Università degli Studi di Napoli “Parthenope”
Dipartimento di Scienze e Tecnologie

Corso di Telerilevamento

Lezione 3

Le piattaforme per il telerilevamento

I satelliti artificiali

Claudio Parente

Piattaforme

Piattaforma: l’intero sistema sul quale sono montati i sensori, ossia le macchine che trasformano l’energia elettromagnetica proveniente da una superficie in un segnale elettrico.

Una delle caratteristiche più cruciali delle piattaforme è la ***stabilità***, ossia il requisito di un moto uniforme della piattaforma, rispetto alla scena osservata, privo di vibrazioni ed oscillazioni.

Piattaforme

Le piattaforme più utilizzate nel Telerilevamento sono:

gli **aeromobili;**

i **satelliti artificiali**;

le **stazioni spaziali.**

Piattaforme

Gli **aeromobili**, praticamente aerei ed elicotteri (negli ultimi tempi si sono aggiunti gli UAV), sono inevitabilmente soggette a due casi di instabilità:

vibrazioni create dai propulsori o da altri sottosistemi del velivolo;

oscillazioni causate da venti, dalla turbolenza e da altri fenomeni connessi con la dinamica dell’atmosfera.

Piattaforme

Le **stazioni spaziali** sono sistemi le cui caratteristiche (dimensioni, condizioni ambientali, ecc.) permettono, per il tempo necessario all'effettuazione di una missione, la permanenza e l'operatività dell'uomo in esse.

Piattaforme

I **satelliti artificiali** rappresentano la piattaforma di telerilevamento più diffusa.

I satelliti hanno la capacità di raccogliere dati – da inviare ai centri appositamente attrezzati per l’elaborazione – su base mondiale ed in tempo quasi reale, con grado di accuratezza e risoluzione adeguati.

Piattaforme

Una piattaforma satellitare è normalmente composta da una serie di sottosistemi che svolgono diverse funzioni e supportano il carico specifico. I principali sottosistemi sono:

TTC (*Telecomunication, Tracking and Control Subsystem*);

OBDH (*On Board Data Handing);*

AOCS (*Attitude Overall Control System*);

POWER ASSEMBLY.

Piattaforme

TTC (*Telecomunication, Tracking and Control Subsystem*): fornisce il collegamento radio tra il satellite e la stazione a terra. Questa componente è vitale per scaricare i dati acquisiti dal satellite ed anche per trasmettere i comandi alle altre componenti del satellite, nonché controllare parametri come temperature, tensioni, ecc.

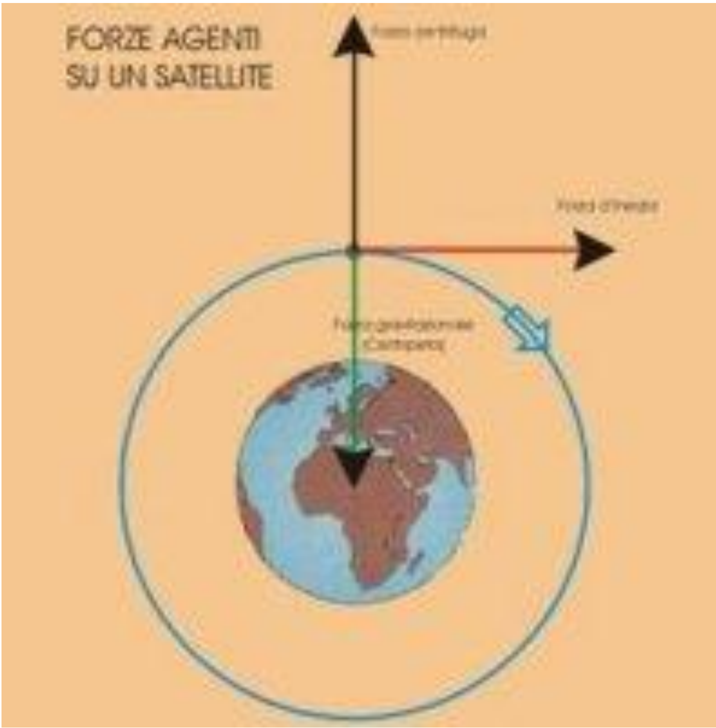
OBDH (*On Board Data Handing*): è l’unità di calcolo principale di bordo.

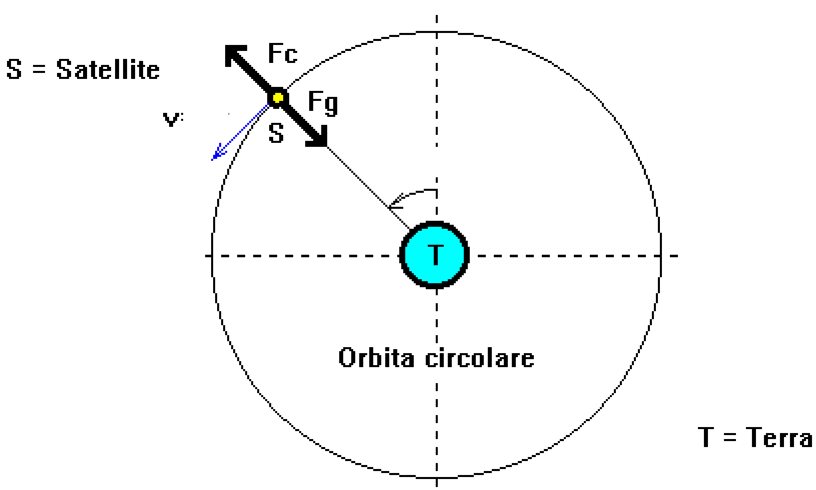
Piattaforme

AOCS (*Attitude Overall Control System*): è l'insieme di dispositivi che assicurano stabilità e puntamento al satellite. E' composto da componenti per la messa in moto, sensori e GPS. Questo sottosistema è critico poiché il corretto puntamento determina una corretta geometria dei dati.

