

IL DECADIMENTO ORBITALE DEL COSMOS 1402

L. ANSELMO	CNUCE-TELESPAZIO
A. CARDILLO	CNUCE
M. LUCCHESI	"
S. TRUMPY	"

Rapporto interno
C83-12

Pisa 7 luglio 1983

L. ANSELMO¹, A. CARDILLO², M. LUCCHESI², S. TRUMPY²

AUTORE

IL DECADIMENTO ORBITALE DEL COSMOS 1402

TITOLO

¹CNUCE Istituto del CNR - PISA / Telespazio S.p.A. - ROMA

²CNUCE Istituto del CNR - PISA

SOMMARIO

Viene presentato il lavoro svolto all'istituto CNUCE del CNR nel seguire l'evoluzione orbitale degli oggetti associati al satellite sovietico Cosmos 1402. In particolare sono descritti i metodi e le procedure adottate per le propagazioni orbitali, la ricostruzione e la calibrazione del parametro balistico, la determinazione delle finestre di rischio. La nota si conclude con alcune riflessioni relative all'istituzione di un servizio di sorveglianza spaziale nel nostro paese.

SUMMARY

This paper presents the work accomplished by the CNUCE institute of the Italian National Research Council (CNR) in order to monitor the orbital evolution of the space objects associated to the Soviet spacecraft Cosmos 1402. In particular, it describes the methods and the procedures adopted for the orbital propagations, the recovery and the calibration of the ballistic parameter, the evaluation of the re-entry windows. The paper is concluded with some consideration concerning the creation of an Italian space surveillance service.

1. INTRODUZIONE

Da diversi anni l'Unione Sovietica utilizza dei satelliti militari appositamente concepiti per sorvegliare i movimenti della flotta americana (ed eventualmente di altri paesi) praticamente in tutti gli oceani del mondo. A differenza di

molti altri satelliti lanciati dalle due superpotenze, che sono adibiti alla ricognizione fotografica, i veicoli spaziali per la sorveglianza oceanica utilizzano un radar per individuare le unità navali di superficie. Ciò richiede una sorgente di energia a bordo in grado di convogliare nel fascio radar una potenza adeguata allo scopo.

Forse è questa la ragione principale che ha spinto i Sovietici ad utilizzare un piccolo reattore nucleare alimentato da circa 45 kg di uranio arricchito. Ciò evita l'uso di ingombranti pannelli solari che, considerata la bassa quota alla quale normalmente questi satelliti operano, ridurrebbero in modo sensibile la sopravvivenza in orbita a causa dell'accentuato frenamento atmosferico. Inoltre il reattore nucleare continua ad erogare energia anche nella porzione in ombra dell'orbita, evitando la presenza a bordo di pesanti batterie.

La scelta nucleare, alquanto inconsueta per satelliti in orbita terrestre bassa, si è quindi imposta come la più vantaggiosa dal punto di vista tecnico per questo tipo di missioni.

Un tipico profilo di volo è il seguente. I lanci avvengono sempre dal poligono spaziale di Tyuratam, nell'Asia centrale, tramite un vettore del tipo F-1, secondo la classificazione occidentale. L'orbita operativa è quasi circolare, alla quota di 250-260 km, e con una inclinazione rispetto al piano equatoriale di circa 65 gradi. Il periodo orbitale corrispondente è di poco inferiore ai 90 minuti: vengono pertanto descritte più di 16 orbite complete al giorno [1]. La copertura garantita da un'orbita di questo tipo permette di tenere agevolmente sotto controllo tutti gli oceani terrestri, eccettuati quegli artici.

Il satellite, pesante alcune tonnellate, ha delle dimensioni ragguardevoli: lungo circa 15 metri, possiede un'antenna radar di 9 metri. L'attrito atmosferico, sensibile alla quota operativa, rende necessarie frequenti manovre orbitali per contrastare la diminuzione di semiasse maggiore, ed in ultima analisi limita la vita del veicolo spaziale. La missione termina così dopo un periodo che può andare da 1 a 4 mesi circa [1].

