

UN SISTEMA GRAFICO INTERATTIVO PER LA
PREVISIONE DELLA PRECESSIONE DELL'ASSE
DI SPIN DEL SATELLITE SIRIO

A. Cardillo
A. Foni
A. Santoro

Nota interna C81-2

UN SISTEMA GRAFICO INTERATTIVO PER LA PREVISIONE DELLA
PRECESSIONE DELL'ASSE DI SPIN DEL SATELLITE SIRIO

-A. Cardillo
-A. Foni
-A. Santoro

CNUCE - Istituto del Consiglio Nazionale delle Ricerche (CNR)
Pisa, Italia

RIASSUNTO

Durante la vita operativa del Satellite SIRIO, in orbita geostazionaria e stabilizzato per rotazione, e' stato necessario prevederne l'assetto al fine di pianificare le manovre che periodicamente si rendono necessarie per mantenerlo entro i limiti operativi.

Data la complessita' del modello da realizzare per un calcolo teorico della coppia perturbatrice dell'assetto del Satellite, dovuta principalmente alla pressione di radiazione solare, il problema della previsione dell'assetto e' stato affrontato inizialmente in modo geometrico, approntando un sistema grafico interattivo. Tale sistema effettua col metodo dei minimi quadrati un 'best fit' dei dati di assetto rilevati per un determinato periodo e ne fornisce l'andamento in un diagramma polare, calcolando quindi i coefficienti del polinomio interpolante che rendono possibile una estrapolazione a breve periodo.

L'uso dell'applicazione grafica realizzata ha consentito, durante la vita operativa del SIRIO, di ottenere previsioni di assetto con una approssimazione sufficiente per operare il controllo del volo secondo le specifiche della missione.

SUMMARY

During the operational life of SIRIO Satellite, placed in a geostationary orbit and spin-stabilized, it has been necessary to foresee its attitude in order to plan the maneuvers requested to maintain the Satellite within the imposed operational limits.

Because of the complexity of the theoretical model needed to compute the attitude perturbations due mainly to the solar radiation pressure, the problem of attitude prediction has been approached on geometric basis, by preparing a graphic interactive system.

Such a system fits the measured attitude data over a selected period by the least-squares method and gives their trend in a polar diagram computing the polynomial coefficients which make it possible a short terms extrapolation.

The graphic program implemented has allowed, during SIRIO operational life, to obtain attitude previsions with an accuracy good enough to operate the Satellite flight control well within the missions requirements.

Lista dei simboli.

- \bar{F} = Risultante della forza generata dalla pressione di radiazione solare
- i = Inclinazione dell'orbita
- I = Momento d'inerzia del Satellite riferito all'asse di spin
- \bar{L} = Momento angolare del Satellite
- \bar{N} = Momento generato dalla pressione di radiazione solare
- \bar{R} = Braccio della forza risultante \bar{F}
- \bar{S} = Versore del vettore spin
- xyz = Sistema di riferimento di coordinate celesti
- α = Ascensione retta del Satellite
- δ = Declinazione del Satellite
- λ = Longitudine del Satellite
- $\dot{\lambda}$ = Drift-rate
- ω = Spin rate del Satellite
- Ω = Longitudine del nodo ascendente dell'orbita
- \bar{A}_x = Componente di \bar{A} lungo l'asse x
- $\bar{C} = C\bar{x} = C =$ modulo di \bar{C} ; \bar{x} = versore di \bar{C}
- $\bar{A} \times \bar{C}$ = Prodotto vettoriale di \bar{A} e \bar{C}

1. Introduzione.

SIRIO e' un satellite progettato e realizzato sotto la completa responsabilita' del Consiglio Nazionale delle Ricerche, per l'effettuazione di esperimenti di propagazione in Super High Frequency (SHF) a 12 e 18 GHz. (Fig. 1).

PRINCIPAL DIMENSIONS

	MILLIMETERS	INCHES
DIAMETER	A - 433	5"
HEIGHT OVERALL	B - 981	7 7/8"
HEIGHT INCLUDING SHF ANTENNA AND ABM NOZZLE		
MAIN BODY HEIGHT	C - 354	3 1/2"
SHF ANTENNA HEIGHT	D - 484	4 1/2"
SHF ANTENNA WIDTH	E - 350	4"
ABM NOZZLE LENGTH	F - 548	4 1/2"
ABM NOZZLE DIAMETER	G - 416	5 1/4"
WEIGHT		
AT LAUNCH - 398 kg 877 lb		
IN ORBIT - 278 kg 611 lb		
SUBSYSTEMS		
POWER SUPPLY		
THERMAL CONTROL		
APOGEE BOOST MOTOR ABM		
ATTITUDE & ORBIT CONTROL ACC		
SHF TELECOMMUNICATIONS EXPERIMENT		

