

Consiglio Nazionale delle Ricerche

CNUR

PISA

**MISSIONE SIRIO: RAPPORTO SULLE MANOVRE
EFFETTUATE IN OCCASIONE DEL
DECENNALE DEL LANCIO**

Stefano TRUMPY ed Alberto FONI

Rapporto Interno C87-25

CNUCE - Istituto del CNR, Pisa, Ottobre 1987

INDICE

1. INTRODUZIONE	3
2. SITUAZIONE PRE-MANOVRA.....	3
3. OBIETTIVI DELLA MANOVRA DI ASSETTO.....	4
4. CALCOLO DELLA MANOVRA.....	5
5. RISULTATI OTTENUTI.....	6
6. MANOVRA DI TRIM ORBITALE.....	7
7. CONSIDERAZIONI E CONCLUSIONI.....	7
8. RINGRAZIAMENTO.....	8
9. BIBLIOGRAFIA	11

1. INTRODUZIONE

Il 26 agosto 1977 alle ore 2 della mattina ora italiana veniva lanciato SIRIO, inizialmente programmato per due anni di vita operativa durante la quale avrebbe effettuato esperimenti di propagazione SHF (Super High Frequency) nelle frequenze 12-18 Ghz posizionato alla longitudine di 15 gradi ovest in orbita geostazionaria.

Il periodo di operazioni veniva esteso sino al 1983 grazie anche al fatto che il consumo di propellente di bordo, necessario al mantenimento entro i limiti operativi, era stato, nella fase di acquisizione del punto di stazione, inferiore al previsto.

Nel 1983, sulla base di un accordo tra il CNR ed il CAST (Chinese Academy of Space and Technology), il satellite veniva spostato a 65 gradi di longitudine est per effettuare esperimenti di propagazione e telecomunicazione con la Cina. Esaurita anche questa fase, si decideva di posizionare SIRIO nel punto di minimo potenziale terrestre a 75.1 gradi di longitudine est, dove avrebbe potuto essere ancora utilizzato senza dover effettuare manovre di correzione di longitudine.

Durante la permanenza del SIRIO a 65 gradi venivano sospese le correzioni del piano orbitale in quanto il propellente era ormai vicino all'esaurimento e per mantenere l'inclinazione del piano orbitale entro i limiti operativi sarebbero stati necessari circa 3 kg di propellente per anno. Il piano orbitale avrebbe quindi avuto da allora in avanti oscillazioni, dovute alla attrazione della coppia soli-lunare ed allo schiacciamento dei poli terrestri, di ampiezza di 15 gradi circa e periodo intorno ai 53 anni (rif. 1). Durante la manovra di spostamento da 65 a 75.1 gradi veniva esaurito il propellente di bordo e la manovra veniva completata usando per la prima volta il gas pressurizzante come propellente.

Per quanto riguarda il presente utilizzo del satellite SIRIO, si deve rilevare che la comunità scientifica italiana ha acquisito ormai una quantità di dati, relativi alla propagazione SHF, sicuramente completa e sufficiente e non è pertanto interessata ad una continuazione di tale attività. Esiste invece un certo interesse all'utilizzo di SIRIO da parte di paesi dell'area orientale quali Cina ed India. È inoltre da considerare che il transponder VHF (Very High Frequency) di SIRIO rappresenta una delle poche sorgenti attualmente disponibili in tali frequenze consentendo, come già accaduto in passato, di utilizzarlo per calibrare gli indici di rifrazione della ionosfera. Tali correzioni sono di notevole interesse ed ausilio per la navigazione interplanetaria.

In occasione del decennale del lancio (26 Agosto 1987), i principali protagonisti della missione SIRIO hanno concordato di:

- verificare lo stato di salute del satellite;
- porre SIRIO nelle migliori condizioni per ulteriori esperimenti effettuando alcune manovre di correzione dell'orbita e dell'assetto;
- dichiarare ai partners interessati una ulteriore disponibilità per esperimenti.

In questo rapporto vengono descritte le manovre effettuate che, riuscite perfettamente, hanno coronato con successo le operazioni per il decennale del lancio.

