_r < 0) \end{cases}$$

$$\alpha = \frac{h^2}{\mu - e^2}$$



RESULTADOS

Time (UTCG): 26 Jan 2012 17:00:00,000
X (Km): 18640.581375
y (Km): -37811.950708
z (Km): 11.578459
VX (Km)/sec: 2.758174
Vy (Km)/sec: 1.359976
Vz (Km)/sec: -0.003342

Time (UTCG): 26 Jan 2012 17:00:00,000
Semi-major Axis(Km): 42165.640509
Eccentricity: 0.000217
Inclination (deg): 0.064
RAAN (deg): 130.425
Arg of Perigee (deg): 185.428
True Anomaly: 340.390
Mean Anomaly: 340.398

Describiendo y utilizando las órbitas

Los elementos orbitales describen el tamaño, forma y orientación de una órbita, así como la posición de una nave o cuerpo en órbita:

El semieje mayor describe el tamaño de la órbita (de aquí se puede calcular el periodo de la misma).

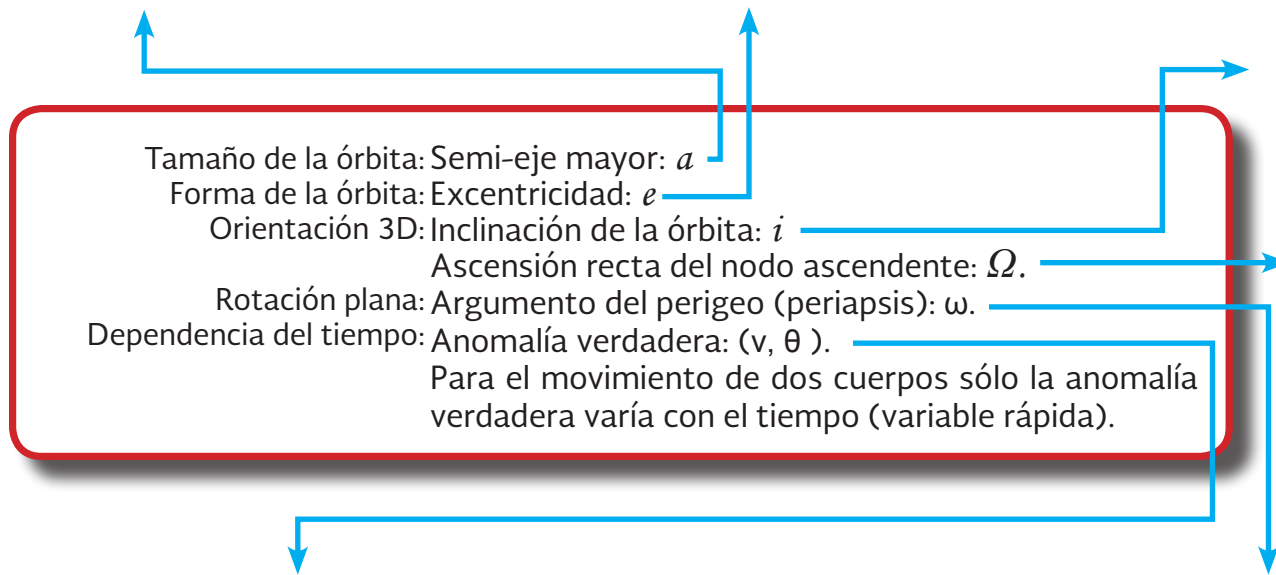
El parámetro de excentricidad define la forma de la órbita. Para órbitas elípticas, el valor de la excentricidad se encuentra entre 0 y 1; mientras más grande es el valor de excentricidad, más elíptica es la órbita (órbitas circulares tienen una excentricidad de cero, mientras que órbitas con valores de excentricidad igual o mayores que 1, escapan al campo gravitacional de la Tierra o del objeto alrededor del cual orbitan). [1]

La orientación de la órbita la describen tres parámetros orbitales:

(i) (Ω) (ω)

El parámetro de inclinación (i), el cual se mide como el ángulo entre el plano ecuatorial de la Tierra y el plano de la órbita que describe el satélite.

La ascensión recta del nodo ascendente (Ω), que corresponde al ángulo entre el eje "x" y el nodo ascendente y siempre se mide en dirección este respecto de la dirección del eje "x" (el eje x se dirige hacia el primer punto de Aries).



El parámetro o elemento relativo al tiempo en que un satélite pasa por un punto en particular alrededor de la órbita que describe, corresponde a la anomalía verdadera, el cual toma como punto de referencia el perigeo.

De esta manera se puede determinar el momento (tiempo) en que un satélite pasa por el perigeo, y así calcular el momento de pase en cualquier otro punto de la órbita.

El argumento del perigeo (ω), el cual corresponde al ángulo sobre el plano de la órbita del satélite, dirigido en el sentido de movimiento del satélite, y que se mide desde el nodo ascendente y hasta el punto del perigeo.

[1] Esto es cierto en los términos de la mecánica clásica.

Predicción de órbita

Proceso de rastreo del satélite: formato TLE (Two-line Element Set)

Este formato que codifica una lista de parámetros orbitales clásicos de un objeto alrededor de la Tierra para un momento en el tiempo específica denominado época. Con esta información se puede determinar la posición y velocidad de un cuerpo en órbita en cualquier punto, pasado, presente o futuro, con determinada precisión utilizando fórmulas de estimación matemáticas.

La representación TLE corresponde específicamente a modelos de perturbaciones simplificados, de manera que cualquier algoritmo que utilice datos TLE debe usar algoritmo de tipo SGP, SGP4, SDP4, SGP8 y SDP8 para calcular correctamente el estado del satélite en un punto del tiempo específico.

El formato LTE utiliza 2 líneas de datos de 70 columnas ASCII. La primer línea contiene información identificadores del objeto en órbita mientras que la segunda proporciona información de los elementos orbitales clásicos.

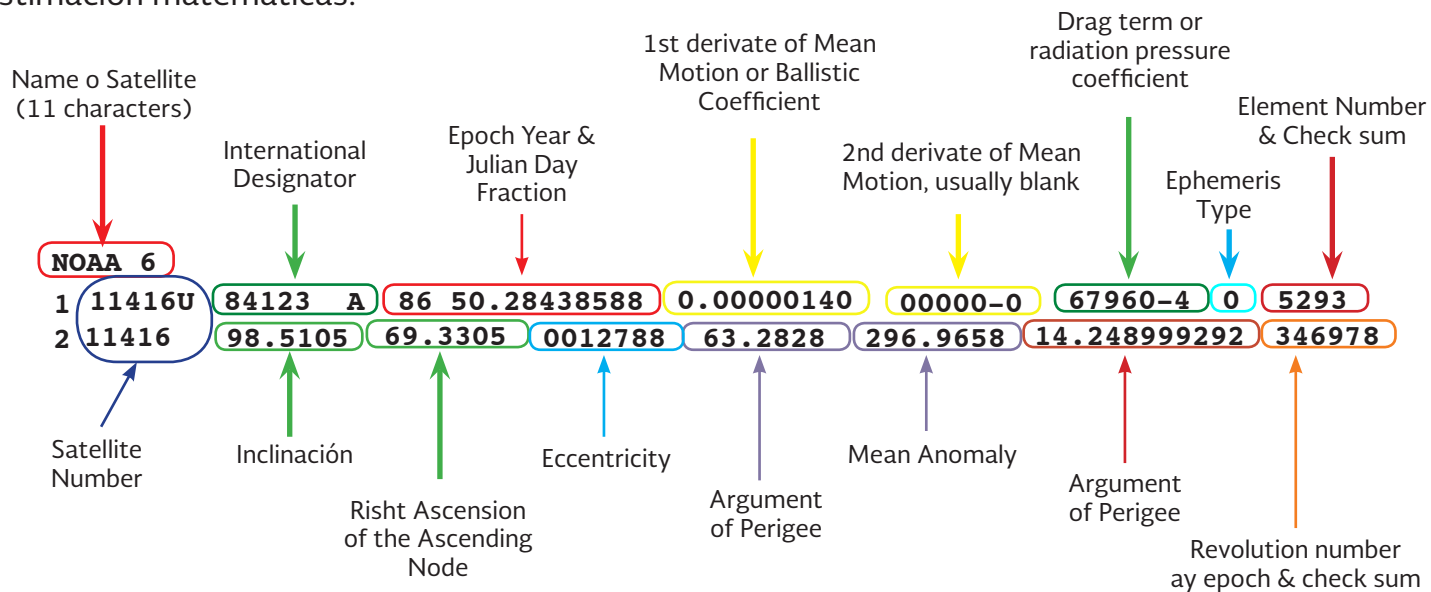


Imagen obtenida de:

http://spaceflight.nasa.gov/realdatasightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html



MÓDULO 2: ÓRBITAS Y EL MOVIMIENTO DE LOS SATÉLITES

1. Fundamentos de las órbitas.

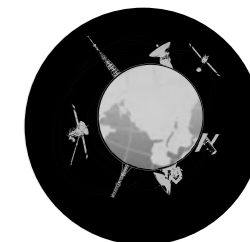
2. Parámetros de las órbitas.

