

OSSERVAZIONI RADIO-OTTICHE DI SATELLITI ARTIFICIALI

Nota di ALESSANDRO MANARA (*)
(*Osservatorio Astronomico di Brera - Milano*)

SUMMARY. — A new apparatus for receiving the signals sent by artificial satellites and time signals utilized for optical tracking is described. Then some Doppler shifts of artificial satellites are studied; finally future methods for orbit calculations are exposed.

RIASSUNTO. — Viene descritta la nuova apparecchiatura per l'ascolto dei satelliti artificiali e per la ricezione dei segnali di tempo utili al tracking ottico. Vengono inoltre studiate alcune curve Doppler di satelliti artificiali ed esposti i programmi futuri per i calcoli d'orbita.

1. - INTRODUZIONE

La stazione di osservazione di satelliti artificiali di Milano-Brera è stata recentemente potenziata con l'installazione dell'apparecchiatura radio per l'ascolto dei satelliti artificiali allo scopo di calcolare la traiettoria mediante la curva che rappresenta la variazione delle frequenze ricevute in funzione del tempo dovuta all'effetto Doppler. Questo metodo ha l'innegabile pregio di poter ottenere gli elementi necessari al tracking, di quei satelliti che emettono radiosegnali, quando le previsioni della NASA ritardano e quando nei frequenti periodi di tempo nuvoloso non possono essere eseguite osservazioni ottiche. Inoltre le apparecchiature più importanti per gli ascolti sono anche molto utili nella ricezione dei segnali di tempo per le osservazioni ottiche.

2. - APPARATO SPERIMENTALE

Diamo nella Fig. 1 lo schema a blocchi della nostra stazione che può ricevere sia i segnali provenienti dai satelliti sia quelli per l'azzeramento e la messa in fase dell'orologio. Il sistema ricevente è composto da un'antenna direzionale, tipo a dipoli incrociati, con 24 elementi avente la capacità di far passare una banda

(*) Ricevuta il 20 Novembre 1969.