Il Piano Spaziale Nazionale ha partecipato alle operazioni relative che sono state condotte congiuntamente dal CNUCE e dalla stazione TT&C S. Marco. Il CNUCE ha curato il calcolo, verifica e valutazione delle manovre, mentre la stazione TT&C (Telemetry Tracking and Command) S.Marco ha supportato le operazioni fornendo le apparecchiature di ricezione e telecomando oltre che il personale per l'acquisizione della telemetria, la codifica ed invio dei comandi per l'effettuazione delle manovre ed il controllo del satellite.

Nella parte finale del rapporto viene analizzato il problema dei rifiuti spaziali. Dopo che SIRIO avrà concluso la sua vita operativa molto superiore a quella nominale, anche per l'attaccamento dimostrato dai partecipanti al progetto, rimane il fatto che, quando non potrà più essere comandato da terra, rimarrà in orbita come un rifiuto lasciato dall'uomo.

Nella situazione attuale il satellite attraversa ogni 12 ore l'orbita geostazionaria, costituendo un potenziale pericolo d'impatto per un altro satellite che operasse nell'intorno di 75 gradi di longitudine. Qualora si decidesse di concludere definitivamente ogni residua operatività, il satellite potrebbe essere allontanato dall'orbita attuale, per quanto sarà possibile, usando ad esaurimento l'azoto ancora rimasto a bordo.

2. SITUAZIONE PRE-MANOVRA

a) Stato dinamico del satellite

Per la stima dell'orbita attuale sono stati confrontati gli elementi orbitali (al 24/8/87) propagati sulla base della determinazione orbitale effettuata il 31.1.86 utilizzando un mese di dati di tracking, con

quelli relativi ad una successiva determinazione orbitale con dati di tracking acquisiti dalla stazione del Lario nel periodo 7-19/8/87.

Le due orbite propagate hanno dato risultati molto simili. Si e' pertanto deciso di prendere come riferimento quella del 31/1/86, considerata piu' affidabile in quanto determinata con un piu' elevato numero di misure angolari. Tale orbita e':

SMA	42164.92731	Km
ECC	0.00069507	
INC	4.113	gradi
RAN	81.127	"
AP	87.581	"
MA	238.1993	"
Epoca	24/8/87	0h 0m 0s.

Per quanto riguarda l'assetto, l'ultima determinazione risaliva all'Aprile 1985. Da allora e' stata effettuata una sola manovra orbitale Est-Ovest che ha indotto una trascurabile perturbazione dell'assetto stesso; inoltre si dovrebbe tener conto che la pressione di radiazione solare causa una nutazione dell'asse di spin di circa .5 gradi di ampiezza con periodo di un anno (rif.2). Data la difficulta' a predire tale moto, si e' assunto come assetto attuale quello previsto dopo la manovra del settembre 1985 e definito da:

$$\begin{aligned}\alpha &= 193 \text{ gradi} \\ \delta &= -88.5 \text{ "}\end{aligned}$$

dove α e δ rappresentano rispettivamente l'ascensione retta e la declinazione dell'asse di spin del satellite.

b) Stato di salute e propellente residuo.

Il funzionamento dell'AOCs (Attitude and Orbit Control System) non ha evidenziato alcuna anomalia, per cui non si sono considerate limitazioni alla effettuazione della manovra.

La capacita' propulsiva disponibile e' stata stimata considerando la presenza del solo azoto usato come pressurizzante dell'idrazina ormai esaurita (rif. 3).

Lo stato dei due sistemi di serbatoi, e' risultato:

Press. Sistema A	= 5.2 atm.(valore telemetrico)
" " B	= 4.9 atm.(dedotto dai consumi precedenti)

per cui, ad una temperatura dei serbatoi di 25 gradi l'azoto presente e' stato calcolato in:

Sistema A	= .135 kg
Sistema B	= .128 kg

Ipotizzando un valore dell'impulso specifico compreso tra 70 e 50 secondi, sono stati calcolati i delta-v corrispondenti ottenendo i seguenti valori:

Sistema A:	tra 0.483 e 0.345 m/sec
Sistema B:	tra 0.458 e 0.327 m/sec

la necessita', in termini di delta-v per la manovra di assetto da eseguirsi e' di circa 0.2 m/sec.