A questo punto l'antenna radar, ormai inutile, viene sganciata e decade dall'orbita nel giro di un paio di giorni. L'orbita del satellite viene, invece, innalzata, fino ad essere compresa tra i 900 ed i 1000 km di altezza [2] [3] [4]. Ciò garantisce un tempo di vita di alcuni secoli, esiguo se confrontato con il tempo di dimezzamento dell'uranio 238, pari a 4,5 miliardi di anni, ma ritenuto evidentemente sufficiente a rendere meno "scottante" il problema del rientro sulla Terra delle scorie.

Durante il 1982 l'URSS ha lanciato 4 satelliti per la sorveglianza oceanica: i Cosmos 1365, 1372, 1402 e 1412 [1].

Tre di questi hanno funzionato regolarmente, concludendo nel modo consueto la loro missione. Ma il 28 Dicembre 1982 falliva la prima delle manovre destinate ad innalzare l'orbita del Cosmos 1402. Non e' nota l'esatta natura dei problemi intervenuti: in ogni caso il prematuro rientro sulla Terra del veicolo spaziale apparve subito inevitabile, prospettando la ripetizione della vicenda di cui era stato protagonista il satellite analogo Cosmos 954, che cadde sul Canada nel 1978.

2. IL COINVOLGIMENTO DEL CNUCE

Lo stesso giorno della manovra abortita il NORAD (North American Air and Space Defence Command) individuava 3 distinti oggetti correlati al Cosmos 1402, contrassegnati dalle lettere A, B e C secondo la nomenclatura COSPAR. Il primo era il corpo principale del satellite, il secondo l'antenna radar, mentre il terzo era la sezione comprendente il reattore nucleare [2]. Due giorni dopo, come al solito, l'antenna radar rientrava nell'atmosfera, disintegrandosi nell'impatto con gli strati piu' densi. Il 31 Dicembre 1982 la situazione era dunque la seguente: il Cosmos 1402/A si muoveva su un'orbita con apogeo di 255 km e perigeo di 242 km, mentre il Cosmos 1402/C percorreva una ellisse di 245 x 235 km [2].

Fu soltanto nei primi giorni di Gennaio che il Giappone prima e gli Stati Uniti poi resero noto al mondo intero che un satellite recante a bordo materiale radioattivo stava per rientrare sulla Terra privo di controllo, cosi' come era successo al gia' citato Cosmos 954.

Il pericolo reale era molto piccolo. In primo luogo erano scarse le probabilita' di caduta in zone fittamente popolate ed in secondo luogo il reattore nucleare, nelle intenzioni dei suoi costruttori, avrebbe dovuto dissolversi completamente negli strati alti dell'atmosfera. Il corpo principale del satellite, d'altronde, sottoposto per circa 4 mesi all'irraggiamento del reattore (e quindi leggermente radioattivo), avrebbe potuto in parte raggiungere il suolo. In base alle informazioni fornite dal governo del Canada all'ambasciata italiana in quel paese, la caduta del Cosmos 954 aveva investito una striscia larga 50 km e lunga 500 km con frammenti debolmente radioattivi grandi anche diversi centimetri. Particelle fini erano state inoltre individuate in un semicerchio del raggio di 300 km nella direzione del moto del satellite.

Il CNUCE venne pertanto incaricato dal Piano Spaziale Nazionale di seguire l'evoluzione orbitale dei due oggetti ancora in orbita e di fare previsioni di caduta in modo da fornire ai ministeri competenti (degli Interni e della Protezione Civile) le informazioni necessarie per prendere le

misure eventualmente indispensabili a garantire l'incolumita' pubblica.

Contemporaneamente veniva istituito presso il Ministero della Ricerca Scientifica un gruppo di lavoro, nel quale il CNUCE era rappresentato, avente lo scopo di validare le informazioni tecniche, che pervenivano da fonti diverse, nonche' i metodi di previsione ed i dati che potevano essere prodotti da organizzazioni italiane. Il CNUCE ed il Centro di Ricerche Aerospaziali (CRA) dell'Universita' di Roma erano le due organizzazioni in grado di elaborare i dati pervenuti da altre fonti e di fornire autonomamente previsioni ed altri dati elaborati.