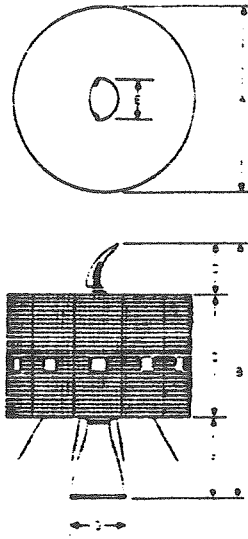


Fig. 1

Il Satellite, lanciato da Cape Canaveral il 26 Agosto 1977, e tutt'ora operativo, e' stabilizzato per rotazione intorno al suo asse di simmetria principale (asse di spin), l'orbita e' equatoriale e geosincrona con il punto subastrale fissato sul golfo di Guinea a 15 gradi di longitudine ovest. In tale posizione SIRIO viene mantenuto con l'asse di spin normale al piano orbitale ed e' quindi possibile assicurare la copertura, da parte dell'antenna SHF controrotante di bordo, delle aree illustrate in Fig. 2 e 3.

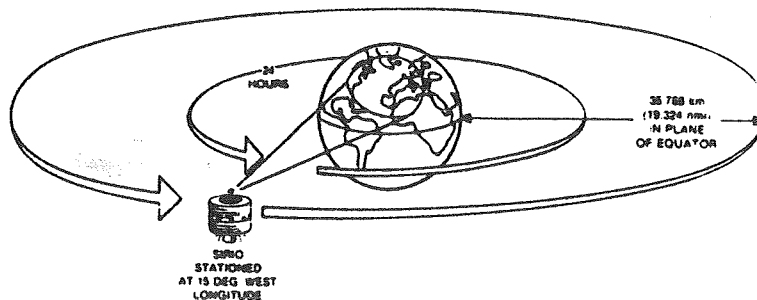


Fig. 2

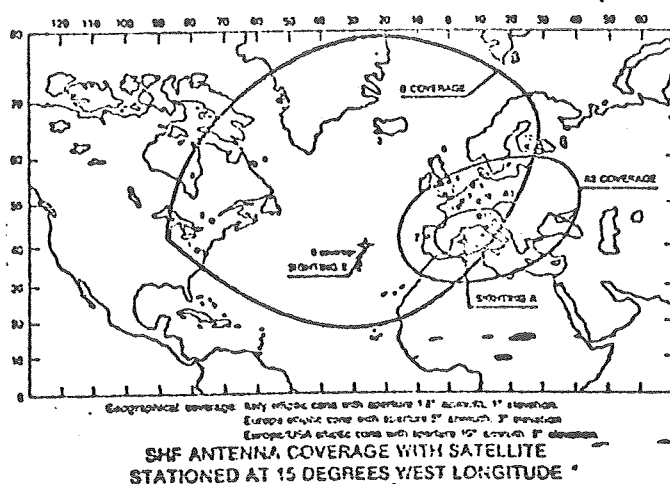


Fig. 3

In tali aree sono installate le stazioni di terra interessate all'esperimento SHF.

Per supportare la missione, il CNP ha affidato a Telespazio la responsabilita' delle stazioni di terra SIRIO situate a Fucino e Lario, mentre per il controllo della dinamica del volo del Satellite e' operante un gruppo congiunto di esperti Telespazio-CNUCE.

CNUCE, Istituto di Ricerca e Centro di Calcolo del CNP situato a Pisa, fornisce il supporto di calcolo per le operazioni di controllo del volo ed e' collegato con linea dedicata di trasmissione dati a Telespazio in Roma ed al Fucino.

2. Forze perturbanti lo stato del SIRIO.

In orbita geostazionaria, il Satellite e' sottoposto a forze che ne perturbano lo stato; tra queste ricordiamo per l'importanza dei loro effetti quelle dovute a:

- non sfericita' del campo gravitazionale terrestre;
- effetti gravitazionali del sole e della luna;
- pressione di radiazione solare.

Ogni qualvolta, a causa di tali forze, uno qualunque dei limiti imposti per la missione tende ad essere superato, deve essere effettuata una manovra, con la quale azionando opportunamente il sistema di propulsione ausiliaria di bordo, si riporta il parametro nei limiti operativi. Tali limiti sono :

$$\begin{aligned} i &\leq .2^\circ \\ \lambda &= 345 \pm .08^\circ \\ \text{spin rate} &= 90 \text{ rpm} \pm 10\% \end{aligned}$$

Inoltre l'asse di spin deve essere mantenuto entro 0.5 gradi

dalla normale al piano orbitale.

Poiche', al fine di ottimizzare le correzioni di posizione del Satellite, si cerca di sfruttare le perturbazioni dell'orbita e dell'assetto conseguenti ad ogni manovra, viene di seguito concisamente esposta oltre all'analisi delle forze perturbanti, anche la strategia di mantenimento nel punto di stazione del SIRIO.

