

ETSIT UPM
SSR

Comunicaciones por Satélite
Curso 2009/10

Tipos de órbitas.
Constelaciones de satélites

Ramón Martínez Rodríguez-Osorio

POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 1

ETSIT UPM
SSR


Objetivos

- Conocer los diferentes tipos de órbitas que emplean los satélites artificiales (de comunicaciones)
- Relacionar los diferentes tipos de órbitas con los servicios de comunicaciones por satélite
- Comprender los principios que rigen el diseño de las constelaciones de satélites

POLITÉCNICA


Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 2




Índice

- **Clasificación de satélites artificiales**
- **Cinturones de Van Allen**
- **Descripción de satélites por el tipo de órbita**
 - Satélites LEO
 - Satélites en órbitas heliosíncronas (*sun-synchronous*) ó SSO
 - Satélites MEO
 - Satélites GEO
 - Satélites HEO
- **Métodos de diseño de constelaciones**
 - Método de Walker
 - Método de las “calles de cobertura”
 - Método de Draim (órbitas elípticas)
 - Ejemplo de diseño: Iridium



Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 3




Clasificación

- **Por la altura orbital:**
 - LEO
 - SSO
 - MEO
 - GEO
 - HEO
- **Por la aplicación:**
 - Exploración
 - Comunicaciones
 - Navegación
 - Observación
 - ...
- **Por el carácter:**
 - Militar
 - Civil
 - Mixto

- **Por el tamaño:**
 - Large
 - Medium-size
 - Small
 - Minisatellites
 - Microsatellites
 - Nanosatélites
 - Picosatélites
 - Femtosatélites


Group name	Wet Mass	
Large satellite	>1000kg	
Medium sized satellite	500-1000kg	
Mini satellite	100-500kg	Small Satellites
Micro satellite	10-100kg	
Nano satellite	1-10kg	
Pico satellite	0.1-1kg	
Femto satellite	<100g	

http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/sshp_classify.html



Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo


CSAT 4




Tipos de órbitas

- **Clasificación por altura:**
 - Low Earth Orbit (LEO): ~<1500 km
 - Medium Earth Orbit (MEO)
 - High Earth Orbit (HEO) ~>20000 km
 - Geostationary Earth Orbit (GEO) (~36000 km)
- **Clasificación por inclinación:**
 - Ecuatorial (inclinación = 0°)
 - Inclinación baja
 - Inclinación alta
 - Heliosíncrona – depende de la altura
 - $i = 96.3^\circ$ @ 185 km
 - $i = 99.1^\circ$ @ 925 km
 - Polar (inclinación ~ 90°)
 - Inclinación crítica
 - $i = 63.4^\circ$ - directa
 - $i = 116.6^\circ$ - retrógrada


- **Clasificación por la forma:**
 - Circular
 - Elíptica
 - Molniya
 - HEO con inclinación crítica
 - Transferencia de Hohmann
 - Otras
 - Parabólica (trayectoria de escape marginal)
 - Hiperbólica (trayectoria de escape)
- **Clasificación por dirección del movimiento del satélite:**
 - Directa: el satélite se mueve hacia el oeste
 - Inclinación < 90°
 - Retrógrada: el satélite se mueve hacia el este





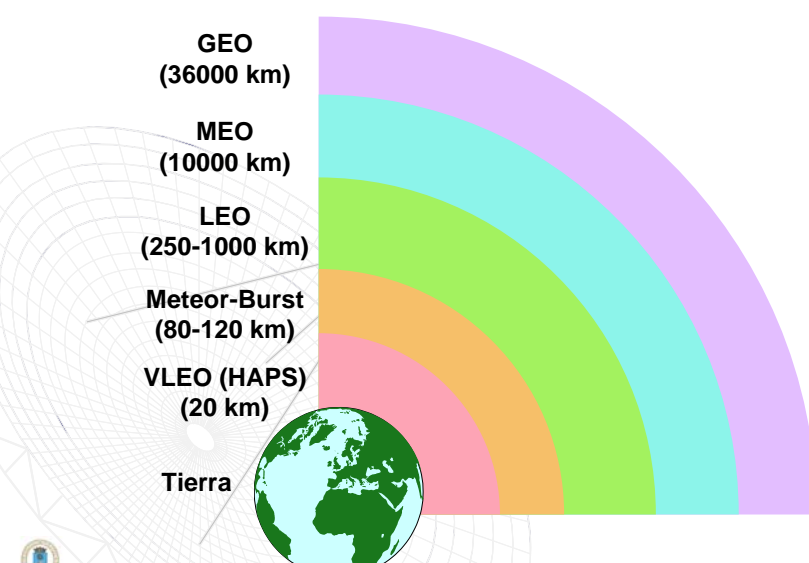
Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo


CSAT 5



Alturas orbitales de los satélites

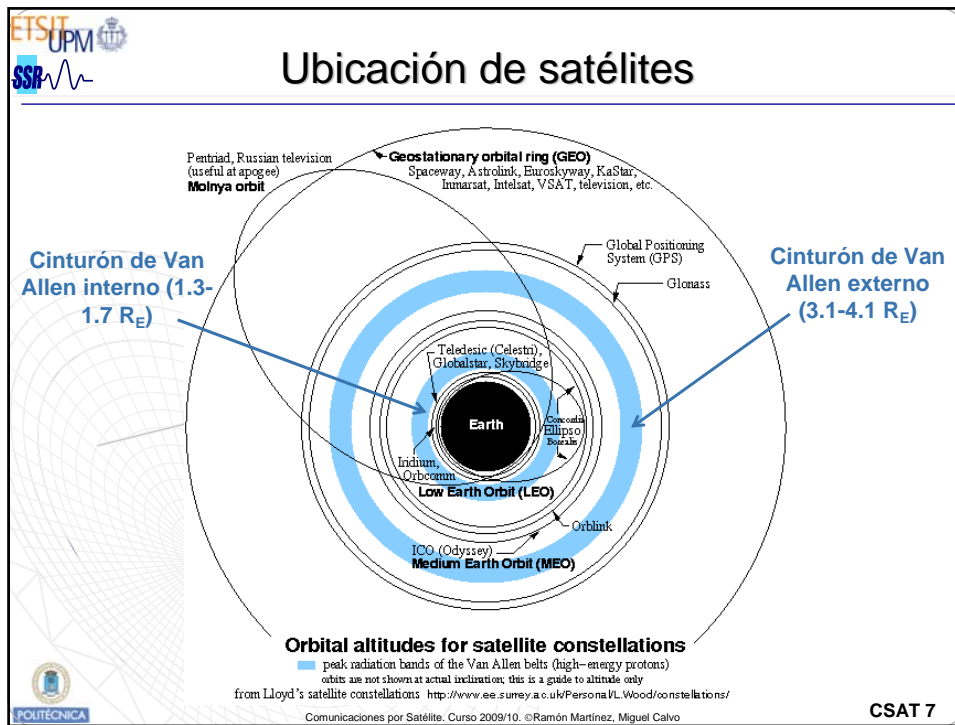
- GEO (36000 km)
- MEO (10000 km)
- LEO (250-1000 km)
- Meteor-Burst (80-120 km)
- VLEO (HAPS) (20 km)
- Tierra





Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 6



Cinturones de Van Allen

- **Regiones con partículas de alta energía que son atrapadas por el campo magnético terrestre**
- **Inner belt:**
 - 1.3-1.7 R_E en el plano ecuatorial, protones de energía > 10 MeV
 - Proceden de los rayos cósmicos (sol, supernovas, agujeros negros, etc.)
- **Outer belt:**
 - 3.1-4.1 R_E , electrones de alta energía (<10 MeV)
 - Tormentas geomagnéticas
- **Efectos dañinos:**
 - Degrada los componentes electrónicos del satélite (sobre todo, semiconductores, paneles solares y elementos ópticos)
 - Aumenta el ruido de fondo de los detectores
 - Induce errores en circuitos digitales
 - Puede dañar a los astronautas

