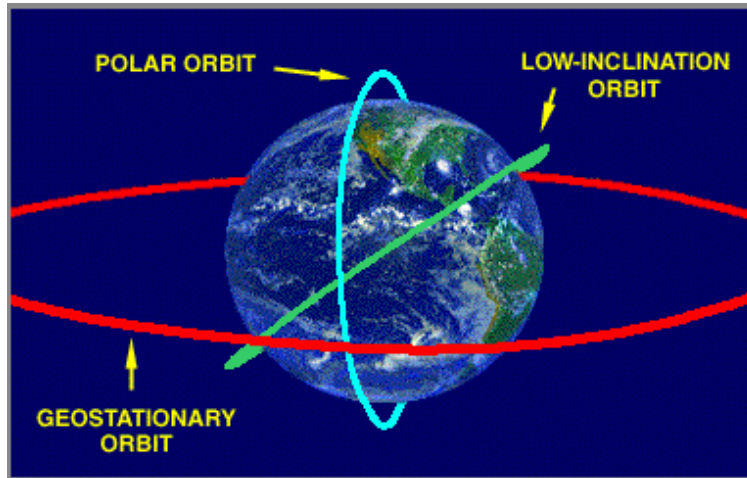




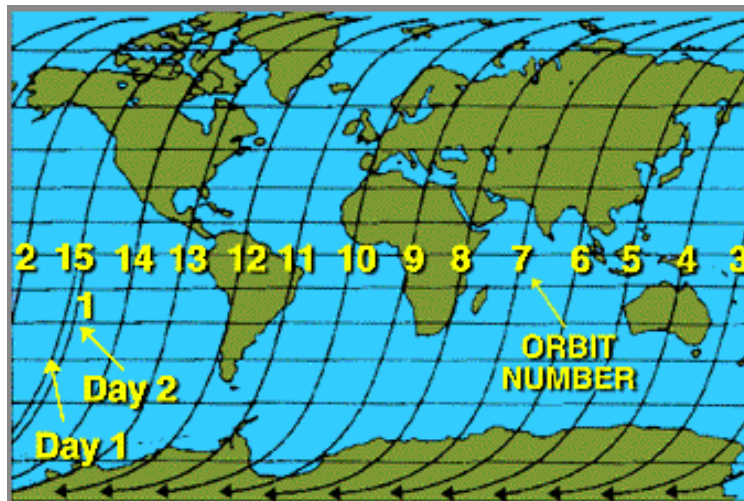
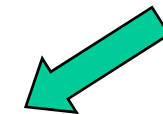
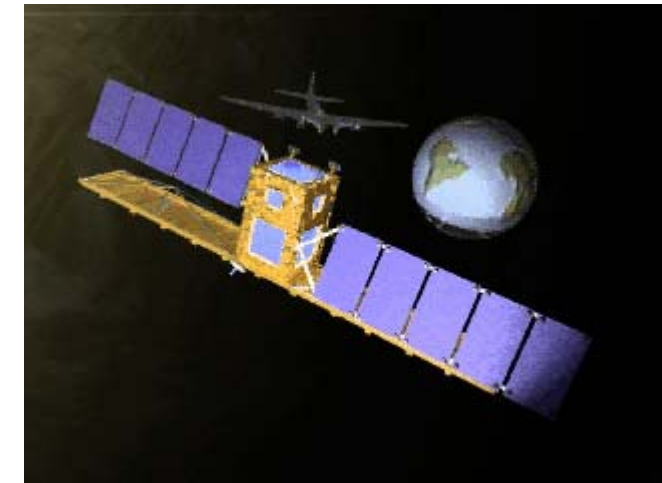
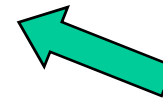
SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Applicazioni a sistemi di telecomunicazione e telerilevamento

Orbite e coperture della superficie terrestre

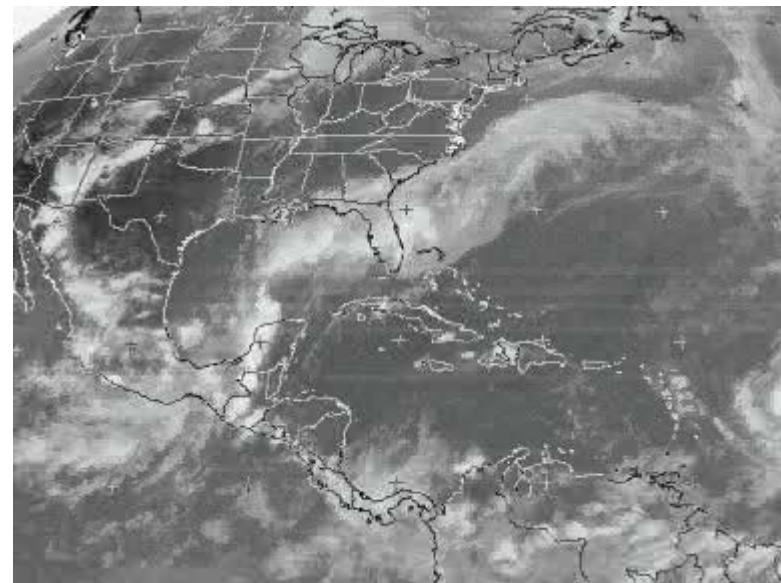
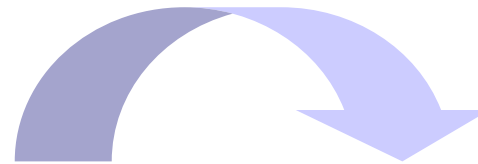


Orbite geostazionarie: 36000 km
Orbite quasi polari: 600-800 km

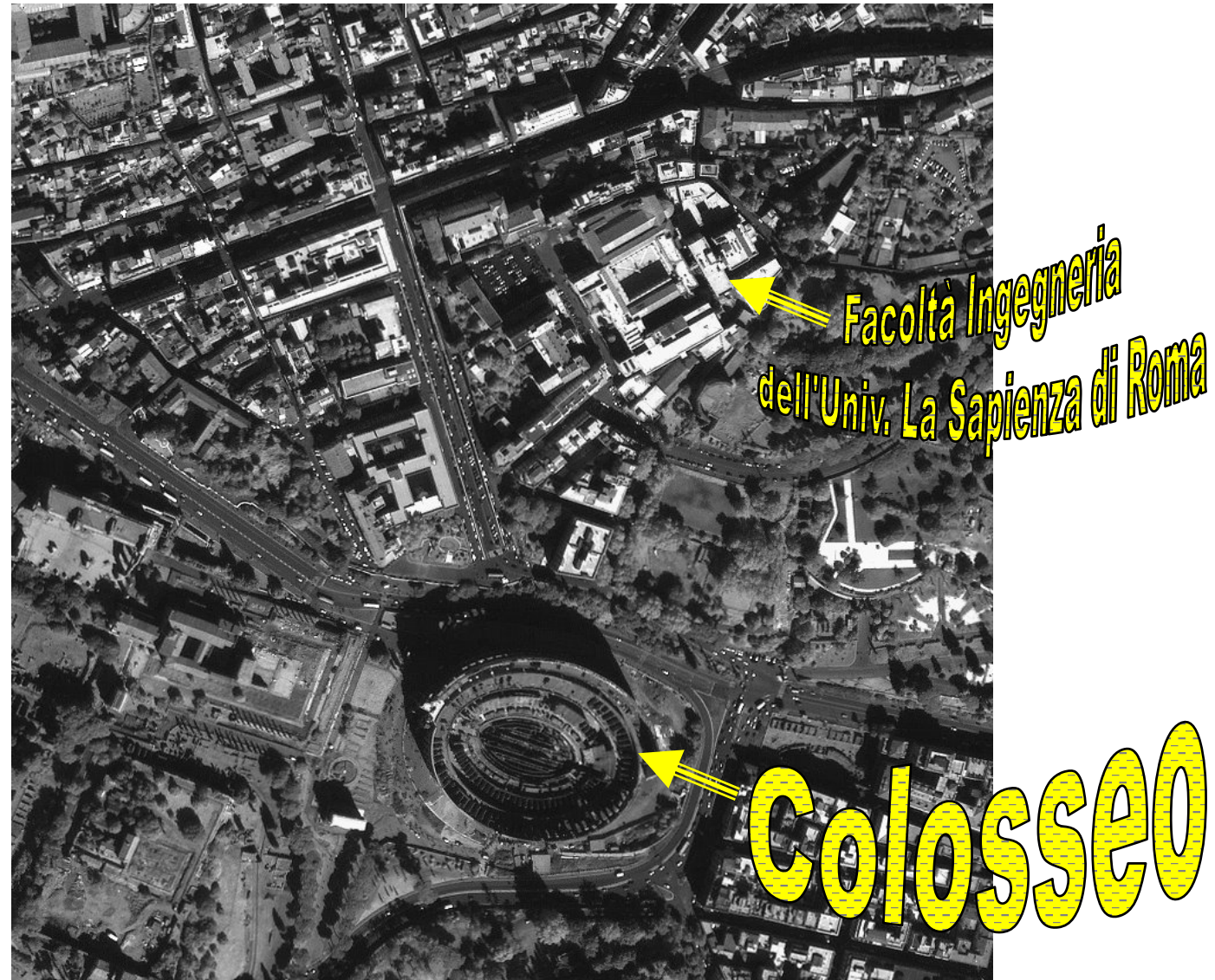


Copertura giornaliera orbita quasi polare e conseguente ripetitività

I punti di vista: satellite geostazionario



I punti di vista: satelliti ad alta risoluzione





SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Orbite satellitari e meccanica orbitale

Orbite per satelliti di telerilevamento

L'orbita condiziona particolarmente le proprietà del campionamento spazio-temporale

TIPI DI ORBITE IN BASE ALLA QUOTA H

– Low Earth Orbit (**LEO**):

$H < 3000$ km (di solito < 900 km)

– Medium Earth Orbit (**MEO**):

$3000 < H < 36000$ km

– Orbita geosincrona o geostazionaria (**GEO**):

$H \sim 36000$ km

ORBITE PER TELERILEVAMENTO

– Orbita geostazionaria

– Orbita LEO quasi polare

– Orbita quasi polare eliosincrona

Orbita kepleriana: legame altezza-periodo

Orbita kepleriana: unica forza in gioco è attrazione gravitazionale tra Terra (modellata come sfera) e satellite. Altre forze determinano perturbazioni orbita kepleriana (attrito atmosferico, pressione radiazione solare, termini ordine superiore campo gravitazionale terrestre)

Satellite (massa trascurabile) compie orbita ellittica (semiasse maggiore b , ellitticità e). Terra in uno dei due fuochi.

Congiungente Terra-satellite copre aree uguali nell'unità tempo

Per orbita circolare, periodo T (tempo percorrenza orbita) e raggio orbita r legati inversamente:

$$F_{c..fuga} = m\omega^2 r = m\left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 r$$

$$F_{c..peta} = k \frac{mM}{r^2} = \frac{R^2 gm}{r^2} \left[\text{per } r = R \Rightarrow F_{c..fuga} = k \frac{mM}{R^2} = mg \right]$$

$$F_{c..peta} = F_{c..fuga} \Rightarrow m\left(\frac{2\pi}{T}\right)^2 r = \frac{R^2 gm}{r^2} \Rightarrow \frac{T^2}{4\pi^2 r} = \frac{r^2}{R^2 g}$$

R: raggio terrestre (~6378.14 km)

r: raggio orbita

H=r-R: quota di volo

M, m: masse Terra e satellite

g: accelerazione gravità livello mare (9.81 ms⁻²)

$$T^2 = \frac{4\pi^2 r^3}{gR^2}$$

Alcune terminologie

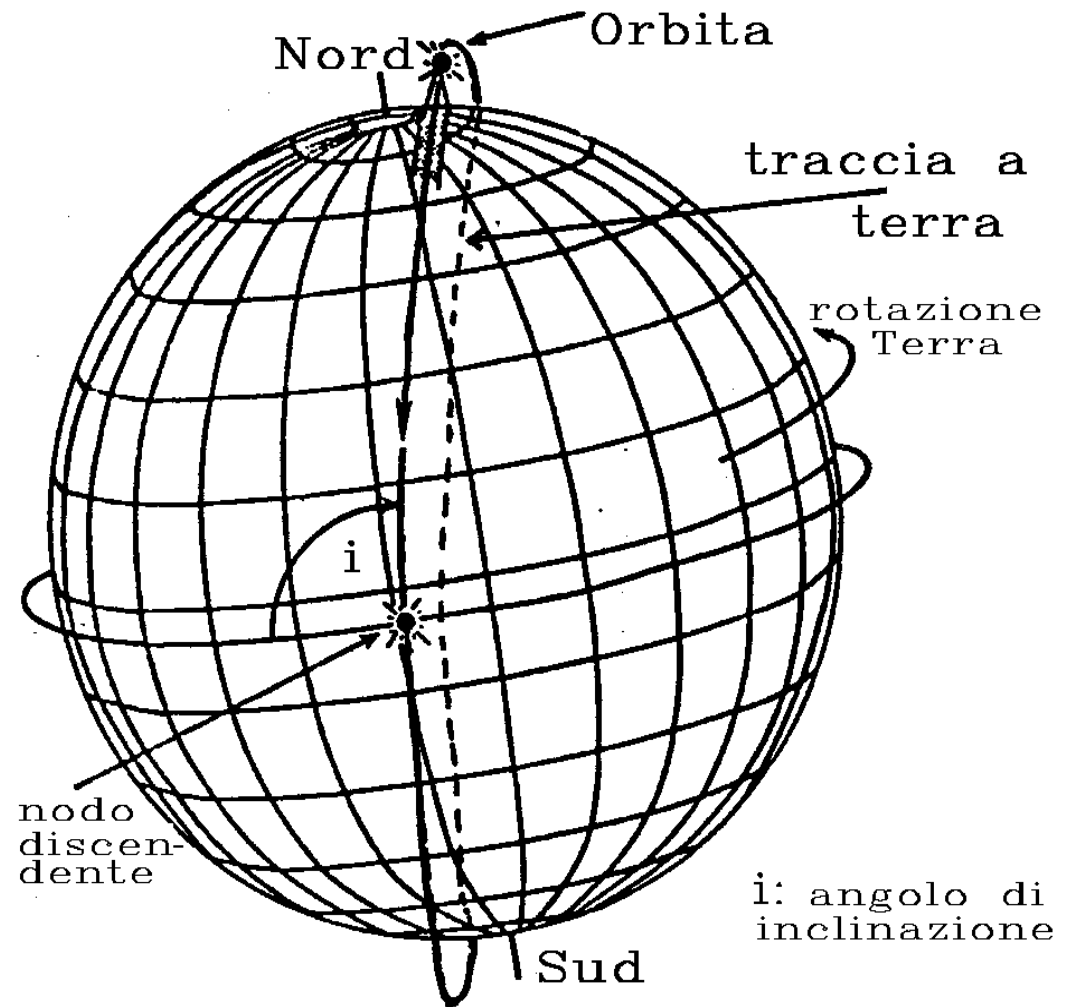
**Semiassse maggiore b ,
ellitticità e**

**Angolo inclinazione i :
angolo (orientato) tra
piano orbitale e piano
equatore**

**Traccia a terra: proiezione
nadirale a terra dell'orbita**

**Nodo: attraversamento
traccia all'equatore
(discendente o
ascendente)**

**Perigeo/Apogeo: punto
piú vicino/lontano dalla
Terra**



Orbita geostazionaria

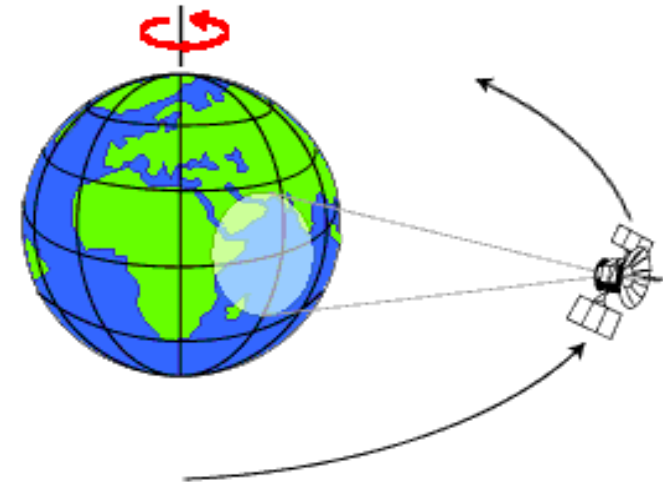
Il satellite è fermo rispetto alla Terra

Periodo: 86164.1 sec (giorno siderale) \cong 1436 m
 \cong 23 h 56 min

Altezza satellite H: \sim 36000 km

Angolo inclin. i: 0°

$$T^2 = \frac{4\pi^2 r^3}{gR^2} \Rightarrow T = 86160 \text{ sec} \Rightarrow r \cong 42170 \text{ km}$$



Vantaggi

**Alta frequenza ripresa (1/2
ora – 15 min)**

**Stabilità orbita (scarso drag
atmosferico)**

Svantaggi

Bassa risoluzione spaziale

**Copertura parziale,
necessità piú piattaforme
(es. 5 piattaforme per
meteorologia operativa)**

Orbita quasi-polare

Il satellite passa in prossimità poli

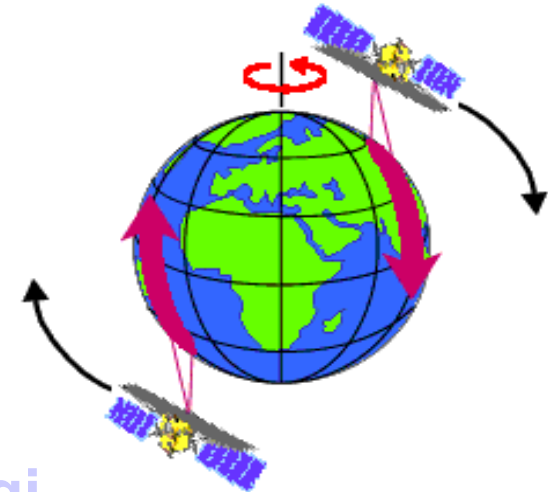
Altezza satellite: ~ 600-900 km

Periodo: ~ 90-100 min = 5400-6000 sec

Nd=Orbite/giorno: ~ 1440/T ~ 13-15 orbite

Angolo inclin. i: ~ 100°

$$T^2 = \frac{4\pi^2 r^3}{gR^2} \Rightarrow T = 6000 \text{ sec} \Rightarrow r - R \cong 800 \text{ km}$$



Vantaggi

Buona/ottima risoluzione spaziale (←bassa quota)

Possibilità copertura globale con 1 satellite

Svantaggi

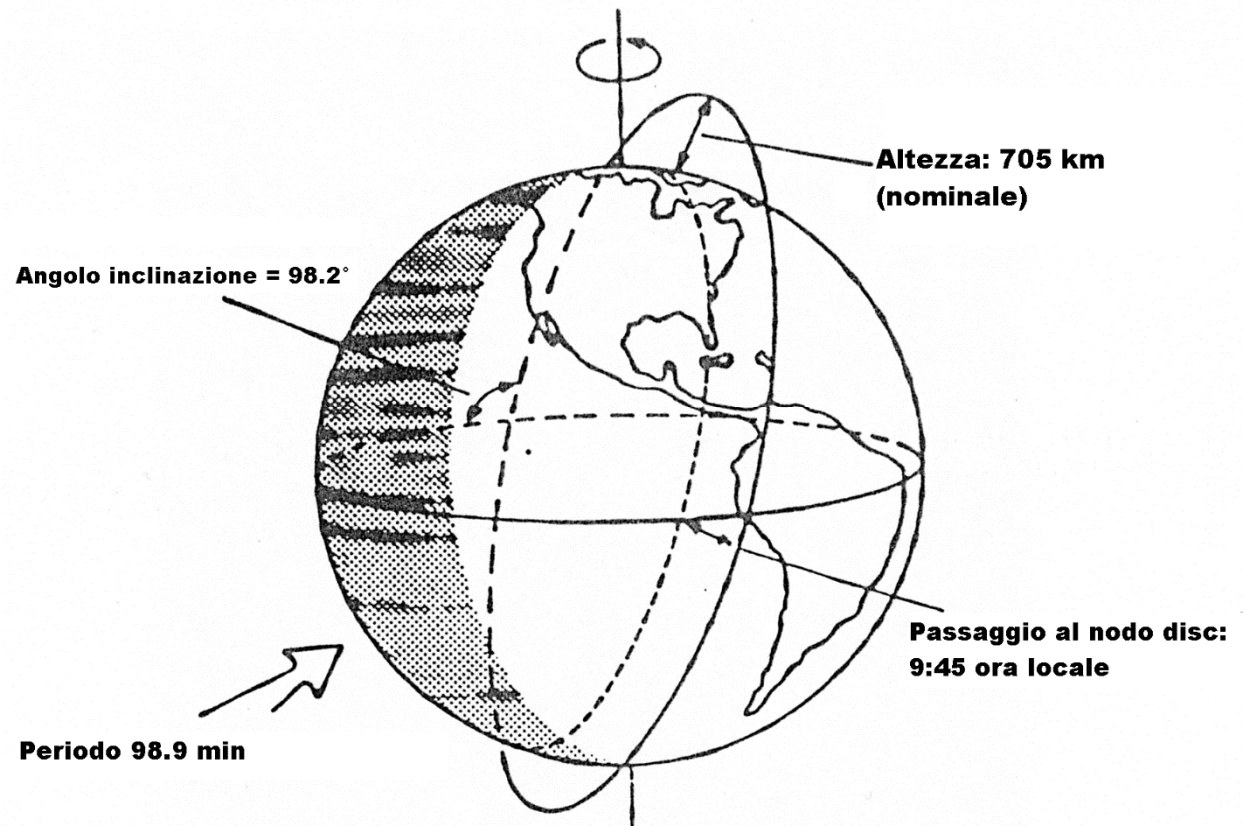
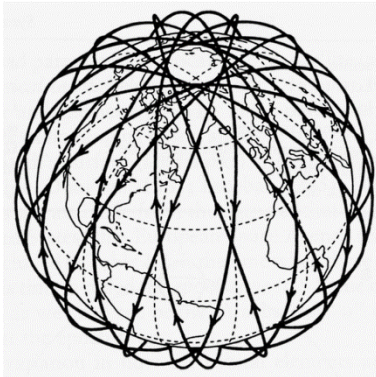
Bassa risoluzione temporale (ripetività traccia) (~ 1-30 giorni)

Maggiore instabilità, minore durata missione (drag atmo)

Orbita quasi polare

Il satellite percorre l'orbita, la Terra ruota da Ovest verso Est.
L'orbita successiva il satellite sorvola punti a Terra più a Ovest.
L'orbita discendente sorvola (di solito) la regione illuminata dal Sole (diurna), quella ascendente la parte non illuminata (notte)

Tracce a terra
ascendenti e
discendenti



Es. Orbita Landsat

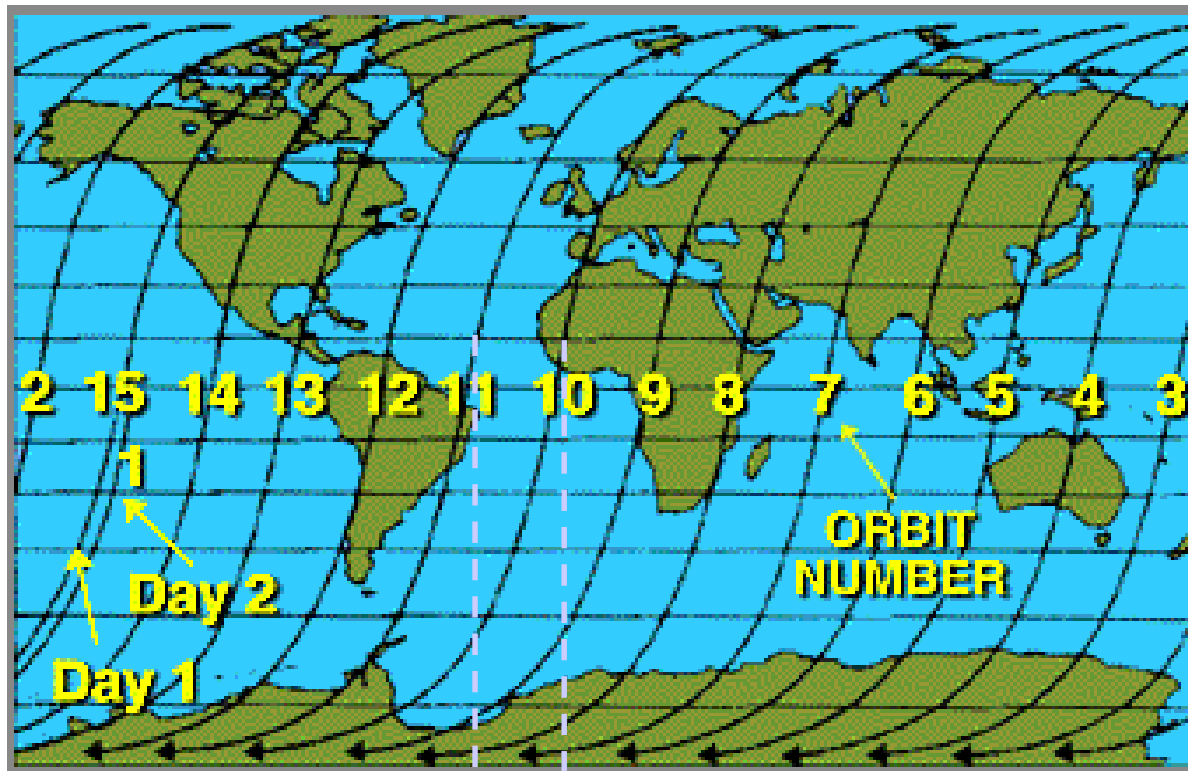
Tracce a Terra orbita quasi polare

α : angolo rotazione terrestre tra due orbite successive

$$360^\circ : 1440 \text{ min} = \alpha : \sim 100 \text{ min} \rightarrow \alpha \approx 25^\circ$$

D: distanza tracce all'equatore (nodi) tra due orbite successive

$$40000 \text{ km} : 1440 \text{ min} = D : \sim 100 \text{ min} \rightarrow D \approx 2780 \text{ km}$$



In un giorno si compiono $Nd \approx 13-15$ tracce ($T \approx 100$ min)
Se $Nd = N$ intero (es. 15) la $(N+1)^{\text{a}}$ traccia ripete la prima del giorno precedente.
Allora ripetitività è $M=1$ giorno
Il sensore dovrà avere $\text{swath} \geq D$ per coprire tutta la Terra

Ripetitività orbita LEO quasi polare

- M: ripetitività (delle tracce) in giorni
- Nd: numero orbite al giorno (generalmente non intero)
- Nc: numero orbite in un ciclo orbitale di M giorni

Affinchè il ciclo sia M giorni, satellite e Terra devono aver compiuto entrambi un numero intero di rotazioni:

$$N_c \times T = M \times 1440$$

Il numero di orbite al giorno Nd pertanto è razionale:

$$N_d = 1440 / T = N_c / M = N + k/M \text{ (razionale)}$$

Dove k (intero, primo con M) determina il modo in cui le tracce nei giorni successivi riempiono lo spazio tra le precedenti (k piccolo: tracce di un giorno prossime a quelle giorno precedente)

La distanza tra due tracce contigue all'equatore dopo M giorni:

$$d \cong 40000 / N_c \text{ [km]}$$

$d + \delta\% \leq \text{swath}$ per copertura globale con $\delta\%$ sovrapposizione

Imposti M e k, il periodo orbitale (da cui l'esatta quota)

$$T = 1440 / N_d = 1440 / (N + k/M)$$

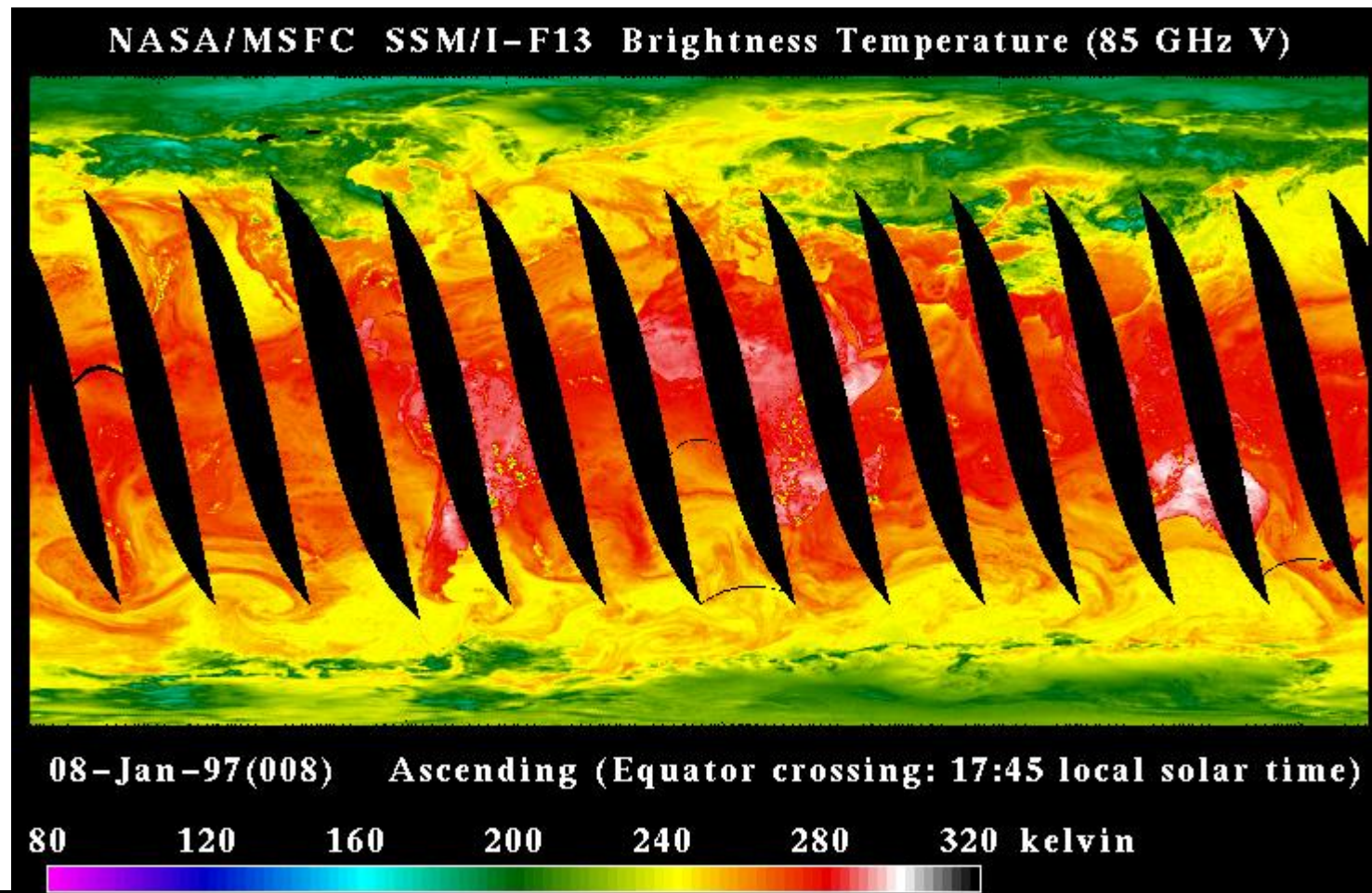
IN SINTESI:

- Se $N_d = 1440/T = N_c$ (intero) → ripetitività traccia M=1 giorno
- Se $N_d = N + k/M$ → $M > 1$, $N_c = N \times M + k$ orbite in M g.

Copertura giornaliera sensore SSM/I

Il sensore SSM/I ha una swath di circa 1400 Km.

In un giorno le 14 orbite non permettono di coprire tutta la terra (vedi fig. con copertura orbite ascendenti)

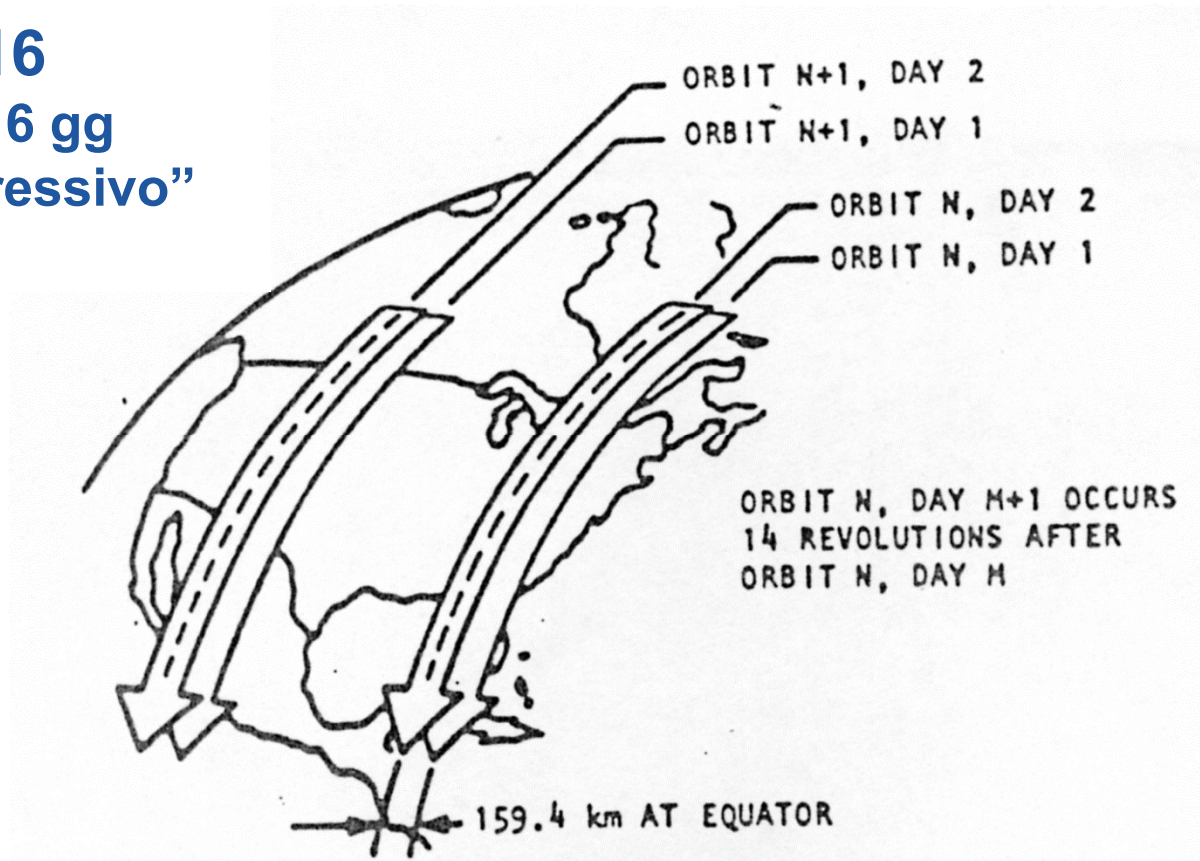


Tracce LANDSAT 3

$$N_g = 16 + 1/16$$

Ripetitività traccia: 16 gg

Riempimento “progressivo”
sup. Terra



Note:

Definizione di un World Reference System per identificare centro immagini con indice traccia (track) e immagine (frame)

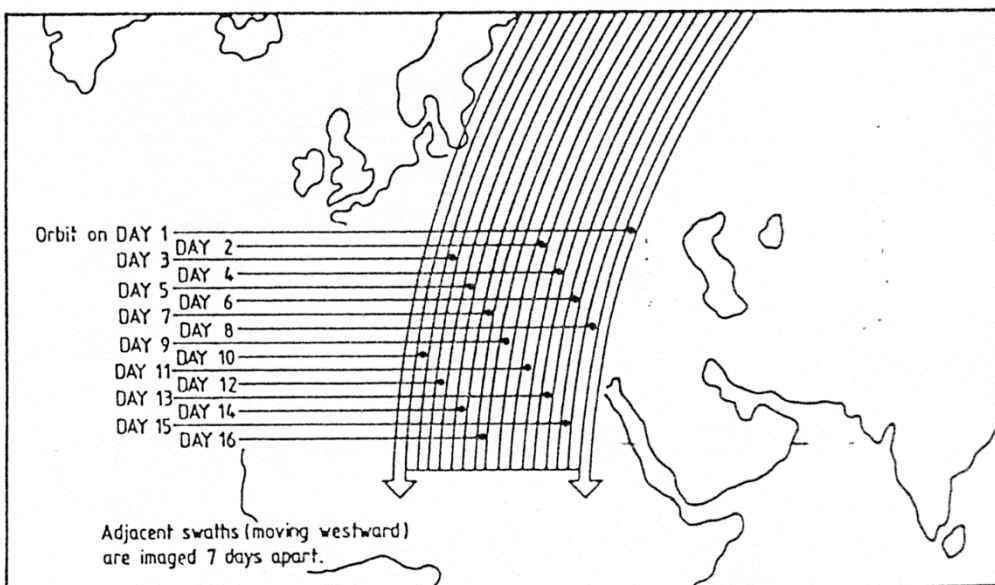
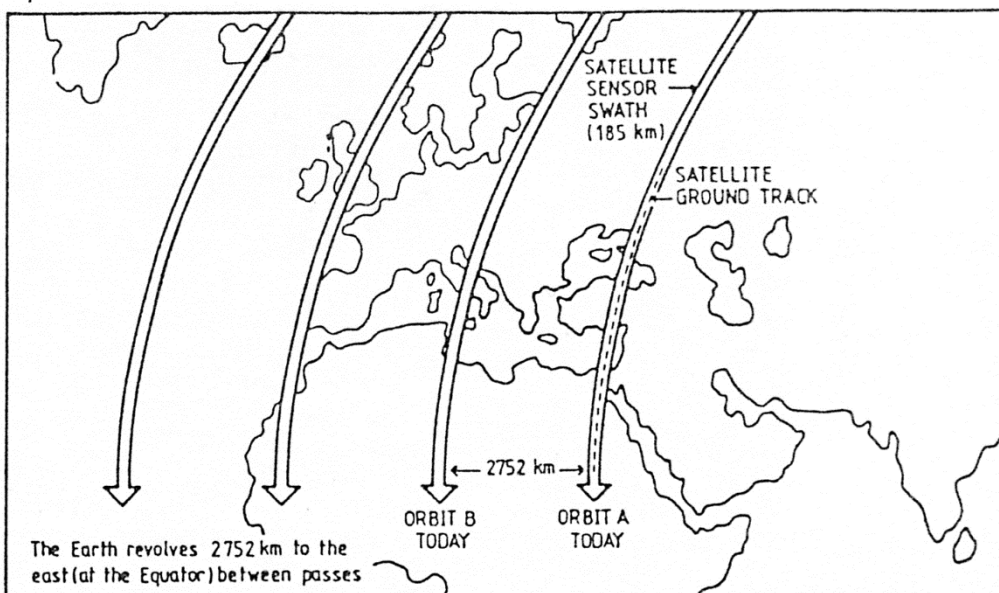
Esistenza di un CALENDARIO annuale dei passaggi sul punto (track,frame)