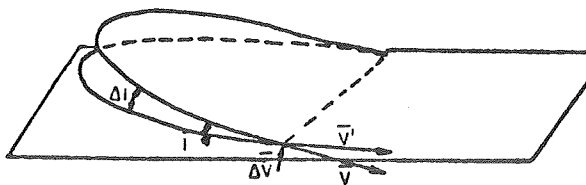
La non sfericita' della terra determina sull'equatore due punti di potenziale minimo a 75 e 245.5 gradi e due punti di potenziale massimo a 161 e 348.5 gradi (rif. 1). Cosi' il SIRIO nel suo punto di stazione e' sottoposto ad una accelerazione tesserale di circa 0.0002 gradi/giorno² (rif. 2), in direzione ovest, verso il punto di minimo potenziale a 245.5 gradi. Per massimizzare il periodo in cui il Satellite si mantiene nei limiti imposti, e' sufficiente imprimergli una drift di .02 gradi/giorno est, a 344.2 gradi: in tal caso la longitudine rimane nei limiti operativi per circa sei mesi.

L'effetto perturbante della coppia soli-lunare sull'orbita geosincrona, e' principalmente quello di provocare la rotazione del nodo ascendente e la contemporanea variazione dell'inclinazione dell'orbita stessa. Studi condotti (rif. 3) hanno indicato che nel caso del SIRIO il valore ottimale della longitudine del nodo ascendente dell'orbita, per massimizzare il periodo in cui l'inclinazione puo' essere mantenuta entro un dato limite, e' intorno ai 270 gradi. Con tale valore di Ω , si puo' ottenere un intervallo di tempo massimo tra due successive manovre di correzione d'inclinazione di circa 6 mesi (rif. 4). Dopo tale periodo il nodo ascendente e' ruotato di circa 180 gradi e l'inclinazione tende ad aumentare, superando i limiti imposti.

Per quanto riguarda la pressione di radiazione solare, e' da notare che anch'essa determina una forza che agendo sul Satellite, ne perturba lo stato. Mentre pero' la sua intensita' e' tale da rendere trascurabili le perturbazioni indotte sull'orbita, il suo punto di applicazione si discosta dal baricentro causando variazioni significative sull'orientamento dell'asse di spin.

2.1 Mantenimento del SIRIO nel punto di stazione.

Per quanto riportato nel paragrafo precedente, per effettuare una manovra di correzione di i e di Ω , e' necessario, nell'istante in cui il Satellite raggiunge il nodo discendente, fornire un impulso tale da modificare, rispetto al piano di riferimento equatoriale, l'inclinazione dell'orbita (Fig. 4).



- \bar{V} = Vettore velocità prima della manovra.
- \bar{V}' = Vettore velocità dopo la manovra.
- $\Delta\bar{V}$ = Vettore velocità fornito dalla spinta applicata.

Fig. 4

Inoltre se $\Delta \bar{v}$ e \bar{v} giacciono sul piano ortogonale a quello di riferimento, il modulo di $\Delta \bar{v}$ influenza essenzialmente i (Fig. 5), mentre una sua deviazione dalla normale alla bisettrice dell'angolo formato tra \bar{V} e \bar{V}' , influenza principalmente $v' - v$.

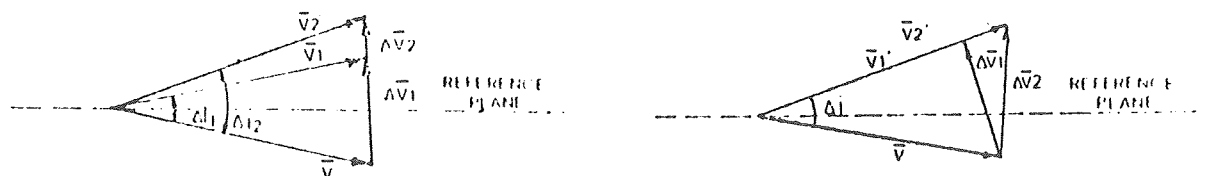


Fig. 5

D'altra parte, nel caso del SIRIO, essendo la spinta fornita dai getti assiali parallela al suo asse di spin, si ha:

$$a) \quad \dot{\Delta \lambda} = - 351.3 (v' - v)$$

$$b) \quad \dot{\delta} = \alpha_0 - (\Delta i / 2 - i - (v' - v) / v i)$$

La a) fornisce la declinazione che l'asse di spin deve avere per poter ottenere la variazione di drift e d'inclinazione voluta, mentre α coincide con la direzione, su un diagramma polare, della congiungente le normali dell'orbita iniziale e finale (rif. 4).

In tale maniera e' possibile calcolare l'assetto che deve avere il Satellite per permettere con un'unica manovra (detta N-S/E-W combinata), la correzione contemporanea della velocita' di drift e dell'inclinazione orbitale.

