



**SCT**

---

SECRETARÍA DE  
COMUNICACIONES  
Y TRANSPORTES

**AEM**

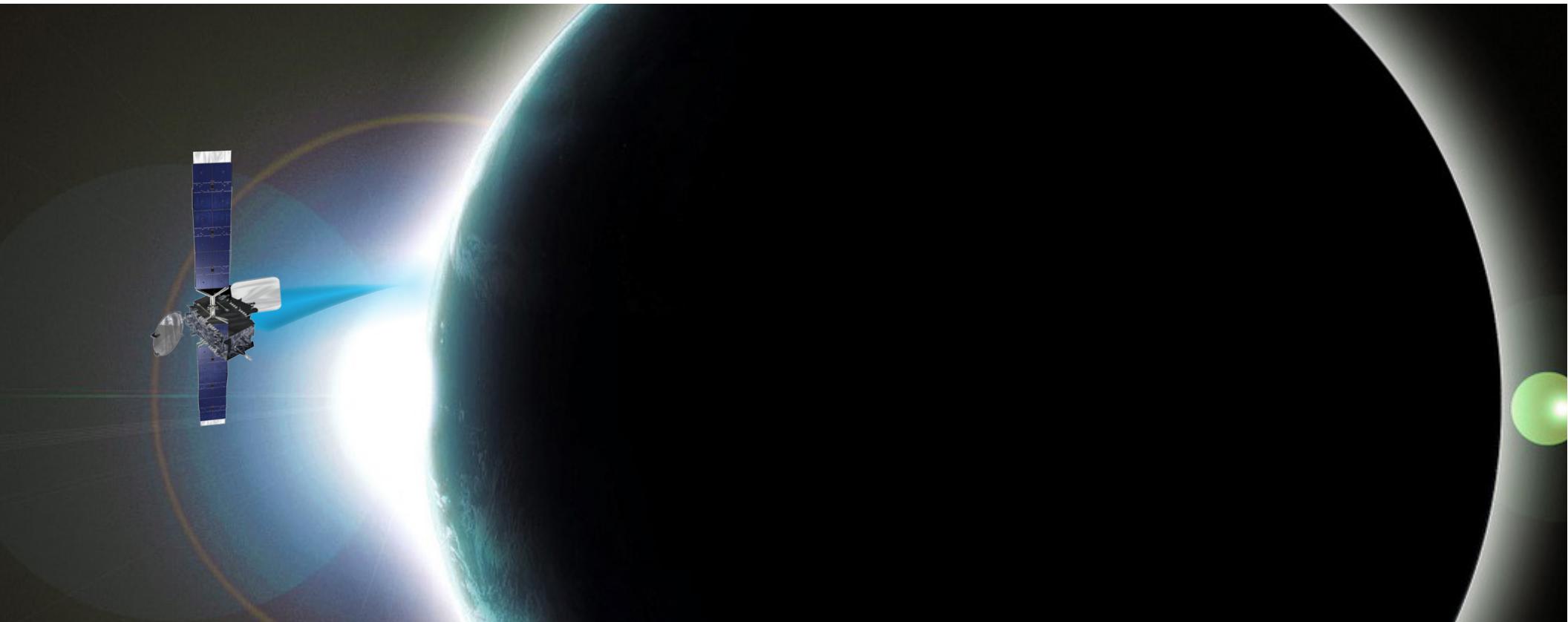
AGENCIA ESPACIAL  
MEXICANA

# Ingeniería de Sistemas Espaciales

---

## Aplicado a una misión CanSat

### ■ Introducción a la mecánica orbital 3



# Tipos de órbitas

## Objetivos:

- Describir y explicar las principales órbitas alrededor de la Tierra.
- Describir el proceso de predicción de órbitas.
- Definir y describir las principales perturbaciones orbitales.
- Entender las acciones de maniobras.



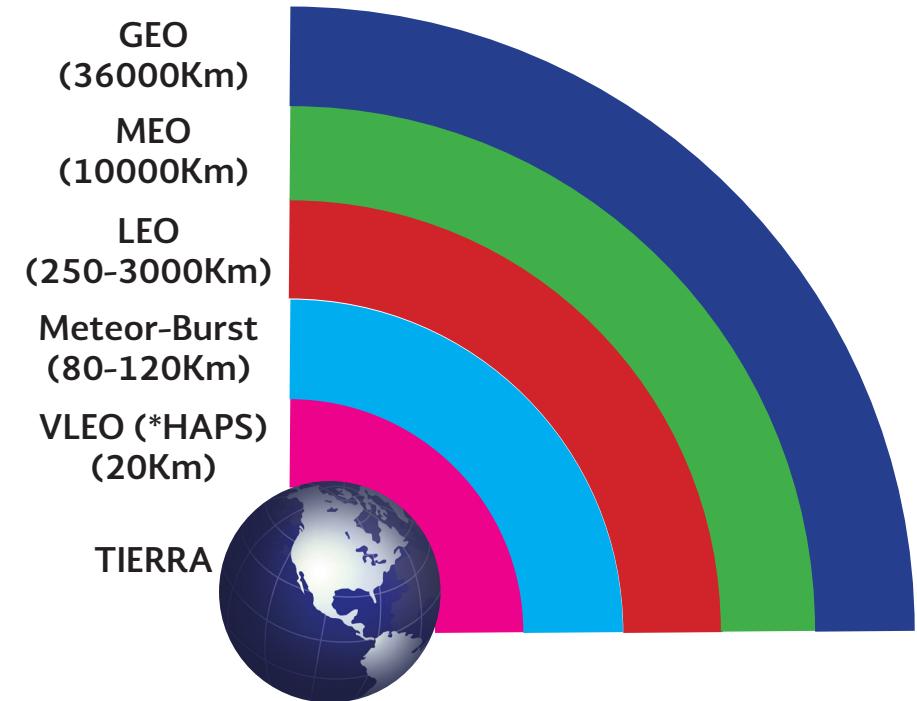
# Tipos de órbitas

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

La inclinación crítica se refiere a valores de inclinación en donde la razón de rotación absidal (puntos del perigeo y apogeo) es cero.

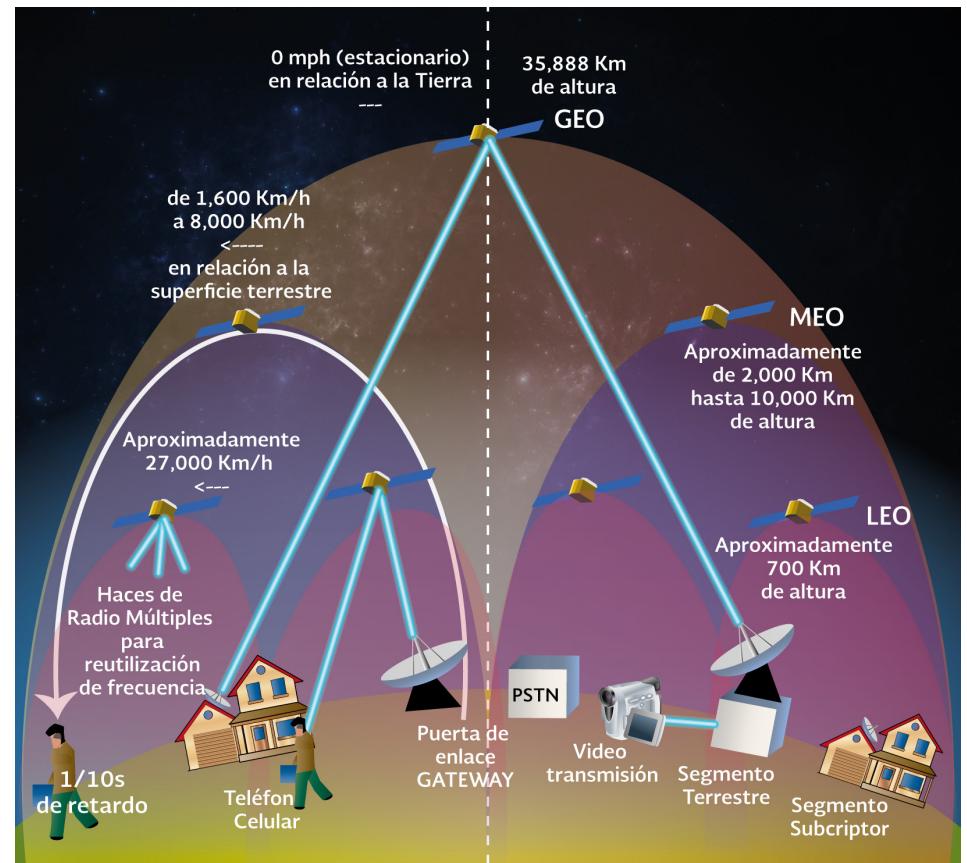
Ver Orbital Mechanics, Vladimir A. Chobotov, p. 217, American Institute of Aeronautics and Astronautics.

# Tipos de órbitas



\*HAPS= High Altitude Platforms  
Plataformas de Comunicación de Gran Altura

## Altura de Órbitas:



# Tipos de órbitas

Comparación de Satélites en diferentes órbitas

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

# Tipos de órbitas

## Órbitas LEO (Low Earth Orbit)

### Altura:

- 250 – 3000 km

### Semieje 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  $h \sim 1000\text{km}$

### Servicios:

- Comunicaciones móviles
- Teledetección
- Investigación espacial
- Vigilancia
- Meteorología.

### 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

### 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

# Tipos de órbitas

## 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:

- GLOVE-A

### Servicios:

- Comunicaciones móviles
- Gestión de flotas
- Navegación

### Ejemplos:

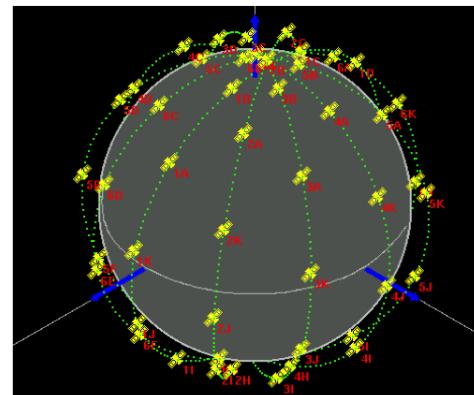
- GPS, Galileo, Orbcomm

### Ventajas

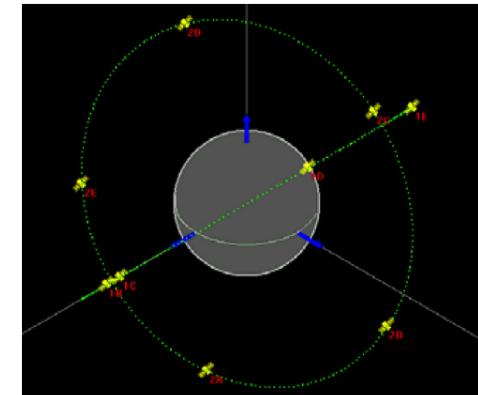
- Cobertura global
- Menores pérdidas que GEO
- Terminales de tamaño medio
- Retardos medios (<100ms)
- Uso eficaz del espectro

### Desventajas

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



- 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 ( $i=45^\circ$ )

# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

### Servicios:

- Radiodifusión y enlaces de comunicación.
- Comunicación de flotas
- Comunicaciones móviles
- Meteorología (Meteosat)
- Satélites de relay
- Redes VSAT

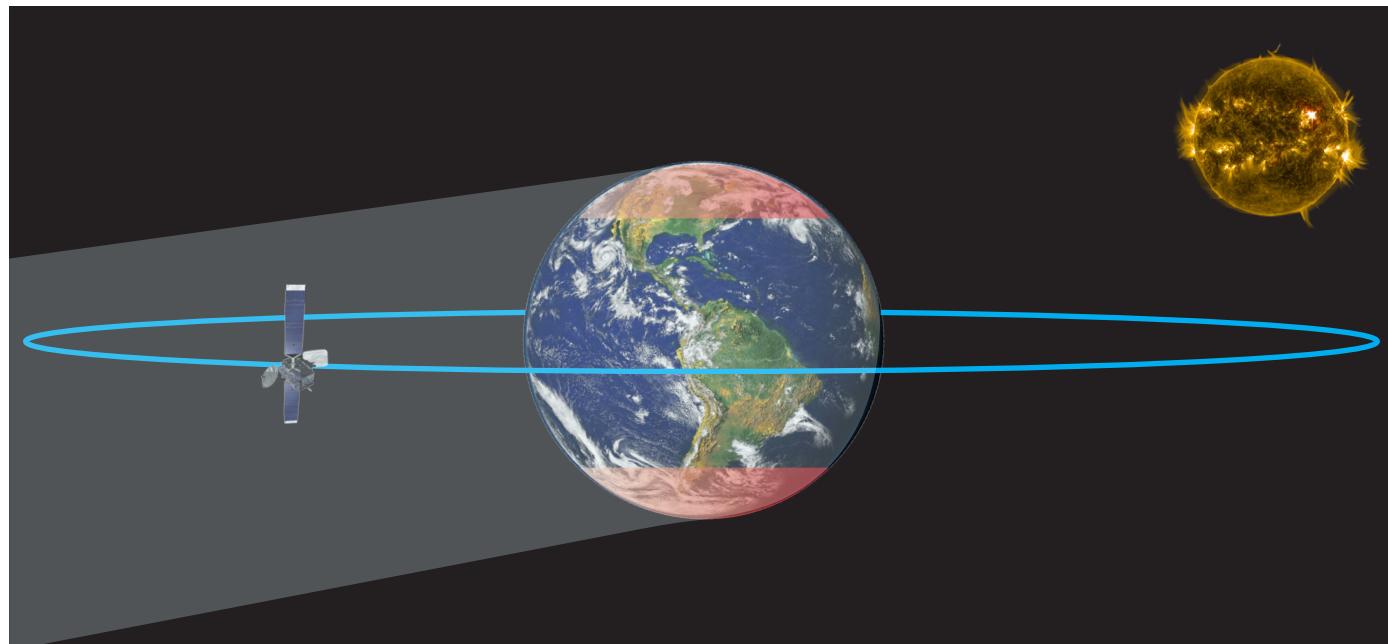
### Desventajas

- 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

### Ejemplos:

- Hispasat
- Inmarsat
- Intelsat
- Eutelsat
- SES Astra
- Thuraya



# Tipos de órbitas

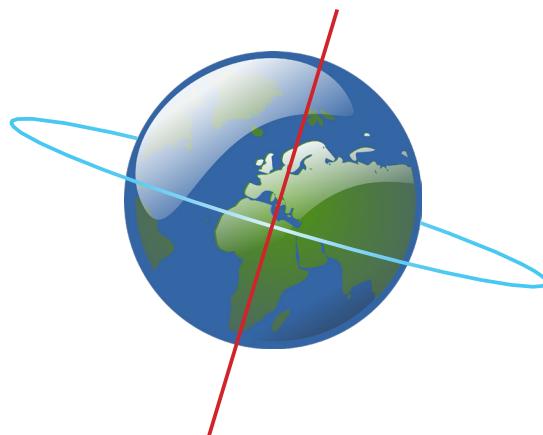
## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

### Ventajas

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

- Las antenas se enfocan al satélite al instalarlas y se fijan para largos períodos de funcionamiento.
- Los efectos del cambio de posición Doppler son insignificantes.