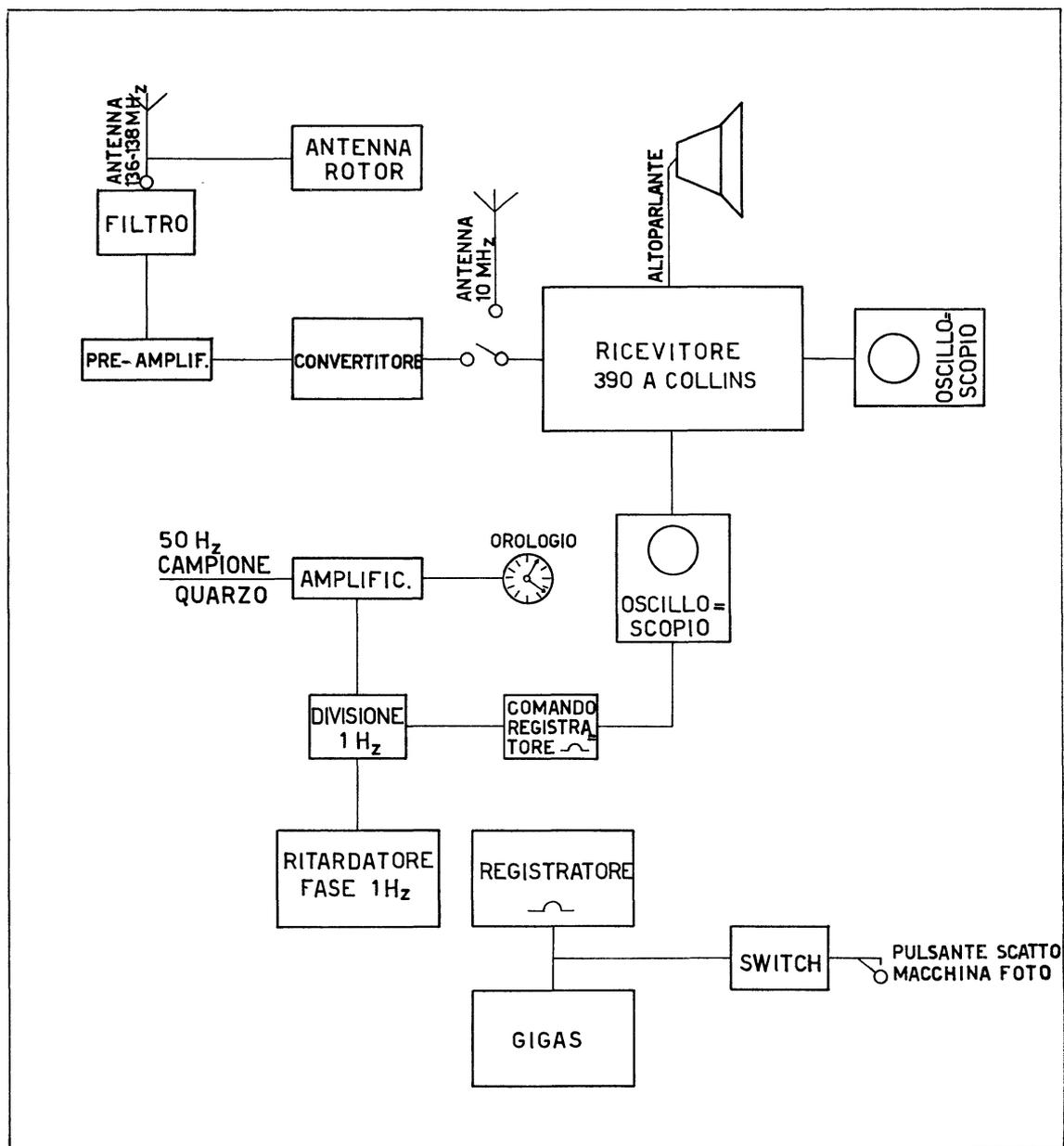


FIG. 1

Schema stazione radio-ottica.

di frequenza da 134 a 138 MHz; un filtro composto di 5 circuiti accordati di cui 3 tagliano le frequenze al di fuori di 136 MHz fino a 138 e due su frequenze fisse. Il pre-amplificatore serve a compensare le cadute lungo il cavo di discesa. Un convertitore, che è un circuito controllato a quarzo, converte i segnali da 136-138 MHz a 26-28 MHz. Questi vengono inviati in un ricevitore 390-A Collins a doppia conversione, con copertura continua da 0.5 a 32 MHz. La parte

bassa dello schema indicato in figura si riferisce alle apparecchiature per la registrazione precisa del tempo (10^{-3} secondi) durante le osservazioni ottiche effettuate mediante teodolite *TPR Gigas* (MANARA 1966); l'antenna a 10 MHz viene usata per l'ascolto dei segnali di tempo (*IBF, DIZ* ecc.) che servono successivamente per l'azzeramento del cronografo stampante Ω . Per il rilievo della curva