Tracce LANDSAT 5

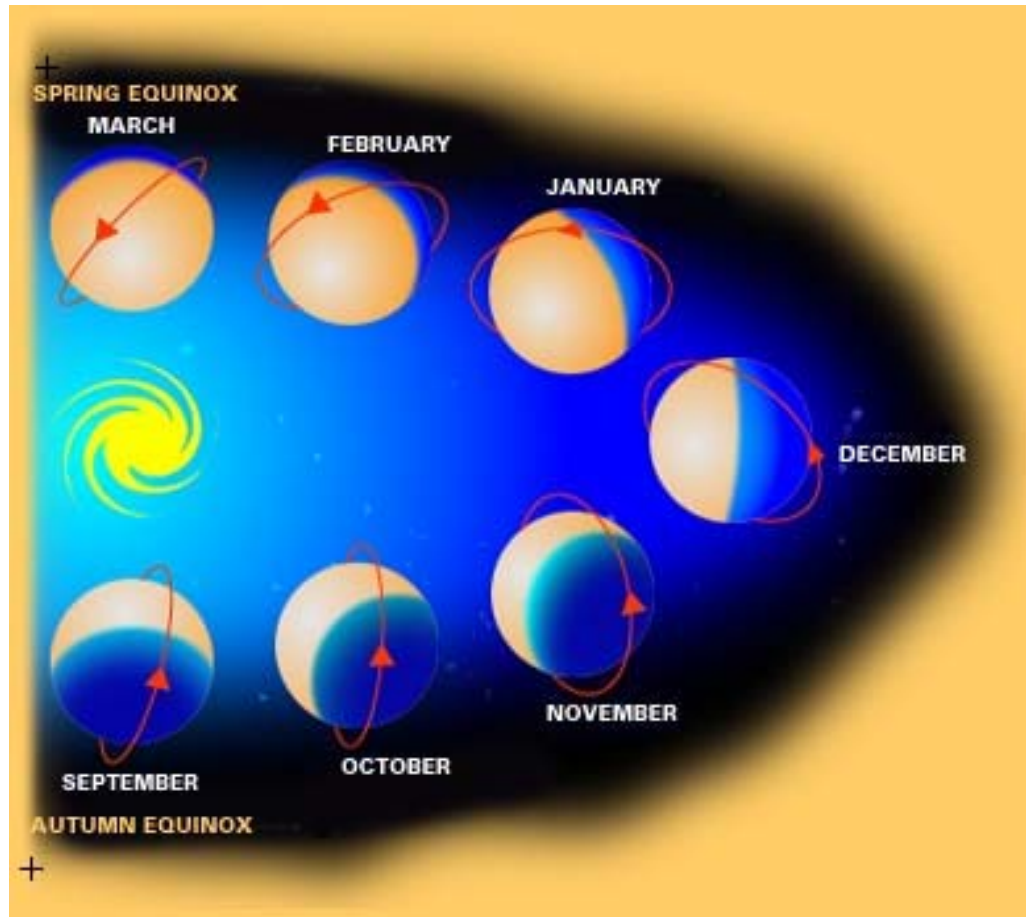
$N_g=16+7/16$

Ripetitività traccia:
16 gg

Riempimento
“omogeneo” sup.
Terra



Orbita eliosincrona

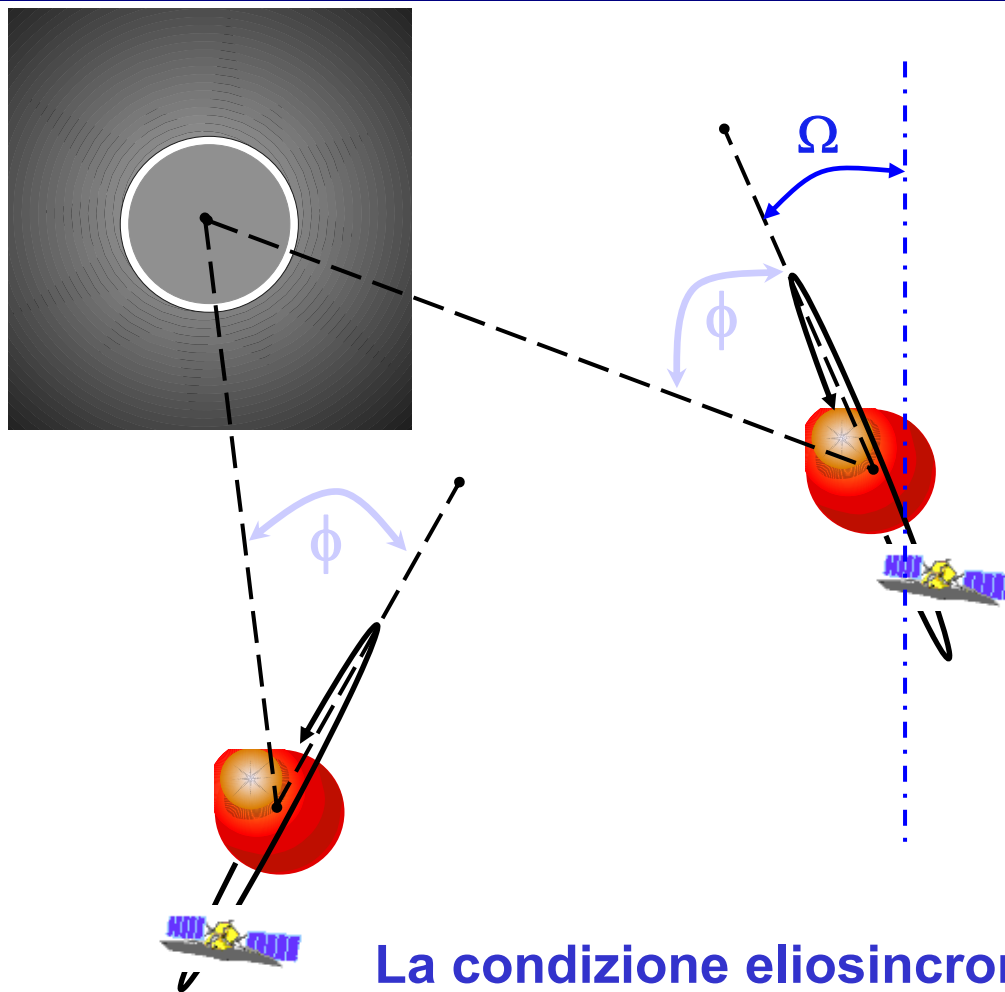


Il piano orbitale precede (ruota) sul piano dell'eclittica di 360° in 365 giorni

Il satellite attraversa l'equatore alla stessa ora locale

I punti sotto il satellite si trovano sempre nelle stesse condizioni di illuminazione solare

Condizione orbita eliosincrona



$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} J_2 R^3 \sqrt{g} \frac{\cos(i)}{r^{7/2}}$$

Ω : angolo linea dei nodi rispetto riferimento inerziale (direzione equinozio vernale o di primavera)

i : angolo inclinazione

R : raggio Terra

g : accelerazione gravità

J_2 : coeff 2° armonica campo geopotenziale (dovuto allo schiacciamento Terra ai poli)

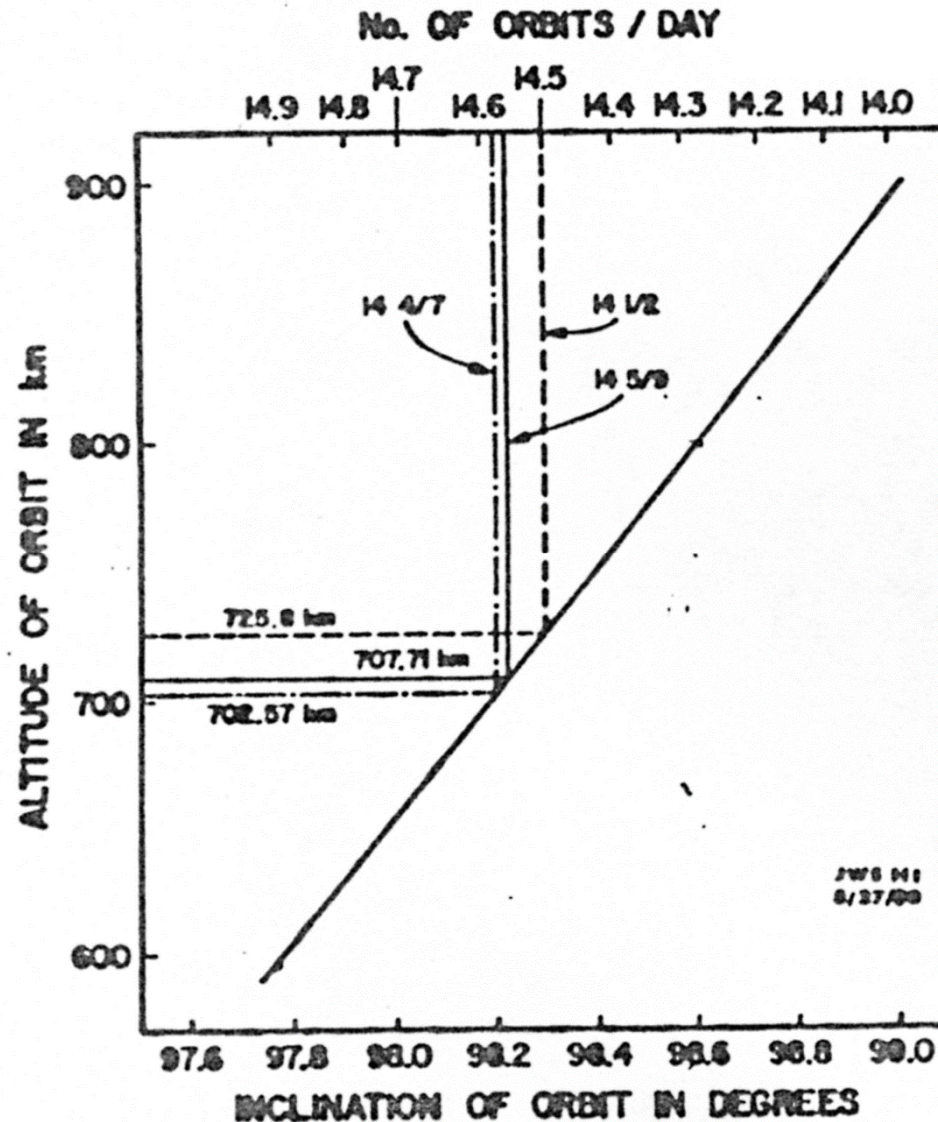
La condizione eliosincrona (angolo orario ϕ costante)

$$\frac{d\Omega}{dt} \approx \frac{360^\circ}{365 \text{ gg}} \approx 1 \text{ [grado/giorno]}$$

Richiede angolo inclinazione opportuno vs quota
(non passaggio per poli, opportuno verso rotazione)

Quota-periodo-inclinazione orb. eliosincrona

Rappresentazione grafica legami tra quota, orbite al giorno Nd (quindi periodo) e inclinazione per orbite eliosincrone)



Parametri orbitali

Orbita kepleriana descritta da 6 numeri: es. 3 posizioni, 3 velocità (parametri orbitali)

Da essi, in tempi (epoche) successivi è possibile calcolare posizione satellite (effemeridi) (propagazione orbitale)

6 PARAMETRI KEPLERIANI (semplificati)

Forma e dimensione orbita (semiasse maggiore a ; eccentricità e)

Orientazione piano orbitale nello spazio (inclinazione i tra piano orbitale e equatoriale; Ascensione Retta del Nodo Discendente Ω : angolo tra linea dei nodi e direzione equinozio vernale ~ direzione Sole-Terra 1° giorno primavera)

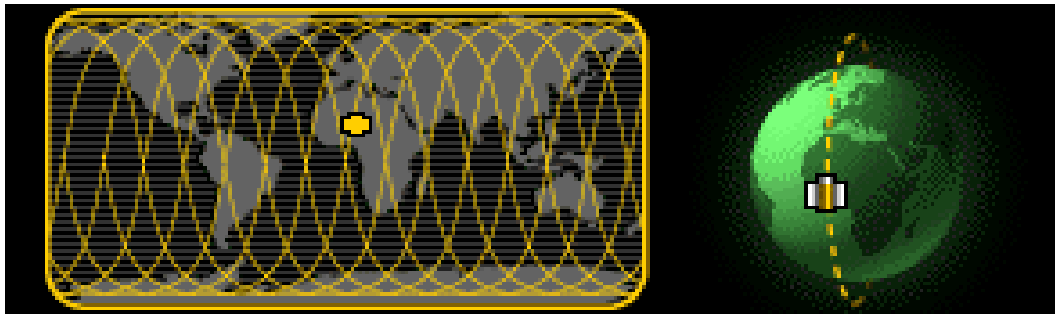
Posizione semiasse maggiore (argomento del perigeo ω : angolo tra nodo ascendente e perigeo; anomalia v : angolo posizione satellite all'epoca rispetto al perigeo)

Confronto piattaforme/orbite

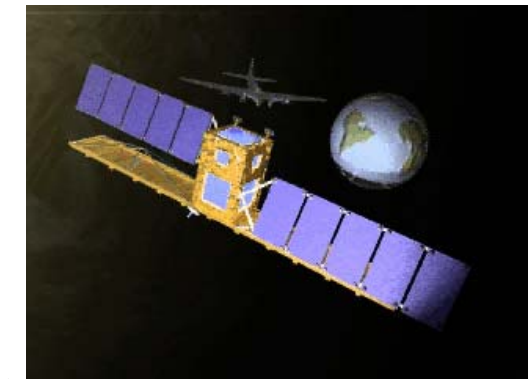
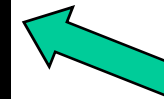
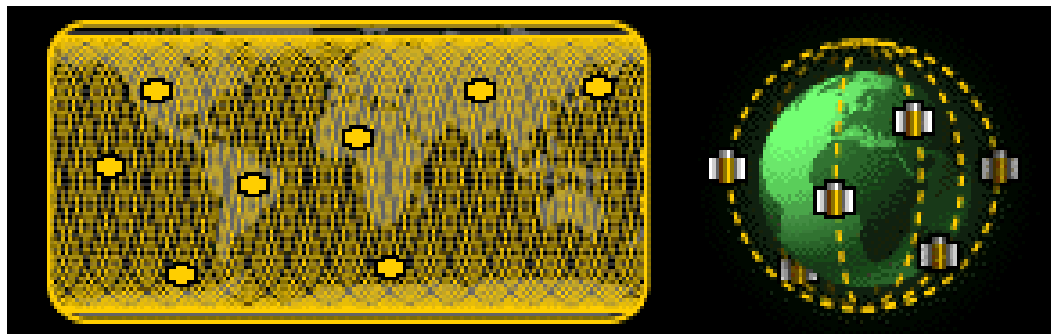
	AEREO	Orbita quasi polare eliosincrona	Orbita geostazionaria
Ripetitività	N/A	Medio bassa (12h – 30 gg)	Alta (15-30 min)
Copertura	Scarsa	Medio alta (anche globale)	Media (\approx 1/4 Terra)
Risoluzione spaziale	Alta	Medio alta (1m–1km VIS/IR)	Bassa (1-5 km VIS/IR)

Costellazioni di satelliti

Copertura satellite singolo



Copertura costellazione



Costellazioni satelliti (con diversa ascensione retta Ω) migliora tempo di rivisita a freschezza del dato

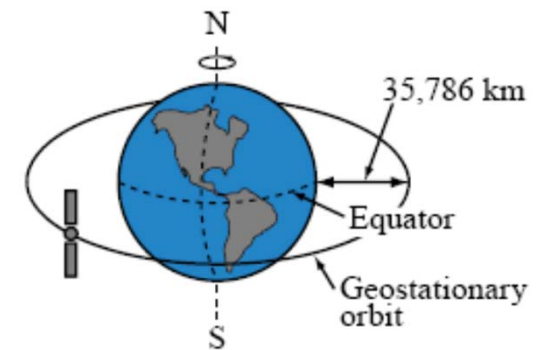


SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

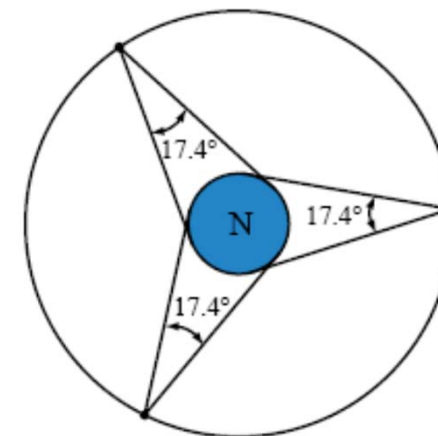
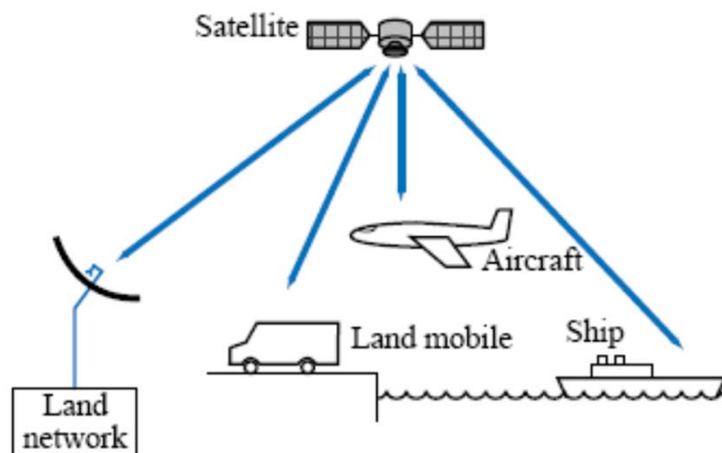
Sistemi spaziali di telecomunicazione

Telecomunicazioni spaziali

- Un'ampia gamma di servizi in voce, dati e video a terminali sia fissi che mobili è fornita da una vasta rete di comunicazione la cui realizzabilità ed efficacia è dovuta all'uso di satelliti in orbita che fungono da ponti radio in grado coprire vaste aree della superficie terrestre.
- Un satellite posizionato in *orbita geostazionaria* a 35786 km sopra l'equatore ha visibilità su più di un terzo della superficie terrestre ed è in grado di collegare tra loro qualsiasi coppia di luoghi all'interno della sua area di copertura.



(a) Geostationary satellite orbit



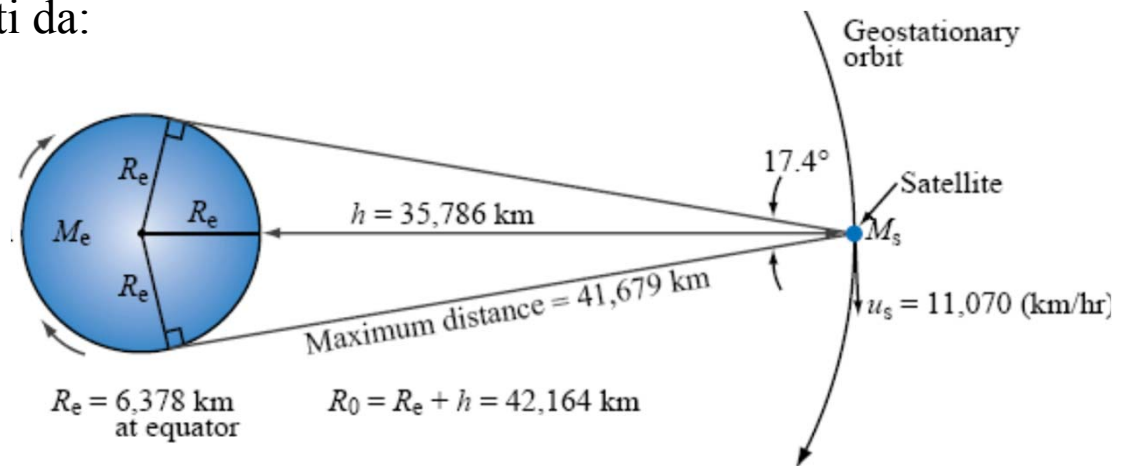
(b) Worldwide coverage by three satellites spaced 120° apart

Orbita geostazionaria (1/2)

- Un satellite è detto in orbita geostazionaria attorno alla Terra quando si trova in orbita circolare su un piano coincidente col piano equatoriale terrestre ad una quota tale che il periodo orbitale sia pari al periodo di rotazione della Terra.
- Un satellite di massa M_s , in orbita circolare attorno alla Terra, è soggetto a due forze, la forza gravitazionale F_g ed una forza centrifuga repulsiva F_c . I moduli delle due forze sono dati da:

$$F_g = GM_s M_e / R_0^2$$

$$F_c = M_s (\omega v_s) = M_s \omega^2 R_0$$



G : costante gravitazionale $6.67 \cdot 10^{-11}$ [N m² / kg²]

M_e : Massa della terra $5.98 \cdot 10^{24}$ kg

R_0 : distanza satellite - centro della Terra

G : costante gravitazionale $6.67 \cdot 10^{-11}$ [N m² / kg²]

v_s : velocità del satellite = ωR_0 ; ω : velocità angolare.

Orbita geostazionaria (2/2)

- Affinché il satellite resti in orbita le due forze opposte che agiscono su di esso devono essere uguali in modulo:

$$GM_s M_e / R_0^2 = M_s \omega^2 R_0$$

- Perché il satellite rimanga fermo rispetto alla superficie terrestre, la sua velocità angolare deve essere pari alla velocità di rotazione della Terra attorno al proprio asse: $\omega = 2\pi/T$, dove T è la durata in secondi di un giorno sidereo. Esso tiene in conto del moto di rivoluzione della Terra attorno al sole e dura 23 ore, 56 min. e 4.1 sec. (1 giorno solare = 1 giorno sidereo + 4 min.; tiene conto della rivoluzione della Terra intorno al Sole, trascurabile se riferito alle stelle fisse come nel giorno sidereo che è l'intervallo di tempo compreso fra due passaggi consecutivi di una stella sullo stesso meridiano terrestre). Si ottiene:

$$R_0 = (GM_e T^2 / 4\pi^2)^{1/3} = 42164 \text{ km} \quad \Rightarrow \quad h = R_0 - R_e = 35786 \text{ km}$$

- Vista dall'orbita geostazionaria, la terra sottende un angolo di 17.4° che copre un arco di circa 18000 km lungo l'equatore a cui corrisponde un angolo di longitudine di circa 160° . Tramite tre satelliti equispaziati si può ottenere una copertura globale di tutto il piano equatoriale, con una significativa sovrapposizione delle aree di copertura dei tre satelliti.

Rapporto segnale-rumore in ricezione

- Per caratterizzare le prestazioni un'antenna in ricezione si fa riferimento al **rapporto segnale-rumore SNR** o (S/N) , definito come il rapporto tra la potenza di segnale e la potenza di rumore *all'ingresso di un ricevitore equivalente privo di rumore*.
- Dalla formula di Friis e dall'espressione della potenza di rumore in ricezione, ricaviamo:

$$\frac{S}{N} = \frac{W_r}{W_{N_{sys}}} = \frac{EIRP G_r / (L_{fs} L_{path} L_{sys})}{K T_{sys} B} = \frac{EIRP G_r / (L_{fs} L_{path} L_{sys})}{K (T_{REC} + T_A'') B}$$

- E' anche usuale caratterizzare il collegamento in termini di **rapporto Portante-Rumore** (S/N) o **Energia-Rumore** (E_b/N_0) :

$$\frac{S}{N} = \frac{C}{N_0} \frac{1}{B} = \frac{E_b f_b}{N_0 B} = \frac{E_b}{N_0} \left(\frac{f_b}{B} \right)$$

Spectral efficiency B/f_b : for a PSK, ASK or QAM modulation with pulse shaping such as raised cosine shaping, the B/f_b ratio is usually slightly larger than 1, depending of the pulse shaping filter.

dove E_b energia-per-bit [J/b], N_0 densità spettrale di rumore [W/Hz], f_b tasso di trasmissione per bit [b/s], legato alla probabilità del tasso di errore di bit (BER) e dipendente dalla modulazione.

- Si definisce anche il rapporto G/T:

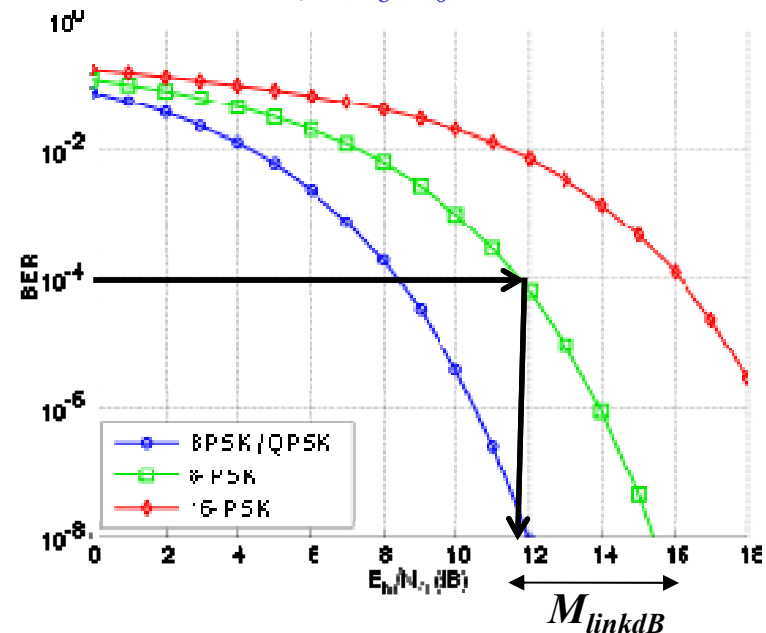
$$\frac{G}{T} = \frac{G_{r \max}}{T_{sys}}$$

Tasso di errore in sistemi digitali

- **Bit error rate or bit error ratio (BER)** is the number of received bits that have been altered due to noise, interference and distortion, divided by the total number of transferred bits during a studied time interval. BER is a unitless performance measure, often expressed as a percentage number.
 - The **bit error probability P_e** is the expectation value of the BER. The BER can be considered as an approximate estimate of the bit error probability. This estimate is accurate for a long studied time interval and a high number of bit errors
- In a communication system, the **receiver side BER** may be affected by transmission channel noise, interference, distortion, bit synchronization problems, attenuation, wireless multipath fading, etc.
 - The BER may be **improved** by choosing a strong signal strength (unless this causes cross-talk and more bit errors), by choosing a slow and robust modulation scheme or line coding scheme, and by applying channel coding schemes such as redundant forward error correction codes.

For example, in the case of QPSK modulation and AWGN channel, the BER as function of the E_b/N_0 is given by:

$$BER = 1 / 2erfc(E_b/N_0).$$



$$\left. \frac{S}{N} \right|_{reqdB} = \left. \frac{S}{N} \right|_{dB} + M_{linkdB}$$

M_{link} è il margine (>1 , $>0dB$) del collegamento utile per compensare la variabilità di $L_{pathRain}$

Raccomandazione ITU-R P. 618

Rec. ITU-R P.618-9

1

Annex 1

RECOMMENDATION ITU-R P.618-9

Propagation data and prediction methods required for the design of Earth-space telecommunication systems

(Question ITU-R 206/3)

(1986-1990-1992-1994-1995-1997-1999-2001-2003-2007)

Scope

This Recommendation predicts the various propagation parameters needed in planning Earth-space systems operating in either the Earth-to-space or space-to-Earth direction.

The ITU Radiocommunication Assembly,

considering

- a) that for the proper planning of Earth-space systems it is necessary to have appropriate propagation data and prediction techniques;
- b) that methods have been developed that allow the prediction of the most important propagation parameters needed in planning Earth-space systems;
- c) that as far as possible, these methods have been tested against available data and have been shown to yield an accuracy that is both compatible with the natural variability of propagation phenomena and adequate for most present applications in system planning.

recommends

1 that the methods for predicting the propagation parameters set out in Annex 1 should be adopted for planning Earth-space radiocommunication systems, in the respective ranges of validity indicated in Annex 1.

NOTE 1 – Supplementary information related to the planning of broadcasting-satellite systems as well as maritime, land, and aeronautical mobile-satellite systems, may be found in Recommendations ITU-R P.679, ITU-R P.680, ITU-R P.681 and ITU-R P.682, respectively.

1 Introduction

In the design of Earth-space links for communication systems, several effects must be considered. Effects of the non-ionized atmosphere need to be considered at all frequencies, but become critical above about 1 GHz and for low elevation angles. These effects include:

- a) absorption in atmospheric gases; absorption, scattering and depolarization by hydrometeors (water and ice droplets in precipitation, clouds, etc.); and emission noise from absorbing media; all of which are especially important at frequencies above about 10 GHz;
- b) loss of signal due to beam-divergence of the earth-station antenna, due to the normal refraction in the atmosphere;
- c) a decrease in effective antenna gain, due to phase decorrelation across the antenna aperture, caused by irregularities in the refractive-index structure;
- d) relatively slow fading due to beam-bending caused by large-scale changes in refractive index; more rapid fading (scintillation) and variations in angle of arrival, due to small-scale variations in refractive index;
- e) possible limitations in bandwidth due to multiple scattering or multipath effects, especially in high-capacity digital systems;
- f) attenuation by the local environment of the ground terminal (buildings, trees, etc.);
- g) short-term variations of the ratio of attenuations at the up- and down-link frequencies, which may affect the accuracy of adaptive fade countermeasures;
- h) for non-geostationary satellite (non-GSO) systems, the effect of varying elevation angle to the satellite.

Ionospheric effects (see Recommendation ITU-R P.531) may be important, particularly at frequencies below 1 GHz. For convenience these have been quantified for frequencies of 0.1; 0.25; 0.5; 1; 3 and 10 GHz in Table 1 for a high value of total electron content (TEC). The effects include:

- j) Faraday rotation: a linearly polarized wave propagating through the ionosphere undergoes a progressive rotation of the plane of polarization;
- k) dispersion, which results in a differential time delay across the bandwidth of the transmitted signal;
- l) excess time delay;
- m) ionospheric scintillation: inhomogeneities of electron density in the ionosphere cause refractive focusing or defocusing of radio waves and lead to amplitude fluctuations termed scintillations. Ionospheric scintillation is maximum near the geomagnetic equator and smallest in the mid-latitude regions. The auroral zones are also regions of large scintillation. Strong scintillation is Rayleigh distributed in amplitude; weaker scintillation is nearly log-normal. These fluctuations decrease with increasing frequency and depend upon path geometry, location, season, solar activity and local time. Table 2 tabulates fade depth data for VHF and UHF in mid-latitudes, based on data in Recommendation ITU-R P.531.

Accompanying the amplitude fluctuation is also a phase fluctuation. The spectral density of the phase fluctuation is proportional to $1/f^2$, where f is the Fourier frequency of the fluctuation. This spectral characteristic is similar to that arising from flicker of frequency in oscillators and can cause significant degradation to the performance of receiver hardware.

Attenuazione supplementare

- Per un collegamento in ponte radio operante a frequenza superiore a 10 GHz, l'attenuazione supplementare dovuta pioggia è il fattore più importante da considerare.

Per $f > 10$ GHz :

$$\text{Attenuazione totale: } L_{tot}|_{dB} = L_{sys}|_{dB} + L_{fs}|_{dB} + L_{pathRain}|_{dB}$$

- Poiché in generale *l'intensità di precipitazione varia nello spazio e nel tempo*, $L_{pathRain}$ non è nota una volta dimensionato un collegamento, ma può essere descritta solo statisticamente tramite la **probabilità che un certo valore di $L_{pathRain}$ sia superato per una certa percentuale di tempo**.
- Le statistiche dell'attenuazione non sono facilmente determinabili poiché, sebbene misure pluviometriche di R si effettuino da oltre un secolo, gli eventi di attenuazione molto elevata (per cui il collegamento è fuori servizio), corrispondenti a valori di forte precipitazione, sono estremamente localizzati (servirebbe una rete di pluviometri molto densa spazialmente) e pressoché istantanei (gli Istituti Meteorologici forniscono dati medi di R).
- Oggi sono disponibili osservazioni sperimentali raccolte in diverse località su tempi lunghi (utili per statistiche affidabili).

Modello ITU di attenuazione da pioggia (1/2)

- Anche nei collegamenti spaziali l'attenuazione dipende dalle proprietà statistiche dell'intensità di pioggia e dalla sua distribuzione spaziale. In questo caso, i parametri da considerare sono quelli mostrati in figura:
 - h_s [km]: altezza sul livello del mare;
 - h_R [km]: quota massima per cui si ha pioggia;
 - θ : angolo di elevazione.
- Le quota massima a cui si ha pioggia è data dalle seguente formula empirica (ϕ è la latitudine):

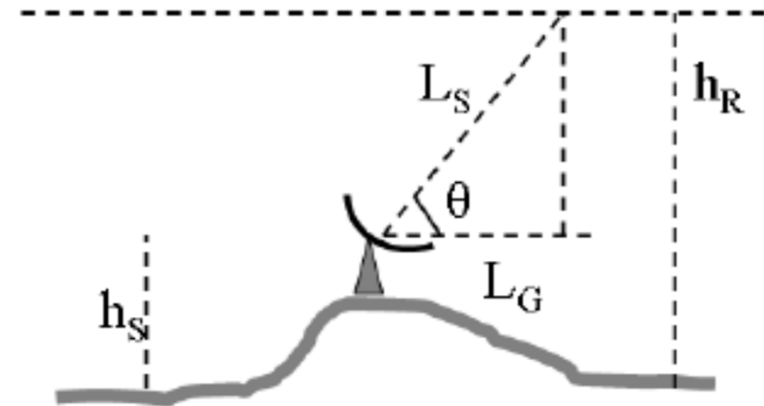
$$h_R = 3 + 0.028\phi \text{ per } \phi \leq 36^\circ$$

$$h_R = 4 - 0.075(\phi - 36) \text{ per } \phi > 36^\circ$$

- Inoltre:

$$L_S = \frac{h_R - h_s}{\sin \theta}$$

$$L_G = L_S \cos \theta$$



Modello ITU di attenuazione da pioggia (1/2)

- Sarà descritto il modello proposto dall'ITU per **collegamenti spaziali**
- Analogamente al caso dei ponti radio terrestri, si considera l'intensità di pioggia R_{001} ecceduta per lo 0.01% del tempo e si calcola la corrispondente attenuazione per unità di lunghezza R_{001} [dB/km]. Tuttavia, si esprimono i parametri in una forma più generale in funzione di angoli di elevazione θ e di polarizzazione τ .

$$u = \frac{u_H + u_V + (u_H - u_V) \cos^2 \theta \cos 2\tau}{2}$$

$$v = \frac{u_H v_H + u_V v_V + (u_H v_H - u_V v_V) \cos^2 \theta \cos 2\tau}{2u}$$

- L'attenuazione in dB ecceduta per lo 0.01% del tempo è:

$$A_{001T} = u R_{001}^v L_s \frac{1}{1 + 0.0286 L_g \exp(0.015 R_{001})}$$

- Per una generica percentuale di tempo p , l'attenuazione ecceduta (in dB) è:

$$A_p = A_{001T} 0.12 p^{-[0.546 + 0.043 \log(p)]}$$

Modello ITU di attenuazione da pioggia (2/2)

– Per una generica percentuale di tempo p , l'attenuazione ecceduta (in dB)

è:

$$A_p = A_{0.01T} 0.12 p^{-[0.546+0.043 \log(p)]}$$

Probabilità che $R < R_0$:

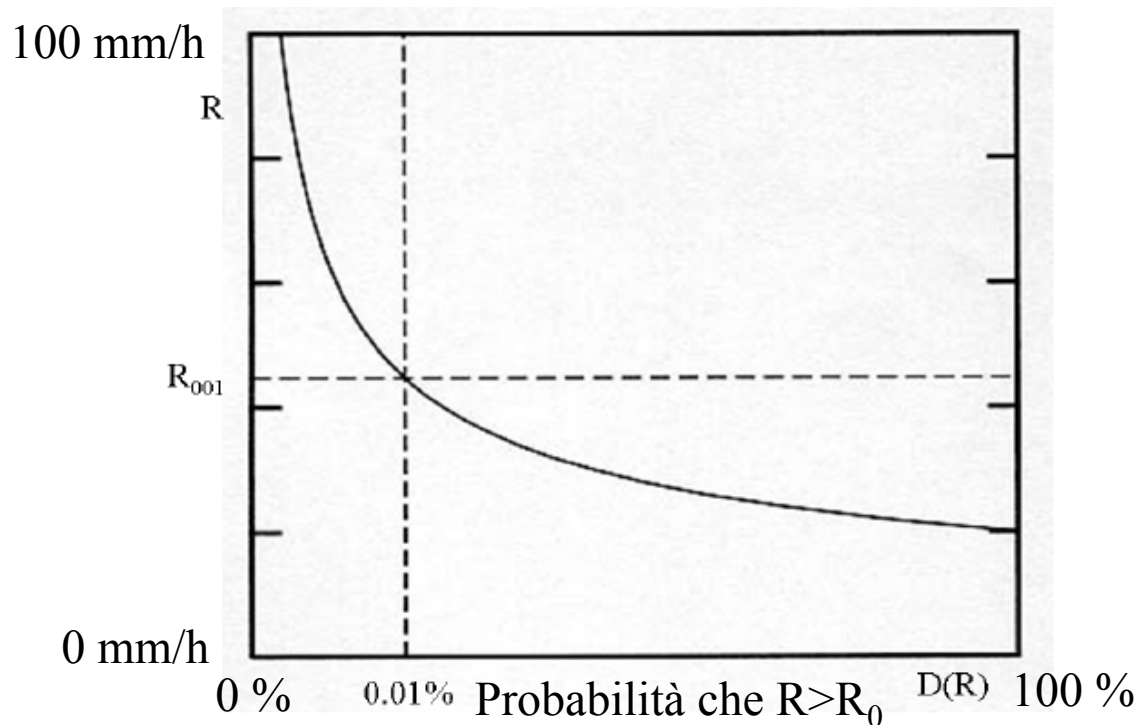
$$p(R < R_0) = 1 - D(R > R_0)$$

da cui

$$D(R > R_0) = 1 - p(R < R_0)$$

$p(x)$: densità di probabilità

$D(x)$: distribuzione (cumulativa) di prob.



- Anche per il problema della pioggia, sono spesso usate tecniche di diversità. In questo caso è efficace la diversità di spazio, con spazature tra le antenne di almeno 10 km.