- 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 comunicación.



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

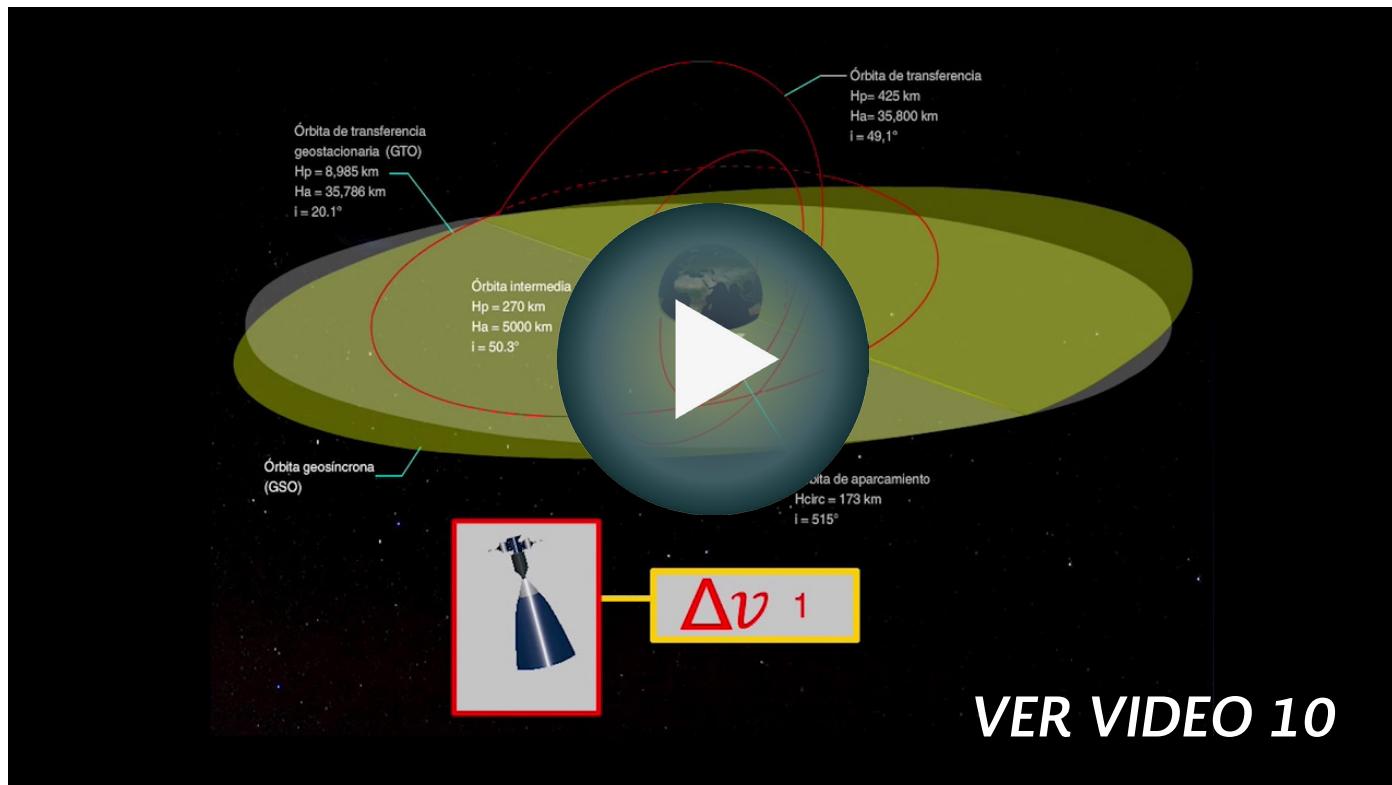
- Los satélites geoestacionarios pueden cubrir un área de la Tierra mucho más grande, que sus contrapartes orbitales de baja altitud.

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

# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

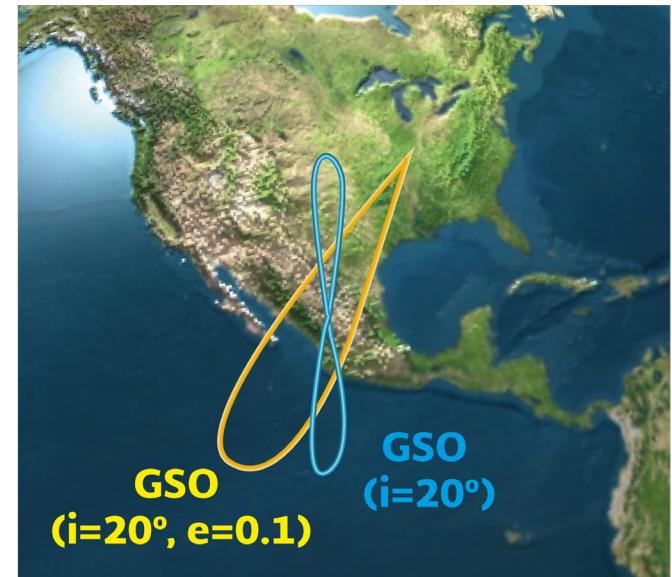
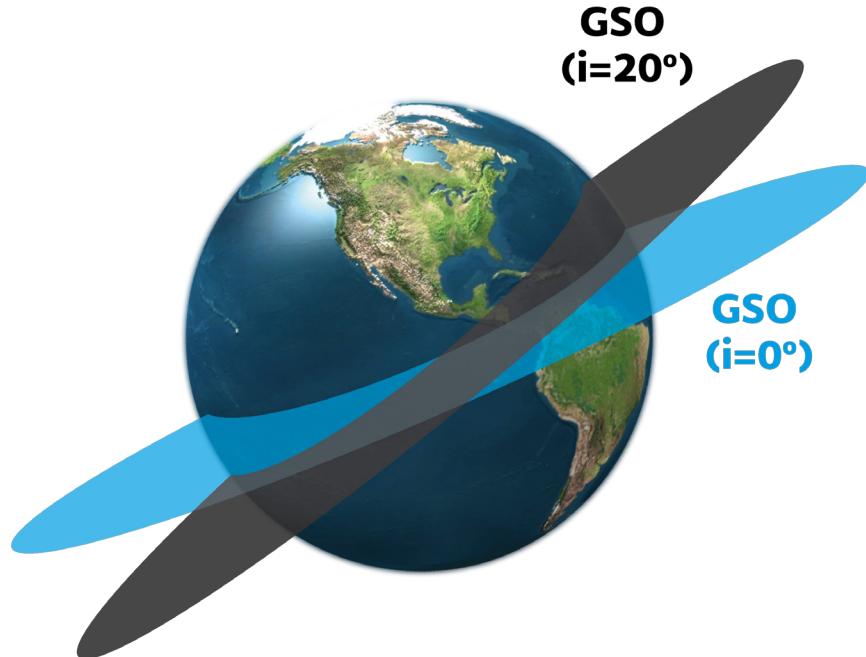
Para poner en órbita un satélite de tipo GEO se pasa por una serie de encendidos de motor en los puntos marcados con flechas rojas para agrandar la órbita, de manera que se va ganando altitud, hasta alcanzar el tamaño deseado, donde se realiza un cambio de plano (inclinación) para posicionarse en la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



# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

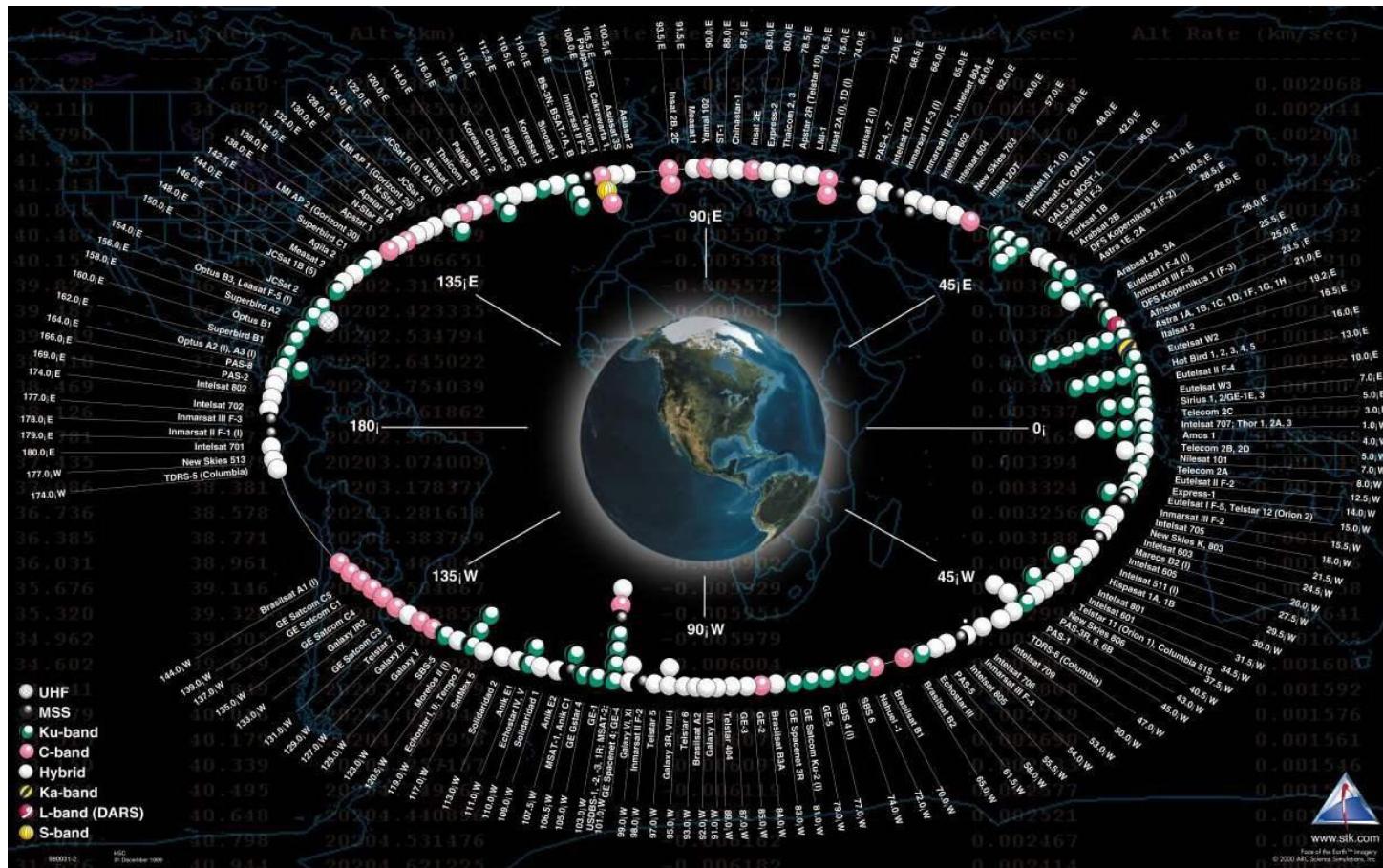
*Diferencias órbitas geoestacionarioa (GEO) y geosíncronas (GSO):*  
“Una órbita GEO es un caso particular de una órbita GSO con  $i=0^\circ$ ”.



# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

### El Cinturón GEO (Geostationary Orbit)



# Tipos de órbitas

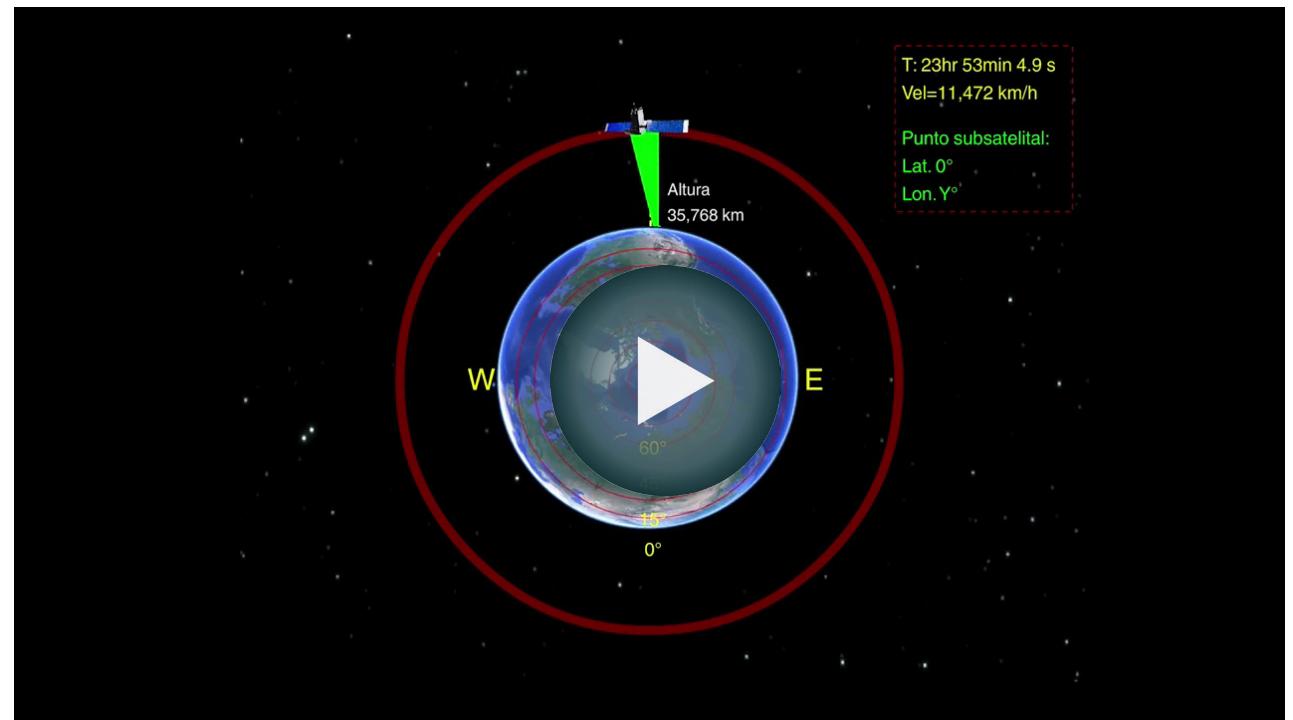
## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