Non disponendo il nostro paese di stazioni ottiche o radar dedicate alla sorveglianza dello spazio esterno, vennero utilizzati i "Two Line Orbital Elements" distribuiti regolarmente dal Goddard Space Flight Center (GSFC) della NASA: tali bollettini contenevano le orbite degli oggetti in questione relative ad epoche fissate, cosi' come erano state determinate in base ai dati raccolti dalla rete NORAD. Partendo da queste informazioni di carattere "osservativo", il CNUCE era poi in grado di propagare l'orbita, ossia di prevedere l'evoluzione orbitale degli oggetti, nonche' di valutare la probabile data di caduta.

Parallelamente furono stabiliti contatti con altri centri spaziali, italiani e stranieri, coinvolti in questo lavoro di monitoraggio: il Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) di Tolosa, il Centro di Ricerche Aerospaziali (CRA) di Roma, il Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt fur Luft- und Raumfahrt e. V. (DFVLR) di Monaco di Baviera, lo European Space Operation Centre (ESOC) di Darmstadt ed il Goddard Space Flight Center (GSFC) di Greenbelt, Md. In particolare con il CRA furono effettuati calcoli in parallelo a maggior garanzia delle previsioni che venivano recepite e tradotte in vari provvedimenti operativi da parte del Ministero degli Interni.

3. PROPAGAZIONI ORBITALI

Il moto di un satellite terrestre risente, oltre che del campo gravitazionale monopolare della Terra ($d^2\mathbf{R}_N/dt^2$), di tutta una serie di perturbazioni che hanno l'effetto di variare gli elementi orbitali kepleriani, altrimenti costanti. Risulta pertanto indispensabile risolvere le equazioni del moto tenendo conto di tutte le perturbazioni significative, se si desiderano predizioni orbitali a lungo termine (giorni o mesi) corrette.

Nel caso del Cosmos 1402 le perturbazioni piu' importanti erano le seguenti:

- accelerazioni aerodinamiche ($d^2\mathbf{R}_D/dt^2$) prodotte dall'alta atmosfera;

- anomalie gravitazionali rispetto al modello sferico e isotropo della Terra (d^2R_G/dt^2);
 - i campi gravitazionali del Sole e della Luna (d^2R_M/dt^2).
- L'accelerazione prodotta dalla pressione di radiazione solare (d^2R_R/dt^2) nel nostro caso era trascurabile (tab. 1).

Al fine di propagare nel tempo le orbite dei satelliti, il CNUCE dispone del programma EPHEM del Goddard Trajectory Determination System (GTDS). Si tratta di un programma estremamente raffinato e versatile che consente la scelta fra diversi modelli perturbativi e metodi di integrazione delle equazioni del moto. Nel caso in esame si è fatto uso del metodo di Cowell, particolarmente indicato per predizioni accurate a breve termine. Questo è un metodo perturbativo speciale, ossia utilizzabile anche quando il modello delle forze perturbanti è talmente complesso da non consentire una soluzione analitica.

ACCELERAZIONI PERTURBATIVE			
	GEOPOT (n,m \leq 8)	J2	J2
	ATM (J71)	ATM (J71)	ATM (J71)
	SUN-MOON	SUN-MOON	SUN-MOON
	RAD PRES		RAD PRESS
SMA (metri)	2	—	10 ⁻³
ECC (gradi)	4 x 10 ⁻³	—	10 ⁻⁵
INC (gradi)	10 ⁻³	—	10 ⁻⁸
LAN (gradi)	7 x 10 ⁻⁴	—	<10 ⁻⁷
AP (gradi)	6 x 10 ⁻¹	—	7 x 10 ⁻⁴

Tab. 1

Influenza del modello perturbativo sugli elementi orbitali del Cosmos 1402/C dopo una completa rivoluzione. Le differenze sono dovute agli effetti secolari ed a lungo periodo nonché agli errori numerici.

Le equazioni del moto vengono dunque integrate numericamente usando le formule di Störmer-Cowell.