3. OBIETTIVI DELLA MANOVRA DI ASSETTO

Il vincolo sull'assetto, dovuto al puntamento ottimale dell'antenna SHF durante la missione SIRIO, era di mantenere l'asse di spin del satellite entro un cono di 0.5 gradi dalla normale all'orbita corrente.

Il drift naturale del piano orbitale dovuto alle perturbazioni Luni-Solari, ha portato l'inclinazione dell'orbita al valore attuale di 4.113 gradi. Con l'assetto attuale, che si discosta dalla normale all'orbita di circa 3 gradi, i sensori INF (Infrared Narrow Field) perdono di vista la terra in alcuni tratti dell'orbita. Cio' e' determinato dall'angolo di montaggio degli stessi (± 6 gradi), che sommato allo scostamento dell'asse di spin dalla normale all'orbita, porta la linea di vista dei sensori a formare un angolo di 9 gradi con la congiungente satellite-centro-della-terra e quindi a perdere periodicamente di vista la terra stessa (il raggio terrestre, visto dall'altezza geostazionaria, corrisponde ad un angolo di

circa 8.6 gradi). Tale condizione e' stata confermata dai valori telemetrici rilevati per controllo prima dell'effettuazione della manovra.

Lo scopo della manovra e' stato quindi quello di correggere l'assetto del satellite in maniera tale da realizzare una condizione di massima stabilita' del puntamento dell'antenna SHF dal momento che anche questa ha un comportamento, durante il periodo orbitale, simile a quello sopradescritto dei sensori INF. Dopo aver corretto l'assetto, anche questi sensori dovranno fornire valori abbastanza costanti delle corde terrestri durante l'intero periodo orbitale.

Per la geometria del sistema terra-satellite-antenna SHF, il puntamento ottimale si ottiene quando e' realizzato un assetto non esattamente coincidente con la normale all'orbita, ma con delle piccole deviazioni angolari da questo, dovute alla scelta del punto sulla superficie terrestre intorno al quale si vuole stabilizzare la zona di copertura dell'antenna SHF. Nel caso attuale di SIRIO si ha che l'assetto ottimale e' definito da:

$$\begin{aligned}\alpha &= 172.63 \text{ gradi} \\ \delta &= -85.37 \text{ gradi}\end{aligned}$$

che e' stato stabilito come obiettivo della manovra.

4. CALCOLO DELLA MANOVRA

Risultando l'AOCS perfettamente funzionante in tutti i suoi componenti, la manovra e' stata calcolata usando le tecniche ben sperimentate durante la vita operativa del satellite (rif. 5 e 6).

Per effettuare la manovra con la sincronizzazione sole e' necessario dividerla in due leg in quanto la precessione dell'asse di spin e' realizzata solo in direzione parallela od ortogonale alla congiungente satellite-sole. In particolare gli effetti della manovra sono schematizzati in fig. 1.

Il sistema "B" (serbatoi B e D, e getto assiale B) e' stato selezionato per la prima leg dal momento che ne sono state verificate le prestazioni in occasione della manovra effettuata il 7/9/85 (rif. 4); e' stato inoltre deciso di usare il sistema A (serbatoi A e C e getto assiale A) per la seconda leg con lo scopo di verificare il funzionamento di entrambi i sistemi propulsivi.

I parametri nominali della manovra calcolati sono:

PRIMA LEG:

Epoca	24/8/87 7h 0m 0s
Getto	TAB (Thrust Axial B)
Sincr.	sole
Modo	pulsato
Quadrante	1
Durata man.	12 min 25 sec (1054 impulsi)

SECONDA LEG:

Epoca	24/8/87 9h 0m 0s
Getto	TAA (Thrust Axial A)
Sincr.	sole
Modo	pulsato
Quadrante	2
Durata man.	2 min 33 sec (217 impulsi)

Per verificare la corretta esecuzione della manovra, il parametro piu' immediato ed affidabile e' il valore della velocita' di rotazione del satellite intorno al suo asse principale; tale velocita' viene modificata durante la manovra a causa della componente tangenziale della spinta, dovuta all'angolo di montaggio dei getti assiali che sono disassati di .75 gradi rispetto alla direzione radiale.