POWER ASSEMBLY fornisce l'energia elettrica alla piattaforma ed al carico. In genere è costituito da un set di pannelli solari, supportati da batterie che forniscono energia elettrica durante il lato in ombra dell'orbita

Satelliti





I satelliti vengono lanciati nello spazio da missili che li portano nell'orbita prevista dove iniziano a ruotare intorno alla Terra secondo traiettorie generalmente ellittiche o circolari.

L'eguaglianza tra la forza di attrazione gravitazionale Fg, che agisce verso il centro della Terra, e la forza centrifuga Fc, che agisce verso l'esterno rispetto alla Terra stessa, consente di determinare i parametri orbitali principali di un satellite.

Satelliti

Orbite circolari = parametri orbitali facilmente determinati.

m = massa di un satellite che si muove con velocità Vc intorno alla Terra secondo un'orbita circolare.

r = raggio orbitale (distanza del satellite dal centro della Terra sferica di raggio R_o pari a 6375 Km).

Tale distanza è data ovviamente dalla somma del raggio medio terrestre R_o e dell'altezza h del satellite rispetto alla superficie terrestre:

$$r = R_o + h$$

Velocità di un satellite

L'intensità della forza d'attrazione gravitazionale è data da:

$$F_g = G\frac{M \cdot m}{r^2} = \frac{k \cdot m}{r^2}$$

Dove

G è la costante di gravitazione universale pari a 6,673 x10^{-11} Nm^2/kg^2;

M è la massa della Terra pari a 5,98 x 10^{24} kg

K = G · M è la costante gravitazionale della Terra che vale 3,98 · 10^{14} m^3/s^2 (ovvero 3,98 · 10^5 km^3/s^2 .

Velocità di un satellite

L'intensità della forza centrifuga è data da:

$$F_c = \frac{m \cdot V_c^2}{r}$$

Dove V_c è la velocità del satellite.

Velocità di un satellite

Pertanto dall'uguaglianza di queste due forze si ha:

$$\frac{k \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot V_c^2}{r}$$

da cui:

$$V_c = \sqrt{\frac{K}{r}} = \sqrt{\frac{K}{R_0 + h}}$$

ossia la velocità del satellite dipende esclusivamente dalla sua distanza dalla Terra ed è indipendente dalla sua massa.

Velocità di un satellite

Un altro importante parametro di un satellite è il periodo T, ossia il tempo che esso impiega a compiere un giro completo intorno la Terra. Avendo supposto l'orbita circolare, esso è dato da:

$$T = \frac{2\pi r}{V_c}$$

$$V_c = \sqrt{\frac{K}{r}} = \sqrt{\frac{K}{R_0 + h}}$$

e sostituendo la V_c , risulterà essere:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{r^3}{K}} = 2\pi\sqrt{\frac{(R_0 + h)^3}{K}}$$

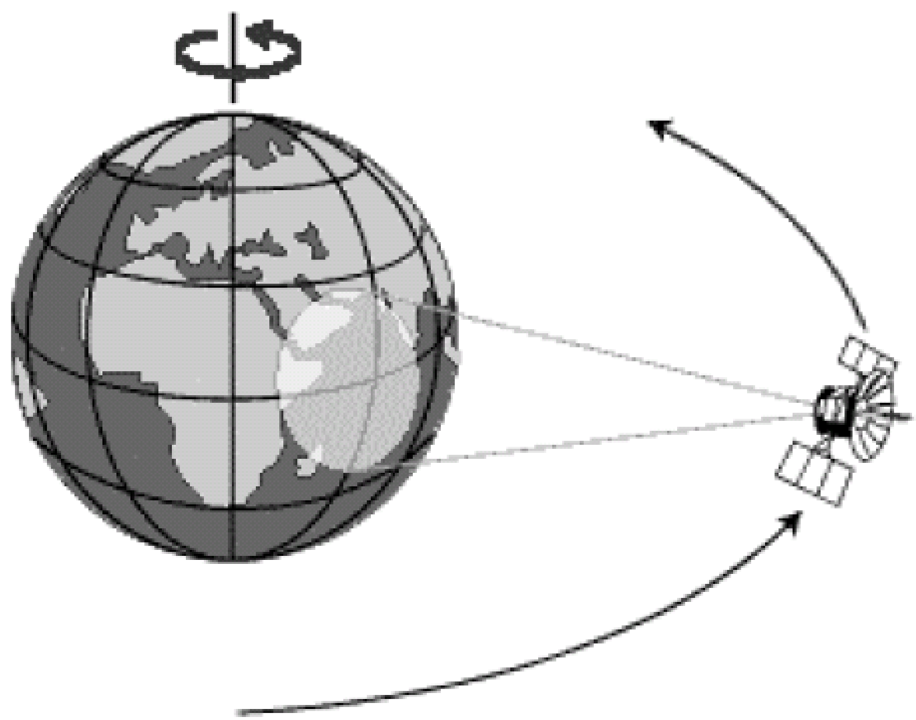
Velocità di un satellite

La corrispondente velocità angolare orbitale è:

$$\omega = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{K}{r^3}} = \sqrt{\frac{K}{\left(R_0 + h\right)^3}}$$

Satelliti geostazionari

Sono satelliti che descrivono orbite circolari giacenti sul piano equatoriale terrestre, tali da apparire immobili rispetto ad un osservatore a terra, con la possibilità di acquisire, quindi, dati 24 ore su 24.