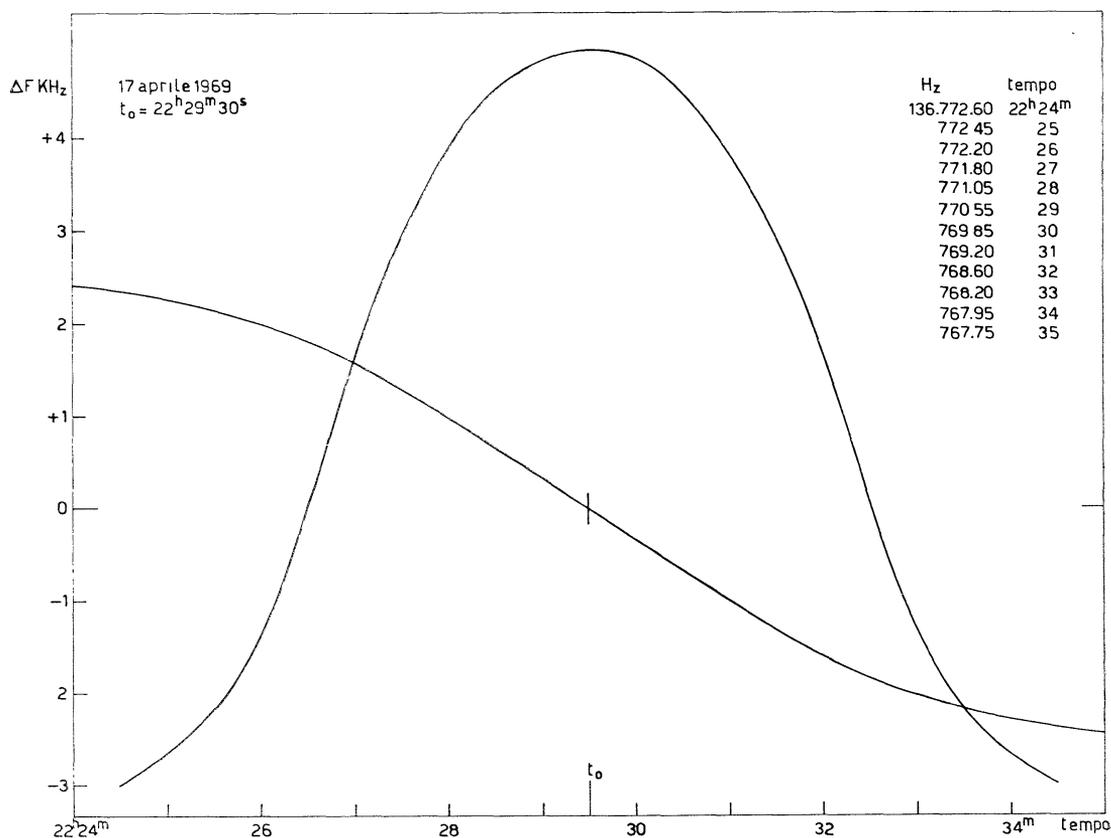


FIG. 2

Misura dell'effetto Doppler per il satellite *Essa 6* con la derivata per trovare il tempo di maggior avvicinamento.

Doppler si procede, mediante visione sull'oscilloscopio, all'azzeramento del battimento fra la frequenza del satellite e la frequenza *BFO* dell'oscillatore locale con registrazione dell'istante in cui tale battimento si annulla. Con questo metodo si sono già ottenute diverse curve Doppler di 18 satelliti che trasmettono da 136 a 138 MHz. Le Fig. 2 e 3 mostrano due esempi di tali curve per i satelliti *ESSA 6* ed *EXPLORER 36*.