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 8

ETSIT UPM
SSR

Cinturones de Van Allen

Charged particles from sun enter earth's magnetic field

Protons trapped in inner radiation belts

Electrons trapped in outer radiation belts

North Pole

South Pole

Outer (electron) zone

Inner (proton) zone

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

Comunicaciones por Satélite, Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 9

ETSIT UPM
SSR

Cinturones de Van Allen

UNIVERSAL
AN MCA COMPANY

Universal logo (1964-1989)

Comunicaciones por Satélite, Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 10

Cálculos básicos

- **Velocidad (a partir de la altura):**

$$\frac{v^2}{2} + \frac{-\mu}{r} = \frac{-\mu}{2a} \rightarrow v = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}}$$

Energía cinética Energía potencial Energía total
- **Si la órbita es circular, la velocidad es constante:** $v = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$
- **Cálculo del periodo (3ª Ley de Kepler):** $T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\mu^{1/2}}$
- **Ejemplos:**
 - Satélite LEO: $r=400 \text{ km} \rightarrow T_{LEO} = 5552 \text{ seg} = 92\text{m } 32\text{s}$
 - Satélite MEO: $r=10000 \text{ km} \rightarrow T_{MEO} = 20857 \text{ seg} = 5\text{h } 47\text{m } 37\text{s}$
 - Satélite GEO: $r=35786 \text{ km} \rightarrow T_{GEO} = 86164 \text{ seg} = 23\text{h } 56\text{m } 4\text{s}$

CSAT 11

LEO (Low Earth Orbit)

- **Altura: 250 – 1000 km**
- **Semieje mayor: 6600 – 7400 km**
 - $e < 0.06$ (casi circulares)
- **A tener en cuenta:**
 - Alta velocidad: $> 7 \text{ km/s}$
 - Tiempos de visibilidad reducidos y discontinuos desde una estación
 - Continuos eclipses
 - Facilidad de puesta en órbita
- **Perturbaciones:**
 - J_2 (achatamiento terrestre)
 - Resistencia atmosférica
 - Presión de la radiación solar, para $h \sim 1000\text{km}$

CSAT 12

ETSIT UPM
SSR

Misiones LEO

- **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

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 13

ETSIT UPM
SSR

Órbitas bajas (LEO)

Servicios: comunicaciones móviles, teledetección (remote sensing), investigación espacial, vigilancia, meteorología, etc.

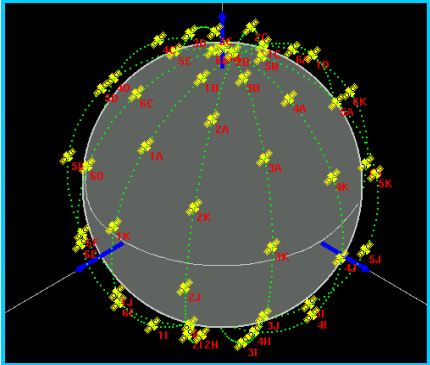
- **Ventajas**
 - Cobertura global (si constelación)
 - Menores pérdidas
 - Terminales más pequeños
 - Retardos mínimos (<10ms)
 - Uso eficiente del espectro
 - No requiere redundancia de satélite (constelaciones)
 - Permite determinación de posición como valor añadido
 - Tiempo de revisita reducido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

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

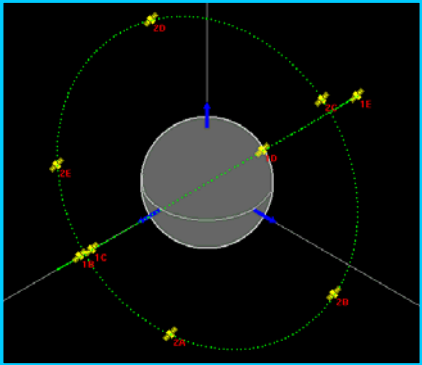
CSAT 14

ETSIT UPM
SSR

Constelaciones LEO vs MEO



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 ($i=45^\circ$)

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 15

ETSIT UPM
SSR

Heliosíncronas

- **Heliosíncronas** \equiv **Sun-synchronous (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

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 16

Órbitas heliosíncronas

Fuente: Boeing

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 17

Diseño de una órbita heliosíncrona

Conociendo la tasa de precesión nodal ($\dot{\Omega}$), podemos especificar la inclinación y la altura de la órbita:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{p} \right)^2 n \cos(i)$$

siendo:

$$n = \sqrt{\frac{k}{a^3}}$$

$$p = a(1 - e^2)$$

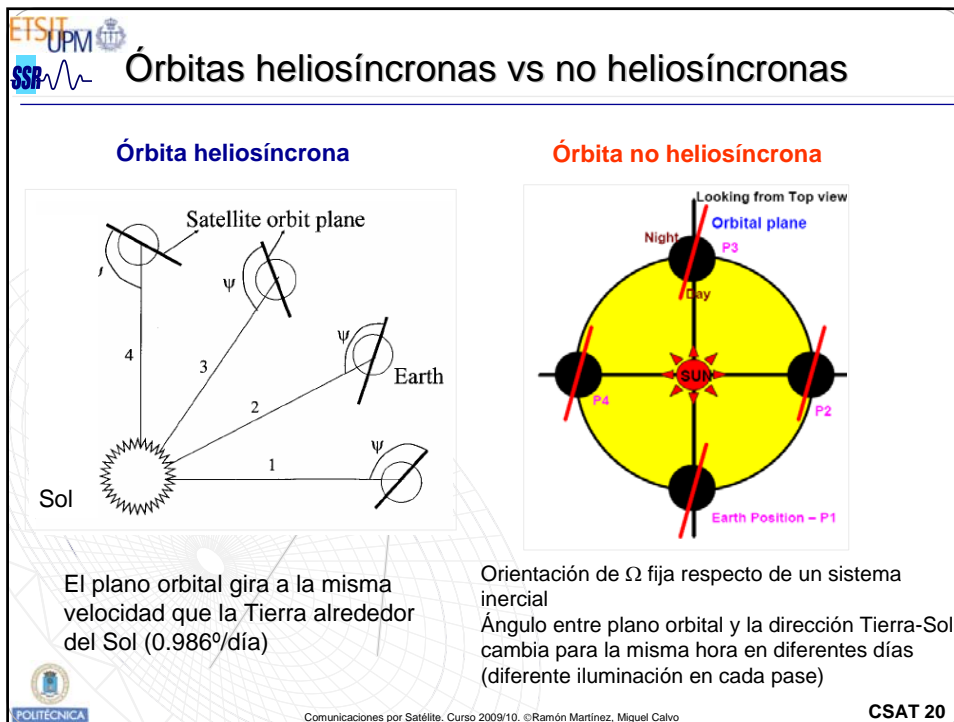
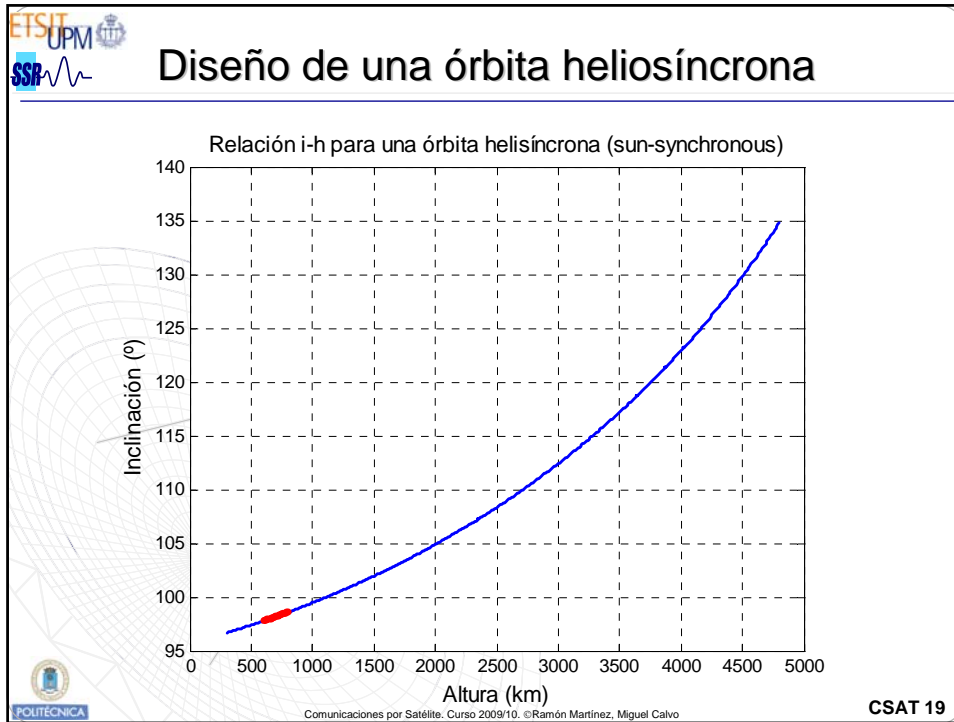
$$J_2 = 0.00108263$$