Il problema più arduo da superare è la specificazione di un modello delle forze agenti il più vicino possibile alla situazione fisica reale. Per quanto riguarda il Cosmos 1402 l'aspetto più delicato era connesso alle forze di natura aerodinamica agenti sulle due porzioni del satellite, forze dalle quali in ultima analisi dipendeva la data di

caduta. Se si eccettua l'esperienza dello Skylab nel 1979 [5], il CNUCE si era sempre occupato del controllo e della predizione orbitale di veicoli spaziali in orbita alta (ad esempio il SIRIO 1), per i quali l'atmosfera terrestre gioca un ruolo trascurabile. Ci si trovava dunque di fronte a dei problemi relativamente nuovi, con la necessita' di acquisire in breve tempo l'esperienza e la sensibilita' necessarie per valutare l'attendibilita' delle ipotesi fatte e dei risultati ottenuti.

L'interazione delle molecole dell'alta atmosfera con la superficie di un veicolo spaziale e' un fenomeno complesso ed ancora non completamente conosciuto. Trascurando le forze di portanza, sensibili solo nel caso di oggetti dotati di appendici aerodinamiche o di forme particolari, l'accelerazione aerodinamica \vec{a}_D agente su un satellite puo' essere espressa in generale dalla ben nota relazione

$$\vec{a}_D = - \frac{1}{2} \rho(h) C_D \frac{A}{m} \vec{V} |\vec{V}|, \quad (1)$$

dove $\rho(h)$ e' la densita' locale dell'atmosfera, A/m il rapporto tra l'area efficace del veicolo e la sua massa, \vec{V} la velocita' relativa satellite-atmosfera e C_D il coefficiente aerodinamico di frenamento il cui valore dipende dalla forma dell'oggetto.

Le equazioni del moto vanno pero' formulate in un sistema di riferimento inerziale, per cui \vec{a}_D deve essere opportunamente trasformata. Supponendo che l'atmosfera terrestre ruoti solidalmente con il pianeta, indicando con $\vec{\omega}$ la velocita' angolare della Terra nel sistema adottato, si ottiene

$$\vec{V} = \dot{\vec{R}} - \vec{\omega} \times \vec{R}. \quad (2)$$

Si puo' scrivere quindi

$$\ddot{\vec{R}}_D = - \frac{1}{2} C_D \frac{A}{m} \rho(h) (\dot{\vec{R}} - \vec{\omega} \times \vec{R}) |\dot{\vec{R}} - \vec{\omega} \times \vec{R}|. \quad (3)$$

Definendo l'accelerazione perturbativa totale \vec{P} come

$$\vec{P} = \vec{R}_D + \vec{R}_G + \vec{R}_M + \vec{R}_R, \quad (4)$$

l'equazione del moto del satellite diventa dunque

$$\vec{R} = -\mu \frac{\vec{R}}{R^2} + \vec{P}, \quad (5)$$

dove

$$P \ll \frac{\mu}{R^2}. \quad (6)$$

E' evidente dalla relazione (3) che e' possibile predire l'evoluzione orbitale di un satellite in orbita bassa soltanto se si dispone di un attendibile modello per $\rho(h)$, la densita' atmosferica.

4. MODELLI ATMOSFERICI

Fin dagli inizi dell'Era Spaziale diversi studiosi si sono cimentati nel compito di costruire modelli attendibili dell'atmosfera superiore [6] [7] [8] usando dati ottenuti tanto dallo studio dell'evoluzione orbitale di diversi satelliti, quanto da misure dirette di alcune proprieta' atmosferiche compiute da veicoli spaziali, razzi sonda e radar terrestri. Si e' cosi' scoperto che la densita' atmosferica e' soggetta a continue e complicate variazioni, ancora solo parzialmente comprese, provocate principalmente dal Sole.

L'effetto piu' importante nel determinare la struttura dell'atmosfera superiore e' prodotto dall'assorbimento della radiazione ultravioletta solare. Cio' provoca un massimo di temperatura e di densita' circa due o tre ore dopo il mezzogiorno locale, per cui l'atmosfera presenta un rigonfiamento che, seguendo il Sole, compie un giro completo della terra in 24 ore. Questo processo prende dunque il nome di "effetto diurno".

