



133

***CNUCE***

Divisione Servizio Elaborazione Dati

A cura di: Nedo Celandroni  
Giorgio Faconti  
Paolo Carlo Guidotti

Copyright - Agosto 1977

by - CNUCE - Pisa

Istituto del Consiglio Nazionale delle Ricerche

ATTITUDE MANEUVER PROGRAM

Manuale d'uso

Preparato da:

N. Celandroni  
G. Faconti  
P.C. Guidotti

CNUCE Istituto del CNR  
Pisa Agosto 19

presente manuale e' una breve guida per l'utilizzo del programma Attitude Maneuver Program (AMP) che fa' parte del sistema del controllo del volo del satellite Sirio, att implementato sugli elaboratori dell'Istituto CN

## Introduzione

L'AMP e' il programma implementato per il controllo de l'assetto del satellite siria.

Le sue funzioni sono :

- 1) calcolare la corretta sequenza di operazioni per l'esecuzione di manovre di riorientazione partendo da un conosciuto assetto dell'asse di spin fino ad un desiderato nuovo assetto.
- 2) simulare il comportamento del satellite durante la manovra.

Il programma puo' inoltre generare un mercator file, relativo alla variazione di assetto durante la manovra, utili dall'ASP. La fig. 1 illustra l'interfaccia del programma con i vari data set.

Il programma e' logicamente distinto nelle seguenti parti:

- 1) inizializzazione
- 2) immissione dati
- 3) calcolo della manovra
- 4) display dei risultati
- 5) stampa dei risultati offline

Nella parte seguente sara' seguita a questa divisione.

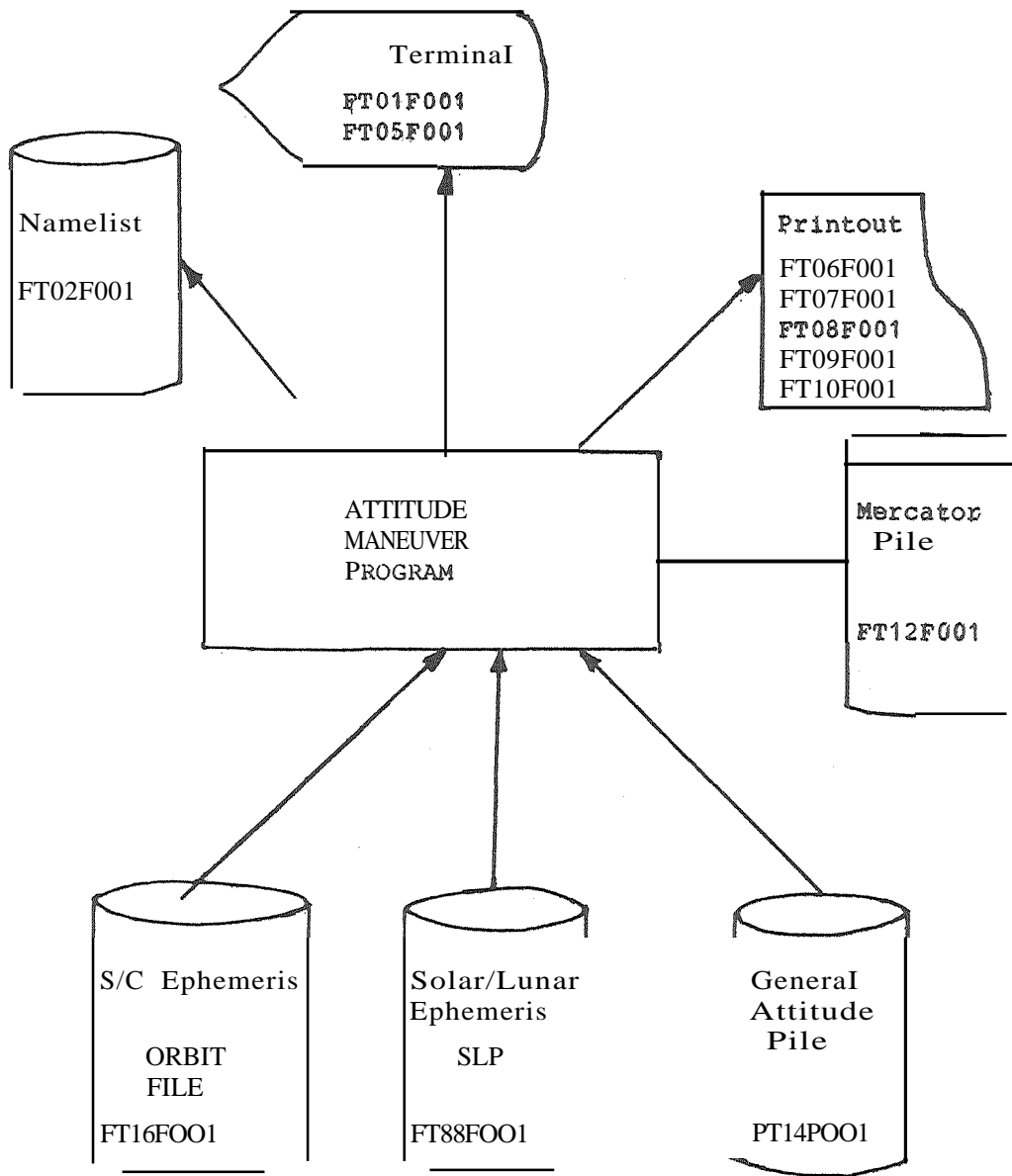


Fig. 1

## Inizializzazione

Battendo a terminale il comando FDS viene richiamato il sistema di controllo del volo del satellite sirio, ed appare sullo schermo il display di intestazione (fig. 2 I. Dando un ritorno di carrello vengono presentati sullo schermo i nomi dei programmi disponibili (fig. 3 I; con il comando AMP si seleziona il programma per il controllo dell'assetto.

Il comando AMP puo' essere seguito dai parametri EDIT, FILS, NOPT oppure ALL che e' il valore di default.

L'argomento EDIT indica al sistema che deve essere editata la namelist.

L'argomento FILS attiva il controllo della definizione dei files di tipo utente utilizzati dall'AMP.

L'argomento ALL fa eseguire le opezioni richieste dai due argomenti precedenti, in sequenza. prima di passare all'esecuzione.

L'argomento NOPT manda direttamente in esecuzione il programma.

Nel caso che vengano specificate le opzioni FILS o ALL e che si cambi la definizione dei files si consiglia di mantenere nella nuova definizione lo stesso modo della definizione di default, cosi' da mantenere nel disco 193 B i file relativi alle manovre e alla determinazione d'assetto e sul disco 195 e quelle relative alle manovre e alla determinazione orbitale.