$$\dot{\Omega} = \frac{360^\circ}{365.242199} = 0.9856^\circ / \text{día}$$

La tasa de precesión/regresión nodal indica cómo se mueve el plano orbital respecto del Ecuador

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 18



ETSIT UPM SSR

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


ETSIT UPM POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

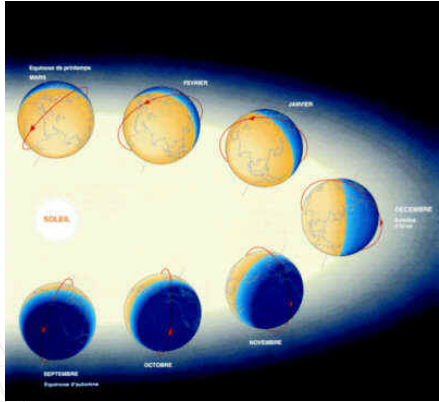
CSAT 21

ETSIT UPM SSR

Satélites SPOT (ESA)



SPOT-5



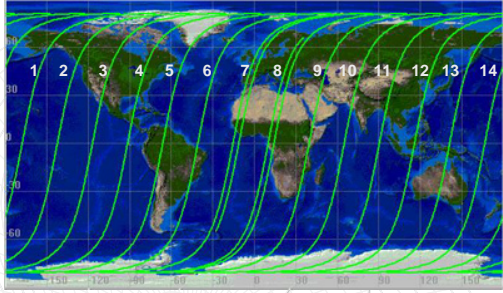
Órbita heliosíncrona

ETSIT UPM POLITÉCNICA

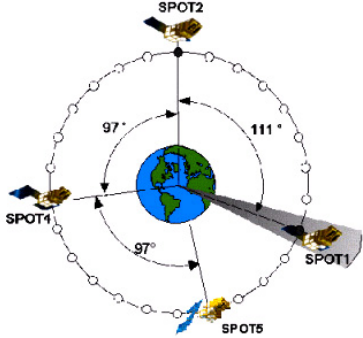
Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 22

Satélites SPOT



Ground track del satélite SPOT (24 horas)



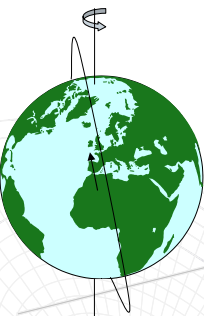
Satélites SPOT

Fuente: CNES

CSAT 23


Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

Selección de la órbita heliosíncrona



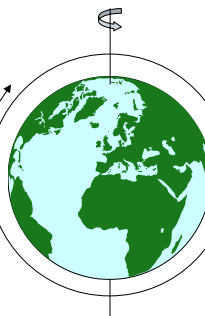
Dawn/dusk orbit

- ☉ Sol en el horizonte del punto subsatélite
- ☉ Iluminación deficiente
- ☉ Periodos de sombra prolongados
- ✓ Pocos eclipses (ventajoso para el subsistema de energía)
- ✓ Instrumentos pasivos
- ✓ Ejemplo: RADARSAT, GOCE



Mid-afternoon/night orbit

Solución de compromiso



Noon/night orbit

- ☉ Imágenes de baja resolución en periodos cortos de sombra
- ☉ Sensores pueden recibir reflexiones especulares del mar
- ✓ Instrumentos activos

CSAT 24

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

Landsat 7 (NASA)

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

GROUND TRACK
ALTITUDE = 705km (Nominal)
INCLINATION = 98.2°
MEAN SOLAR TIME = 9.45 am (Approximate local)
DIRECTION OF TRAVEL
ORBIT PERIOD = 98.8 minutes

NOMINAL SCENE CENTER
 Actual Image centers can vary by as much as 250 meters.

UNIQUE SCENE AREA
 The unique land area captured by each scene varies according to latitude.

PATH
 Orbit paths are numbered westward, with path number 001 passing through eastern Greenland and South America.

RDW
 Image rows are numbered southward, beginning at 80° N latitude with row 60 closest to the equator.

CSAT 25

Landsat 7 (NASA)

L7 US Archive


US Daytime Scenes Archived Through Jan 31, 2003

1 - 4	5 - 22	23 - 40	41 - 63	64 - 82
-------	--------	---------	---------	---------

U.S. Geological Survey EROS Data Center Landsat Project

Número de imágenes tomadas (31-01-2003): total 16898 "píxels".

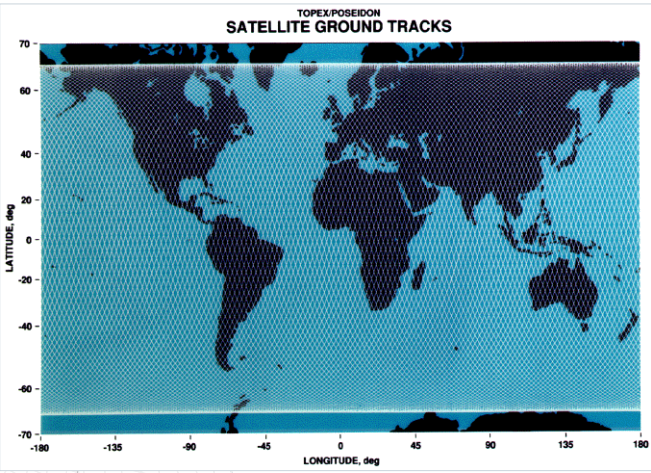
CSAT 26




TOPEX/POSEIDON

$T = 112 \text{ min}$
 Perigeo/Apogeo =
 1331/1344 km
 $i = 66.04^\circ$
 La traza se repite cada
 10 días.


Alta resolución para obtener modelos exactos del potencial gravitatorio.





Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 27



Minisat 01

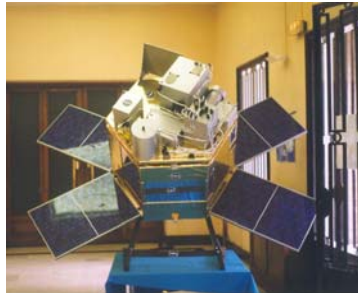
Misión científica (Abril97-Feb02)

Parámetros orbitales

- $a = 6951.796 \text{ km}$
 - $h = 575 \text{ km}$, $T = 1\text{h}36\text{m}$, $v = 7.5 \text{ km/s}$
- $e = 0.0005$
- $i = 150.985^\circ$
- $\omega = 347.373^\circ$
- $\Omega = 123.243^\circ$
- $M = 141.2689^\circ$

Características:

- Máximo de cinco pasadas consecutivas con visibilidad por la estación (elev $\geq 20^\circ$)
- Basta un turno de 7 horas para completar el seguimiento
- Tiempo de visibilidad por pase = 9m30s (aprox.)