Modello ITU di temp. di brillantezza da pioggia

- **Ipotesi:**

- strato pioggia di spessore verticale $h=h_R-h_S$ a temperatura $T=T_m$ uniforme con $T_B(z=0)=T_C=2.7$ K.
- Coefficiente di assorbimento (km^{-1}) k_{a0} uniforme e albedo nulla

- **Trasferimento radiativo amicroonde**

$$\frac{dT_B(r)}{dr} = -k_a T_B(r) + T(r)$$

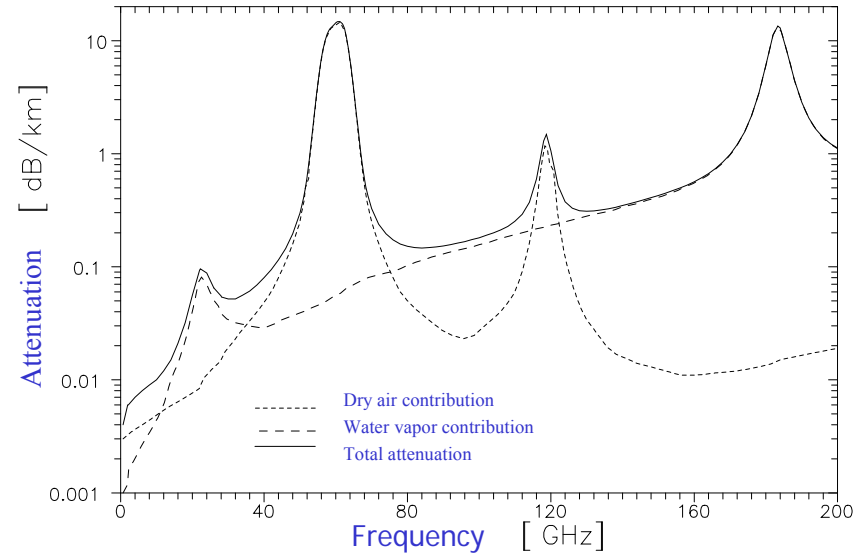
$$\Rightarrow \frac{dT_B(z, \theta)}{dz} \sin\theta = -k_{a0} T_B(z, \theta) + T_m$$

$$\Rightarrow T_B(z, \theta) = T_B(0, \theta) e^{-k_{a0} h / \sin\theta} + T_m (1 - e^{-k_{a0} h / \sin\theta})$$

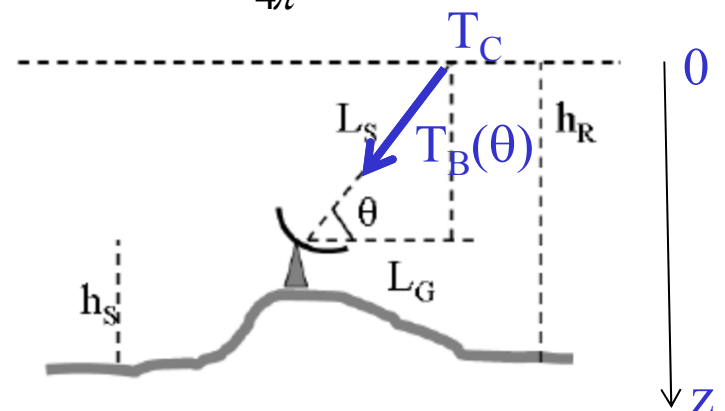
$$\Rightarrow T_B(z, \theta) = T_C e^{-A_z / \sin\theta} + T_m (1 - e^{-A_z / \sin\theta})$$

ITU-R formula:

$$T_B(\theta) = T_m [1 - \exp(-A / \sin\theta)] \quad \text{con } T_m = 260 \text{ K}$$

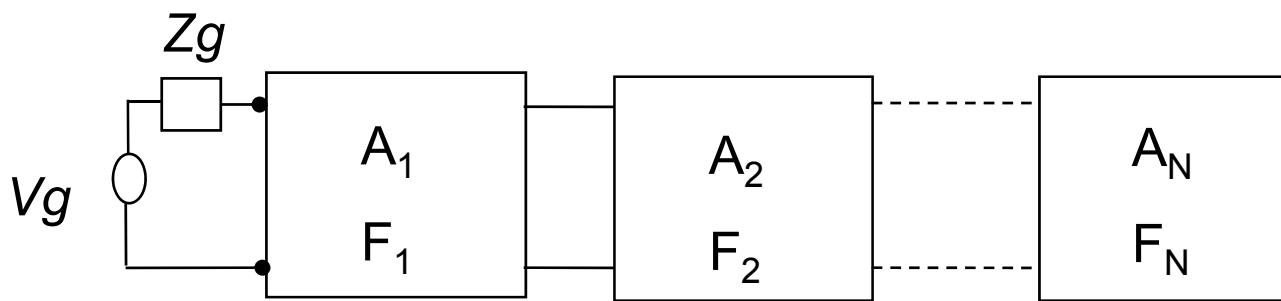


$$T_A = \frac{1}{4\pi} \int_{4\pi} D(\theta, \phi) T_B(\theta, \phi) d\Omega$$



Stadi in cascata e figura di rumore

Generalmente il ricevitore è costituito da più stadi in cascata (amplificatore RF, mixer, amplificatore IF, etc.). Il fattore di rumore complessivo di una cascata di reti 2 porte è dato da:



$$F = F_1 + (F_2 - 1)/A_1 + (F_3 - 1)/A_1A_2 + \dots + (F_N - 1)/A_1A_2 \dots A_{N-1}$$

In base a questa espressione si nota come, dal punto di vista del SNR convenga usare, come prima rete, una avente F più basso possibile ed A più alto possibile.

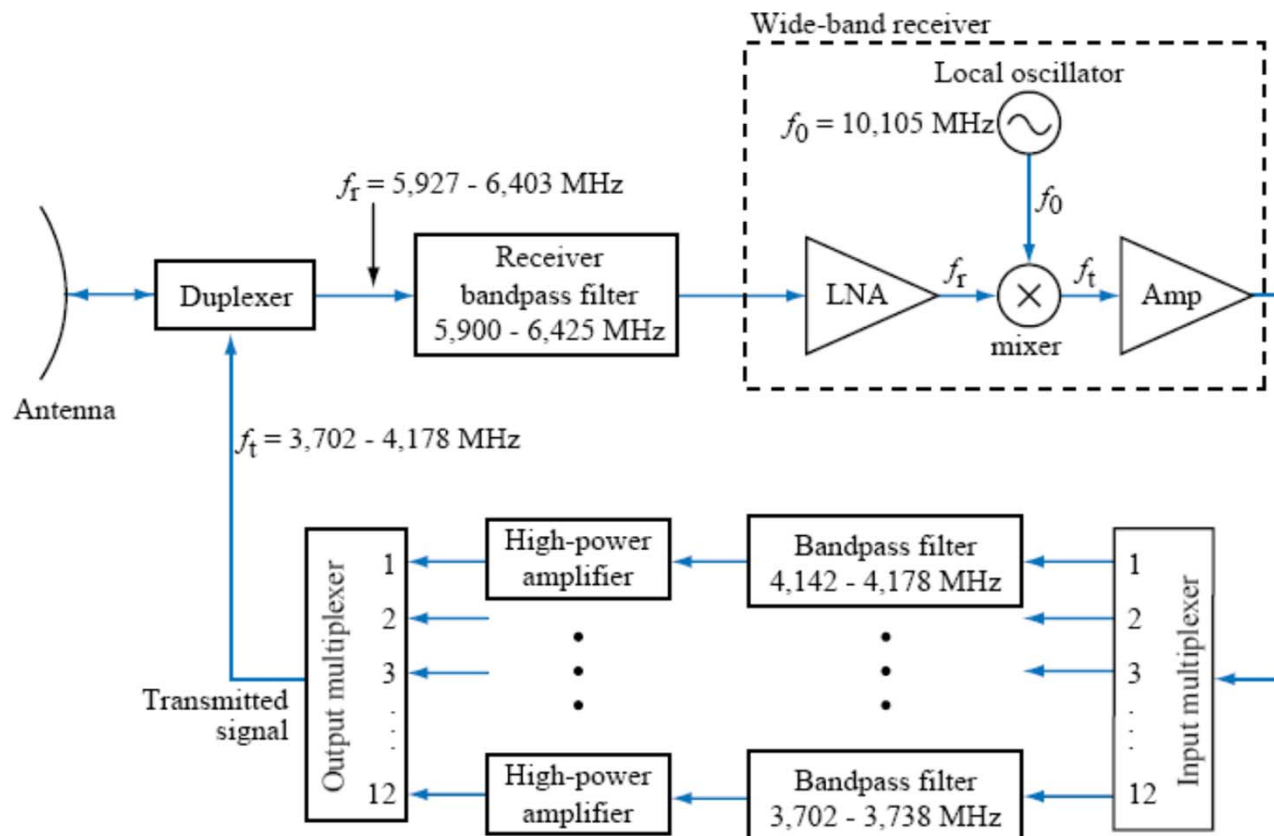
In questo caso la potenza di rumore *all'uscita* dovuta alla catena ricevente è:

$$W_{nREC} = (F-1)T_0AKB = T_{REC}AKB \quad [\text{in ingresso è } T_{REC}KB = (F-1)T_0KB]$$

dove F è dato dalla formula scritta sopra e $A = A_1A_2 \dots A_{N-1}A_N$

Trasponditori satellitari (1/2)

- Un satellite per le TLC funge in pratica da ripetitore a grande distanza che riceve i segnali dalle stazioni terrestri sulla tratta *uplink*, li elabora e quindi li ritrasmette verso le rispettive stazioni di terra sulla tratta *downlink*.
- In figura sono mostrati gli elementi di un comune ripetitore (trasponder satellitare) a 12 canali nella banda 4/6 GHz, la più usata, insieme alla banda 12/14 GHz, dai satelliti commerciali USA per le TLC.

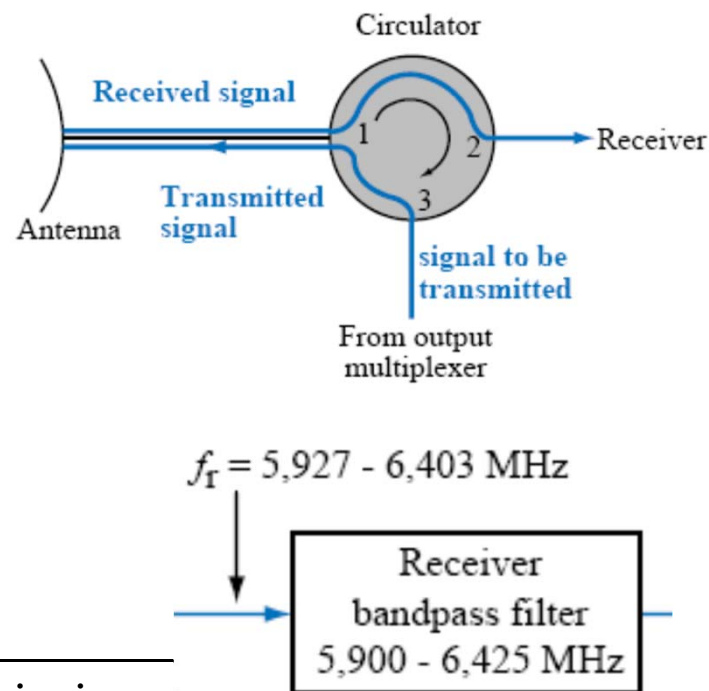


Trasponditori satellitari (2/2)

- Per ciascuna sottobanda di *uplink* e *downlink* sono allocato 500 MHz di banda; usando sottobande diverse per *uplink* e *downlink*, **si possono impiegare le stesse antenne per entrambe le funzioni ed, allo stesso tempo, garantire l'assenza di interferenze tra i due segnali.**
- Di solito per il *downlink* si usa la sottobanda a frequenza inferiore, perché le frequenze più basse sono meno sensibili all'assorbimento atmosferico e consentono quindi requisiti meno stringenti sulla potenza trasmessa dal satellite.
- Nell'esempio in figura a pag. 5, la banda disponibile di 500 MHz viene allocata su 12 canali (a ciascuno dei quali corrisponde un trasponder), con una banda passante di 36 MHz per canale ed una banda i guardia di 4 MHz tra canali adiacenti.
- Impiegando la tecnica dell'accesso multiplo a divisione di frequenza (FDMA) ogni trasponder può contenere, all'interno dei propri 36 MHz, migliaia di canali telefonici (banda di 4 KHz), diversi canali TV (6 MHz), milioni di bit di dati numerici, oppure varie combinazioni dei tre tipi di traffico.
- N.B. un canale è definito come la banda di frequenza usata per una singola trasmissione (di qualsiasi tipo essa sia).

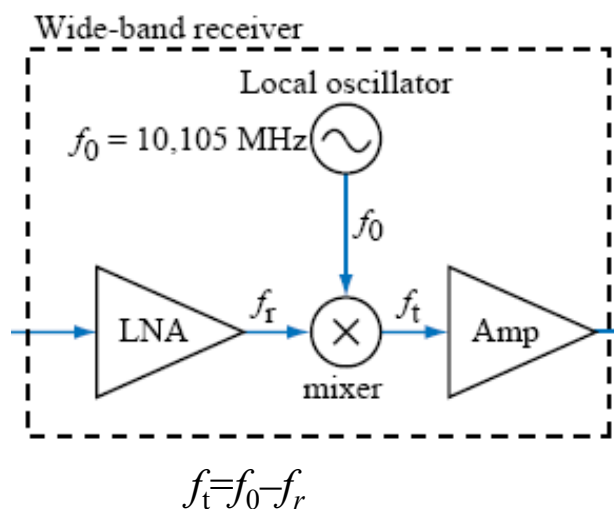
Elementi di un trasponditore spaziale (1/3)

- Se si usa la stessa antenna sia per la Tx che per la Rx, la separazione tra i due segnali si realizza mediante un *duplexer*. Il duplexer più comune è il *circolatore a ferrite*: una giunzione a μ onde a tre porte tale che il flusso di potenza entrante dalla porta 1 viene diretto esclusivamente verso la porta 2, quello entrante dalla 2 verso la 3, e quello dalla 3 verso la 1.
- Se la porta 2 è opportunamente adattata al filtro passa banda di ricezione, nessun segnale verrà riflesso dalla porta 2 verso la 3. Il segnale trasmesso invece verrà incanalato dalla porta 3 verso la 1 affinché venga irradiato dall'antenna.
- A valle del circolatore il segnale viene filtrato per isolarlo dal segnale trasmesso. Il filtro copre la banda tra 5925 e 6425 GHz che comprende l'insieme delle bande passanti dei 12 canali: il primo canale si estende da 5927 a 5963 MHz, il secondo da 5967 a 6003 MHz etc. Il dodicesimo copre la banda 6367-6403 MHz.



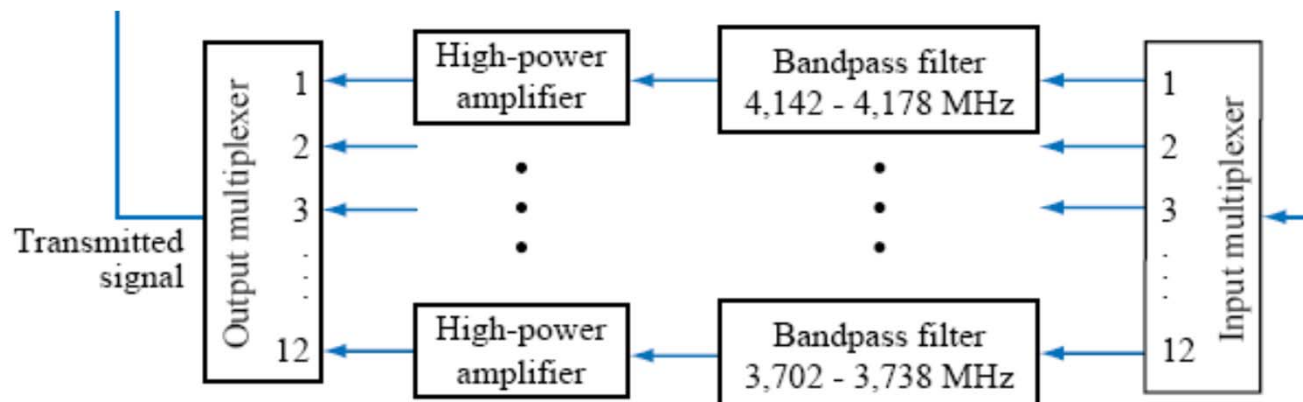
Elementi di un trasponditore spaziale (2/3)

- A valle del filtro di ricezione si trova il ricevitore a larga banda formato da tre elementi: un amplificatore a larga banda e basso rumore, un convertitore di frequenza, ed un amplificatore di uscita.
- Il convertitore di frequenza è formato da un oscillatore locale stabile che genera un segnale alla frequenza di 10105 MHz, collegato ad un mixer non lineare a μ onde. Quest'ultimo converte la frequenza del segnale ricevuto ad una più bassa. Nello schema a blocchi considerato la banda di ricezione viene convertita dall'intervallo 5977-6403 MHz al range 3702-4128 MHz.
- Si ottengono così 12 canali su nuovi intervalli di frequenza i cui segnali trasportano la stessa informazione.



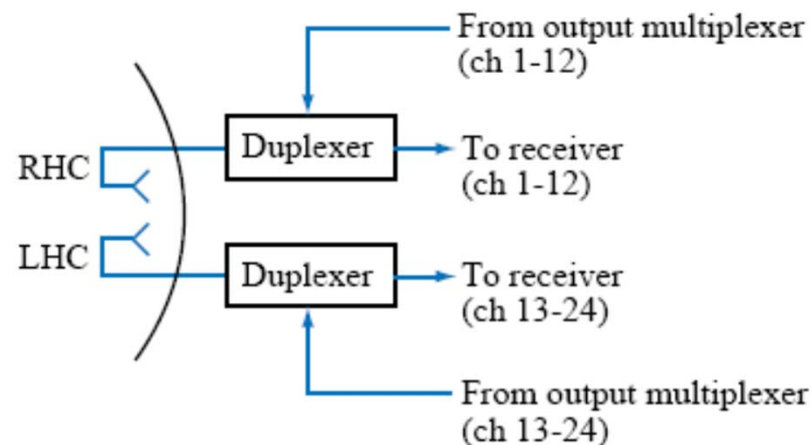
Elementi di un trasponditore spaziale (3/3)

- Il segnale in uscita dal ricevitore potrebbe essere diretto al circolatore e ritrasmesso verso terra. Generalmente si separano i canali dei 12 trasponder tramite un *multiplexer* seguito da un banco di filtri a banda stretta, ciascuno dei quali copre la banda passante di un canale. Ogni canale viene amplificato da un proprio *amplificatore di potenza* e tutti i canali sono poi ricombinati da un altro multiplexer che trasferisce il segnale complessivo al circolatore.
- Il processo di separazione e ricombinazione si usa per sicurezza, in modo da non perdere tutti e 12 i canali nel caso in cui l'amplificatore di potenza subisca un degrado nelle prestazioni o un guasto.



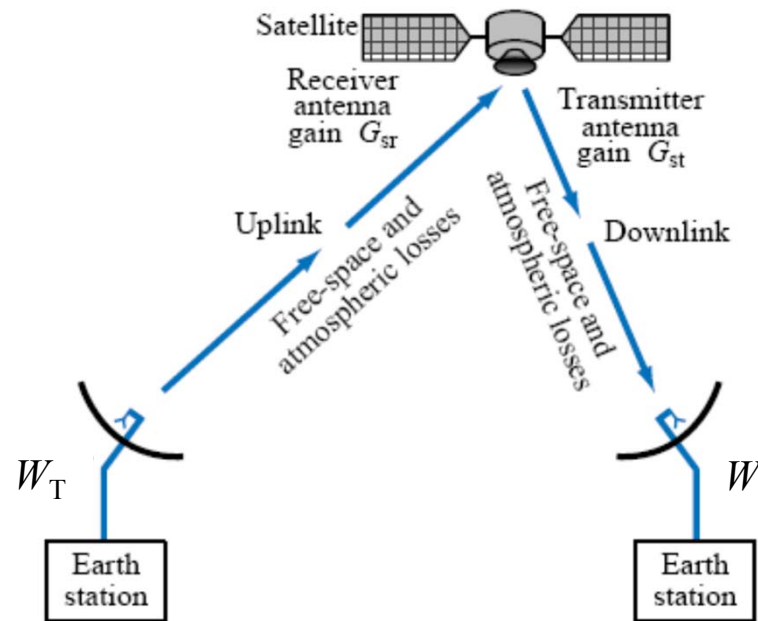
Diversità di polarizzazione di canale

- La capacità di un satellite di veicolare informazione può essere raddoppiata (da 12 a 24 canali nell'esempio che si sta considerando) impiegando, sulla stessa banda passante (500 MHz nell'esempio) la tecnica a diversità di polarizzazione.
- Nella tecnica a diversità di polarizzazione la stazione di terra trasmette due segnali che trasportano informazioni diverse e coprono la stessa banda passante, ma con polarizzazioni dell'antenna diverse, p. es. circolare destra e circolare sinistra.
- In questo caso l'antenna sul satellite è dotata di un sistema in grado di ricevere separatamente i segnali in ciascuna delle due polarizzazioni con interferenza trascurabile. Questo schema impiega due duplexer.



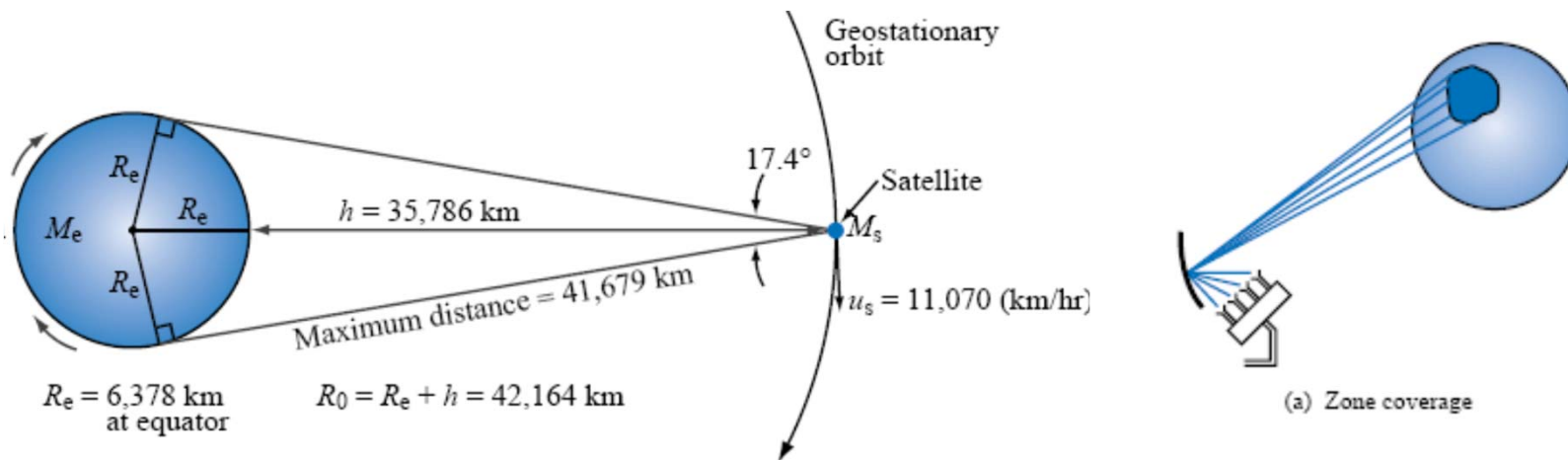
Potenze in un collegamento satellitare

- I segmenti di *uplink* e *downlink* di un collegamento satellitare sono entrambi descritti dalla formula di Friis. Alle frequenze d'interesse in questo tipo di collegamenti va considerata l'attenuazione atmosferica determinata dall'assorbimento dei gas e l'attenuazione supplementare causata dalla presenza di nubi e pioggia.
- Nel definire i requisiti di potenza trasmessa, l'attenuazione atmosferica riveste un'importanza sempre maggiore all'aumentare della frequenza nello spettro delle microonde.
- Le prestazioni del sistema di TLC sono definite dal SNR. Alcuni sistemi di trasmissione televisiva satellitare con qualità commerciale sono progettati per fornire valori di SNR dell'ordine di 50 dB.



Antenne e coperture spaziali

- Mentre le antenne per stazioni di terra devono essere molto direttive per evitare interferenze, le antenne su satellite vengono progettate in modo da fornire lobi modellati a misura delle regioni coperte dal satellite.
- Per avere copertura globale è sufficiente un lobo principale di 17.4° (0.3 rad). Invece, in caso di ritrasmissione su regioni di estensione limitata possono essere necessarie ampiezze dell'ordine di 1° (0.0174 rad) o inferiori. In tal caso la zona coperta della superficie terrestre ha un diametro approssimativamente pari al prodotto tra la quota del satellite (35786 km) e l'ampiezza del lobo principale, ossia di circa 630 km.



Guadagno di antenna

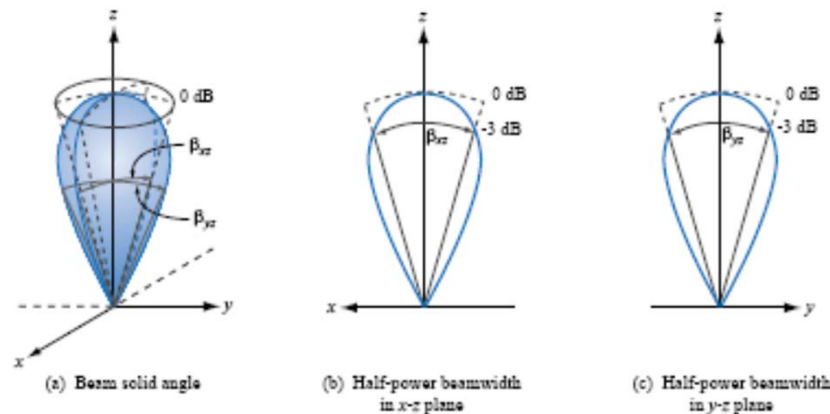
- Assumiamo un'antenna senza perdite. Si ha:

$$G = \frac{4\pi U(\theta, \varphi)}{W_T} = \frac{4\pi U(\theta, \varphi)}{\int_{4\pi} U(\theta, \varphi) d\Omega} = \frac{4\pi U_n(\theta, \varphi)}{\int_{4\pi} U_n(\theta, \varphi) d\Omega} = \frac{4\pi U_n(\theta, \varphi)}{\Omega_A} \Rightarrow G_{\max} = \frac{4\pi}{\Omega_A}$$

con U_n : intensità di radiazione normalizzata e Ω_A : angolo solido di radiazione

- Approssimando l'angolo solido di radiazione con il prodotto delle ampiezze a metà potenza sui due piani principali ed assumendo un lobo a simmetria circolare di ampiezza a metà potenza β , si ricava:

$$G_{\max} = \frac{4\pi}{\beta^2} = \begin{cases} 136 = 21.3 \text{ dB,} & \text{per } \beta = 0.3 \text{ rad} \\ 41253 = 46.2 \text{ dB,} & \text{per } \beta = 0.0174 \text{ rad} \end{cases}$$





SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Sensori elettromagnetici di telerilevamento

Tipologie di sensori di telerilevamento

IN BASE AL PRINCIPIO DI MISURA

- Sensori passivi: non hanno sorgente propria di radiazione. Misurano rad. riflessa/diffusa (VIS, NIR, MIR), emissione termica (MIR, ThIR, MW) o fluorescente (*Radiometri*, radiometri multispettrali, spettroradiometri)
- Sensori attivi: hanno una propria sorgente (*LIDAR*, *RADAR*)

IN BASE ALLA TECNOLOGIA

- Sensori ottici VIS, NIR (camere fotografiche, fotogrammetriche)
- Sensori elettro-ottici VIS e IR (videocamere, radiometri)
- Sensori a microonde (radar altimetro, scatterometro, SLAR, SAR)

IN BASE AL CAMPIONAMENTO SPETTRALE

- Radiometri multispettrali: misurano in 2-10 bande spettrali
- Radiometri iperspettrali: misurano in 10-200 bande spettrali in genere contigue

IN BASE AL PRODOTTO

- Sensori “*imaging*”: producono mappa parametri radiativo mediante tecnica *scansione* (Radiometro a scansione, SLAR, SAR)
- Sensori non imaging (Altimetro, radar meteo, *sounder* atmosferico)
- Profiler: misurano profilo verticale di una grandezza fisica

Panoramica sensori di telerilevamento

		Sensori ottici	Sensori elettro-ottici	Sensori a microonde
Sensori passivi	<i>Non imaging</i>		<ul style="list-style-type: none"> • Radiometro • Spettroradiometro 	<ul style="list-style-type: none"> • Radiometro • Sounder a microonde
	<i>Imaging</i>	Camere <ul style="list-style-type: none"> • fotogrammetriche • Panoramiche • A striscia • Multibanda 	<ul style="list-style-type: none"> • Radiometro • Scansione meccanica • Radiometro pushbroom 	<ul style="list-style-type: none"> • Radiometro a scansione
Sensori attivi	<i>Non imaging</i>		<ul style="list-style-type: none"> • LIDAR 	<ul style="list-style-type: none"> • Scatterometro • Altimetro
	<i>Imaging</i>		<ul style="list-style-type: none"> • Altimetro laser 	<ul style="list-style-type: none"> • RAR/SLAR • SAR • Scatterometro per il vento

RADAR: RADio Detection And Ranging. RAR: Real Aperture Radar. SAR: Synthetic Aperture Radar. SLAR: Side Looking Airborne Radar.

Requisiti dei sensori di telerilevamento

Requisiti spettrali

- Numero/allocazione bande: numero misure a diverse frequenze e frequenza centrale [f_i in Hz, λ_i in μm , $i=1, \dots, N_b$]
- Risoluzione spettrale: larghezza banda spettrale su cui avviene la misura del parametro radiativo [Δf in Hz, $\Delta\lambda$ in μm]

Requisiti spaziali

- Risoluzione spaziale: minima distanza di oggetti puntiformi distinguibili in una immagine (campo di vista istantaneo del sensore = $IFOV$, Δx [metri], $\Delta\theta$ [gradi])
- Copertura: dimensione area ripresa (*swath* : dimensione in direzione trasversa al volo [km], *campo di vista o Field Of View = FOV*: angolo sotteso [gradi])
- Accuratezze geometriche: distorsioni geometriche immagini

Requisiti radiometrici

- Risoluzione radiometrica: minima variazione del parametro radiativo distinguibile rispetto al rumore (deviazione standard delle fluttuazioni statistiche della misura) (S/N, %, $NE\Delta R$ [$W \cdot \text{st}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1}$], $NE\Delta T$ [K], dB)
- Accuratezza radiometrica: accuratezza della misura (differenza tra valore misurato e valore vero del parametro radiativo o geofisico)
- Intervallo dinamico: intervallo tra minimo e massimo valore misurabile

Altro

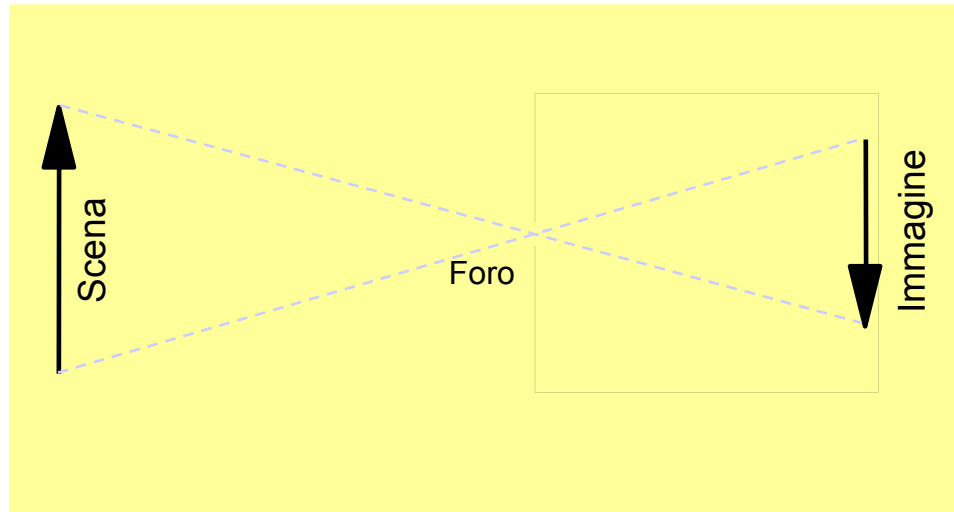
- Scala riprese fotografiche
- Contrasto riprese fotografiche
- Capacità riprese stereoscopiche



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

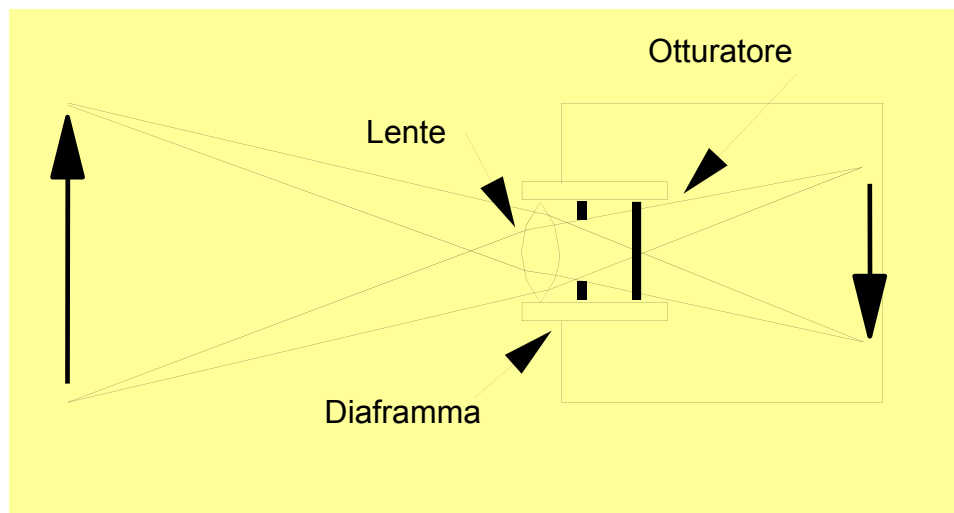
Sensori ottici di telerilevamento

Principio camera fotografica



Utilizzo/applicazioni

Ricognizioni aeree
fotogrammetriche, piattaforme
spaziali abitate
Cartografia di base topografiche,
carte tematiche

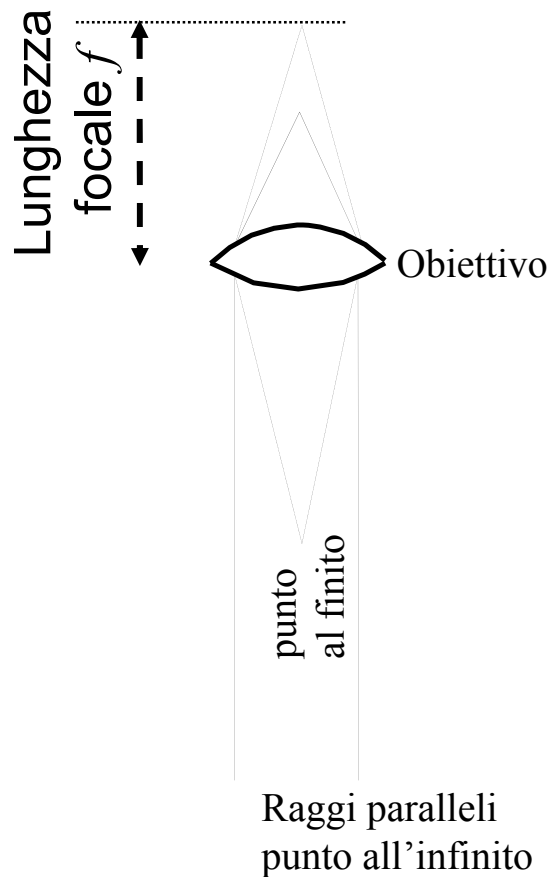


Tipi di camere

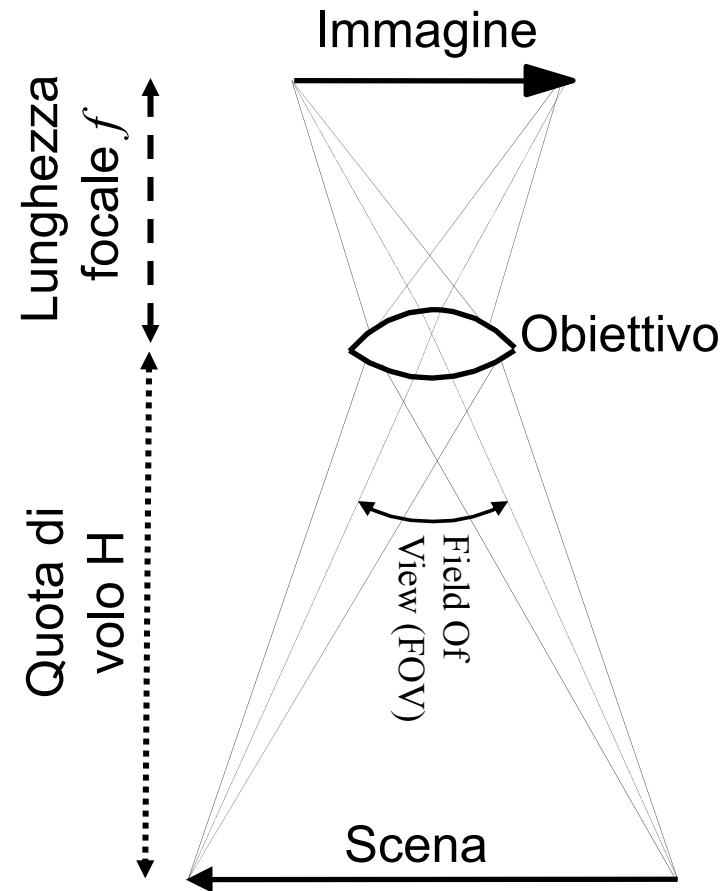
Camera a fotogramma singolo
Camere fotogrammetriche
Camere panoramiche
Camere a striscia
Camere multibanda

Formazione immagine e lunghezza focale

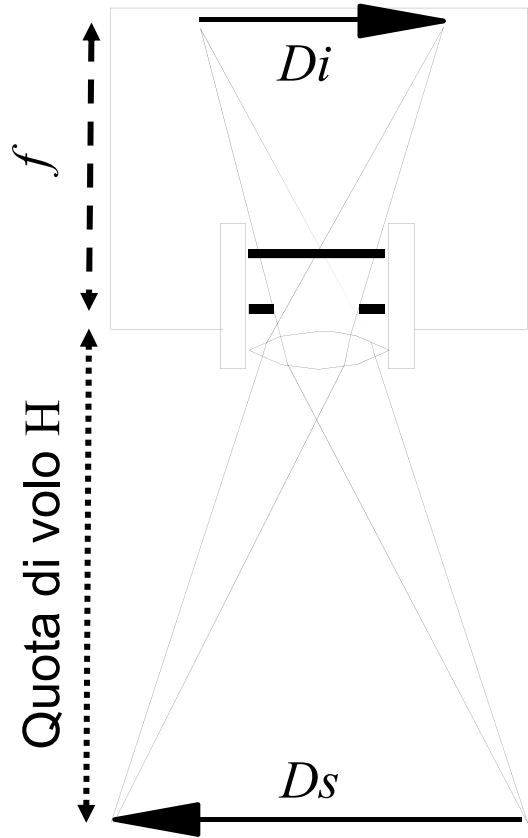
Focalizzazione punto
all'infinito e al finito



Formazione immagine



Scala e contrasto immagini fotografiche



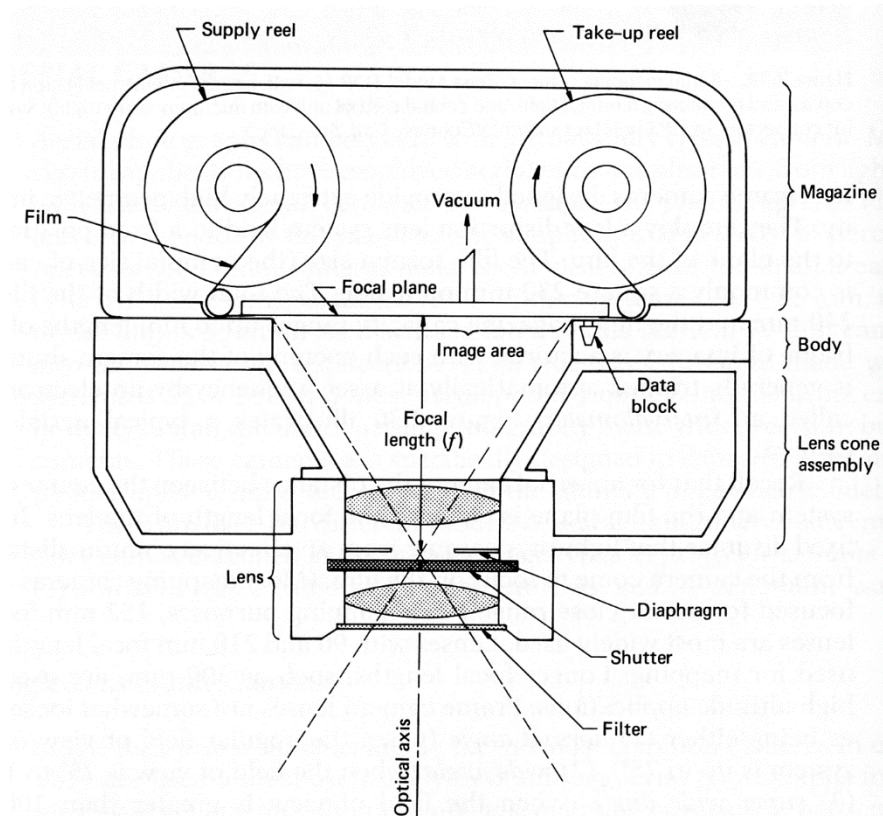
La scala è il rapporto tra dimensione immagine D_i e dimensione scena $D_s = HD_i/f$

$$\text{SCALA} = \frac{\text{Lungh. focale [mm]}}{H \text{ [km]} \times 10^6}$$

$$\text{CONTRASTO} = \frac{\text{Massima densità pellicola}}{\text{Minima densità pellicola}}$$

Camera a fotogramma singolo

Applicazioni:
Cartografia
Fotogrammetria
carte geologiche



Ref. Lillesand, Kiefer, 1994

Caratteristiche:
Campo di vista (FOV) 90° - 120°
Basse distorsioni geometriche
Buona risoluzione geometrica

Camera panoramica

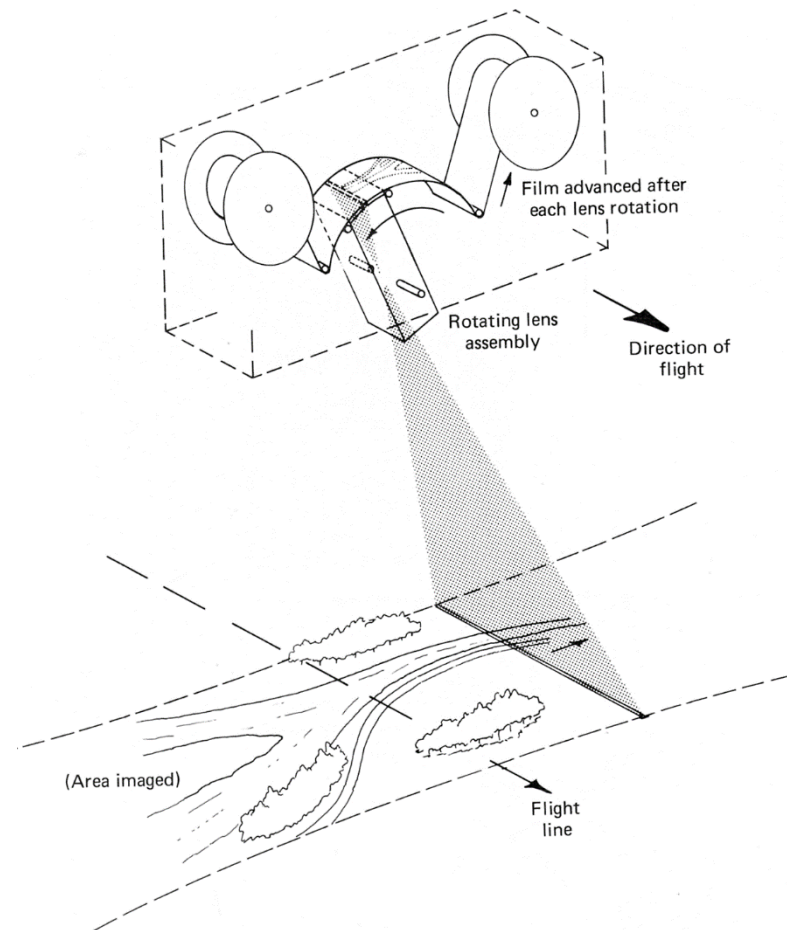
Obiettivo con campo vista stretto. Obiettivo ruota durante la ripresa.