Modificati gli eventuali file appare il display di fig. 5 contenente:

1) la configurazione finale di tutti i file compresi quelli definiti ma non generati

2) la domanda per

continuare l'esecuzione (CONTI)

ritornare alla definizione dei file di sistema (REST)

ritornare al display dei sistemi disponibili (EXIT)

Se la risposta e' CCNT inizia l'esecuzione dell'AMP ed appare il display di fig. 6 .

```

*****
*
*   S I R I O
*
*   F L   G H T
*
*   D Y N A M   C S
*
*   S Y S T E M
*
*****

```

Fig. 2

```

P           E INATION PROGRAM
P           EUVER PROGRAM
- ASP      SI IATOR PROGRAM
P           RMI ION PROG
           - ORRIT      R PROGRAM
- VMOSIP   - COPY ORRIT File E
- E        - EXIT F    FOS           E
           CMS ENVIRONMENT

```

Fig. 3

```

P USER   FI D FIL
FILEDEF 12      FILE B1
FI      F 16 ORBIT File E4
CHANGE? (YES OR )

```

Fig. 4

```

P FINAL FILE SYSTEM
FT0IFO  TERMI  L
FT02FOO1 DISK      P      NAMLST  A1
FT0SFOO1 TERMI  1
FT06 01 DISK      FILE      FT06FOO1 A1
FT01FOO1 DISK      FILE      FT07FOO1 B1
FT0SFOO1 DISK      FILE      FT0SFOO1 BI
FT09FOO1 DISK      FILE      FT09FOO1 B1
FT10F 1 DISK      FILE      FT10FOO1 BI
FT12F 1 DISK      MERCTR   FILE      B1
FT16FOO1 DISK      ORBIT    FILE      E4
FT41FOO1 DISK      FILE      BI
FT88F001 DISK      SLP      FI        01
FI      STATUS FILE BI      FOUND
(C , REST OR EXIT)

```

Fig. 5



## Immissione dati

Quando appare mascherina di fig. 6. l'utente può inviare un ritorno di carrello ed appare il display di fig. 7. Esso riporta l'indicazione del numero progressivo del problema dall'inizio dell'esecuzione del programma e dà la possibilità

- 1) selezionare i display relativi alla scelta delle stazioni.
- 2) di selezionare i display dei parametri hardware del satellite.
- 3) di selezionare i display relativi alla definizione della manovra.

di eseguire il calcolo della manovra con i valori dei parametri attualmente contenuti nei data set.

- 5) di terminare l'esecuzione dell'AMP.

Selezionando uno dei tre gruppi di display della namelist è possibile modificare i valori dei parametri del display corrente battendo sulla tastiera il nome del parametro seguito da '=' e dal nuovo valore desiderato. Il display corrente viene immediatamente ripresentato per verificare se i cambiamenti sono stati correttamente eseguiti. Per passare da un display al successivo basta battere il tasto RET N.

Sono inoltre disponibili i seguenti comandi :

- 1) SKIP per saltare tutti i display seguenti quello corrente ed appartenenti allo stesso gruppo.
- 2) END per terminare i display della namelist e passare all'esecuzione.
- 3) STOP per terminare l'esecuzione dell'AMP.

Dopo ciascun gruppo di display riappare sullo schermo la scritta di fig. 7 ed è possibile richiamare un gruppo di display diverse volte come non richiamarlo affatto.

L'utente terminata l'immissione dei dati chiede l'esecuzione del problema battendo il numero opportuno. Il programma prima della risoluzione del problema controlla la consistenza dei dati di ingresso e nel caso di un valore

```
*****
*
*   ATTITUDE MANEUVER PROGRAM   *
*           READY                *
*
*****
```

Fig. 6

AMP - PROBLEM NO. 1

ENTER NUMBER

1	STATION DISPLAY
2	S/C PARAMETERS DISPLAYS
3	MANEUVER DISP S
4	GO
5	STOP

Fig. 7

errato dopo il messaggio di errore riappare il display in cui quel parametro compare e si ritorna nella fase di missione dati con possibilita' di ulteriori cambiamenti.

	STATION	STATION	SELECTION	DISPLAY	DISP	1 OF 1
	E	CODE	(+N)	LONG(+W)	A I	IN EI
			(OEG)	(DEG)	(RS)	(D )
1	I	FUC	41.978	13.600	650.69995	10.000
2	IO		46.150	9.400	650.69995	10.000
3	SANMARCO	S	0.0	0.0	0.0	0.0
4	BE	BDA	32.351	64.658	-33.80232	10.000
5	ASCENSON	ACN	-7.955	14.328	544.19897	10.000
6			13.311	215.263	116.00690	10.000
7			22.126	159.665	1139.70801	10.000
8		BUR	-25.880	332.290	1530.09595	1.000
9			40.455	4.168	807.68945	10.000
10		MIL	28.508	80.693	-54.40680	10.000
11		ORR	-35.630	211.043	1018.59595	1.000
12		GDS	35.342	116.813	913.30273	1.000
13		I	-0.623	78.581	3546.83594	10.000
14		ROS	35.198	82.874	819.24146	16.000
15		AGO	-33.151	70.666	706.58740	10.000
16			-19.021	312.697	1399.031	11.00
I	L(1)	PRIMARY	STATION		5	
ISTASL(2)		BECKUP	STATION NO.			

Fig. 8

	SPACECRAFT	RS	DISP	1 OF 7
HVMAS,	HYDRAZINE	1 MASS REMAINING (KG)	22.024	
ZCLHY,		CM ON CENTER LINE (M)	-0.3410000	
HYKG,		RADIUS OF GYRATION (M)	0.5385160	
HYRHO,		DE I (KG/M**3)	1007.55200	
TANKT,	TANK	E (DEG C)	25.0000000	
TANKP,		PRESSURE C CM**2)	206.841995	
THYCAP,		MAX HYDRAZINE CAPACITY (KG)	44.9790039	
RTANK,		RADIUS OF TANK (M)	0.1388000	
RCLCT,		RADIUS CL TO TANK CENTER (M)	0.49600	
ABMMAS,	ABM FUEL MASS R	INING (KG)	0.0	
ZCLABM,		CM ON CENTER LINE (M)	-0.2395910	
ABMKG2,		RADIUS OF GYRATI **2 (M**2)	0.029073998	

Fig. 9

	SPACECRAFT PARAMETERS	OISP	2 OF 7
ESCMAS,	EMPTY S/C MASS (KG)	190.179	3
ZCLESC,	CM ON CENTER LINE (M)	0.3826000	
ESCIZ,	Z-MOMENT INERTIA (KG **2)	48.0099945	
SCIZI,	CURRENT S/C Z-MOMENT OF INE IA	54.8800049	
FTIFAC,	TORQUE IMPULSE MAGNITUDE	1.0000000	
EXMASF,	MASS EXPENDED FACTOR	1.0000000	
FMASFL,	FIX MASS EXPENDED PER PUISE ( )	0.001200000	
FFORCE,	FIXED FORCE (NT)	12.6000004	
FSPIMP,	FIXED SPECIFIC IMPULSE (NT-S )	1670.00000	
FROTEF,	FIXED ROTATIONAL EFFICIENCY	0.9000000	
FCENSF,	FIXED CENTROID SHIFT (SEC)	0.030	00
FMIN,	MIN FORCE FOR RECTANGULAR PULSE )	3.3400002	
FMAX,	MAX FORCE FOR RECTANGULAR PULSE )	21.1999969	
PLENTH(1),	PULSE WIDTH PSA - CSA (D )	90.0000000	
PLENTH(2),	CSA - PSB (DEG)	90.0000000	
PLENTH(3),	PSB - CSB (DEG)	90.0000000	
PLENTH(4),	CSB - PSA ( )	90.0000000	

Fig. 10

## SPACECRAFT PARAMETERS

DISPLAY 3 OF 7

TAUZER(1),	TORQUE OFFSET (WRT CS)	NORTH (DEG)	301.626709
TAUZER(2),		WEST (DEG)	31.6266022
TAUZER(3),		SOUTH (DEG)	121.626602
TAUZER(4),		EAST (DEG)	211.626602
FAZIN(1),	JET 1 AZI OF FORCE VEC	CWRT CSB)(DEG)	301.626709
FEIEVN(1),	EIEV OF FORCE VEC	(WRT SA) (DEG)	119.250000
FAZIE(1),		IMUTH ERROR (WRT CSB) (DEG)	0.0
FELE (1),		ELEVATION ERROR (WRT SA) (DEG)	0.0
RMARM(1),		LENGTH OF MOMENT ARM (M)	0.6500000
FOFFST(1)		SPIN OFFSET (DEG) + UP - DOWN	90.0000000