MASA

Módulo servicio: 105 Kg
Carga útil: 90 Kg
Total: 195 Kg

DATOS

Memoria: 32 MB
Velocidad de Transmisión: 1 Mbps
Potencia de transmisión: 5 W


ENERGÍA

Voltaje no regulado: 28 V
Potencia por panel: 50 W
Número de paneles: 4
Consumo SVM (plataforma): 65 W
Consumo PLM (experimentos): 45 W

ASIENTO

Estabilización: 3 ejes
Error apuntamiento: 3°

VIDA ÚTIL: 2-3 años



Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 28




MEO (Medium Earth Orbit)

- **Altura: 10000 – 30000 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

ETSIT UPM SSR POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 29



Órbitas medias (MEO)

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

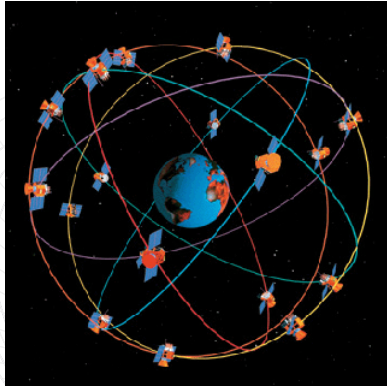
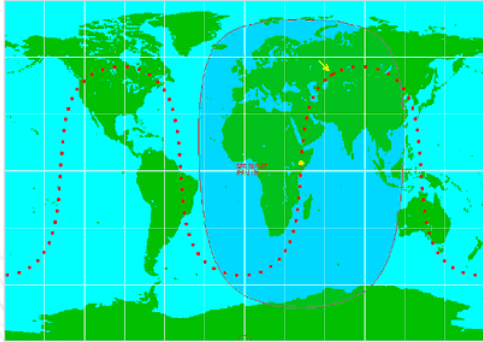
ETSIT UPM SSR POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 30

ETSIT UPM SSR

GPS

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

$\Delta\lambda=180^\circ$

$\Delta\lambda = \omega_{\oplus} T = 180^\circ$
 $\omega_{\oplus} = 360^\circ / 86164 \text{ seg}$ } $T = 43082 \text{ s} = 12 \text{ h}$

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

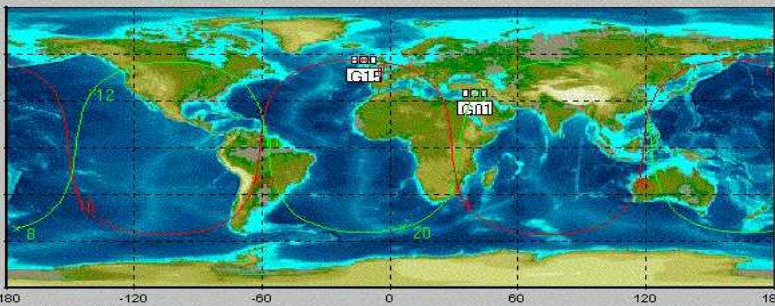
CSAT 31

ETSIT UPM SSR

GPS

Station: Johor Bahru

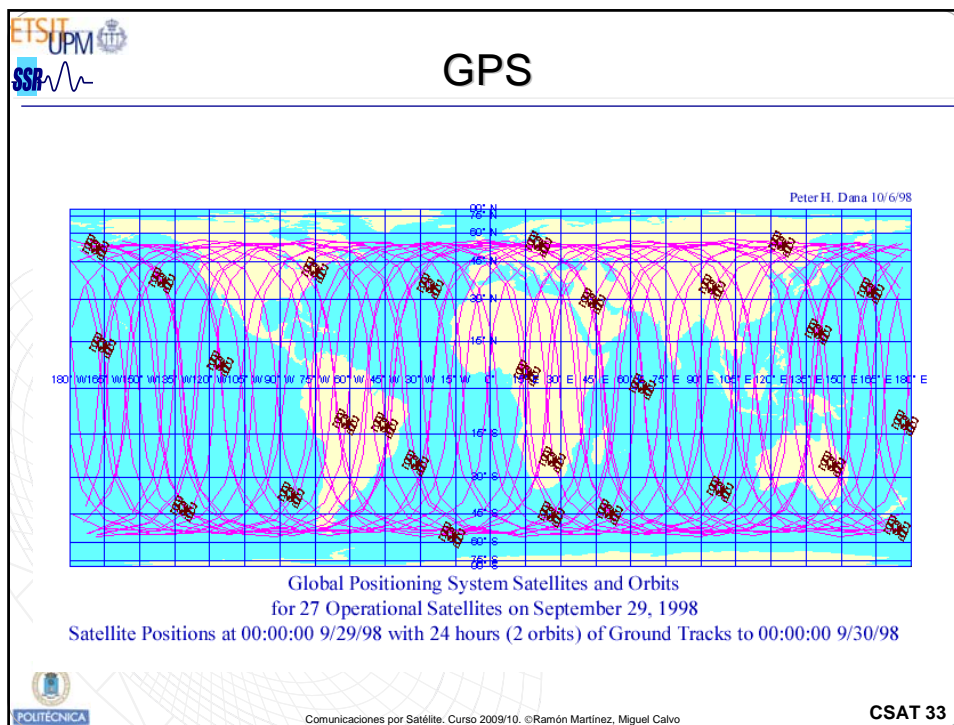
World Projection



Station: Johor Bahru N 1° 34' / E 103° 38' / 152 m Time: 1/20/98 00:00 - 1/21/98 00:00
 Shaded: 0% Time Zone: default Offset: 0.0 h DST: On
 Cutoff: 20.0° Satellites: GPS: 2 total GLN: 0 total GEO: 0 total

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 32



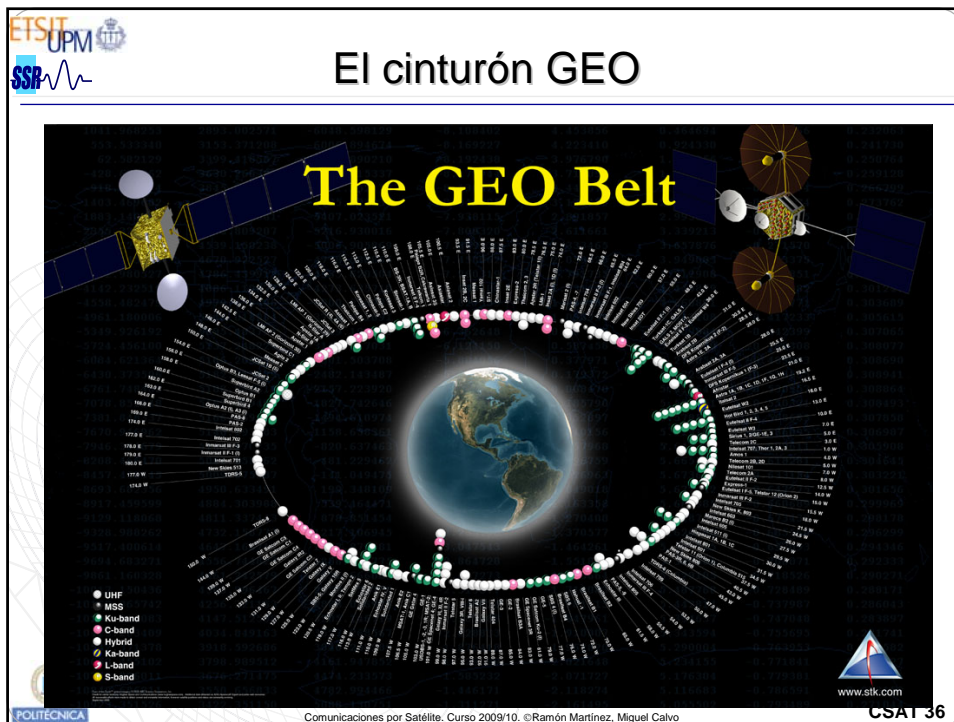
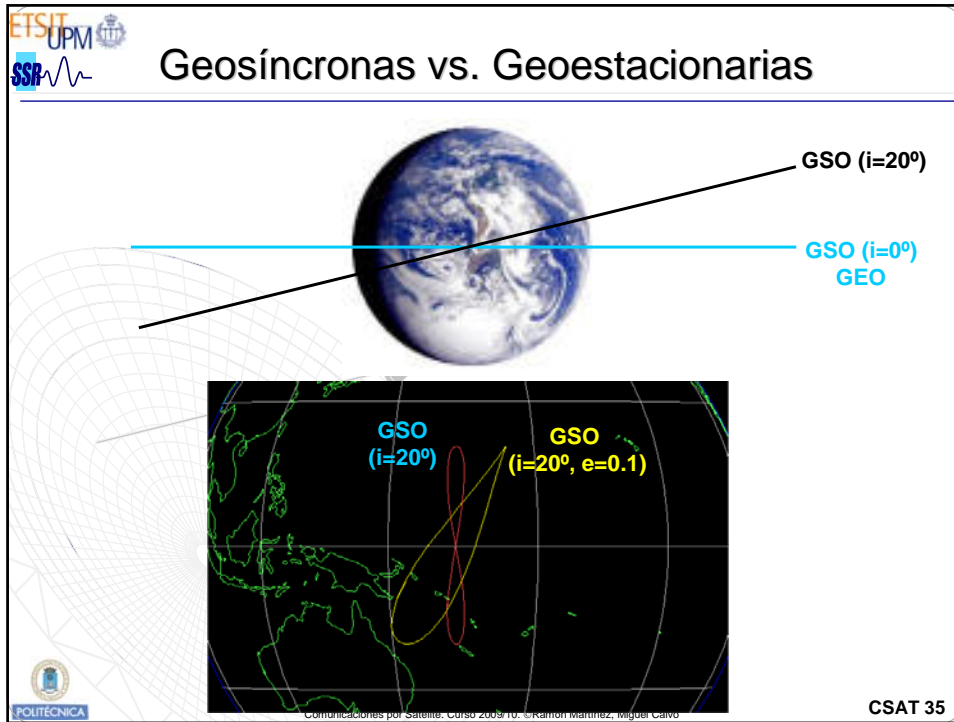
GEO (Geostationary)