E' evidente a questo punto l'importanza di poter disporre in anticipo rispetto alla manovra N-S/E-W di una previsione d'assetto affidabile. Solo cosi' si potra' infatti eseguire l'eventuale riorientazione dell'asse di spin del Satellite e portare l'assetto ai valori calcolati per l'effettuazione della manovra combinata.

3. Modelli per la previsione dell'assetto.

Le tecniche fondamentali da usarsi per il calcolo delle variazioni che l'assetto del Satellite subisce nel tempo, si possono basare su formulazioni che tengono conto delle forze agenti sul Satellite stesso, oppure sull'analisi del movimento rivelato dell'asse di spin per un certo periodo e quindi sulle proprieta' geometriche della curva che rappresenta tale moto.

3.1 Modello analitico

E' possibile ricavare delle equazioni matematiche su basi dinamiche, che mettono in relazione le forze agenti sul Satellite con la variazione del suo asse di spin. La legge fisica utilizzata e' quella della conservazione del momento angolare :

$$1) \quad \bar{N} = \frac{d\bar{L}}{dt}$$

dalla quale si ricava (vedi Appendice) :

$$2) \quad \frac{d\alpha}{dt} = \left(-\cos\alpha \frac{\bar{P}_x}{x} - \sin\alpha \frac{\bar{P}_y}{y} \right) \tan\delta + \frac{\bar{P}_z}{z}$$

$$3) \quad \frac{d\delta}{dt} = \sin\alpha \frac{\bar{P}_x}{x} - \cos\alpha \frac{\bar{P}_y}{y}$$

La 2) e la 3) sono le espressioni che permettono di calcolare le variazioni di assetto del Satellite nelle quali la valutazione analitica di \bar{P}_x e \bar{P}_y , che sono funzione di \bar{R} e di \bar{F} , e' molto complessa perche' \bar{R} varia col variare del centro di massa del Satellite (dovuto al carburante consumato) e del punto di applicazione della forza \bar{F} , la quale a sua volta e' funzione della superficie del Satellite esposta al Sole, della distanza Sole-Satellite e dei coefficienti termooptici della sua superficie.

Il problema principale nella determinazione di \bar{P} e di \bar{F} e' rappresentato dal fatto che a seconda della posizione relativa Sole-Satellite, il motore d'apogeo e l'antenna SHF vanno parzialmente in ombra. Poiche' il braccio della forza che agisce su di essi e' grande rispetto a quello della forza che agisce sulla superficie laterale del corpo cilindrico del Satellite, il loro contributo al momento torcente totale non e' trascurabile e quindi il modello da questo punto di vista non e' semplificabile.

3.2 Modello grafico.

Il modello grafico considera solo le proprieta' geometrico-matematiche dei punti di assetto misurati. Di questi ultimi, dopo averli riportati su di un diagramma polare, viene fatto un 'best-fit' col metodo dei minimi quadrati, permettendo di ottenere i coefficienti del polinomio che interpola i punti dati. Calcolati tali coefficienti e' possibile eseguire una estrapolazione per determinare i valori dell'assetto in funzione della data voluta. Questo metodo e' piu' semplice rispetto a quello analitico e richiede meno elaborazione di dati. Il limite rappresentato dalla disponibilita' di un sufficiente numero di assetti, per eseguire una buona estrapolazione viene ovviato, nel nostro caso, dalle determinazioni settimanali effettuabili durante i sei mesi che in genere intercorrono tra una manovra e la successiva.

3.3 Sistema realizzato.

L'estrema difficolta' di formulazione dell'espressione che tiene conto delle ombre sul motore d'apogeo e sull'antenna, unita

alla indeterminatezza dei parametri termooptici (che variano nel tempo) dell'intera superficie del Satellite, scoraggiano l'implementazione di un previsore d'assetto basato sul modello analitico. Quindi l'urgenza di poter disporre di previsioni di assetto attendibili ci ha indotto all'approccio grafico.

I programmi sviluppati sono stati implementati su calcolatore IBM/370, usando come linguaggio di programmazione l'API, che per la sua versatilita' ben si presta alla manipolazione interattiva dei dati e alla graficizzazione dei medesimi. Per quest'ultimo scopo si sono utilizzati terminali grafici come il TEKTRONIX 4015 e la stazione grafica costituita da un terminale IBM 3277 e da un'unita' TEKTRONIX 619.

La filosofia adottata nella realizzazione del sistema e' stata quella di implementare delle funzioni che permettessero l'elaborazione dei dati di assetto misurati periodicamente. Per questo e' stato creato un archivio di base in cui vengono memorizzati tali dati e la cui organizzazione e' stata studiata in maniera da consentire un'agevole manutenzione dell'archivio stesso con possibilita' di aggiornamento interattivo sia dei valori d'assetto che dei relativi tempi di misura.