In conseguenza di tale disassamento, e' stata calcolata la variazione della spin rate al termine della prima leg pari a -0.063 rpm, per la seconda leg a 0.015 rpm. E' da notare che il sistema di misurazione della spin rate consente di rilevare la velocita' di rotazione del satellite con una granularita' di .002 rpm e che quindi anche piccole variazioni di velocita' possono essere accertate con estrema precisione in tempo reale per via telemetrica.

5. RISULTATI OTTENUTI

a) Prima leg:

La manovra e' stata eseguita, secondo le modalita' previste, il giorno 24/8/87 alle 18h 17m 0s GMT. La variazione dell'orario, rispetto a quello nominale, e' stata determinata dalla complessita' delle operazioni di verifica e di inizializzazione dei vari sottosistemi del satellite che hanno richiesto piu' tempo del previsto. E' da ricordare che per la prima volta una manovra e' stata eseguita senza il supporto del personale operativo di Telespazio che aveva sempre definito la sequenza di comandi da inviare al satellite per l'esecuzione delle manovre. In questa occasione e' stata determinante l'esperienza del personale della stazione TT&C della base S.Marco e quella conseguita dal gruppo del CNUCE che opero' presso il GSFC/NASA in occasione delle fasi iniziali della missione SIRIO.

E' comunque da notare che la modifica dell'ora di effettuazione della manovra non ha significativamente inficiato i risultati, in quanto, come descritto precedentemente, la direzione della precessione dell'asse di spin del satellite e' funzione dell'ascensione retta del sole la cui variazione e' di circa un grado al giorno.

L'andamento della manovra e' riportato nel grafico di fig. 2 dove e' illustrato l'andamento della velocita' di spin del satellite misurata durante l'esecuzione della manovra.

La corretta esecuzione viene anche evidenziata dalle variazioni delle corde terrestri come misurate dai sensori INF (tab.1). Tali valori, molto differenti fra loro all'inizio della manovra, raggiungono valori simili al termine confermando l'avvenuto avvicinamento dell'asse di spin del satellite alla perpendicolare all'orbita.

ORA hh mm ss	INF + 6 gradi	INF-6 gradi	SPIN r.p.m.
18 17 00	8.32	15.48	84.883
18 18 00	8.64	15.36	84.880
18 20 00	9.39	15.14	84.872
18 22 00	10.13	14.76	84.863
18 24 00	10.89	13.92	84.854
18 26 00	11.68	13.92	84.844
18 28 00	12.19	13.92	84.838
18 30 00	12.67	13.92	84.830
18 32 22	13.22	13.91	84.820

Tab. 1 - Corde terrestri (INF) durante la prima leg

Dalla durata della prima leg si nota che per ottenere la variazione desiderata di -0.063 rpm, e' stato necessario aprire le valvole dei getti per un tempo superiore a quello previsto. La durata complessiva della manovra e' stata infatti di 15 minuti e 22 secondi rispetto ai 12 minuti e 25 secondi previsti. Si e' avuta cioe' una efficienza del sistema propulsivo pari all'81% di quella stimata. Bisogna tener conto pero' che per il sistema B, usato durante la prima leg, non erano disponibili dati telemetrici affidabili della pressione effettiva nei serbatoi relativi. Lo strumento misuratore aveva gia' da qualche anno denunciato un funzionamento anomalo fornendo valori molto piu' bassi di quelli reali deducibili dagli effetti riscontrati dopo le manovre. In particolare l'informazione telemetrica forniva un valore corrispondente a 0.8 atmosfere che scendeva a 0 dopo circa 4 minuti di apertura dei getti, mentre la spin rate del satellite continuava regolarmente a diminuire per i successivi 11 minuti della manovra dimostrando ancora la presenza di azoto a pressione nei serbatoi fino alla conclusione della manovra stessa e quindi confermando la inaffidabilita' della misura di pressione del sistema B.

b) Seconda leg:

La seconda parte della manovra d'assetto e' stata effettuata il giorno 26/8/87 alle ore 9h 34m 30s a causa della indisponibilita' della stazione TT&C impegnata in altre operazioni con l'ESA subito dopo l'effettuazione della prima leg.