Fig. 11

## SPACECRAFT PARAMETERS

DISPLAY 4 OF 7

FAZIN(2),	JET 2 AZI OF FORCE VEC	CWRT CSB)(DEG)	<u>1.626602</u>
FEIEVN(2),	EIEV OF FORCE VEC	(WRT SA) (DEG)	0.0
FAZIE(2),		IMUTH ERROR (WRT CSB) (DEG)	0.0
FEIEVE(2),		ELEVATION ERROR (WRT SA) (DEG)	0.0
RMARM(2),		LENGTH OF MOMENT ARM (M)	0.6500000
FOFFST(2)		SPIN OFFSET (DEG) + UP - DOWN	-90.0000000
RNO(1,1),	JET 1 (WRT CSB)	X-COORDINATE (M)	0.3395600
RNO(2,1),		Y-COORDINATE (M)	.5542700
RNO(3,1),		Z-COORDINATE (M)	0.1020000
RNO(1,2),	JET 2 (WRT CSB)	X-COORDINATE (M)	-0.3421500
RNO(2,2),		Y-COORDINATE (M)	0.5526800
RNO(3,2),		Z-COORDINATE (M)	0.1020000

Fig. 12

## SPACECRAFT PARAMETERS

DISPLAY 5 OF 1

SENSOR MOUNTING ANGLES			
SENANG(1,t)		CSB ES1 (DEG)	84.0000000
SENANO(2,1)		CSB ES2 (DEG)	96.0000000
SENANO(1,2)		CSA ES1 (DEG)	84.0000000
SENANG(2,2)		CSA ES2 (DEG)	96.0000000
S (1)		PSB CENTER OF FOV (DEG)	90.0000000
SENA(2)		PSA CENTER OF FOV (DEG)	90.0000000
E (1)	CS	SENSOR HALF ANGLE OF	(DEG) 0.0
FOV(2)	PS	SENSOR HALF ANGLE OF	FOV (DEG) 23.0000000
SENSOR AZIMUTHS			
SENAZI(1)		CSB SVB-INF (DEG)	0.0
SENAZI(2)		CSA SVB-INF (DEG)	0.0
S I(3)		PSB SPF-ILF (DEG)	-1.0000000
SE I(4)		PSA S -ILF (DEG)	-1.0000000

Fig 13

## SPACECRAFT PARAMETERS

DISPLAY 6 OF 1

SUN ANGLE CONSTRAINTS		
SUNCON(1)	MINIMUM	67.00000
SUNCON(2)	MAXIMUM	113.000000
SUN INTERFERENCE		
BLKFOV(1,1)	CS ELEVATION BLANKING FOV (DEG)	2.5000000
BLKFOV(2,1)	CS AZIMUTH BLANKING FOV (DEG)	2.5000000
BLKTIM(1)	CS BLANKING TIME (SEC)	0.0450000
BLKFOV(1,2)	PS ELEVATION BLANKING FOV (DEG)	2.5000000
BLKFOV(2,2)	PS AZIMUTH BLANKING FOV (DEG)	1.0000000
B IM(2)	PS BLANKING TIME (SEC)	0.0260000
ASPECT ANGLE		
ASPCON(1)	PRIMARY STATION MINIMUM (DEG)	0.0
ASPCON(2)	PRIMARY STATION MAXIMUM (DEG)	180.000000
ASPCON(3)	BACKUP STATION MINIMUM (DEG)	0.0
ASPCON(4)	BACKUP STATION MAXIMUM (DEG)	180.000000
EWMIN	PAGODA DATA MINIMUM EARTH WIDTH (SEC)	0.0200000
CS	MOON INTERFERENCE CS SENSOR FOV (DEG)	2.1199999

Fig 14

## SPACECRAFT PARAMETERS

DISPLAY 7 OF 7

BIAS ANGULAR RADIUS OF EARTH		
BIASRE(1)	CSB	0.0
BIASRE(2)	CSA	0.0
BIASRE(3)	PSB	0.0
BIASRE(4)	PSA	0.0
SUN ANGLE BIAS (DEG)		
BIASUN(1)	CSB SUN SENSOR	0.0
BIASUN(2)	CSA SUN SENSOR	0.0
BIASUN(3)	PSB SUN SENSOR	0.0
BIASUN(4)	PSA SUN SENSOR	0.0
RADE	RADIUS OF EARTH (KM)	6378.16406
RADM	RADIUS OF MOON (KM)	1738.00000
HT	HEIGHT OF ATMOSPHERIC LAYER (KM)	44.0000000
LATI	EARTH OBLATENESS COEFFICIENT	0.0033528
OBLAT2	EARTH OBLATENESS ASYMMETRY COEF	0.0

Fig. 15

LEGCOP	MANEUVER OEFINITI OISPIAVS	DIS	1 OF 5
	COPY PRE-RUN RESULTS BUT REVERSE S		0
	( ,LEG12 LEG23 ,LEG34=3,CO )		
	INITIAL I E SOURCE (READ,SCRE )		1
	C ,SCREEN=1)		
IGAFLV	R FROM GAF IE 1 NUMBER		1
ALFI	INITIAL RIGHT ASCENSION (DEG)		261.500000
DELI	INITIAL OECL I (DEG)		-89.3300018
ALFT	TARGET RIGHT ASCENSION (OEG)		3 .000000
DELT	TARGET DECLI I (OEG)		-89.69 969
SPINR	INITIAL SPIN (RPM)		.5000000

Fig. 16

MODE	MANEUVER OEFINITI OISPIAVS	DIS	2 OF 5
OPTDIS	REFERENCE V CTOR (SUN=0, I )		0
IMASS	OPTIMIZATION MISS OISTANCE (OEG)		0.1000000
	FIX MASS PROP C ,FIXMFL,I IZ, )		1
	( 0,FI I ,INPUTIZ=2, )		
	THRUST PROFILE (FIXED,RE ,SCCALIB)		0
	(FIXED=0, ,SCCALIB=2)		
STCON	START CONO (LEGS,0 L12,OPTL23,0 4)		1
	(LEGS=0,0 112 ,0 23=2,OPTL34		
IOVRID	IN O DE RRIDE QUORANT (NO,YES)		0
NLEGS	ER OF I S IN R		2

Fig. 17

	MANEUVER DEFINITION DISPLAYS	DIS	3 OF 5
TIML	1		770908.180 O
NJET	1		1
NDIRS	1		4
NPULS	1		0
PAUSES	1		1500.00000
TIMLEG	2		0.0
NJET	2		1
NDIRS	2		3
NPULS	2		0
PAUSES	2		50 .00000
TIMLEG	1 3		.0
NJET	3		1
NDIRS	3		2
NPULS	3		0
PAUSES	3		1500. 0000
TIMLEG	L 4		0.
NJET	4		1
NDIRS	4		1
NPULS	4		0
PAUSES	4		1500 000 O

Fig. 18



MANEUVER DEFINITION OI5PLAY5		OI5P	4	5
ISUNC	CONSTRAINTS SUN ANGLE (NO=0,YES=1)		1	
ISUNIC	SUN INTERFERENCE (NO=0,YES=1)		1	
IASPC	ASPECT ANGLE (NO=0,YES=1)		1	
IERTC	EARTH COVERAGE (NO=0,YES=1)		1	
IPAGC	PAGODA DATA (NO=0,YES=1)		1	
IMOONC	MOON INTERFERENCE (NO=0,YES=1)		1	
IRDHD	READ ORBIT FILE HEADER RECORD (NO=0,YES=1)		1	
ISUN	SUN EPHEM (SUNIX=1,SUNRD=2)		1	
ISPC	SPC ORBIT (ORBGEN=1,GETVCT=2)		1	
IELEM	UPDATE ORBITAL ELEMENTS (NO=0,YES= )		1	
IWRTMF	WRITE MERCATOR FILE (NO=0,YES=1)		0	
IMFINC	INCREMENT FOR MERCATOR FILE		5	
IMFOUT	OUTPUT PROJECTION (SUN=0,EARTHIN=1)		0	
NPULEF	EFFECTIVE STARTING PULSE		1	
PESTF	ISE ESTIMATE FACTOR		1.10000	
MITER	I UM NUMBER OF ITERATIONS		4	

