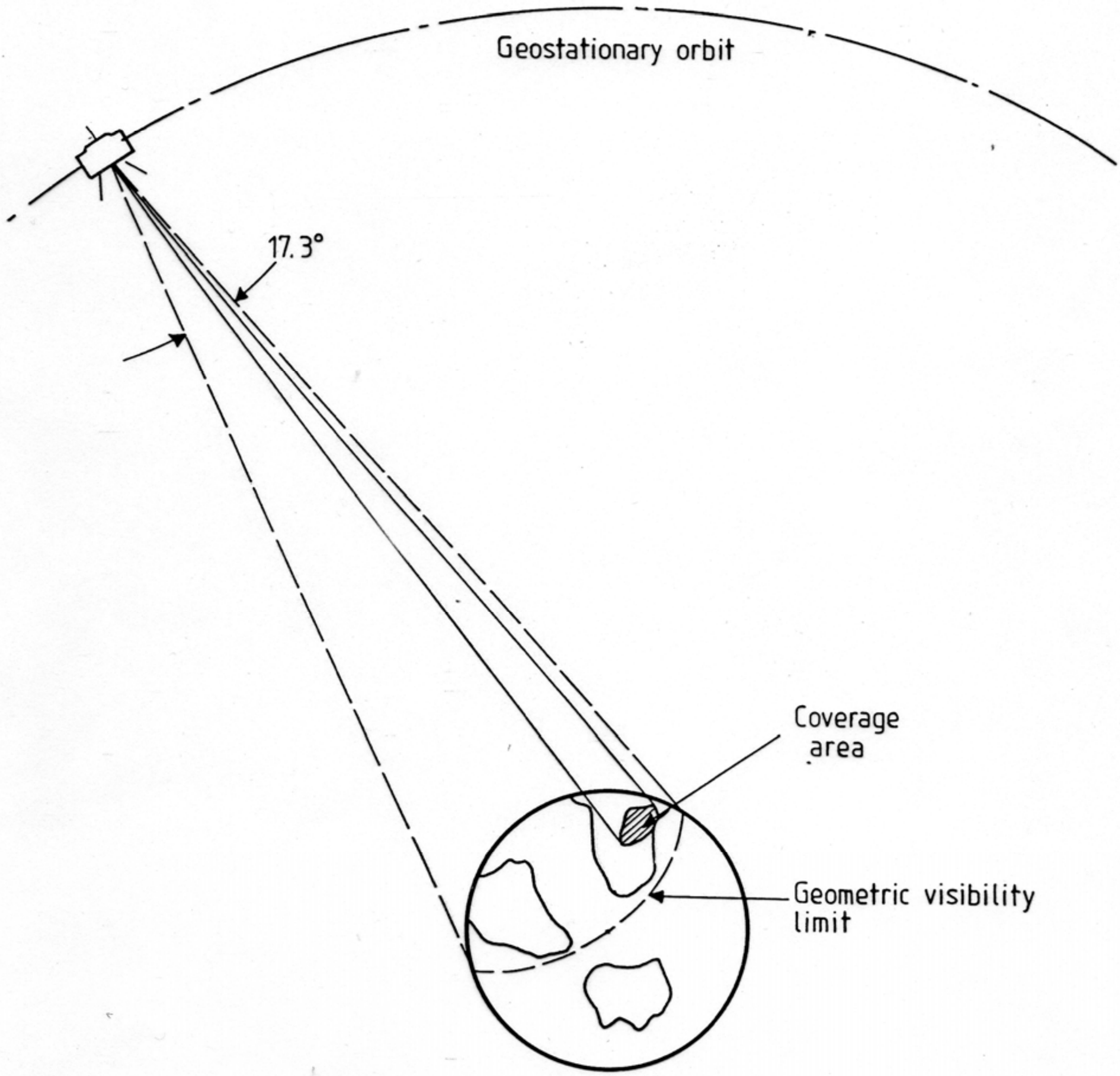
Collegamenti satellitari



L'orbita che un satellite descrive attorno al corpo primario ha forma ellittica con un fuoco coincidente con il centro di gravità del corpo primario. Il periodo di rivoluzione è