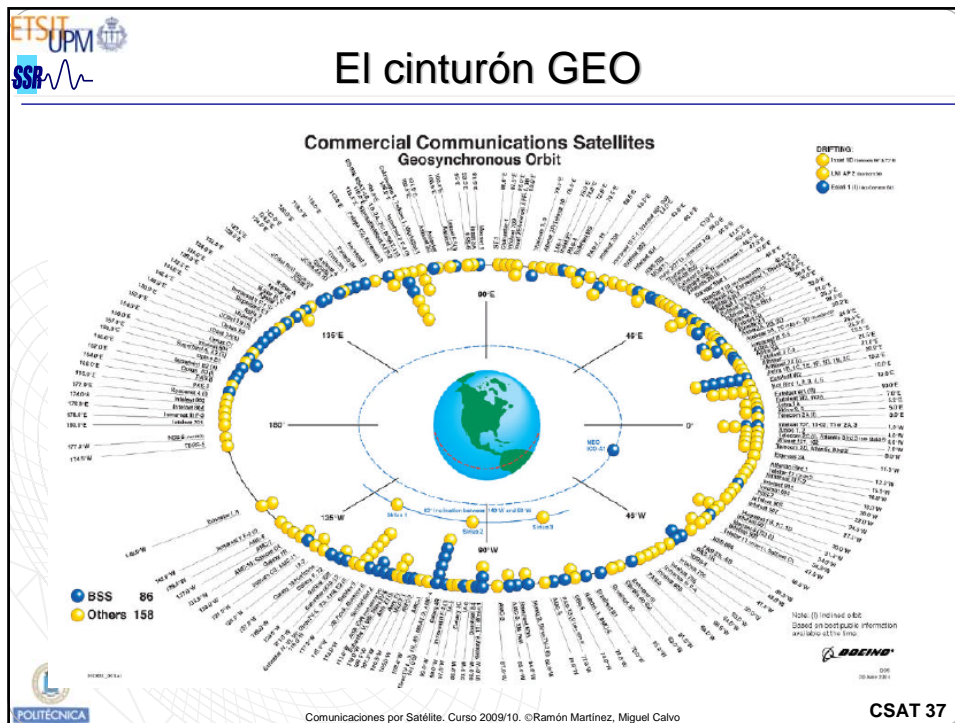
Servicios: radiodifusión y enlaces de contribución, comunicación de flotas, comunicaciones móviles, meteorología (Meteosat), satélites de relay, redes VSAT, etc.

Ejemplos: Hispasat, Inmarsat, Intelsat, Eutelsat, SES Astra, Thuraya

<ul style="list-style-type: none"> • Ventajas – Tecnología desarrollada – Estabilidad de la señal – Doppler mínimo – Interferencias predecibles – Cobertura de zonas pobladas – Puesta en órbita conocida – Buena visibilidad 	<ul style="list-style-type: none"> • Inconvenientes – 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
--	---

CSAT 34

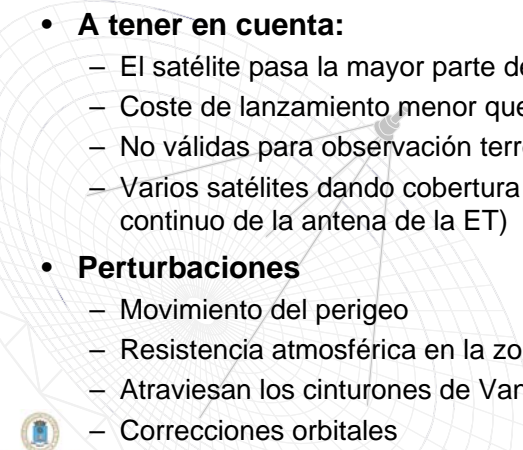




GSO vs GEO

- **Órbitas geosíncronas**
 - Periodo igual al periodo de rotación terrestre (86164 seg)
 - Semieje mayor: 42164 km
 - Para órbitas circulares: $h=35876$ km
 - $v=3075$ m/s (si es un órbita circular)
 - Separación entre trazas consecutivas: 360°
 - Pueden tener inclinación y excentricidad no nulas
- **Órbitas geoestacionarias**
 - Periodo igual al periodo de rotación terrestre (86164 seg)
 - Circular: radio = 42164 km ($h=35876$ km)
 - $v=3075$ m/s
 - Separación entre trazas consecutivas: 360°
 - Inclinación y excentricidad nulas
 - Traza es un punto (ideal)

BOEING
 CSAT 38



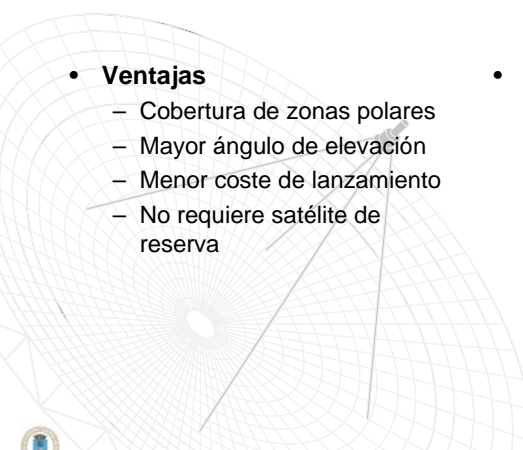
Órbitas elípticas (HEO)

- **Órbitas de elevada excentricidad**
 - Apogeo: altura de MEO, GEO o mayor
 - Perigeo: altura de LEO
- **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
 - Atravesan los cinturones de Van Allen
 - Correcciones orbitales

ETSIT UPM SSR POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 39



Órbitas elípticas (HEO)

- **Ejemplos:**
 - Comunicaciones: Molnya 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
- **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 $i=63.435^\circ$)