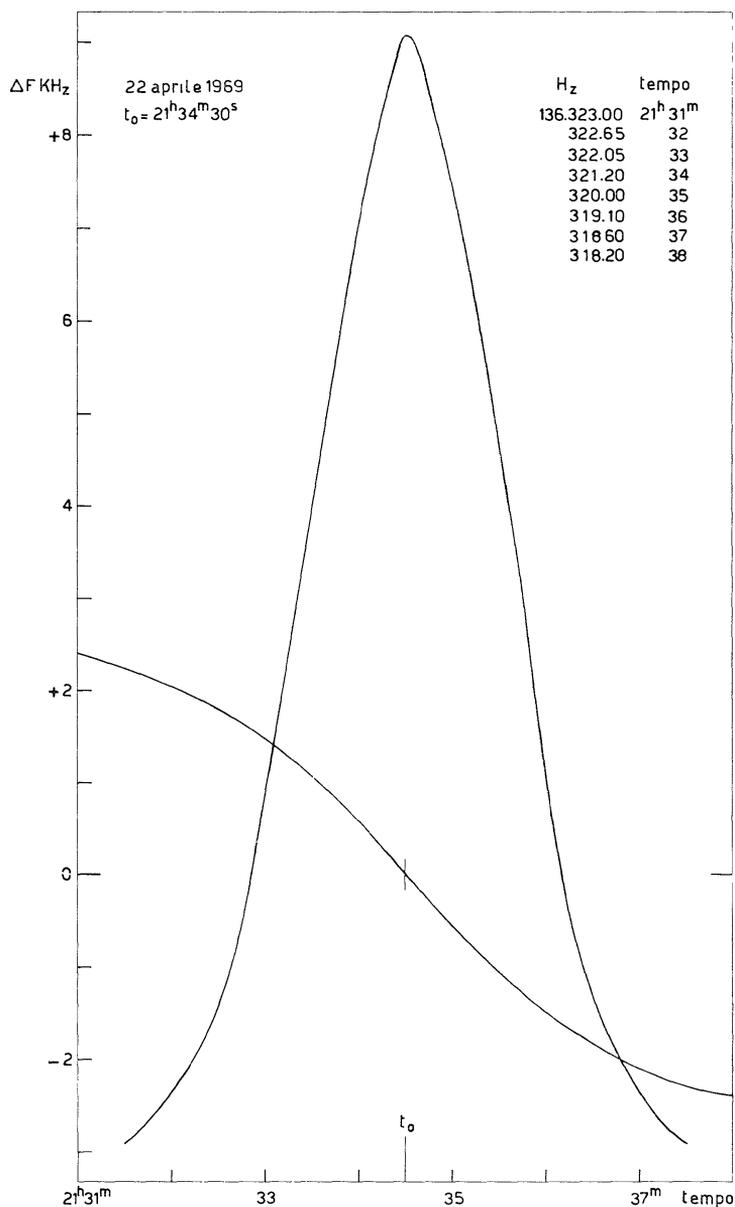


FIG. 3

Misura dell'effetto Doppler per il satellite Explorer 36 con la derivata per trovare il tempo di maggior avvicinamento.

3. - STUDIO DELLA CURVA DOPPLER

Per trovare la frequenza nominale del satellite (frequenza effettivamente trasmessa dal satellite) e l'istante del passaggio del satellite alla minima distanza dall'osservatore abbiamo usato questi metodi che vengono qui sotto brevemente descritti:

1) si calcola la derivata df/dt della frequenza rispetto al tempo (come in Fig. 2) e si trova il df/dt il cui modulo è massimo; il valore di tale derivata dipende evidentemente dalla distanza minima e dalla velocità del satellite che possono essere determinati dall'analisi di tale curva.

2) Si può sfruttare la simmetria della curva Doppler per trovare il centro di essa sia graficamente che analiticamente.

3) Assimilazione della parte centrale della curva Doppler a una curva del terzo ordine: $y = ax^3 + bx^2 + cx + d$; determinati i coefficienti della curva col metodo dei minimi quadrati si ricava il tempo t_o di maggior avvicinamento del satellite: $t_o = x$ per $y'' = 0$ quindi $t_o = -b/3a$. In attesa di prendere contatto con altre stazioni riceventi e dell'arrivo di tutte le nuove apparecchiature per la determinazione della posizione dei satelliti secondo i metodi convenzionali (CARRARA et al. 1958) si fa pratica con il calcolo delle orbite con i dati di una sola stazione (PATTON e RICHARD 1961). Infatti dagli scarti di frequenza osservati fra due intervalli di tempo si possono ricavare gli elementi orbitali.

L'equazione base usata per determinare gli elementi orbitali dai dati sperimentali è la seguente: (GUIER e WEIFFENBACH 1958)

$$(1) \quad \Delta f(t) = n_o \frac{r_{TJ}^0}{c} \left[s(t) \frac{d\chi(t)}{dt} + \frac{1}{\rho(t)} \frac{d\rho(t)}{dt} \sqrt{\rho^2(t) \mu^2(\xi) - s^2(t)} \right]$$

dove:

- $\Delta f(t)$ = spostamento di frequenza Doppler come funzione del tempo
 n_o = indice di rifrazione alla superficie della Terra
 $n(r)$ = indice di rifrazione in funzione dell'altezza
 r_T = raggio della Terra alla stazione di osservazione
 f_o = frequenza trasmessa dal satellite nel sistema di riferimento del satellite
 c = velocità della luce nel vuoto
 $s(t)$ = $\sin \beta(t)$
 $\beta(t)$ = distanza zenitale del luogo di arrivo del segnale del satellite
 $\chi(t)$ = angolo al centro della Terra tra la posizione istantanea della stazione di osservazione ed il punto istantaneo del subsatellite
 $\rho(t)$ = $r_s(t)/r_T$
 $r_s(t)$ = raggio vettore dal centro della Terra alla posizione istantanea del satellite nella sua orbita
 $\mu(\xi)$ = $\frac{n(r)}{n_o}$, $\xi = \frac{r}{r_T}$

Per trovare questa relazione si è determinata la lunghezza del cammino ottico $\Lambda(t)$ percorso dal segnale emesso dal satellite per arrivare alla stazione ricevente in funzione della posizione istantanea del satellite della stazione e dell'indice di rifrazione; tale lunghezza è stata trovata usando il principio di Fermat.