Applicazioni:

immagini vaste aree ad alta
risoluzione
carte geologiche

Caratteristiche

Larghissimo campo di vista
Alta risoluzione geometrica
Importanti distorsioni
geometriche



Ref. Lillesand, Kiefer, 1994

Camera a striscia

Obiettivo fermo con campo vista stretto.

Film si muove con velocità proporzionale a quella del velivolo

Applicazioni:

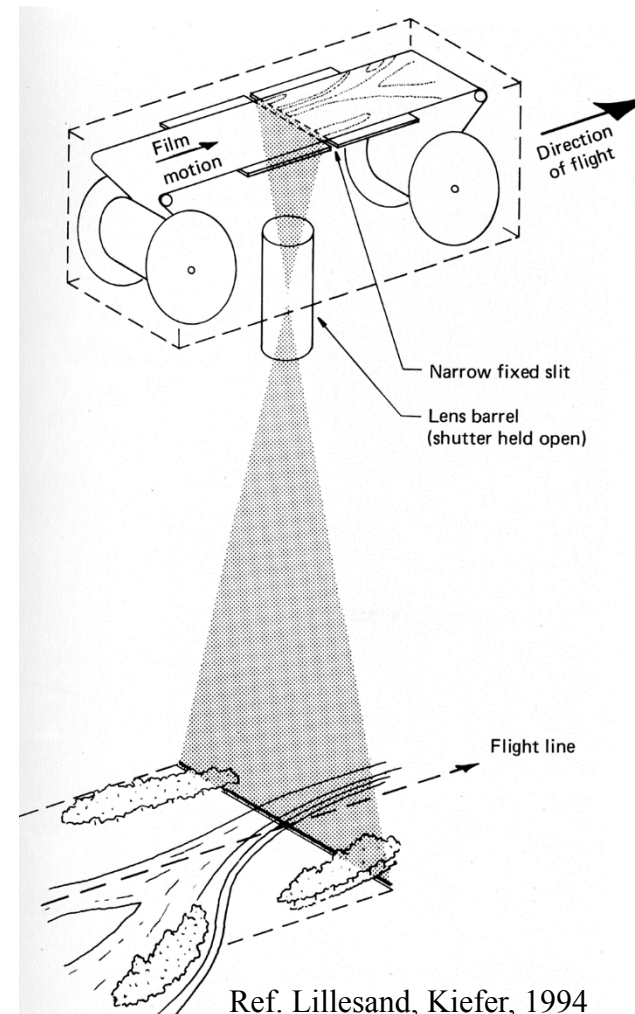
immagini vaste aree da aereo

Caratteristiche

Ripresa continua

Alta risoluzione geometrica

Importanti distorsioni
geometriche



Ref. Lillesand, Kiefer, 1994

Sensori ottici verso elettro-ottici

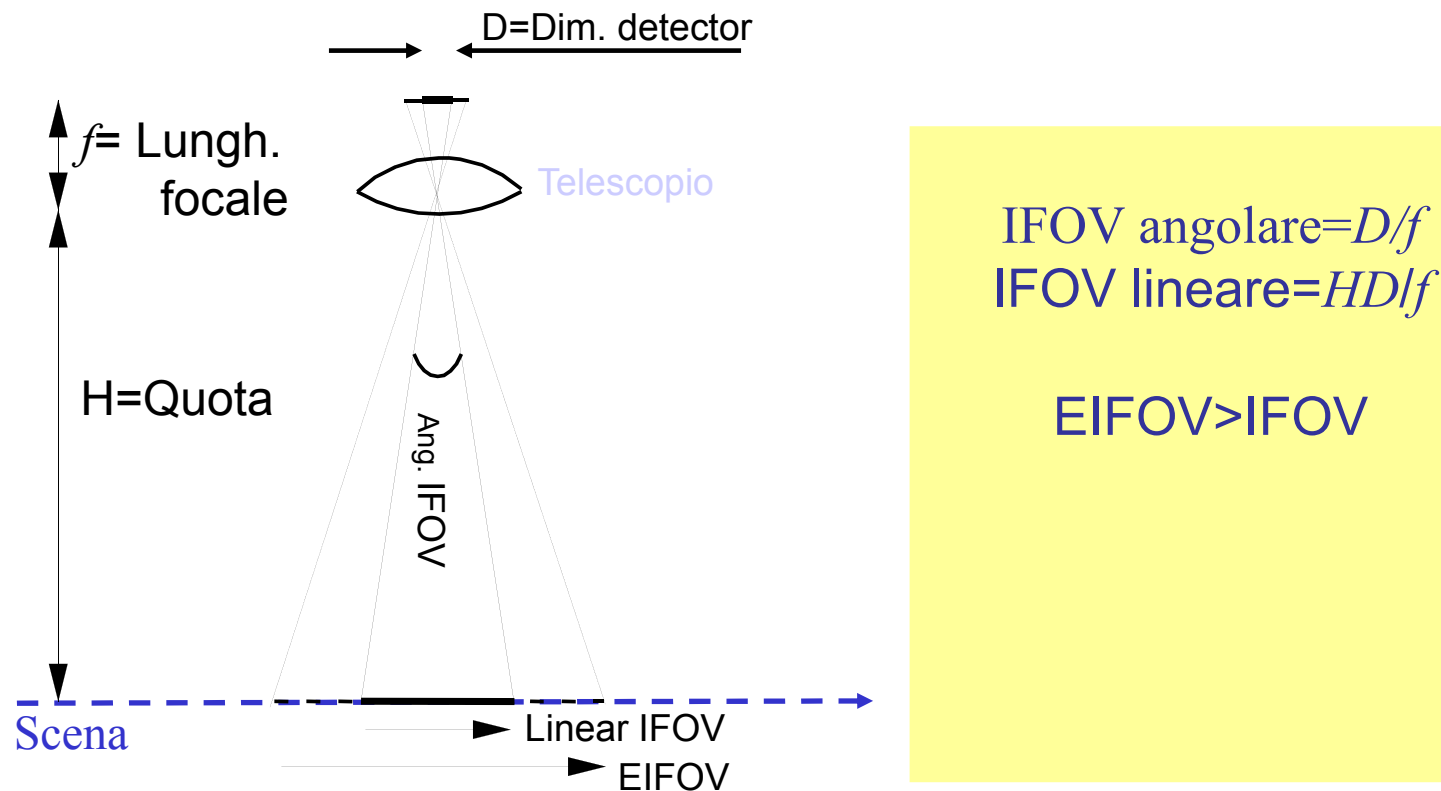
(*) Sensori elettro-ottici trasformano l'irradianza in un segnale elettrico (tensione o corrente) per mezzo di un elemento fotosensibile rivelatore (“*detector*”)

	Sensori fotografici	Sensori elettro-ottici
Vantaggi	<ul style="list-style-type: none">• Affidabilità• Semplicità• Buona efficienza memorizzazione films• Risoluzione spaziale	<ul style="list-style-type: none">• Uscita elettrica (*)• Sensibilità a $1.2 \mu\text{m} > \lambda > 1.2 \mu\text{m}$• Possibilità calibrazione interna• Elevato <i>range</i> dinamico
Svantaggi	<ul style="list-style-type: none">• Processamento film• Sensibilità a $\lambda < 1.2 \mu\text{m}$• Film non riutilizzabile	<ul style="list-style-type: none">• Complessità• Efficienza memorizzazione limitata da supporto (magnetico, magneto-ottico, ottico)

(*) Permette trasmissione dati a terra, memorizzazione a bordo, analisi digitale

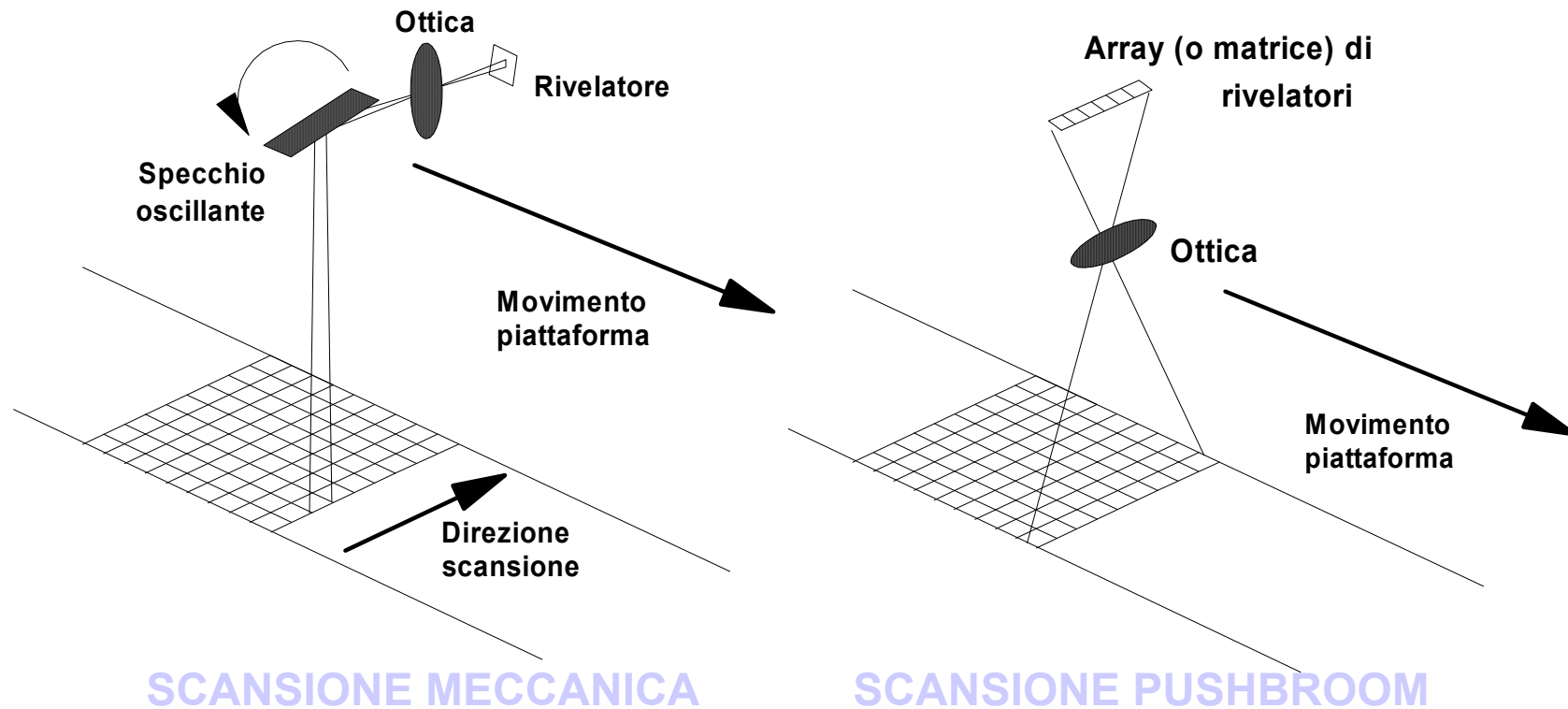
Risol. geometrica sensori elettro-ottici

IFOV: Instantaneous Field Of View;
EIFOV: Effective IFOV



EIFOV limitato da tempo integrazione nel corso della scansione,
vibrazioni sistema, aberrazioni ottica, etc

Tecniche di scansione



N.B.: il centro di ripresa cambia ad ogni linea scansione a differenza sensori fotografici in cui il centro di ripresa di una scena è unico. Gli errori assetto/posizione/orbita intervengono per ogni linea scansione

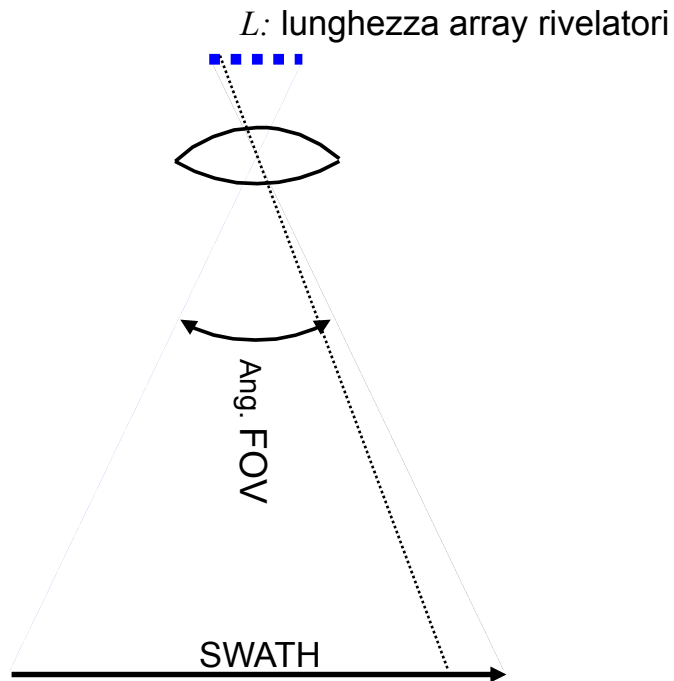
Scansione meccanica verso pushbroom

	Scansione meccanica	Scansione pushbroom
Vantaggi	<ul style="list-style-type: none">• Rivelatori infrarosso medio e termico• Elevato campo di vista (swath)• Focalizzazione su area limitata (ottica più semplice)	<ul style="list-style-type: none">• No parti mobili• Più semplice e affidabile• Maggiore fedeltà geometrica• Tempo di permanenza sul pixel (di integrazione) lungo (*)• Minor costo
Svantaggi	<ul style="list-style-type: none">• Parti mobile• Distorsioni geometriche• Tempo permanenza su pixel breve (*)	<ul style="list-style-type: none">• Intercalibrazione rivelatori• No infrarosso termico• Limiti dimensione array = limitato campo vista• Focalizzazione su array (ottica più complessa)

(*) Ogni rivelatore acquisisce un determinato pixel di una riga dell'immagine. Ciò assicura tempi integrazione più lunghi ovvero migliore risoluzione geometrica (piccoli rivelatori) a parità di risoluzione radiometrica e spettrale

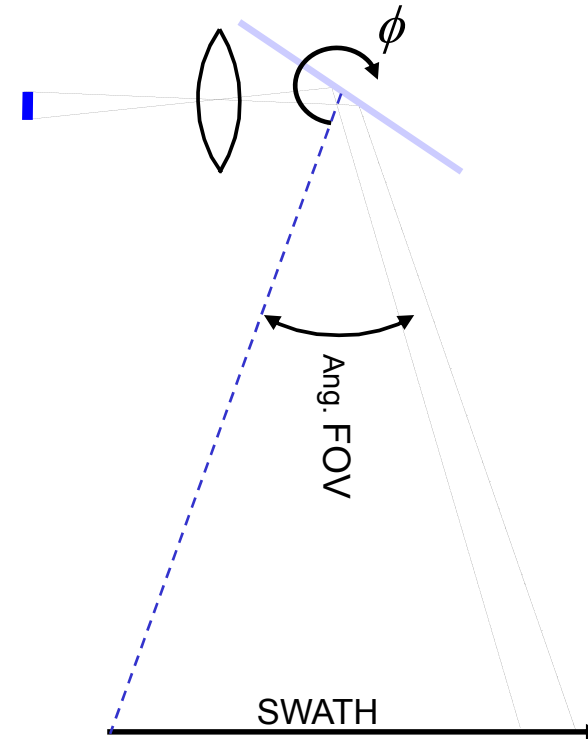
Campo di vista radiometri scansione

Scansione pushbroom



$$Swath \approx 2 \cdot H \cdot \operatorname{tg} \frac{FOV}{2} = \frac{LH}{f} \approx \frac{ND}{f} H$$

Scansione meccanica

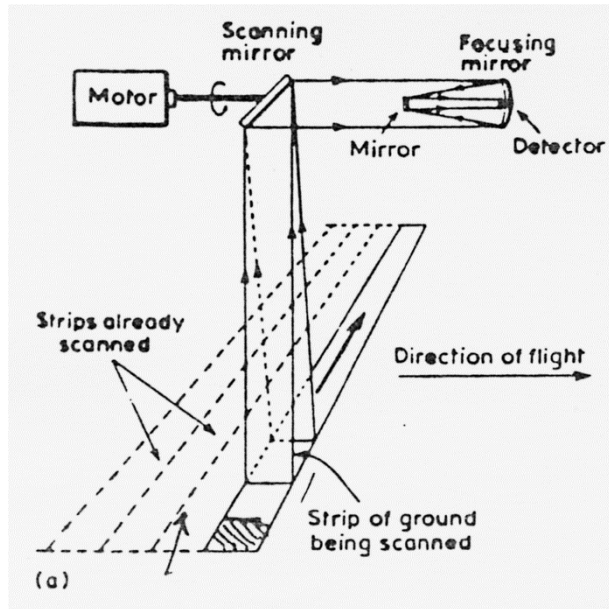


$$Swath \approx 2 \cdot H \cdot \operatorname{tg} \frac{FOV}{2} = 2 \cdot H \cdot \operatorname{tg} \phi \approx 2\phi \cdot H$$

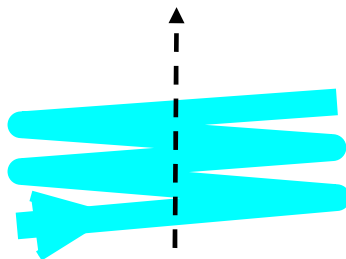
Nota: angolo scansione FOV doppio angolo rotazione specchio ϕ :

Scansione lineare e conica

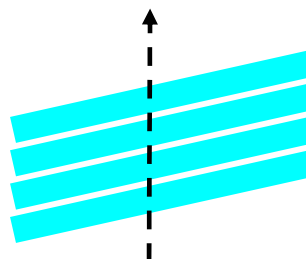
Possibili diversi schemi ottici: due esempi



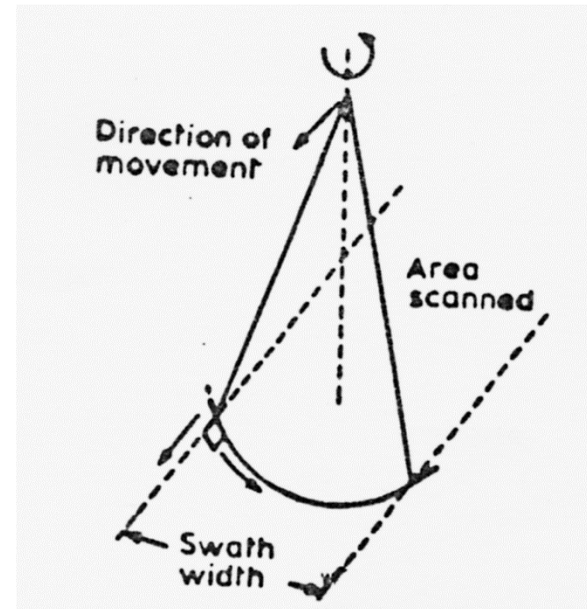
Scansione lineare (su un piano)
Scansioni a terra:



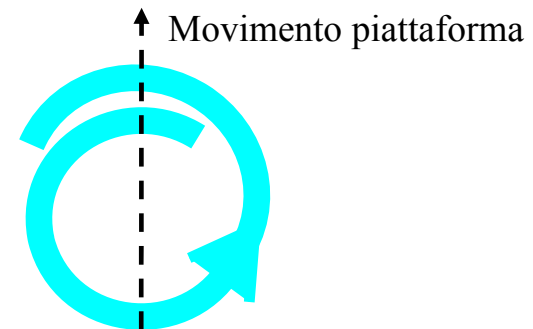
Rotazione
specchio



Oscillazione
specchio



Scansione conica (direttrici cono)
Scansioni a terra (angolo costante):



Scanner whisk-broom

Per aumentare tempo permanenza sul pixel (di integrazione) nella scansione meccanica, più rivelatori acquisiscono contemporaneamente diverse linee scansione

Es. Multi Spectal Scanner:

Risoluzione 80 m

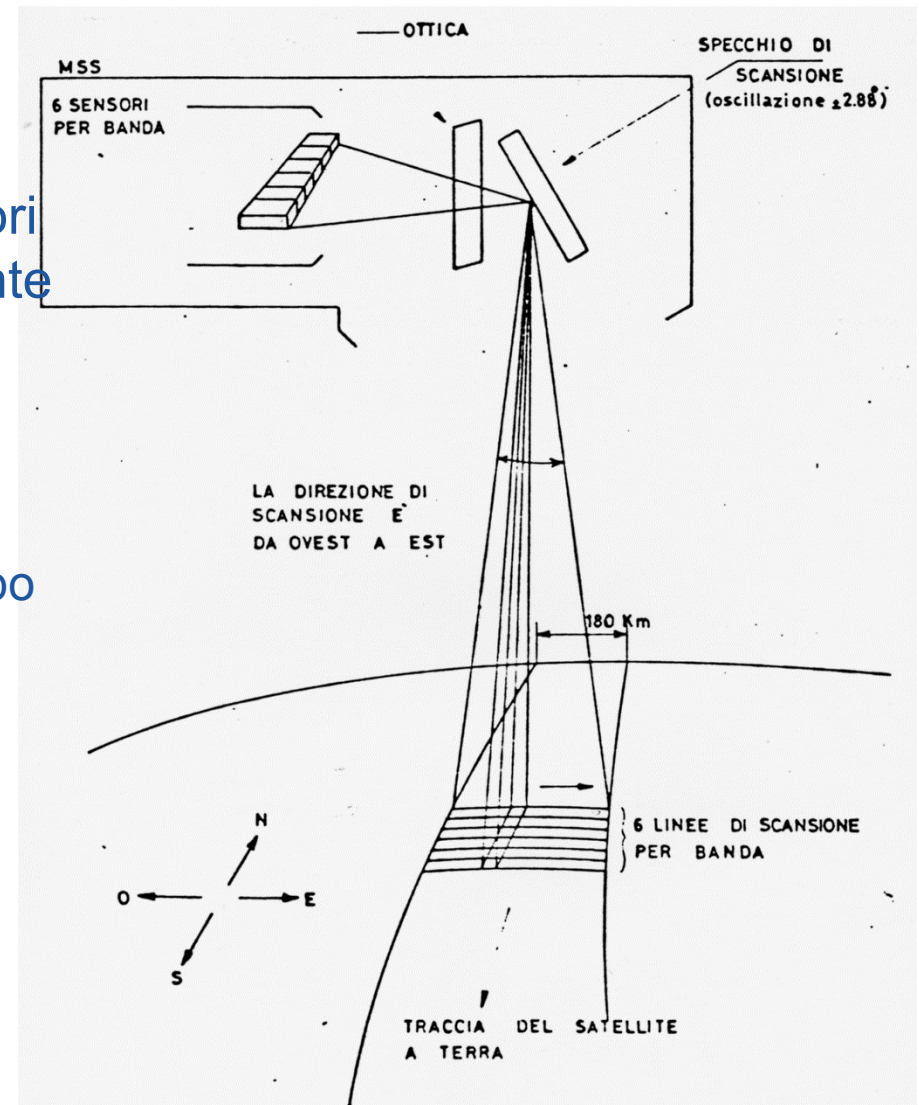
6 rivelatori

successiva scansione specchio dopo

tempo in cui traccia ha percorso

$6 \times 80 \text{ m} = 480 \text{ metri}$

$T \approx 480 \text{ m} / 7000 \text{ ms}^{-1} \approx 7 \text{ msec}$

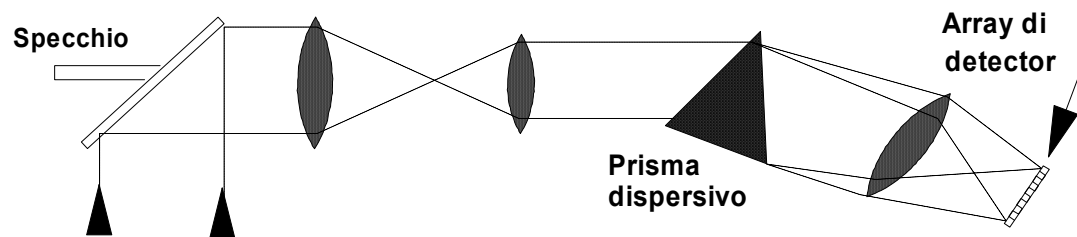
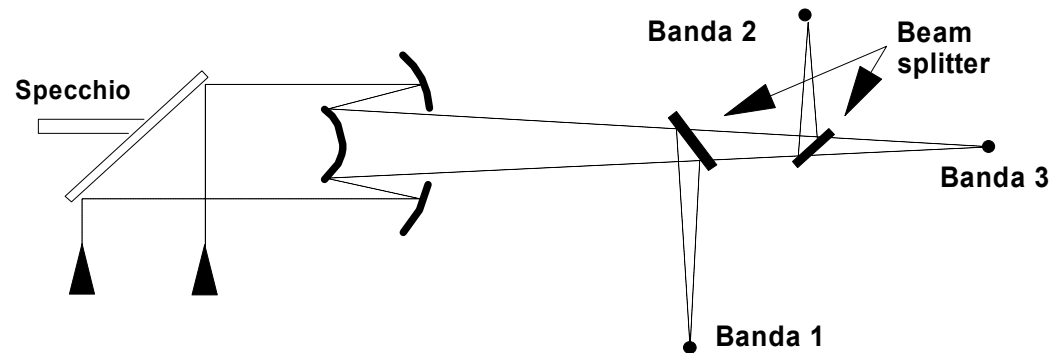


Sensori multispettrali

LE TECNICHE

Elementi dispersivi (filtri, griglie dispersive)
Filtri ad interferenza ed ad assorbimento

ESEMPI



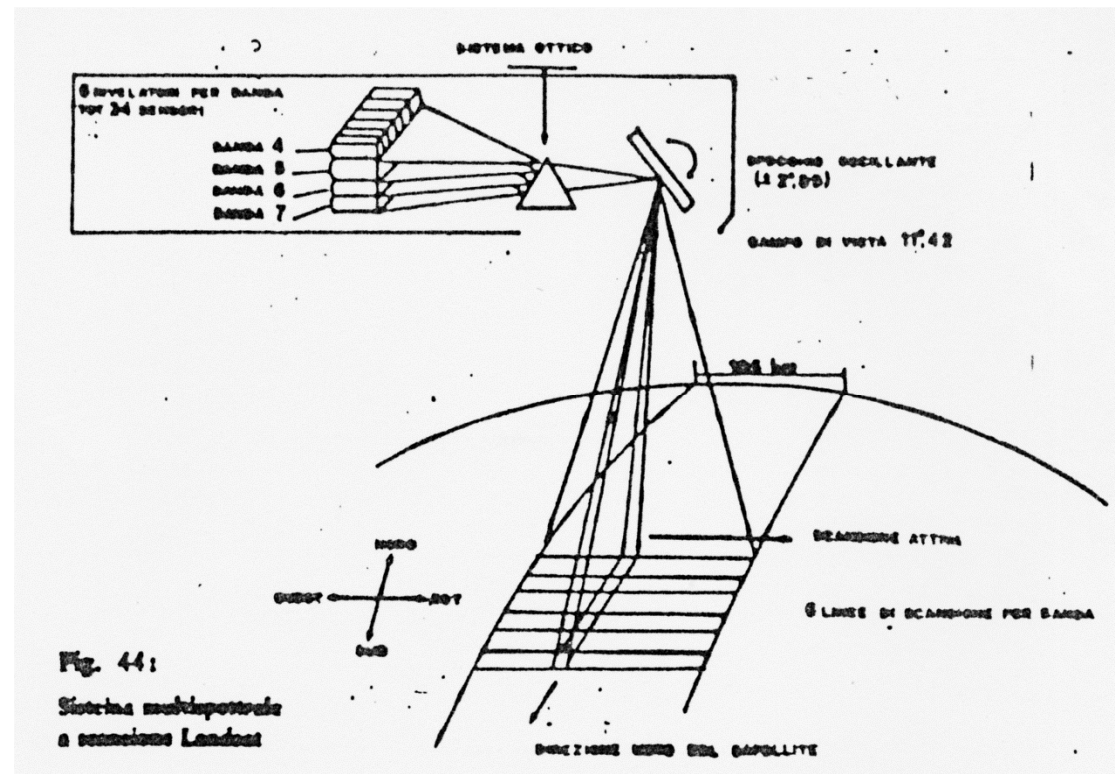
Esempio: Multi Spectral Scanner (MSS)

Scansione meccanica lineare whisk-broom (6 rivelatori)

4 bande spettrali mediante prisma dispersivo

Totale di $6 \times 4 = 24$ rivelatori

Oscillazione specchio $\Phi = \pm 2.88^\circ \rightarrow \text{FOV} = 11.42^\circ$



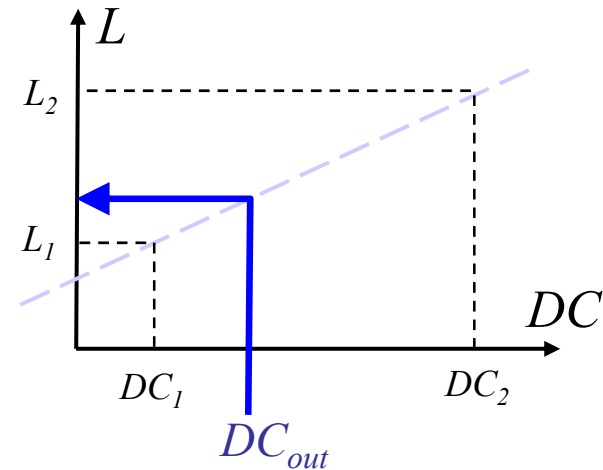
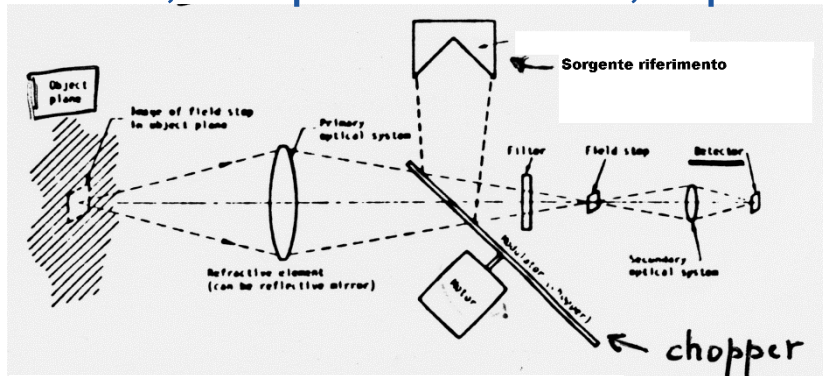
Calibrazione interna sensori

Periodicamente osservate sorgenti riferimento di radianza nota
(in genere due con radianza diversa)

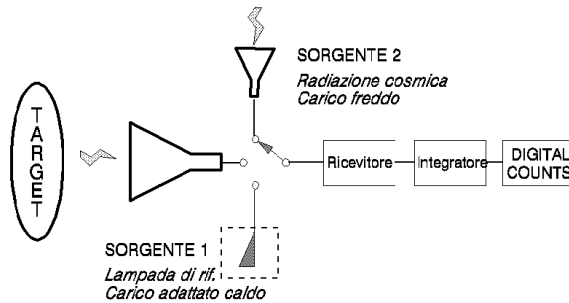
Determinata retta (supposta linearità) che da radianza oggetto
da segnale uscita V_{out} campionato (DC_{out})

Tipo rifer. dipende da tecnologia. Es. carichi adattati termostatati
a MW, lampade nel VIS, spazio a MW o ThIR

Radiometro ottico



Radiometro MW

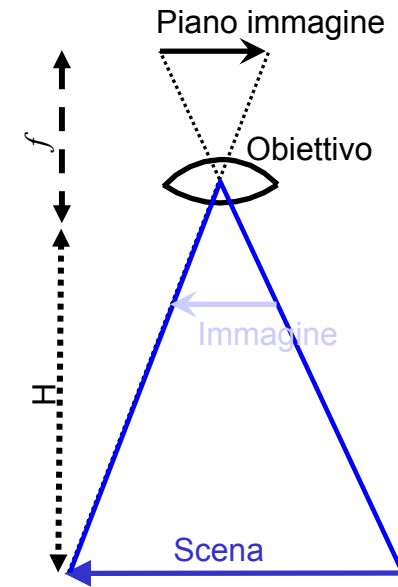
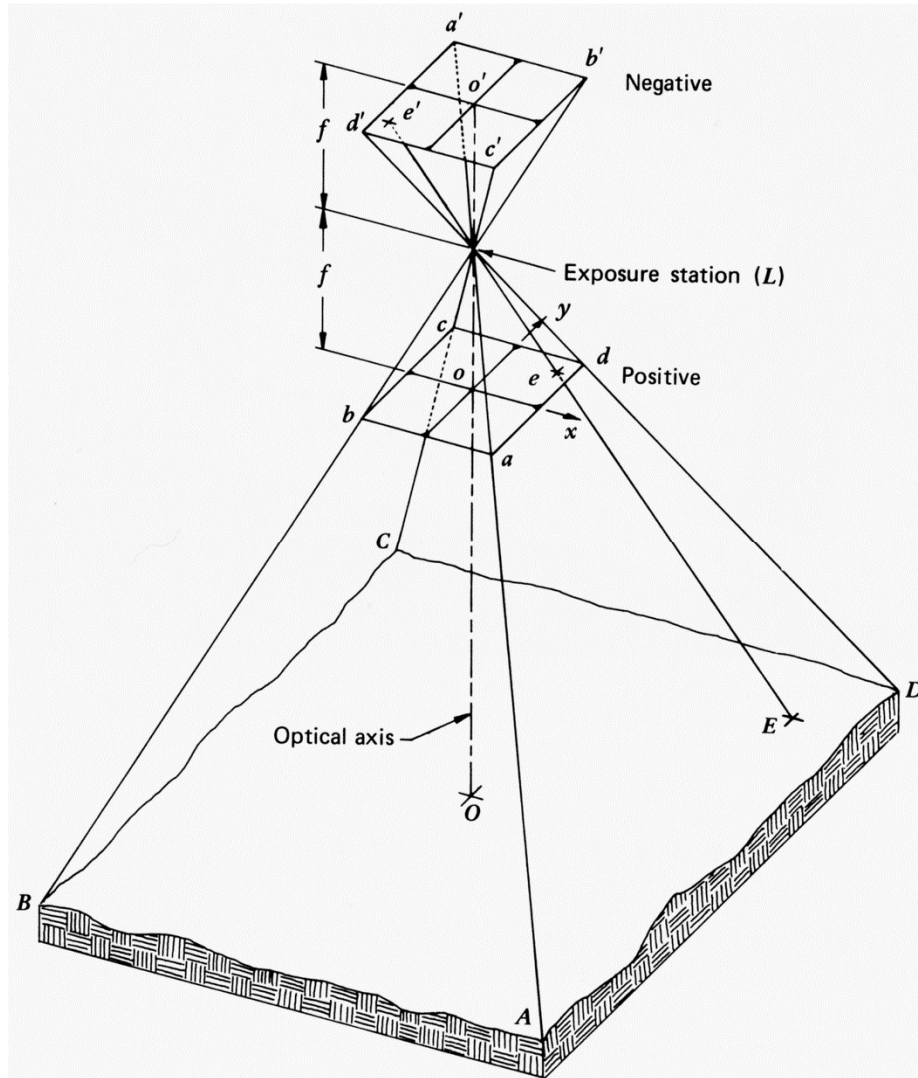