ETSIT UPM SSR POLITÉCNICA

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 40

ETSIT UPM SSR

MOLNYIA y TUNDRA

SDARS: Satellite Digital Audio Radio Service

Molnya

Sirius Radio

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 41

ETSIT UPM SSR

SIRIUS: constelación en órbita Tundra

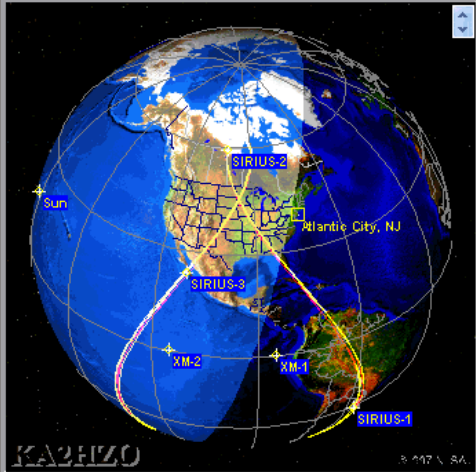
$e = 0.2682206$
 $i = 62.1538^\circ$
 $H_{\text{perigeo}} = 24475 \text{ km}$
 $H_{\text{apogeo}} = 47093 \text{ km}$
 $\Omega = 260.1269^\circ$
 $\omega = 269.4539^\circ$
 Revoluciones por día: 1.00277933

Constelación de 3 satélites
 (+1 en reserva en Tierra) (+1 GEO en construcción para receptores fijos-RadioSat-5)
 Periodo: 24 horas
 Cada satélite pasa al menos 16 horas sobre Estados Unidos (mayor elevación)
 En cada instante, visibilidad de al menos un satélite (diversidad si se ven dos satélites)

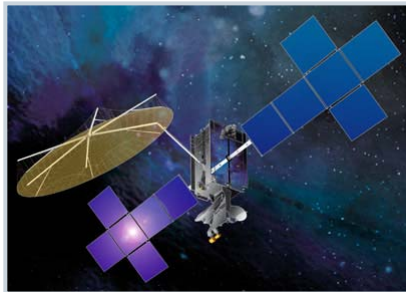
Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 42


ETSIT UPM SSR **SIRIUS XM: constelación en órbita Tundra**



Nuevo satélite GEO



Sirius FM6 (Radiosat 6) [SSL]
Sirius FM5 similar



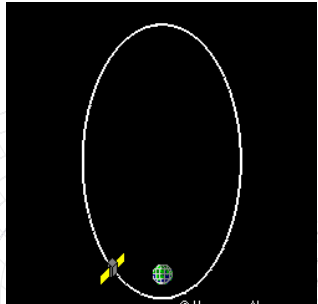
Receptor

CSAT 43

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

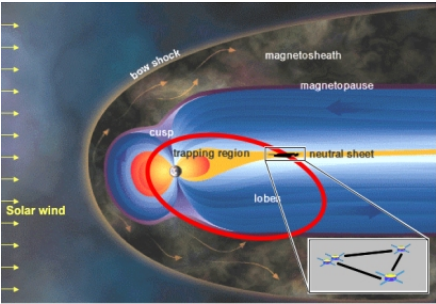
ETSIT UPM SSR **Otras órbitas**

INTEGRAL



NORAD ID: 27540
Int'l Code: 2002-048A
Perigee: 9,743.2 km
Apogee: 152,963.8 km
Inclination: 87.1°
Period: 4,309.6 min
Launch date: October 17, 2002
Source: European Space Agency (ESA)
Comments: Astronomical satellite for observing the gamma-ray sky.

CLUSTER



NORAD ID: 26464 (Cluster II-FM8)
Int'l Code: 2000-045B
Perigee: 8,585.9 km
Apogee: 129,281.5 km
Inclination: 101.5°
Period: 3,427.6 min
Launch date: August 9, 2000
Source: European Space Agency (ESA)
Comments: Collection of four spacecraft flying in formation around the earth, relaying detailed information about solar wind's affect on our planet in three dimensions.

CSAT 44

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

ETSIT UPM
SSR

Puntos de Lagrange

1.5×10⁶ km

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 45

ETSIT UPM
SSR

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
- **Métodos de diseño de constelaciones**
 - Método de Walker
 - Método de las “Calles de cobertura”
 - Método de Draim (constelaciones elípticas)

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 46

Número mínimo de satélites LEO

- El área de un casquete de esfera en función del ángulo central γ es:

$$S = 2\pi R_E^2 (1 - \cos \gamma)$$
- Por tanto el número de satélites mínimo necesario en función del ángulo central γ , que a su vez es función de la elevación y de la altura de la órbita, es:

$$N = \frac{4\pi R_E^2}{S} = \frac{2}{1 - \cos \gamma}$$

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 47

Método de Walker

- Diseño de constelaciones con características orbitales comunes, misma inclinación y excentricidad nula**
- Notación:**

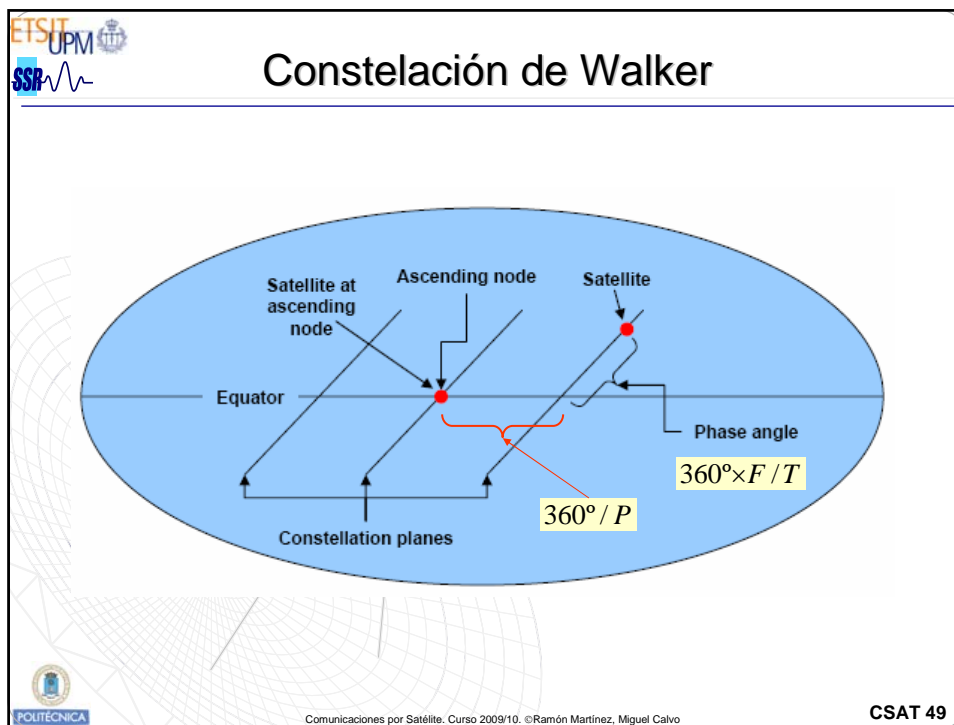
$$T / P / F \quad i$$

T = número de satélites de la constelación
 P = número de planos orbitales con líneas nodales distribuidas en plano ecuatorial
 F = desfase entre paso por nodo ascendente de satélites en planos adyacentes
 i = inclinación orbital de todos los planos

 - Número de satélites por plano: T/P
 - Desfase nodal entre planos: $360^\circ/P$
 - Desfase de paso entre satélites de planos consecutivos: $360^\circ \times F/T$