➤ 3. Tipos de órbitas

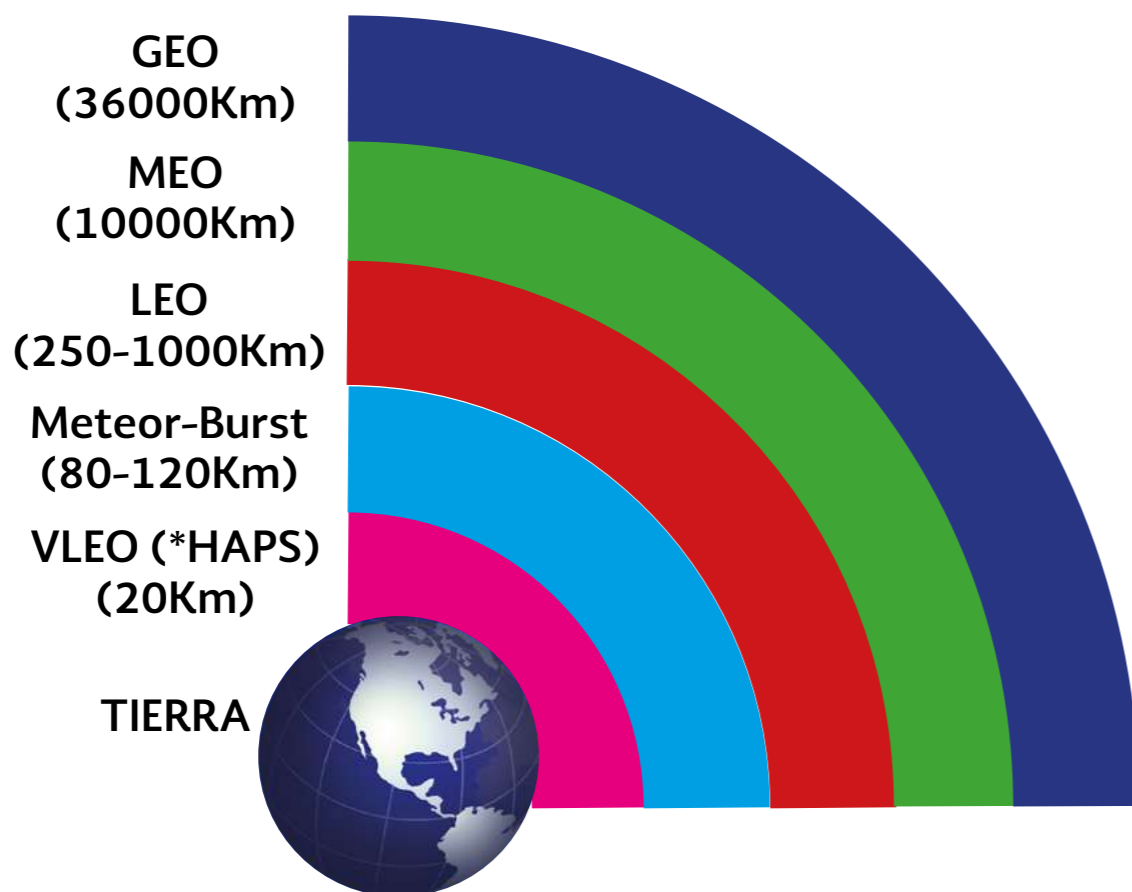
TIPOS DE ÓRBITAS



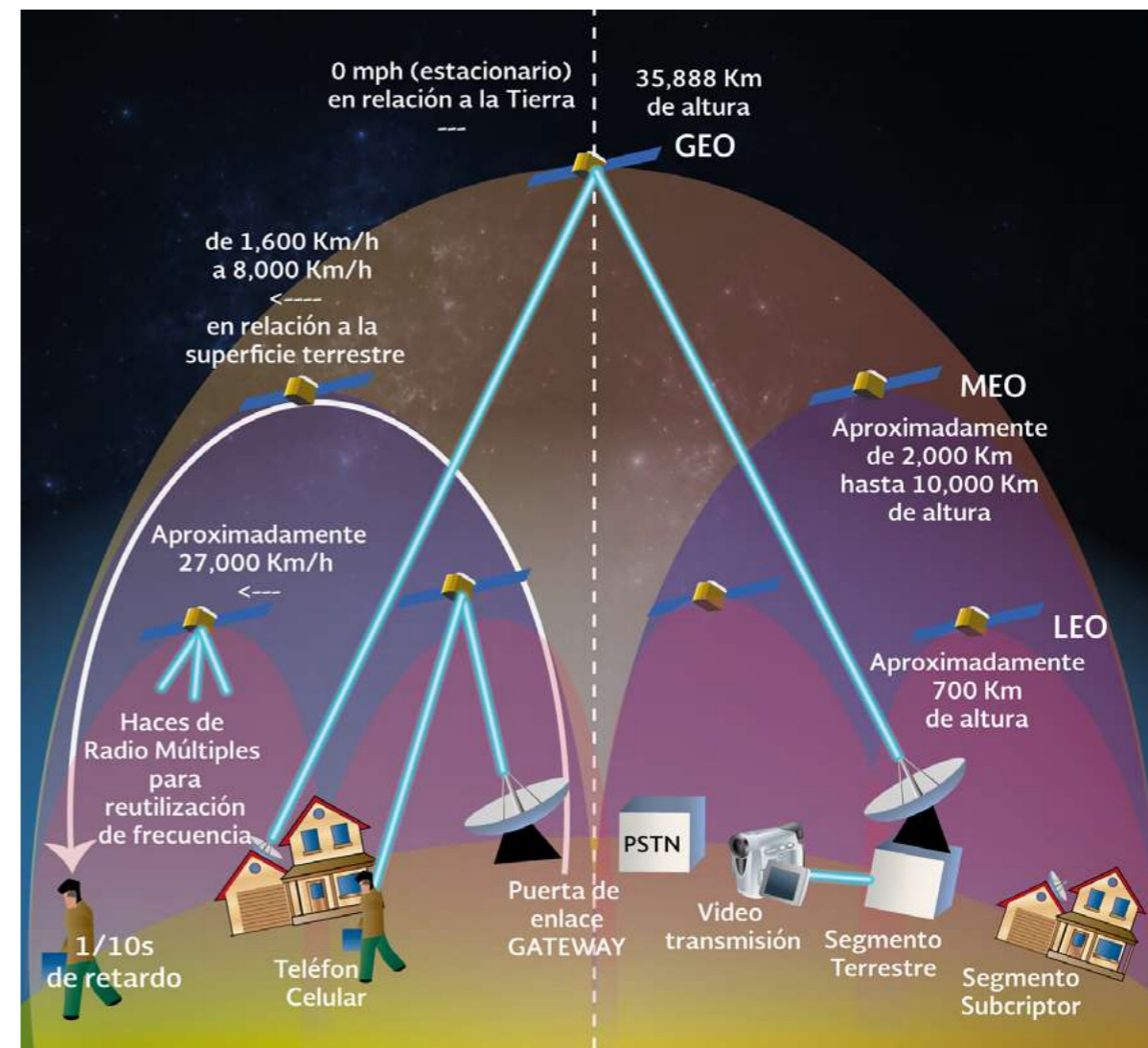
Clasificación	Denominación	Características		
Por Altura	Low Earth Orbit (LEO)	< 1,500 km		
	Medium Earth Orbit (MEO)			
	High Earth Orbit (HEO)	> 20, 000 km		
	Geostationary Earth Orbit (GEO)	~ 36000 km		
Por Inclinación	Ecuatorial	Inclinación = 0°		
	Inclinación baja			
	Inclinación alta • Heliosíncrona	Inclinación	altura	
		i = 96.3°	185 km	
		i = 99.1°	925 km	
	Polar	Inclinación ~ 90°		
Inclinación crítica	<ul style="list-style-type: none"> • i = 63.4° - directa • i = 116.6° - retrógrada 			
Por su Forma	Circular			
	Elíptica	<ul style="list-style-type: none"> • Molniya – HEO con inclinación crítica • Transferencia de Hohmann • Otras 		
	Parabólica	Trayectoria de escape marginal		
	Hiperbólica	(trayectoria de escape)		
Por su Dirección	Directa	El satélite se mueve hacia el oeste • Inclinación < 90°		
	Retrógrada	El satélite se mueve hacia el oeste		



Alturas de Órbitas



*HAPS= High Altitude Plataforms
 Plataformas de Comunicación de Gran Altura



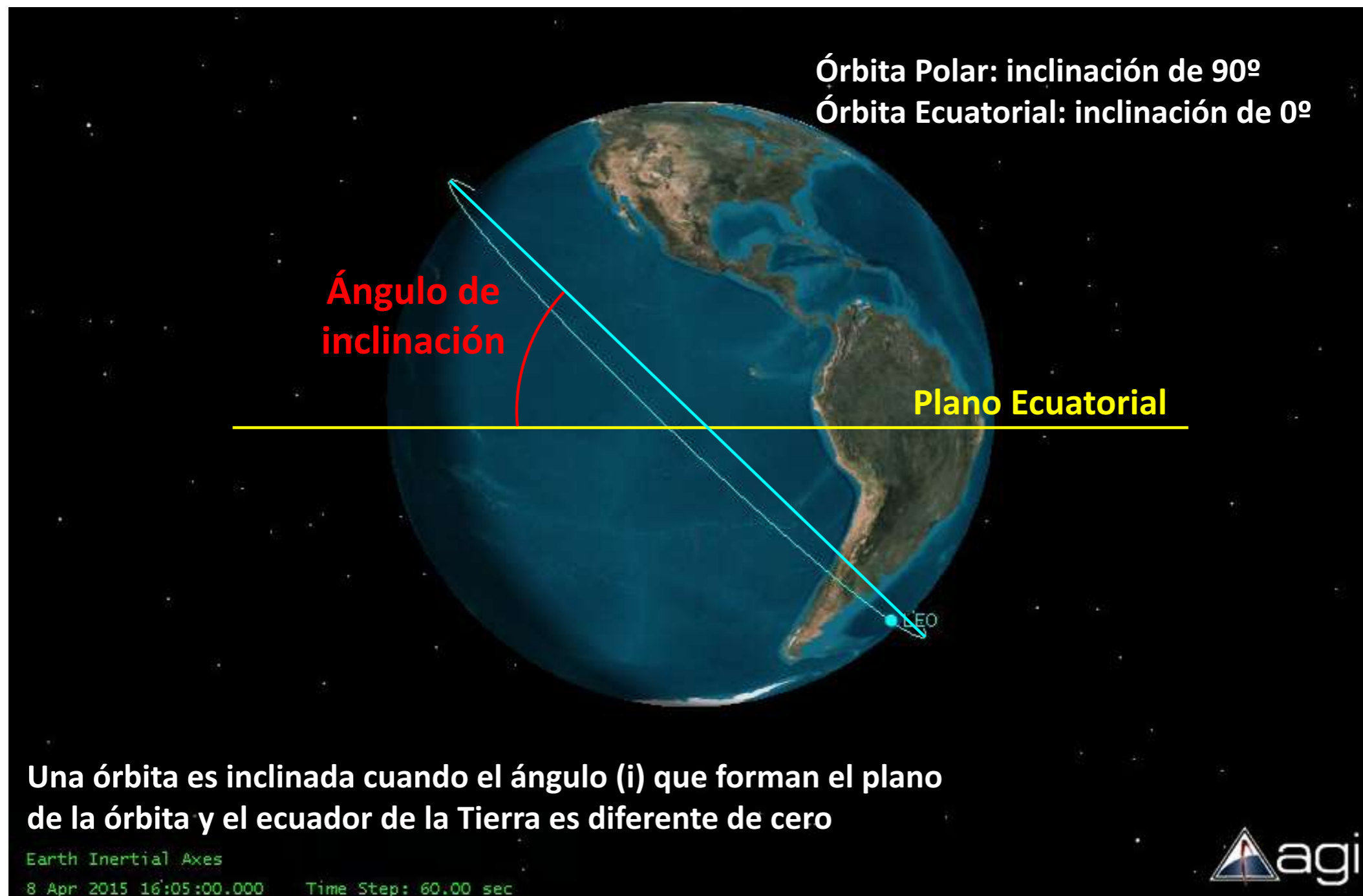


Comparación de satélites en diferentes órbitas

	Órbita GEO	Órbita MEO	Órbita LEO
Altura	36,000	6,000 - 12,000	200-3000
Período Orbital (Hrs)	24	5 - 12	1.5
Velocidad (Km/hr)	11,000	19,000	27,000
Retraso (ida y vuelta) (ms)	250	80	10
Período de Visibilidad	Siempre	2-4 Hrs.	< 15 min
Satélites necesarios para cobertura global	3	10-12	50 - 70



Órbitas Inclinadas (imagen tomada de "System Tool Kit")





Órbitas LEO (Low Earth Orbit)

Altura:

- 250 – 1000 km

Semiejeje mayor:

- 6,600 – 7,400 km
- $e < 0.06$ (casi circulares)

A tener en cuenta:

- Alta velocidad: > 7 km/s
- Tiempos de visibilidad reducidos y discontinuos desde una estación
- Continuos eclipses
- Facilidad de puesta en órbita

Perturbaciones:

- J2 (achatamiento terrestre)
- Resistencia atmosférica
- Presión de la radiación solar, para $h \sim 1000$ km



Órbitas LEO (Low Earth Orbit)

Servicios: comunicaciones móviles, teledetección, investigación espacial, vigilancia, meteorología, etc.