Equazione retta
calibrazione:

$$\frac{L_{oggetto} - L_1}{DC_{out} - DC_1} = \frac{L_2 - L_1}{DC_2 - DC_1}$$

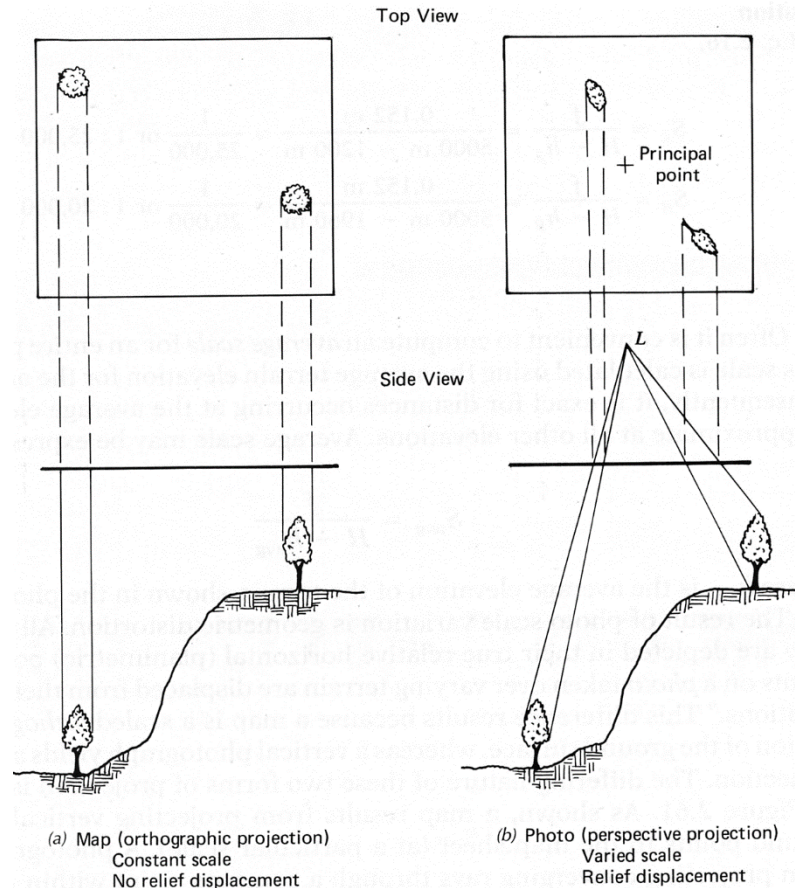
Preferibile mediare più misure e ricavare retta regressione

Geometria immagine fotografica



La geometria dell'immagine di una fotografia verticale si costruisce a partire da un punto centrale L

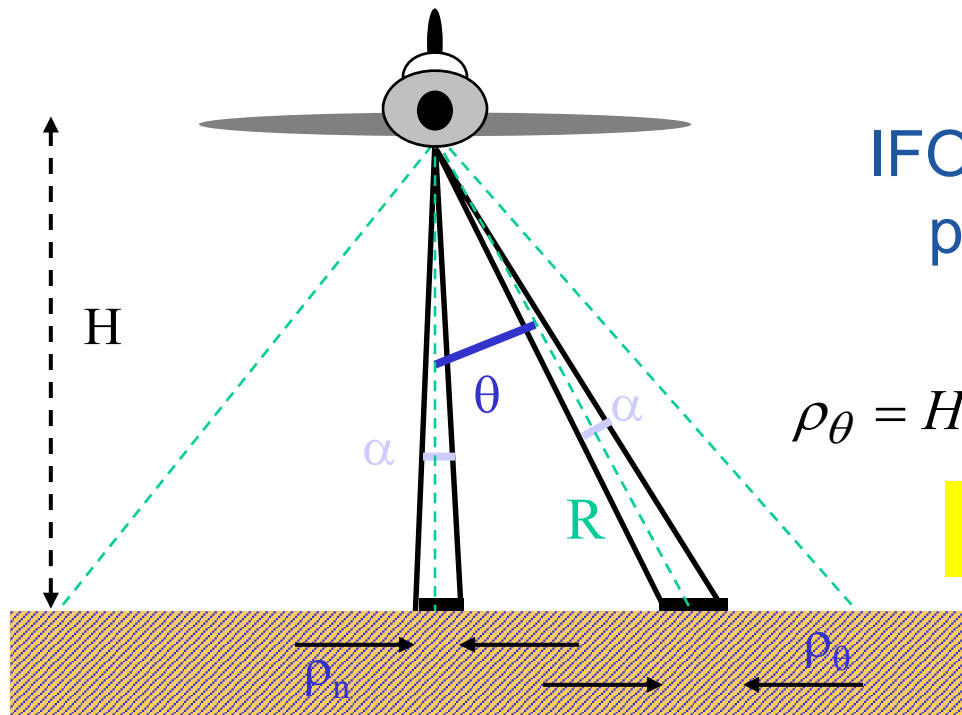
Proiezione prospettica vs ortoproiezione



Riprese di zone con rilievi sono deformate (*proiezione prospettica*) rispetto ad una ripresa sempre ortogonale a tutti i punti della scena (*ortoproiezione*)

La correzioni di tali distorsioni richiede la conoscenza del rilievo (*Modelli Digitali di Elevazione* del terreno: DEM)
Problematiche diverse per sensori ottici (centro di ripresa unico) e a scansione (centro ripresa per ogni linea)

Deformazione panoramica immagini



IFOV varia secondo
posizione nella swath

$$\rho_n = \alpha H$$

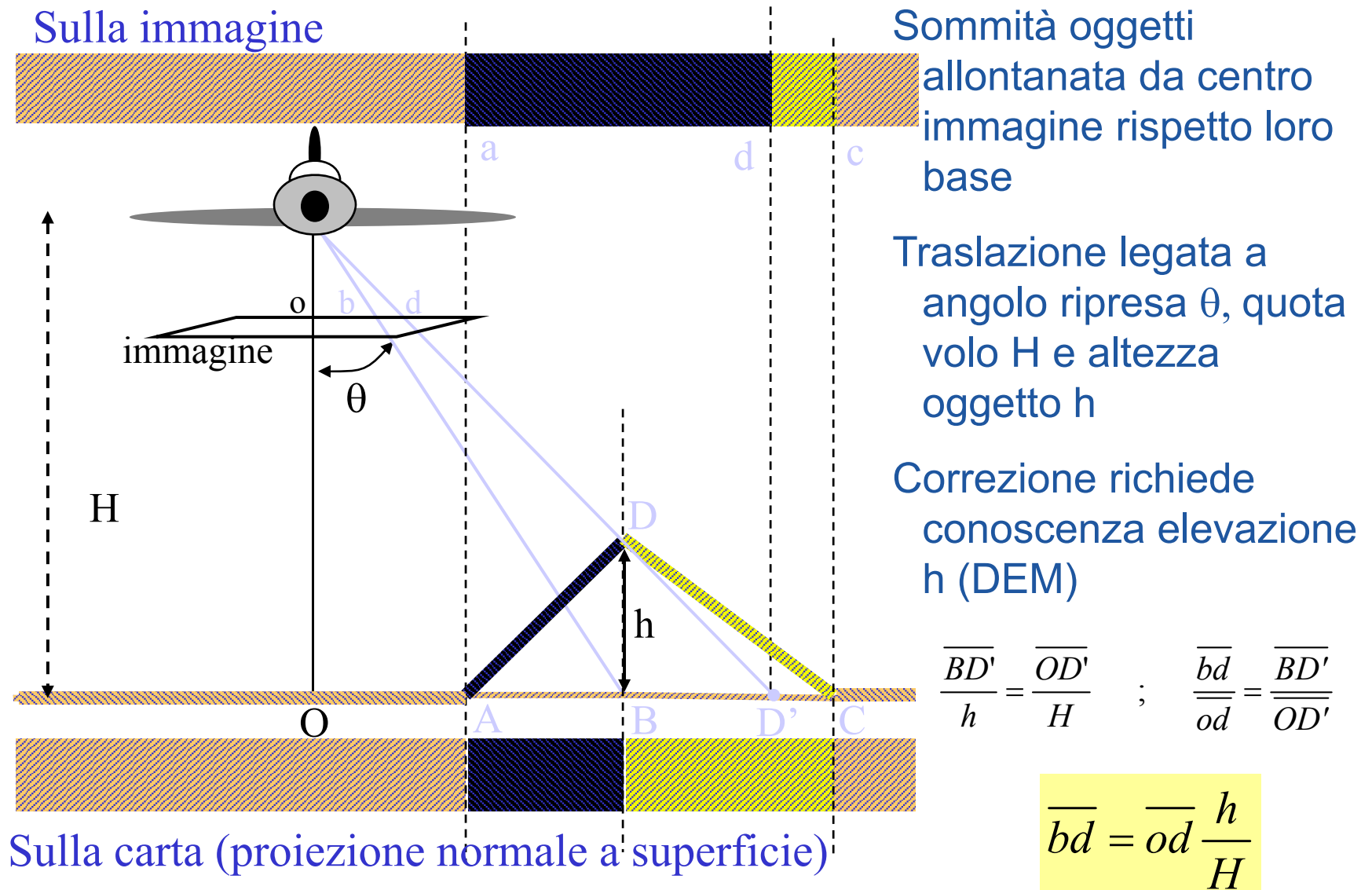
$$\rho_\theta = H [\tan(\theta + \alpha / 2) - \tan(\theta - \alpha / 2)]$$

$$\rho_\theta \approx R \alpha / \cos \theta = \rho_n / \cos^2 \theta$$

Ulteriori distorsioni dovute a sfericità Terra, rotazione Terra, variazioni quota e assetto durante la ripresa.

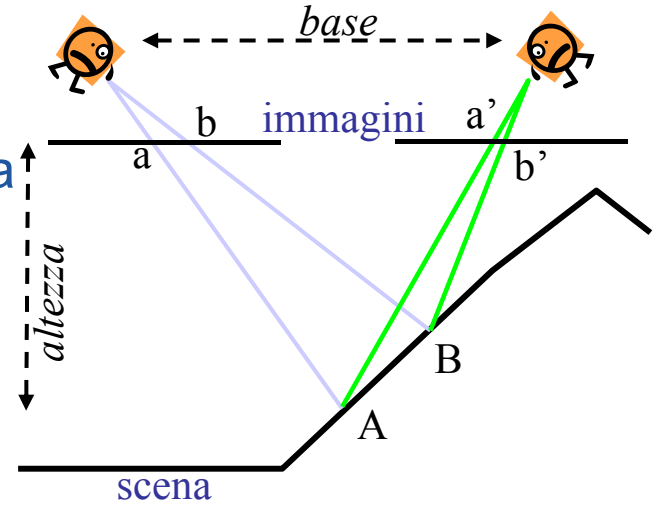
Correzione semplice conoscendo quota volo H

Deformazione dovute ai rilievi

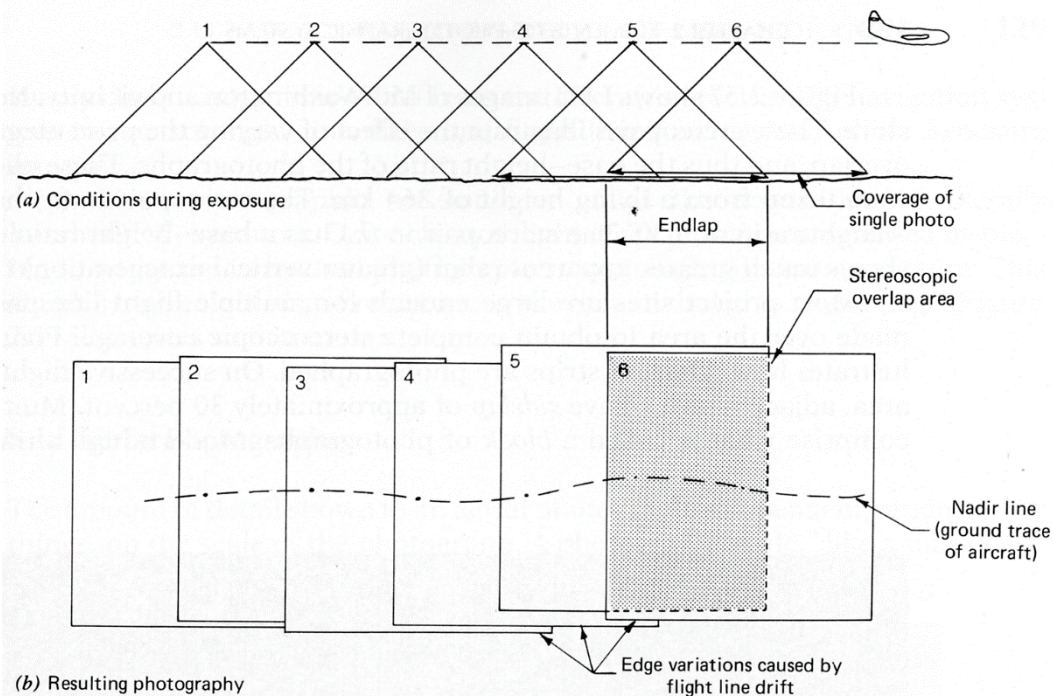


Riprese stereoscopiche

Riprendendo la stessa scena da due punti di vista diversi si osserva una diversa traslazione apparente degli oggetti legata alla loro altezza (*parallasse*)
Cresce con il rapporto *base/altezza*



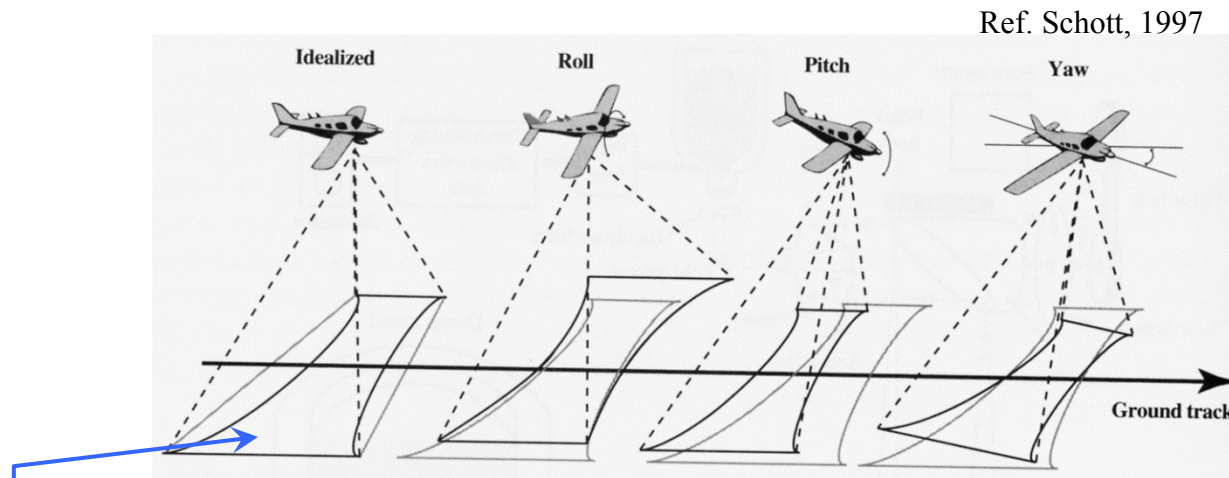
Ref. Lillesand, Kiefer, 1994



Sfruttando diversa *parallasse* di due riprese si ricava elevazione del terreno
Coppie stereoscopiche riprese da rilievi fotografici aerei (in fig.) o da satellite (mediante specchi o cambiamento assetto satellite)

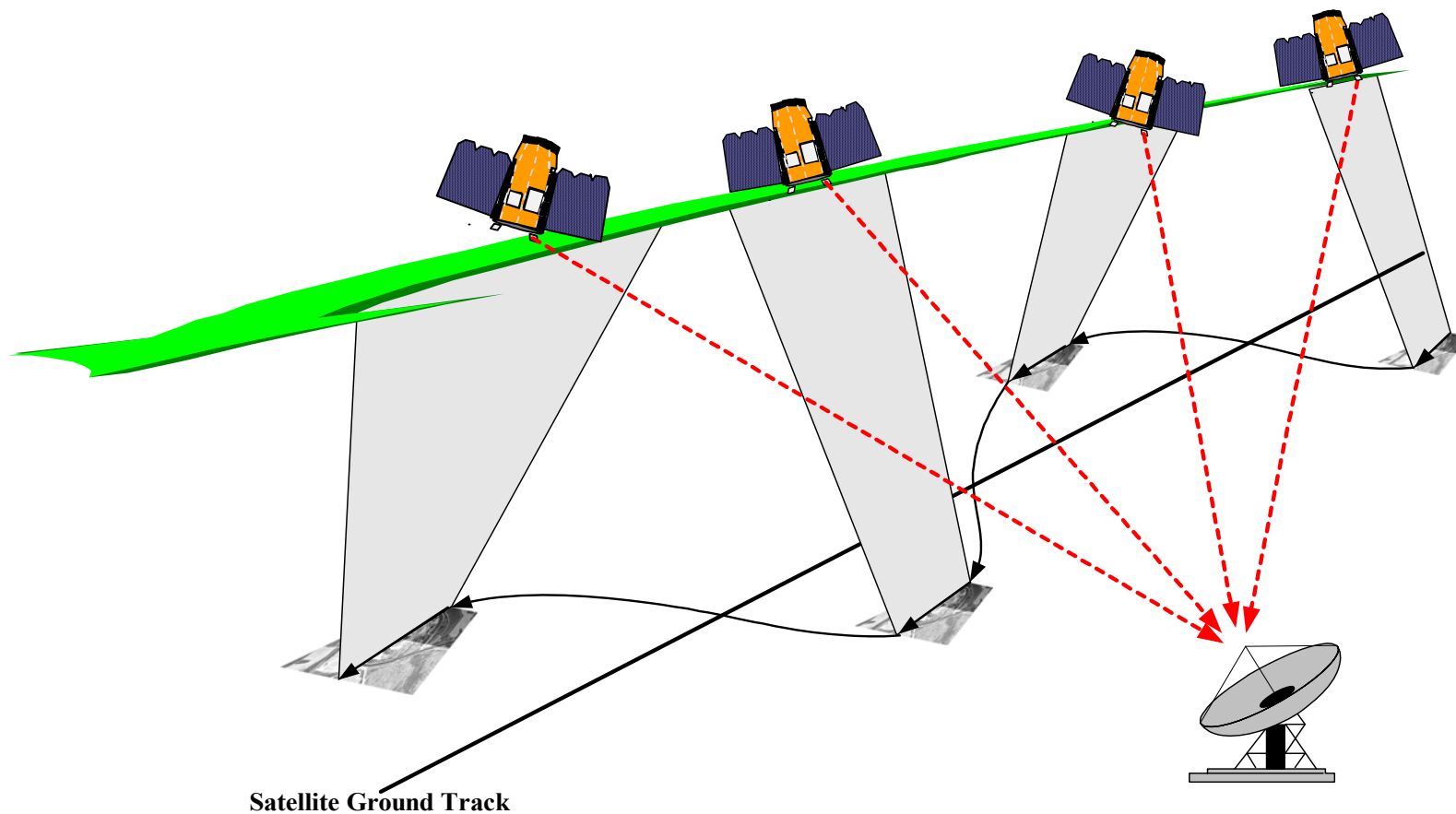
Distorsioni per errori d'assetto

Effetto degli errori d'assetto lungo i tre assi (Yaw, Pitch, Roll) sulla geometria dell'immagine ripresa da una camera
Errori orbitali di posizione e velocità producono ulteriori distorsioni (variazioni di scala)
Notare che nei sensori elettro-ottici gli errori intervengono indipendentemente per ciascuna linea di scansione



Notare effetto distorsione panoramica ai bordi

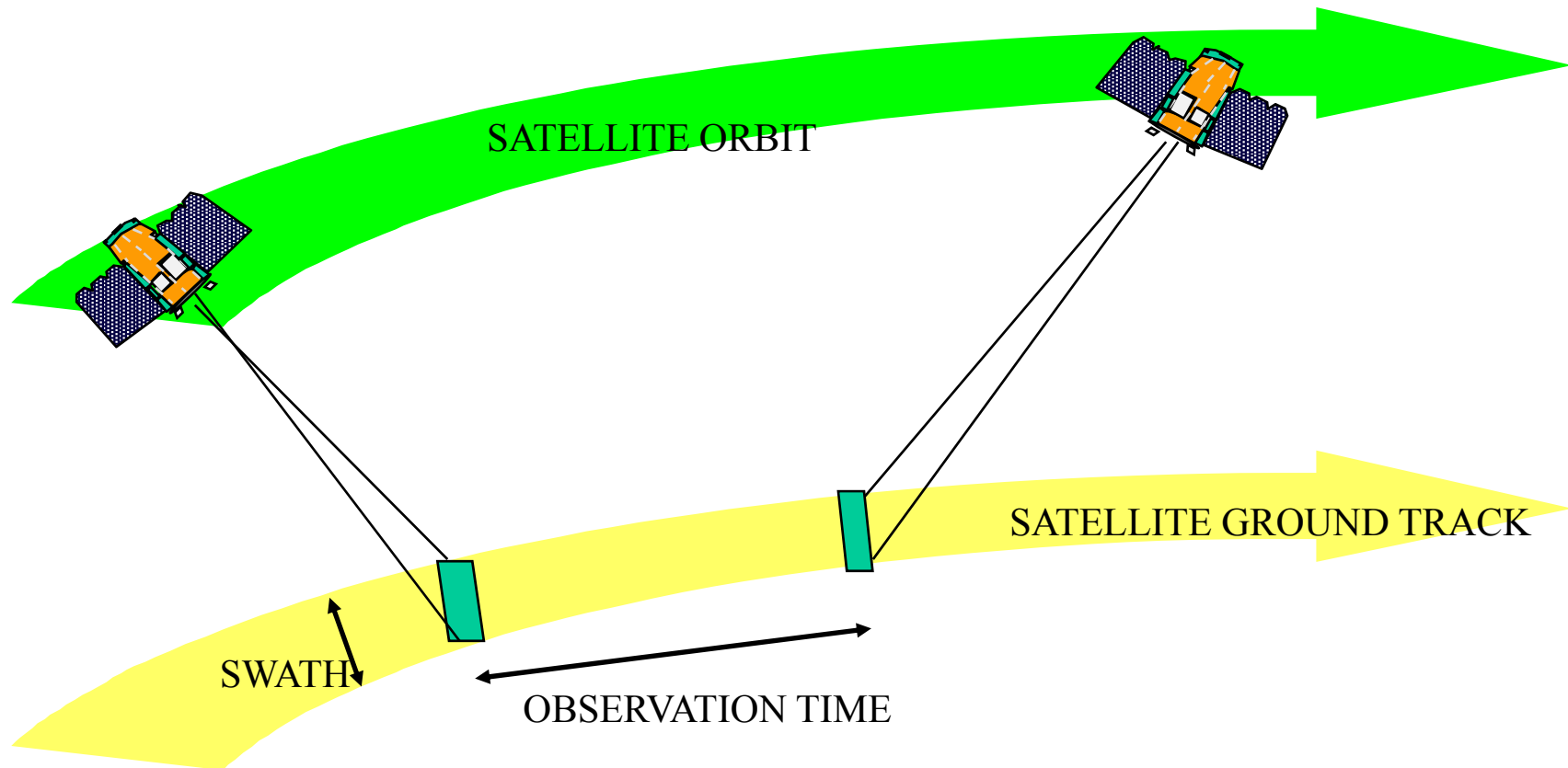
Modalità di ripresa (EROS A-B)



Informatica per il Territorio S.r.l.



Modalità di ripresa asincrona (EROS A-B)





SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

Sensori a microonde di telerilevamento

Panoramica sensori a microonde

Principali sensori a microonde		
Sensori passivi	<i>Non imaging</i>	<ul style="list-style-type: none">• Radiometro a microonde• Sounder a microonde
	<i>Imaging</i>	<ul style="list-style-type: none">• Radiometro a scansione• Sounder a scansione• Radiometro polarimetrico (a scansione)
Sensori attivi	<i>Non imaging</i>	<ul style="list-style-type: none">• Scatterometro (es.: strumento per sperimentazione terra)• Radar Altimetro
	<i>Imaging</i>	<ul style="list-style-type: none">• RAR/SLAR• SAR• Radar polarimetro• Scatterometro per il vento

RADAR: Radio Detection And Ranging

RAR: Real Aperture Radar

SLAR: Side Looking Airborne Radar

SAR: Synthetic Aperture Radar

Misure passive e attive a microonde

Grandezze radiative misurate e possibili parametri di misura
(canali di misura)

Radiometri <i>(passivi)</i>	Grandezze misurate	<ul style="list-style-type: none">• Temperatura di brillantezza (emessa da superficie e atmosfera)
	Parametri osservazione	<ul style="list-style-type: none">• Frequenza• Polarizzazione (ricevuta: tipicamente H e/o V)• Angolo osservazione (rispetto normale)
Radar <i>(attivi)</i>	Grandezze misurate	<ul style="list-style-type: none">• Coefficiente retrodiffusione (radiazione retrodiffusa dalla superficie e atmosfera)• Altre proprietà dell'eco radar (ritardo, forma, fase)
	Parametri osservazione	<ul style="list-style-type: none">• Frequenza• Polarizzazione (trasmessa e ricevuta: tipicamente HH, VV, HV, VH)• Angolo di incidenza (rispetto normale)

Discriminazione angolare antenna

Un'antenna di dimensioni D
operante a frequenza $f=c/\lambda$
ha IFOV angolare pari a
 $\cong \lambda/D$

Risoluzione spaziale
utilizzando la
discriminazione dell'antenna
dipende dalla quota
 $\rho=H \cdot \text{IFOV} \approx \lambda H/D$

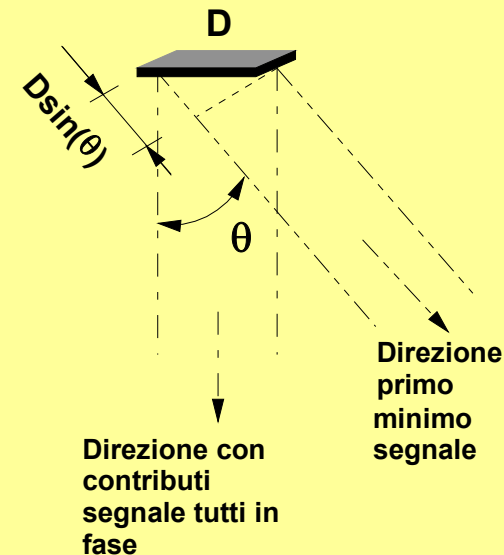
Risoluzione dell'ordine delle
decine di chilometri da
satellite

Dimostrazione
direzione del primo nullo del segnale:

$$\Delta\phi = \frac{2\pi D \sin(\theta)}{\lambda} = 2\pi$$

$$\Theta_{\text{nullo}} = 2\theta_{\text{nullo}} \approx 2\lambda/D$$

BERSAGLIO A GRANDE DISTANZA



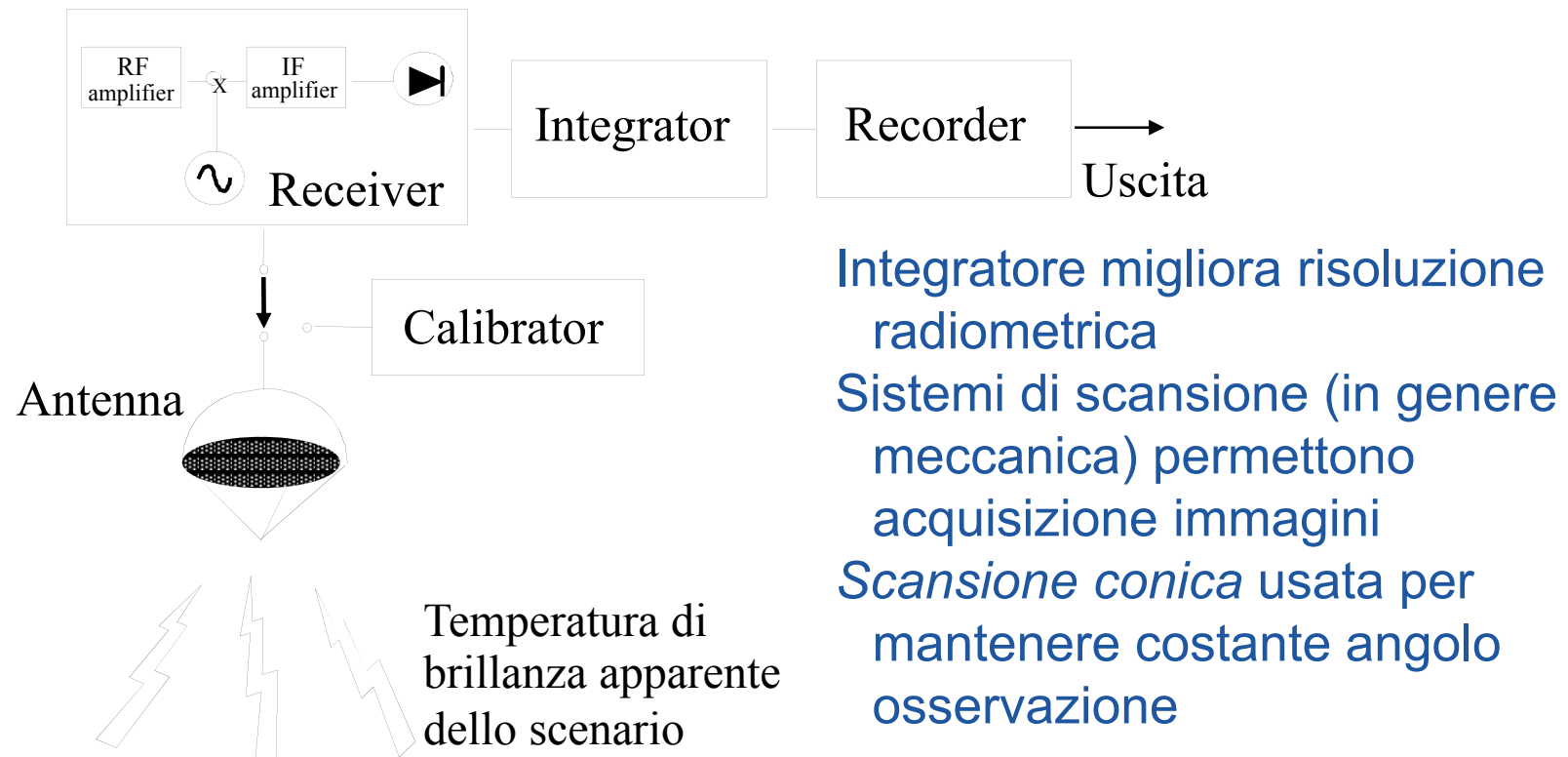
direzione a 3dB sotto il massimo:

$$\frac{2\pi D \sin(\theta_{-3\text{dB}})}{\lambda} = k\pi \Rightarrow \Theta_{-3\text{dB}} = 2\theta_{-3\text{dB}} = k \frac{\lambda}{D} ; k \approx 1 \div 1.2$$

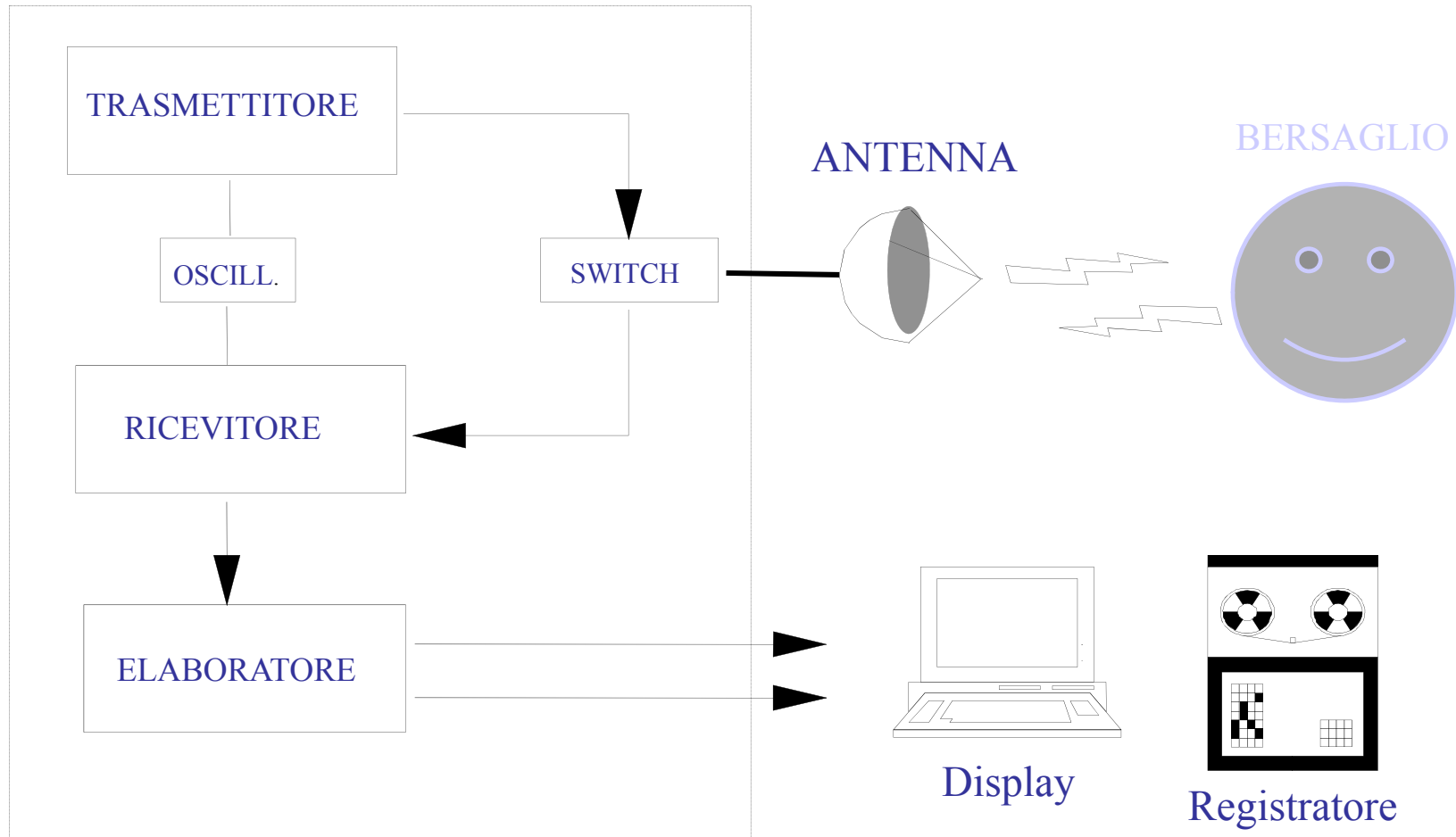
Schema base di radiometro a microonde

Un radiometro a microonde è in grado di misurare la potenza ricevuta dall'antenna $W_r = 1/2 \int L(\varphi, \vartheta) A_{eq}(\varphi, \vartheta) d\Omega$ proveniente dallo scenario ed immersa nel rumore del sistema

E' costituito da un'antenna, un ricevitore (solitamente supereterodina) con rivelazione quadratica, un integratore e un digitalizzatore/registratore



Schema base di radar a microonde



Nota: uso unico oscillatore in trasmissione e ricezione permette di misurare variazioni di fase (sistema coerente)



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

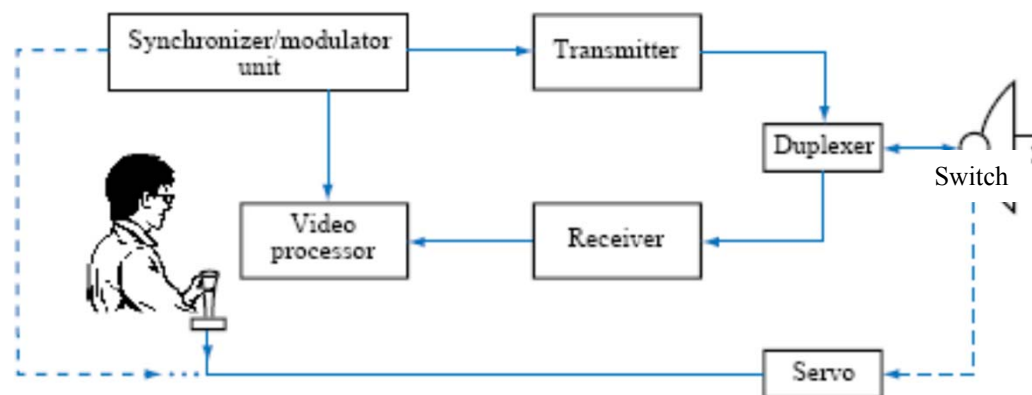
Sistemi spaziali di telerilevamento radar

Sensori radar

- Il termine radar è un'abbreviazione dell'espressione *radio detection and ranging* (radio rivelazione e localizzazione), che indica un sistema elettronico attivo in grado di individuare un oggetto (*detection*) indicandone la sua distanza (*range*) dal radar stesso. Nel corso degli anni il termine radar ha perso il suo significato originario ed ora indica **qualsiasi sensore e.m. attivo che sfrutta una sorgente propria per illuminare una regione di spazio e misura gli echi prodotti dagli oggetti riflettenti/diffondenti contenuti nella regione illuminata.**
- Oltre a rivelare la presenza di un oggetto e a determinarne la distanza misurando il ritardo di propagazione di impulsi di breve durata trasmessi a questo scopo, dagli echi radar è anche possibile estrarre informazioni sulla velocità radiale di un oggetto in moto e sulla direzione del moto.
- I radar sono impiegati in numerose attività civili e militari che comprendono, controllo del traffico aereo, navigazione aeronautica, telerilevamento, osservazioni meteorologiche.
- Le bande di frequenza usate nei diversi tipi di applicazioni radar vanno da pochi MHz fino a decine di GHz. Esistono anche radar laser, o *lidar*, usati per determinare la quota delle nubi, che funzionano a lunghezze d'onda ottiche.