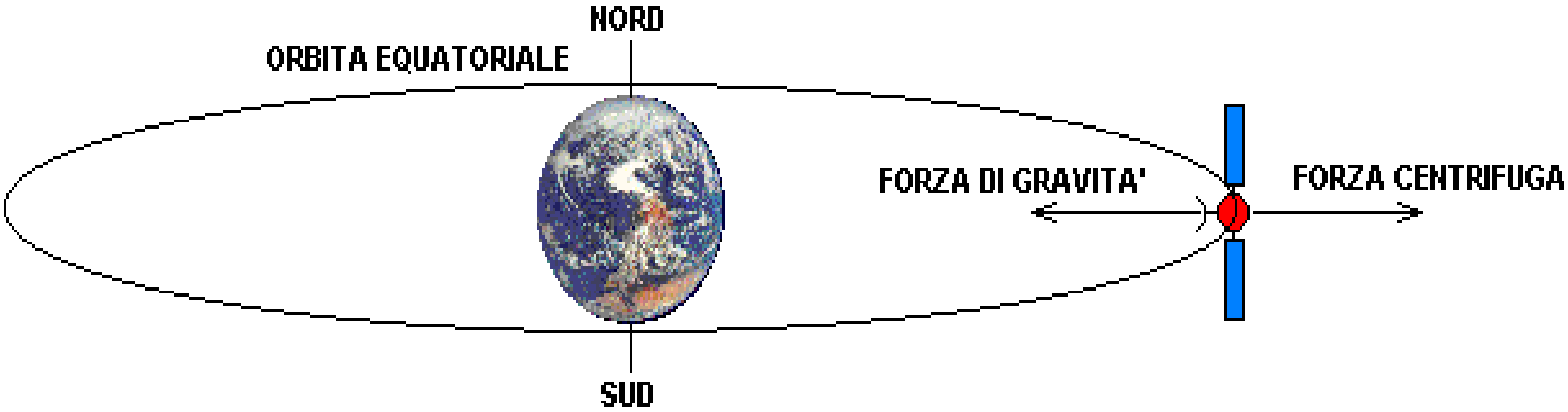


Satelliti geostazionari

Il vantaggio principale di queste orbite è che un satellite vede un'area fissa della Terra, acquisendo e trasmettendo i dati in tempo reale.

Ciò significa che un satellite geostazionario deve avere una distanza r, ossia un raggio orbitale, tale che il suo periodo sia lo stesso di quello di rotazione della Terra, ossia 24 ore.

Satelliti geostazionari



Satelliti geostazionari

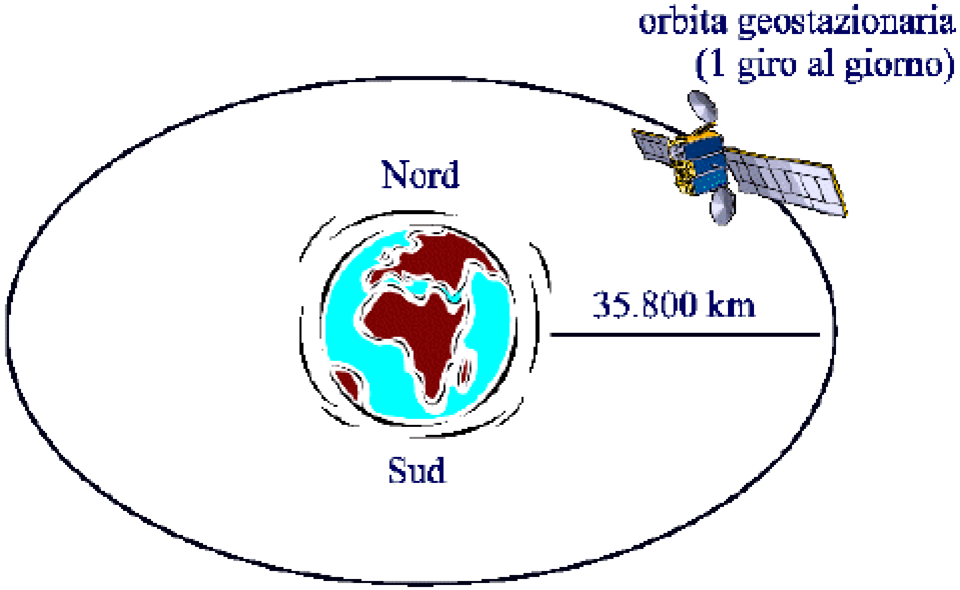
$$T = 2\pi\sqrt{\frac{r^3}{K}} = 2\pi\sqrt{\frac{(R_0+h)^3}{K}}$$

Tale distanza r può essere ricavata dalla precedente relazione di T nella quale si pone T = 24 h = 86400 sec. Essa risulta essere di circa 42220 km.