Ventajas

- Cobertura global (si constelación)
- Menores pérdidas
- Terminales más pequeños
- Retardos mínimos (<10ms)
- Uso eficiente del espectro
- No requiere redundancia de satélite (constelaciones)
- Permite determinación de posición como valor añadido
- Tiempo de revisita reducido

Desventajas

- Gran constelación de satélites para cobertura global
- Señal variable (multitrayecto)
- Desviación Doppler
- Visibilidad breve y elevación variable
- Compleja arquitectura de red
- Tecnología poco establecida
- Muchos eclipses
- Basura espacial (space debris)
- Reemplazo de satélites
- Instalación lenta



Misiones LEO (Low Earth Orbit)

- **Experimentación científica**
 - ISS (330-377 km),
 - Antigua MIR (350-417 km)
 - Shuttle (280 km)
- **Observación astronómica**
 - Hubble (600 km)
- **Observación terrestre**
 - Seguimiento atmosférico:** NOAA (840 km), Metop (mín. 822 km)
 - Rescate y vigilancia:** Landsat (705 km), SPOT (822 km)
- **Comunicaciones**
 - Orbcomm (840 km), Globalstar (1414 km)
- **Órbitas de aparcamiento**
 - Utilizadas en los lanzamientos de satélites GEO o misiones interplanetarias



Órbitas MEO (Medium Earth Orbit)

Altura:

- 10,000 – 30,000 km

A tener en cuenta:

- Alta velocidad: $3 \text{ km/s} < v < 7 \text{ km/s}$
- Mayor tiempo de visibilidad que LEO
- Radiación de los cinturones de Van Allen
- Dificultad de puesta en órbita respecto de LEO (requiere varias etapas)

Misiones:

- Navegación

Constelaciones:

- GPS
- Glonass
- Galileo

Satélites:

- GIOVE-A



Órbitas MEO (Medium Earth Orbit)

Servicios: comunicaciones móviles, gestión de flotas, navegación, etc.

Ejemplos: GPS, Galileo, Orbcomm

Ventajas

- Cobertura global
- Menores pérdidas que GEO
- Terminales de tamaño medio
- Retardos medios (<100ms)
- Uso eficaz del espectro

Desventajas

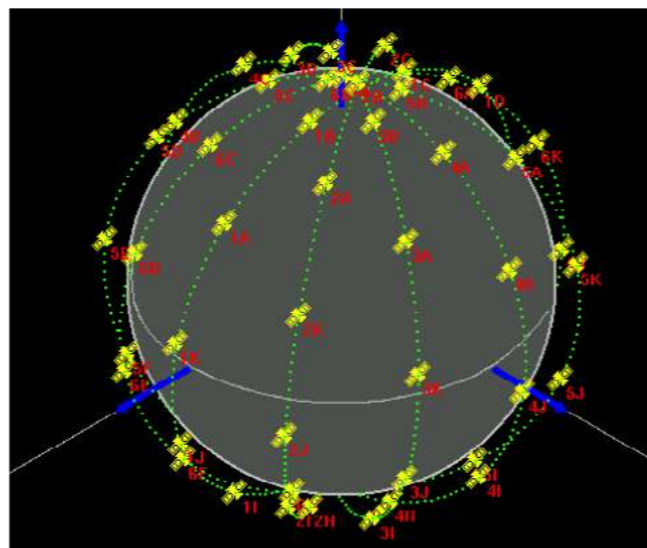
- Gran constelación de satélites
- Señal variable
- Efecto Doppler
- Visibilidad breve (traspasos)
- Compleja arquitectura de red
- Tecnología poco establecida
- Muchos eclipses
- Basura espacial



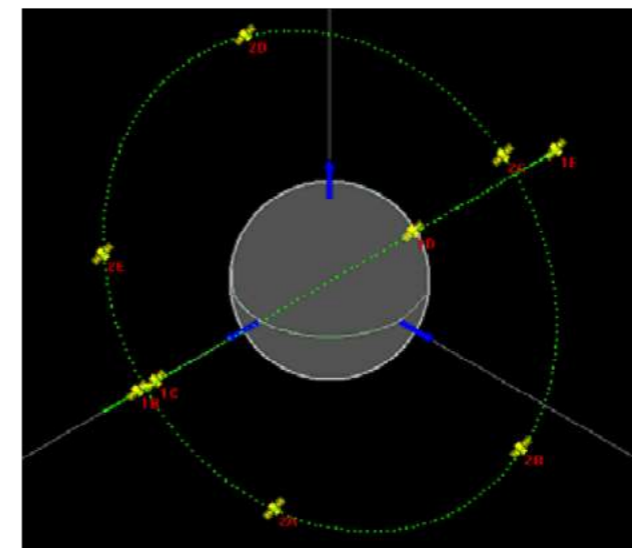
Órbitas MEO (Medium Earth Orbit)

Servicios: comunicaciones móviles, gestión de flotas, navegación, etc.

Ejemplos: GPS, Galileo, Orbcomm



- Sistema Iridium (LEO)
- 66 satélites
- Altura=780 km
- 6 planos orbitales ($i=86.4^\circ$)



- Sistema ICO (MEO)
- 10 satélites
- Altura=10355 km
- 2 planos orbitales ($i=45^\circ$)



Órbitas GEO (Geostationary)

Servicios: radiodifusión y enlaces de contribución, comunicación de flotas, comunicaciones móviles, meteorología (Meteosat), satélites de relay, redes VSAT, etc. **Ejemplos:** Hispasat, Inmarsat, Intelsat, Eutelsat, SES Astra, Thuraya

Ventajas

- Tecnología desarrollada
- Estabilidad de la señal
- Doppler mínimo
- Interferencias predecibles
- Cobertura de zonas pobladas
- Puesta en órbita conocida
- Buena visibilidad

Desventajas

- No cubre zonas polares
- Pérdidas de enlace
- Retardo considerable
- Alto coste de lanzamiento
- Bajo ángulo de elevación
- Eclipses
- Basura espacial
- Poco aprovechamiento del espectro (gran zona de cobertura) (se mejora con multihaz)
- Poca fiabilidad en móviles
- Costoso uso del satélite de reserva

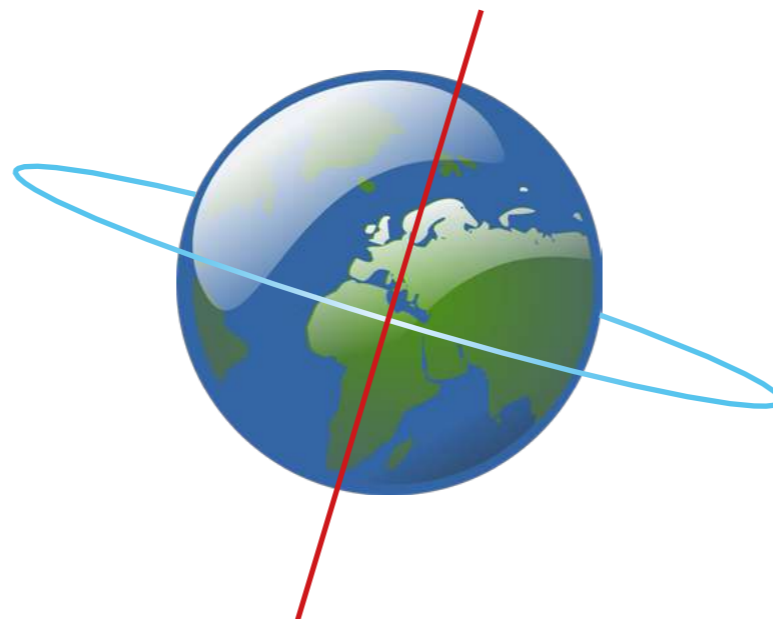


Ventajas de las órbitas geoestacionarias

1.El satélite permanece casi estacionario con respecto a una estación terrestre específica. Consecuentemente, no se requiere equipo costoso de rastreo en las estaciones terrestres.

6.Con tres satélites se tiene un enlace de cobertura total del planeta (excepto los polos).

5.Los efectos del cambio de posición Doppler son insignificantes.



2.Las antenas se enfocan al satélite al instalarlas y se fijan para largos períodos de funcionamiento.

3.No hay necesidad de cambiar de un satélite a otro, cuando giran por encima. Consecuentemente, no hay rupturas en la transmisión por los tiempos de conmutación.

4.Los satélites geoestacionarios pueden cubrir un área de la Tierra mucho más grande, que sus contrapartes orbitales de baja altitud.



Desventajas de las órbitas geoestacionarias

- 1. La distancia a la que se encuentran los satélites geoestacionarios (36,000 Km sobre la superficie de la Tierra) introduce tiempos de propagación más largos. El retardo de propagación del viaje redondo entre dos estaciones terrenas, por medio de un satélite geoestacionario, es de 500 a 600 ms.**
- 2. Los satélites geoestacionarios requieren de alta potencia de transmisión y receptores más sensibles debido a las distancias más grandes y mayores pérdidas de trayectoria.**
- 3. Se requieren maniobras espaciales de alta precisión para colocar un satélite geoestacionario en órbita y mantenerlo en ella.**
- 4. Se requieren los motores de propulsión, a bordo de los satélites, para mantenerlos en sus órbitas respectivas.**

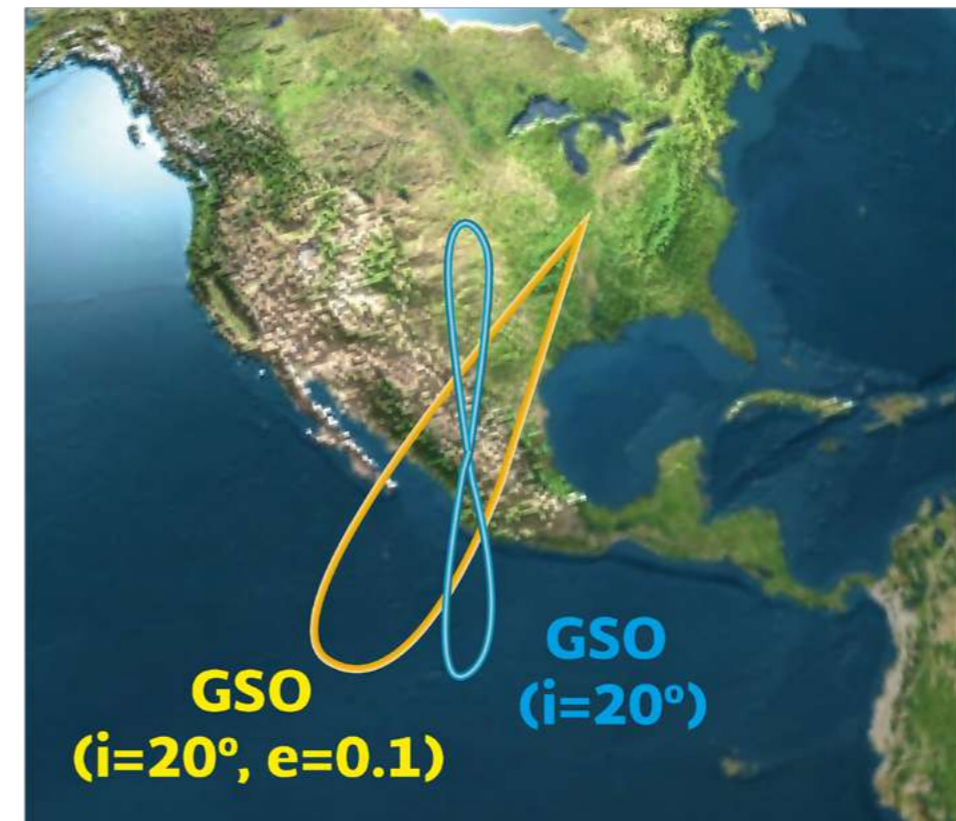
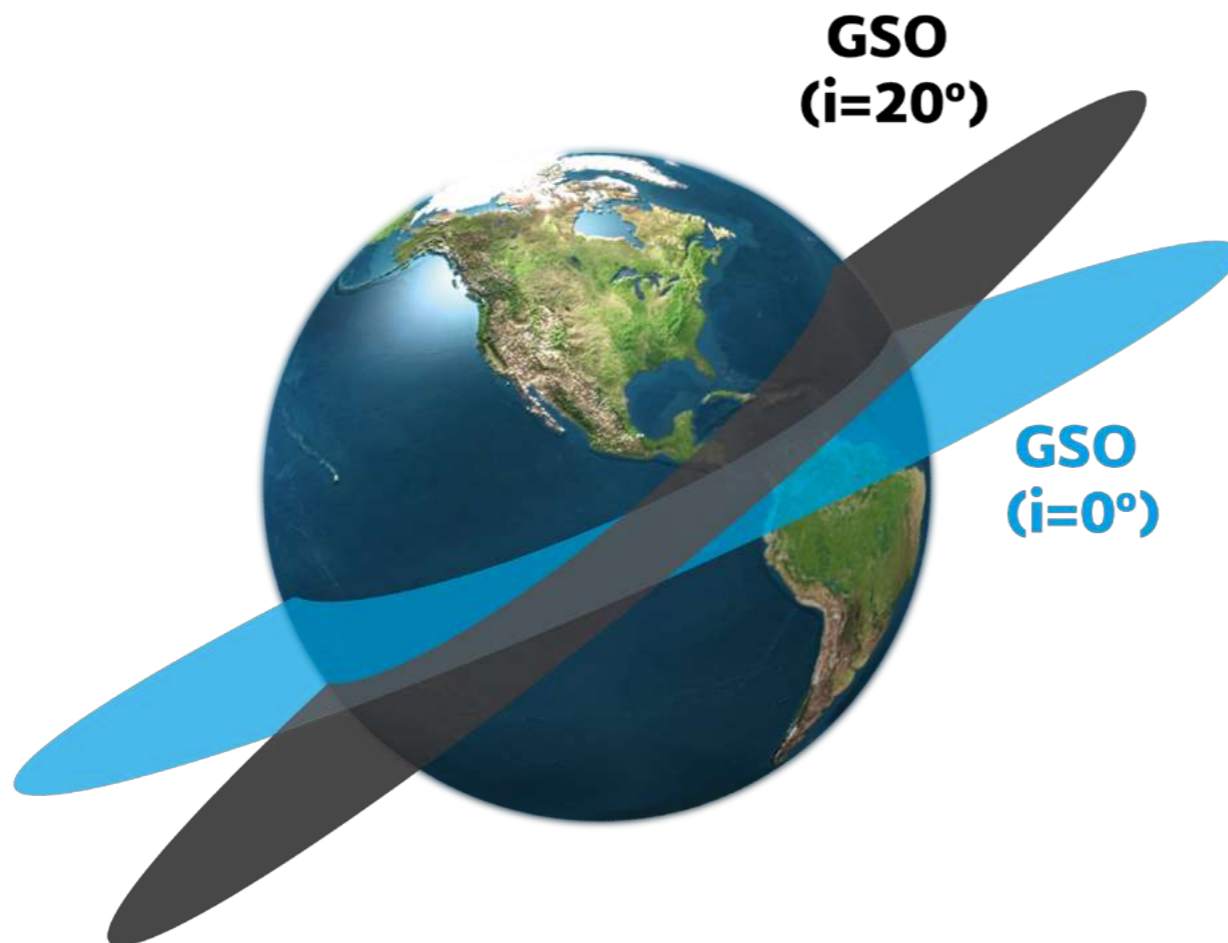