Questa manovra, per la quale e' stato usato il sistema A, e' servita a completare il posizionamento dell'asse di spin nella direzione ottimale definita come obiettivo finale.

Le performances dell'AOCs durante la seconda leg sono riassunte nella seguente tabella in cui sono riportati i parametri piu' significativi controllati durante l'esecuzione della manovra stessa.

ORA hh mm ss	SPIN RATE r.p.m.	INF + 6 gradi	INF-6 gradi
9 34 30	84.827	12.96	12.70
9 35 20	84.834	---	---
9 36 20	84.839	---	---
9 37 11	84.842	12.37	13.15

Tab. 2 - Seconda leg: parametri significativi

Confrontando gli effetti della prima leg con la seconda, se ne deduce che l'efficienza totale del sistema A e' circa 1.29 volte superiore a quella del sistema B. Tale differenza e' da attribuirsi alla differenza tra le pressioni nei due sistemi di serbatoi.

In fig. 3 e' riportato l'andamento della spin rate durante la manovra, in funzione del tempo di apertura dei getti.

In particolare va' notato che le manovre effettuate hanno determinato una variazione pressocche' lineare della spin rate durante le manovre stesse, confermando i risultati ottenuti durante le manovre di posizionamento di SIRIO a 75.1 gradi di longitudine effettuate nel Settembre 1985 (rif.4); occasione nella quale era stato usato per la prima volta il gas pressurizzante a scopi propulsivi.

6. MANOVRA DI TRIM ORBITALE

Dopo l'esecuzione della manovra d'assetto, che ha permesso di verificare lo stato di funzionamento del satellite ed ha confermato le ipotesi sulla fattibilita' di manovrare utilizzando il gas pressurizzante, e' stata effettuata una manovra orbitale per rifinire il posizionamento del satellite alla longitudine di 75.1 gradi, limitando l'oscillazione intorno al punto di minimo geopotenziale.

L'evoluzione della longitudine di SIRIO, quale predetta in assenza della correzione, e' riportata in fig. 4. Per limitare al massimo l'oscillazione, si e' calcolata una riduzione del semiasse maggiore di circa 400 metri; il moto longitudinale previsto dopo tale correzione e' riportato nella stessa figura.

Per la effettuare la correzione sopradetta, e' stata calcolata la seguente manovra:

Epoca	26/8/87 13h 0m 0s GMT
Getto	TRA (Thrust Radial A)
Modo	Pulsato
Sincr.	Sole
Quadrante	3
Durata man.	corrispondente a +0.02 rpm

In tale maniera si ottiene un delta-v di 0.0146 m/sec, corrispondente ad una variazione del semiasse maggiore di -0.399 km.

La manovra e' stata effettuata nominalmente e la lettura della spin rate finale ne ha confermato la corretta esecuzione. Non e' stato possibile avere ulteriori verifiche degli effetti sull'orbita della manovra perche' non esistono valori telemetrici in grado di segnalare cio'. Solo una successiva determinazione orbitale, dopo un'adeguata raccolta di dati di tracking, potra' fornirne la definitiva conferma. E' previsto di iniziare il tracking al termine del periodo di eclissi, intorno alla meta' di ottobre 1987.

7. CONSIDERAZIONI E CONCLUSIONI

Le operazioni effettuate con SIRIO in occasione del decennale del lancio, sono servite fondamentalmente a:

- a) verificare lo stato di funzionamento dei vari sottosistemi,
- b) realizzare le migliori condizioni di utilizzo degli apparati SHF,
- c) confermare le ipotesi fatte sulla possibilita' di controllo dinamico del satellite con l'utilizzo del gas pressurizzante.