Una delle funzioni implementate permette di costruire le curve continue che interpolano i punti dati, eliminando in modo interattivo quelli che presentano notevoli scarti. Queste curve vengono memorizzate e successivamente disegnate su un diagramma polare circolare assieme ai punti misurati (Fig. 6).

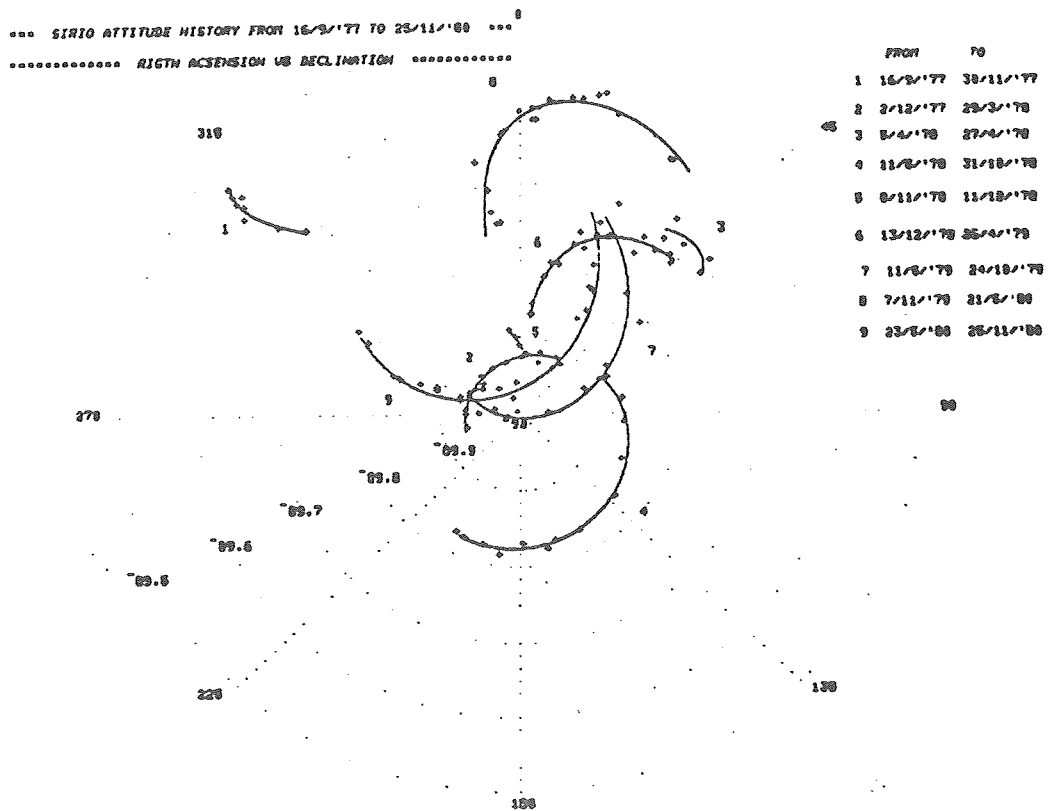


Fig. 6

La previsione viene effettuata mediante l'esecuzione di una funzione di estrapolazione che usa l'insieme dei dati di assetto misurati nel periodo immediatamente precedente a quello in cui si vuole la previsione stessa. Nell'esecuzione di questa funzione per la determinazione dei coefficienti del polinomio interpolante viene usato il metodo dei minimi quadrati che richiede la risoluzione di un sistema di m equazioni di grado n in p incognite, dove $m \geq p$ ed n e' uguale al numero di punti meno 1. Il sistema viene risolto in APL dall'operatore 'OUAD' ed e' inoltre possibile assegnare ad ogni punto considerato, un peso per tenere conto delle relative imprecisioni di misura. La scelta del grado del polinomio migliore viene lasciata all'esperienza dell'operatore (Fig. 7). E' stato verificato che i risultati migliori si ottengono di solito con polinomi di secondo grado.