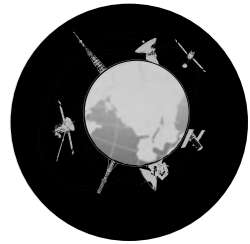
Órbita de transferencia para un satélite GEO.

Para poner en órbita un satélite de tipo GEO se pasa por una serie de encendidos de motor en los puntos marcados con flechas rojas para agrandar la órbita, de manera que se va ganando altitud, hasta alcanzar el tamaño deseado, donde se realiza un cambio de plano (inclinación) para posicionarse en la órbita deseada.

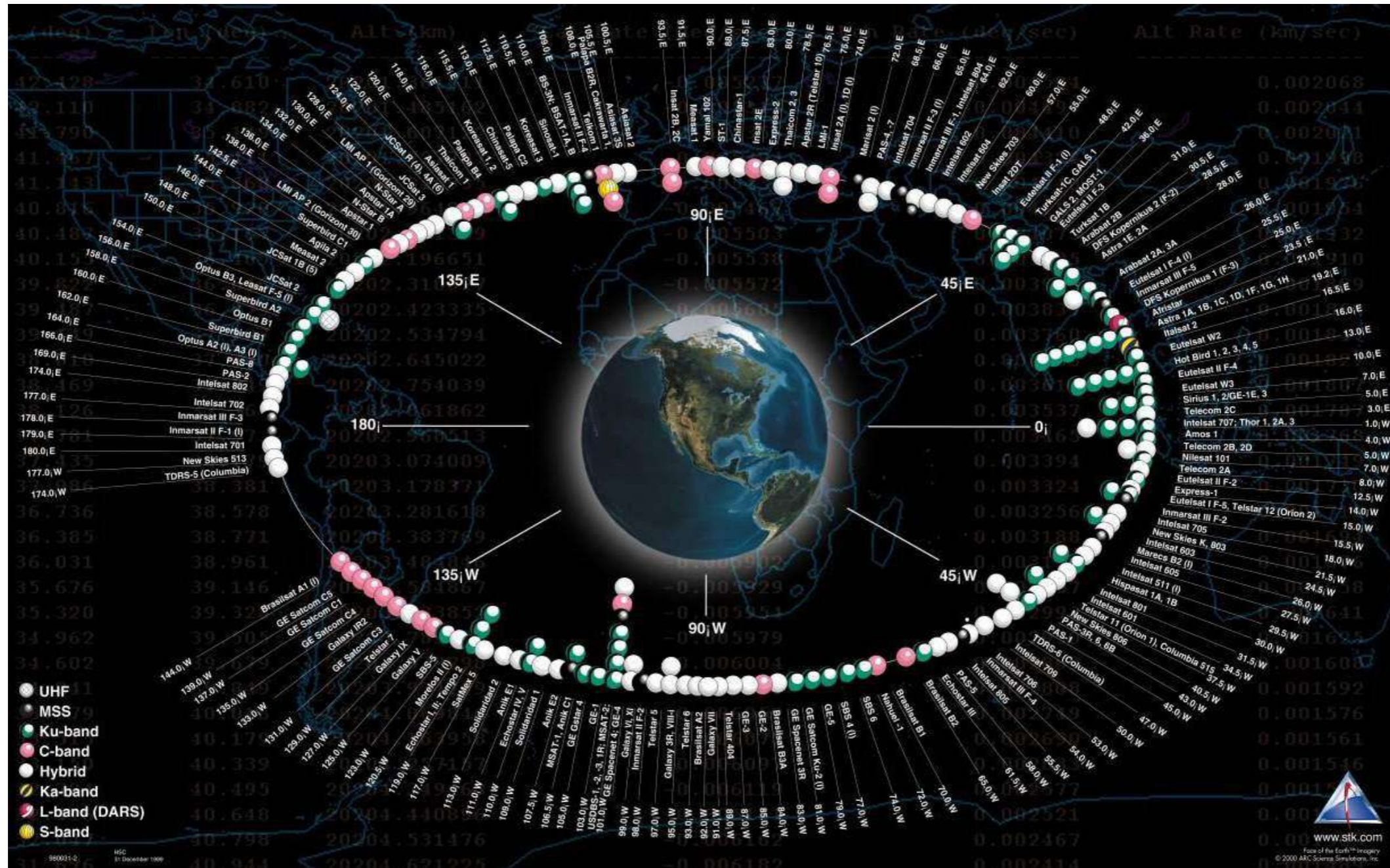


Diferencias órbitas geoestacionaria (GEO) y geosíncronas (GSO):
“Una órbita GEO es un caso particular de una órbita GSO con $i=0^\circ$ ”.





El cinturón GEO.

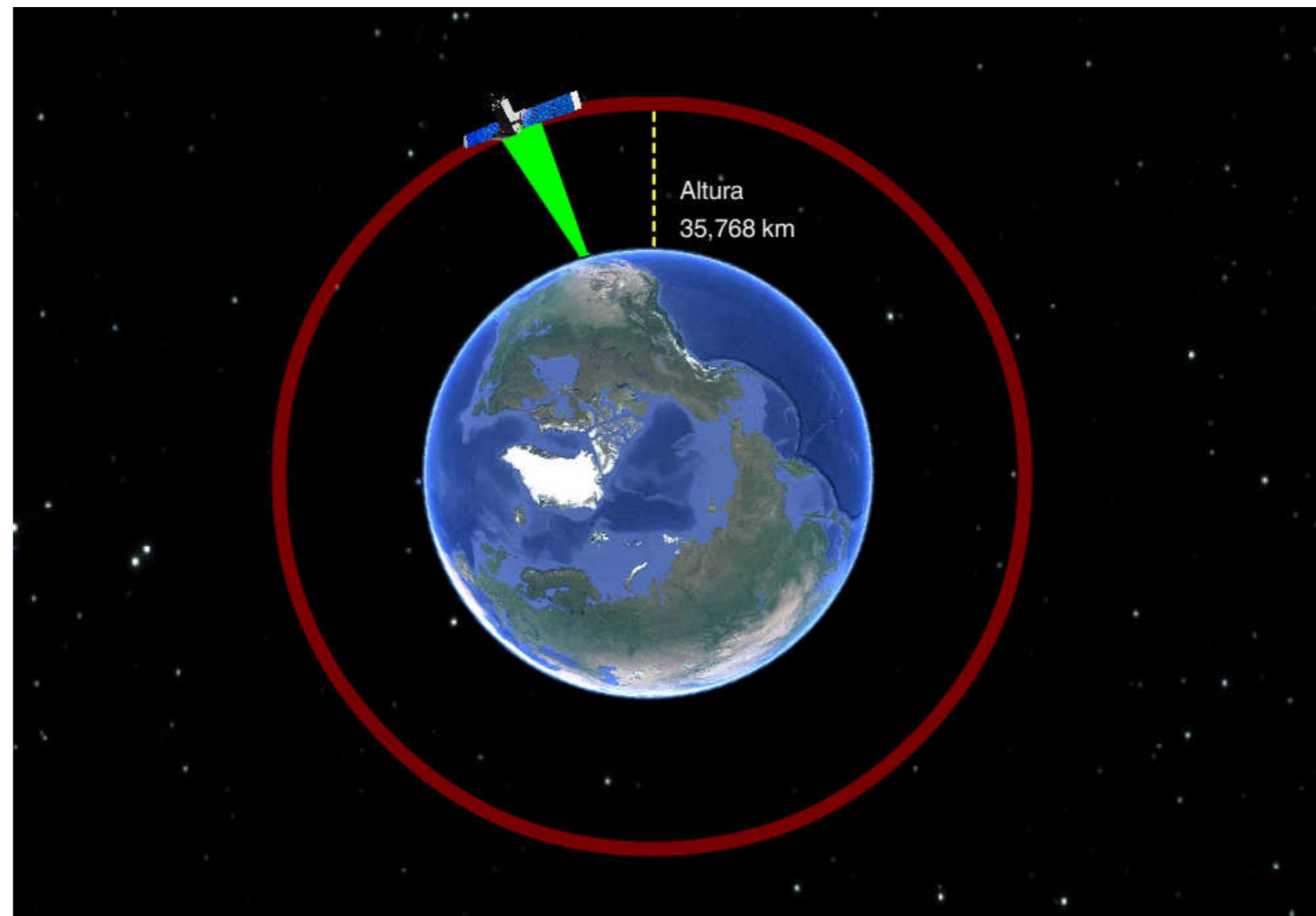




Satélite en órbita GEO

Los satélites en órbitas GEO se utilizan principalmente en comunicaciones aunque existen algunos para efectos de percepción remota de una región específica de la Tierra.