La radiazione ultravioletta estrema (EUV), emessa dal Sole in connessione ai fenomeni violenti che avvengono nella fotosfera e che caratterizzano la cosiddetta "attivita' solare" (macchie solari, facole, brillamenti, etc.), provoca un ulteriore riscaldamento dell'alta atmosfera, inducendo oscillazioni di densita' che presentano un carattere semiregolare con un periodo di circa 27 giorni. Cio' puo' essere spiegato in base alla permanenza (alcuni mesi) di particolari strutture, come i grandi gruppi di macchie, e al periodo di rotazione del Sole che si aggira attorno ai 27 giorni. L'esperienza osservativa acquisita ha mostrato che il flusso decimetrico, e in particolare la radiazione a 10,7 cm, risulta fortemente correlata all'emissione nell'ultravioletto estremo e puo' quindi essere utilmente impiegata come surrogato di quest'ultima per indicare lo

stato di attivita' del Sole, tanto piu' che misure nell'ultravioletto possono essere condotte solo dallo spazio.

Oltre alle radiazioni elettromagnetiche, il Sole emette anche un flusso di particelle cariche, soprattutto protoni ed elettroni, che prende il nome di vento solare. Questo plasma ad elevatissima temperatura ($\sim 10^5$ °K in prossimita' della Terra) muta radicalmente in densita' e spettro energetico al variare dell'attivita' solare e puo' sconvolgere anche profondamente la struttura della magnetosfera terrestre. In occasione di intensi brillamenti si possono quindi verificare le cosiddette tempeste geomagnetiche. Si ritiene che le intense correnti indotte nella ionosfera dalle improvvise variazioni del campo magnetico terrestre, nonche' le stesse particelle incidenti, diano luogo ad un violento riscaldamento dell'atmosfera superiore e ad un conseguente aumento di densita'. Comunque, nonostante le oscillazioni atmosferiche provocate dalle tempeste geomagnetiche siano particolarmente pronunciate, di solito si protraggono soltanto per uno o due giorni.

Nel 1962 I. Harris e W. Priester risolsero le equazioni che descrivono la conduzione del calore dell'alta atmosfera in condizioni vicine all'equilibrio idrostatico per ricavare la distribuzione di densita'. Questo modello includeva, in forma semplificata, l'apporto di energia tanto della radiazione ultravioletta estrema che del vento solare, ma mediava le variazioni semiannuali e stagionali, ignorando del tutto la modulazione prodotta dalla rotazione solare sul flusso EUV. Quindi il modello si limitava a descrivere le condizioni atmosferiche medie relative a regioni di bassa latitudine e su un periodo dell'ordine del mese. Si presentava in forma tabulare relativamente ad intervalli di un'ora e per cinque valori caratteristici di un parametro legato alla media del flusso decimetrico a 10,7 cm.

Il GTDS include attualmente un modello di Harris-Priester modificato. Il rigonfiamento diurno viene simulato da un profilo di densita' cosinusoidale con un massimo in corrispondenza di un apice localizzato 30 gradi ad est del punto sub-solare e con un minimo nella direzione dell'antiapice. Valori discreti dei profili di densita' massimi e minimi possono essere ricavati, tramite interpolazione lineare, per opportuni valori del flusso solare a 10,7 cm a partire da 10 tabelle standard. Un'ulteriore interpolazione esponenziale permette di individuare la densita' a ciascuna quota di interesse.

Nel GTDS e' pure implementato il modello atmosferico di Jacchia-Roberts. L. G. Jacchia inizio' l'elaborazione di modelli atmosferici a partire dai primi anni sessanta, utilizzando i dati sul frenamento aerodinamico dei satelliti. Furono cosi' sviluppati diversi modelli empirici a parametri aggiustabili che, dal nome dello studioso e dall'anno in cui

vennero proposti, furono indicati come J64, J70, J71 e J77 [9].