Per quanto riguarda questi punti si osserva che:

- a) a distanza di dieci anni dal lancio, il satellite puo' operare solo con modeste limitazioni rispetto alla fase iniziale della missione. Tali limitazioni sono dovute essenzialmente all'inclinazione dell'orbita

attuale, mentre alcuni sottosistemi fondamentali, quali pannelli solari, sistema VHF, apparati di controllo ed elettronica di bordo consentono ancora di operare nominalmente;

b) con la manovra di assetto effettuata, si e' stabilizzato il puntamento dell'antenna SHF. L'escursione giornaliera Nord-Sud della zona "illuminata" dall'antenna di bordo e' stata annullata. Rimane l'oscillazione periodica del lobo d'antenna intorno al centro di puntamento sulla superficie terrestre di circa 4 gradi che porta, per le zone marginali del lobo stesso una certa variazione giornaliera del segnale ricevibile;

c) si e' avuto piena conferma delle ipotesi fatte sulle capacita' propulsive attuali di SIRIO. Si e' dimostrata l'affidabilita' e ripetivita' delle prestazioni dell'AOC con il gas pressurizzante. Si e' potuto infine valutare il delta-v ancora disponibile.

Utilizzo del pressurizzante residuo:

Come discusso al punto 2., la capacita' propulsiva residua di SIRIO e' valutata, dopo le manovre descritte nel presente rapporto, in un delta-v superiore a 0.7 m/sec. Tale delta-v puo' essere usato, perdurando l'attuale stato di efficienza dei sottosistemi di bordo, sia per manovre di correzione dell'orbita che dell'assetto del satellite.

Nel caso di un controllo attivo dell'assetto, che consentirebbe il mantenimento del puntamento ottimale dell'antenna SHF nonostante il drift del piano orbitale, si potrebbe operare per diversi anni ancora. Infatti l'inclinazione dell'orbita varia di circa 0.8 gradi all'anno e sarebbe sufficiente una manovra d'assetto ogni due anni circa per mantenere delle buone condizioni di puntamento dell'antenna di bordo. In questo caso esiste la possibilita' di un controllo attivo per piu' di sei anni.

La seconda possibilita' di utilizzo del delta-v disponibile e' quella di esaurirlo per una correzione dell'orbita in maniera da posizionare SIRIO in una traiettoria di minima probabilita' di collisione con altri satelliti geostazionari.

Il problema del rischio di collisioni nell'orbita geostazionaria e' attualmente all'attenzione della comunita' scientifica a causa dell'affollamento di tale regione dello spazio. Studi attualmente condotti indicano in circa 50km la distanza minima dall'altezza geosincrona alla quale dovrebbe orbitare un satellite non controllato per annullare il rischio di collisione con i satelliti operativi.

Nel caso di SIRIO il delta-v disponibile e' sufficiente ad ottenere solo circa la meta' di tale distanza, che potrebbe pero', specialmente se corretta anche opportunamente l'eccentricita' e l'orientamento nel piano dell'orbita, ridurre notevolmente le interferenze della traiettoria di SIRIO con l'orbita geostazionaria.

In conclusione le ultime risorse propulsive del satellite potrebbero essere utilizzate, nel caso vi sia sempre interesse all'uso dell'apparato SHF, per correzioni periodiche dell'assetto, od altrimenti, per l'ottenimento della traiettoria di minima interferenza con l'orbita geostazionaria.

8. RINGRAZIAMENTO

Si ringraziano L. Anselmo e N. Celandroni del CNUCE per la collaborazione prestata in fase di calcolo delle manovre, A. Verghini del PSN per il supporto fornito alle operazioni ed M. Cecchini del CRA responsabile delle operazioni della stazione TT&C della base S.Marco.