Movimiento del Satélite (oeste a este).





Ubicación de una estación terrena para un enlace con satélite GEO.

Ubicación del subsatélite:

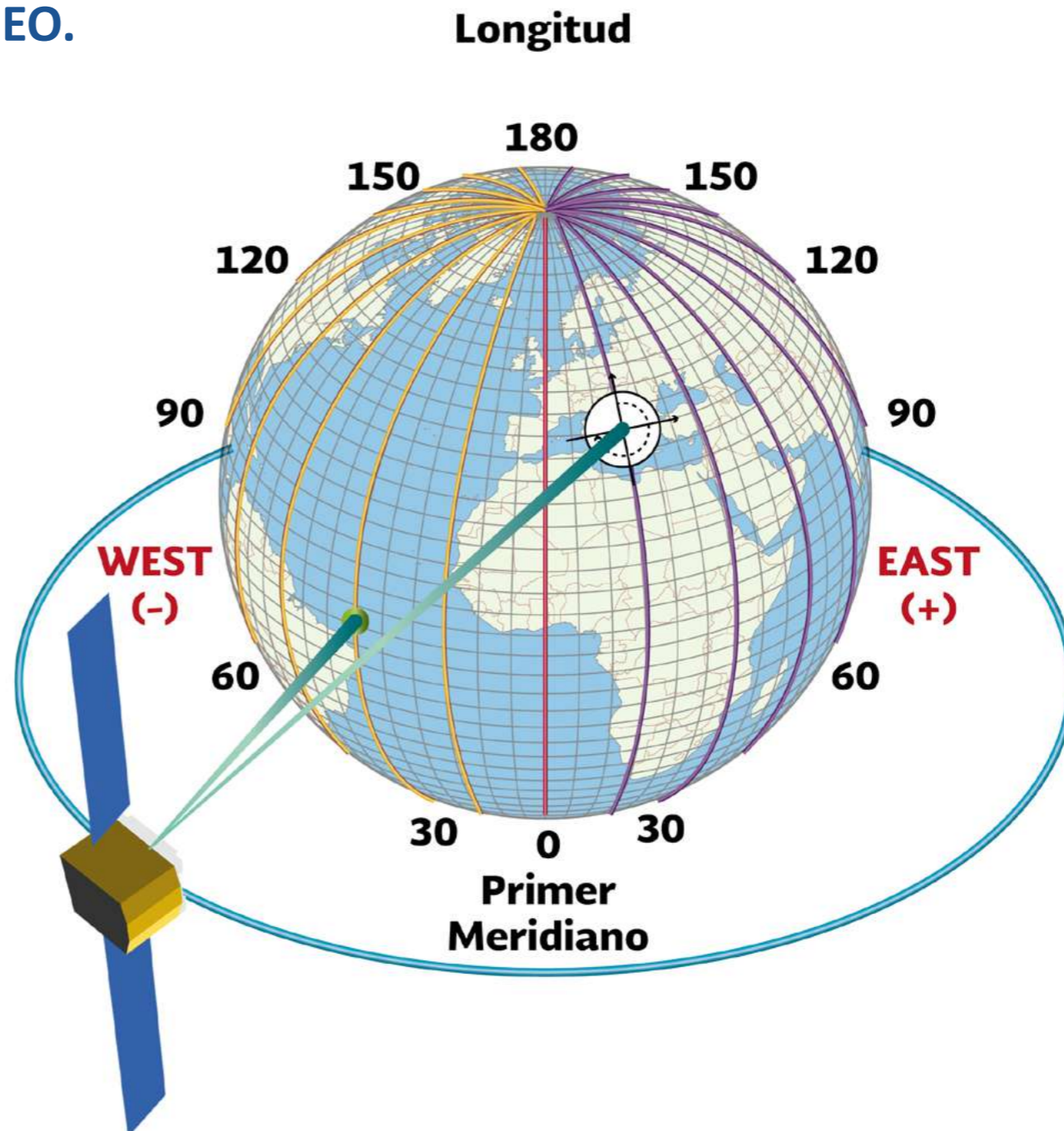
Latitud sat. 0°

Longitud sat. -30°

Ubicación de la antena en la Tierra:

Latitud et. 32°

Longitud et. 15°

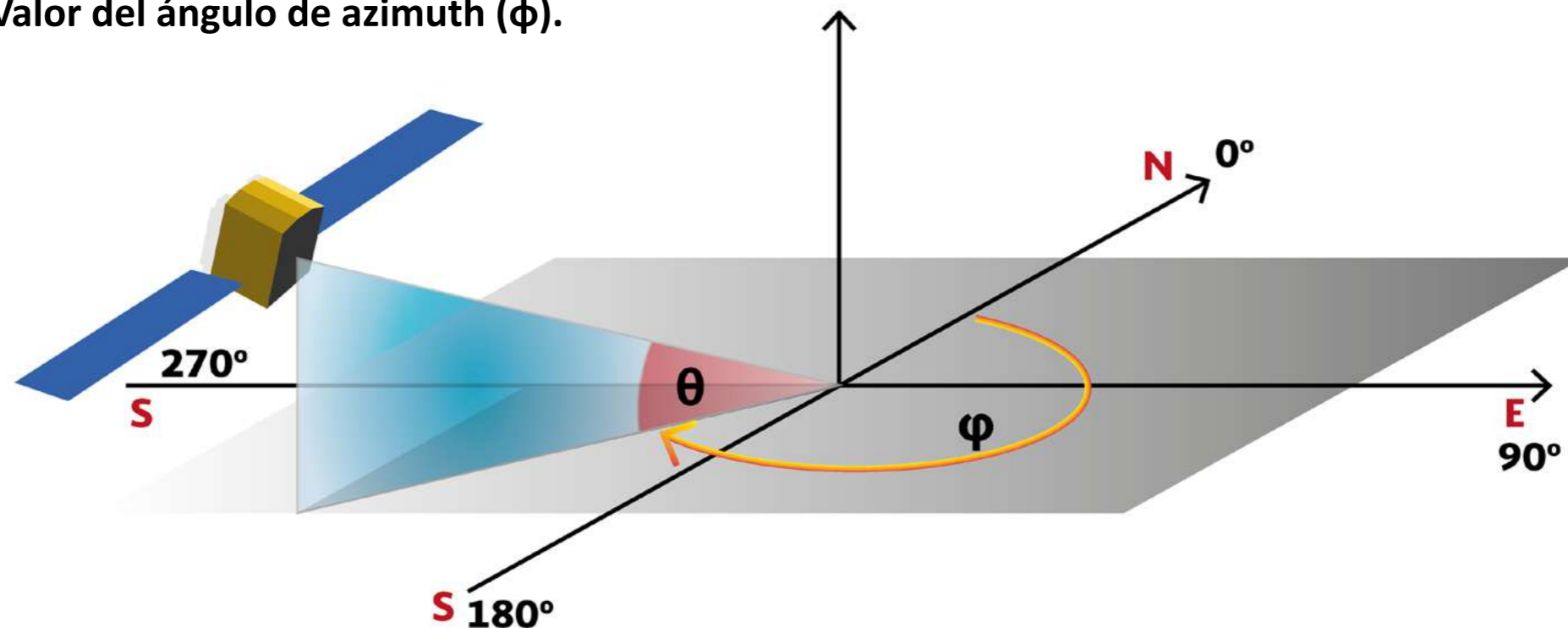




Para apuntar una antena a un satélite GEO

Se requiere conocer 3 parámetros:

- Rango (D)
- Ángulo de inclinación (θ)
- Valor del ángulo de azimuth (ϕ).



Para encontrar los ángulos de azimuth y elevación de la antena en la estación terrena, a partir de la longitud del satélite (LO_{sat}), longitud de la estación terrena (LO_{et}) y la latitud de la estación terrena (LA_{et}) se tiene:

$$Azm = \tan \left(\frac{\tan (LO_{et} - LO_{sat})}{\sin LA_{et}} \right)$$

$$Elev = \arctan \left(\frac{\cos (LA_{et}) \cos (LO_{et} - LO_{sat}) - 0.151}{\sqrt{1 - \cos^2 (LA_{et}) \cos^2 (LO_{et} - LO_{sat})}} \right)$$



Órbitas Heliosíncronas

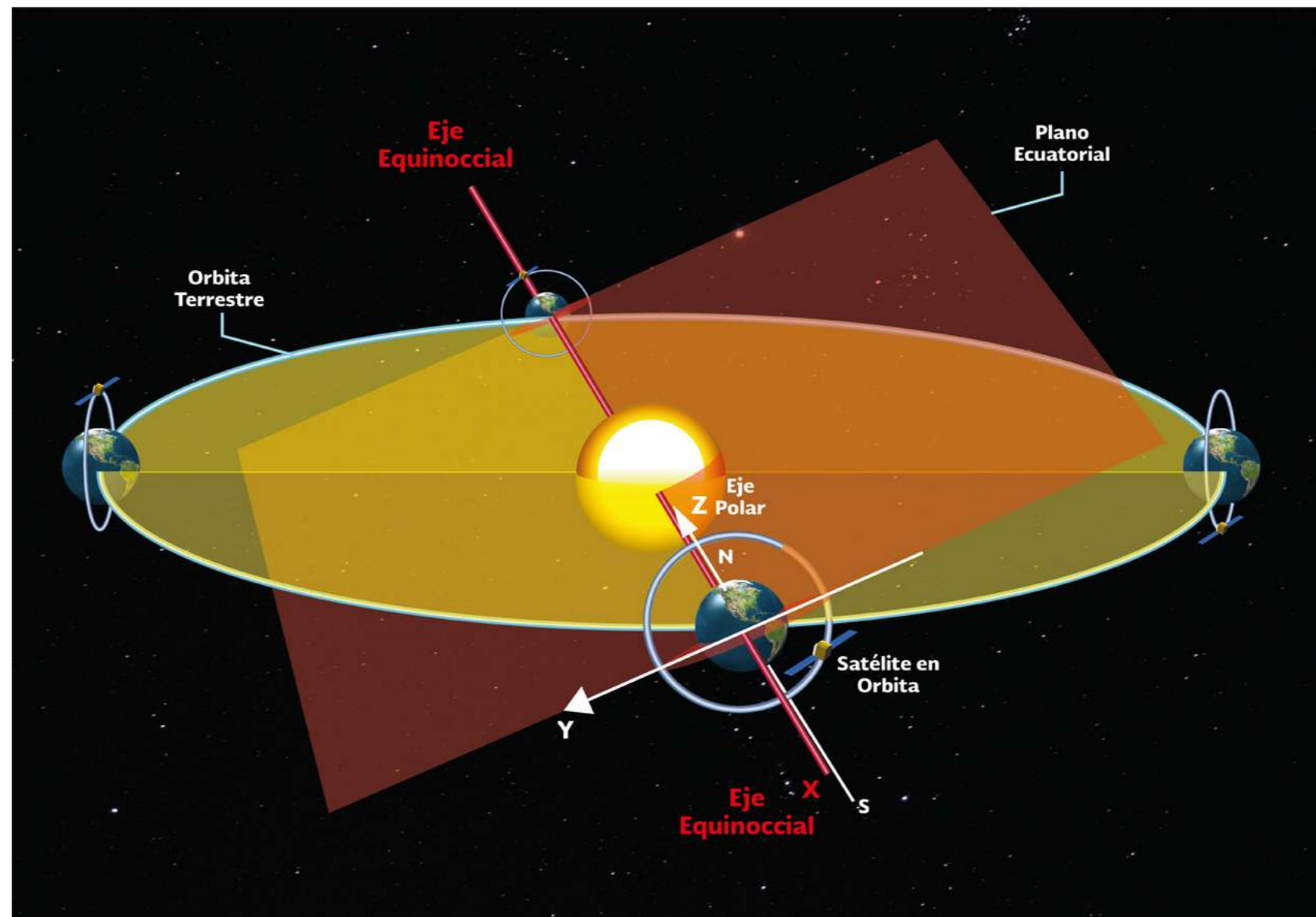
Heliosíncronas ≡ Sun-synchronous Orbit (SSO)

- **Caso particular de LEO**
- **La velocidad de regresión nodal es igual a la velocidad angular de giro de la Tierra en torno al Sol.**
 - La orientación del plano orbital respecto a la dirección del Sol se mantiene casi constante.
 - Los satélites sobrevuelan cada latitud a la misma hora solar, en el tramo ascendente, y a otra misma hora solar en el plano descendente.
 - El ángulo entre el plano orbital y la dirección Sol-Tierra es constante.
- **Aplicación:**
 - Órbita que no sufra eclipses en ningún momento
 - Para satélites de observación, siempre se toman los datos en las mismas condiciones.