### 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.

**VER VIDEO 11**

### Movimiento del Satélite (Oeste a Este).



# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

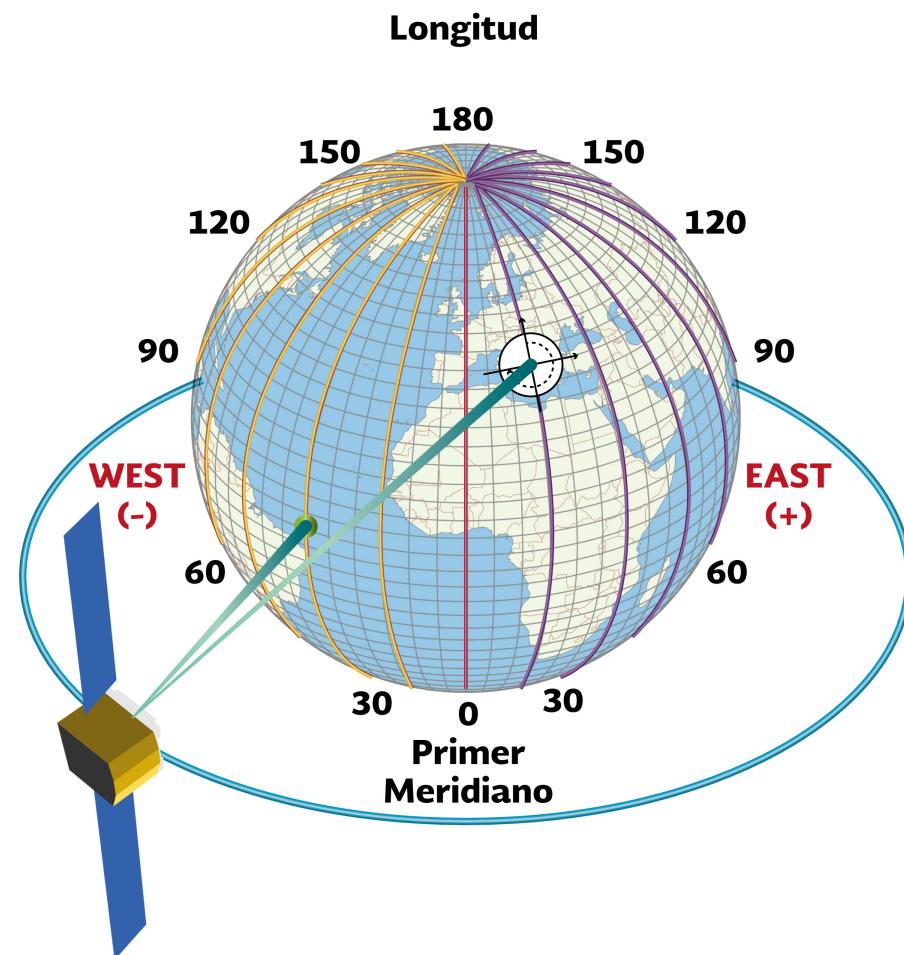
Ubicación de una estación terrena para un enlace con satélite GEO.

Ubicación del satélite:

Latitud sat.  $0^{\circ}$   
Longitud sat.  $-30^{\circ}$

Ubicación de la antena en la Tierra:

Latitud et.  $32^{\circ}$   
Longitud et.  $15^{\circ}$



# Tipos de órbitas

## Órbitas GEO (Geostationary Orbit)

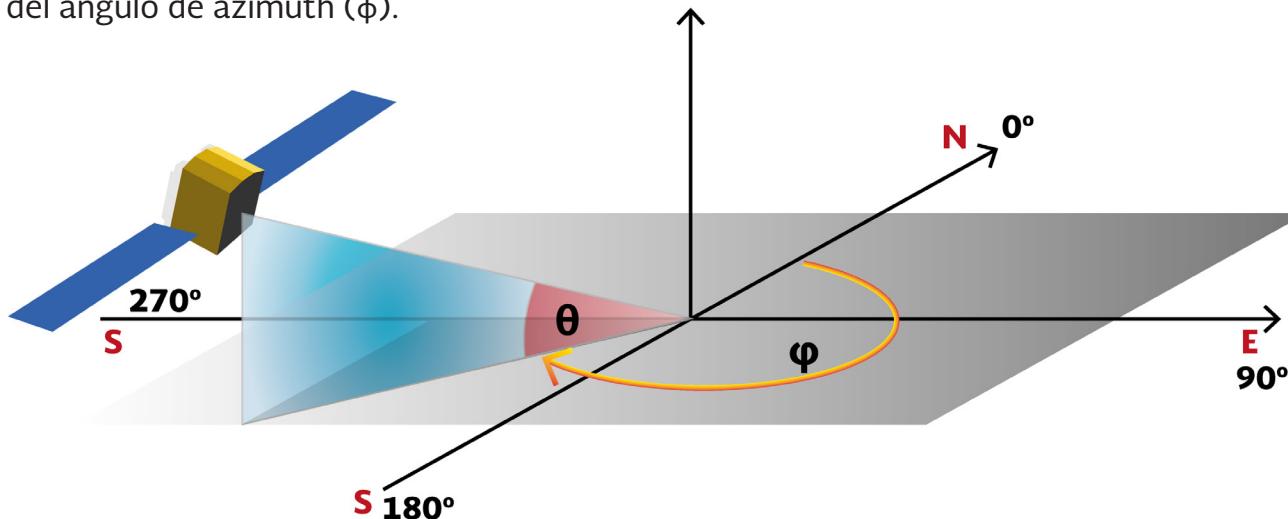
Para apuntar una antena a un satélite GEO

Se requiere conocer 3 parámetros:

Rango (D)

Ángulo de inclinación ( $\theta$ )

Valor del ángulo de azimuth ( $\phi$ ).



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:

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

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

# Tipos de órbitas

## 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.

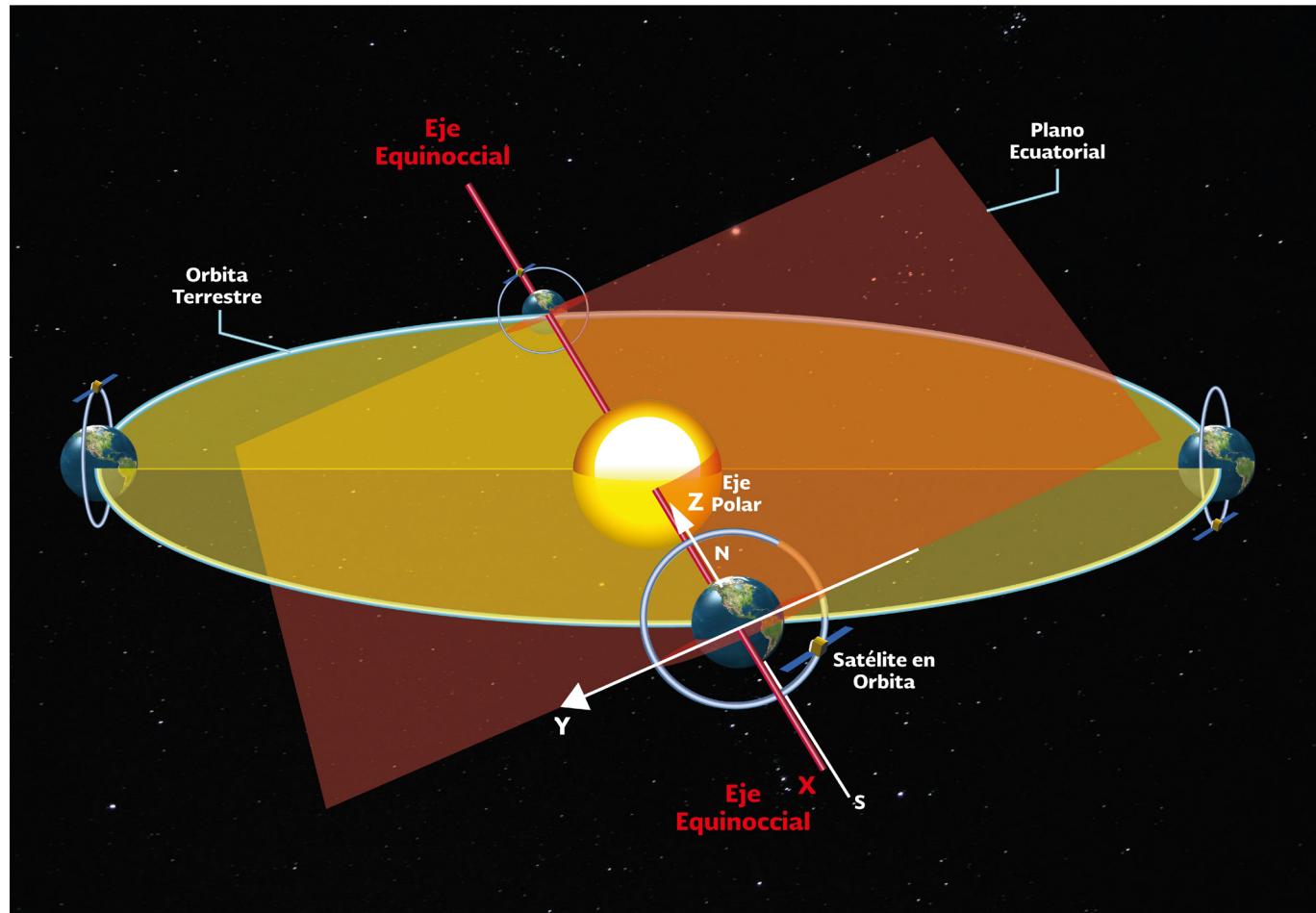
### Aplicación:

- Órbita que no sufra eclipses en ningún momento
- Para satélites de observación, siempre se toman los datos en las mismas condiciones.
- La órbitas heliosíncronas sacan ventaja de la velocidad de cambio en ascensión recta del nodo ascendente debido al achatamiento de la Tierra (J2).
  - Se selecciona la inclinación y altitud adecuadas.
  - Se iguala la rotación de  $\Omega$  con el movimiento de la Tierra alrededor del sol (aproximadamente de 1 grado por día).
- El mismo ángulo entre el plano orbital y el Sol es mantenido durante todo el año.
  - Por lo tanto, cada vez que el satélite vuela sobre un punto de la Tierra, será el mismo tiempo del día o de la noche.
  - Útil para aplicaciones de detección remota ya que las sombras proyectadas sobre los objetivos permanecen igual.

# Tipos de órbitas

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

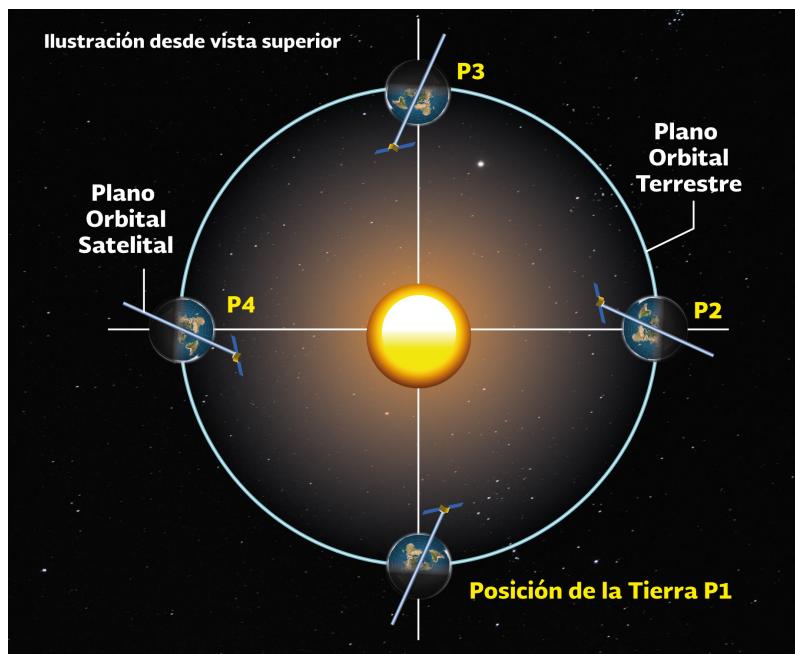
## Órbitas Heliosíncronas.



# Tipos de órbitas

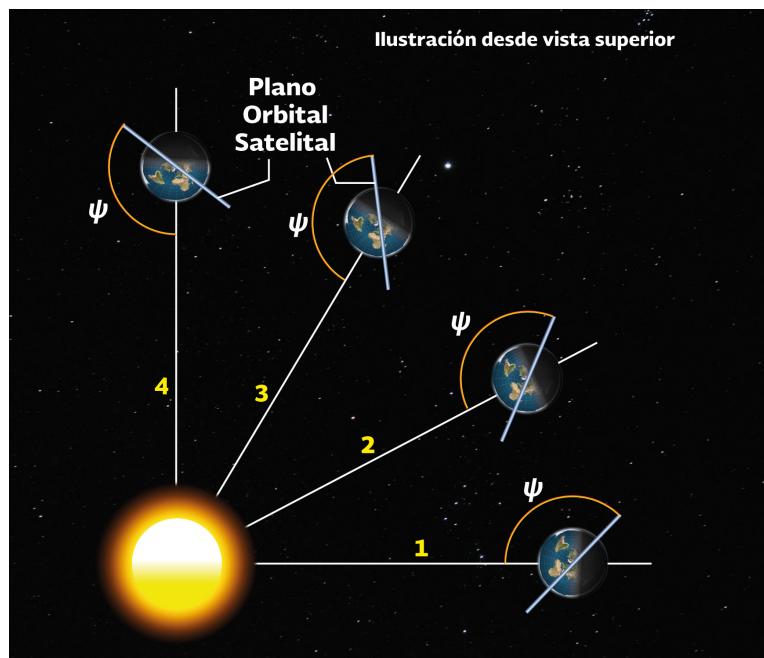
Órbitas Heliosíncronas.