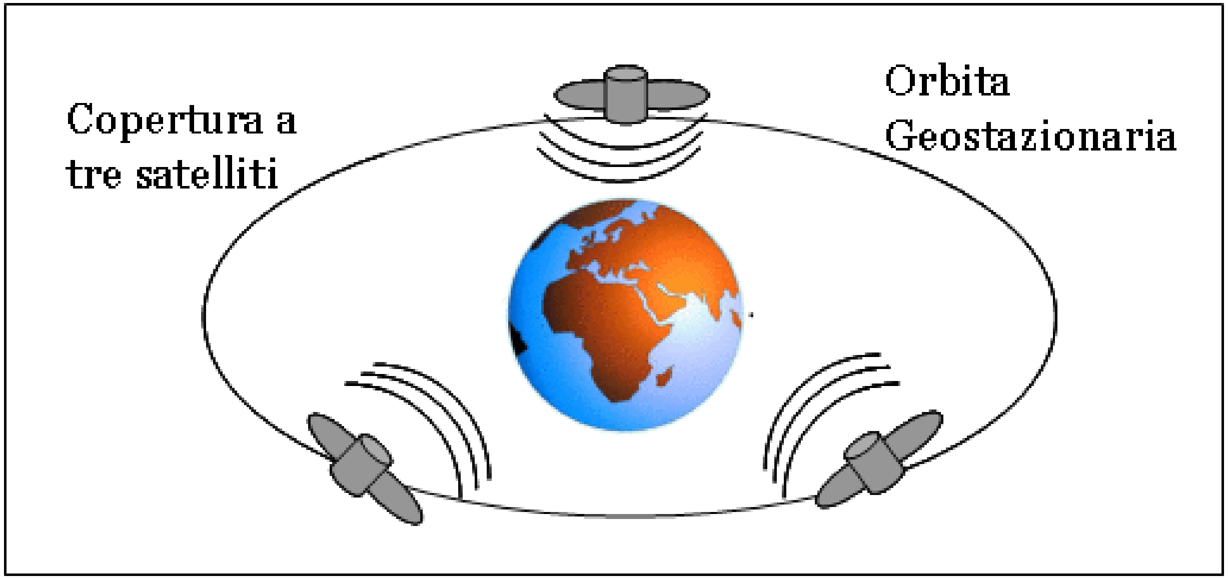
Pertanto, per garantire la geostazionarietà occorre che questi satelliti siano posti in un’orbita di circa 35845 km dalla superficie terrestre.

Questa distanza rappresenta lo svantaggio principale di quest’orbita, sia perché i lanci sono più complessi sia perché la risoluzione geometrica del sensore necessariamente non può essere alta.

Satelliti geostazionari



Satelliti geostazionari



Satelliti geostazionari

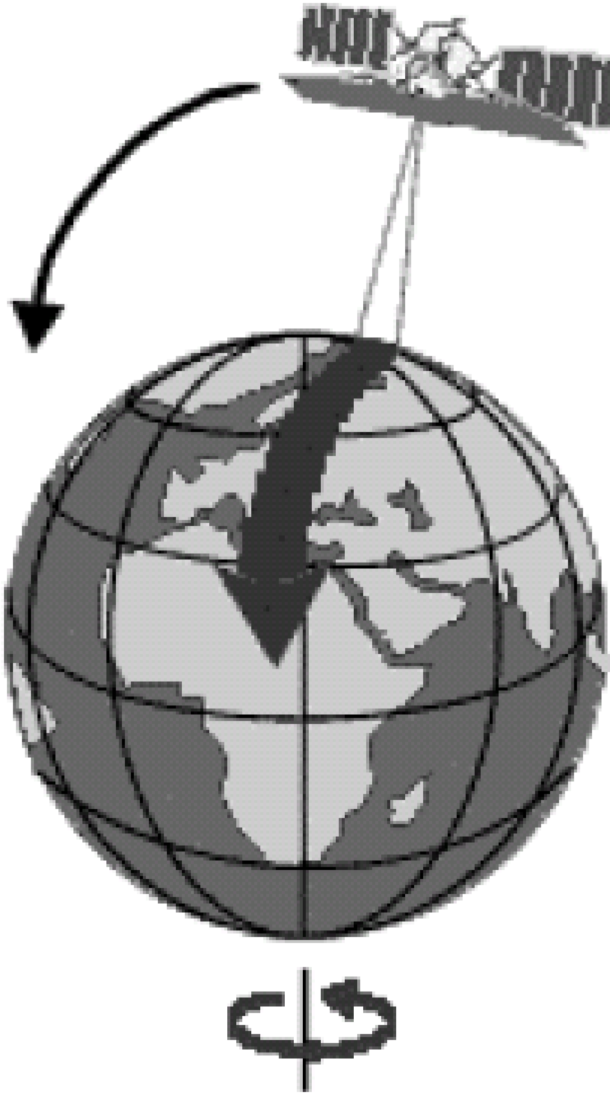
Questo tipo di satellite è prevalentemente impiegato:

In t**elecomunicazioni** (TV, ponti radio);

In **osservazioni della Terra** (meteorologia);

In **osservazioni dell'Universo** (telescopi).

Satelliti eliosincroni



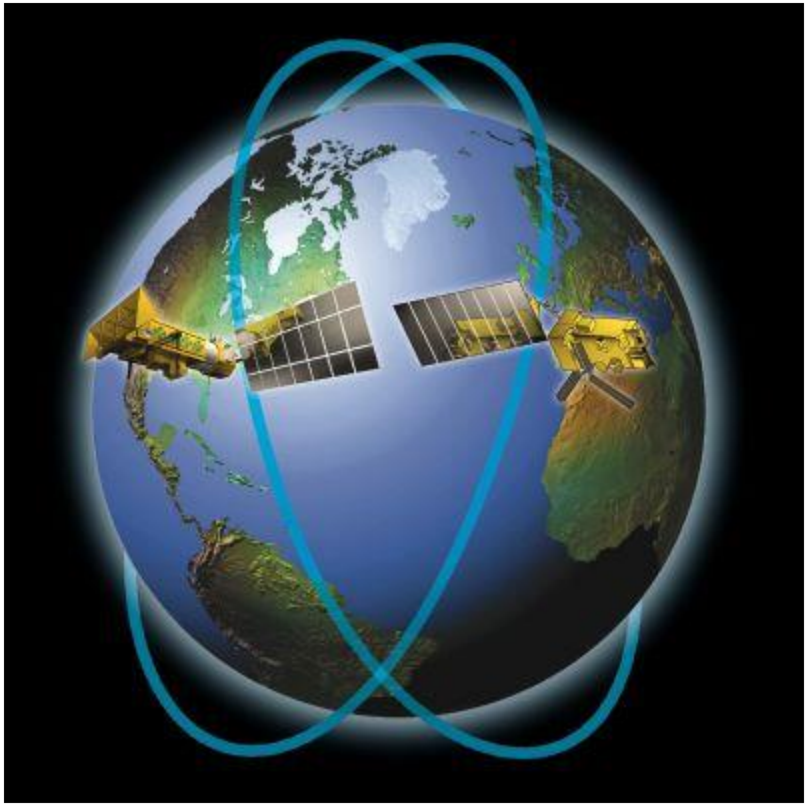
Per un'osservazione globale di tutta la superficie terrestre si fa ricorso ai satelliti eliosincroni con un'orbita polare o subpolare, ossia con il piano orbitale che forma un angolo *i* normale o quasi normale al piano equatoriale terrestre.