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 48



Globalstar

Walker Delta 48/8/1 52°

También llamada órbita *Ballard rosette*

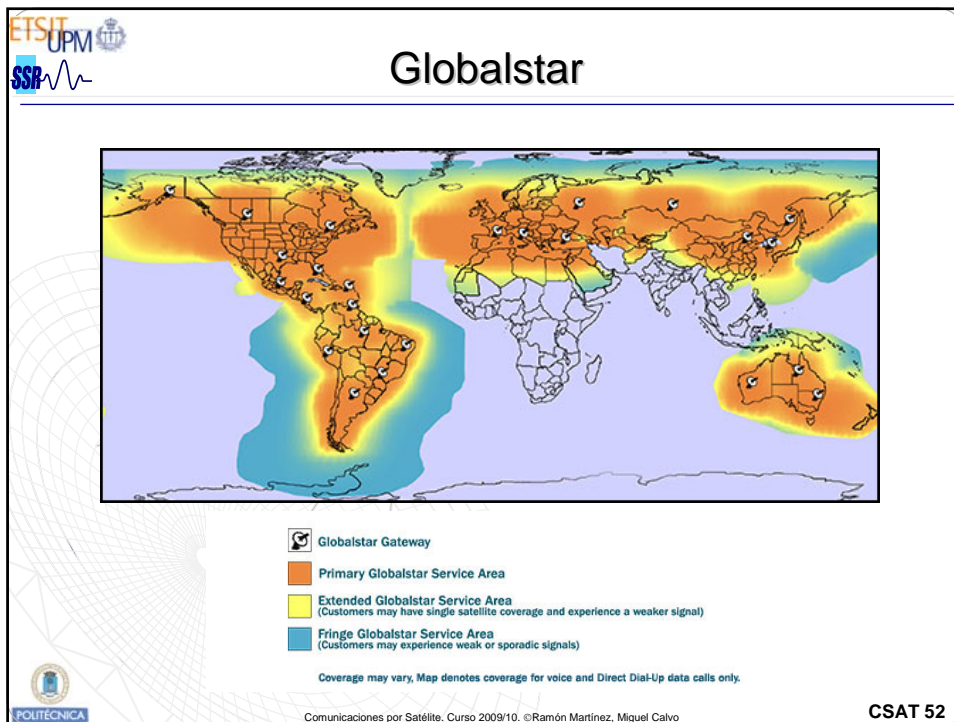
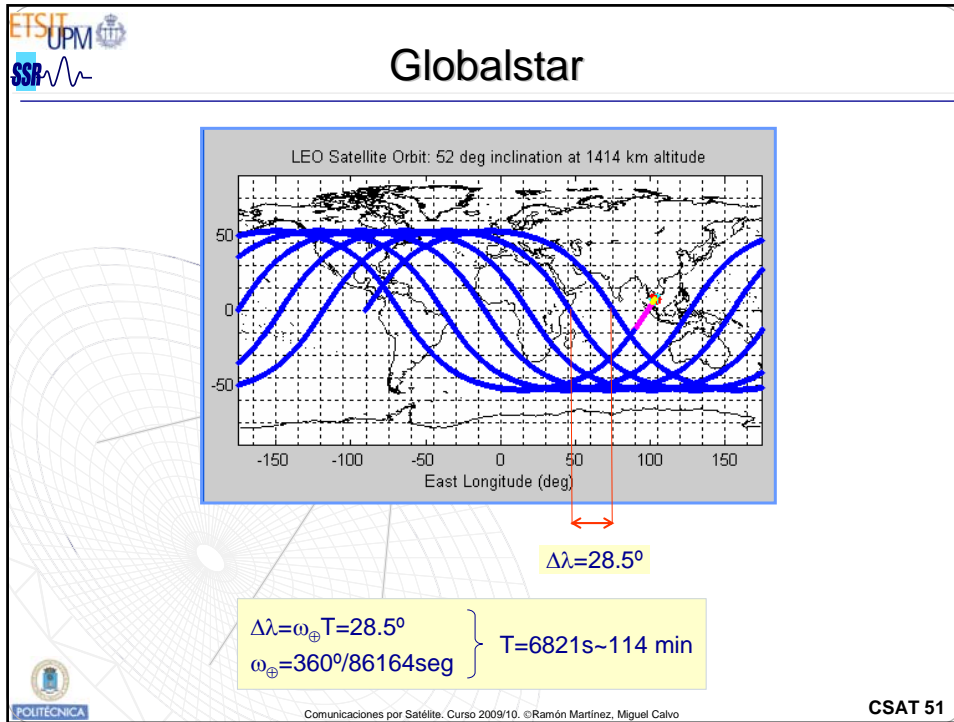
- 48 satélites
- 8 planos orbitales
- Incluidos 52°
- Nodos ascendentes separados 45° en el plano ecuatorial
- Cada plano, 6 satélites, separados 60° en anomalía
- Desfase de paso por el nodo ascendente entre satélites de planos adyacentes: 7.5°

h=1414 km (T=114 minutos)

Logos: ETSIT, UPM, SSR, POLITÉCNICA, SaVi

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 50



ETSIT UPM SSR **Método de las "Calles de Cobertura"**

1. Se selecciona el número de satélites que hay que colocar en cada plano distribuidos de forma equidistante para cumplir los requisitos de cobertura o tiempo de revisita
2. Cálculo del número de calles o planos orbitales necesarios para cubrir en longitud la zona deseada
 - Para zonas de cobertura de baja o media latitud, la mejor solución son órbitas inclinadas con un valor similar a las latitudes y líneas nodales separadas a lo largo de 360º en el plano ecuatorial
 - Para latitudes extremas, la mejor solución son órbitas polares cuyos nodos ascendentes se separan homogéneamente a lo largo de 180º en el plan ecuatorial (los otros 180º quedan distribuidos uniformemente con los nodos descendentes orbitales)

- Requiere más satélites que Walker para los mismos requisitos de cobertura y altura orbital

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo CSAT 53


ETSIT UPM SSR **Método de las "Calles de Cobertura"**

Los satélites dentro de cada plano orbital van creando una franja o calle de cobertura solapando las zonas de visibilidad sucesivas:

$$\cos \Phi = \cos \varepsilon \cos \left(\frac{\pi}{S} \right)$$


S = Número de satélites por plano
 ε = Anchura angular de la calle
 Φ = Radio de cobertura

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo CSAT 54




Órbitas circulares vs. elípticas

- **Sistemas circulares:**
 - GEO: cinturón saturado, satélites de gran tamaño
 - LEO: muchos satélites, mejor balance de enlace
 - Misma cobertura en hemisferios Norte y Sur (diferente población)
 - GEO y LEO requieren mucho combustible para mantener la órbita
- **Sistemas elípticos:**
 - Dos grados de libertad adicionales: e y ω
 - Inclinaciones restringidas a 0, 63.435° y 116.565°
 - Diseño más complejo
 - Variación de altura y angular
 - Si son MEO, atraviesan los cinturones de Van Allen



Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo


CSAT 55



Método de Draim

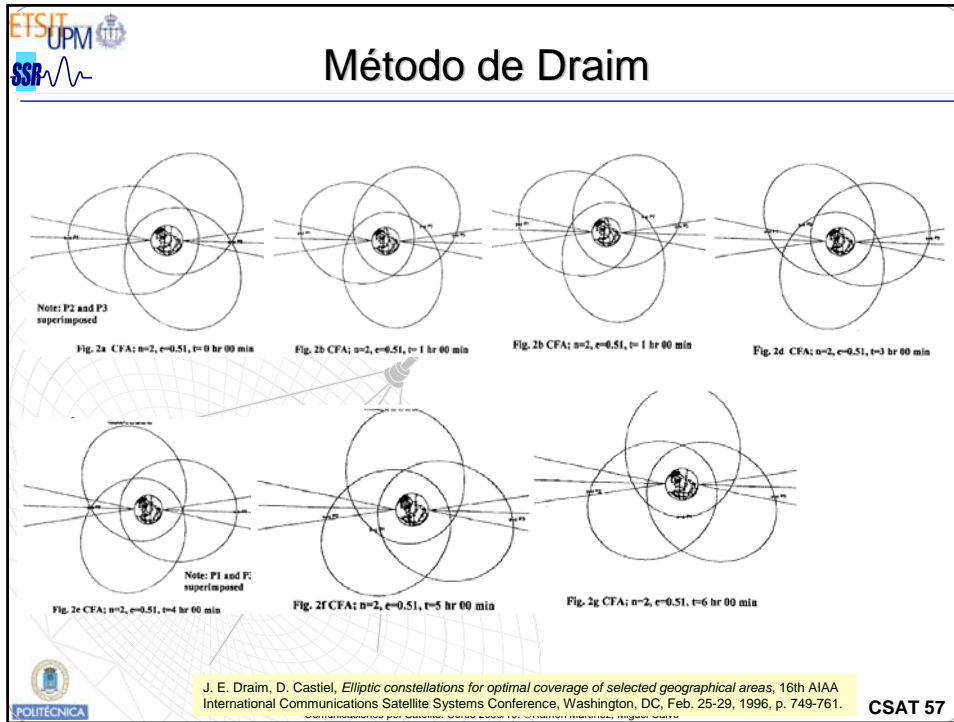
1. Selección del periodo orbital (*mean motion*): n (12 h)
2. Selección del número de satélites: N
 - Valor inicial: $N=n+1$ (3)
3. Argumento del perigeo ω
 - Si órbitas ecuatoriales, $\omega=0$
 - Si órbitas con inclinación, ω en $[0,180]$ ó $[180,360]$, dependiendo del hemisferio de interés
4. Distribución uniforme en longitud según $S=360^\circ/N$ (120°)
5. Excentricidad ($e=0.51$)
6. Sincronizar el apogeo con la zona geográfica de interés (*anomalías medias separadas 120°*)