La costruzione di questi modelli e' analoga. L'alta atmosfera viene suddivisa in due regioni: l'ommosfera, compresa tra 90 e 100 km, dove i moti turbolenti miscelano continuamente tutti i costituenti, per cui si puo' parlare di composizione omogenea, e l'eterosfera, al di sopra dei 100 km, in cui ogni costituente verifica individualmente l'equazione di diffusione. Utilizzando dei profili di temperatura empirici, Jacchia integro' numericamente l'equazione barometrica, valida nell'ommosfera, e quelle di diffusione, valide nell'eterosfera, per diversi valori della temperatura esosferica, assumendo condizioni al contorno fissate alla quota di 90 km.

C. E. Roberts, nel 1971, riusci' ad ottenere espressioni analitiche per il profilo di densita', riproducendo i risultati di J70 esattamente tra i 90 ed i 125 km di quota e con piccole deviazioni al di sopra dei 125 km.

Il modello Jacchia-Roberts fu dunque implementato nel GTDS con l'introduzione di alcune modifiche atte a ridurre i tempi di elaborazione e aggiustando le costanti in modo da riprodurre i risultati di J71, anziche' quelli di J70. Esso incorpora l'attivita' solare (flusso a 10,7 cm) nonche' l'attivita' geomagnetica (indici planetari K_p) e descrive le variazioni di densita' diurne, semi-annuali e stagionali (in latitudine).

Disponendo dei dati corretti, questo modello risulta quindi piu' affidabile di quello di Harris-Priester modificato, soprattutto in periodi di intensa attivita' geomagnetica e di attivita' solare particolarmente debole o pronunciata.

5. PREVISIONI DI CADUTA

Dalla equazione (1) risulta evidente che la descrizione delle perturbazioni orbitali indotte dal frenamento atmosferico dipende, oltre che dalla conoscenza di $\rho(h)$, dal valore del parametro balistico Δ , definito come

$$\Delta = C_D \frac{A}{2m} . \quad (7)$$

Poiche' nel caso del Cosmos 1402 non erano note ne' le esatte dimensioni dei diversi oggetti, ne' le loro forme, il parametro Δ doveva essere calcolato per mezzo del confronto tra l'orbita reale dell'oggetto, determinata ad una certa epoca, e l'orbita ottenuta propagando le condizioni iniziali note fino al medesimo istante. Ripetendo il procedimento ogni giorno su un arco di propagazione di circa 24 ore, era

così possibile "calibrare" il parametro balistico in modo da avvicinare il più possibile teoria ed osservazione. Tale calibrazione doveva essere ripetuta giornalmente perché il C_D e quindi Δ varia in modo complesso con la quota, diminuendo soprattutto durante il moto negli strati più densi [10]. A quote più elevate abbiamo osservato delle oscillazioni nel valore di Δ che possono essere imputate tanto all'imprecisione commessa nel modellare l'atmosfera, tanto alle probabili variazioni di assetto dei due oggetti A e C, con conseguente variazione dell'area efficace nel tempo.

A causa delle variazioni di Δ e dell'imprevedibilità dell'attività solare non era possibile prevedere con precisione l'istante e dunque la località di caduta degli oggetti. La cosa più sensata ed utile da fare consisteva nel cercare di definire una "finestra di caduta" in base a criteri fisici ragionevoli. Grazie all'esperienza acquisita nel corso del decadimento orbitale del Cosmos 1402/A, si è giunti alla conclusione che in condizioni di ridotta attività geomagnetica ($A_p \leq 50$) gli estremi della finestra possono essere determinati imponendo le seguenti variazioni del flusso solare estrapolato $\tilde{F}(10,7)$ (misurato in unità $10^{-22} \text{W m}^{-2} \text{Hz}^{-1}$) e del coefficiente di frenamento nominale \tilde{C}_D :

$$\begin{array}{l} \text{Estremo Inferiore} \\ \text{Estremo superiore} \end{array} \left\{ \begin{array}{l} F(10,7) = \tilde{F}(10,7) + 25 \\ C_D = \tilde{C}_D + 0,2 \\ \\ F(10,7) = \tilde{F}(10,7) - 25 \\ C_D = \tilde{C}_D - 0,2 \end{array} \right.$$