Satelliti eliosincroni

La caratteristica di un satellite eliosincrono è che ad ogni passaggio la sua orbita attraversa l'equatore alla stessa ora locale.

Poiché la velocità del satellite è molto più elevata di quella della rotazione terrestre esso passerà all'incirca alla stessa ora locale nei vari punti di un'ampia fascia di latitudine compresa tra nord e sud.

Esempi di orbite di satelliti eliosincroni

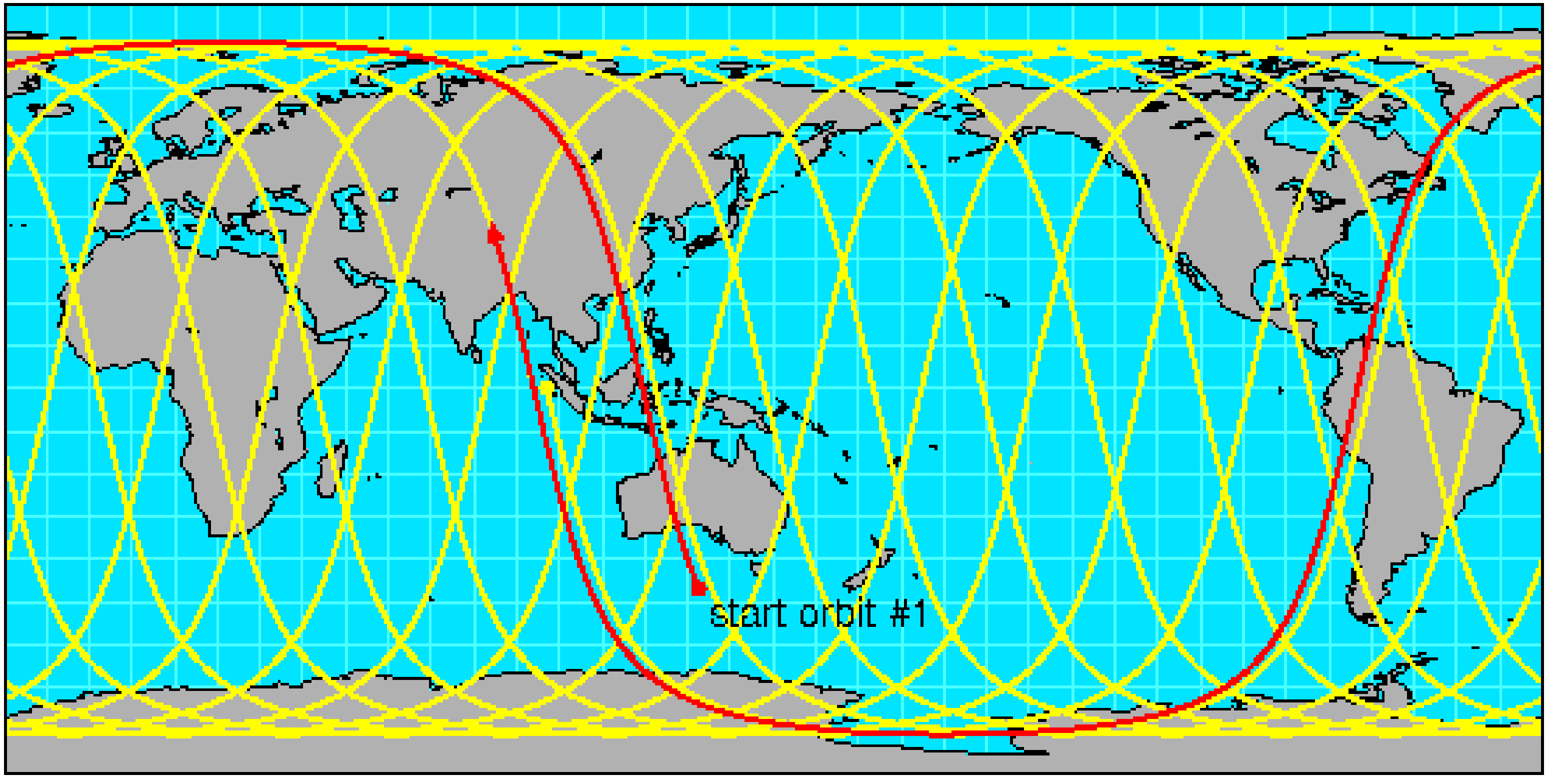


Satelliti eliosincroni

Il moto combinato del satellite e della rotazione terrestre, consente di avere, dopo un certo numero di orbite, la copertura totale della Terra.

Ciò significa che una stessa zona non viene osservata in continuo ma periodicamente, tanto che si parla di periodo di ritorno o di rivisitazione. La caratteristica di un satellite eliosincrono è che ad ogni passaggio la sua orbita attraversa l’equatore alla stessa ora locale.