## 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  $\Omega$  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 fase)

# Tipos de órbitas

## 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

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

### Órbita heliosíncrona:

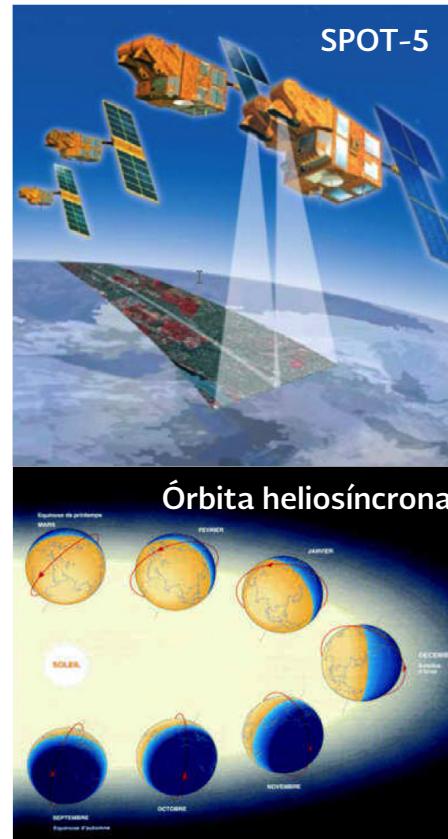
La traza se repite cada 26 días, pasando por el ecuador a las 10:30 am (ángulo=22.5°).

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

Exploración con  $\text{FoV}=117 \text{ km}$  (máximo 950 km de anchura).

Cada 5 cinco días, recoge datos de bandas adyacentes.

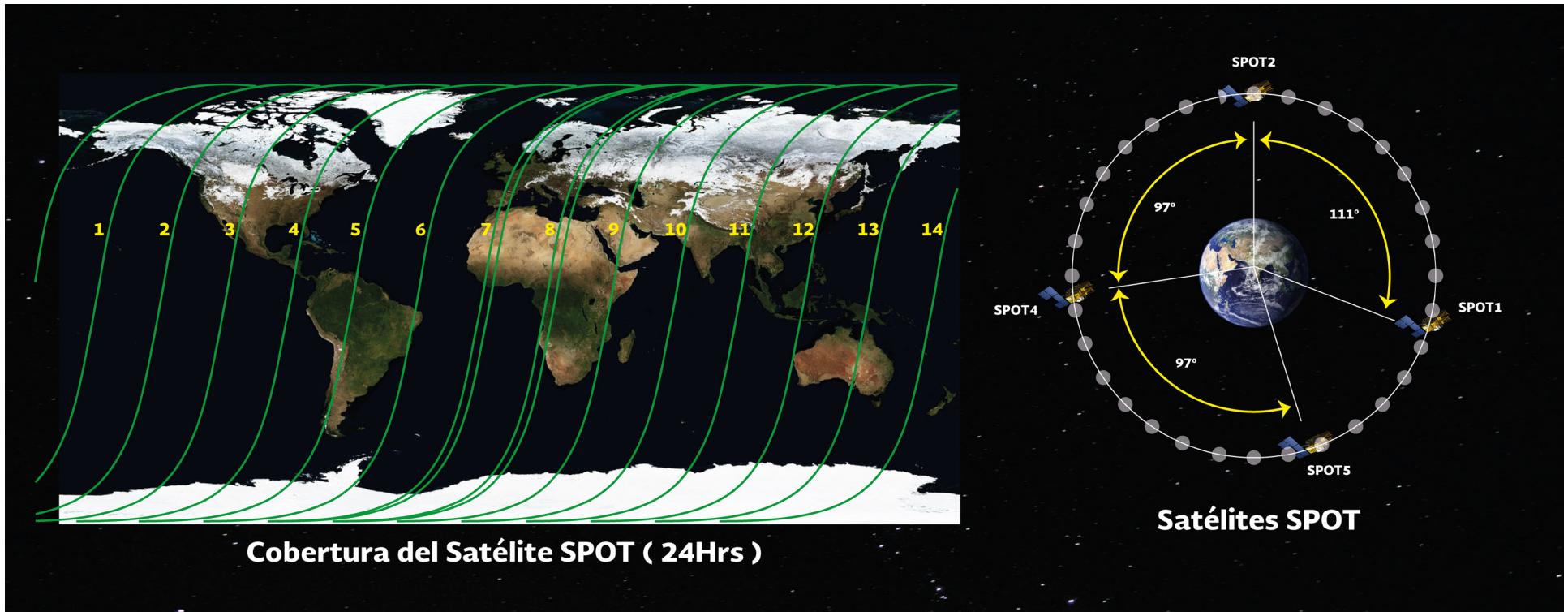
### Misiones SPOT-5



# Tipos de órbitas

Misiones de Órbitas Heliosíncronas.

Misiones SPOT-5 (ESA)

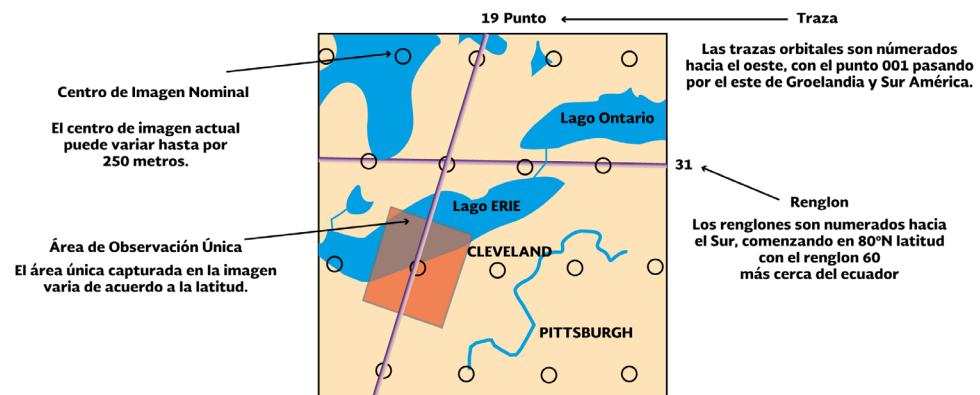
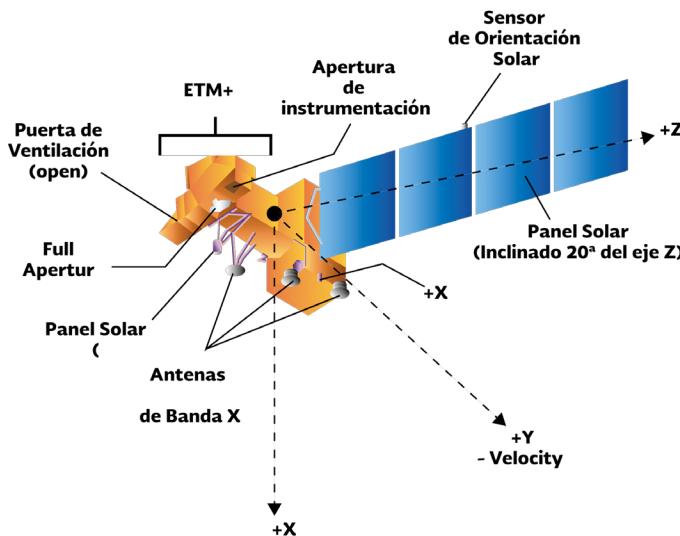
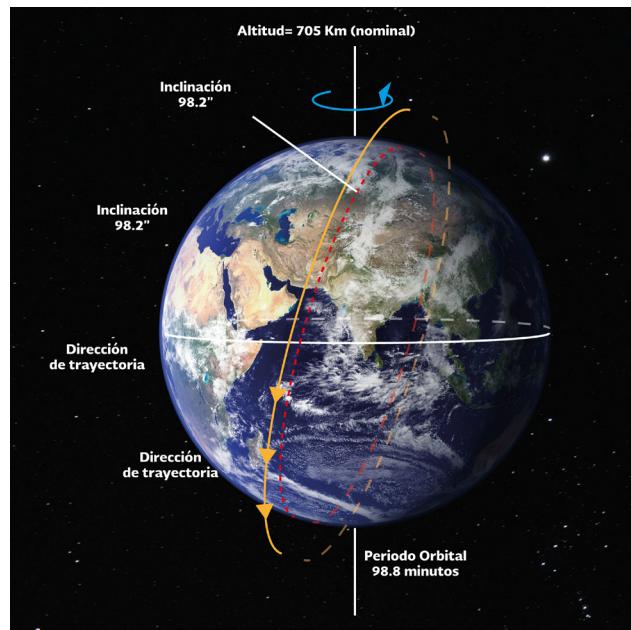


# Tipos de órbitas

## Misiones de Órbitas Heliosíncronas.

### Misiones SPOT-5

- T=99 min
- Radio=705 km
- i =98.2°
- 14 órbitas por día.
- La traza se repite cada 16 días



# Tipos de órbitas

**Órbitas Muy Hélicoíticas: HEO (High Elliptical Orbits).**

## 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 Estación Terrena).

## Perturbaciones:

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



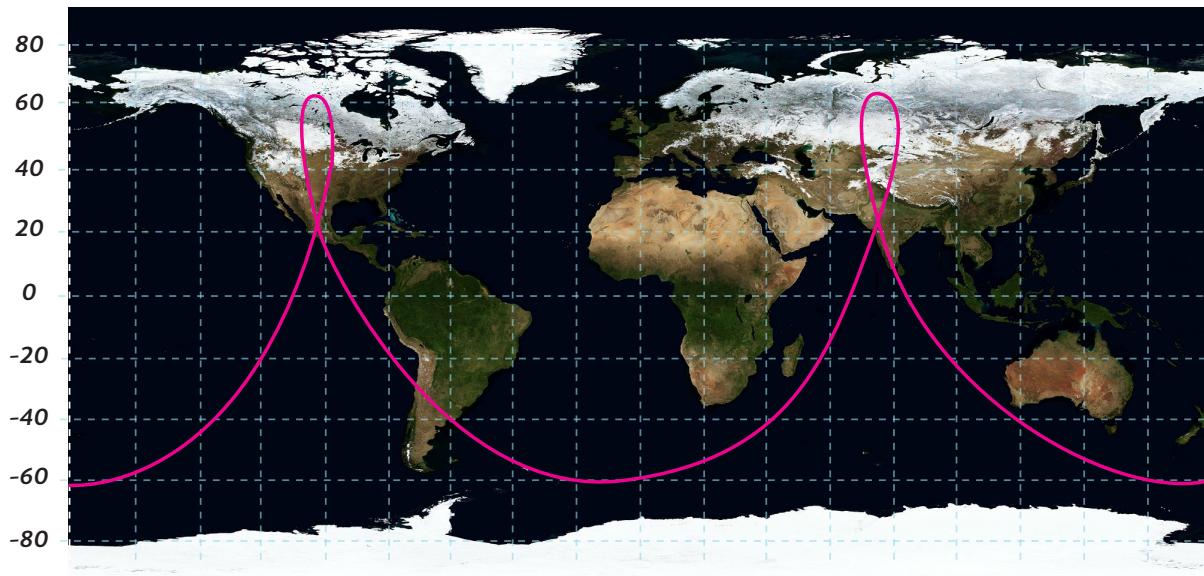
# Tipos de órbitas

## Órbitas Muy Helípticas: Órbitas Molinya.

Las órbitas Molniya (también denominadas órbitas elípticas altas HEO's), llamadas así por la palabra rusa relámpago "cuelga" sobre el hemisferio norte por casi 11 horas de su ("tan rápido como un relámpago") también usan el periodo de 12. achatamiento de la tierra como ventaja.

Tipicamente órbitas de aproximadamente 12 horas con una alta excentricidad (~0.7) y localización del perigeo en el hemisferio sur. La inclinación

el perigeo no tiene precesión por lo que la nave espacial proveer cobertura a altas latitudes que no pueden ver los satélites en órbitas GEO.



### Órbitas Molniya (HEO).

Las órbitas Molniya toman ventaja del hecho que debido al achatamiento de la Tierra, no hay un cambio en el argumento del perigeo a una inclinación de 63.4°. Por lo tanto, el apogeo se mantiene sobre el hemisferio norte, cubriendo grandes latitudes 11 horas de las 12 que tiene el periodo de dichas órbitas.

# Tipos de órbitas

## Constelaciones de satélites.

### Ejemplos:

- Comunicaciones:  
Molniya 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
- Comutación de satélites
- Cruce con cinturones de Van Allen en perigeo (radiación)
- Muy sensibles a la asimetría de la Tierra  
(la órbita se estabiliza si  $i=63.435^\circ$ )

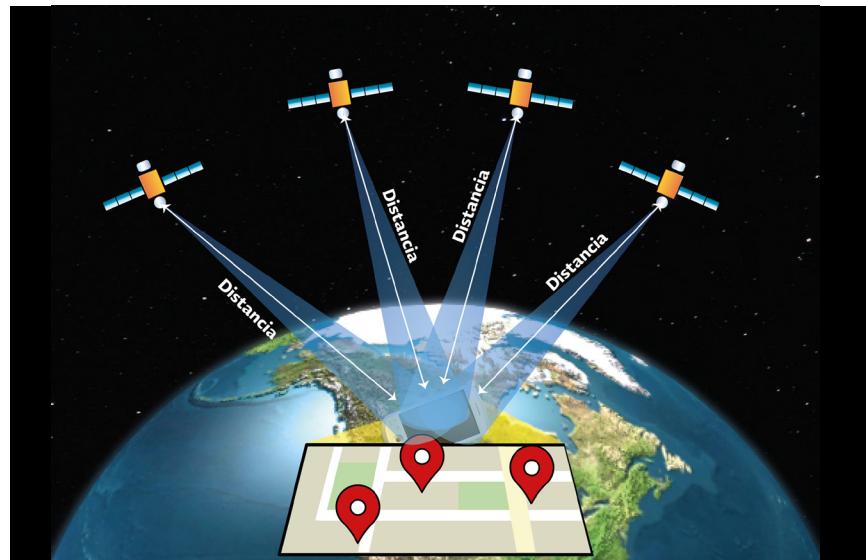
### Constelaciones de satélites

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.