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

dove a è il semiasse maggiore dell'ellisse e μ una costante dipendente dalla costante di gravitazione universale e dalla massa del corpo primario. Per la Terra è generalmente accettato il valore

$$\mu = 3.986032 \;\; 10^{14} \;\; [\mathrm{m}^3\mathrm{s}^{-2}]$$

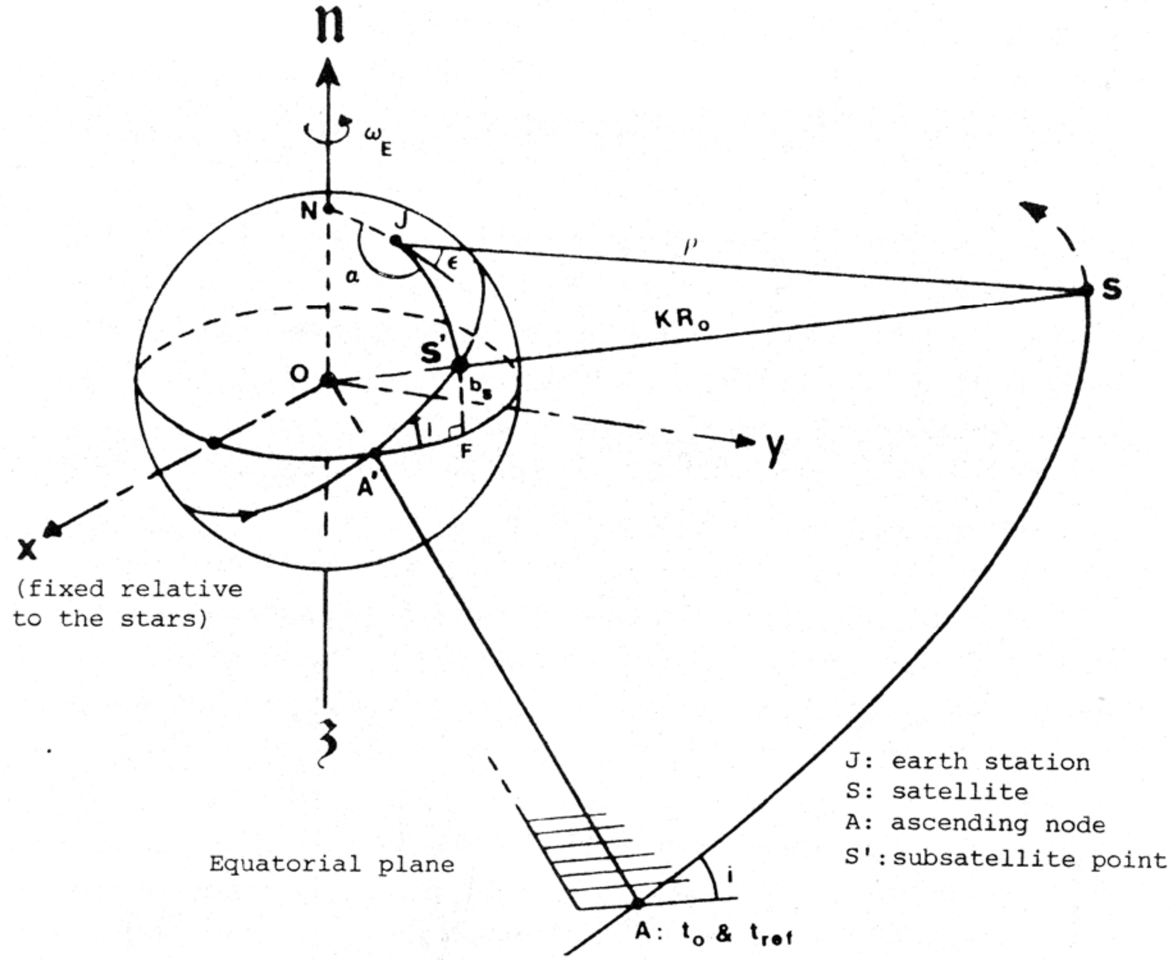
Il periodo di rotazione della Terra attorno al proprio asse è :

$$T_{\text{Terra}} = 24\,(1 - \frac{1}{365.24}) = 23^{\mathrm{h}}\, 56^{\mathrm{m}}\, 4^{\mathrm{s}}$$