Esempi di tracce a terra di orbite di satelliti eliosincroni



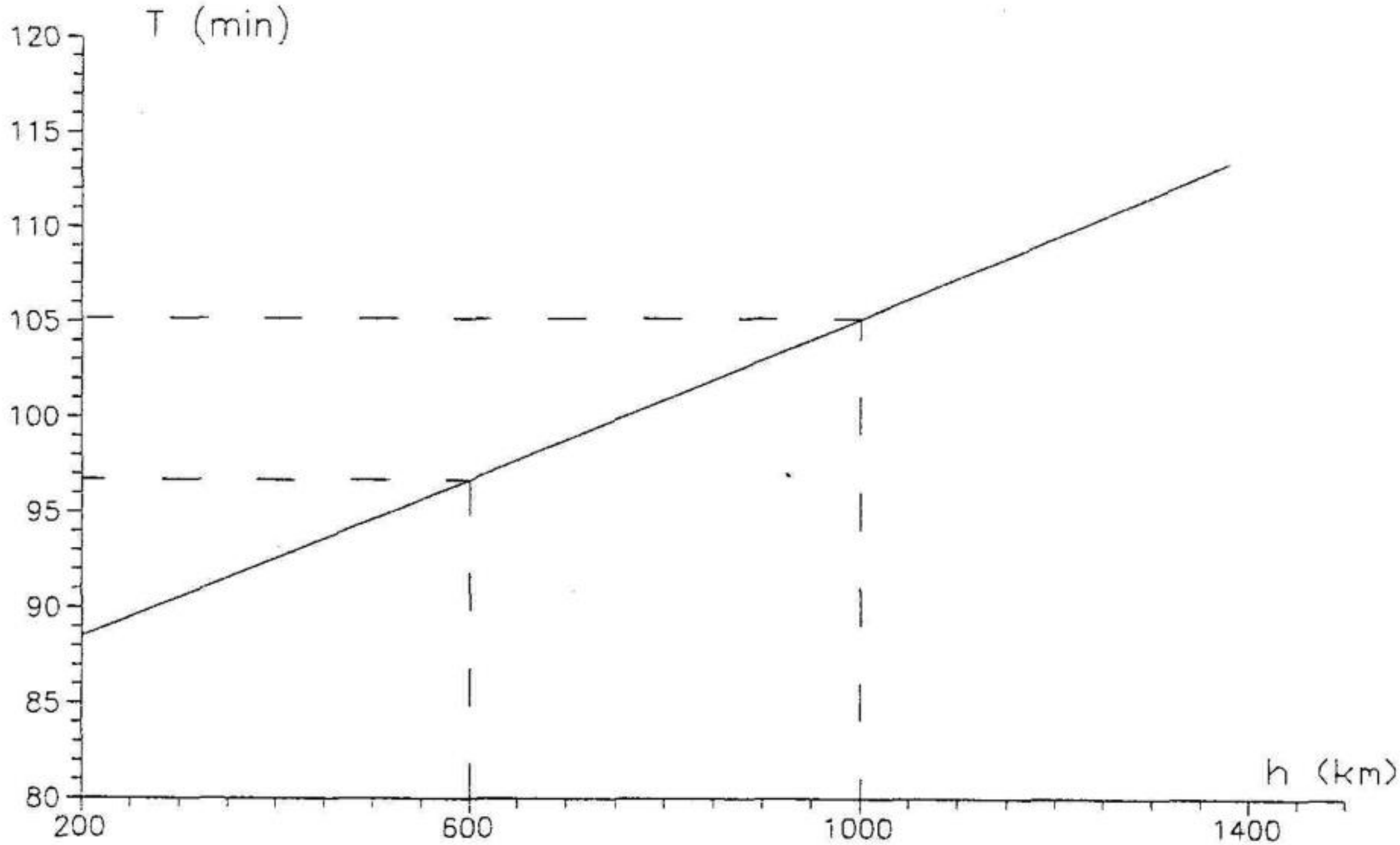
Satelliti eliosincroni

A differenza dei satelliti geostazionari, i parametri orbitali dei satelliti eliosincroni sono più numerosi e variabili.

Il parametro principale di un satellite eliosincrono per l’osservazione terrestre è il raggio orbitale o, meglio ancora la sua altezza h sulla superficie terrestre che è normalmente superiore ai 600 km, in quanto un’orbita più bassa produrrebbe effetti indesiderati, come il trascinamento atmosferico e maggiori perturbazioni gravitazionali del satellite.

Satelliti eliosincroni

D’altra parte per sfruttare le capacità risolutive dei sensori, è opportuno che il satellite sia posto non troppo lontano dalla superficie terrestre (normalmente non oltre i 1000 km).