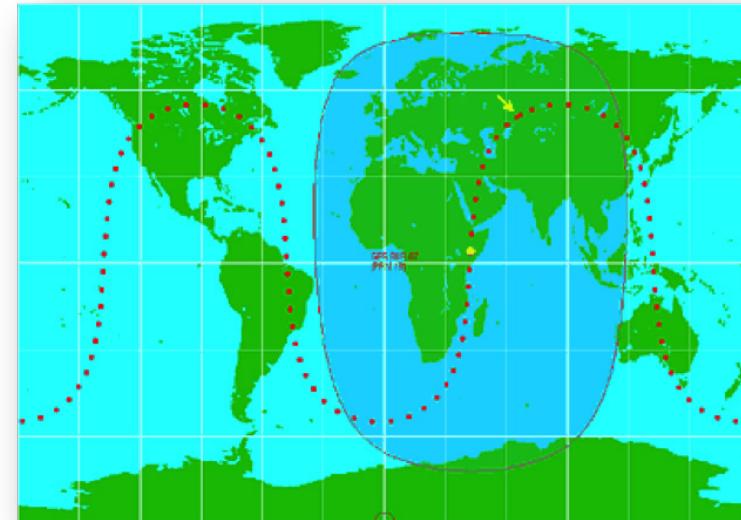
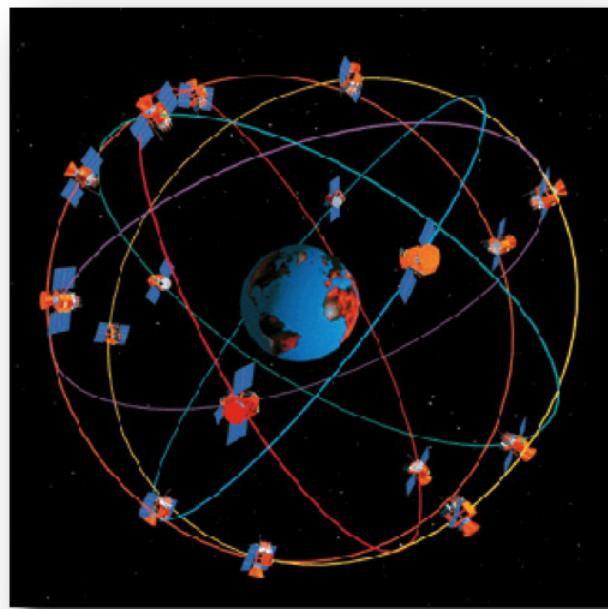
# Tipos de órbitas

Constelaciones de satélites.

Constelación de satélites de GPS para cobertura mundial.

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

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



# Tipos de órbitas

## *Cinturones de Van Allen y las principales órbitas terrestres.*

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

- Cinturón interno:

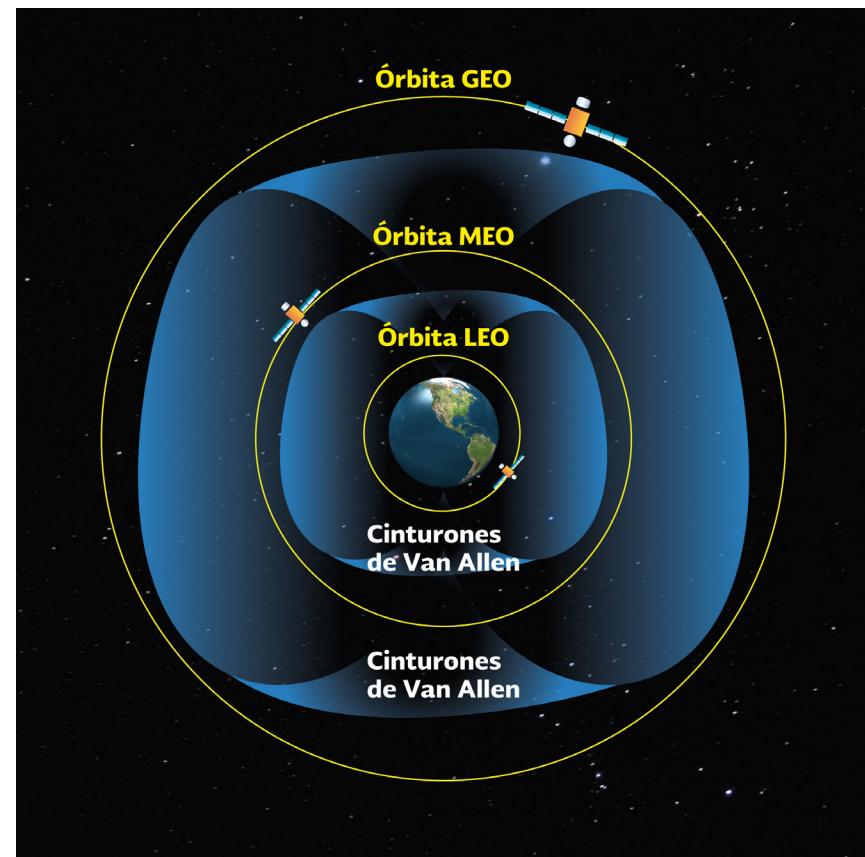
- 1.3-1.7 RE en el plano ecuatorial, protones de energía > 10 MeV
- Rayos cósmicos (partículas cargadas) que provienen del Sol, supernovas, agujeros negros, etc.

- Cinturón externo:

- 3.1-4.1 RE, electrones de alta energía (<10 MeV).
- Tormentas geomagnéticas.

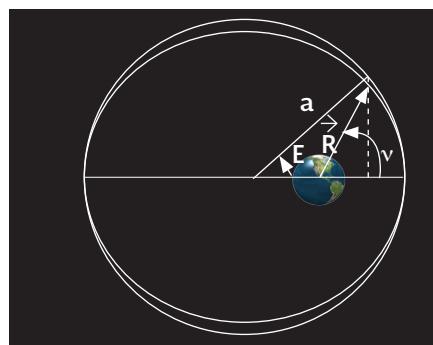
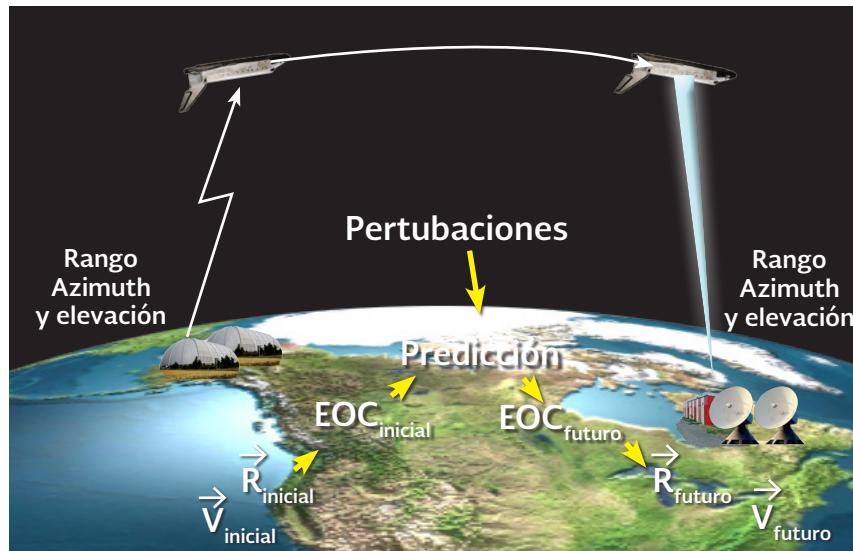
- Efectos dañinos:

- 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.



# Predicción de órbita

## Proceso de rastreo del satélite.



**Anomalía de excentricidad:** kepler definió la anomalía excentrica, E, para relacionar el movimiento en una elipse con el movimiento regular y predecible en un círculo, proporcionando las bases para los programas modernos de propagación de órbitas.

El rastreo diario de una nave o satélite permite:

- Planificar el acceso y apuntamiento desde un sitio de rastreo a diferentes satélites.
- Análisis de la cobertura que un satélite tendrá sobre un área determinada en tierra.
- Estimación de colisión con basura espacial,
- Para hacer lo anterior de una manera efectiva, se requiere de:
  - Determinar los valores actuales de los elementos orbitales clásicos (EOCs) a partir de rango satelital desde Tierra o mediante GPS abordo.
  - Predicción precisa (propagar) los elementos orbitales clásico del satélite hacia el futuro, considerando condiciones ambientales que perturban la órbita.

Kepler fue el primero en resolver este problema de predicción de órbita al relacionar las irregularidades geométricas del movimiento sobre una elipse respecto del movimiento regular de un círculo.

# Predicción de órbita

## Determinación de órbita (*satellite tracking*).

La determinación de órbita consiste en obtener la información sobre la posición y velocidad de un satélite referente a su trayectoria en órbita alrededor de la Tierra. Con estos datos se puede calcular, además de la posición actual, una predicción para órbitas futuras.

Se utilizan métodos radiométricos predominantemente para la medición orbital de los satélites. Esto implica el uso de ondas de radio de varias longitudes de onda para medir la distancia y velocidad a lo largo de la línea de visión (estación terrena). Aunque las cámaras ópticas se utilizaron en el comienzo de la era espacial para determinar la posición, en la actualidad el uso de telescopios se limita principalmente a los desechos espaciales de vigilancia y satélites inactivos. Por otra parte, el uso de láser para la determinación de la órbita permite obtener alta precisión (del orden de centímetros).

Para visualizar una órbita respecto de la rotación de la Tierra, se crea una proyección de la posición de la nave espacial o satélite sobre la superficie de la Tierra, el cual se denomina "traza sobre la Tierra ó ground track".

Conforme el satélite orbita la Tierra, el "ground track" se desplaza hacia el oeste debido a dos causas:

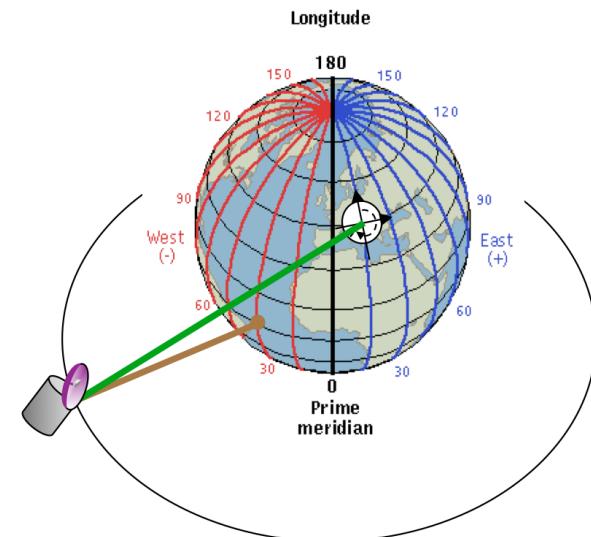
a) la rotación de la Tierra hacia el este;

b) gravedad terrestre no homogénea debido a la no esfericidad de la Tierra (mayor "concentración" de la fuerza de gravedad en la zona del ecuador terrestre), lo cual provoca que el plano orbital del satélite alrededor de la Tierra gire lentamente

alrededor del eje polar terrestre, lo que se denomina como movimiento de precesión.

La precesión se da en dirección al oeste para órbitas progradas o directas (giro del satélite en el mismo sentido de rotación de la Tierra), mientras que se da en dirección al este para órbitas retrogradas (giro en sentido contrario al movimiento de rotación de la Tierra).

La inclinación de la órbita determina los límites al norte y al sur en latitud del ground track sobre la superficie terrestre. La mínima inclinación de la órbita es igual al valor de latitud del sitio de lanzamiento y se logra al realizar el lanzamiento hacia el este.



# 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 identificadora del objeto en órbita mientras que la segunda proporciona información de los elementos orbitales clásicos.

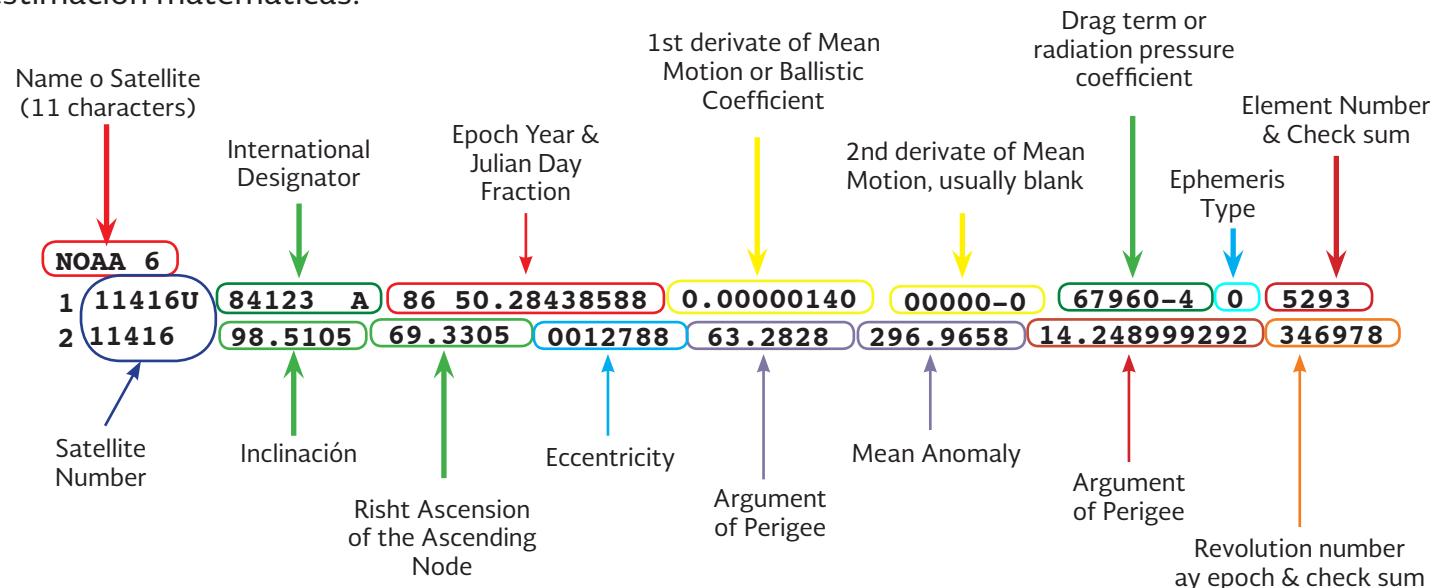


Imagen obtenida de:  
[http://spaceflight.nasa.gov/reldata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP\\_Help/tle\\_def.html](http://spaceflight.nasa.gov/reldata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html)

# Perturbaciones orbitales.

## Perturbaciones orbitales

Existen diferentes factores que intervienen en el movimiento de cualquier cuerpo en el espacio, en especial alrededor de un planeta como la Tierra.

Debido a esto, la idealización del problema de dos cuerpos se aleja de la realidad, produciendo un movimiento en un satélite o nave espacial diferente al predicho por el modelo presentado (problema de los 2 cuerpos):

$$\ddot{\vec{r}} = \frac{\mu \cdot \vec{r}}{\|\vec{r}\|^3} + \vec{f}$$

Aceleración debida  
a perturbaciones

A estos factores se les conoce como perturbaciones orbitales.