Poi si è derivato rispetto al tempo tale cammino ottico per ottenere l'equazione della variazione della frequenza Doppler da:

$$(2) \quad \Delta f(t) = \frac{f_0}{c} \frac{d\Lambda(t)}{dt}$$

ove $\Lambda(t)$ = lunghezza del cammino ottico percorso dal segnale del satellite. Nella (1) le espressioni per $\rho(t)$, $\chi(t)$, $s(t)$, $\mu(\rho)$ devono essere messe in forma esplicita in funzione degli elementi orbitali. Per $\rho(t)$ e $\chi(t)$ la cosa può essere fatta risolvendo le equazioni di moto (GUIER e WEIFFENBACH 1958). Inoltre dal momento che se fosse conosciuto $\mu(\xi)$ [da $\mu(\xi)$ a $\mu(\rho)$ si passa attraverso semplice integrazione tra 1 e ρ] sarebbe anche noto $s(t)$ in funzione degli elementi orbitali, per una relazione che intercorre tra queste due quantità, rimane solo da trovare un'espressione per $\mu(\xi)$. Ma alla frequenza trasmessa dai satelliti artificiali, e specialmente intorno ai 136 MHz che è quella da noi ricevuta, l'indice di rifrazione $n(r)$ è quasi sempre uguale ad 1; del resto quelle rare cause che provocano l'allontanamento dall'unità di $n(r)$ provocano anche tali disturbi ionosferici che i dati raccolti in quel periodo devono essere ugualmente scartati. Pertanto possiamo mettere nella (1), in prima approssimazione e senza errore apprezzabile, $\mu^2(\rho) = 1$. Se invece si vuole ottenere una notevole precisione per $\mu(\xi)$ si possono utilizzare le relazioni trovate dagli autori già precedentemente citati; comunque studi per trovare il valore più esatto di tale quantità sono tuttora in corso.

Il procedimento generale del calcolo d'orbita consiste, una volta determinati in qualche modo i parametri orbitali approssimati, nel calcolare mediante la (1) il $\Delta f(t)$ teorico e confrontarlo con il $\Delta f(t)$ osservato. Il valore optimum è ottenuto quando la somma dei quadrati delle differenze tra i punti osservati e calcolati della curva Doppler è minimo. Per la buona riuscita di tale metodo è indispensabile scegliere in modo accurato i sei parametri orbitali approssimati.

4. - RICERCHE FUTURE

Per migliorare le misure ed arrivare a precisioni che possono raggiungere lo 0.1 Hz di lettura è stato ordinato un sintetizzatore della Rodhe e Schwarz che dovrebbe arrivare entro breve tempo.

Con una tale precisione si possono programmare anche lavori geodetici come misure precise di latitudine mediante effetto Doppler, misure interferometriche in collaborazione con altre stazioni riceventi, studio dei moti di librazione della Luna. Inoltre l'accuratezza dei parametri orbitali verrà enormemente aumentata. La nostra ricerca comunque si svolgerà soprattutto verso quei satelliti artificiali che hanno un diametro sufficientemente grande da poter esser visti col nostro strumento ottico e che contemporaneamente posseggono una trasmittente a bordo sulla frequenza da 136 a 138 MHz. Di questi satelliti si possono dapprima trovare con buona approssimazione gli elementi orbitali usando un'orbita calcolata mediante le osservazioni ottiche; dopo di che tali elementi si rendono sempre più precisi

usando il metodo descritto precedentemente servendosi della curva Doppler. Alcuni elementi orbitali, ad esempio il semiasse maggiore, possono ulteriormente essere perfezionati mediante osservazioni all'equatore celeste, al meridiano e servendosi delle eclissi dei satelliti artificiali che vengono svolte a Milano-Brera. Concludendo, se per un satellite artificiale si stabiliscono le fortunate coincidenze che si eclissi ad altezze misurabili sull'orizzonte, che venga a tagliare il meridiano, che tagli l'equatore celeste e naturalmente posseda una trasmittente a bordo, allora si possono calcolare con buona approssimazione tutti gli elementi orbitali, alcuni con notevole precisione, anche da una sola stazione radio-ottica. Questo è quanto si vuole dimostrare quando le nuove apparecchiature saranno in piena efficienza.

BIBLIOGRAFIA

- CARRARA, N., CHECCACCI, P. F., RONCHI, L. 1958, *La Ric. Scientifica*, 7, 1341.
GUIER, W. H., WEIFFENBACH, G. C. 1958, *Bumblebee Series Report*, 276.
MANARA, A. 1966, *Rend. Sc. Lomb. Sci. e Lettere*, 109.
PATTON, R. B., JR., RICHARD, V. W. 1961, *Space Research II*. North-Holland Publishing Co. Amsterdam.