Il valore 0,2 è il 10% del valore di C_D per una sfera ed è ritenuto un margine di variazione ragionevole. Sulla base di queste ipotesi sono state rilasciate periodicamente le finestre di caduta del Cosmos 1402/C. Oltre a ciò sono state anche diffuse giornalmente le proiezioni sull'ellissoide terrestre delle orbite propagate per alcuni giorni, in modo da rendere immediatamente percepibili le zone sorvolate e da identificare i tratti orbitali eventualmente interni all'intervallo di rischio. Un programma sviluppato al CNUCE ha consentito inoltre di visualizzare l'incertezza nelle tracce sub-satellite dovuta ad assegnate incertezze sul parametro balistico. Ciò ha permesso di valutare l'effetto delle inaccurately nel modello della forza di frenamento sulle zone effettivamente sorvolate dopo un certo numero di giorni.

Nel caso del Cosmos 1402/C si è verificato un evento inatteso, ma estremamente istruttivo, il 4 e il 5 Febbraio

1983. Una violentissima tempesta magnetica (caratterizzata da un indice A_p medio giornaliero di circa 200, ma con un picco di 290 su un periodo di 3 ore) ha investito la Terra, modificando l'alta atmosfera a tal punto da anticipare di circa 15 ore l'istante di caduta dell'oggetto spaziale (dalle prime ore dell'8 Febbraio alla tarda mattinata del 7). Cio' ha comportato lo "sfondamento" dell'estremo inferiore della finestra di caduta (calcolata il 4 Febbraio con il metodo esposto sopra ed ampia circa 24 ore), confermando il criterio suggerito da F. Barlier del CERGA di Grasse (Francia): quando mancano pochi giorni al rientro di un oggetto spaziale, l'istante di caduta puo' solo anticipare, rispetto ai valori calcolati, proprio a causa di una eventuale tempesta geomagnetica, il cui effetto e' sempre quello di incrementare il frenamento aerodinamico; a quel punto, infatti, le previsioni a breve termine sull'attivita' solare sono sufficientemente accurate e la radiazione ultravioletta estrema non puo' comunque alterare drasticamente la situazione in un tempo cosi' limitato. Nelle previsioni di caduta a medio e a lungo termine (settimane o mesi), invece, le tempeste geomagnetiche risultano irrilevanti, perche' i loro effetti, seppure drastici, si protraggono al piu' per uno o due giorni, non influenzando sulla accuratezza della previsione, che ha comunque un'incertezza di diversi giorni. In questo caso l'incertezza della predizione va imputata in massima parte alla imprevedibile variazione del flusso ultravioletto.

Comunque non appena i dati fisici corretti vengono introdotti nei modelli a nostra disposizione, l'evoluzione orbitale viene riprodotta accuratamente ed e' risultato possibile, sia per il Cosmos 1402/A che per il Cosmos 1402/C, precisare l'istante di caduta con una incertezza di pochi minuti a partire da un'orbita risalente a circa 12 ore prima del rientro. Ed i passaggi pericolosi, determinati con largo anticipo nei giorni precedenti, sono risultati in pratica corretti ed estremamente utili per l'immediata valutazione dei rischi.

In conclusione l'esperienza acquisita nel corso della vicenda Cosmos 1402 e' stata di fondamentale importanza, perche' ha consentito l'approfondimento di temi diversi da quelli tradizionalmente affrontati dal CNUCE in campo spaziale; alcuni programmi in dotazione sono stati inoltre utilizzati in modo nuovo, mentre altri programmi sono stati ideati e resi funzionanti in brevissimo tempo per soddisfare specifiche esigenze. Le conoscenze acquisite consentiranno senz'altro un lavoro ancora migliore nel futuro.