Fig. 19

E R DEFINITION DISPLAYS		DISP	5 OF 5
	ORBGEN ELEMENTS		
A	SEMIMAJOR AXIS (KM)		42165.4727
E	ECCENTRICITY (UNITLESS)		0.0003019001
EYE	INCLINATION (DEG)		0. 68150
EMO	MEAN ANOMALY (DEG)		170.120193
WO	ARGUMENT OF PERIGEE (DEG)		240.080002
RANODE	R.A. OF ASCENDING NODE (DEG)		249.908005
TORBIT	EPOCH DATE (YYMMDD.)		770914.
TORBIT	EPOCH TIME (HHMMSS.SSS)		212402.000
IPRNT	PRINT LEVEL (NONE=0,ERRS=1,USNAME=2, CMD=3,SUMARY=4,NAME=5,ORBHED=6,BATT=8, EATT=10,MASS=12,ERT=14,ORB=16,EPHEM=18 PLOT LEVEL (NONE=0,MERC=1,ASP=2, SUN=4,ALFDEL=6,EW=7,ROTA=8,SPIN=10, E 2		3
15	DISPLAY DUR I (NO=0,YES=1)		1

## Esecuzione del problema

Se i dati sono consistenti appare il display di fig. 21 con i dati degli elementi orbitali eventualmente letti su nastro seguito dal display di fig. 22 che riporta la scelta della sorgente delle effemeridi per la luna ed il sole con i valori di assetto iniziali eventualmente letti su nastro.

L'utente puo' modificare i parametri come in fase di immissione dati ed ha inoltre disponibili i seguenti comandi:

- 1) SKIP per saltare il secondo display
- 2) RESTART per iniziare un nuovo problema
- 3) STOP per terminare l'esecuzione dell'AMP

Questi due display sono controllati dal parametro IRDHD (=0 i display sono saltati, =1 vengono selezionati).

Dopo questi display appare la mascherina di fig. 23, ed il programma esegue il calcolo della manovra.

Se l'utente ha posto il parametro IGODIS=1 appaiono sullo schermo i singoli passi di iterazione fig. 24. L'utente per continuare puo' dare semplicemente un ritorno di carrello.

ORBIT FILE HEADER, ATTITUDE/ORBIT SOURCE DISP 1 OF 2

IELEMC	COPV ELEMENTS FROM HEADER TO NAMELIST NO=0, YES=1	0
ISPC	ORBIT SOURCE (ORBGEN=1, GETVCT=2)	1
	A, SEMIMAJOR AXIS (KM)	42165.47265625
OE	E, ECCENTRICITY (UNITLESS)	0.00030190
OEYE	EYE, INCLINATION (DEG)	0.30681503
OEMO	EMO, MEAN ANOMALY (DEG)	170.12019348
OWO	WO, ARGUMENT OF PERIGEE (DEG)	240.08000183
ORANOD	RANODE, R.A. OF ASC. NOOE (DEG)	249.90800476
OE	EPOCH DATE (YYMMDD.)	770914.000000
OEPOCH	EPOCH TIME (HHMMSS.SSS)	212402.000000
<u>RWO</u>	RATE OF CHANGE, WO (DEG/DAY)	0.0
	RATE OF CHANGE OF RANODE (DEG/DAV)	0.0
PERI	KEPLERIAN PERIOD (MINUTES)	1436.13410013
OSTART	START DATE OF FILE (YYMMDD.)	0.0
OSTART	START TIME OF FILE (HHMMSS.SSS)	0.0
OEND	END DATE OF FILE (YYMMDD.)	0.0
OEND	END TIME OF FILE (HHMMSS.SSS)	0.0

Fig. 21

ORBIT FILE HEADER, ATTITUDE/ORBIT SOURCE DISP 2 OF 2

ISUN	SUN EPHEMERIS SOURCE (SUN1 =1, SUNRD=2)	1
IMOON	MOON EPHEMERIS SOURCE (NONE=0, SUNRD=2)	2
IATT5	INITIAL ATTITUDE SOURCE (GAF=0, SCREEN=1)	1
IGAFIV	IEVEI NO. FOR GAF	1
ALFI	INITIAL SPIN AXIS RIGHT ASCENSION (DEG)	261.500000
DELI	INITIAL SPIN AXIS DECLINATION (DEG)	-89.3300018

Fig. 22

```

*****
*
*   ATTITUDE   EUVER PROGRAM
*   IS         IN EXECUTION
*
*****

```

Fig. 23

```

U333  TARATION  1,      LEG 1=  2, IEG 2=  0, LEG 3=  0, 1  4=
U333  TARATION  1,      LEG 1=  2, LEG 2=  5, LEG 3=  0, LEG 4=
U333  TARATION  1,      LEG 1=  2, LEG 2=  0, LEG 3=  0, 1  4=
U333  TARATION  1,      IEG 1=  2, 1  2=  5, LEG 3=  0, LEG 4=

```

Fig. 24

## Display dei risultati

Terminato il calcolo della manovra appare il display di fig. 25 con l'indicazione dei constraints violati durante la manovra seguito da quello riassuntivo dei controlli eseguiti. (fig. 26).. Infine appare la scritta di fig. 27 che permette

- 1) di selezionare il sommario del command sheet
- 2) di selezionare la descrizione dettagliata del command sheet
- 3) di selezionare i display della storia della manovra impulso per impulso.
- 4) di selezionare i display del mercator file
- 5) di selezionare i display degli elementi orbitali.
- 6) di selezionare i dati dei sensori terrestri impulso per impulso.
- 7) di iniziare un nuovo problema.
- 8) di terminare l'esecuzione dell'AMP.

Per i display dei numeri 3, 4, 6. sono disponibili i seguenti comandi

- NEXT n per saltare n pagine..
- 2) BACK n per retrocedere di n pagine.
- 3) STOP per terminare il display

SUMMARY OF CONSTRA

FI	ISE		D				
J01	se					se	0
J02	SI		E		eSI	SI	0
J03					eS2	SI	0
J04						SI	0
J05	Ee	ERAGE	ST		est	Ee	0
J06					CS2	Ee	0
J07						Ee	0
J08					es!		0
J09					C 2		0
0			NSTRAI		I RY		
J11					CK-U		0
2	MI		E		CS1	MI	
J13					CS2	MI	0
J14						SH	0
J15			N			EC	0
J16			SIBIE				0
J1			TO REFERENCE	VE.		R	0

F . 25

	CONSTRA	ECKED	
ISUNC	SUN ANGLE		VES
ISUNIC	SUN INTERFERENCE		VES
IERTC	EARTH COVERAGE		VES
IPAGC	PAGODA DATA		VES
IASPC	ASPECT ANGLES		VES
IMQONC	MOON/SHADOW/ECLI	E	VES

Fig. 26

E R B

```

1      COMMAND SHEET SUMMARY
2      DESCRIPTIVE COMMAND SHE
ATTITUDE HISTORY
4      MERCATOR FILE
5      ORBITAL ELEMENTS
6      EART          =1 OR      E=1 )
      REST
8      STOP

```

Fig. 27

———— SHEET

```

NUMBER OF ITERATIONS REQUIRED          1
REFERENCE VECTOR (SUN=0,EARTHIN=1)   0
TARGET RIGHT ASCENSION (DEG)         340.000
TARGET DECLINATION (DEG)              -89. 0
RHUMB ANGLE (INITIAL/TARGET) (D )    111.311
ARC LENGTH (INITIAL/TARGET) (O )     0.618