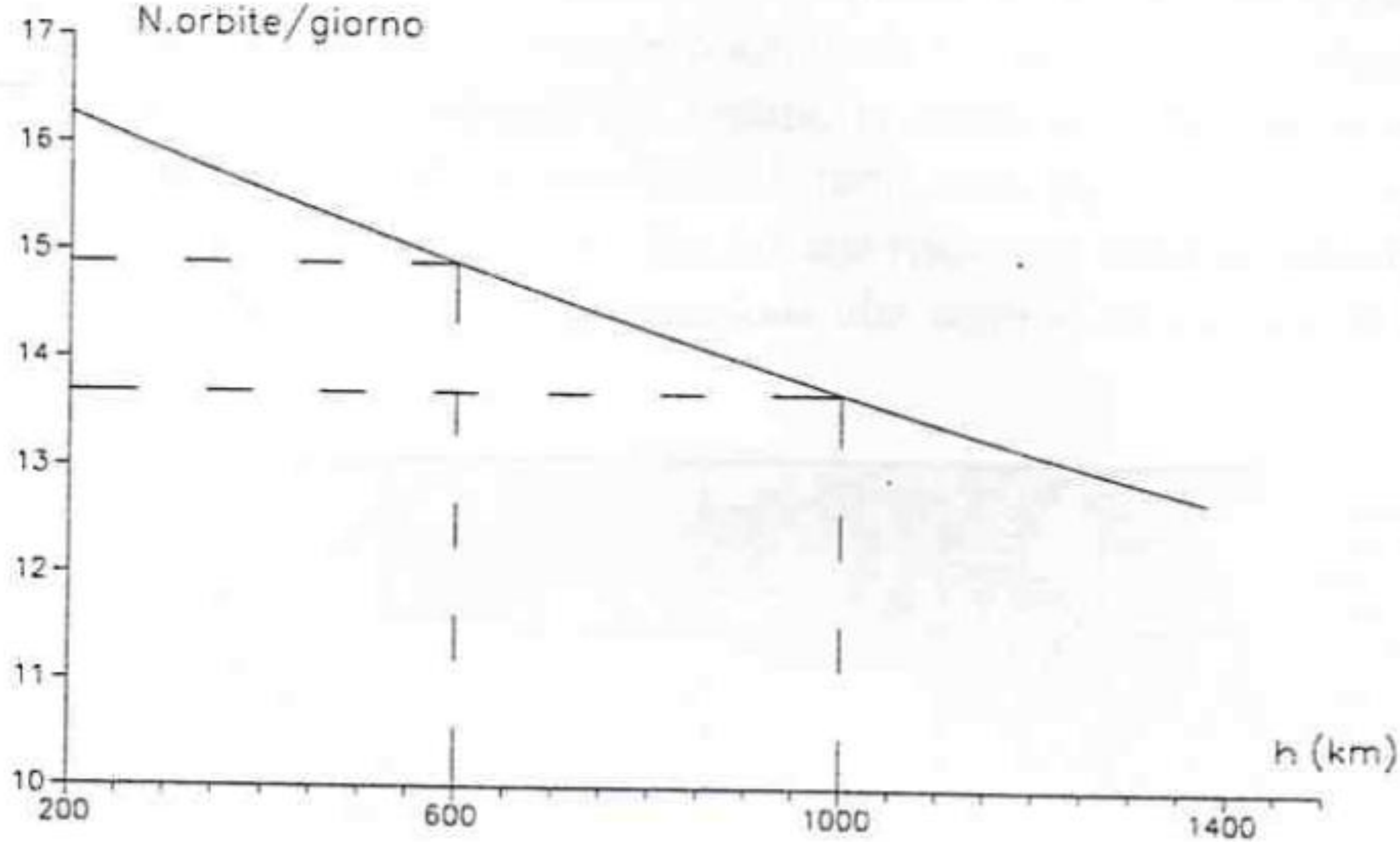


Andamento di T, espresso in minuti, in funzione di h. Ciò che si nota è che esso non varia molto per altezze del satellite comprese tra 600 e 1000 km, oscillando tra 97 e 105 minuti.

Satelliti eliosincroni

Essendo T il periodo orbitale allora il satellite compie un numero di orbite al giorno N_g pari a:

$$N_g = \frac{86400^{\sec}}{T} = \frac{86400^{\sec}}{2\pi}\sqrt{\frac{K}{\left(R_0 + h\right)^3}}$$



N_g in funzione di h. Anche qui è possibile osservare che per altezze comprese tra i 600 e i 1000 km, N_g varia di poco oscillando tra 13.7 e 14.9 orbite al giorno.

Satelliti eliosincroni

Detto T_r il periodo di rivisitazione, ossia l'intervallo di tempo impiegato dal satellite a completare un ciclo di acquisizione di tutto il globo terrestre, il numero totale N_T di orbite per ciclo è dato da:

$$N_T = N_g \cdot T_r$$

Satelliti eliosincroni

Per acquisire tutto il globo terrestre occorre un numero totale di N_T orbite in T_R giorni: entrambi sono rappresentati da numeri interi. Il numero di orbite giornaliere potrà essere considerato pari a:

$$N_g = \frac{N_T}{N_r}$$

Satelliti eliosincroni

Tale rapporto non potrà essere, ovviamente, anch'esso un numero intero, perché ciò comporterebbe un numero esatto di orbite al giorno che non supera il valore di 15.

Di conseguenza il satellite ogni giorno ripasserebbe esattamente sulle stesse tracce a terra e l'acquisizione di tutto il globo potrebbe avvenire solo con fasce larghe pari a $s \cong (40000/15)$ km $\cong 2700$ km.

Satelliti eliosincroni

Pertanto esso dovrà essere rappresentato da una frazione del tipo:

$$N_g = A + \frac{B}{T_r}$$

ossia formato da una parte intera A prossima a 13 o 14 giorni (ovvero l'intero approssimato per difetto del rapporto) e da una parte frazionaria B di Tr .

Satelliti eliosincroni

La scelta di A e di B, subordinatamente a quella di Tr , è critica in quanto condiziona i parametri orbitali precedentemente considerati (il periodo T e l'altezza h) che vanno, quindi, ricalcolati sulla base di Ng .

Inoltre, la scelta di B determina anche la sequenza spaziale e temporale dell'acquisizione.

Infatti, esso governa lo slittamento giornaliero dell'orbita.

Satelliti eliosincroni

E’ possibile dalle relazioni precedenti scrivere:

$$N_T = \left(A + \frac{B}{T_r} \right) \cdot T_r = A \cdot T_r + B$$

Satelliti eliosincroni

Quest'ultima consente di trovare la cosiddetta ***trace spacing*** d, ossia lo spazio tra le tracce a terra. All'equatore sarà data da:

$$d_{eq} = \frac{2\pi R_0}{N_T} = \frac{2\pi R_0}{N_g \cdot T_r}$$

essa è inversamente proporzionale al periodo di rivisitazione per cui queste due grandezze vengono dimensionate in funzione delle caratteristiche delle immagini da riprendere.