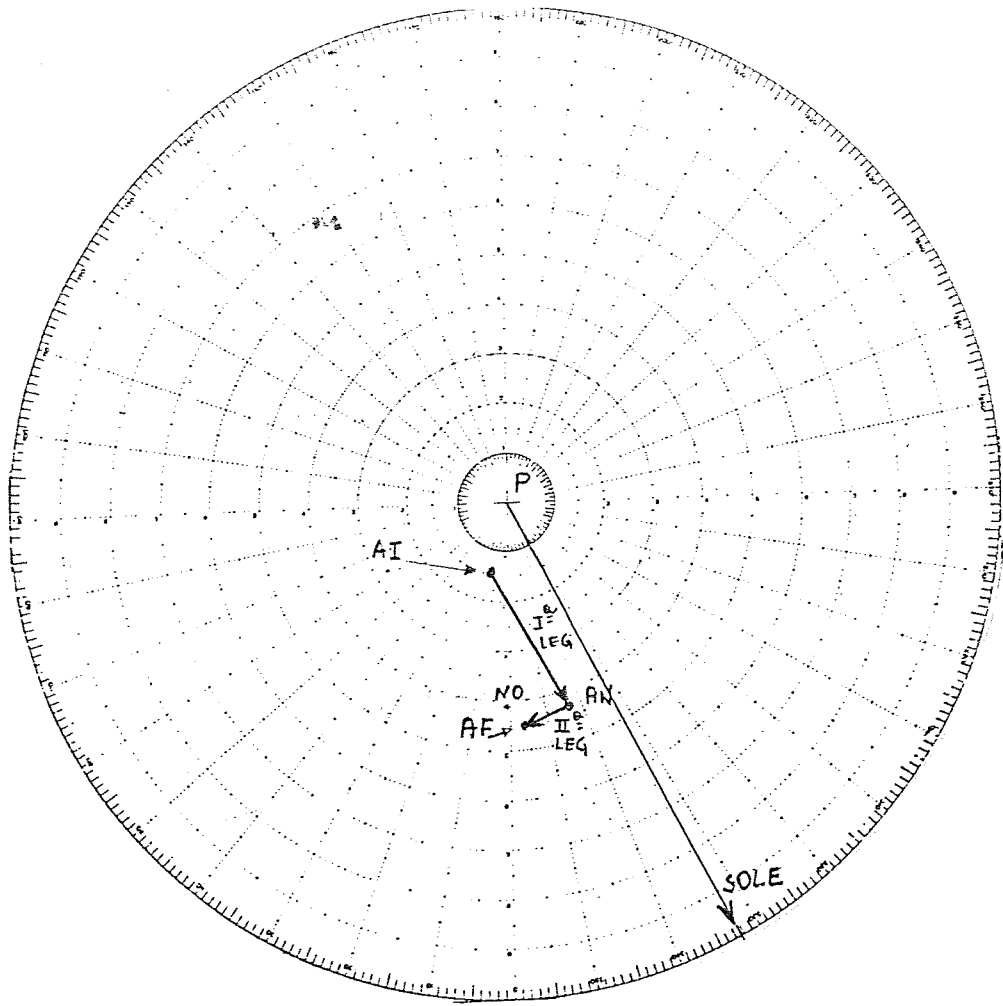


Fig. 1 - Manovra di assetto nominale

- P = Polo Nord terrestre
- AI = Assetto pre-manovra
- AN = " intermedio
- AF = " finale
- NO = Normale all'orbita