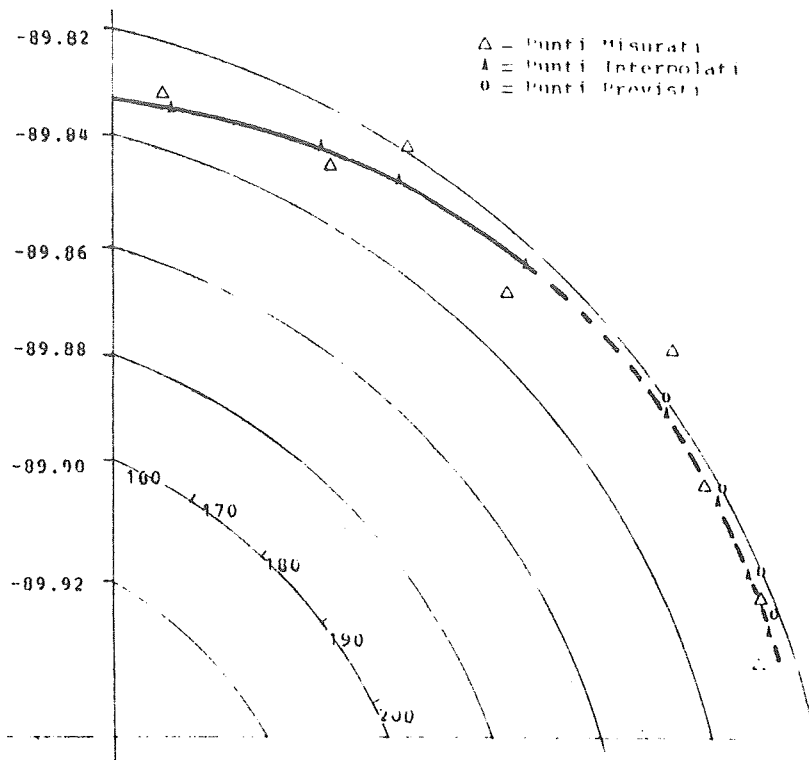


Fig. 7

CURVA N. 2

m = Valore Misurato
 p = Valore Previsto
 i = Valore Interpolato

DATA	α_m	δ_m	α_p	δ_p	α_i	δ_i
14.02.178	304	-89.93	337.5	-89.929	343.32	-89.929
22.02.178	17.68	-89.93	246.35	-89.927	353.1	-89.927
15.03.178	17	-89.916	9.59	-89.919	18.58	-89.919
23.03.178	32	-89.915	23.97	-89.913	23.97	-89.913

CURVA N. 4

DATA	α_{B}	δ_{B}	α_{P}	δ_{P}	α_{I}	δ_{I}
3.10.'78	188.39	-33.815	191.54	-89.821	191.28	-89.823
15.10.'78	195.86	-33.824	196.95	-89.821	197.07	-89.823
24.10.'78	204	-33.824	202.41	-89.821	202.99	-89.824
30.10.'78	208	-33.823	205.18	-89.822	206.04	-89.824

- TABELLA B -

Nelle tabelle A e P (curve 2 e 4 di Fig. 6), che si riferiscono a due diversi periodi di tempo, vengono riportati i dati di assetto previsti dal sistema descritto ed i corrispondenti valori misurati a posteriori. In entrambi i casi le previsioni sono state fatte estrapolando circa 10 misure d'assetto precedenti.

Si puo' constatare che la precisione del programma e' tale da contenere l'incertezza tra la declinazione prevista e quella misurata entro 6 millesimi di grado.

Le stesse considerazioni, ma con diversi limiti, possono essere estese anche all'ascensione retta, la quale e' affetta da una incertezza tanto maggiore, quanto piu' la declinazione si avvicina al valore di 90^0 , valore per il quale la α e' ovviamente indeterminata.

4. Conclusioni.

Alcune considerazioni sulla precisione ottenibile con il sistema realizzato, sono state presentate nel paragrafo precedente. Attualmente, dopo circa due anni di uso di tale sistema nella pianificazione delle manovre periodiche di mantenimento del Satellite nel punto di stazione, si puo' concludere che le previsioni d'assetto fornite hanno consentito il raggiungimento degli obiettivi delle manovre con una dispersione inferiore all'1% (rif. 4). Tale precisione e' considerevole se si tiene conto che ogni altro parametro coinvolto e' affetto da un'incertezza propria (rif. 5).

Si ritiene pertanto che non sia utile perseguire un miglioramento del sistema presentato, oltre il limite attuale, in quanto una precisione superiore nelle previsioni d'assetto ottenute non sarebbe coerente con le incertezze nelle determinazioni dei dati usati per le previsioni stesse (rif. 6).

L'impegno attuale e' invece volto a sfruttare le indicazioni ottenute in oltre due anni di uso di questo sistema di previsione d'assetto, per potere apportare delle modifiche al modello di cui al par. 3., che possano permettere l'implementazione di un algoritmo analitico per il calcolo delle variazioni nel tempo dell'assetto di un Satellite come il SIRIO.

Appendice.

Per la conservazione del momento angolare, essendo nel nostro caso

$$\bar{N} = \frac{d\bar{L}}{dt} = \frac{d\bar{S}}{dt} \quad \text{si ha :}$$

$$1) \quad \frac{d\bar{S}}{dt} = \frac{\bar{P} \times \bar{F}}{L} = \bar{P} \times \bar{S} \quad \text{dove} \quad \bar{P} = - \frac{P}{L} \bar{F}$$