Un satellite, per essere geostazionario, deve avere un'orbita **equatoriale circolare diretta** ed essere **sincrono**.
Il raggio dell'orbita di un satellite geostazionario deve essere pertanto

$$a = \sqrt[3]{\mu \left(\frac{T_{\text{Terra}}}{2\pi}\right)^2} \quad = \quad 42\,164.04 \text{ km}$$

Coordinate del satellite



J	:	stazione di terra situata alla latitudine ℓ_j e longitudine L_j
S	:	posizione del satellite
A	:	nodo ascendente
i	:	inclinazione dell'orbita
t_0	:	istante in cui il satellite passa per A
t_{rif}	:	istante in cui il meridiano di Greenwich passa per A'
ω_0	:	velocità angolare della Terra, ω_0 = 7.29217 10^{-5} [rad / s]
ω_S	:	velocità angolare del satellite, $\omega_S = 2\pi/T$
R_0	:	raggio della Terra, $R_0 = 6730$ km
K	:	a/R_0 = 6.61

Se il satellite è posto su un'orbita circolare attorno alla Terra, le coordinate di S' (ℓ_s = latitudine, L_s longitudine) sono:

$$\left\{ \begin{array}{lcl} \ell_s & = & \arcsin\left[\,\sin(i)\ \sin[\,\omega_S(t-t_0)]\right] \\ L_s & = & \arctan\left[\,\cos(i)\ \tan[\,\omega_S(t-t_0)]\right] - \omega_E(t-t_{\mathrm{rif}}) \end{array} \right.$$

le coordinate (ϵ = elevazione, α azimut, d = distanza) rispetto alla stazione di terra sono:

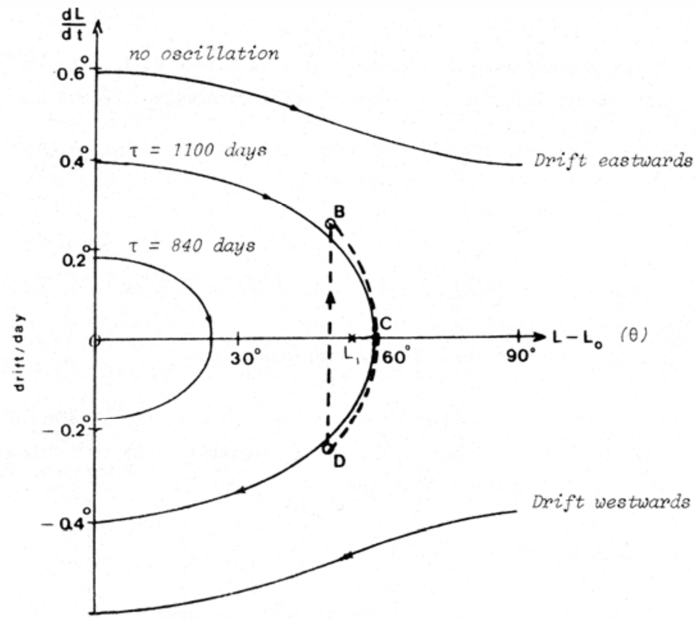
$$\left\{ \begin{array}{lcl} \epsilon & = & \arctan\left[\dfrac{K\cos(\psi)-1}{K\sin(\psi)}\right] \\ \alpha & = & \arcsin\left[\dfrac{\cos(\ell_s)}{\sin(\psi)}\ \sin(L_s-L_j)]\right] \\ d & = & R_0\sqrt{1+K^2-2K\cos(\psi)} \end{array} \right.$$

dove

$$\psi = \arccos\left[\,\cos(\ell_s)\cos(l_j)\cos(L_s-L_j)+\sin(\ell_s)\sin(l_j)\right]$$