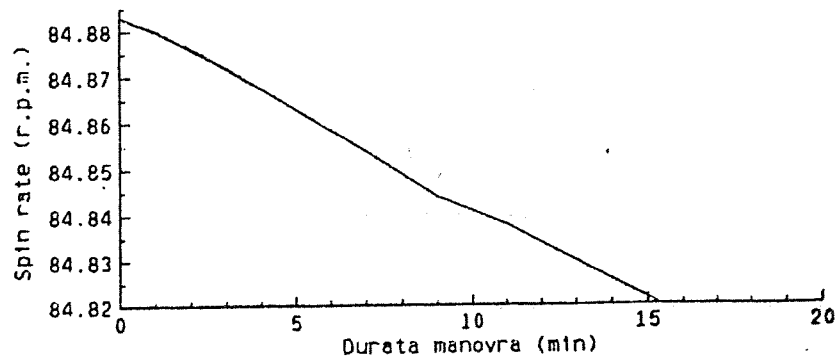


Fig. 2 - Velocita' di spin durante la prima leg

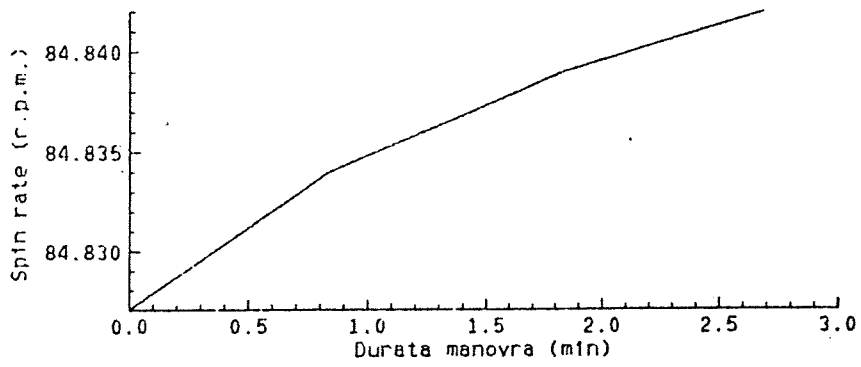


Fig. 3 - Velocita' di spin durante la seconda leg

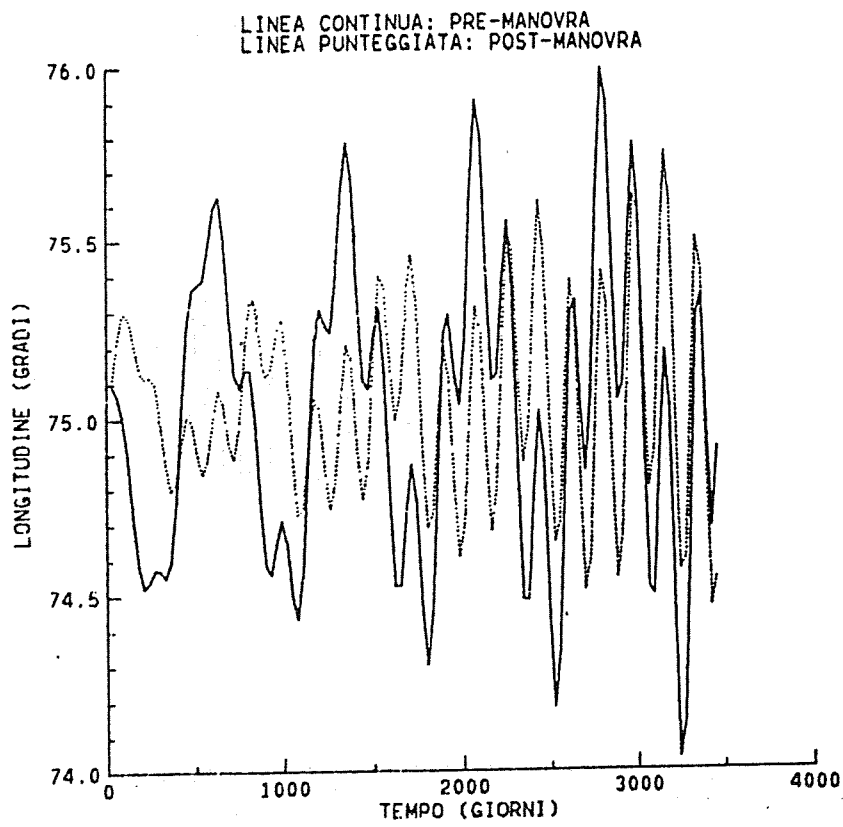


Fig. 4 - Evoluzione della longitudine pre e post-manevra

9. BIBLIOGRAFIA

- 1) - 'Long Term Orbit Evolution of the Uncontrolled SIRIO Satellite' A. Agneni, A. Cardillo, A. Foni, C. Olivieri; Nota Tecnica CNUCE C84-15, Pisa 1984.
- 2) - 'Un sistema grafico interattivo per la previsione della precessione dell'asse di spin del satellite SIRIO' A. Cardillo, A. Foni, A. Santoro; Procs. AIDAA, Roma 1981;
- 3) - 'The satellite SIRIO at 75.1 degrees of longitude East', A. Foni, S. Trumpy and C. Olivieri, The Journal of Astronautical Sciences, Vol.34, N.3, pg 241-254, July-September 1986.
- 4) - 'The use of pressurant gas for Sirio orbital control', A. Foni and S. Trumpy, Procs of 15th ISTS, Tokyo, May 1986.
- 5) - 'Performance Evaluation of the SIRIO Maneuver System' N. Celandroni, A. Foni, S. Trumpy; Alta Frequenza, Giugno 1979;
- 6) - 'Evolution of the SIRIO in-orbit Control Strategy' A. Cardillo, A. Foni, N. Celandroni, S. Trumpy; Alta Frequenza 1980;