```

```

>F>E
QUANTITY      IR   L      SE      I      IRD I      IEG      I
LONGSHRT      1. 00      1 000      0.0
START T        0.0      0.0      0.0
YYMMDD.       0908.000    10908. 0    0.0      70908.000
HHMMSS.S     1159 0.000    181424.000  0.0      180000.000
              0.0      0.0      0.0      0.0
START 2       1 0000.000    181502.000  0.0      0.0
END TIM      18 02.000    181506.000  0.0      181506.000
              0.0      0.0      0.0      0.0
DE 2          40.000      3 . 0    0.0      0.0
DE E         42.000      42.000  0.0      0.0
              0.0      0.0      0.0      0.0
JET           1.000      1.000  0.0      0.0
QUADRANT      1.000      4.000  0.0      0.0
NO. PULSE     2.000      5.000  0.0      7.000
              0.0      0.0      0.0      0.0
PAUSE         5 .0 0    0.0      0.0      1500.000
DURATION      502.000    4.000  0.0      1506.000
              0.0      0.0      0.0      0.0

```

DESCRIPTIVE COMMAND SHEET BY IEG -

	IEO	ONE
	MODE	SUN
	JET	A
	QUADRANT	ONE
	NO. OF PUISES	2
TYPE OF IEG MANEUVER		
SHORT-LT.64 PUISES, LONG-GE,64 PUISES		SHORT
START DATE OF MANEUVER IEO (YYMMDD.)		770908.
START TIME OF MANEUVER IEG (HHMMSS.)		175920.
TIME TO (START,RESET)		START
START PUISING--SHORT LEG (HHMMSS.)		180000.
RESET PULSE COUNT LAST TIME--LONG LEG		
TIME STOP PUSING (HHMMSS.)		180002.
DELTA (START,RESET) (HHMMSS.)		40.
DELTA (STOP PUSING) (HHMMSS.)		42.
PAUSE BEFORE NEXT LEG (HHMMSS.)		1500.
TOTAL TIME FOR THIS IEG (HHMMSS.)		1502.

Fig. 29

INITIAL RIGHT ASC. OF SPIN AXIS (DEG>	261.500
INITIAL DECLINATION OF SPIN AXIS (DEG)	-89.330
FINAL RIGHT ASC. OF SPIN AXIS (OEG>	282.384
FINAL DECLINATION OF SPIN AXIS (DEG)	-89.246
ARC LENGTH MANEUVERED THIS IEG (DEG)	0.211
ARC LENGTH MANEUVERED THUS FAR (OEG)	0.271
TARGET RIGHT ASC. OF SPIN AXIS (DEG)	340.000
TARGET DECLINATION OF SPIN AXIS (OEG)	-89.700
<del>RHUMB</del> -LINE ARC IEG (FI ROET>	0.6447
AVERAGE PRECESSI R ISE (DEG)	0.13547
AVERAGE DIRE I (E-270,S-180,W-90,N)	182.91675

Fig. 30



ORBIT PARAMETER CHANGES      nrsp 1 OF 3

INITIAL ORBITAL ELEMENTS

SEMIMAJOR AXIS (KM)	42165.4726562
ECCENTRICITY	0.000301900
INCLINATION (DEG)	0.3068150
MEAN ANOMALY (DEG)(EPOCH)	113.1600922
ARGUMENT OF PERIGEE (DEG)	240.0800018
R.A. OF ASC. NODE (DEG)	249.9080048
PERIGEE HEIGHT (KM)	35774.5768964
APOCEE HEIGHT (KM)	35800.0364161
TRUE ANOMALY (DEG)	113.1918885
EPOCH DATE (YYMMDD. )	770914.0000000
EPOCH TIME (HHMMSS.S)	212402.0000000

Fig. 31

ORBIT PARAMETER CHANGES      DISP 2 OF 3

FINAL ORBITAL ELEMENTS

SEMIMAJOR AXIS (KM)	42165.4890804
ECCENTRICITY	0.000301638
INCLINATION (DEG)	0.3080926
MEAN ANOMALY (OEG)(EPOCH)	116.8876133
ARGUMENT OF PERIGEE (OEG)	240.1542495
R.A. OF ASC. NODE (OEG)	249.8912671
PERIGEE HEIGHT (KM)	35774.6043804
APOCEE HEIGHT (KM)	35800.0417804
TRUE ANOMALY (OEG)	116.9184301

Fig. 32

ORBIT PARAMETER CHANGES      OISP 3 OF 3

CHANGES

SEMIMAJOR AXIS (KM)	0.0164242
ECCENTRICITY	-0.000000262
INCLINATION (DEG)	0.0012775
MEAN ANOMALY (DEG)(EPOCH)	3.7275210
ARGUMENT OF PERIGEE (DEG)	0.0742476
R.A. OF ASC. NODE (DEG)	-0.0167376
PERIGEE HEIGHT (KM)	0.0274840
APOCEE HEIGHT (KM)	0.0053643
TRUE ANOMALY (OEG)	3.7265416

Fig. 33

ATTITUDE HISTORY (REF. TIME 770908.,180000.0 )									
TI	AI	DE	PUI	PRECES	SUNANG	P ASP	B ASP	P	SSEPAMSE
O. S	(DEG)	(D )		(DEG)	(DEG)	(DEG)	(DEG)	r	CICDSIHC
8.180000	261.50	-89.33	0	0.0	95.59	89.27	97.17	1	• .....
8.180000	272.56	-89.30	1	0.14	95.72	89.24	97.14	1	.....
8.180001	282.38	-89.25	2	0.27	95.86	89.22	97.12	1	.....
8.181 2	2 38	-89.25	2	0.27	95.86	89.22	97.12	2	.....
8 181 2	288.14	-89.36	3	0.41	95.86	89.09	96.99	2	.....
8.181503	296.33	-89.47	4	0.54	95.87	88.95	96.85	2	.....
8.181504	308.25	-89.56	5	0.68	95.88	88.82	96.72	2	.....
8.181504	325.18	-89.62	6	0.81	95.88	88.68	96.59	2	.....
8.181505	346.24	-89.64	1	0.95	95.89	88.55	96.45	2	.....

END OF DATA REACHED  
STOP TO END OR  
NE N OR BACK N TO SKIP OR BSCKSP N PAGES

Fig. 35

SUN REFERENCE					R OUTPUT			G QUAD	
JET-ON TIME	ALPHA	DE	P	PUL	M LONG	S	(DEG)	JET	
YYMMDD.HHMMSS	(DEG)	(DEG)	F		( G>	(R )			
110908.180000	261.50	-89.33	1	0	-0.10	0.0	95.59	101	
1 0908.180001	272.56	-89.30	1	1	-0.10	0.01	95.2	101	
770908.180001	282.38	-89.25	1	2	-0.10	0.01	95.86	101	
70908,181502	282.38	-89.25	2	2	-0.10	0.01	95.86	401	
710908.1815	288.14	-89.36	2	3	-0.10	-0.12	95.86	401	
770908.181503	296.33	-89.47	2	4	-0.10	-0.26	95.81	401	
770908.181504	308.25	-89.56	2	5	-0.10	-0.39	95.88	401	
710908.181505	325.18	-89.62	2	6	-0.10	-0.53	95.88	401	
770908.181505	346.24	-89.64	2	1	-0.10	-0.67	95.89	401	

E OF RE ED  
STOP END OR  
NE N OR CK N SKIP OR BSCKSP N ES

Fig. 34

EARTH WIDTHS (REF. TIME 770908.,180000.0 )											
TIME	ALPHA	DELTA	PUL	SUN	ANG	eSI	EW	eS2	PS	P	SSEPAMSE
D.HHMMSS	(DEG)	(DEG)	NUM	(DEG)	(DEG)	(DEG)	(DEG)	(DEG)	(DEG)	F	CICDSIHC
8.180000	261.50	-89.33	0	.	11	13.	17.52	1	.....		
8.180000	272.56	-89.30	1	5.	11.	13.8	17.52	1	.....		
8.180001	282.38	-89.25	2	95.86	11.44	13.83	17.52	1	.....		
8.181502	282.38	-89.25	2	95.86	11.42	13.84	11.52	2	.....		
8.181502	288.14	-89.36	3	95.86	11.73	13.63	11.52	2	.....		
8.181503	296.33	-89.47	4	95.87	12.02	13.	17.52	2	.....		
8.181504	308.25	-89.56	5	95.88	12.30	13.17	17.52	2	.....		
8.181504	325.18	-89.62	6	95.88	12.57	12.92	17.52	2	.....		
8.181505	346.24	-89.64	1	95.89	12.83	12.67	11.52	2	.....		