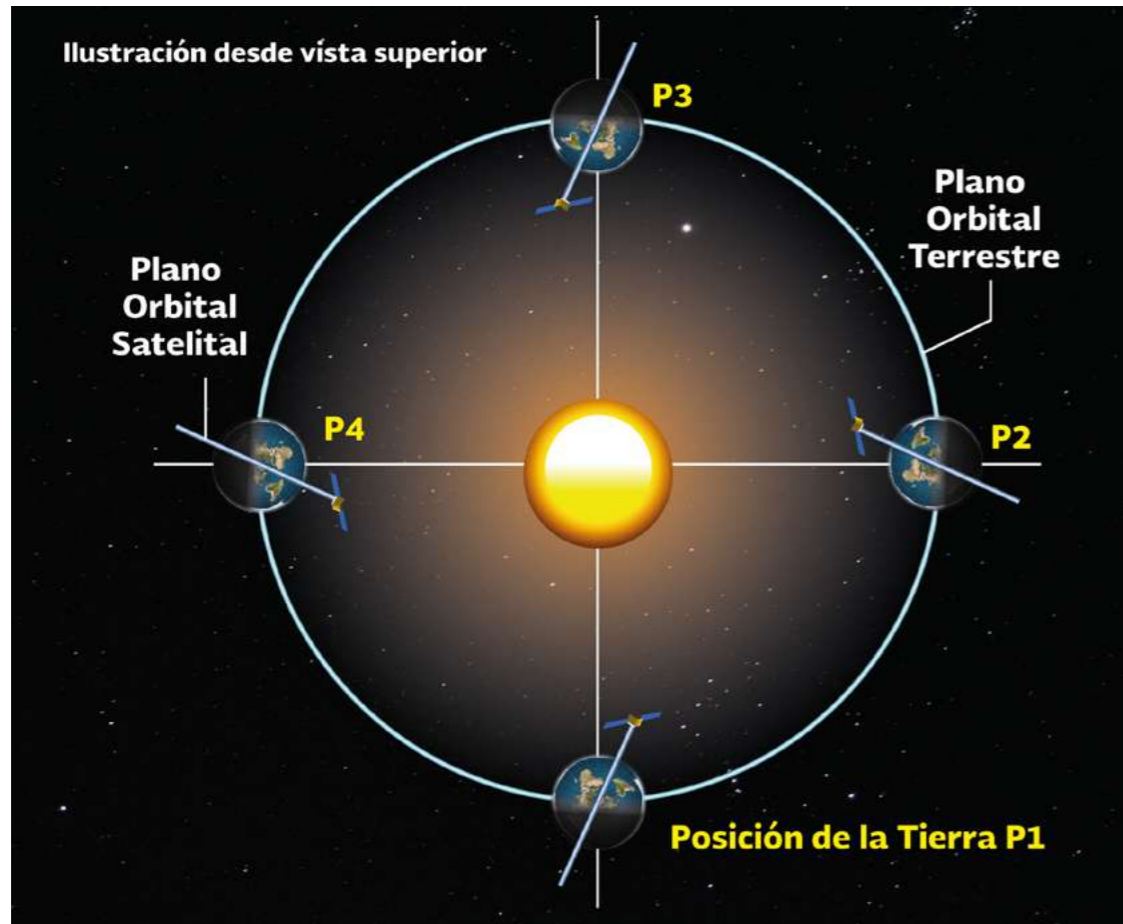
Órbitas Heliosíncronas

Las órbitas heliosíncronas se caracterizan por tener constante el ángulo entre el plano orbital y la dirección Sol-Tierra



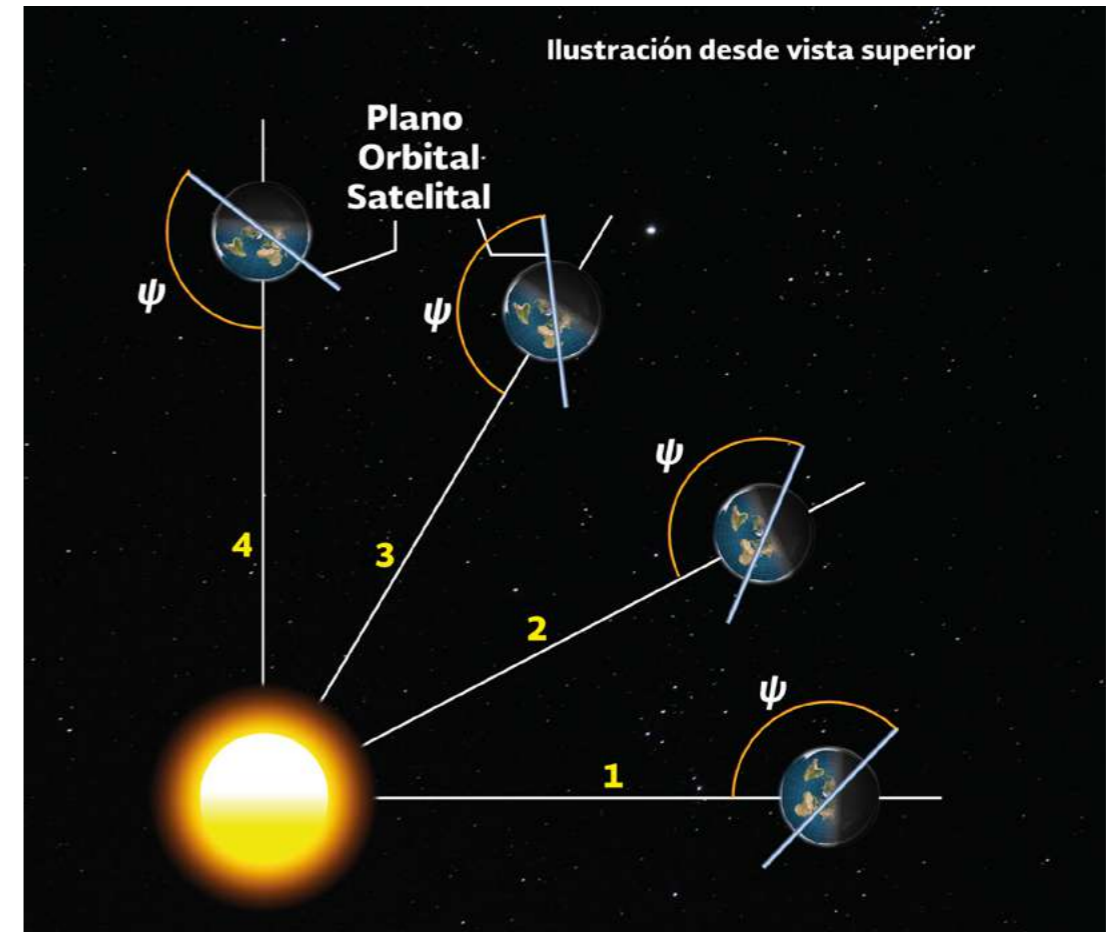


Órbitas Heliosíncronas



El plano orbital gira a la misma velocidad que la Tierra alrededor del Sol ($0.986^\circ/\text{día}$)

Órbitas no Heliosíncronas



Orientación de Ω fija respecto de un sistema inercial. Ángulo entre plano orbital y la dirección Tierra-Sol para la misma hora en diferentes días (diferente iluminación en cada pase)



Misiones de Órbitas Heliosíncronas

Observación terrestre

- Alturas de observación constantes.
- Distancias de observación bajas, lo que permite aumentar la resolución.
- Carácter polar: cobertura de toda la superficie terrestre.
- Mismas condiciones de iluminación, lo que facilita la comparación de observaciones.

Ejemplo: SPOT 4

$h=831$ km ($a\sim 7200$ km), $T=101.5$ minutos,
número de revoluciones por periodo = 369, $i=98.8^\circ$.

Órbita heliosíncrona: la traza se repite cada 26 días, pasando por el ecuador a las 10:30 am (ángulo= 22.5°).

- Por tanto, el ciclo de repetición de la traza es $(m,n)=(26,369)$.

Exploración con FoV= 117 km (máximo 950 km de anchura).

Cada 5 cinco días, recoge datos de bandas adyacentes.

