

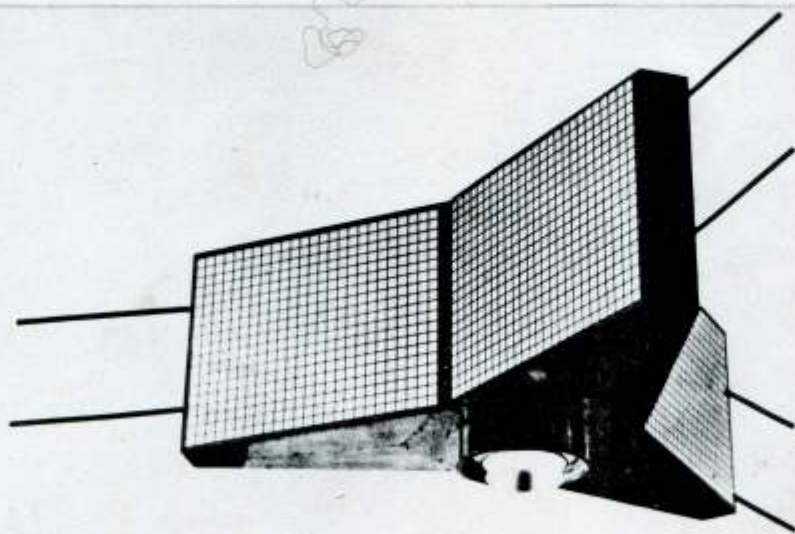


AMSAT-I

**I° SEMINARIO NAZIONALE
AMSAT - ITALIA**

TORRE DEL GRECO 4/11 AGOSTO 1979

ISTITUTO TECNICO NAUTICO



PROGRAMMA PER IL CALCOLO DELLE EFFEMERIDI NODALI E DEL 'TRAKING'
DEI SATELLITI IN ORBITA CIRCOLARE

di ISZSE Giorgio Leo Rutigliano.

=====
Il programma che vi descrivo é nato dall'esigenza di avere uno strumento di calcolo semplice ed efficiente che rendesse possibile il calcolo delle effemeridi nodali e degli angoli di traking necessari all'inseguimento dei satelliti nella loro orbita.

L'idea originaria é stata sviluppata , in fortran , su un elaboratore Hewlett-Packard HP3000 serie III e successivamente, una volta messo a punto l'algoritmo, adattata alla texas SR52.

A causa della mole (circa 650 Passi) il programma é stato frazionato in tre schede, ognuna delle quali svolge una certa funzione a se stante.

In particolare la prima parte elabora i dati di 'input' per ottenere i parametri della prima orbita del giorno, la seconda calcola i dati delle orbite successive mentre la terza produce, minuto per minuto, gli angoli di traking.

Per soddisfare i requisiti di semplicità che mi ero imposto, il programma richiede come input la sola data corrente.

Questa é una notevole semplificazione che certo contribuisce molto a rendere il programma operativamente semplice; d'altro canto comporta anche la necessità di un aggiornamento periodico dei dati di riferimento registrati internamente al programma.

Vediamo ora di comprendere il modo in cui viene effettuata l'elaborazione.

partendo dalla data corrente il programma deve calcolarsi il numero dei giorni trascorsi dalla data dell'orbita di riferimento registrata sulla scheda, quella da noi introdotta a mezzo tastiera. Per effettuare questa operazione viene utilizzata questa formula:

$$N = (365.25 \times W) + (30.6 \times F) - Z + GG \quad (1)$$

ove: N = numero dei giorni trascorsi

W = (anno-1) se il mese é gennaio o febbraio
(anno) per gli altri mesi

F = (mese+13) se il mese é gennaio o febbraio
(mese+1) per gli altri mesi

Z = riferimento interno

GG = giorno del mese

Il valore di 'Z' viene calcolato tramite un programma di utilità e rappresenta la data dell'orbita di riferimento.