E ED

STOP TO END OR  
NEXT N OR BACK N TO SKIP OR BSCKSP N ES

Fig 36

ROTATION AN'GIES (REF. TIME 770908.,180000.0 )											
TIME	ALPHA	DE	ROTATION	AN'GIES	(REF. TIME	CS1	CS2	IN	CS2	P	SSEPAMSE
D.HHMMSS	(DEG)	(DEG)	NUM	(DEG)	(D )	( )	(DEG)	( )	(DEG)	F	CICDSIHC
8.180000	261.50	9.33	0	188.29	199.61	186.99	200.90	1	.....		
8.180000	272.56	-89.30	1	188.26	199.64	187.01	200.88	1	.....		
8.180001	282.38	-89.25	2	188.23	199.61	187.	200.86	1	.....		
8.181502	282.38	-89.25	2	184.49	195.90	183.27	197.12	2	.....		
8.181502	288.14	-89.36	3	184.32	196.04	183.37	196.99	2	.....		
8.181503	296.33	-89.47	4	184.15	196.11	183.46	196.86	2	.....		
8.181504	308.25	-89.56	5	184.00	196.30	183.56	196.73	2	.....		
8.181504	325.18	-89.62	6	183.	196.41	183.67	196.59	2	.....		
8.181505	346.24	-89.64	1	183.70	196.53	183.	196.45	2	.....		

END OF DATA REACHED

TYPE STOP TO END OR  
TYPE NEXT N OR BACK SKIP BSCKSP N ES

Fig. 37

ROTATION AN'GIES (REF. TIME 770908.,180000.0 )										
TIME	ALPHA	DE	ROTATION	AN'GIES	(REF. TIME	IN	PS	P	SSEPAMSE	
D.HHMMSS	(DEG)	(DEG)	NUM	(O )	(R )	(D )	"(O )	F	CICDSIHC	
8.180000	261.50	-89.33	0	95.59	90.503	94.19	111.11	1	.....	
8.180000	272.56	-89.30	1	95.72	90.506	94.19	111.71	1	.....	
8.180001	282.38	-89.25	2	95.86	90.506	94.19	111.71	1	.....	
8.181502	282.38	-89.25	2	95.86	90.508	90.44	107.96	2	.....	
8.181502	288.14	-89.36	3	95.86	.511	90.42	107.94	2	.....	
8.181503	296.33	-89.4	4	95.81	90.514	90.40	107.92	2	.....	
8.181504	308.25	-89.56	5	95.88	.517	90.3	101.90	2	.....	
8.181504	325.18	-89.62	6	95.88	90.520	90.3	107.89	2	.....	
8.181505	346.24	-89.64	1	95.89	90.520	90.35	107.87	2	.....	

END OF DATA REACHED

TYPE STOP TO END OR  
TYPE NEXT N OR BACK N SKI OR BSC P N ES

## Stampa outline dei risultati

Il programma pUOI generare offline le seguenti stampe controllate dal parametro IPRNT.

- 1) Namelist su disco. (IPRNT = 1)
- 2) Namelist orientata verso l'utente. (IPRNT = 2)
- 3) Namelist. (IPRNT = 5 )
- 4) stampa degli elementi orbitali, (IPRNT = 6)
- 5) stampa dei vettori di riferimento. (IPRNT = 4)
- 6) Stampa della variazione di assetto impulso per impulso. (IPRNT = 8)
- 7) Stampa del command sheet. (IPRNT = 3)
- 8) Stampa dei dati relativi ai sensori terrestri impulso per impulso.
- 9) Stampa delle variazioni di massa impulso per impulso.
- 10) Stampa delle variazioni orbitali impulso per impulso.

## APPENDICE A

Descrizione dei parametri di input



Parametri per la selezione delle stazioni

ISTASL (2)	R*4	Numero della stazione selezionata per la copertura (1-20)
(1)		2 stazione primaria
(2)		3 stazione di BACK-UP
SNAM (20)	R*8	Nome della stazione in otto caratteri
SCOD (20)	R*4	Codice della stazione in tre caratteri
SLAT (20)	R*4	latitudine della stazione (positivo NORD) (G)
SLON (20)	R*4	longitudine della stazione (positivo OVEST) (G)
SALT (20)	R*4	Altitudine della stazione (M)
SEL	R*4	Minimo angolo di elevazione della stazione (G)

Parametri hardware del satellite

HYMAS	30.6	Massa dell'idrazina all'inizio della manovra (KG) (necessario se IMASS minore di 2)
ZCLHY	0.343667	Centro di massa dell'idrazina sull'asse centrale (PN)
HYKG	0.536175	Faggio d'inerzia dell'idrazina (M)
ABMMAS	177.0	Massa staccabile dell'ABM (KG)
ZCLABM	0.239210	Centro di massa dell'ABM (M)
ABMKG2	0.28 922	Faggio d'inerzia al quadrato dell'ABM ( 2)
ESCMAS	190.4	Massa del satellite senza propellente (KG)
zclesc	0.3870	Centro di massa sull'asse del satellite vuoto (M)
ESCIZ	43.96	Momento-z d'inerzia del satellite vuoto (KGxM <sup>2</sup> )
SCIZI	57.75	Momento-z d'inerzia all'inizio della manovra (KGxM <sup>2</sup> )
FTIFAC	1.0	Fattore di ampiezza della coppia. La coppia dell'impulso e' moltiplicata per questo fattore
EXMASF	1.0	Massa spesa per im o. La massa spesa per im Iso e' moltiplicata per questo fattore
FMASFL	0.0022	Massa fissa spesa r ogni impulso (IMASS uguale ad 1) (KG)
FFORCE	22.0	Forza fissata per ogni impulso T) (IRECT uqua a 0)
FSPIMP	1670.0	Impulso specifico fissato per ogni impulso (IRECT uguale a 0)