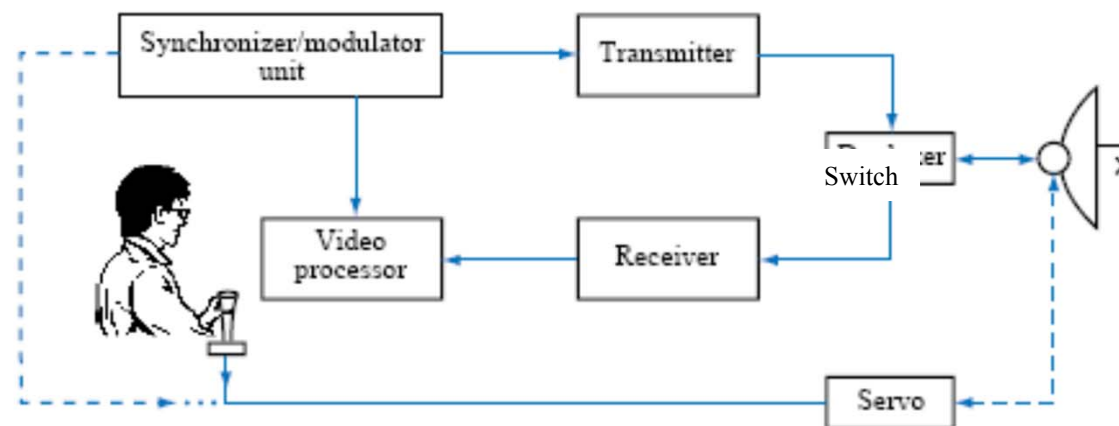
Schema a blocchi di un radar (1/2)

- In figura sono mostrati gli elementi funzionali di base di un sistema radar ad impulsi. L'*unità di sincronizzazione di modulazione* serve per sincronizzare il funzionamento del Tx con quello dell'*unità elaborazione e visualizzazione* mediante la generazione di un treno di impulsi di breve durata equispaziati nel tempo.
- Il Tx contiene un oscillatore a radiofrequenza (RF) di potenza elevata che può essere attivato o disattivato mediante una tensione di controllo comandata dagli impulsi generati da sincronizzatore. Il Tx genera impulsi a RF con durata e spaziatura pari a quella degli impulsi prodotti dal sincronizzatore.
- Gli impulsi vengono inviati all'antenna tramite uno *switch* che collega il Tx all'antenna per tutta la durata dell'impulso e quindi collega l'antenna al Rx per il periodo che rimane fino all'inizio di un nuovo impulso.



Schema a blocchi di un radar (2/2)

- La radiazione irradiata viene in parte intercettata dal bersaglio e diffusa nelle diverse direzioni dello spazio. La porzione reirradiata verso il radar viene ricevuta dall'antenna ed inviata al Rx. Quest'ultimo elabora il segnale ricevuto per rivelare la presenza del bersaglio e per estrarre informazioni riguardo la sua posizione.
- Il Rx trasforma i segnali RF in segnali a frequenza inferiore adatti alla visualizzazione e li trasferisce all'elaboratore video che presenta l'informazione estratta in un formato visuale adatto all'operazione desiderata.
- Il servomotore modifica l'orientazione del lobo dell'antenna per scandire le varie direzioni dello spazio. In pratica comanda il movimento dell'antenna sul piano azimutale e la sua elevazione.



Distanza non ambigua

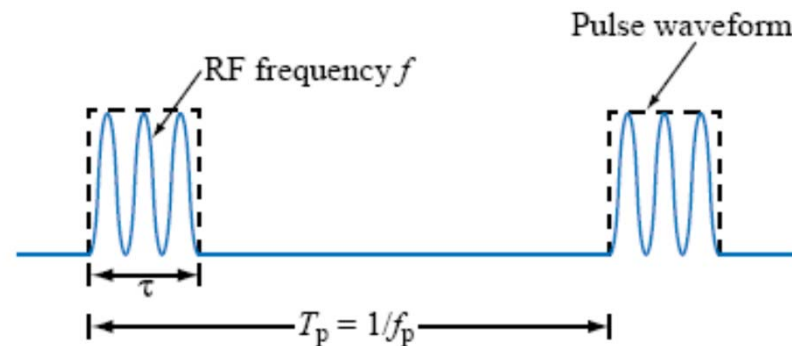
- Le caratteristiche del segnale radar (forma d'onda) sono individuate dalla frequenza portante f , dalla durata dell'impulso τ e dalla frequenza di ripetizione degli impulsi f_p , o dal suo inverso T_p (periodo tra gli impulsi).
- La distanza R (range) dal target è determinata misurando il tempo T impiegato dall'impulso per raggiungere il target e tornare indietro:

$$T = \frac{2R}{c} \quad \Rightarrow \quad R = \frac{cT}{2}$$

- Il distanza massima di un bersaglio che può essere misurata dal radar in maniera non ambigua (R_u : *unambiguous range*) è determinato dal periodo T_p che intercorre tra due impulsi:

$$R_u = \frac{cT_p}{2} = \frac{c}{2f_p}$$

R_u è la distanza massima a cui può trovarsi un bersaglio modo che il suo eco venga ricevuto prima della trasmissione dell'impulso successivo.



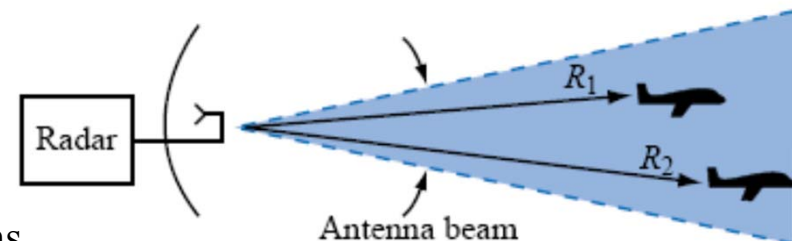
Risoluzione in distanza (range)

- Consideriamo un radar che osserva due bersagli a distanze R_1 ed R_2 . Si supponga inoltre che l'impulso trasmesso abbia inizio all'istante $t=0$ con durata τ .
- Gli echi dei bersagli 1 e 2 giungeranno agli istanti T_1 e T_2 , rispettivamente:

$$T_1 = \frac{2R_1}{c} ; \quad T_2 = \frac{2R_2}{c}$$

- I due target sono distinguibili se $T_2 \geq T_1 + \tau \Rightarrow \frac{2R_2}{c} \geq \frac{2R_1}{c} + \tau$
- La risoluzione in range (distanza) del radar è definita come l'intervallo spaziale minimo tra due bersagli necessario ad evitare sovrapposizione degli echi:

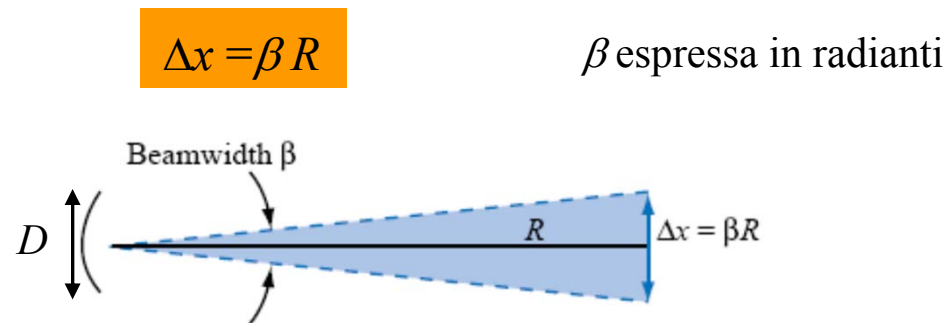
$$\Delta R = R_2 - R_1 = c\tau/2$$



Se il radar trasmette impulsi di lunghezza $\tau=1$ ns
 $\Rightarrow \Delta R = 15$ cm

Risoluzione angolare (in azimuth)

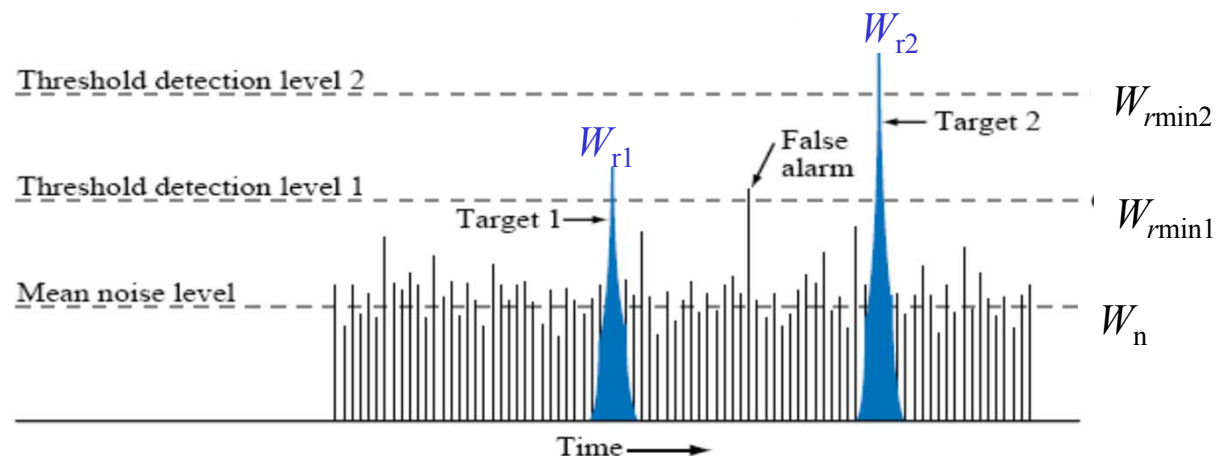
- Il parametro fondamentale di risoluzione angolare di un radar è l'ampiezza β del lobo principale dell'antenna. La corrispondente *risoluzione azimuthale* alla distanza R dall'antenna è data da:



- Se D è la lunghezza della dimensione massima dell'antenna si ha $\beta \approx \lambda/D \Rightarrow \Delta x \approx \lambda R/D$.
- In alcuni casi si impiegano tecniche per migliorare la risoluzione angolare. Un esempio è il radar ad apertura sintetica (SAR) molto usato nelle applicazioni di telerilevamento a μ onde da satellite o da aereo.
- Nel SAR si sfrutta il movimento della piattaforma e registrando gli echi dell'antenna (reale) si ricostruisce l'eco radar di un'antenna sintetica (di lunghezza L) molto più lunga dell'antenna reale (la cui dimensione massima indichiamo con D).

Rivelazione del bersaglio

- La rivelazione dei bersagli da parte del radar dipende dal SNR ovvero dai *livelli di energia del segnale utile e del rumore generato dal ricevitore*
- A causa della natura aleatoria del rumore, la rivelazione è un processo statistica caratterizzato dalle ***probabilità di falso allarme e di corretta rivelazione***. E' necessario allora scegliere un livello di soglia per la rivelazione cercando il miglior compromesso tra le due probabilità.
- Nel caso in figura il livello 1 individuerà i due bersagli, ma anche un falso allarme. Il livello 2 evita falsi allarmi, ma il radar non individua il bersaglio 1.
- Essendo la potenza da rumore data da $W_n = KT_{sys}B$, spesso il Rx si progetta in con la B minima possibile per far passare la maggior parte dell'energia contenuta nell'impulso ricevuto, ossia: $B=1/\tau$ (Rx a filtro adattato).



Equazione radar bersaglio singolo

- La potenza del segnale W_r ricevuta dal radar è legata alla potenza trasmessa mediante l'equazione del radar. Questa verrà inizialmente ricavata nel caso generale di radar bistatico, nel quale Tx e Rx non si trovano necessariamente nella stessa posizione.

Densità di potenza incidente sul bersaglio :

$$P_i = W_t G_t / 4\pi R_1^2$$

Densità di potenza diffusa dal bersaglio

all'antenna ricevente :

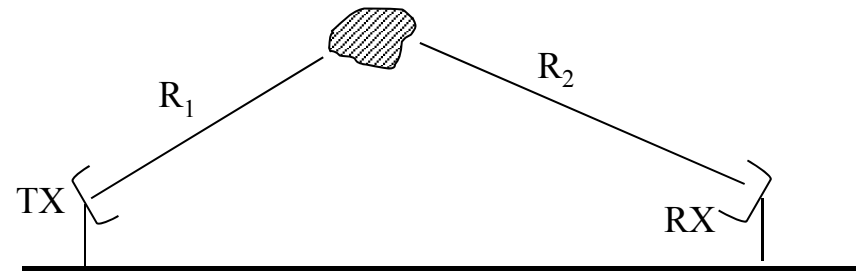
$$P_s = \sigma P_i / 4\pi R_2^2; \quad \sigma : \text{ radar cross section bistatica [m}^2\text{]}$$

La potenza ricevuta è :

$$W_r = P_s A_{eq} = \frac{W_t G_t \sigma}{(4\pi)^2 R_1^2 R_2^2} A_{eq} = \frac{W_t G_t G_r \sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 R_1^2 R_2^2}$$

Nel caso di radar monostatico (trasmettitore e ricevitore hanno la stessa collocazione):

$$W_r = \frac{W_t G^2 \sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 R^4}$$



Equazione radar bersaglio distribuito

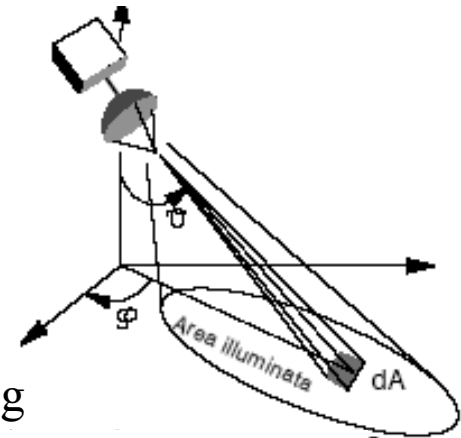
- Consideriamo l'antenna del radar che illumina una superficie. Quest'ultima può essere modellizzata come costituita da un gran numero di diffusori distribuiti in maniera aleatoria

L'antenna riceverà da ciascun diffusore tanti contributi mediamente pari a :

$$\langle dW_r \rangle = \frac{W_t G^2 \lambda^2}{(4\pi)^3 R^4} \langle d\sigma \rangle$$

Poniamo: $\sigma^0 = \langle d\sigma / dA \rangle$ coefficiente di backscattering medio dell'elemento di area dA . Assumendo tutti i contributi incorrelati sommiamo le potenze di tutti gli elementi dA nel campo di vista dell'antenna :

$$W_r = \int_{Area} \frac{W_t G^2 \lambda^2}{(4\pi)^3 R^4} \sigma^0 dA$$

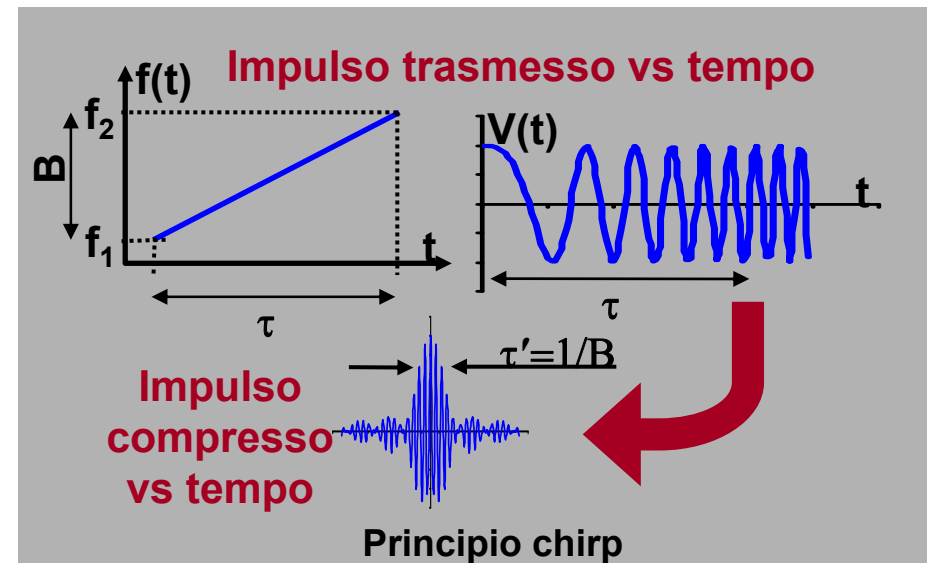
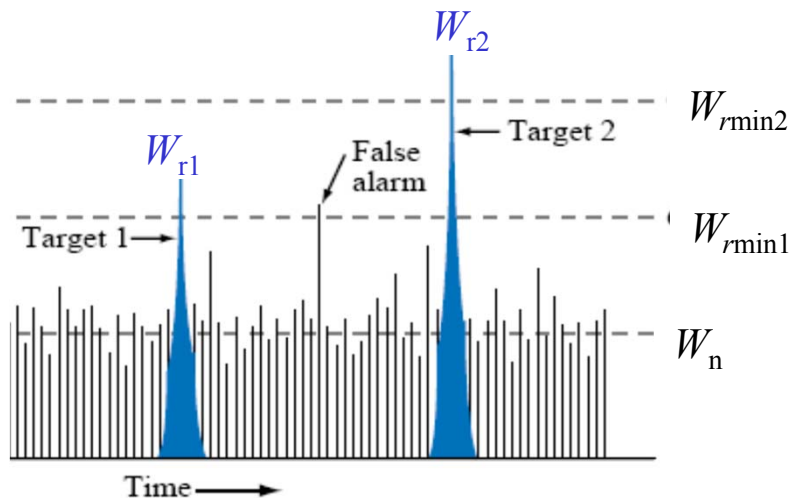


Rapporto segnale rumore

- Un bersaglio è rivelabile se W_r è maggiore della soglia di rivelazione precedentemente introdotta $W_{r \min}$.
- Il rapporto segnale rumore (minimo) corrispondente è dato da:

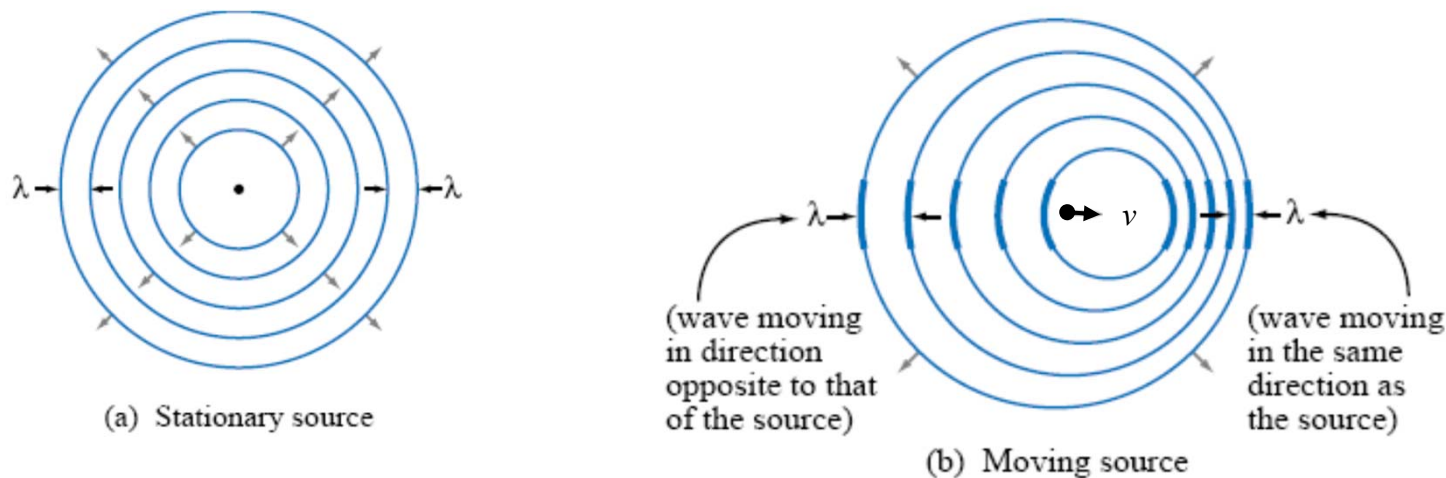
$$SNR_{\min} = \frac{W_{r \min}}{W_n} = \frac{W_{r \min}}{KT_{\text{sys}} B} = \frac{W_{r \min} \tau}{KT_{\text{sys}}}$$

- All'aumentare della durata dell'impulso aumenta SNR, ma peggiora la risoluzione in range ($c\tau/2$). Si può usare un impulso *chirp*: impulso di lunga durata (bassa $W_n = KT_{\text{sys}}/\tau$) modulato in frequenza e quindi di banda grande. In ricezione, il segnale viene filtrato e compresso in un'eco di durata τ piccola (alta risoluzione).



Radar doppler (1/2)

- L'effetto Doppler è la deviazione di frequenza d'un'onda causata dal moto della sorgente trasmittente, del bersaglio o del Rx. Una sorgente puntiforme isotropa irradia fronti d'onda che sono cerchi concentrici equispaziati che si allontanano nel tempo dalla sorgente.
- Per contro, una sorgente in moto irradia un'onda che viene compressa nella direzione del movimento ed espansa nella direzione opposta. Un'onda compressa ha lunghezza d'onda ridotta. La variazione di frequenza risultante è la deviazione di frequenza per effetto doppler f_d .



Radar doppler (2/2)

- Se f_t è la frequenza dell'onda irradiata da una sorgente in movimento allora la frequenza osservata da un ricevitore stazionario è:

$$f_r = f_t + f_d$$

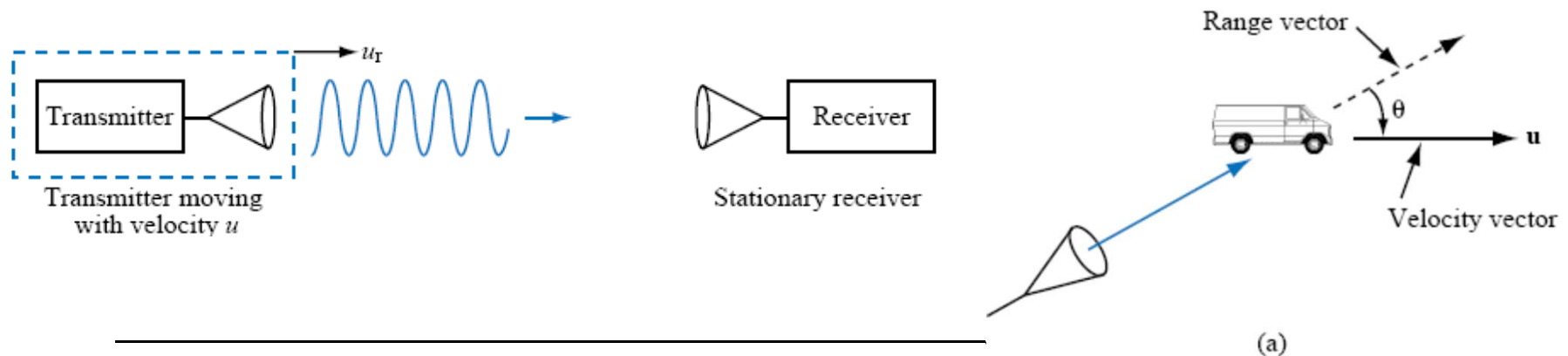
con: $f_d = v_r / \lambda_t$ (v_r : velocità radiale, ossia nella direzione del range)

- Per un radar, lo spostamento Doppler avviene due volte: prima sull'onda dal radar al target e poi sull'onda riflessa dal target verso il radar:

$$f_d = 2v_r / \lambda_t$$

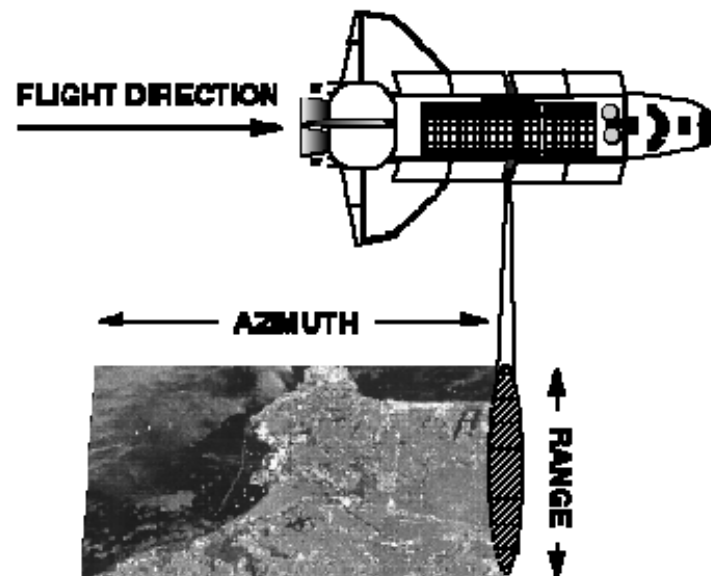
- La dipendenza di f_d dalla direzione è data dal prodotto scalare tra i vettori velocità e distanza ossia dal coseno dell'angolo θ compreso tra i due vettori:

$$f_d = 2v_r / \lambda_t = 2v \cos \theta / \lambda_t$$

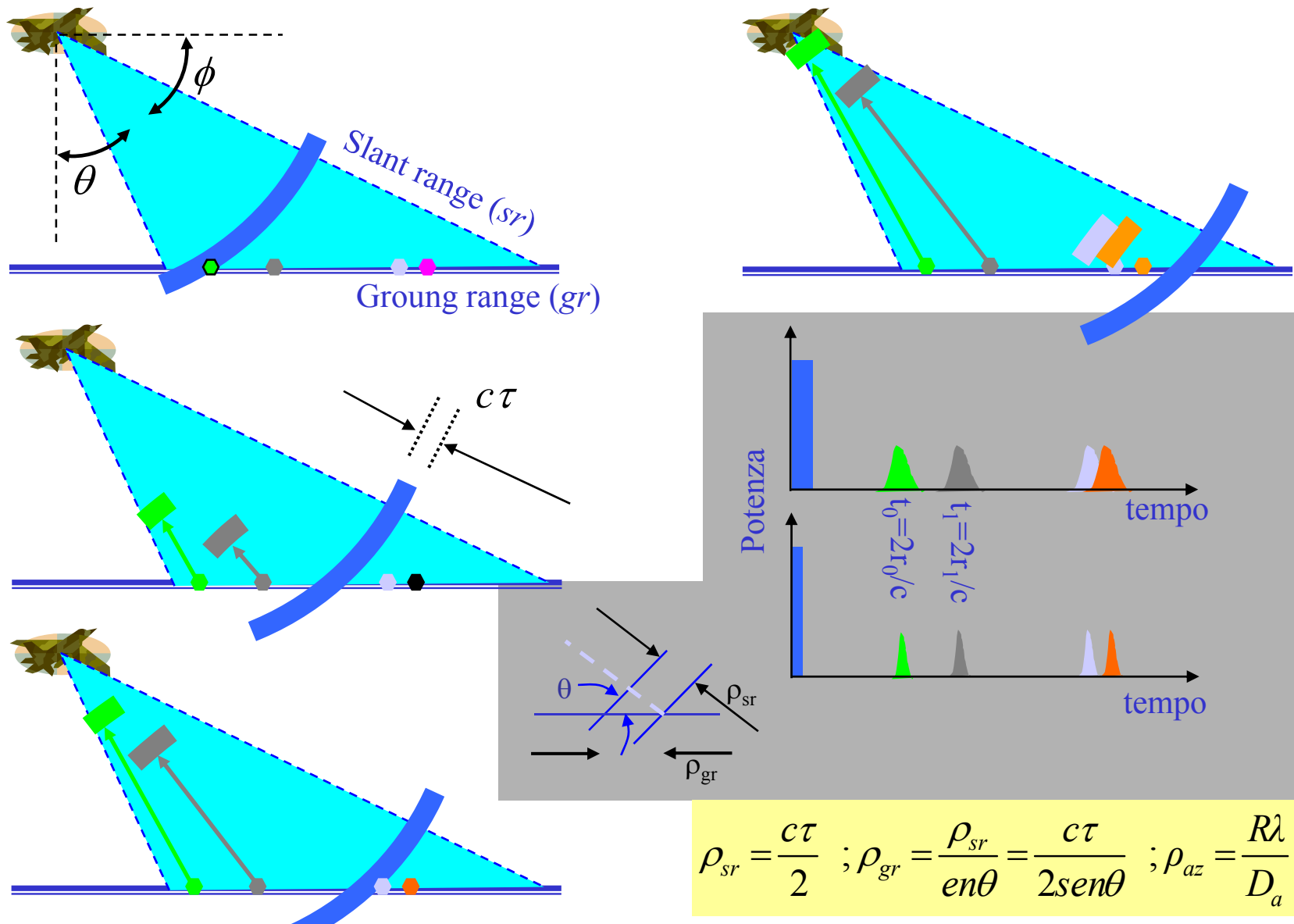


Radar d'immagine

- Nel radar d'immagine il sensore si muove a bordo di un aereo o satellite lungo una direzione di volo e l'area illuminata dal radar si muove lungo la superficie terrestre secondo una strisciata (*swath*) dando luogo all'immagine. Quest'ultima deve avere buona risoluzione spaziale.
- I radar d'immagine osservano la superficie terrestre non verticalmente ma con un angolo di osservazione maggiore di zero. Si parla di *side looking radar* (SLR) o *side looking airborne radar* (SLAR). In tal modo si sfrutta la discriminazione in distanza (radar impulsivo) nella direzione ortogonale a quella del volo ottenendo una buona risoluzione in tale direzione (*ground range*).



Discriminazione radar in distanza



Risoluzioni SLAR

- Le risoluzioni in ground range ed in azimuth determinano le dimensioni del *pixel* (*picture element*) in una immagine.

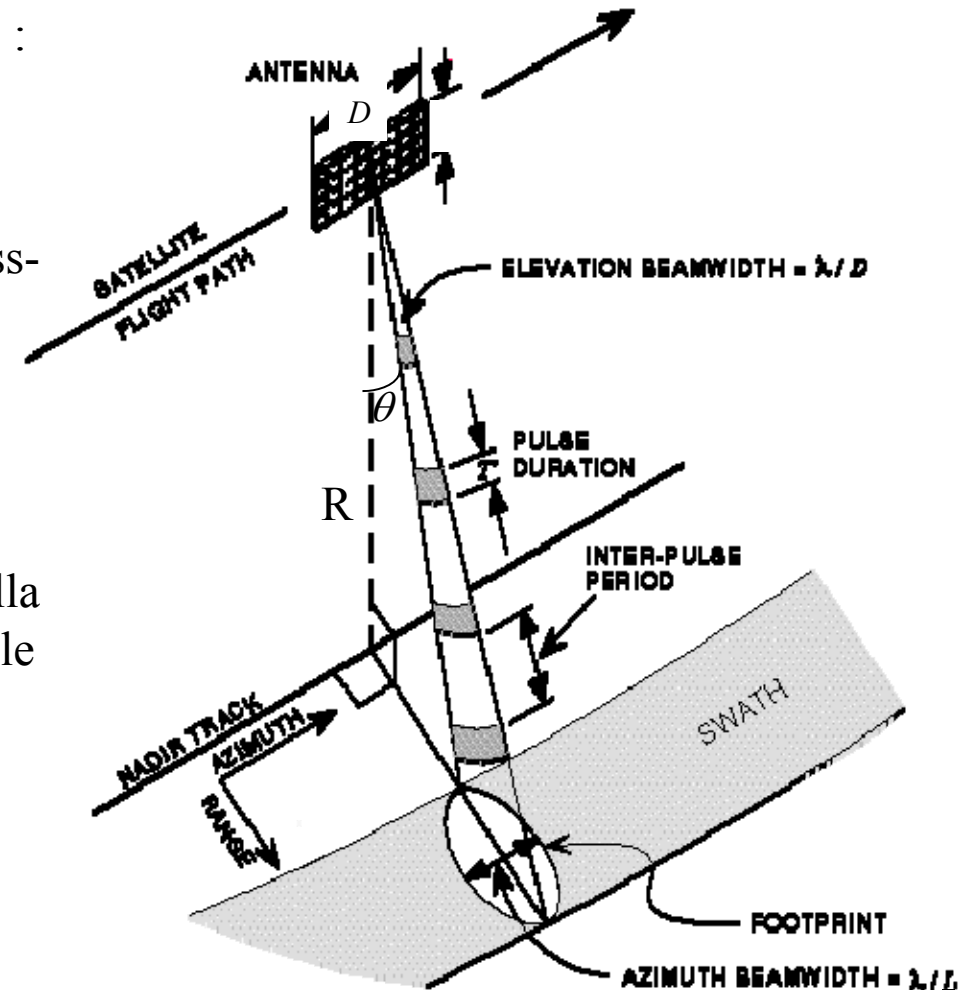
- Risoluzione in azimuth (along-track) :

$$\Delta x \approx \lambda R/D \text{ (dipende da R)}$$

- Risoluzione in ground range (cross-track):

$$\Delta y = \frac{c\tau}{2 \sin \theta}$$

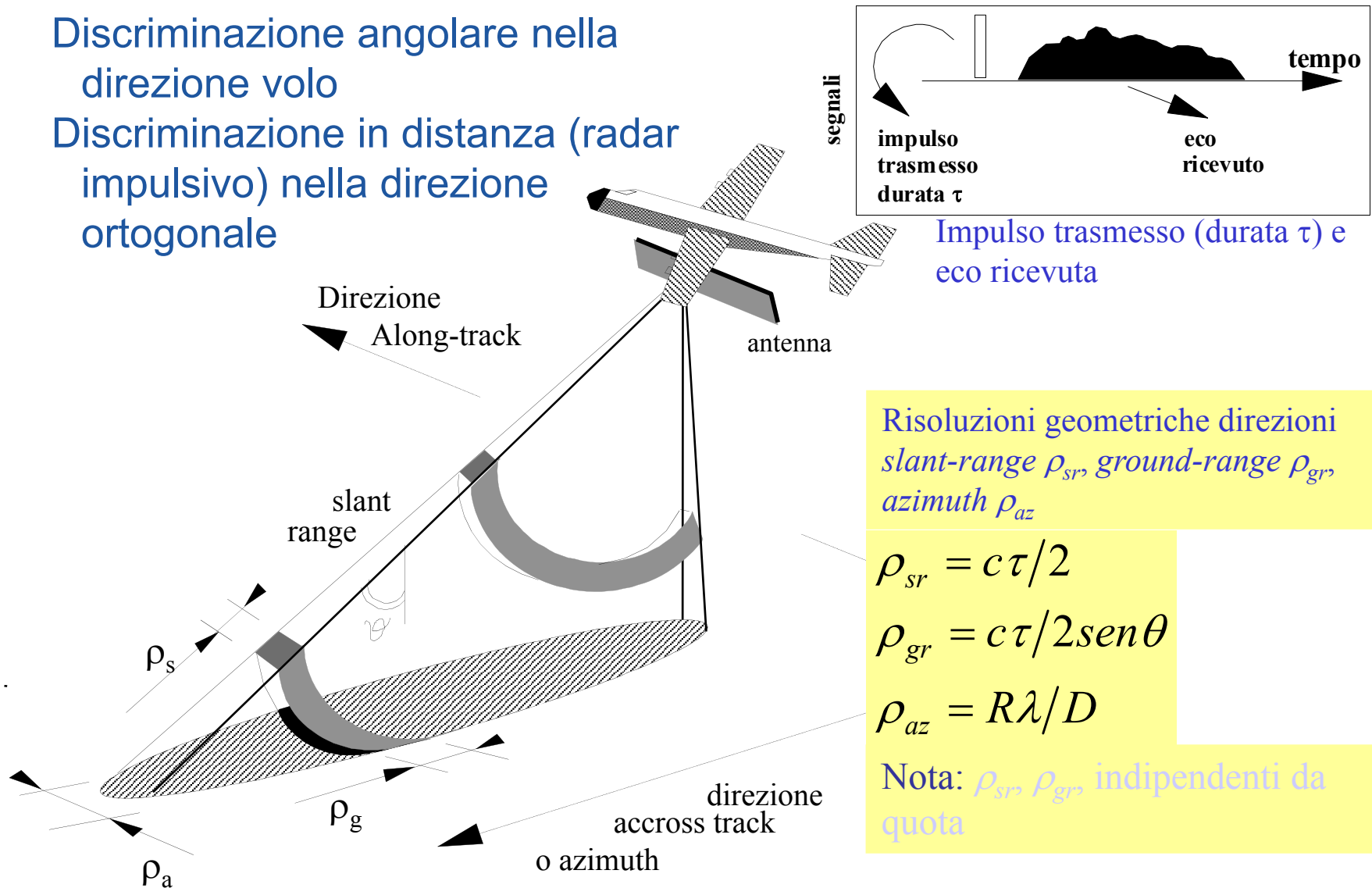
- Il SAR risolve il problema della dipendenza della risoluzione azimuthale dall'altezza della piattaforma.



Il radar d'immagine (SLAR, RAR)

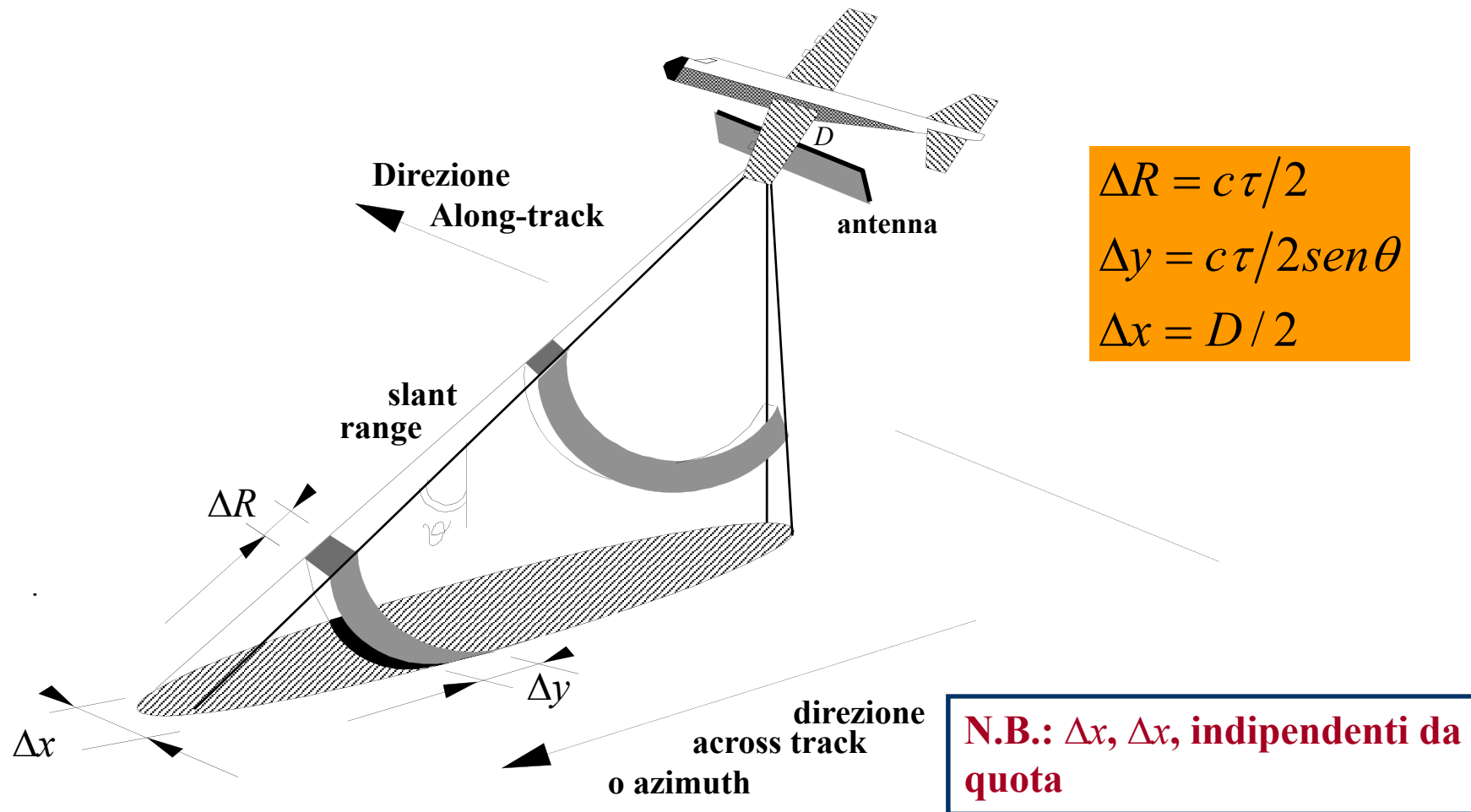
Discriminazione angolare nella direzione volo

Discriminazione in distanza (radar impulsivo) nella direzione ortogonale



Risoluzioni SAR

- Discriminazione angolare nella direzione volo.
- Discriminazione in distanza (radar impulsivo) nella direzione ortogonale.





