APPROFONDIMENTI E INTEGRAZIONI AL CAPITOLO VII

SATELLITI. GMDSS. COSTELLAZIONE GPS.

1. PARAMETRI ORBITALI DEI SATELLITI ARTIFICIALI.

Parametri. Un satellite artificiale (v. fig. 1 Tav. 1) è un oggetto che, inviato nello spazio secondo determinate tecniche di lancio, rivoluziona intorno alla Terra ubbidendo alla legge di gravitazione universale che governa l'orbita kepleriana.

Quando l'orbita ellittica ha piccolissima eccentricità, è lecito sostituire ad essa, in una trattazione elementare, l'orbita circolare; è ciò che faremo per semplicità di trattazione.

Un satellite viene lanciato dai motori del razzo vettore e inizialmente portato ad un'altezza o quota Z; se gli viene conferita una velocità d'iniezione v_i uguale alla velocità di parcheggio circolare v', il satellite si manterrà in orbita fino a quando vi sarà equilibrio tra la forza centrifuga F_f e la forza centripeta F_p (v. fig. 2). Questa forza è espressa dal prodotto della massa m del satellite per l'accelerazione di gravità g_z data da:

$$g_z = g_o \left(\frac{R}{R+Z}\right)^2$$

dove g_o = 9,80665 m/s^2, R = 6370 Km valore medio del raggio terrestre secondo la convenzione internazionale.

La forza centrifuga è data dal prodotto della massa m del satellite per l'accelerazione centrifuga che vale:

$$\frac{v'^2}{(R+Z)}$$

Pertanto può scriversi la seguente eguaglianza:

$$g_o \left(\frac{R}{R+Z}\right)^2 = \frac{v'^2}{(R+Z)} \quad \text{da cui :}$$

l'espressione della 1ª velocità cosmica o astronautica.

$$v' = R\sqrt{\frac{g_o}{(R+Z)}} \qquad (1)$$

La (1) dice che ad ogni quota Z corrisponde una velocità v' di mantenimento su orbita circolare: maggiore è la quota più piccola è la velocità (v. Tabella § 2). Con R e Z espressi in metri, v' è in m/s.

Lo studio della Meccanica celeste fornisce l'espressione della velocità di un corpo celeste lungo una generica conica:

$$v = \sqrt{G(M+m)\left(\frac{2}{\rho} - \frac{1}{a}\right)} \qquad (2)$$

dove G = 6,672 x 10^{-11} $\left(\frac{L_m^3}{s^2\,Kg} \text{ oppure } \frac{N \cdot L_m^2}{Kg^2}\right)$

M, massa della Terra, vale 5,98 x 10^{24} Kg; m è la massa del satellite; a è il semiasse maggiore dell'orbita; $\rho = R + Z$ è il raggio vettore (leggi distanza dal centro della Terra), continuamente variabile. L'unità di misura di ρ e di a è il metro; v risulta espresso in *m*/s.

Dall'esame della formula (2) si evince che la velocità è variabile con il raggio vettore ρ; maggiore è ρ, minore è v e viceversa: minore è ρ più grande è v.

Se ρ è costante (come avviene in una traiettoria circolare ove $\rho = a$ diventa raggio) v assume il significato di velocità circolare, ed abbiamo una seconda espressione della 1ª velocità cosmica.

$$v' = \sqrt{\frac{G(M + m)}{\rho}} \qquad \text{o} \qquad v' = \sqrt{\frac{GM}{\rho}} \tag{2'}$$

Nella seconda delle (2') è ritenuta trascurabile la piccolissima massa «m», del satellite artificiale.

Si fa notare che per $a = \infty$ (orbita parabolica) la v della (2) diventa

$$v'' = \sqrt{\frac{2GM}{\rho}} \tag{3}$$

La (3) è l'espressione della 2ª velocità cosmica o velocità di fuga.

Tra la prima e la seconda velocità cosmica intercorre la relazione:

$$v'' = \sqrt{2} \cdot v' \tag{4}$$

Non considerando gli effetti perturbatori, l'orbita di un satellite lanciato dalla Terra dipende soltanto dalla velocità v_i di iniezione, in grandezza e direzione, alla quota Z di iniezione.