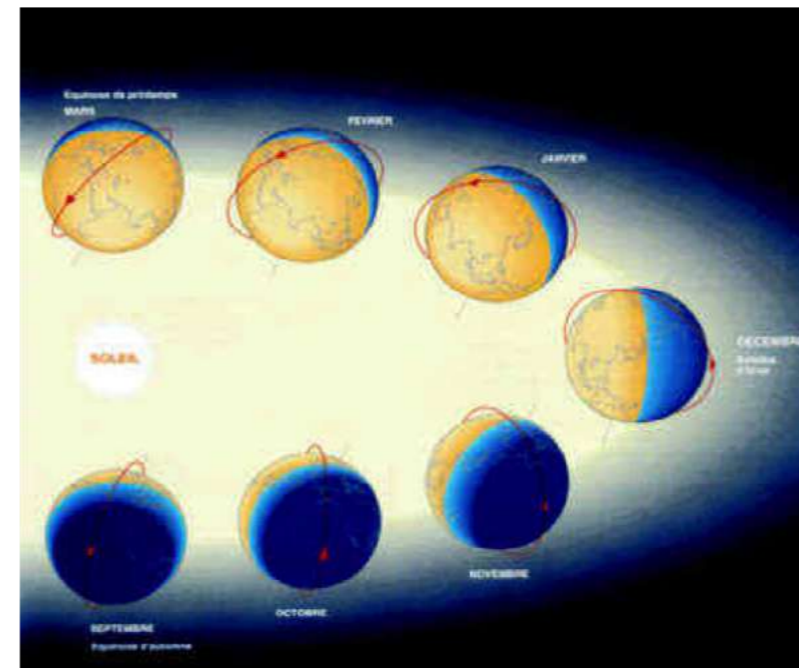


Misiones SPOT-5

SPOT-5

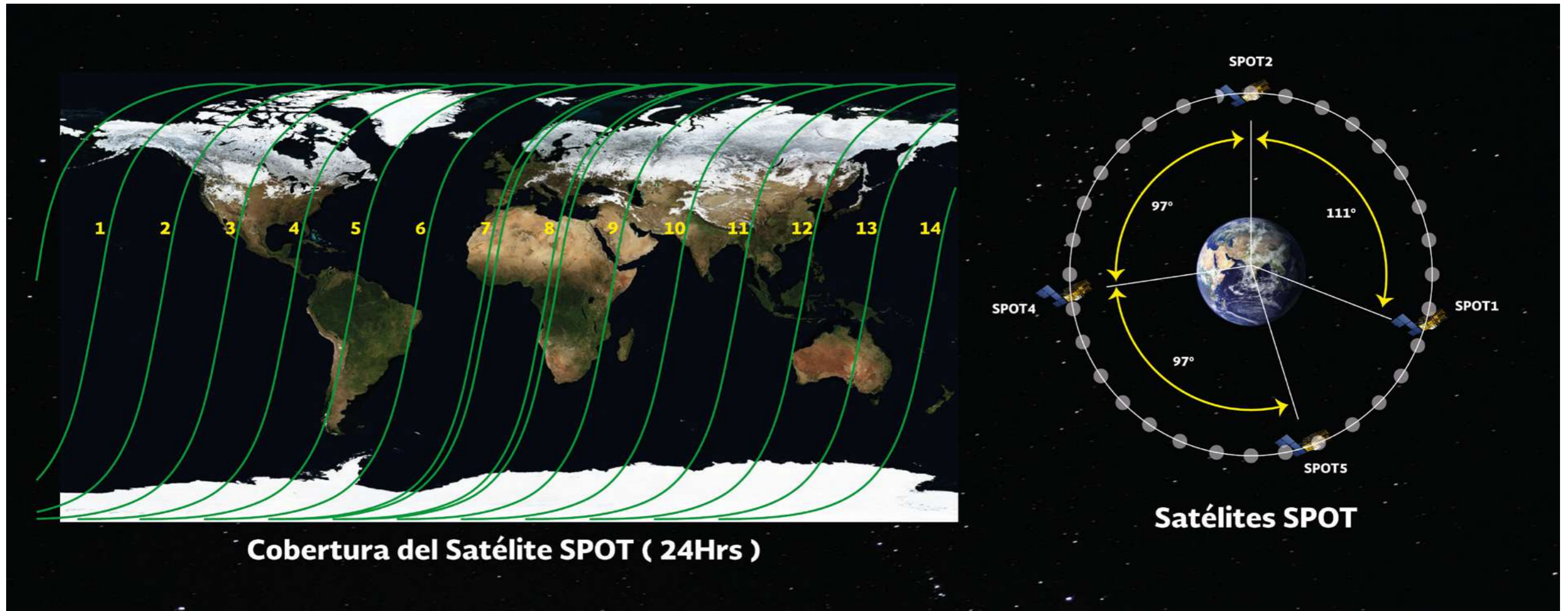


Órbita heliosíncrona





Misiones SPOT-5 (ESA)



TIPOS DE ÓRBITAS



Misiones SPOT-5

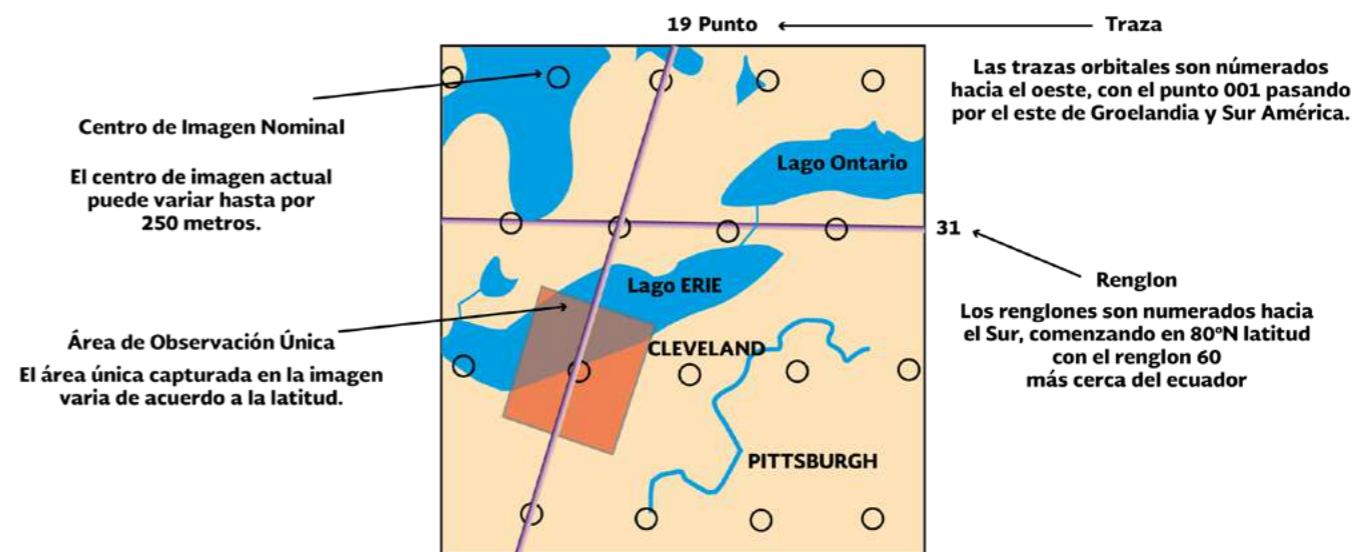
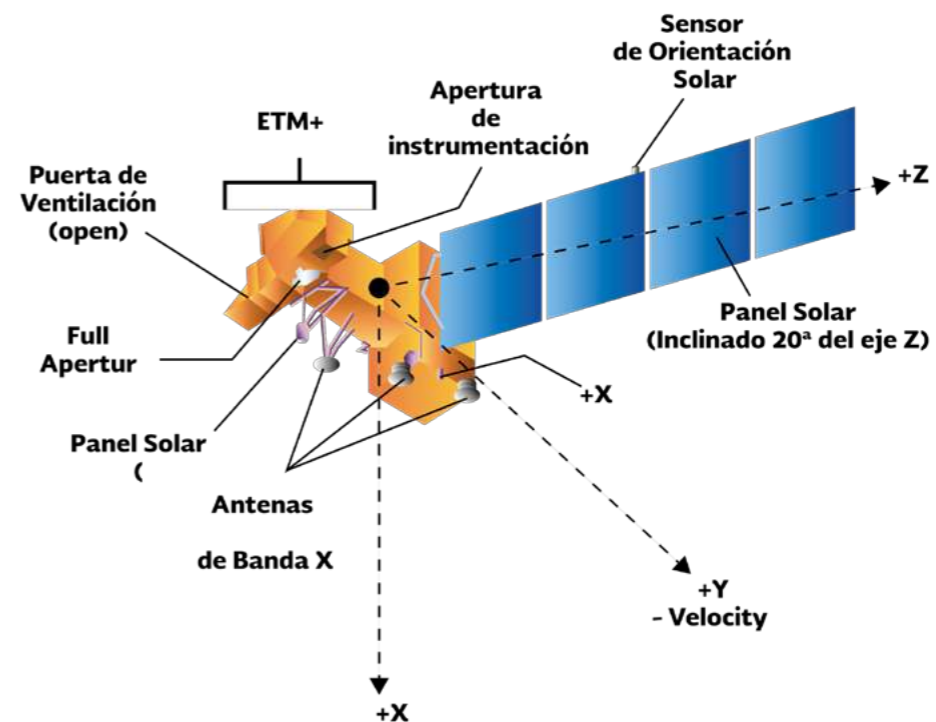
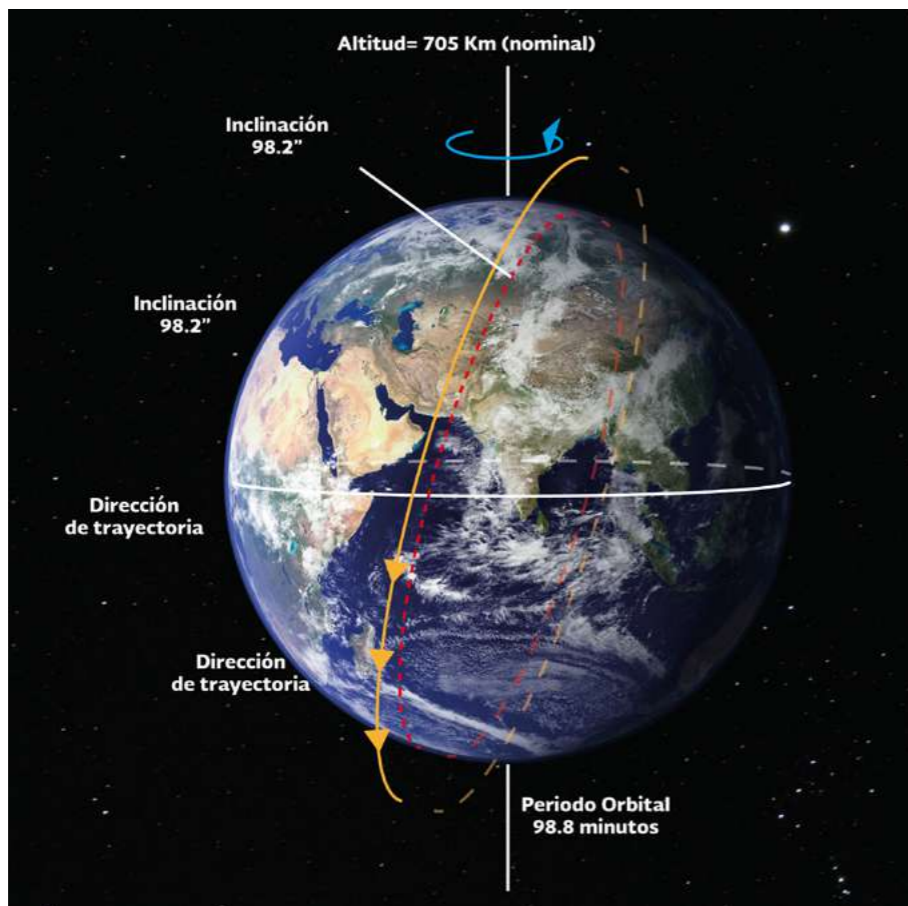
T=99 min

Radio=705 km

$i = 98.2^\circ$

14 órbitas por día.

La traza se repite cada 16 días





Órbitas Muy Elípticas (HEO)

Órbitas de elevada excentricidad.

Perigeo: altura de LEO.

Apogeo: altura de MEO, GEO o mayor.

- **A tener en cuenta:**

- El satélite pasa la mayor parte del tiempo en la zona del apogeo.
- Coste de lanzamiento menor que GEO.
- No válidas para observación terrestre.
- Varios satélites dando cobertura global (no apuntamiento continuo de la antena de la ET).

- **Perturbaciones**

- Movimiento del perigeo.
- Resistencia atmosférica en la zona del perigeo.
- Atraviesan los cinturones de Van Allen.
- Correcciones orbitales.