Satellite No.	P1	P2	P3
Semi-Major Axis, $a =$	26553.98 km	26553.98 km	26553.98 km
Inclination, $I =$	0 deg	0 deg	0 deg
Arg. Perigee, $w =$	270 deg	270 deg	270 deg
Eccentricity, $e =$	0.51	0.51	0.51
Rt. Ascension, $RAAN =$	0 deg	120 deg	240 deg
Mean Anomaly, $MA =$	180 deg	300 deg	60 deg



J. E. Draim, D. Castiel, *Elliptic constellations for optimal coverage of selected geographical areas*, 16th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, Washington, DC, Feb. 25-29, 1996, p. 749-761.

CSAT 56



Ejemplo: constelación Iridium (1)

- Comunicaciones globales de voz y datos usando una constelación de satélites LEO (órbita polar)
- Las llamadas se enrutan entre satélites hasta que se alcanza el satélite que da cobertura al receptor
 - 2 enlaces ISL a satélites del mismo plano
 - 2 enlaces a satélites de datos adyacentes
- Se seleccionó una altura de 765 km y elevación mínima de 10° para satisfacer los requisitos de flujo de potencia recibido

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 58

Ejemplo: constelación Iridium (2) iridium

- Ángulo central:** $\cos(Elev + \gamma) = \frac{R_E}{R_E + h} = \frac{\cos(Elev)}{1 + (h/R_E)}$ Elev=10° → $\gamma=18.44^\circ$
- Número de satélites por plano:** $s \approx \frac{2\pi}{\sqrt{3}\gamma}$ → $s=11.30\sim 11$
- Número de planos:** $p \approx \frac{2\pi}{3\gamma}$ → $p=6.52\sim 7$

} 77 satélites

- Para que los satélites estén desfasados en cada plano uniformemente, su desfase debe ser de 32.73°.
- Para una cobertura óptima, el desfase relativo entre satélites de planos adyacentes debe ser la mitad, 16.36°.
- La mitad de la anchura del ground swath es: $\cos(\Gamma) = \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\pi/s)}$ → $\Gamma=8.62^\circ$
- Y la separación entre planos:

$\alpha = \Gamma + \gamma = 27.1^\circ > \frac{180^\circ}{p} = 25.7^\circ$ → **77 satélites** → **Total: 66 + spare**

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo CSAT 59

Sistemas híbridos: ELLIPSO

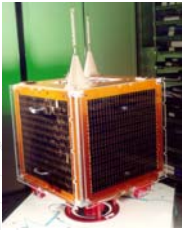
Latitude Bands	Percentage
80-90S	~0.5
60-70S	~1.0
40-50S	~2.0
20-30S	~3.0
00-10S	~4.0
10-20N	~12.0
30-40N	~28.0
50-60N	~15.0
70-80N	~5.0

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo CSAT 60


Disaster Monitoring Constellation

- **Imágenes multispectrales de cualquier parte del mundo cada día**
- **Imagen global con pocos satélites**
- **Cada imagen ocupa un área de 600 x 600km**
- **Cada satélite es controlado por una nación, pero están distribuidos uniformemente en una órbita heliosíncrona**
- **Todos los miembros de DMC ofrecen un 5% de capacidad para observación de áreas afectadas por desastres**
- **Mejora de los tiempos de respuesta en caso de desastre**

Country	Designation	Type	Imager	Launch
	Aleat-1	DMC	32m MS	2002
	Beijing-1	DMC+4	32m MS / 4m Pan	2005
	Nigeriasat-1	DMC	32m MS	2003
	Bilsat-1	Mission Completed 2006		
	UK-DMC	DMC	32m MS	2003
	Deimos-1	DMC	22m MS	2008
	UK-DMC2	DMC	22m MS	2008



Plataforma SSTL 100



Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 61

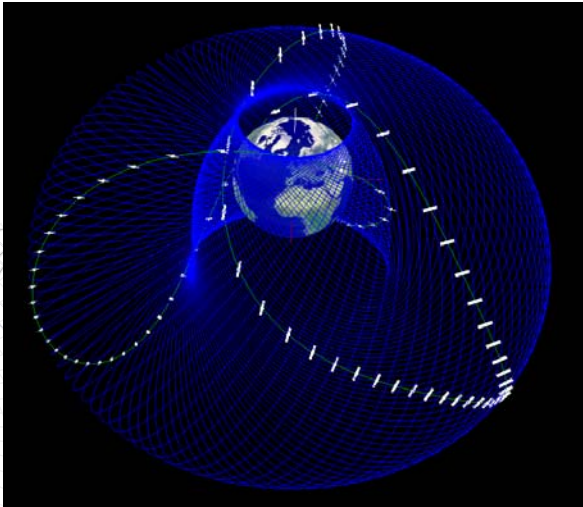
Flower constellations

Los satélites siguen el mismo track 3D con respecto de un sistema de referencia de rotación.

- Compatibilidad:** para mantener la sincronización respecto el sistema de rotación
- Phasing:** indica la distribución de los satélites en la constelación
- Escalabilidad**

Aplicaciones: navegación, telecomunicación, espacio profundo, observación terrestre

Uso de satélites nano y microsátélites



<http://flowerconstellations.tamu.edu>

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 62

ETSIT UPM SSR

Flower constellations

Christian Bruccoleri and Daniele Mortari, *The Flower Constellations Visualization and Analysis Tool*, IEEE Aerospace Conference, 2005.

Constellation 1

Main	Orbit
# Petals:	63.4
# Days:	600
# Satellites:	270
Phase Num.:	0
Phase Den.:	360
<input checked="" type="checkbox"/> Relative Path	Colatitude [deg]: 0
<input type="checkbox"/> Inertial Orbit	Azimuth [deg]: 0

(a)Frame 1 (b)Frame 2 (c)Frame 3 (d)Frame 4

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 63

ETSIT UPM SSR

Efectividad de la cobertura

- **Porcentaje de cobertura**
 - Porcentaje de tiempo en el que un punto en la superficie terrestre “se ve” desde 1 ó más satélites
 - Mide el porcentaje de tiempo que un punto está en zona de cobertura
- **Promedio de huecos de cobertura**
 - Tamaño medio de los huecos de cobertura
- **Promedio de tiempo sin cobertura**
 - Promedio de huecos de cobertura × Tiempo de observación
- **Máximo hueco sin cobertura**
 - Duración del máximo intervalo sin cobertura
- **Tiempo medio de respuesta**
 - Tiempo medio entre la petición de datos y la recepción de respuesta

Comunicaciones por Satélite. Curso 2009/10. ©Ramón Martínez, Miguel Calvo

CSAT 64