Un satellite che avesse $v_i = v''$ sfuggirebbe all'attrazione terrestre iniziando una traiettoria parabolica. Si allontanerebbe dal campo gravitazionale della Terra con velocità istantanea $v_t = V'' - g_z \cdot t$ decrescente, fino ad annullarsi all'infinito ($\rho \to \infty$).

Periodi di rivoluzione. Nell'orbita circolare il periodo di rivoluzione T è dato dal rapporto $2\pi (R + Z) : v'$. Sostituendo l'espressione (1) di v' si ottiene, dopo facili passaggi:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R + Z)^3}{R^2 g_0}} \tag{5}$$

dove $g_0 = 9{,}80665 m/s^2$; mentre in un'orbita ellittica:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G(M + m)}}$$

è il periodo di rivoluzione ($GM = 3{,}989856 \times 10^{14}$).

Si rilegge nell'ultima espressione la ben nota 3ª legge di Keplero: *i quadrati dei periodi di rivoluzione sono proporzionali ai cubi dei semiassi maggiori*.

È interessante calcolare il raggio (R + Z) di un'orbita circolare equatoriale con il senso di rotazione concorde con quello della rotazione terrestre e con **periodo 24^h sideree**. Il satellite risulta immobile rispetto alla Terra: **satellite sincrono o geostazionario**. Risolvendo la (5) rispetto a (R + Z) abbiamo:

$(R + Z)^3 = T^2 \cdot R^2 \cdot g_o : (4\pi^2)$. Ponendo $T = 23^h\ 56^m\ 04^s$ (tutto espresso in secondi medi e in valori convenzionali, già riportati sopra, di R e di g_o) si ottiene Z = 35.770 Km.

Tavola 1 Satelliti artificiali.

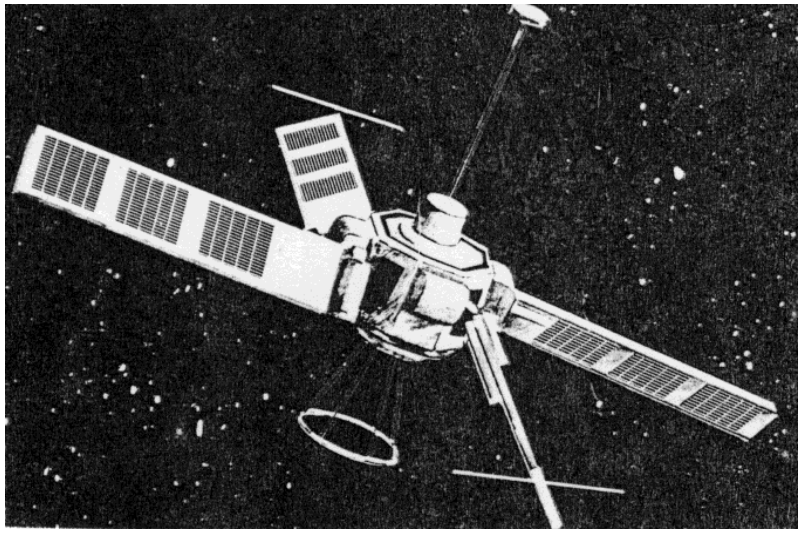

Fig. 1

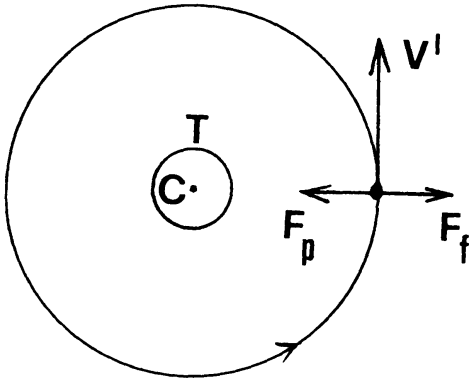

Fig. 2 Equilibrio tra le forze: centripeta e centrifuga.
V' prima velocità cosmica.