6. IL FUTURO

Il numero di oggetti in orbita sta crescendo rapidamente

con l'estendersi delle attività spaziali militari, commerciali e scientifiche. Il 30 Aprile 1983 ben 9177 oggetti erano rientrati sulla Terra sin dall'inizio dell'Era Spaziale (una media di circa uno al giorno)[4]. Sebbene in passato i frammenti grandi, e quindi pericolosi, siano stati solo un numero esiguo, e' prevedibile un loro sensibile aumento nel futuro, via via che le imprese in orbita terrestre bassa si faranno piu' intraprendenti e sofisticate. Per quanto verranno presumibilmente adottate sempre piu' spesso procedure di rientro guidato, non e' possibile escludere guasti o rientri anticipati sul previsto, come e' gia' accaduto in passato per il Cosmos 954, per lo Skylab e per il Cosmos 1402.

Puo' quindi non apparire insensata la creazione nel nostro paese di un servizio permanente di previsione della caduta di oggetti spaziali pronto ad entrare in azione con un preavviso minimo e in grado di fornire rapidamente tutte le informazioni utili ai competenti organi decisionali che operano sul territorio. Collegata a questa attivita', sarebbe auspicabile la creazione di un servizio autonomo di sorveglianza dello spazio esterno. Tale compito potrebbe essere svolto dall'Aeronautica Militare come naturale estensione della sorveglianza dello spazio aereo nazionale, utilizzando attrezzature radar gia' esistenti o di non difficile reperimento. All'inizio la sorveglianza potrebbe non essere svolta con continuita', ma divenire operativa in breve tempo non appena le circostanze lo richiedano, come nel caso del Cosmos 1402.

La disponibilita' di un solo radar adeguato per l'avvistamento di oggetti orbitanti a bassa quota (capace di avvistare ed inseguire oggetti di un metro di diametro ad alcune centinaia di km di distanza) potrebbe permettere di integrare l'Italia in una rete di avvistamento e di avere pertanto accesso ai dati radar di altri paesi. Cio' eliminerebbe lo stato di totale dipendenza da fonti di informazioni straniere per quanto riguarda le orbite e consentirebbe di ricavare parametri utili al fine di una piu' accurata previsione di caduta.

RICONOSCIMENTI

Il lavoro descritto nel presente articolo non sarebbe stato possibile senza la preziosa collaborazione di numerose persone del CNUCE tra cui vanno menzionati N. Celandroni, A. Foni, A. Pagni, G. Pasquinelli e A. Santoro. Un apprezzamento particolare va anche a R. Mugellesi, attualmente Visiting Scientist presso ESOC. Non va dimenticato, naturalmente, il lavoro degli operatori e dei sistemisti del CNUCE, che hanno garantito il perfetto funzionamento delle macchine e la loro piena disponibilita'.

anche al di fuori degli orari consueti.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Christy, R. D., "SATELLITE DIGEST", Spaceflight, monthly report.
- [2] NASA-GSFC, "SPACE SITUATION REPORT", 22, 6, 31 Dic 1982.
- [3] NASA-GSFC, "SPACE SITUATION REPORT", 23, 1, 28 Feb 1983.
- [4] NASA-GSFC, "SPACE SITUATION REPORT", 23, 2, 30 Apr 1983.
- [5] Carrou, J. P., "SKYLAB DECAY FOLLOW-UP", Proc. Int. Symp. Spacecraft Flight Dynamics, ESA SP-160, Darmstadt, FRG, 12-22 May 1981, pp. 421-430.
- [6] Wolverson, R. W., Ed., "ORBITAL OPERATIONS", J. Wiley & Sons inc., New York and London, 1961, pp. 2/336-2/360.
- [7] Klinkrad, H., "REVIEW OF AIR DENSITY MODELS FOR SATELLITE DRAG CALCULATIONS", OAD Working Paper n. 179, ESOC, Dec 1980.
- [8] Barlier, F., Berger, C., "A POINT OF VIEW ON SEMI-EMPIRICAL THERMOSPHERIC MODELS", submitted to J.A.T.P., 1983.
- [9] De Lafontaine, J., Hughes, P., "AN ANALYTIC VERSION OF JACCHIA'S 1977 MODEL ATMOSPHERE", Cel. Mech., 29, 1983, pp. 3-26.
- [10] Dreher, P. E., Little, R. P., Wittenstein, G., "SKYLAB ORBITAL LIFETIME PREDICTION AND DECAY ANALYSIS", NASA Tech. Mem. 78308, Nov 1980.