Sistemi radar ad apertura sintetica

Radar FM chirp

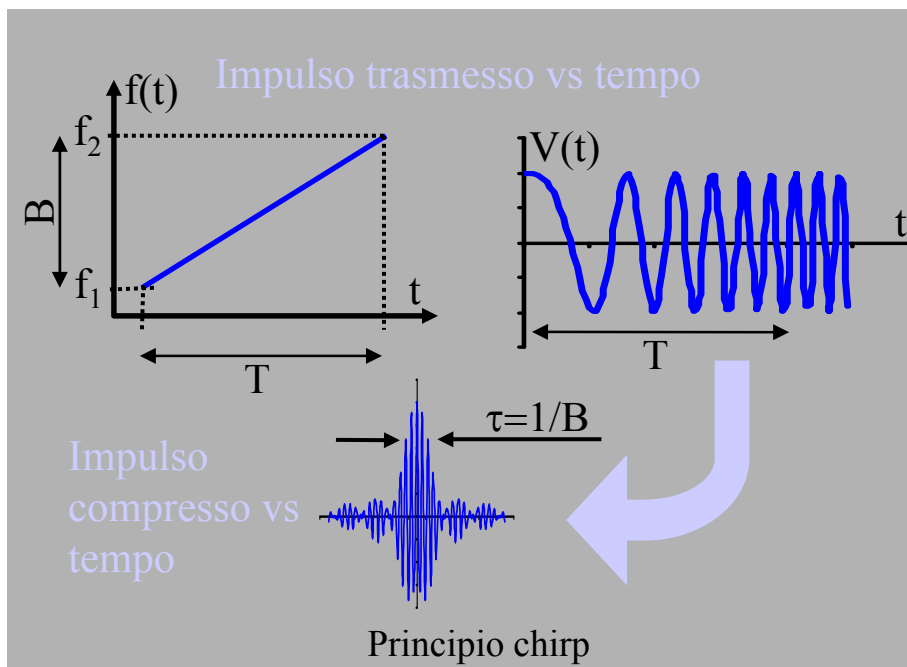
Nel radar impulsivo alta risoluzione e alto rapporto S/N richiedono:

τ piccolo – energia trasmessa alta \rightarrow alta potenza di picco

Si trasmette impulso lunga durata T modulato (in frequenza) e quindi con banda di frequenza B grande (*chirp*)

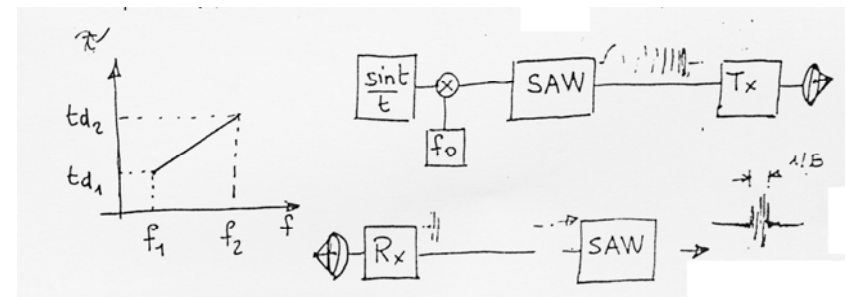
Il segnale ricevuto viene filtrato e si dimostra viene “compresso” in una eco di durata τ piccola (alta risoluzione)

Segnale compresso ha $\tau = 1/B$, ovvero risoluzione slant range:

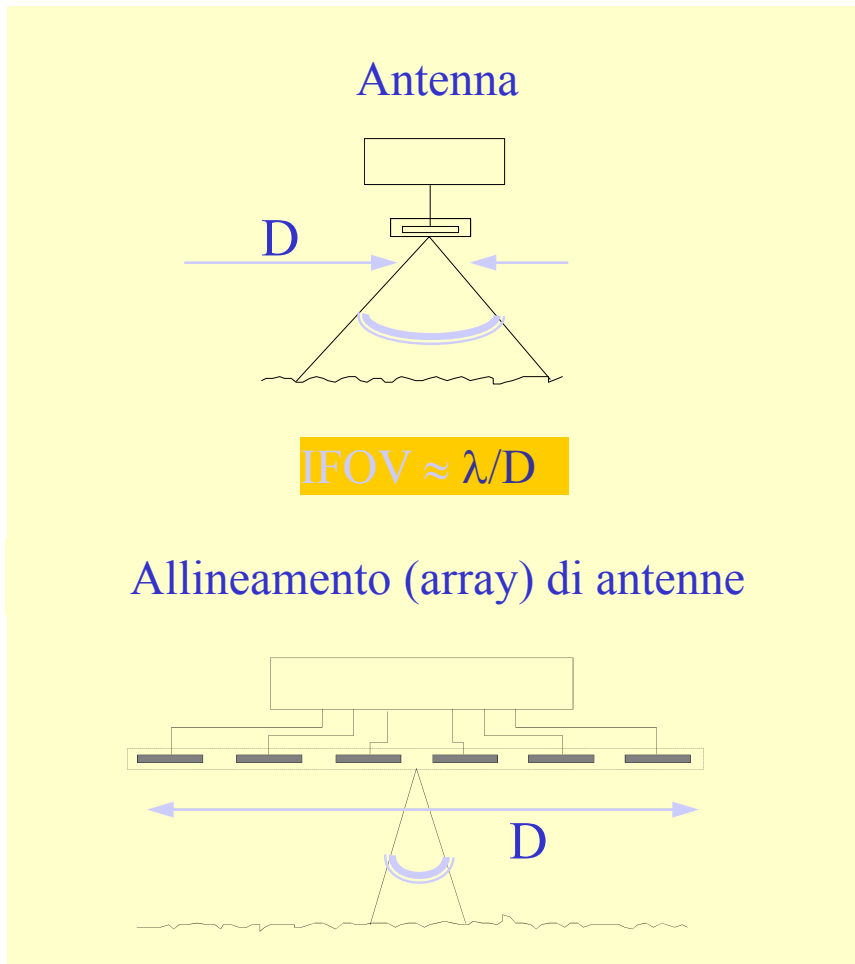


$$\rho_{sr} = c/2B$$

Realizzazione mediante
linea ritardo selettiva



Concetto allineamento di antenne



Risoluzione vs. dimensione antenna e quota:

$$\rho = H \cdot IFOV \approx \lambda H / D$$

Per aumentare direttività (diminuire $IFOV$) si realizzano allineamenti di antenne (con elementi simili)

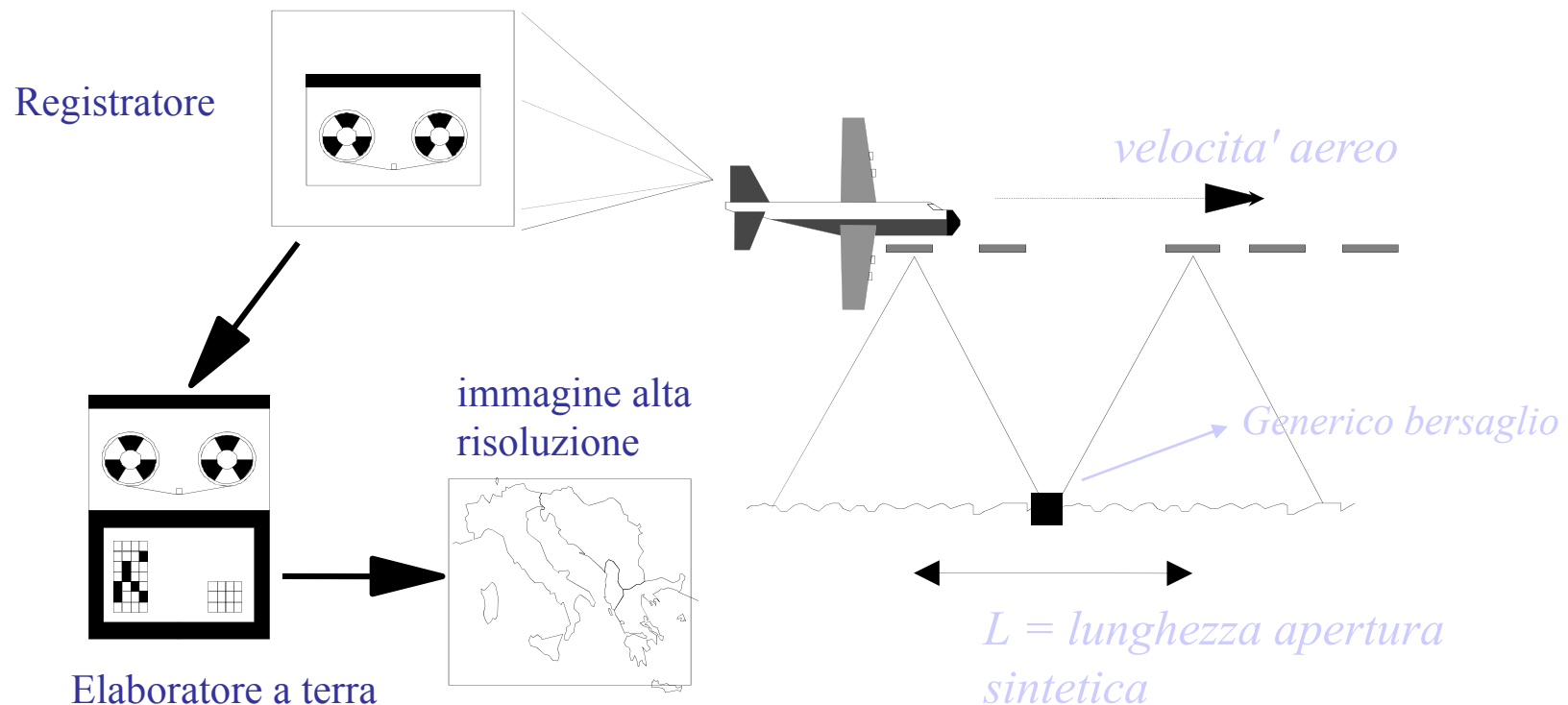
I segnali di alimentazione in trasmissione o ricevuti devono essere combinati con fase opportuna (costante per antenna focalizzata a grande distanza e puntamento ortogonale all'allineamento)

Principio dell'antenna sintetica

Sfruttando il movimento della piattaforma e registrando gli echi dell'antenna (reale) si ricostruisce l'eco radar di un'antenna sintetica (L) molto più lunga dell'antenna reale (D)

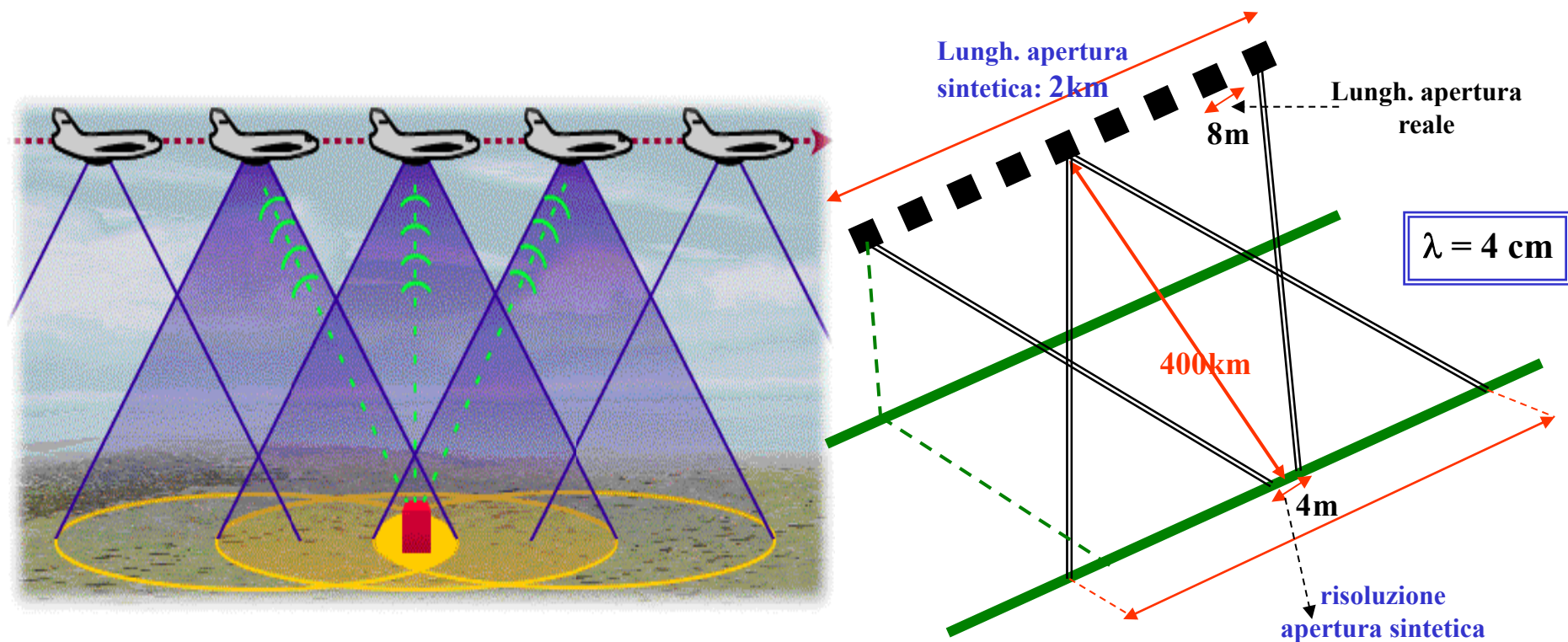
La lunghezza dell'antenna sintetica si estende dal momento in cui un bersaglio entra al momento in cui esce dal lobo dell'antenna reale ed è pari all'impronta a terra dell'antenna reale $L \cong \lambda R/D$

La risoluzione lungo la traccia (in azimuth) è determinata dall'antenna sintetica. Tenendo conto che esiste un doppio percorso $\rho_a \approx \lambda R/2L \cong D/2$



Principio del SAR

- La lunghezza dell'antenna sintetica si estende dal momento in cui un bersaglio entra al momento in cui esce dal lobo dell'antenna reale ed è pari all'impronta a terra dell'antenna reale $L = \Delta x \approx \lambda R/D$
- La risoluzione lungo la direzione di volo di un SAR (in azimuth) è determinata dall'antenna sintetica. Tenendo conto che esiste un doppio percorso $\Delta x_{\text{SAR}} \approx \lambda R/2L \approx D/2$ (*indipendente dalla distanza R*).

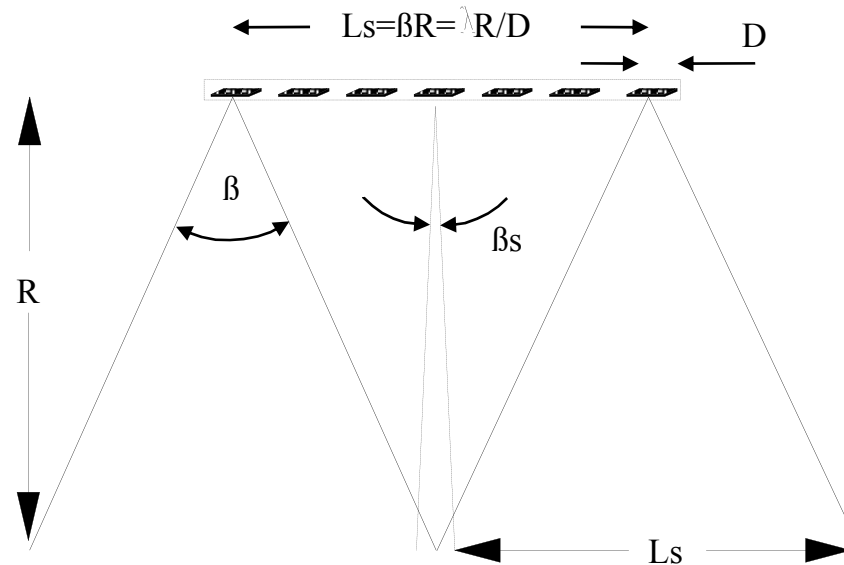


SAR: risoluzione antenna sintetica

Condizione contributi distruttivi sugli elementi antenna sintetica:

$$\Delta\Phi \approx -2 \cdot \frac{2\pi L_s \cdot \sin(\beta_s / 2)}{\lambda} = \pi \quad \longrightarrow \quad \beta_s \approx \frac{\lambda}{2L_s} \quad \text{Apertura lobo antenna sintetica}$$

Doppio cammino trasmiss.-ricez che determina ritardo di fase

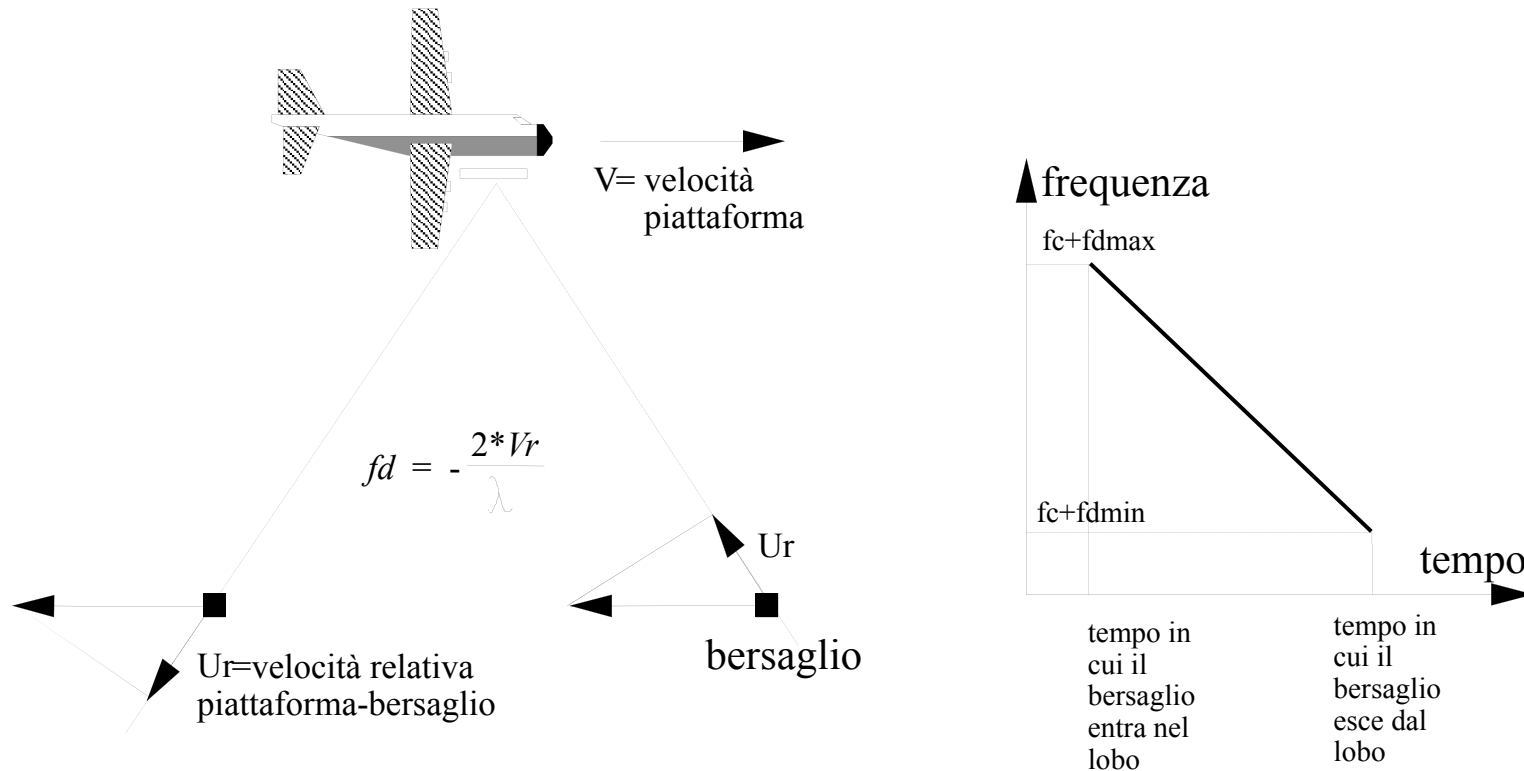


RISOLUZIONE IN AZIMUTH=

$$\rho_{az} = \beta_s \cdot R = \frac{\lambda}{2L_s} \cdot R = \frac{\lambda}{2 \cdot \lambda \cdot R / D} \cdot R = \frac{D}{2}$$

Nota: ρ_{az} indipendente da quota

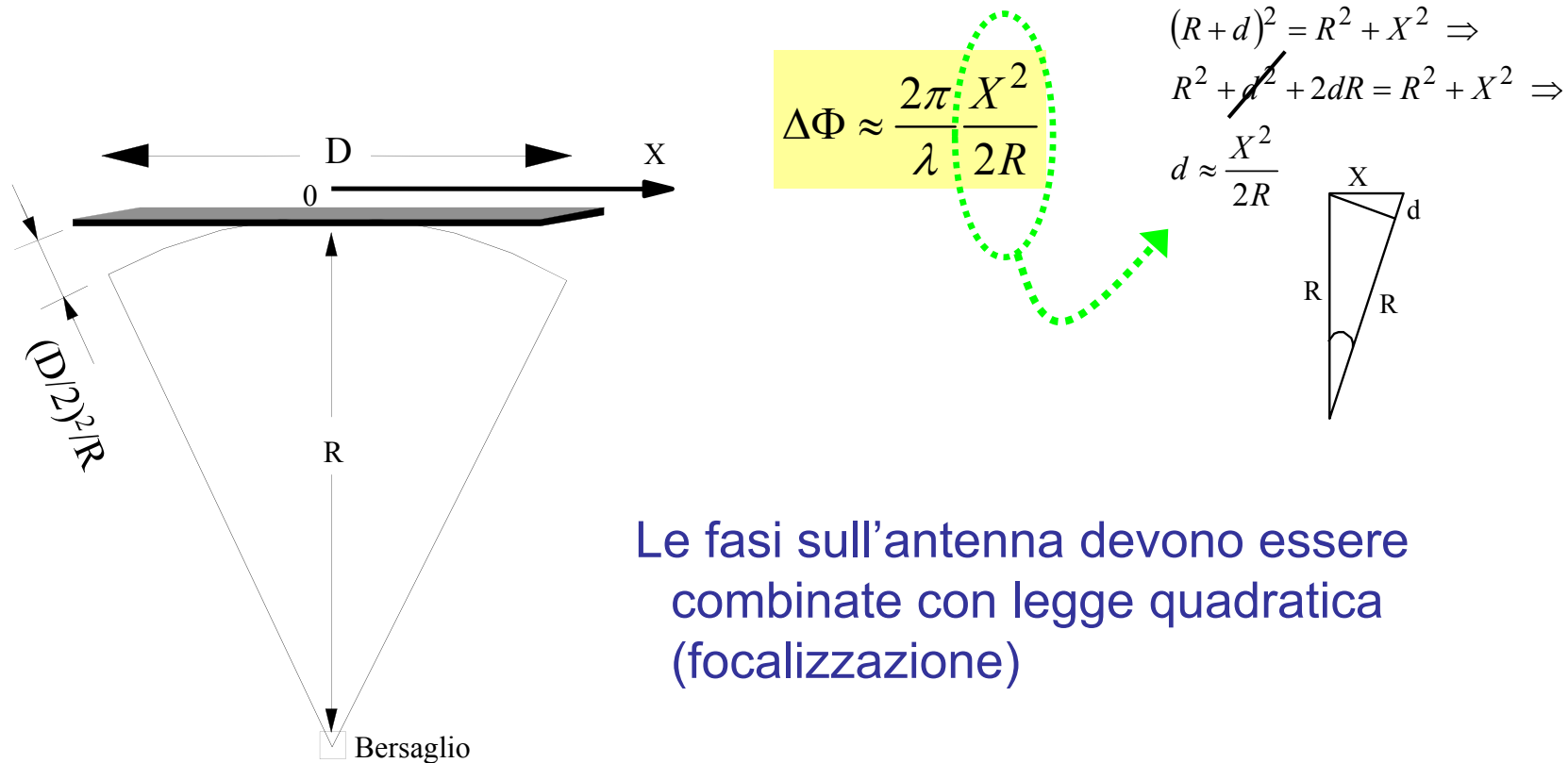
SAR: approccio Doppler



Frequenza eco di ogni bersaglio ha variazione f_d proporzionale a velocità relativa V_r radar-bersaglio (effetto Doppler).
Nel tempo T_s di ripresa singolo elemento superficiale (bersaglio) la frequenza varia in maniera approssimativamente lineare
 T_s e banda doppler $B_d = f_{dmax} - f_{dmin}$ dipendono da lobo antenna reale e velocità V piattaforma

Antenna focalizzata a distanza finita

Oggetto a distanza finita dall'antenna (caso dell'antenna sintetica)
 Sfasamento ϕ lungo l'apertura dell'antenna (nullo per oggetto
 all'infinito $= 2\pi D \sin \theta^\circ / \lambda$) (con $d \ll R$):



SAR: risoluzione Doppler

Fase echi= $\Delta\Phi \approx 2 \cdot \frac{2\pi X^2}{\lambda 2R} = \frac{2\pi X^2}{\lambda R}$

Doppio cammino
trasmis.-ricez

frequenza doppler

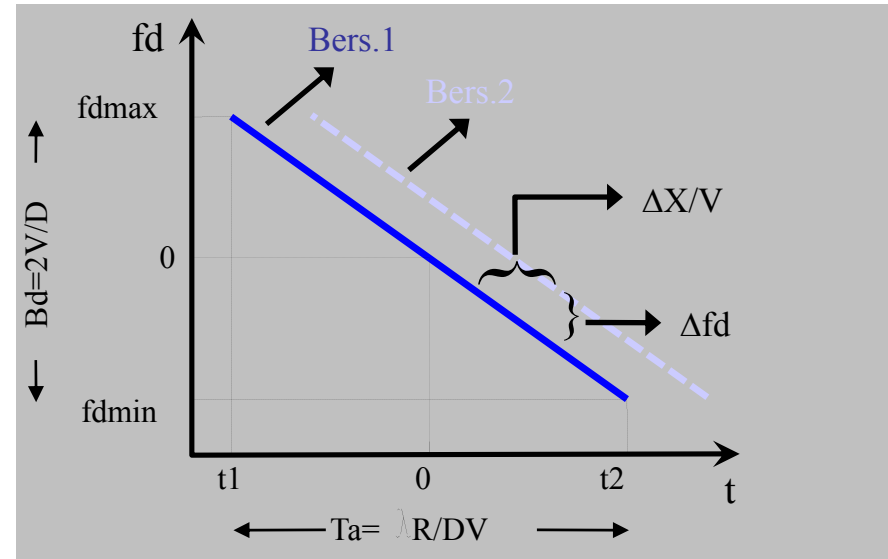
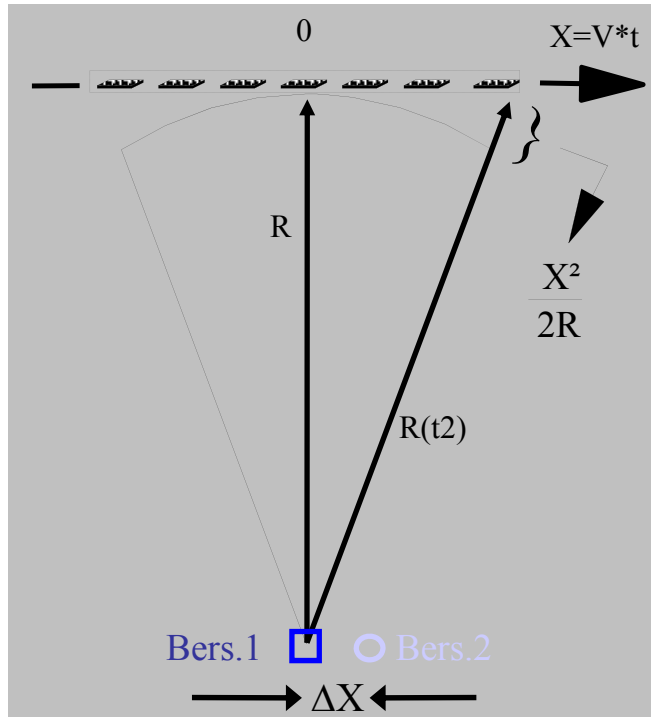
$$fd \equiv -\frac{1}{2\pi} \frac{d\phi}{dt} = -\frac{2X}{\lambda R} \frac{dX}{dt} = -\frac{2VX}{\lambda R}$$

Banda doppler

$$Bd = \frac{2VL_s}{\lambda R} = \frac{2V}{\lambda R} \frac{\lambda R}{D} = \frac{2V}{D}$$

Tempo acquisiz.

$$Ta = \frac{L_s}{V} = \frac{\lambda R}{DV}$$



RISOLUZIONE IN AZIMUTH

V: velocità piattaforma vs bersaglio

X: posizione antenna lungo volo

R: distanza bersaglio-piattaforma

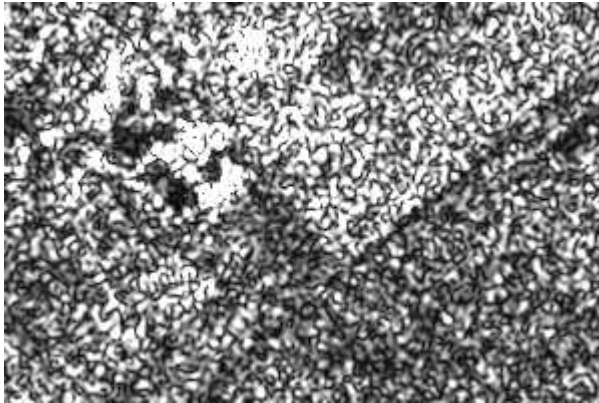
t: tempo

D: dimensione antenna reale

$$\rho_{az} = \Delta X = \frac{\lambda R}{2V} \Delta f_d = \frac{\lambda R}{2V} \frac{1}{Ta} = \frac{\lambda R}{2V} \frac{DV}{\lambda R} = \frac{D}{2}$$

Risoluzione discriminazione in
frequenza Δf pari a inverso tempo
osservazione segnale $1/Ta$

SAR: rumore (speckle) nelle immagini

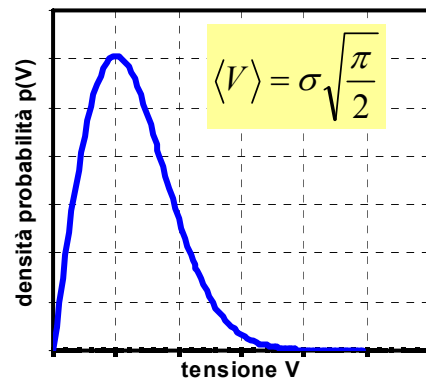


Intensità immagine SAR (tensione o potenza eco) presenta fluttuazioni statistiche che determinano caratteristica tessitura “sale e pepe” (*Speckle*)
Dovuto a interazione radiazione coerente (\approx monocromatica) con mezzo naturale costituito da diffusori aleatori

Si dimostra distribuzione statistica di Rayleigh del modulo del campo in ricezione (tensione) o esponenziale del modulo quadro (potenza)

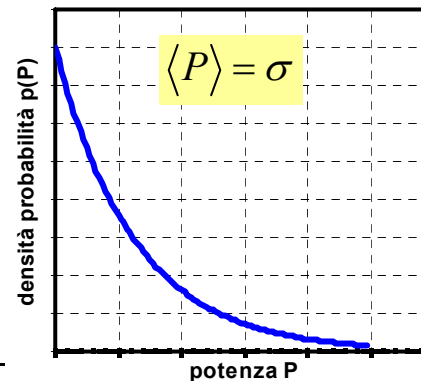
Distribuzione di Rayleigh

$$p(V) = \frac{V}{\sigma^2} e^{-V^2/2\sigma^2}$$



Distrib. esponenziale

$$p(P) = \frac{1}{\langle P \rangle} e^{-P/\langle P \rangle}$$



Deviazioni standard σ

elevate ($\approx \langle \dots \rangle$) \rightarrow bassa risoluzione radiometrica

Riduzioni fluttuazioni

mediando N campioni indipendenti.

Deviazione standard ridotta di $1/\sqrt{N}$

$$y = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \Rightarrow \sigma_y = \frac{\sigma_x}{\sqrt{N}}$$

Riduzione dello *speckle*

Riduzione *speckle* mediando N campioni (“look”) indipendenti eco dello stesso oggetto.