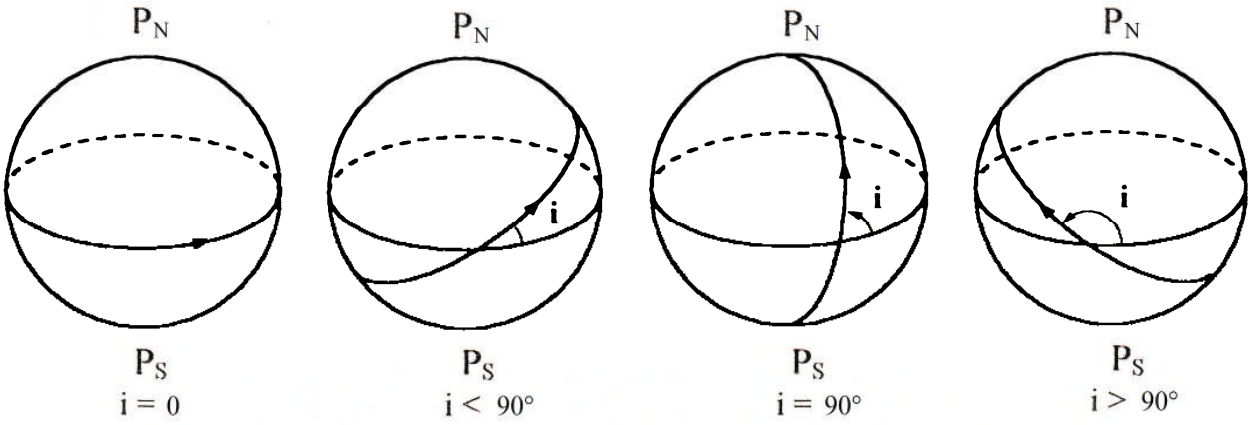

Fig. 3 Vari tipi di orbite.

A seconda dell'inclinazione «i» del piano orbitale rispetto al piano dell'equatore si hanno le orbite disegnate nelle figure 3 della Tav. 1.

I satelliti geostazionari (geosincroni) con orbita equatoriale (i = 0°) sono, generalmente, i satelliti meteorologici, i satelliti per le comunicazioni TV commerciali e quelli nell'ambito del sistema Inmarsat.

Orbite eliosincrone. Un satellite è sincrono al Sole, ossia è eliosincrono, quando la sua orbita è in relazione costante col Sole; in tal caso il satellite sorvola le stesse aree della superficie terrestre circa alla stessa ora del giorno. Considerando l'orbita fissa, dopo 24 ore medie l'osservatore rivede al meridiano superiore nuovamente il Sole, ma non lo stesso punto dell'orbita.

Si dimostra che un satellite, per essere eliosincrono, deve avere un'orbita retrograda (i > 90°) e la sua linea dei nodi deve precessionare di 360° in un anno tropico.

Visibilità ottica e radioelettronica. Un satellite artificiale per poter essere osservato otticamente da un osservatore terrestre deve essere fuori dal cono d'ombra della Terra (v. fig. 4 Tav. 2).

Area di acquisizione. Conducendo dal satellite le semirette tangenti alla sfera terrestre, su di essa si individua un cerchio minore che rappresenta la linea dell'orizzonte geometrico del satellite. L'area della superficie terrestre, racchiusa da tale linea, rappresenta l'area di acquisizione e qualsiasi osservatore terrestre, entro tale area, ha la possibilità di acquisire i segnali satellitari.

Come si vede dalla fig. 5 l'area ha per centro il punto subsatellitare S' e raggio sferico D che si può calcolare risolvendo il triangolo con vertice nel satellite, nel centro della Terra e nel punto di tangenza T.

$$\cos D = \frac{R}{R + Z} \tag{6}$$

In pratica l'area di acquisizione è minore di quella calcolata con la (6) in quanto occorre considerare l'altezza di mascheramento h_M che è l'altezza minima sull'orizzonte che deve avere un satellite per essere osservato radioelettronicamente. Infatti i segnali radioelettrici possono subire deviazioni ed essere molto disturbati nel caso provengano da un satellite molto basso sull'orizzonte.

L'altezza di mascheramento, fissata in genere dall'operatore radio, oscilla tra 5° e 10° (v. fig. 6 Tav. 2). La calotta radioelettronica o di utilizzabilità è, dunque, di qualche grado minore della calotta di visibilità.