Velocità di deriva

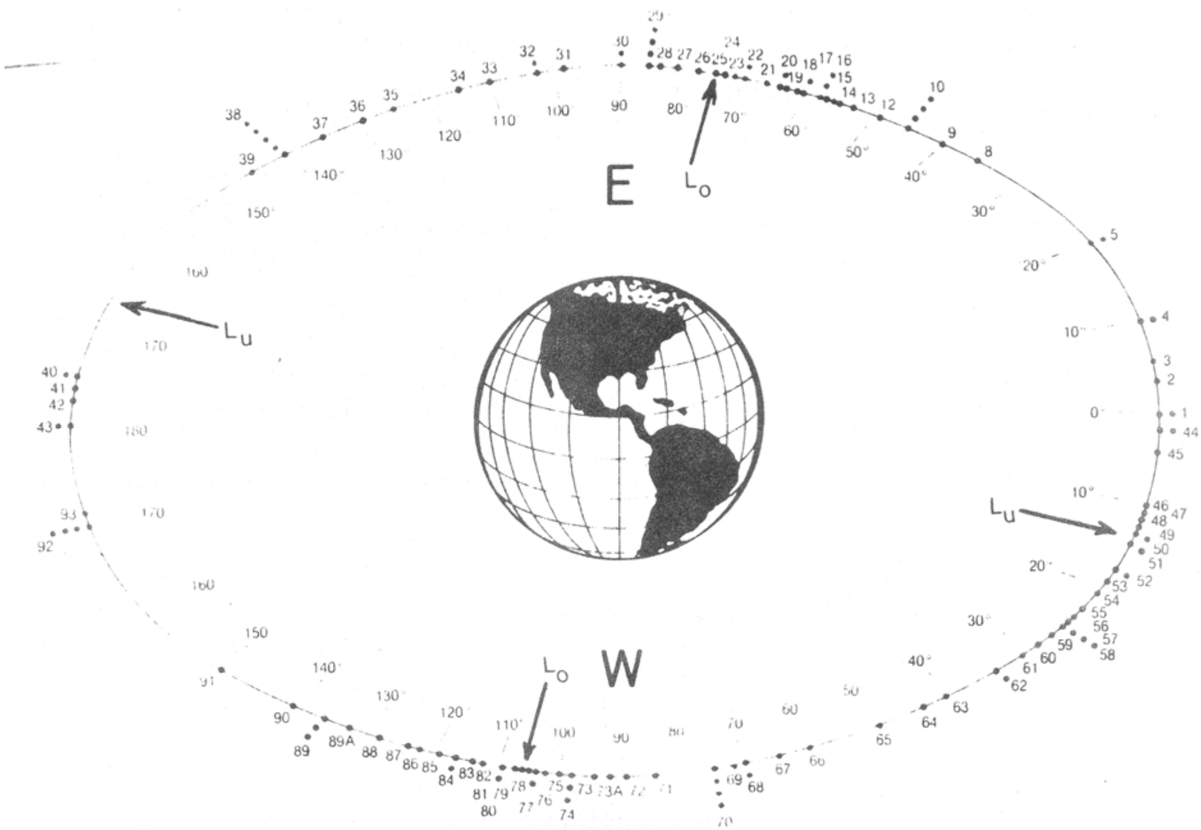
un satellite posto in punto qualunque dell'orbita geostazionaria, a causa dell'irregolarità della distribuzione della massa nella Terra si sposta lungo l'orbita verso il punto di equilibrio (L_0) più vicino.



La velocità di deriva (dL_S/dt) [gradi / giorno] lungo l'orbita geostazionaria dipende dalla distanza angolare da L_0.
Il parametro τ rappresenta il periodo delle oscillazioni libere

$$\tau = \frac{2\sqrt{2}}{k} \; F\big((L_S - L_0)_{\max}, 1\big)$$

dove F è l'integrale ellittico incompleto di prima specie e $k = 6.3210^{-8}$ [s^{-1}] (valore misurato) dipende dall'asimmetria della massa terrestre



posizione dei punti di equilibrio L_0 e d’instabillità L_U lungo l’orbita geostazionaria e posizione dei satelliti geostazionari in servizio nel 1980