-iii-

			o ad 1)	SEC/KG)
FROTEF		0.9	Efficienza di rotazione fissa	(IRECT uguale a 0)
FCENSF		0.03	Spostamento fisso del centroide per impulso (sec)	(IRECT uguale a 0 o ad 1)
N	R*4	0.0	Massima forza per la funzione forza (MT)	(IRECT uguale ad 1)
FMAX	R*	22.0	Massima forza per la funzione forza (MT)	(IRECT uguale ad 1)
NPULEF	1*4	1	Effettivo impulso d'inizio per la funzione fissa	(IRECT uguale ad 1)
PLENTH (4)		4*90	Ampiezza dei quadranti o fisica separazione dei sensori (G)	
(1)			quadrante III	PSB-CSB
(2)			quadrante IV	CSB-PSA
(3)			quadrante I	PSA-CSA
(4)			quadrante II	CSA-PSB
TAUZER (			Descrizione della coppia impulsiva (G)	
			Per il getto A rispetto al eSB	
			Per il getto B rispetto al CSA	
1		301.4289	Nord	
2		31.4289	Ovest	
3		121.4289	Sud	
4		211.4289	Est	
			C'è un'esatta corrispondenza tra TAUZER ed il numero di quadrante per il getto B. Per il getto A c'è una sfasatura di 180 gradi	
FAZIN (2)			Azimut del vettore forza rispetto al eSB (G)	
(1)		301.4289	getto A (1)	
(2)		121.4289	getto B (2)	
FAZIE 2)		2*0	Errore nell'azimut del vettore forza rispetto al CSB (G)	
(1)			getto A (2)	
(2)			getto B (2)	

FELEVN (2)		Angolo tra l'asse di rotazione ed il vettore forza (G)
(1)	0.75	getto A (1)
(2)	0.75	getto B (2)
FELEVE (2)		Errore nell'angolo tra l'asse di rotazione ed il vettore forza (G)
(1)		getto A (1)
(2)		getto B (2)
FOFFST (2)		Angolo tra il piano normale del vettore forza e la proiezione del vettore forza nel piano dell'asse di rotazione (G)
		Uguale a zero, non provoca nessuna variazione della velocità di rotazione.
		Positivo, provoca un incremento della velocità di rotazione.
		Negativo, provoca una diminuzione della velocità di rotazione.
(1)	+90	JET A (1)
(2)	-90	JET B (2)
RMARM (2)		Braccio del momento dei getti
(1)	0.65	getto A (1)
(2)	0.65	getto B (2)
RNO (3,2)		posizione del getto rispetto al CSB ed il piano di separazione (M)
(1,1)	0.338936	getto A (1) coordinata x
(2,1)	-0.554637	getto A (1) coordinata y
(3,1)	-0.161800	getto A (1) coordinata z
(1,2)	-0.338936	getto B (2) coordinata x
(2,2)	0.554637	getto B (2) coordinata y
(3,2)	-0.161800	getto B (2) coordinata z
SENANG (2,2)		Angolo di montaggio dei sensori a campo stretto (cs) (G)
(1,1)	84.	CS=B, sensore 1
(2,1)	96.	CS=B, sensore 2
(1,2)	84.	CS=A, sensore 1
(2,2)	96.	CS=A, sensore 2
SENA (2)		Centro del campo di vista dei sensori PS (G)

- v -

		0.	PS-B, dall'asse di rotazione
		0.	PS-A, dall'asse di rotazione
ERTFOV (2)	R*4		Semi-campo di vista, dei sensori terrestri sopra e sotto il centro (G)
	(1)	0.	es
	(2)	23.	FS
SENAZI (4)	R*4		Errore sistematico nell'azimut dei sensori terra-sole
	(1)	0.	CS-B, IMF-SVB
	(2)	0.	ES-A, IMF-SVE
	(3)	-1.	PS-B, ILF-SPF
	(4)	-1.	PS-A, ILF-SPF
SIJNCON (2)	R*4		limiti massimo e minimo del sun angle
		67.	minimo
		133.	massimo
BLKFOV (2,2)	R*4		Angolo di azzeramento del campo di vista
	(1,1)	2.5	CS, elevazione (sopra e sotto il campo di vista)
	(2,1)	2.5	CS, elevazione (sopra e sotto il campo di vista)
	(1,2)	2.5	PS, azimuth [prima del centro del campo)
	(2,2)	1.0	PS, azimuth (prima del centro del campo)
BLKTIM (2)	R*4		Tempo di azzeramento dei sensori terrestri
		0.045	CS, dopo il centro del campo di vista
		0.026	PS, dopo il centro del campo di vista
ASPCON (4)	R*4		Limiti massimi e minimi per gli angoli di attesa
	(1)	0.	minimo per la stazione primaria
	(2)	180.	massimo per la stazione secondaria
	(3)	0.	minimo per la stazione di back-up
	(4)	180.	massimo per la stazione di hack-up
EWMIN	R*4	0.02	Minima corda della terra per

			l'effetto pagoda (sec)
CSFOV	2.12		Campo di vista dei sensori stretti entro i qua la presenze delle luna causa triggering (G)
BIASRE (4)			Errore nel raggio apparente della terra (G)
(1)			CSB
(2)			ESA
(3)			PSE
(4)			PSA
SRS SUM (4)	R*4	4 0	Errore nel Sun Angle (G)
(1)			CSB
(2)			CSA
(3)			PSB
(4)			PSA
RADE	6378.166		Faggio equatoriale della terra (KM)
hT	44.		Altezza dell'atmosfera (KM)
OBL	R*4	0. 33528	Coefficiente di schiacciamento della terra
OBLAT2		0.0	Coefficiente di schiacciamento per asimmetria dovuto alla variazione stagionale dell'altezza dell'atmosfera

Parametri per la definizione della manovra

NOME	TIPO	DEFAULT	DESCRIZIONE
IATTS	I*4	1	Determina la sorgente da cui leggere l'assetto iniziale = 0 legge l'assetto iniziale dallo General Altitude File (GAF) = 1 legge l'assetto iniziale da namelist
IGAFLV		1	Numero del record da cui leggere l'assetto iniziale (IATTS=0)
ALFI	R*4	0.	Ascensione retta iniziale dell'asse di spin (IATTS=1)
DEL!	R*4	0.	Declinazione iniziale dell'asse di spin (IATTS=1)
ALFT	R*4	0.	Ascensione retta desiderata dell'asse di spin
DELT	R*4	0.	Declinazione desiderata dell'asse di spin
SPINRI	R*4	90.	Velocita' di rotazione intorno all'asse di spin iniziale (R.P.M)
MODE			Vettore di riferimento per l'accensione <b>djet</b> = 0 vettore satellite sole = 1 vettore satellite terra
OPTDIS		0.1	Tolleranza per l'ottimizzazione della manovra. Le iterazioni sono interrotte quando la differenza tra l'assetto desiderato e l'assetto calcolato e' minore di OPTIS e della meta' della precessione media per impulso.
IMASS		0	parametro per calcolo della massa o S/C

			<ul style="list-style-type: none"><li>= 0 calcola la massa dello S/C</li><li>= 1 usa una <b>quantita'</b> fissa per la massa spesa per impuIso.</li><li>= 2 usa <b>il</b> momento di inerzia sull'asse z per ottenere la massa iniziale</li><li>= 3 opzioni 1 e 2 congiunte</li></ul>
IRECT	I*4	0	Definisce <b>il</b> tipo di spinta dei getti <ul style="list-style-type: none"><li>= 0 usa una <b>quantita'</b> fissa per impulso.</li><li>= 1 usa una <b>funzione</b> rettangolare per l'impulso specifico.</li></ul>
MITER		4	Massimo numero di iterazioni permesse per ottimizzare la manovra.
ISTCON	I*4	0	Definisce <b>il</b> modo di operare dell'AMP <ul style="list-style-type: none"><li>= 0 metodo della definizione completa. Usa i valori di NLEGS, TIMLEG, NJET, NDIRS, MPULS e PAUSES. Questo metodo è usato per ricostruire una manovra precedentemente calcolata.</li><li>= 1 metodo di ottimizzazione. Usa i valori di NLEGS, TIMLEG, NJET, PAUSES, ma ottimizza <b>il</b> numero degli impulsi ed i quadranti per le legs 1 e'2. L'operatore può forzare la scelta dei quadranti mediante l'uso di IOVRID=1.</li><li>= 2 come per <b>il</b> valore =1, ma ottimizza le legs 2 e 3</li><li>= 3 come per <b>il</b> valore =1, ma ottimizza le legs 3 e 4.</li></ul>
NLEGS	I*4	2	Numero di legs della manovra
TIMLEG(4)		C.	Tempo iniziale per la leg 1 (YYMMDD.AAMMSS). <b>Notare che il tempo iniziale delle legs 2,3,4 sono valide solo se la</b>