Las principales perturbaciones presentes en el caso de un sistema orbitando la Tierra son:

- No esfericidad de la Tierra (campo gravitacional no homogéneo).
- Fuerzas gravitacionales de tercer cuerpo (el Sol, la Luna).
- Arrastre atmosférico (principalmente en órbitas bajas).
- Presión debida a la radiación solar (radiación electromagnética).
- Empuje debido a expulsión de masa de las naves ó satélites (planeada o no planeada).

# Perturbaciones orbitales.

## Perturbaciones orbitales

Suposiciones de la ecuación del problema de dos cuerpos:

- La gravedad es la única fuerza actuando.
- La masa de la Tierra es mucho mayor que la masa de la nave espacial.
- La Tierra es simétrica esféricamente con densidad constante, así que puede ser tratada como un punto de masa.
- La masa de la nave espacial es constante ( $\Delta m = 0$ ).

Los cambios en los EOC's del satélite debidos a otras fuerzas son llamados perturbaciones.

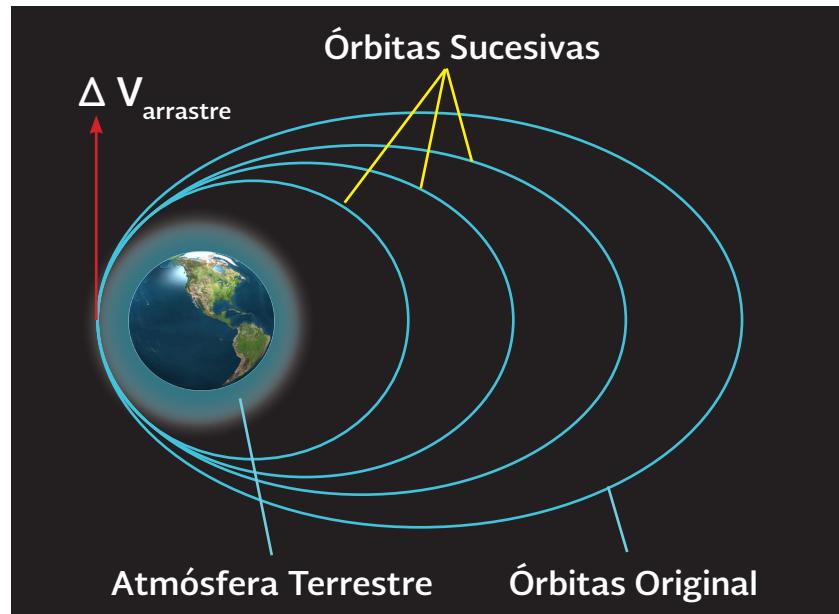
- Las perturbaciones más importantes para las LEO's son:
- Arrastre atmosférico.
- Achatamiento de la Tierra.

Otras fuentes de perturbación (más importantes para órbitas GEO's y trayectorias interplanetarias) son:

- La presión debida a la radiación solar (componente electromagnética del Sol).
- Efectos gravitacionales de tercer cuerpos (Sol, Luna, planetas, etc.)
- Emuje inesperado (por ejemplo de los motores del satélite o de alguna parte que de éste se desprenda).

# Perturbaciones orbitales.

## Perturbaciones por arrastre atmosférico.



Anomalía de excentricidad: Al momento que la nave espacial pasa por la atmósfera en el perigeo (región más cercana a la Tierra), el efecto de arrastre se asemeja a pequeños valores de  $\Delta V$ , lo que provoca un descenso en la altura del apogeo, circularizando la órbita hasta que ésta decae y la nave reingresa a la Tierra. Conforme se frena con la atmósfera, el valor de  $\Delta V_{drag}$  es diferente debido a que la nave espacial pasa más tiempo en la atmósfera en cada órbita.

El arrastre atmosférico es una fuerza no conservativa, toma energía de la órbita en forma de fricción sobre la nave espacial.

La energía en la órbita es función del eje semimayor:

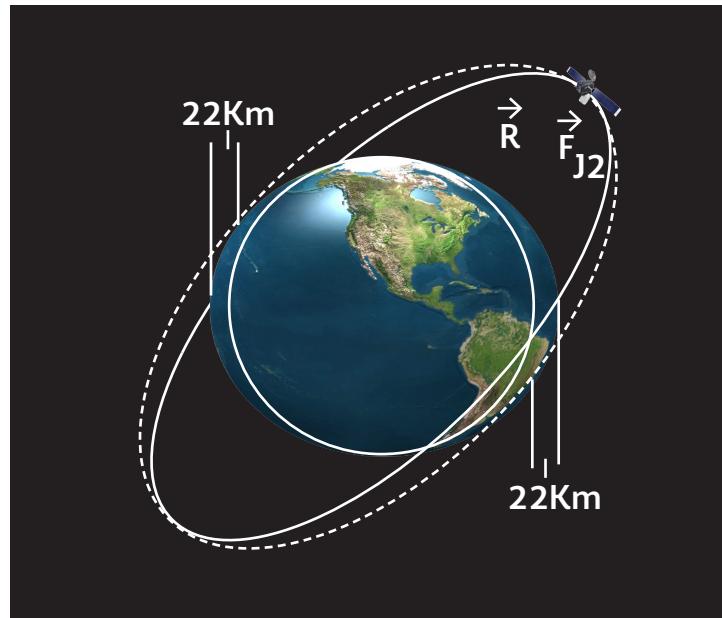
- Tomar energía de la órbita ocasiona que el semi eje mayor,  $a$ , se contraiga con el tiempo.
- La excentricidad también disminuye mientras que la órbita se vuelve más circular.

El arrastre atmosférico es muy difícil de modelar debido a todos los factores que afectan la densidad atmosférica:

- El ciclo día-noche de la Tierra.
- Inclinación de la Tierra y la estación del año.
- Distancia solar variable.
- Campo magnético fluctuante.
- El ciclo de rotación de 27 días del Sol.
- El ciclo solar.
- El coeficiente de arrastre de la nave espacial y su área frontal. A mayor área transversal mayor arrastre.
- El arrastre es significativo debajo de los 600 km, aproximadamente.

# Perturbaciones orbitales.

## *Perturbaciones por achatamiento de la Tierra.*



La Tierra luce esférica, sin embargo presenta una especie de aplastamiento, es más “gruesa” a lo largo del ecuador que a lo largo de los polos. A esta forma aplasta se le denomina achatamiento.

El achatamiento (denominado J2 o efecto J2) provoca un ligero corrimiento en la dirección en que la gravedad terrestre “atrae” a la nave conforme orbita el planeta Tierra.

Por lo tanto, el movimiento de precesión de la órbita cambia gradualmente:

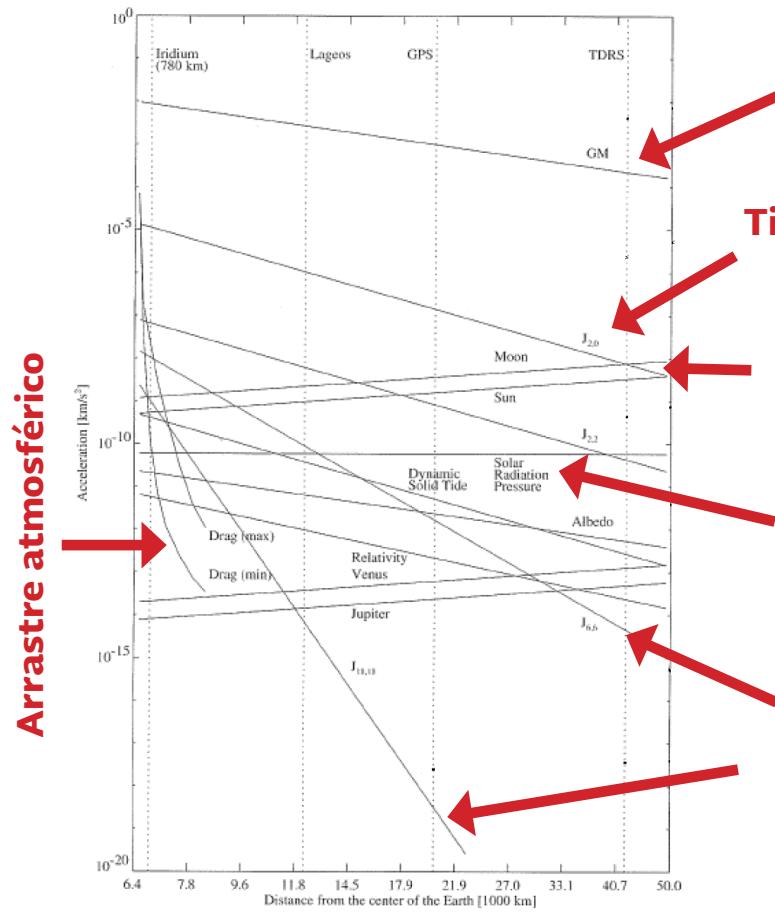
La ascension recta del nodo ascendente,  $\Omega$ , cambia.  
El argumento del perigeo,  $\omega$ , cambia.

Achatamiento de la Tierra. El abultamiento de la Tierra en el ecuador, mostrado en la imagen de manera exagerada, provoca un ligero corrimiento en la dirección en que la gravedad terrestre atrae a la nave espacial en órbita. El efecto representa una torsión en la órbita de la nave espacial.

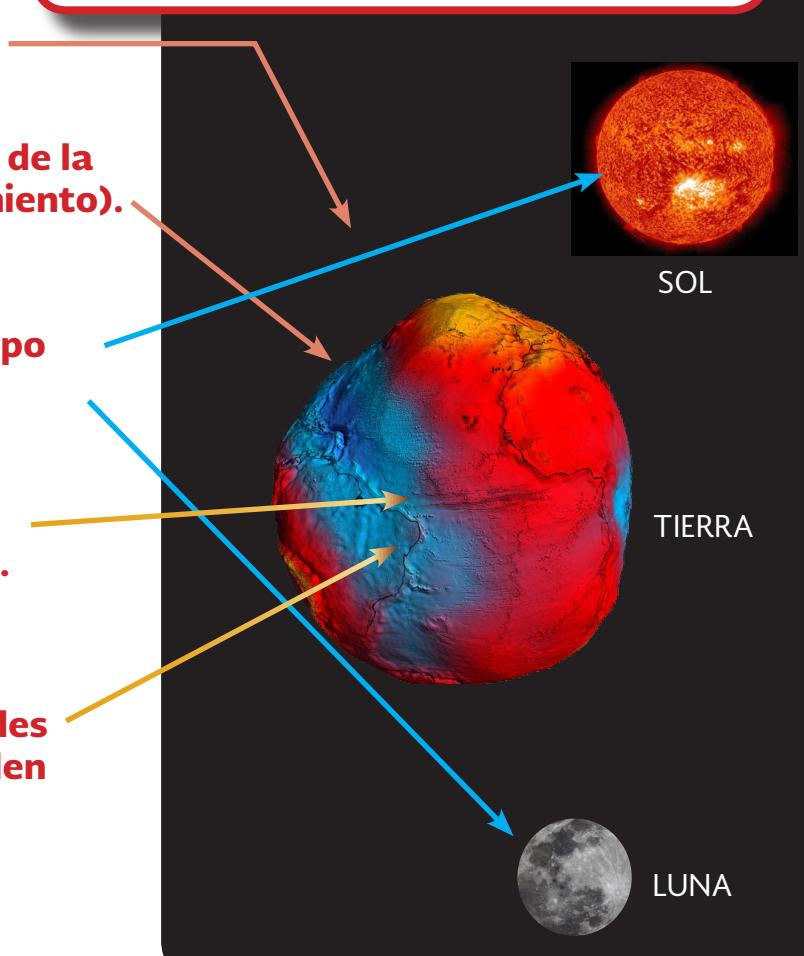
# Perturbaciones orbitales.

## Orden de magnitud de las perturbaciones orbitales

Imagen e información tomada de [3].



La figura muestra el orden de magnitud de las principales perturbaciones en un cuerpo en órbita alrededor de la Tierra.

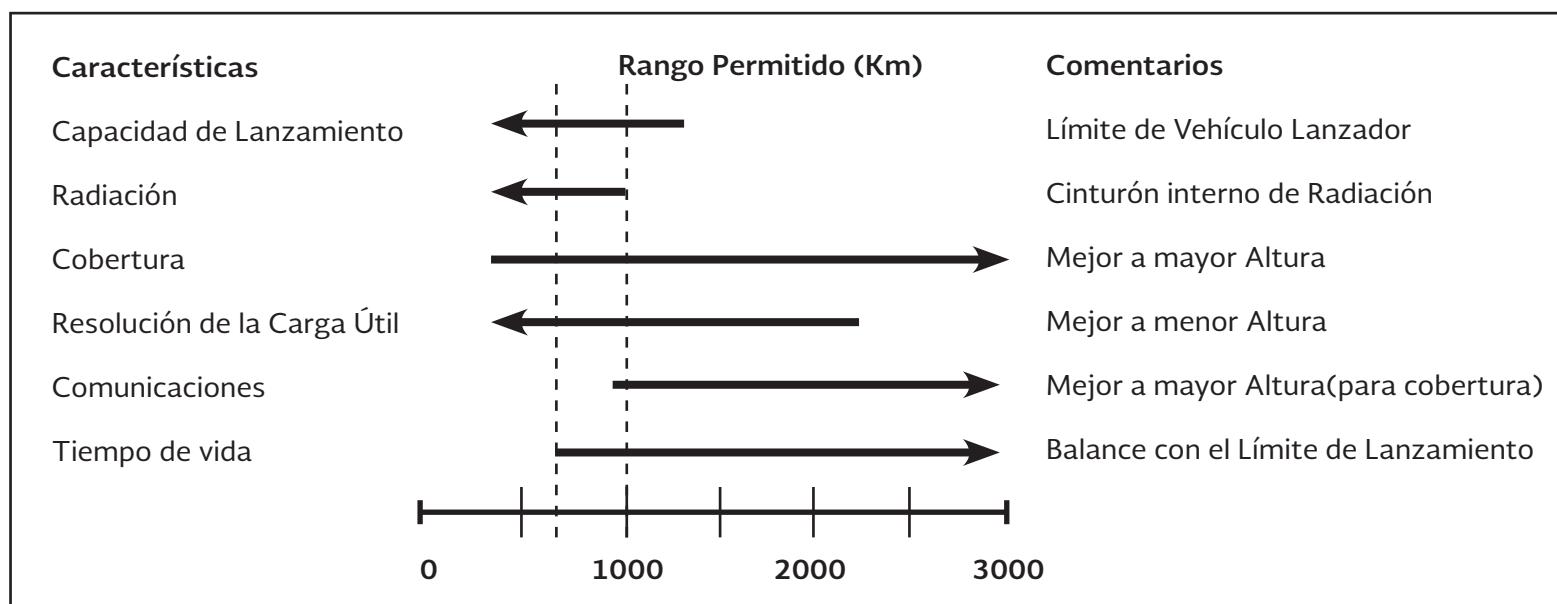


[3] "Satellite Orbits", O. Montebruck, E. Gill. Springer

# Diseño de una Órbita.

## Diseño de la órbita de una misión

- Diseñar la órbita correcta para una misión específica es un proceso complicado.
- Algunos requerimientos de la misión podrían provocar poner la nave en una órbita alta, otros dentro de una órbita baja.
- Otros requisitos como la cobertura y la selección del sitio de lanzamiento determinan la inclinación y otros ECOs.
- Los diseñadores buscan un balance entre todos los requisitos de la misión.