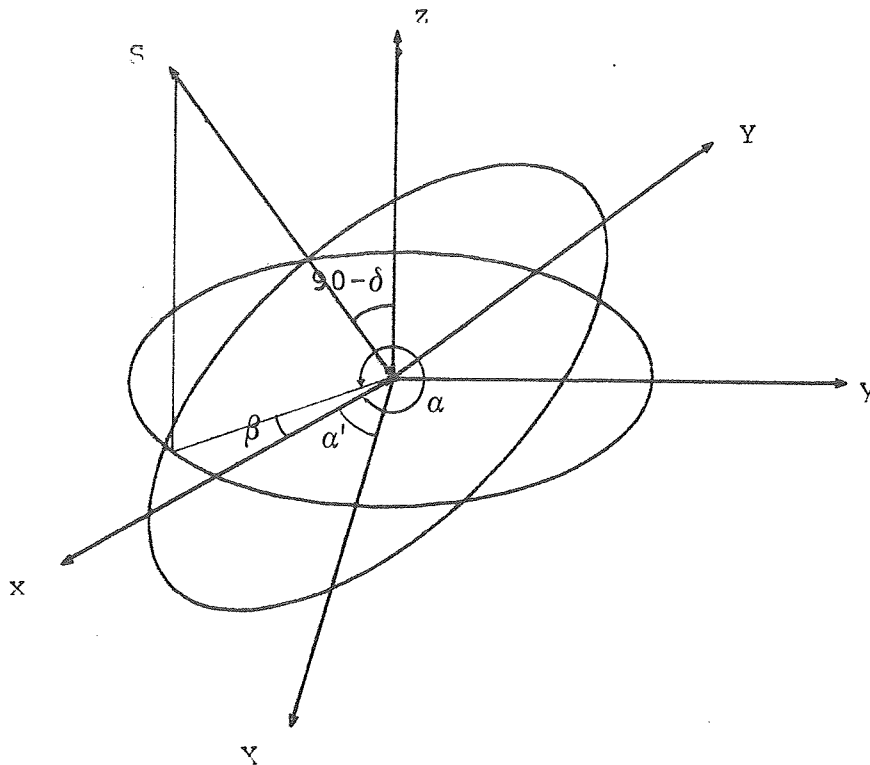


Fig. 8

Con riferimento alla Fig. 8 si definisce il sistema di riferimento XYZ solidale col Satellite (rif. 7) con :

$$2) \quad \bar{S} = (\cos \delta \cos \alpha) \bar{x} + (\cos \delta \sin \alpha) \bar{y} + \sin \delta \bar{z}$$

ed essendo $\alpha' = 90^\circ - \beta$ e $\beta = 360^\circ - \alpha$

$$3) \quad \bar{X} = \bar{z} \times \bar{S} = \cos \alpha' \bar{x} + \sin \alpha' \bar{y} = - \sin \alpha \bar{x} + \cos \alpha \bar{y}$$

$$4) \quad \bar{Y} = \bar{S} \times \bar{X} = - (\sin \delta \cos \alpha) \bar{x} - (\sin \delta \sin \alpha) \bar{y} + \cos \delta \bar{z}$$

Differenziando la 2) :

$$\frac{d\bar{s}}{dt} = \cos \delta (-\sin \alpha \bar{x} + \cos \alpha \bar{y}) \frac{d\alpha}{dt} +$$

$$+ ((-\sin \delta \cos \alpha) \bar{x} - (\sin \delta \sin \alpha) \bar{y} + \cos \delta \bar{z}) \frac{d\delta}{dt}$$

e per le 3) e 4)

$$5) \frac{d\bar{s}}{dt} = (\cos \delta \frac{d\alpha}{dt}) \bar{y} + \frac{d\delta}{dt} \bar{y}$$

Inoltre, noti $L = I \omega$, α e δ , dalla 1) e dalla 5) il modulo della coppia applicata risulta :

$$6) N = L \left[(\cos \delta \frac{d\alpha}{dt})^2 + (\frac{d\delta}{dt})^2 \right]^{1/2}$$

Nella Fig. 9 e' possibile confrontare l'andamento della coppia torcente con quello del Sun-Angle (angolo che il vettore asse di spin forma con il vettore Satellite-Sole).