			manovra precedente e' terminata prima di questo tempo. Altrimenti il tempo iniziale e' il tempo di fine della leg precedente pini il tempo di pausa specificato per la leg precedente.
NJET (4)	1,2,1,2		Getto assiale selezionato per la leg 1 = 1 getto assiale 1 (A) = 2 getto assiale 2 (B) = 0 getto assiale 1 con un fattore di ampiezza di coppia (per impulso raddoppiato)
NDIRS (4)	4,3,2,1		Quadranti per accensione getti. = 1 quadrante I PSA-CSA = 2 quadrante II CSA-PSB = 3 quadrante III PSB-CSB = 4 quadrante IV CSB-PSA
NPULS (4)	0		Numero di impulsi per le leg I
PAUSES	1	.	Pausa dopo la leg I, oppure pausa prima di iniziare la leg +1 se TIMLEG(I+1) non e' specificato o precede la fine della leg I
IGODIS	4	1	Opzione sui display durante la generazione della traiettoria = 0 non usa display = 1 usa i display
LEGCOP	0		Opzione per invertire i quadranti del precedente problema. Questo parametro permette di scegliere i quadranti corretti calcolati dal programma cambiando questo solo parametro = 0 non ha nessun effetto = 1 inverte la definizione dei quadranti ed il numero degli impulsi usati nel precedente problema per le legs 1_ 2

-X-

= 2 come per =1 ma per le qs  
2 e 3  
= 3 come per =1 ma per le legs  
3 e 4  
= 5 usa l'attuale definizione  
dei quadranti ed il numero  
degli impulsi del  
precedente problema

IOVRID

4

opzione per forzare la  
definizione dei quadranti con  
il metodo di ottimizzazione  
= 0 non forza la procedura di  
ottimizzazione  
= 1 usa inizialmente i  
quadranti innessi (NDIFS)

PESTF

1.1

Fattore stimato di impulso per  
la procedura di  
ottimizzazione. PESTF non  
deve essere inferiore a 1.0  
(parametri relativi alle  
effemeridi)



Parametri relativi alle effemeridi

ISUN	I*4	1	Opzione per le effemeridi del sole. = 1 usa la subroutine SUNI! per ottenere analiticamente la posizione del sole (equinozio della data). = 2 usa la subroutine SUNRD per ottenere la posizione del sole dal file SLPD (equinozio della data)
ISPC	I*4	1	Opzione per le effemeridi satellite = 1 usa la subroutine OBBGEN per generare l'orbita del satellite analiticamente usando i dati orbitali dati via NAMELIST = 2 non usa la subroutine GETVCT per ottenere la posizione del satellite dal file ORBIT FILE generato precedentemente dal programma ODP
A	R*4	0.0	Semiassse maggiore (da usare con ISPC=1, come i seguenti)
E	R*4	0.0	Eccentricita'
EYE	R*4	0.0	Inclinazione
EMO	R*4	0.0	Anomalia media
WO	R*4	0.0	Argomento di perigeo
RANODE	R*4	0.0	Ascensione retta del nodo ascendente
TORBIT (2)	R*4	200.0	Istante (UT) a cui si riferiscono gli elementi orbitali dati sopra (YYMMDD., HHMMSS.SSS)
TELEMC	I*4		Opzione per usare i elementi orbitali del file ORBIT come

ingresso di *OBBGEN*  
= 0 usa i parametri della  
namelist  
= 1 usa gli elementi orbitali  
del file *OBBIT*

*IRDHD* 1 opzione per leggere l'Header  
record del file *OBBIT*  
= 0 non legge l'Header record  
= 1 legge l'Header record  
Notare che per aggiornare  
elementi orbitali durante una  
manovra, *IRDAD* deve essere  
posto a 1 per inizializzare i  
parametri per una nuova  
orbita. *IRDAD* controlla il  
display degli elementi  
orbitali in fase di go.

*IELEM* 1 opzione per aggiornare gli  
elementi orbitali durante una  
manovra variante a causa della  
spinta  
= 0 non aggiorna gli elementi  
orbitali  
= 1 aggiorna gli elementi  
orbitali

.. xiii-

Parametri per il controllo dei constrain

ISUNC		1	Opzione per il controllo del "SUN ANGLE" = 0 non controlla il "SUN ANGLE" = 1 controlla il "SUN ANGLE" Questo parametro e' usato in unione a SUMCOM che determina il limite massimo e minimo del "SUN ANGLE" e BIASUN
ISUNIC		1	Opzione per il controllo dell'interferenza del sole = 0 non controlla l'interferenza del sole = 1 controlla l'interferenza del sole Questo parametro e' usato insieme al parametro BLKFOV o BLKTIM
IMOONC		1	Opzione per il controllo dell'interferenza della luna = 0 non controlla l'interferenza della luna = 1 controlla l'interferenza della luna (le effemeridi della luna vengono lette per mezzo di SUMED). Questo parametro e' usato in unione a CSFOV
IERTC	I*4	1	opzione per il controllo della copertura della terra durante la manovra = 0 non controlla la copertura della terra = 1 controlla la copertura della terra Questo parametro e' usate in unione ai parametri SENANG, SENAZI, SENA, ERTFOV, BIASRE, RADE, HT, OBLAT1, OBLAT2, RADM, RHOSUN
IPAGC			Opzione per il controllo dell'effetto pagoda = 0 non controlla l'effetto

<x.i.v-

pagoda  
= 1 **controlla** l'effetto pagoda  
Questo parametro e' usato  
insieme a FWMIN

IASPC

1

Opzione per **il** controllo  
dell'"ASPECT ANGLE"  
= 0 non controlla l'ASPECT  
ANGLE  
= 1 **controlla** l'ASPECT ANGLE  
Questo parametro e' usato  
insieme ad ISTASL e ad ASPCOM

## Parametri di controllo degli output

	TIPO	DEFAULT	DESCRIZIONE
IWRTMF	I*4	0	Opzione per il Mercator File = 0 non crea il file = 1 crea il file
IMFINC	I*4	5	Incremento per il Mercator File. Salta IMFINC record ogni record scritto
IMFOUT	I*4	0	Scelta del tipo di proiezione per il Mercator file = 0 scrive il Mercator file con il sole in un polo (Sem o Heart mode) = 1 scrive il Mercator file con la terra in un polo (Heart mode)
IPRNT	I*4	3	Livello di stampa =0 nessuna stampa ≥1 Messaggi di errore ≥2 Namelist orientata verso l'utente ≥3 Command SHEET ≥4 Sommario delle manovre e vettore di riferimento ≥5 NameList completa >6 Header del file ORBIT e Mercator file ≥8 Assetto impulso per impulso ≥10 Assetto impulso per impulso per ogni iterazione ≥12 Caratteristiche di massa impulso per impulso ≥14 Dati dei sensori terrestri impulso per impulso ≥16 Dati orbitali impulso per impulso ≥18 effemeridi impulso per impulso
IPLOT	I*4	0	Livello di stampa dei grafici = 0 Nessuno

-xvi-

GE1 Proiezione di Mercator  
GE2 Angolo di attesa  
GE4 Sun angle  
GE6 Alfa funzione delta  
GE7 Hearth and TAS  
GE8 Rotation angle  
GE10 Velocita' rotaz  
GE12 Precessione

NEPP

Linee di stampa per pagina  
(questo parametro e'  
riconosciuto solo nella  
namelist da disco)