Diseño de una órbita. El diseño de una órbita representa el balance de todos los requisitos para cumplir con la misión.

“Adaptado de Space Mission Analysis and Design, Fig 3-1”.

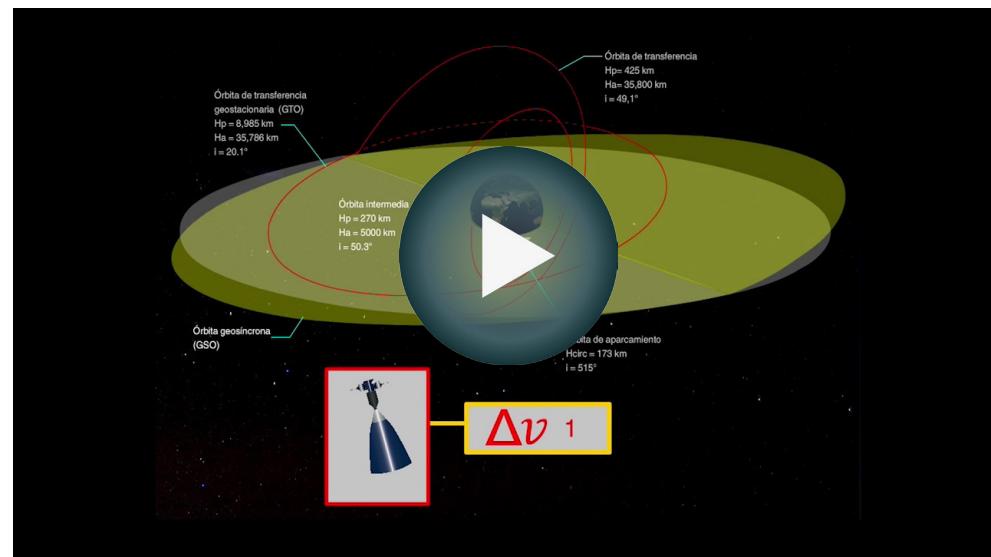
# Maniobras Orbitales.

## Proceso para llegar a órbita.

Cuando se lanza una nave al espacio, raramente se va de manera directa hacia la órbita de misión final:

- Se realizan maniobras de transición hacia una órbita más alta y/o cambiando el plano orbital (inclinación).
- También se puede requerir la realización de un acoplamiento (rendezvous) con otro satélite o cuerpo en órbita:
- “Por ejemplo misiones para reparar el telescopio Hubble o proveer a la estación espacial internacional (ISS ó International Space Station).
- Para una nave espacial que viaja alrededor de 8km/s, cualquier maniobra requerirá una gran cantidad de energía.

**Ejemplo:** puesta en órbita de un satélite en órbita geosíncrona desde un sitio con una latitud de 46°. Se muestra en la imagen las maniobras intermedias para pasar de una órbita intermedia, a una órbita de transferencia y finalmente llegar a la órbita geosíncrona.

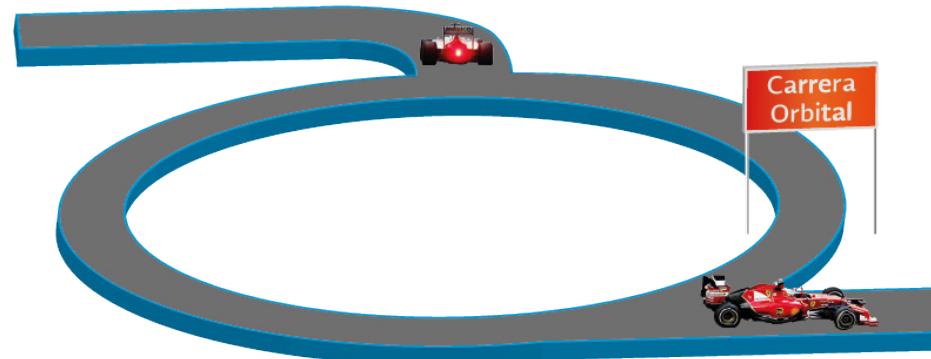


**VER VIDEO 10**

# Maniobras Orbitales.

*Proceso para llegar a órbita.*

- Una manera de pensar las maniobras en el espacio es imaginar la conducción de un automóvil alrededor un circuito de carreras:
- Requiere un mayor esfuerzo salir en un giro brusco que salir tangencialmente.
- En 1925 un ingeniero alemán de nombre Walter Hohmann, teorizó una manera eficiente en combustible, para trasladarse entre diferentes órbitas. Este método conocido como la transferencia de Hohmann utiliza una órbita de transferencia elíptica tangente a las órbitas inicial y final.

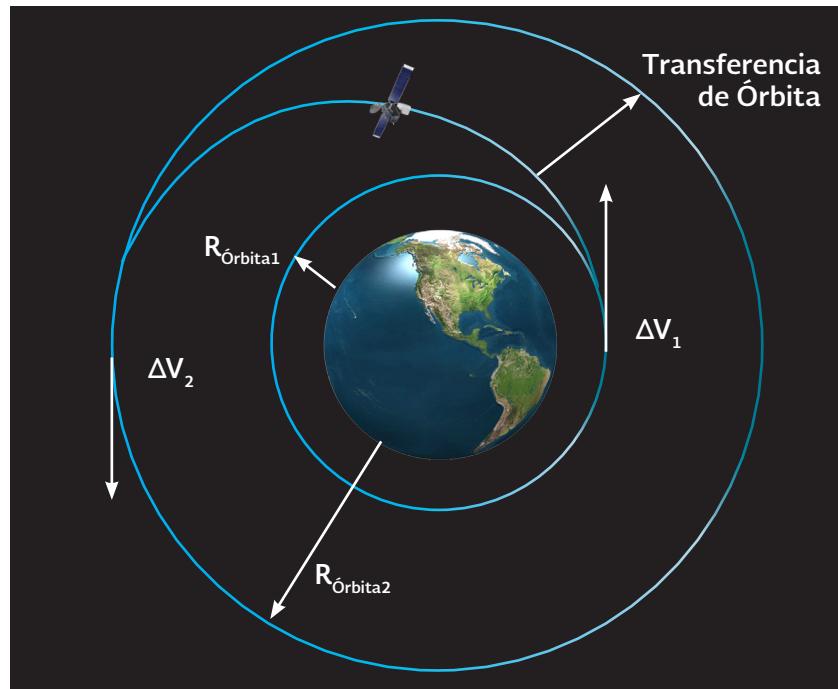


Maniobrado. Una manera de pensar sobre las maniobras en el espacio es imaginar el manejo de un automóvil sobre una pista de carreras. Resulta más complicado salir de la pista en una curva que hacerlo de manera tangencial. Como se muestra en la imagen superior.

# Maniobras Orbitales.

## Transferencia de Hohmann.

- La transferencia Hohmann es la manera más barata (menor cantidad de combustible del cohete) para trasladarse de una órbita a otra. Está basada en las siguientes suposiciones:
- Las órbitas circulares inicial y final están en el mismo plano (coplanar).
- Los cambios de velocidad  $\Delta V$ s son tangentes a las órbitas inicial y final.
- La velocidad de la nave espacial cambia de magnitud pero no de dirección.
- Los  $\Delta V$ s ocurren instantáneamente (encendido de motores por impulsos).
- La maniobra de transferencia de Hohmann consiste de dos  $\Delta V$ s separados:
- El primero  $\Delta V$  ( $\Delta V_1$ ) acelera la nave espacial de su órbita inicial hacia la órbita de transferencia elíptica.
- El segundo  $\Delta V$  ( $\Delta V_2$ ) acelera la nave espacial de la órbita de transferencia elíptica hacia la órbita final.



Pasar de una órbita a otra. El problema de las maniobras de órbita es el pasar de una órbita a otra (órbita 1 → órbita 2). En la imagen se muestra una nave que pasa de una órbita baja a una órbita más alta mediante una órbita de transferencia. Si no se aplica el segundo  $\Delta V$  al alcanzar la órbita 2, se permanecerá en la órbita de transferencia.

# Maniobras Orbitales.

## Transferencia de Hohmann.

### Pasos de Transferencia de Hohmann.

Para realizar una maniobra de transferencia de Hohmann se procede de la siguiente manera:

**Paso 1:** Se realiza el primer impulso  $\Delta V_1$  para llegar a la órbita elíptica de transferencia.

**Paso 2:** se aplica el segundo impulso  $\Delta V_2$  para llegar a la órbita circular final.

Un ejemplo puede ser el caso para llegar de una órbita LEO a una GEO:

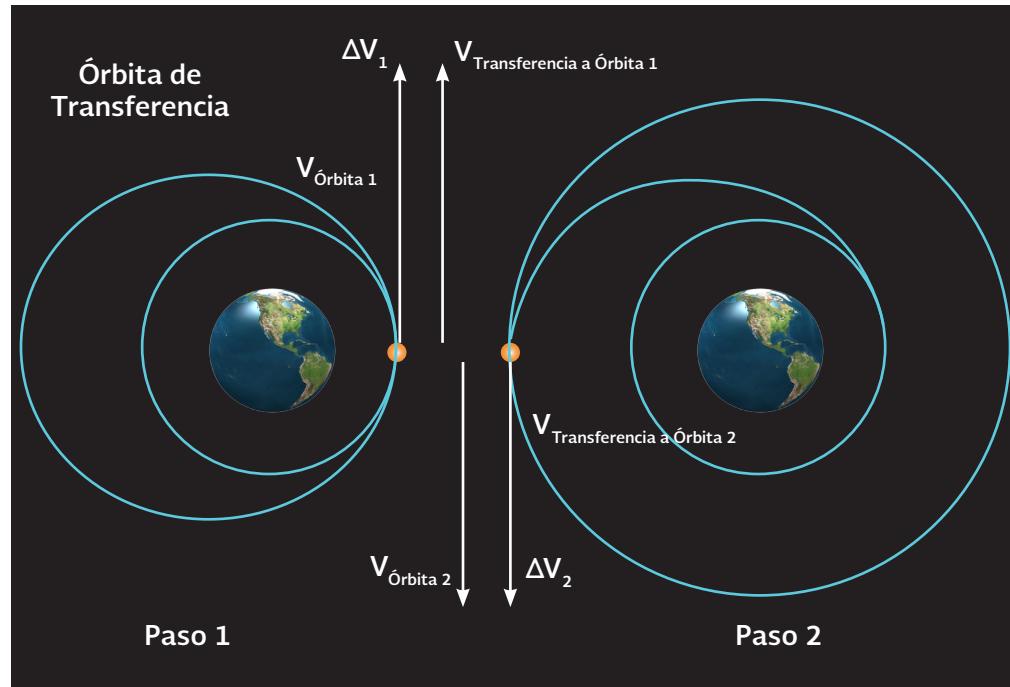
$R_1 = 6778\text{km}$  (radio de la órbita LEO),  
 $R_2 = 42160\text{km}$  (radio de la órbita GEO)..

$$\Delta V_1 = 2.41\text{km/s}, \Delta V_2 = 1.46\text{km/s}.$$

$$\Delta V_{\text{total}} = 3.87\text{km/s}.$$

Tiempo de vuelo= 5 horas 17 minutos

No incluye el cambio de plano.



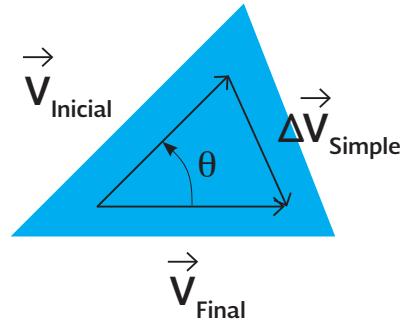
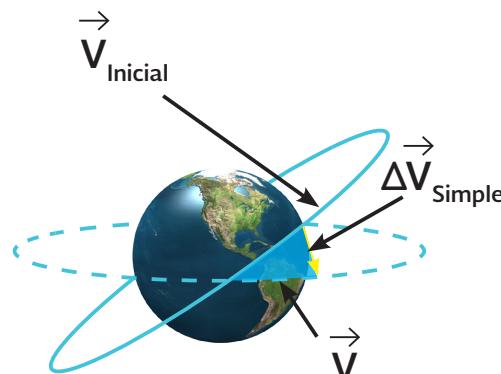
## Transferencia de Hohmann.

**Paso 1:** el primer  $\Delta V$  de la transferencia de Hohmann hace que la nave espacial salga de su órbita circular inicial y la coloca en una órbita elíptica, en la órbita de transferencia.

**Paso 2:** La aplicación del segundo  $\Delta V$  pasa a la nave de la órbita de transferencia a su órbita circular final.

# Maniobras Orbitales.

## Cambios de Plano



Cambios de plano sencillo. Un cambio de plano sencillo afecta sólo la dirección y no la magnitud del vector de velocidad original.

**Cambios de plano simples:**  
Afecta únicamente la dirección y no la magnitud del vector de velocidad original. Se rota el plano orbital aplicando un impulso casi perpendicularmente a la órbita.

**Cambios de plano combinados:**  
Combina el impulso para cambio de plano con uno de los impulsos de cambio de órbita de la transferencia Hohmann. Por ejemplo, para un cambio de plano de  $60^\circ$ :

$$\begin{aligned}\Delta V &= 2V_{\text{initial}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ &= 2(7.9 \text{ km/s}) \sin(30^\circ) \\ \Delta V &= 7.9 \text{ km/s}\end{aligned}$$

Para el ejemplo, se combina el cambio de plano con la última transferencia de Hohmann  $\Delta V$  para un  $\Delta V_{\text{total}}$  de  $4.23 \text{ km/s}$ .