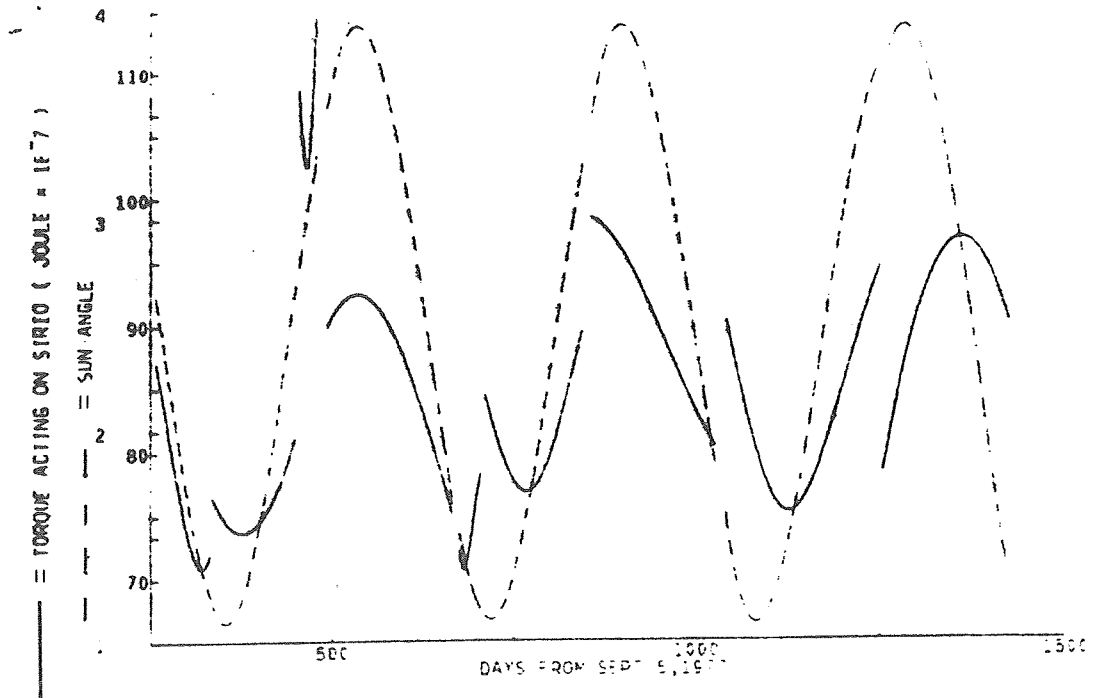


Fig. 9

Dalla 1) e dalla 2) si ottiene :

$$7) \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_x = \sin \delta \bar{P}_y - \cos \delta \sin \alpha \bar{P}_z$$

$$8) \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_y = \cos \delta \cos \alpha \bar{P}_z - \sin \delta \bar{P}_x$$

$$\left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_z = \cos \delta \sin \alpha \bar{P}_x - \cos \delta \cos \alpha \bar{P}_y$$

Sempre con riferimento alla FIG. 8, le componenti di $\frac{d\bar{S}}{dt}$ lungo \bar{X} e \bar{Y} risultano :

$$\left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_x = - \sin \alpha \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_x + \cos \alpha \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_y$$

$$\left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_y = - \sin \delta \cos \alpha \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_x - \sin \delta \sin \alpha \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_y + \cos \delta \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_z$$

e tenendo presenti le 5), 7), 8) :

$$9) \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_x = - \cos \alpha \sin \delta \bar{P}_x - \sin \alpha \sin \delta \bar{P}_y + \cos \delta \bar{P}_z = \cos \delta \frac{d\alpha}{dt}$$

$$10) \left(\frac{d\bar{S}}{dt} \right)_y = \sin \alpha \bar{P}_x - \cos \alpha \bar{P}_y = \frac{d\delta}{dt}$$

e dalla 9) per $\delta \neq 90^\circ$:

$$11) \frac{d\alpha}{dt} = \left(- \cos \alpha \bar{P}_x - \sin \alpha \bar{P}_y \right) \tan \delta + \bar{P}_z$$

La 10) e la 11) forniscono la base per il calcolo delle variazioni di assetto cercate.

Bibliografia.

- (1) - A. Kamel, D. Ekman, R. Tibbits : East-West station-keeping Requirements of Nearly Synchronous Satellites due to Earth's Triaxiality and Luni-Solar Effects. 'Celestial Mechanics'. N.8.
- (2) - A. DeAgostini, F. Palutan : Report on SIRIO Orbit and Attitude Control from September 1977 to December 1978. 'Alta Frequenza'. Vol. XLVIII, N.6 June 1978.
- (3) - A. Kamel, R. Tibbits : Some Useful Results on Initial Node Location for Near Equatorial Circular Satellite Orbits. 'Celestial Mechanics'. August 1977.
- (4) - A. Cardillo, M. Celandroni, A. Foni, S. Trumpy : Evolution of the SIRIO in-orbit Control Strategy. 'Alta Frequenza'. Vol. XLIX, N. 5, Settembre-Ottobre 1980.
- (5) - M. Celandroni, A. Foni, S. Trumpy : Performance Evaluation of the SIRIO Maneuver System. 'Alta Frequenza'. Vol. XLVIII, N. 6, Giugno 1979.
- (6) - G. Faconti, M. Lucchesi, G. Pasquinelli : Technique and Accuracy Estimation of SIRIO Attitude Determination. 'Alta Frequenza'. Vol. XLVIII, N. 6, Giugno 1979.
- (7) - B. L. Gambhir, Des R. Sood : Attitude Maneuver Control. 'Spacecraft Attitude Determination and Control'. Edited by J. R. Wertz, 1978.

STAMPATO PRESSO IL
SERVIZIO TECNOGRAFICO
DEL CRUCI