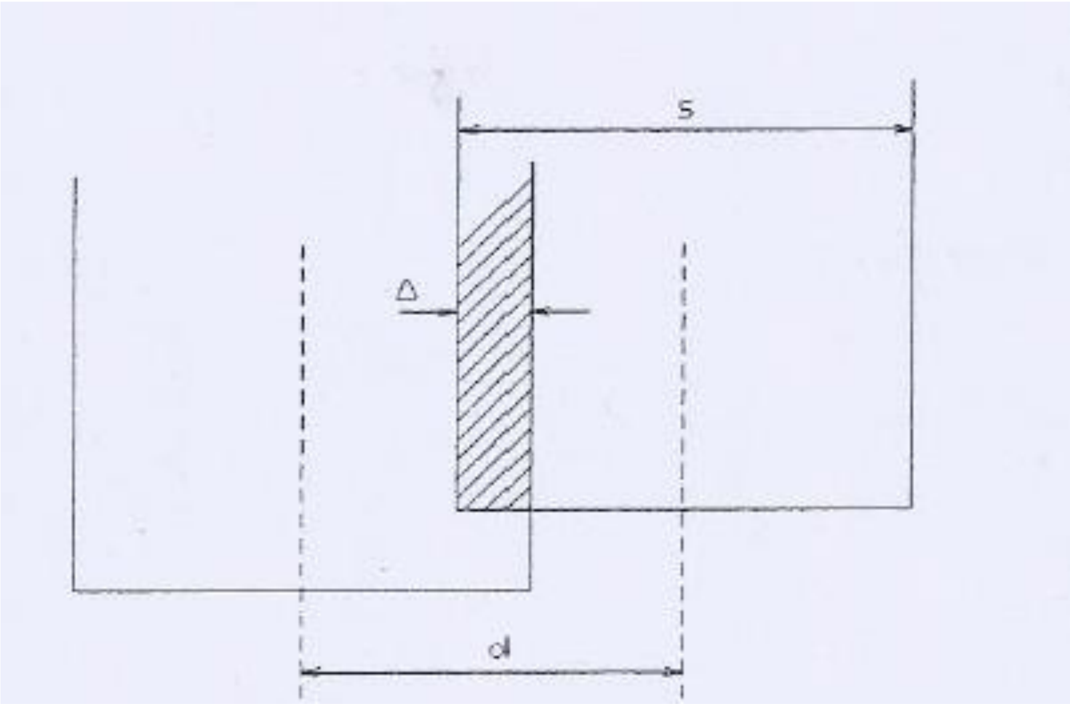
Satelliti eliosincroni

Alla latitudine φ la lunghezza del parallelo è data da $2\pi R_0 \cos\varphi$. Pertanto la *trace spacing* sarà:

$$d = \frac{2\pi R_0 \cos\varphi}{N_T} = d_{eq} \cdot \cos\varphi$$

Essa è legata alla cosiddetta ***swath***, ossia la larghezza della scena acquisita durante il passaggio del satellite.

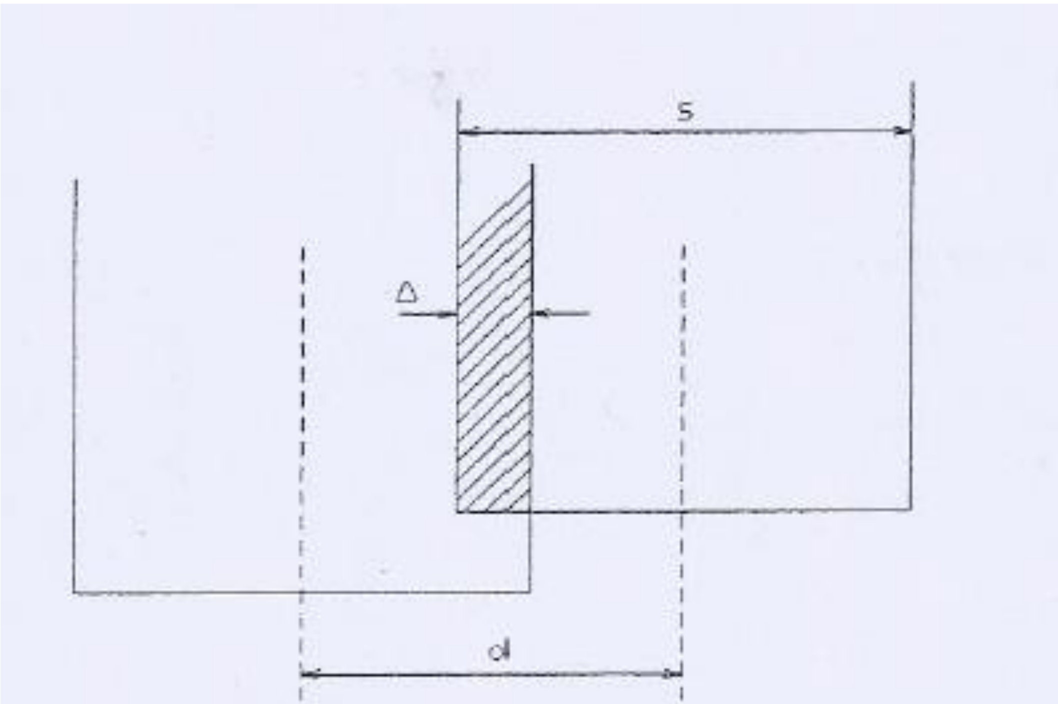
Satelliti eliosincroni



Normalmente è richiesto che le scene relative a due orbite adiacenti abbiano una certa sovrapposizione laterale Δ detta ***overlap***, che di solito viene considerata rapportata alla swath:

$$p = \frac{\Delta}{s}$$

Satelliti eliosincroni



ava facilmente che è:

$$d = \frac{s}{2} - \Delta + \frac{s}{2}$$

$$d = s - \Delta = s - p \cdot s = s \cdot (1 - p)$$