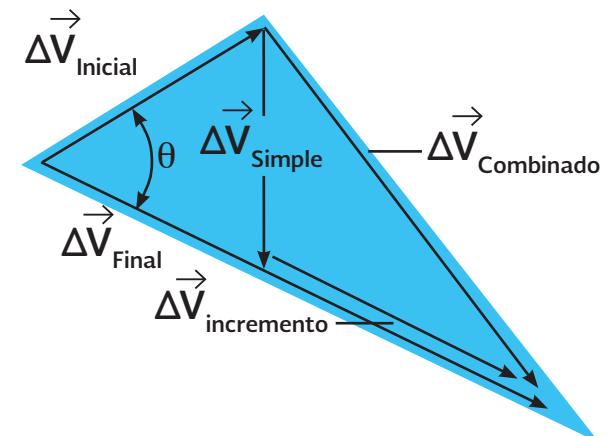


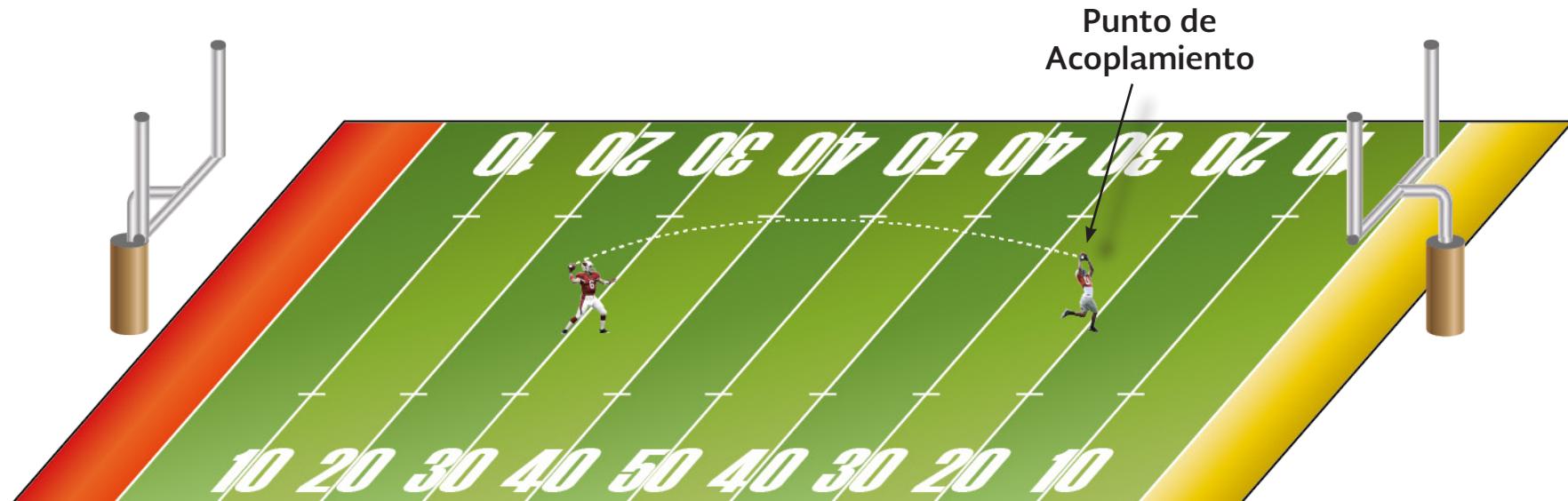
Diagrama de vectores del cambio de plano combinado. Para un cambio de plano combinado, el valor de  $\Delta V_{\text{combinado}}$  es siempre menor que un simple cambio de plano,  $\Delta V_{\text{simple}}$ , seguido de un incremento tangencial de la velocidad  $\Delta V_{\text{incremento}}$ , o incluso peor, primero el  $\Delta V_{\text{incremento}}$ , y después el  $\Delta V_{\text{simple}}$ .

# Maniobras Orbitales.

## *Maniobra de acoplamiento.*

Un acoplamiento (redezvous) es como pasar el balón a un receptor abierto:

Justo como un quarterback debe dirigir el balón a su receptor, una nave espacial realizando un acoplamiento debe dirigirse hacia el objetivo.



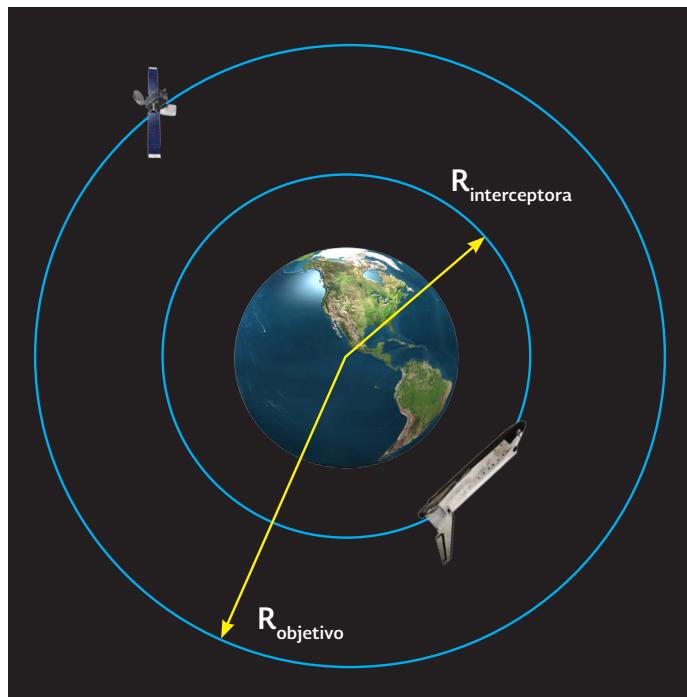
## Acoplamiento orbital.

El problema de acoplamiento de la nave espacial es semejante al problema de un quarteback tratando de localizar a un corredor receptor. El quarteback debe lanzar el balón en el momento exacto para que el receptor y el balón se encuentren en el mismo instante.

# Maniobras Orbitales.

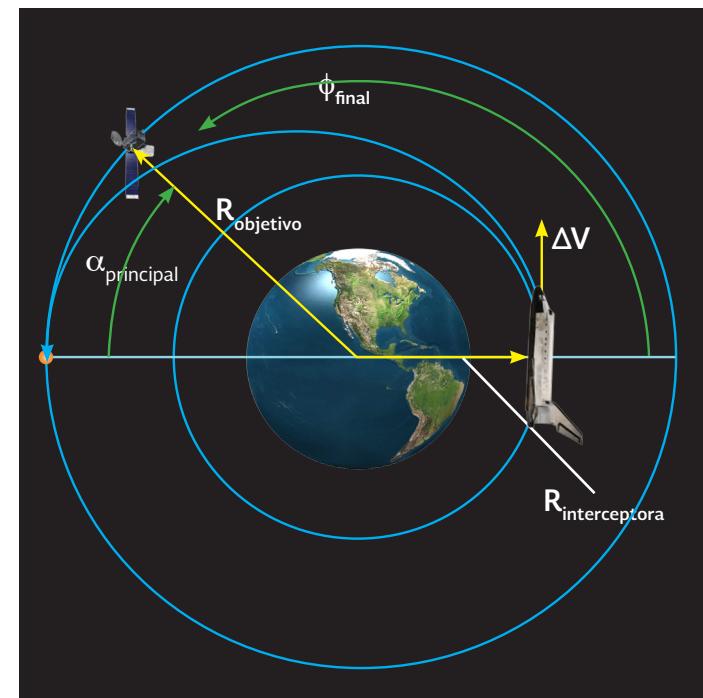
## Maniobra de acoplamiento: pasos.

Para realizar una maniobra de acoplamiento con otro cuerpo se debes realizar una transferencia Hohmann en el momento indicado, de manera que la nave espacial y el objetivo lleguen al mismo tiempo al mismo lugar.



El problema de acoplamiento en el espacio. El comandante del transbordador espacial debía realizar una maniobra de Hohmann en el momento exacto para acoplarse con otras naves.

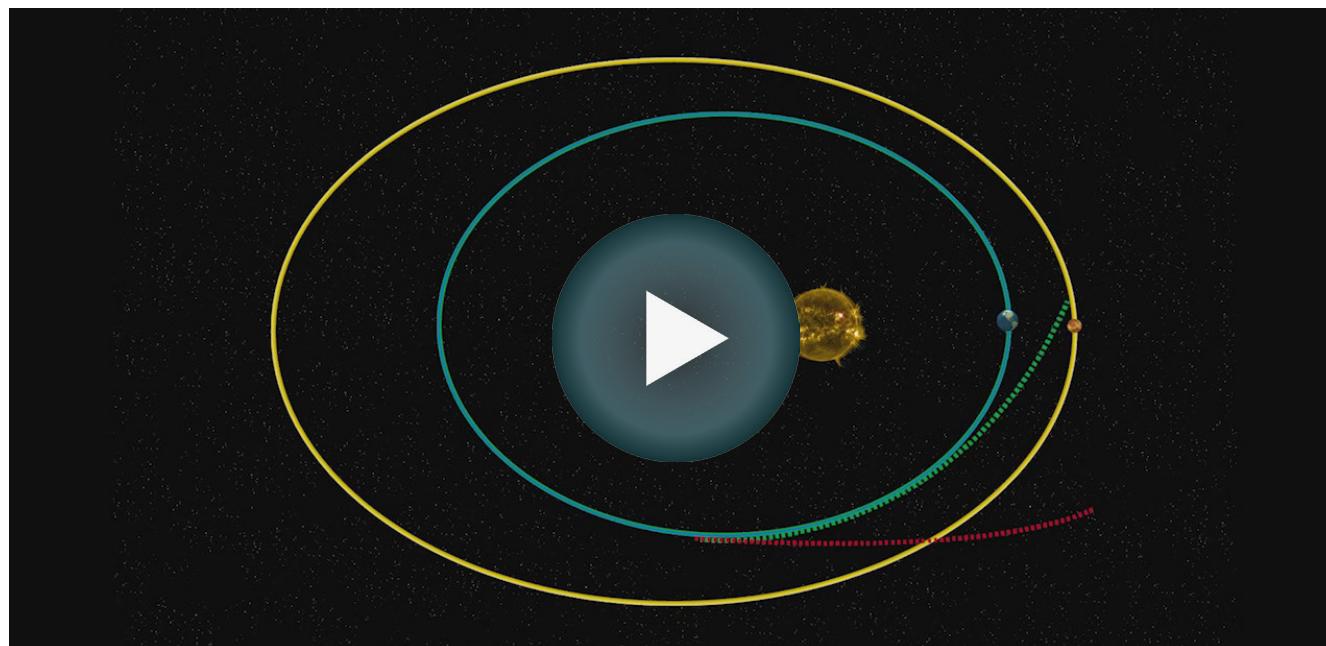
$\Delta V$  en el momento preciso. El primer  $\Delta V$  de la maniobra de acoplamiento-Hohmann comienza cuando la nave interceptora se encuentra a un ángulo  $\phi_{\text{final}}$  del objetivo.



# Maniobras Orbitales.

*Simulación de acoplamiento de una misión de la órbita terrestre a la órbita de Marte.*

Para realizar una maniobra de acoplamiento con otro cuerpo se debes realizar una transferencia Hohmann en el momento indicado, de manera que la nave espacial y el objetivo lleguen al mismo tiempo al mismo lugar.

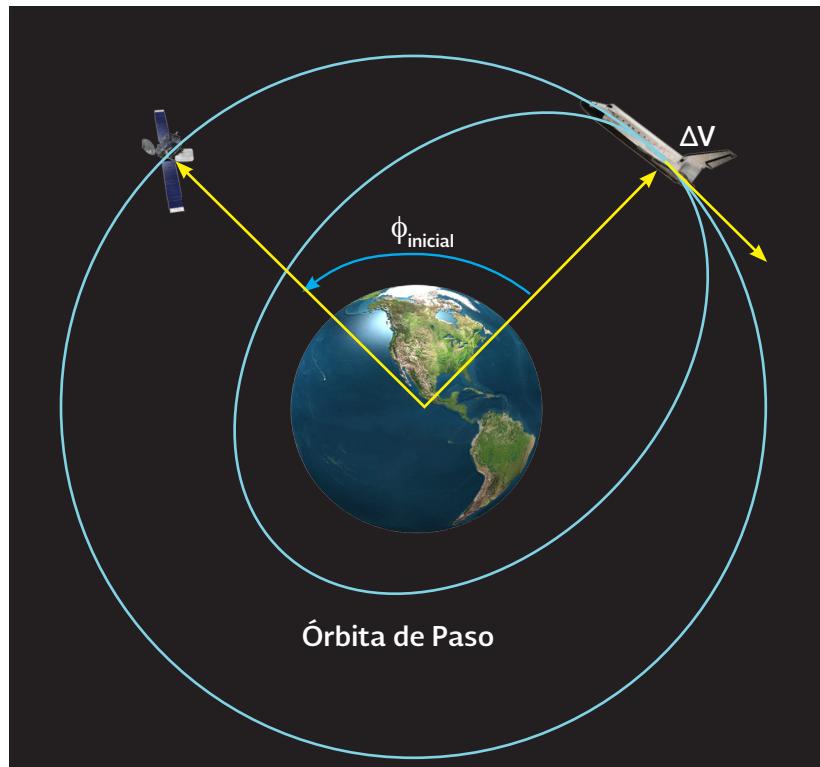


**VER VIDEO 12**

<http://demonstrations.wolfram.com/NEARShoemakerSpaceflight/>

# Maniobras Orbitales.

## Acoplamiento co-orbital.



Para alcanzar a otra nave espacial que se encuentra por “delante” de la nave interceptora, se debe “frenar” entrando en una órbita con un periodo más corto. Esto permite a la nave interceptora llegar al objetivo.



Si el objetivo se encuentra detrás de la nave interceptora en la misma órbita, la nave interceptora puede acelerar y entrar en una órbita más alta y lenta, permitiendo alcanzar el objetivo.

# Referencias.

Vladimir A. Chobotov, Orbital Mechanics, third edition, AIAA 2002.

Edward J. Taylor, Orbit Theory and applications, 1991.

James R. Wertz and Wiley J. Larson, Space Mission Analysis and Design, third edition, 1999.

Williams J. Astore, Robert B. Giffen, Wiley J. Larson, Understanding Space, second edition, 2004.

O. Montebruck, E. Gill, Satellite Orbits, Springer.