Órbitas Muy Elípticas (HEO)

Ejemplos:

- Comunicaciones: Molnyia y Tundra; SIRIUS
- Observación espacial: THEMIS A; DoubleSTAR (CT-2)

Ventajas

- Cobertura de zonas polares
- Mayor ángulo de elevación
- Menor coste de lanzamiento
- No requiere satélite de reserva

Desventajas

- Inconvenientes
- No da cobertura global
- Pérdidas de enlace grande
- Retardo considerable
- Efecto Doppler
- Conmutación de satélites
- Cruce con cinturones de Van
- Allen en perigeo (radiación)
- Muy sensibles a la asimetría de la Tierra (la órbita se estabiliza si $i=63.435^\circ$)



Constelaciones de satélites

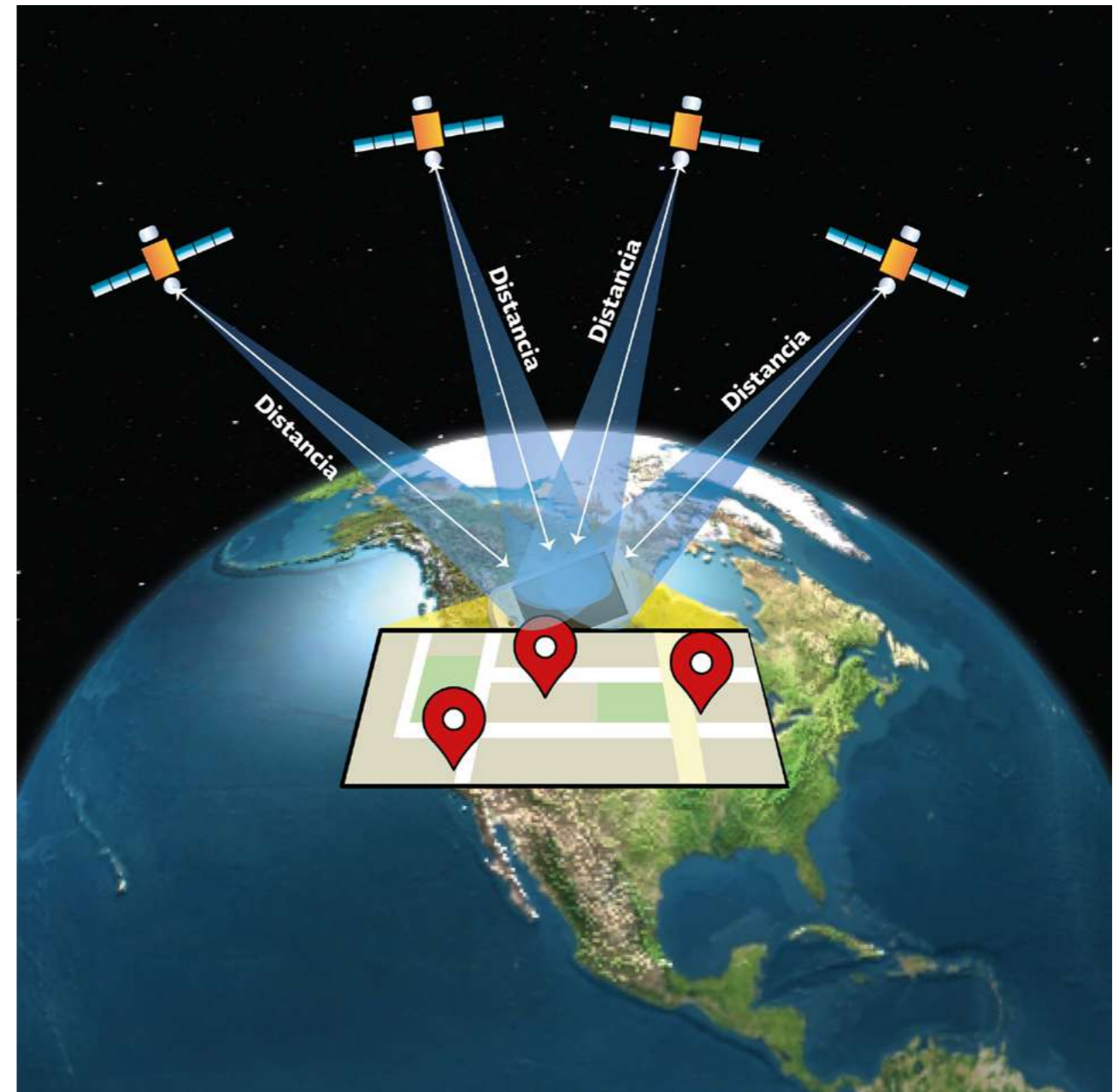
Mejora de la cobertura en tiempo y periodicidad

Objetivo de diseño:

- Reducir el número de satélites que proporcionen la cobertura adecuada para cada altura.
- Reducir el coste total de producción, lanzamiento y operación.

Ejemplo:

Constelación de satélites de GPS.



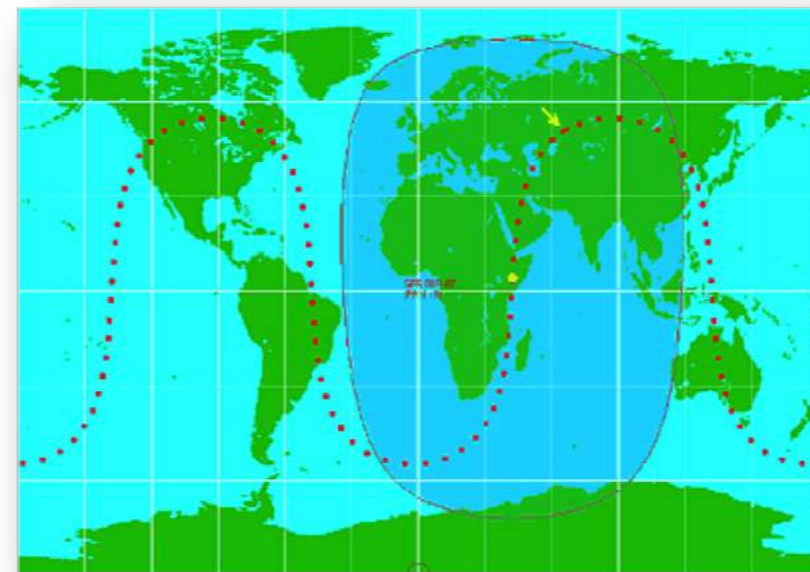
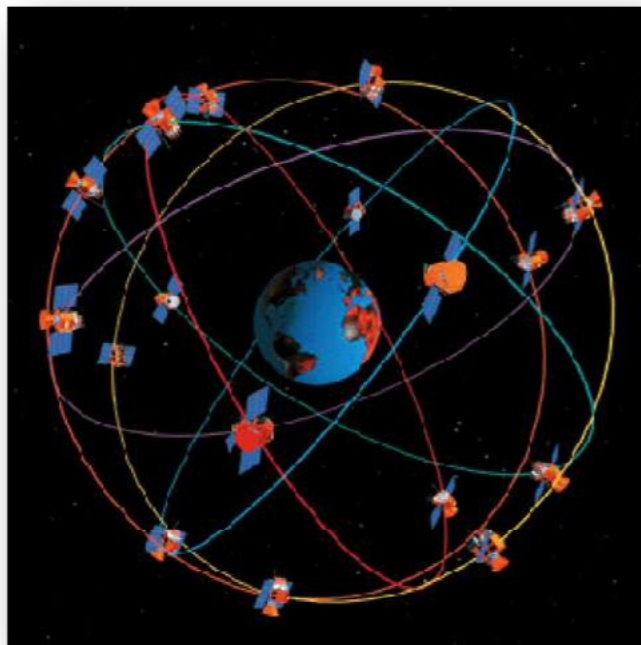


Constelación de satélites de GPS para cobertura mundial.

24 satélites en 6 planos
 $h=20200$ km
 $i=55^\circ$

$$\leftarrow \Delta \lambda = 180^\circ \rightarrow$$

$$\left. \begin{array}{l} \Delta \lambda = \infty \quad T = 180^\circ \\ \omega_\oplus = 360^\circ / 86164 \text{seg} \end{array} \right\} T = 43082 \text{s} = 12 \text{h}$$

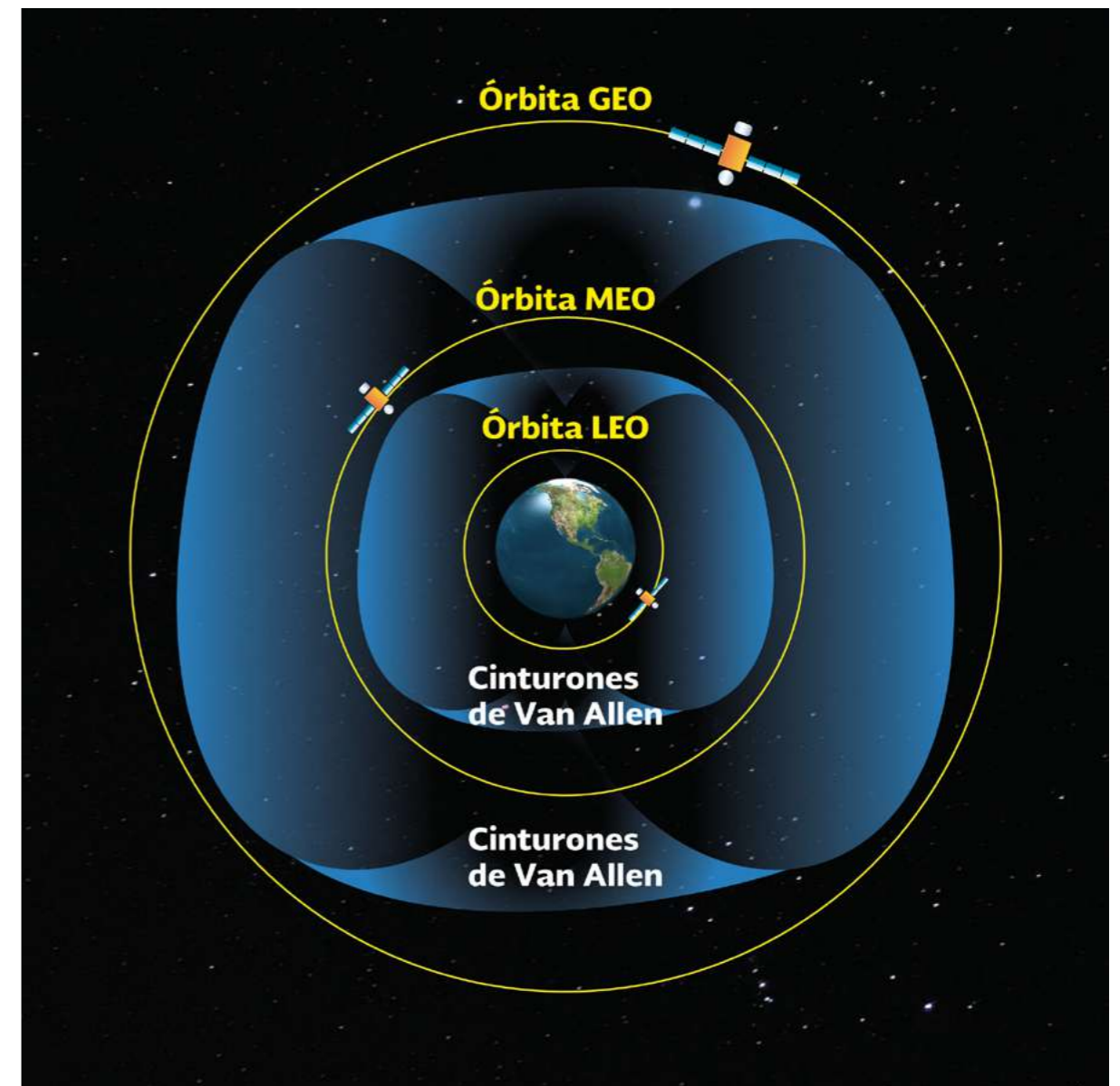




Cinturones de Van Allen

Regiones con partículas de alta energía que son atrapadas por el campo magnético terrestre.

- **Cinturón interno:**
 - 1.3-1.7 RE en el plano ecuatorial, protones de energía > 10 MeV
 - Rayos cósmicos (partículas cargadas) que provienen del Sol, supernovas, agujeros negros, etc.
- **Cinturón externo:**
 - 3.1-4.1 RE, electrones de alta energía (< 10 MeV).
 - Tormentas geomagnéticas.
- **Efectos dañinos:**
 - Degrada los componentes electrónicos del satélite (semiconductores, paneles solares y elementos ópticos).
 - Aumenta el ruido de fondo de los detectores.
 - Induce errores en circuitos digitales.
 - Puede dañar a los astronautas.





SCT

SECRETARÍA DE
COMUNICACIONES
Y TRANSPORTES

AEM

AGENCIA ESPACIAL
MEXICANA