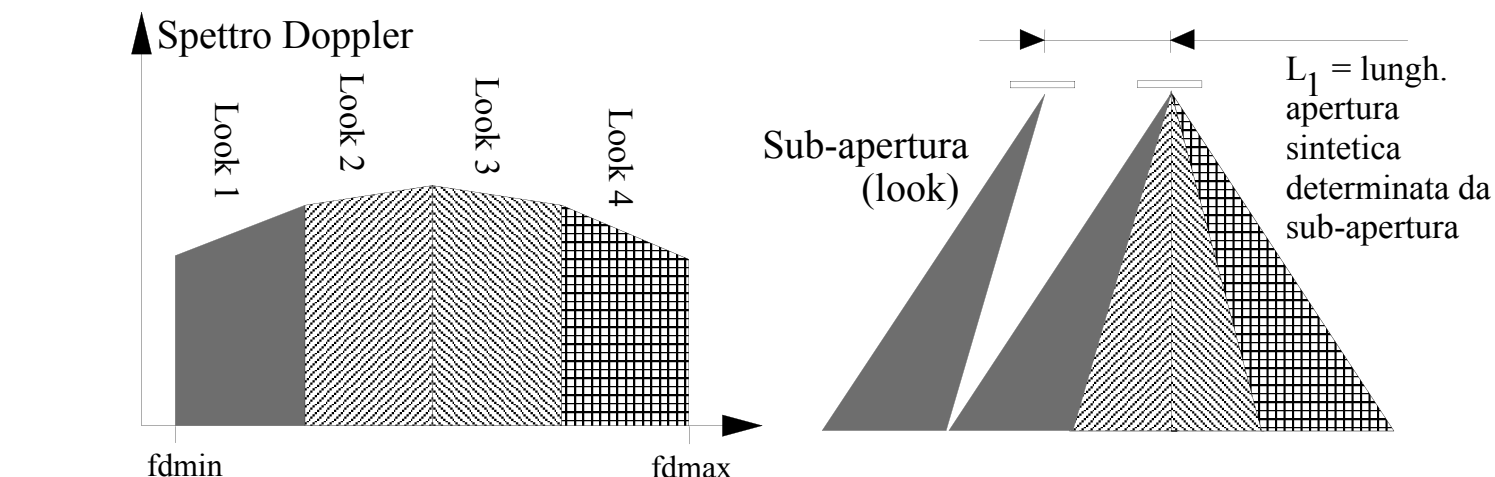
Varianza fluttuazioni statistiche si riduce di un fattore 1/N

Realizzabile mediante:

Filtraggio spaziale immagine a piena risoluzione (es. media di 3x3 pixel, ovvero di 9 look)

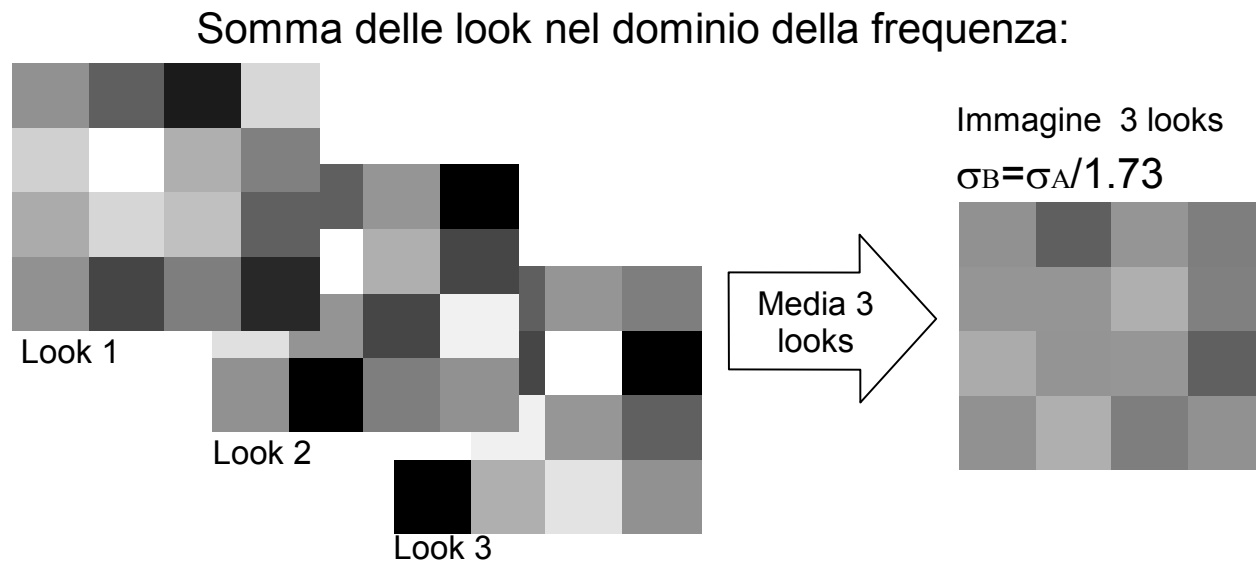
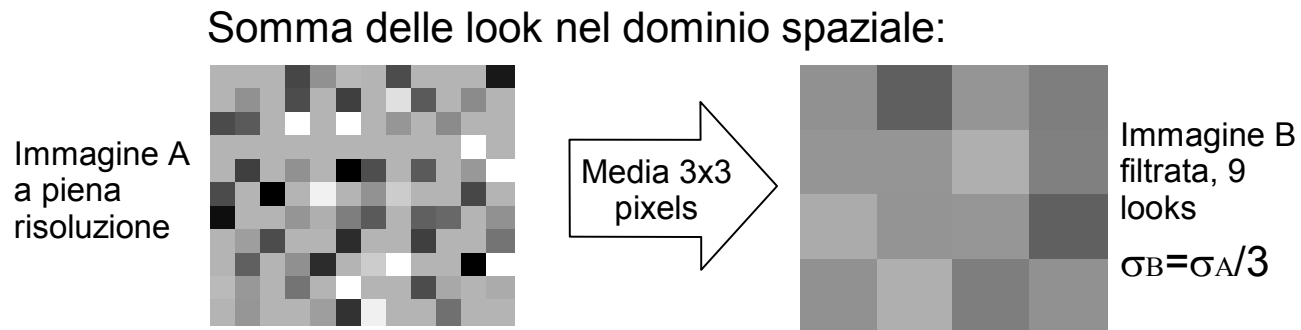
Media immagini da sub-aperture ovvero porzioni indipendenti della banda doppler Bd (estrazione look nel dominio frequenza)

Es: risoluzione in azimuth di ciascuna *look* peggiore di un fattore 4 rispetto intera apertura sintetica: $\rho_{az} = 4(D/2)$



Riduzione speckle: esempi

Somma di N campioni indipendenti (“look”) per ridurre le fluttuazioni (speckle)



Risoluzione radiometrica immagini SAR

Assumiamo intensità immagine $I \propto$ potenza ricevuta (rivelazione quadratica)

Rapporto deviazione standard su valore medio (coefficiente di variazione) per densità probabilità I esponenziale $v = \sigma_I / \langle I \rangle = 1$

Nel caso somma di N_c look $v = 1/\sqrt{N_c}$

Definiamo **risoluzione radiometrica immagine SAR** $R_r = 10 \log(1+v)$; nel caso assenza rumore termico:

$$R_r = 10 \log(1+v) = 10 \log \left(1 + \frac{1}{\sqrt{N_c}} \right)$$

$R_r = 3$ dB per immagini *single look*. Requisito $R_r = 2 \div 2.5$ dB richiede almeno $N_c = 4-6$ look

Somma look in frequenza: risoluzione in azimuth $\rho_{az} = 4(D/2)$

Immagine
single look

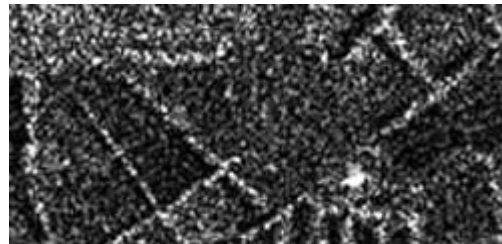
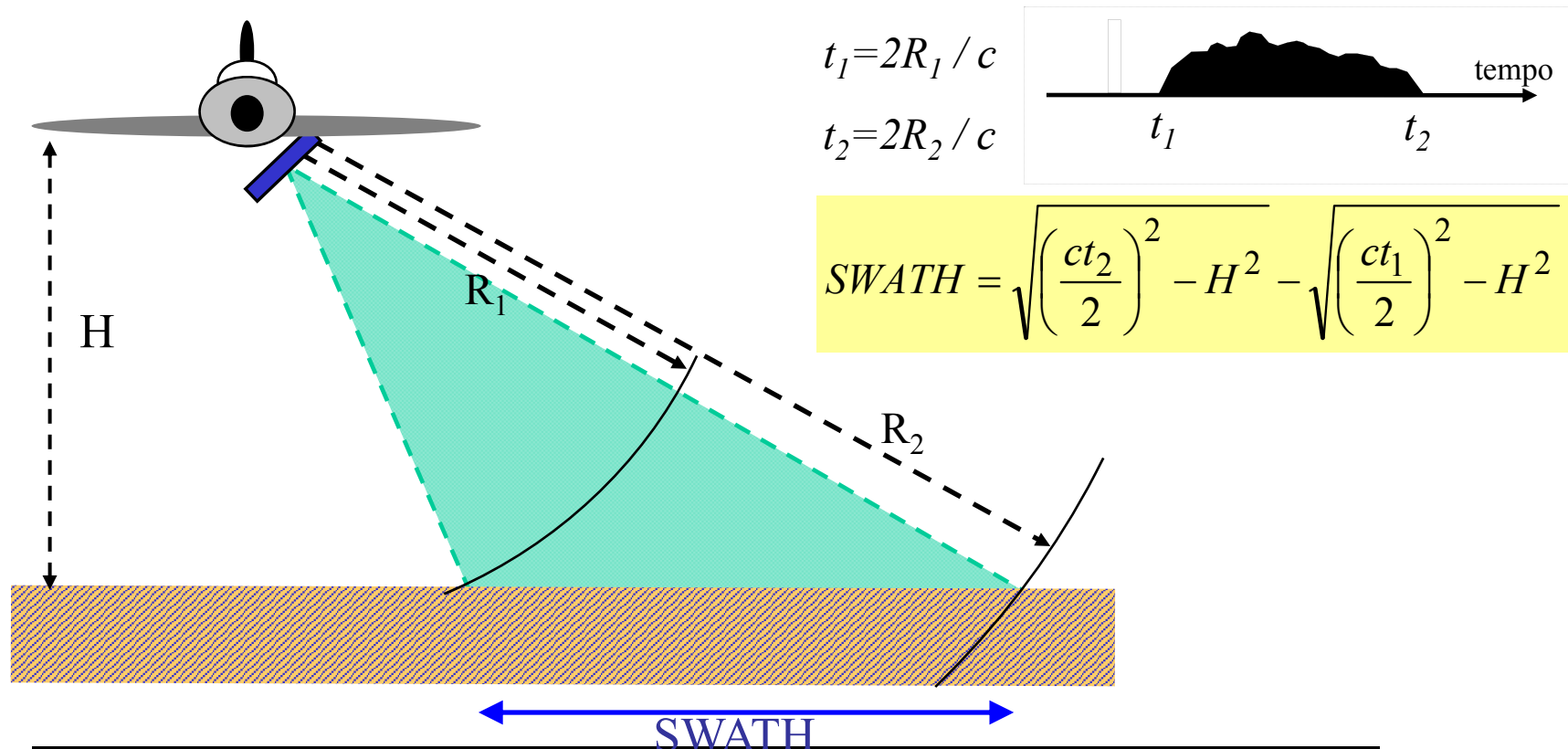


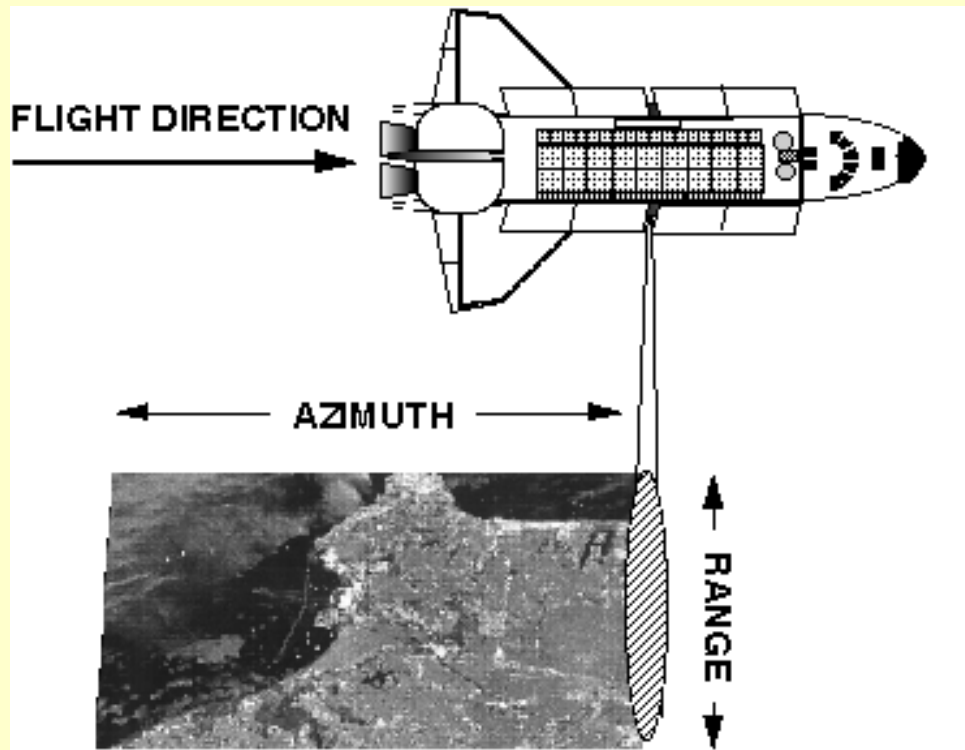
Immagine
multilook

Campo di vista immagini SAR

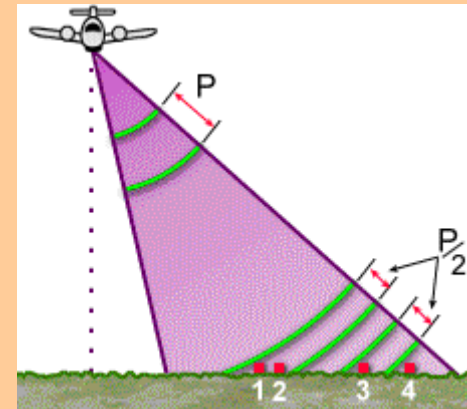
Swath funzione istanti acquisizione primo e ultimo pixel
Vincolata da apertura lobo antenna e banda doppler
(frequenza ripetizione impulsi PRF)



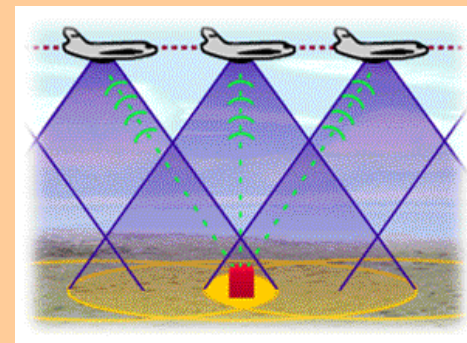
Sintesi geometria osservazione SAR



Risoluzione in range \Rightarrow
banda impulso
 $\rho_r = c/2B$

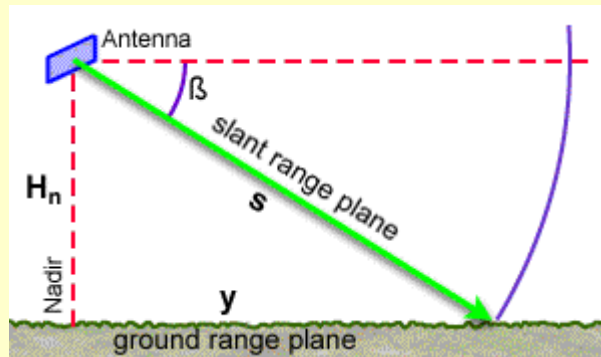


Risoluzione in azimuth \Rightarrow
lunghezza apertura sintetica
 $\rho_a = N_{\text{look}} * D/2$



Distorsioni geometriche in immagini SAR

A: SLANT TO GROUND

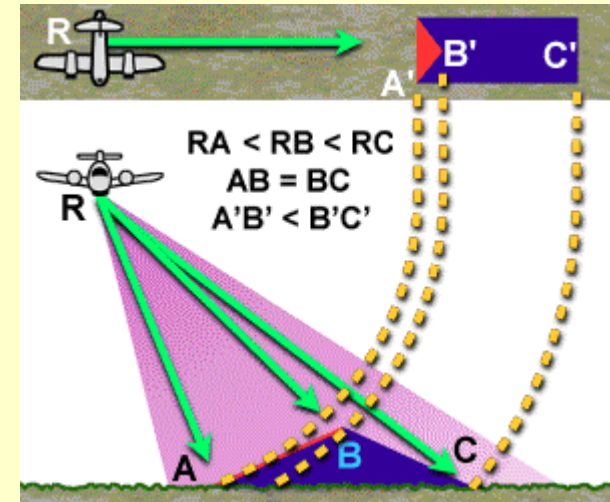


Slant range image



Ground range image

B: FORESHORTENING



La discriminazione in distanza (proiezione slant range) determina distorsioni rispetto a ortoproiezione

Per terra piatta (A)

In presenza di rilievi (B)

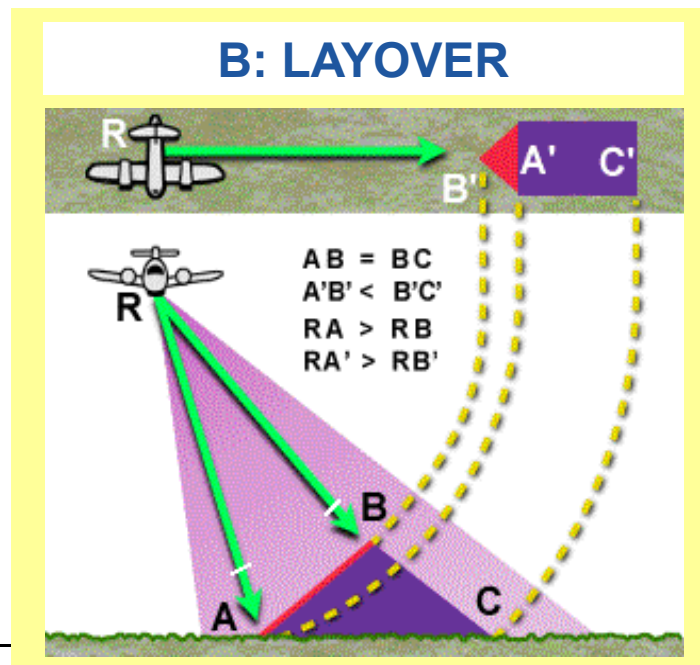
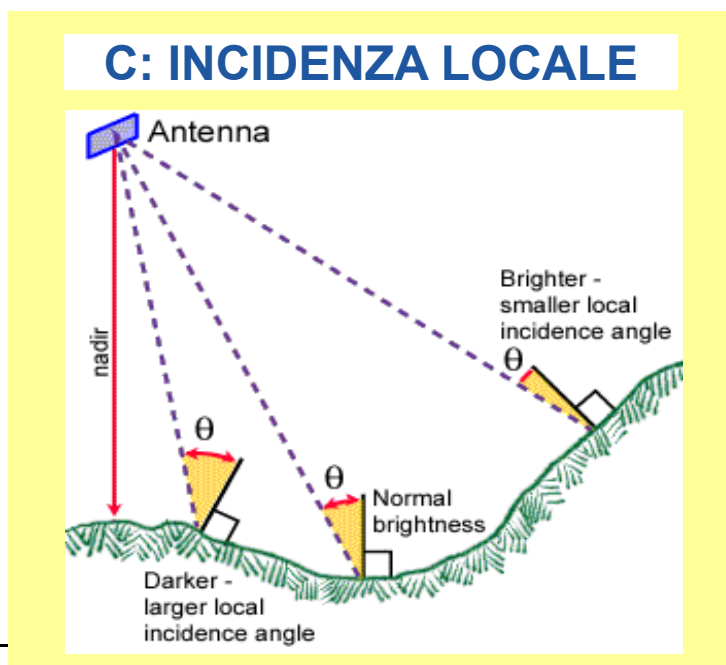
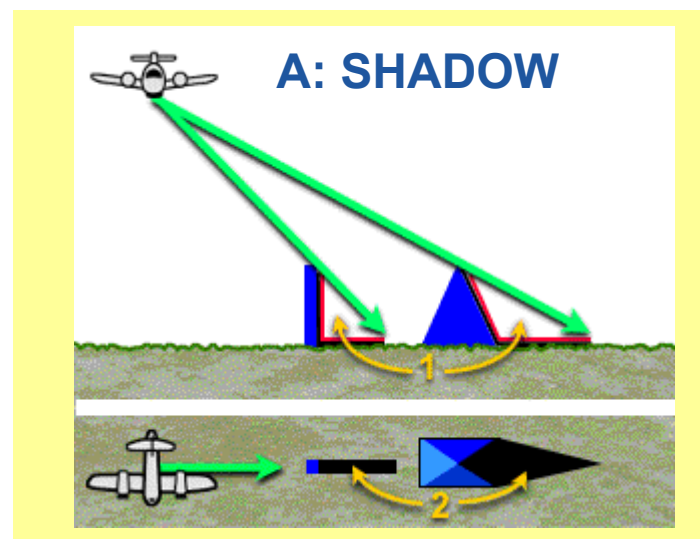
Distorsioni radiometriche in immagini SAR

La risposta radiometrica varia in presenza di rilievi:

Ombra: Retrodiffusione ≈ 0 (A)

Sovrapposizione echi (B)

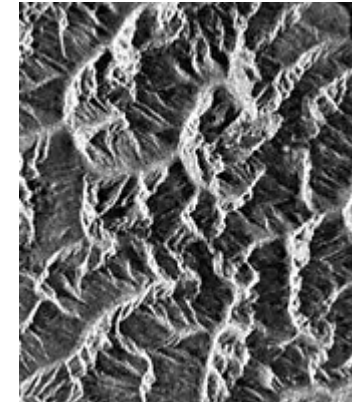
Variazione cella risoluzione e eco legati a angolo incidenza locale (C)



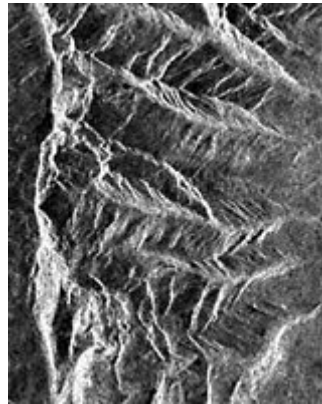
Esempi immagini SAR in zone montuose

Esempi immagini SAR in zone montuose. Illuminate da sinistra verso destra (Ref. CCRS Tutorial).

Effetti di "foreshortening"



Effetti di
"layover" (parte
a sinistra)



Effetti ombreggiamento

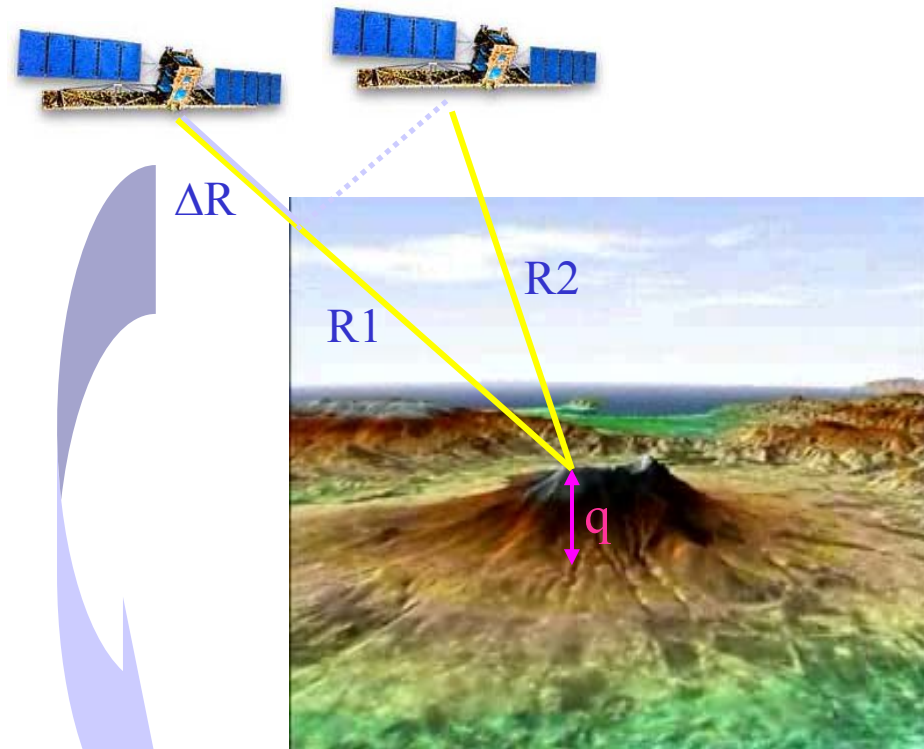


Interferometria SAR

Riprese SAR stereo: si sfrutta parallasse in immagini di intensità



Interferometria (I-SAR) assoluta e differenziale: si sfrutta differenza fase



$$\Delta\Phi = 4\pi/\lambda \Delta R$$

Differenza di fase (modulo 2π) che dipende da q

Principio base interferometria radar

Il SAR misura ampiezza e fase della radiazione retrodiffusa da ogni cella di risoluzione

La fase è determinata da:

- a) Doppio percorso radar-target-radar
- b) Velocità propagazione nel percorso
- c) Interazione elettromagnetica radiazione-target (fase del coefficiente di riflessione)
- d) Shift di fase nel sistema di focalizzazione (processore)

Il valore assoluto della fase fluttua (distribuzione uniforme tra 0 e 2π) e non dà informazioni significative

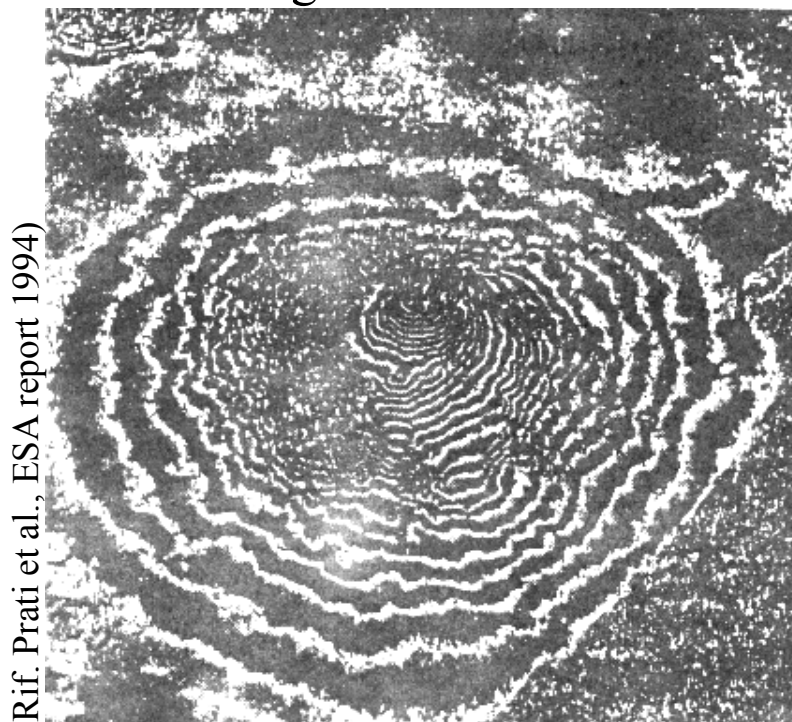
Assumendo b), c) e d) costanti, *differenza di fase* tra immagini riprese da *posizioni / tempi diversi* dipende da elevazione target e/o sue variazioni nel tempo

L'immagine della differenza di fase è derivata cross-moltiplicando le due immagini complesse co-registrate (*interferogramma* radar) e mostra *frange di interferenza*

Potenzialmente la precisione della stima di elevazione è comparabile
— alla lunghezza d'onda (centimetrica) —

Interferogramma e frange interferometriche

Interferogramma Vesuvio



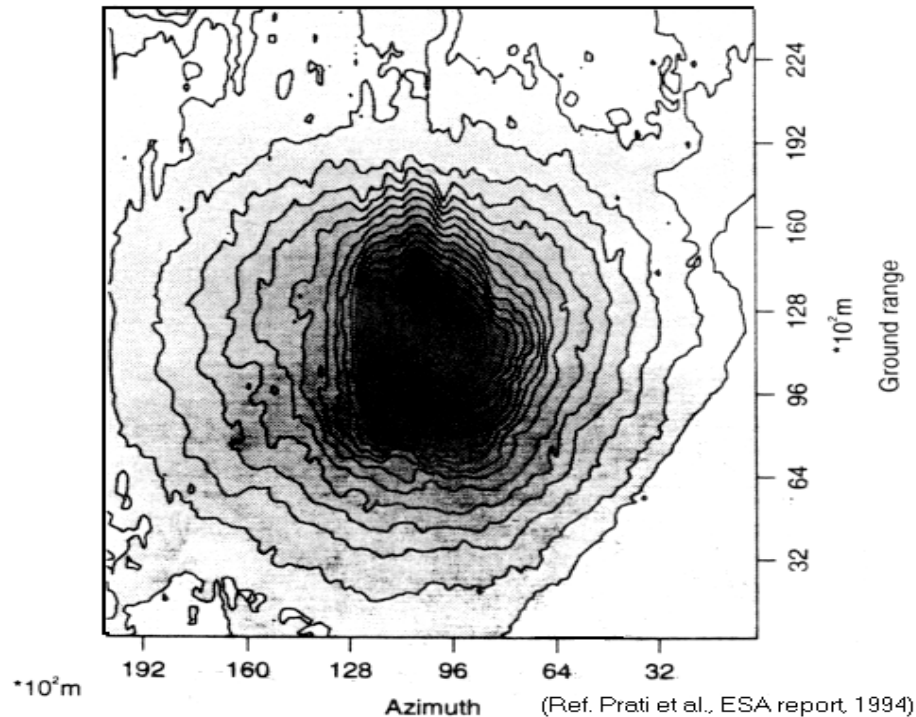
L'*interferogramma* SAR è dato dal prodotto, pixel a pixel, di una immagine SAR (complessa) $I_1 e^{j\phi_1}$ per il complesso coniugato di una immagine $I_2 e^{j\phi_2}$ della stessa area ripresa con diverso punto osservazione / tempo ripresa.

L'immagine delle *frange interferometriche* è la fase dell'interferogramma $I_1 I_2 e^{j(\phi_1 - \phi_2)}$

A meno di una fase di riferimento, l'interferogramma descrive la *variazione della differenza di fase* tra celle di risoluzione contigue. Non devono essere presenti cause di variazione aleatoria della fase (ad es. modifiche diffusori in aree vegetate, variazioni velocità) che determinano perdita di coerenza o artefatti.

Topografia da interferogrammi: principio

Topografia Vesuvio da interferogramma

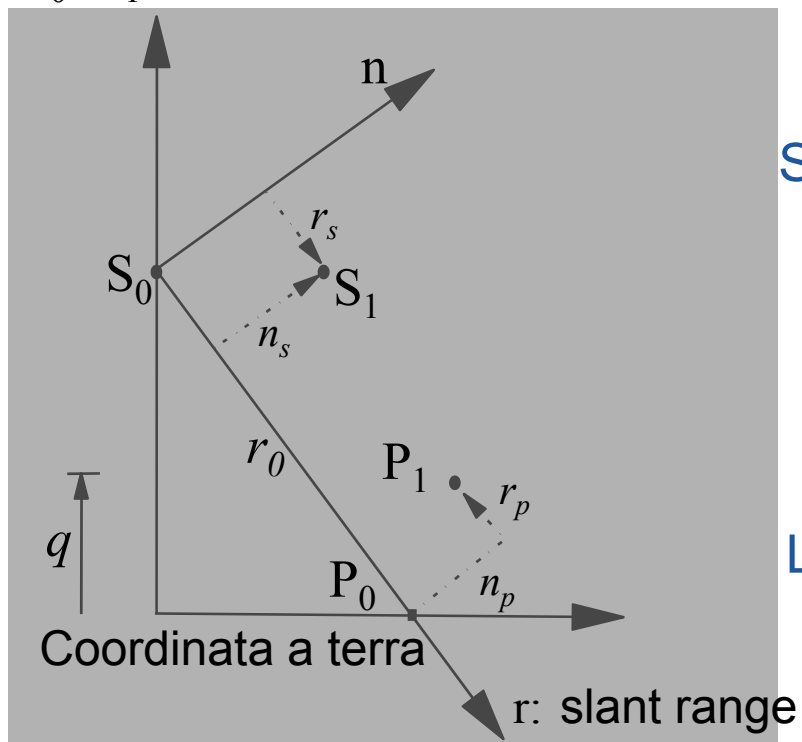


Interferogramma ottenuto con punti ripresa diversi
Conosciuti i punti di ripresa, le *variazioni di fase nell'immagine delle frange* di interferenza sono determinate dalla differente quota n_p dei punti a terra (misurate normalmente alla direzione *slant*).

E' quindi possibile determinare la elevazione del terreno (DEM).
Esiste una indeterminazione della fase dell'interferogramma in quanto possiamo valutare solo il valore principale tra $-\pi$ e $+\pi$ e si richiede pertanto un processo di *srotolamento della fase* ("unwrapping").

Geometria interferometria SAR assoluta

S_0, S_1 : posizioni satellite
 P_0, P_1 : posizioni bersagli



Generica distanza sensore-bersaglio
 S_1P_1 :

$$r = \sqrt{(r_0 + r_p - r_s)^2 + (n_p - n_s)^2}$$

Sue variazioni indotte da variazioni
 posizione satellite e bersaglio
 (assunte piccole rispetto a r_0):

$$\Delta_P(\Delta_S r) \approx \frac{n_s \cdot n_p}{r_0}$$

Le variazioni della fase
 interferometrica:

$$\Delta\Phi \approx \frac{4\pi}{\lambda} \frac{n_p \cdot n_s}{r_0}$$

Da cui, conoscendo le altre quantità, tra cui la *Baseline spaziale* (ortogonale) $B_s = n_s$, si ricava n_p del punto P_1 rispetto al riferimento P_0 e successivamente la sua quota q

Dimostrazione fase topografica

$$r = \sqrt{(r_0 + r_p - r_s)^2 + (n_p - n_s)^2}$$

La variazione di percorso onda rispetto posizione satellite S :

$$\Delta_S r = \left. \frac{\partial r}{\partial r_s} \right|_{r_s=0} r_s + \left. \frac{\partial r}{\partial n_s} \right|_{n_s=0} n_s = - \left. \frac{r_0 + r_p - r_s}{\sqrt{(r_0 + r_p - r_s)^2 + (n_p - n_s)^2}} \right|_{r_s=0} r_s - \left. \frac{n_p - n_s}{\sqrt{(r_0 + r_p - r_s)^2 + (n_p - n_s)^2}} \right|_{n_s=0} n_s = - \frac{(r_0 + r_p)r_s + n_p n_s}{\sqrt{(r_0 + r_p)^2 + n_p^2}}$$

La variazione di $\Delta_S r$ rispetto posizione punto P :

$$\Delta_P(\Delta_S r) = \left. \frac{\partial(\Delta_S r)}{\partial r_p} \right|_{r_p=0} r_p + \left. \frac{\partial(\Delta_S r)}{\partial n_p} \right|_{n_p=0} n_p = - \frac{n_s}{r_0} n_p$$

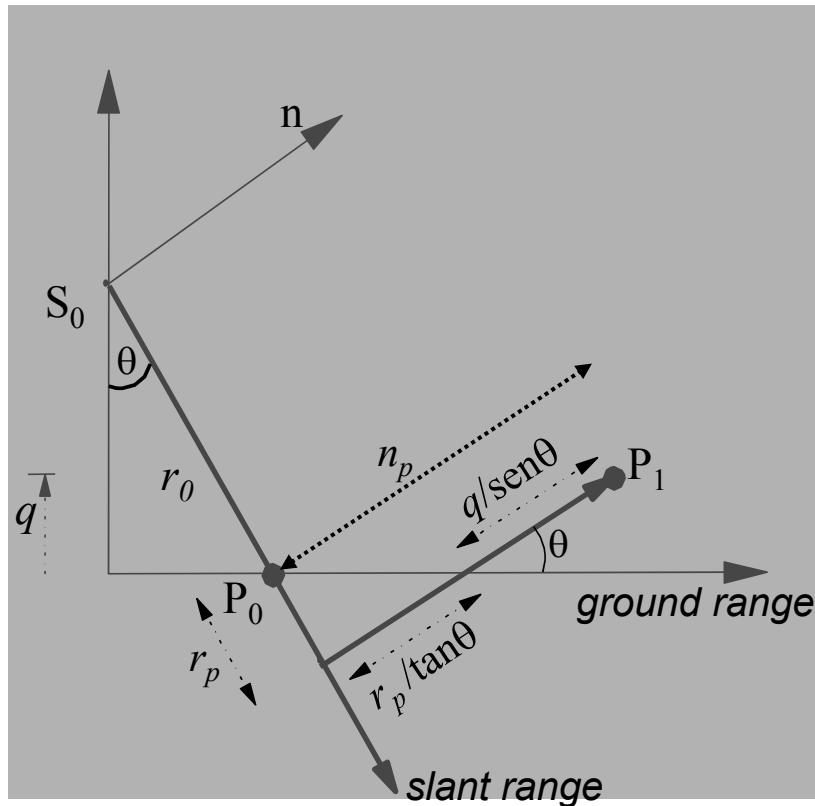
$$\left. \frac{\partial(\Delta_S r)}{\partial r_p} \right|_{r_p=0} = - \left. \frac{r_s}{\sqrt{(r_0 + r_p)^2 + n_p^2}} \right|_{r_p=0} + \frac{(r_0 + r_p)r_s + n_p n_s}{2[(r_0 + r_p)^2 + n_p^2]^{3/2}} 2(r_0 + r_p) \left. \right|_{r_p=0} = - \frac{r_s}{r_0} + \frac{r_0 r_s}{2r_0^3} 2r_0 = 0$$

$$\left. \frac{\partial(\Delta_S r)}{\partial n_p} \right|_{n_p=0} = - \left. \frac{n_s}{\sqrt{(r_0 + r_p)^2 + n_p^2}} \right|_{n_p=0} + \frac{(r_0 + r_p)r_s + n_p n_s}{2\sqrt{(r_0 + r_p)^2 + n_p^2}} 2n_p \left. \right|_{n_p=0} = - \frac{n_s}{r_0}$$

La variazione di fase tra due punti nell'interferogramma (doppio percorso):

$$\Delta\Phi = 2 \frac{2\pi}{\lambda} \Delta_P(\Delta_S r) \approx \frac{4\pi}{\lambda} \frac{n_p \cdot n_s}{r_0}$$

Fase di terra piatta e calcolo elevazione



Se P_1 si trovi ad una quota q rispetto a P_0 e r_p è loro distanza in slant range, la variazione della fase interferometrica:

$$\Delta\Phi \approx \frac{4\pi}{\lambda} \frac{n_p \cdot n_s}{r_0} = \frac{4\pi}{\lambda} \frac{n_s}{r_0} \left(\frac{r_p}{\tan\theta} + \frac{q}{\sin\theta} \right)$$

Componente variazione fase (e relative fringe) punti stessa quota = *fase terra piatta*, proporz. a r_p :

$$\Delta\Phi_{flat} = \frac{4\pi}{\lambda} \frac{n_s \cdot r_p}{r_0 \tan\theta}$$

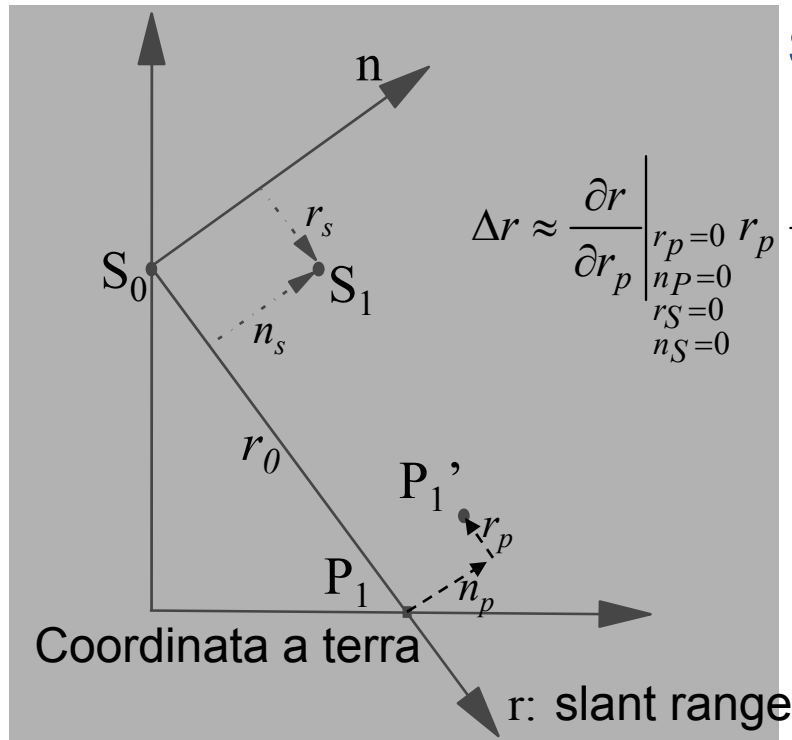
Sottraendo fase di terra piatta all'interferogramma si ricava fase topografica, da cui si calcola q noti gli altri parametri:

$$\Delta\Phi_{topo} = \Delta\Phi - \Delta\Phi_{flat} = \frac{4\pi \cdot n_s}{\lambda r_0 \sin\theta} q$$

Sensibilità a q dipende da baseline ortogonale. Se troppo grande si determina perdita coerenza. \exists baseline ottima

Geometria SAR differenziale

S_0, S_1 : posizioni satellite
 P_1, P_1' : posizione bersaglio
 durante le due riprese



$$\Delta r \approx \left. \frac{\partial r}{\partial r_p} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} r_p + \left. \frac{\partial r}{\partial n_p} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} n_p + \left. \frac{\partial r}{\partial r_s} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} r_s + \left. \frac{\partial r}{\partial n_s} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} n_s = r_p - r_s$$

Generica distanza sensore-bersaglio
 $S_1 P_1'$ seconda ripresa:

$$r = \sqrt{(r_0 + r_p - r_s)^2 + (n_p - n_s)^2}$$

Sue variazioni dovute spostamento punto ($\ll r_0$):

$$\left. \frac{\partial r}{\partial r_p} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} r_p + \left. \frac{\partial r}{\partial n_p} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} n_p + \left. \frac{\partial r}{\partial r_s} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} r_s + \left. \frac{\partial r}{\partial n_s} \right|_{\substack{r_p=0 \\ n_p=0 \\ r_s=0 \\ n_s=0}} n_s = r_p - r_s$$

Variazioni della fase del punto per spostamenti tettonici, frane, etc (differenziale):

$$\Delta \Phi_{diff} \approx \frac{4\pi}{\lambda} (r_s - r_p)$$

Sensibilità a spostamenti $\ll \lambda$.

Se baseline ortogonale $n_s \neq 0$ bisogna sottrarre fase topografica (da DEM) e di terra piatta.

Interferometria SAR multi-passo

Missione *tandem* ERS-1/2:

- Configurazione orbitale tale che acquisizione ERS-2 giorno successivo a ERS-1 su traccia a terra vicina
- Baseline ottima (centinaia metri)
- Decorrelazione temporale minima (1 giorno)