Una volta noto questo valore é necessario calcolare il numero delle orbite che il satellite ha compiuto nel periodo considerato. Questo, molto semplicemente, lo si ottiene con la seguente formula:

$$M = \text{int}(N \times 24 / P) \quad (2)$$

ove: N = numero dei giorni trascorsi

M = numero delle orbite effettuate

P = periodo del satellite in ore

Per conoscere, a questo punto, la posizione del satellite all'inizio della giornata da noi considerata basta applicare le formule:

$$\Delta hr = M \times P / 24 \times N \quad (3)$$

$$\Delta ln = M \times I / 360 \times N \quad (4)$$

ove: Δhr =scostamento orario

Δln =scostamento longitudinale

M =numero delle orbite

N =numero dei giorni trascorsi

P =periodo orbitale in ore

I =incremento in gradi

$$H_n = \Delta hr + hor \quad (5)$$

$$L_n = \Delta ln + lor \quad (6)$$

ove: H_n =ora del nodo della prima orbita della giornata

L_n =Long. " " " " " " " "

hor=ora del nodo dell'orbita di riferimento

lor=longitudine del nodo di riferimento

Per calcolare la prima orbita della giornata il calcolatore non fa altro, in parole povere, che aggiungere o sottrarre (a seconda del segno) il pezzo di orbita che ~~gli~~ resta da compiere al satellite per attraversare l'equatore.

Questa formula ha lo svantaggio che, a lungo andare, diventa imprecisa a causa dell'errore di troncamento, poiché delle dodici cifre utilizzate per i calcoli, cinque o sei vengono trascurate.

Ho ritenuto, comunque, tralasciare questo particolare ~~in xxxxxx~~ poiché l'errore introdotto risulta ampiamente nei limiti di tolleranza, mentre le semplificazioni ~~introdotta~~ sono notevoli.

È, molto semplice, in ogni caso, sostituire i dati di riferimento nel programma. l'errore medio per Oscar8 è di $\pm 1^\circ$ ogni tre mesi.

Il risultato (hr e ln) così ottenuto rappresenta l'ora e la long. del nodo ascensionale della prima orbita della giornata.

Per inciso dico anche che tale risultato può essere anche negativo: in questo caso anziché calcolare la 'prima orbita' il calcolatore ha dato l'ultima del giorno prima. I risultati sono comunque esatti. Dopo aver generato questi due dati, variabili giorno per giorno, il calcolatore passa a registrare, in opportune locazioni di memoria, i parametri fissi del satellite come il periodo, l'incremento, l'altezza, l'inclinazione e i limiti del cerchio di acquisizione, che saranno poi usati dalle successive altre due sezioni del programma.

Ho preferito concentrare tutti i dati in questa prima scheda per evitare di avere vari duplicati del programma, ognuno dei quali "personalizzato" ad un certo satellite.

Passiamo, quindi, alla seconda scheda.

In questa vengono calcolate, convenzionalmente, le orbite successive alla prima, mentre di queste vengono visualizzate solamente quelle acquisibili, in base ai limiti del cerchio di acquisizione specificati nella prima scheda.

Una volta scelta l'orbita più consona alle proprie esigenze basta premere la label "d" per predisporre il calcolatore all'elaborazione dei valori di "tracking", registrando la latitudine e la longitudine del QTH.

Nel caso non vengano scelte orbite, alla fine della giornata il calcolatore si ferma. Nel caso, invece, si desideri proseguire con le orbite del giorno successivo è necessario eliminare il test che si trova ai passi 191-201.

Io ritengo, comunque, che sia inutile, poiché in ²contrasto con le finalità del programma, proseguire oltre la mezzanotte del giorno prescelto. Passiamo, così, al calcolo del tracking.

Come è ben noto, è molto difficile che un satellite in orbita circolare compia un cerchio perfetto, tuttavia, a causa della minima differenza fra apogeo e perigeo, possiamo presumere che l'orbita sia un cerchio e che quindi la velocità del satellite sia uniforme. In queste condizioni la velocità angolare Ω_s è uguale a:

$$\omega_s = 6/P$$

ove: ω_s = velocità angolare (gradi/minuto) (7)

P = periodo del satellite in ore

La velocità angolare è necessaria per ^{calcolare} ~~conoscere~~ al momento "n" la posizione in longitudine del satellite.

Per conoscerla basta applicare questa formula che tiene conto anche dell'inclinazione dell'orbita:

$$LAT\ SSP = \text{ARCSIN}(\text{sen}(v)\text{sen}(i)) \quad (8)$$

ove: V = distanza angolare = sxt

i = inclinazione del piano orbitale sull'equatore

l'inclinazione comporta, inoltre, anche una variazione della long. del satellite:

$$\Delta\lambda_v = (\cos(i)/|\cos(i)|) \times \text{ARCCOS}(\cos(v)/\cos(\phi_s)) \quad (9)$$

ove: $\Delta\lambda_v$ = variazione di longitudine

i = inclinazione dell'orbita

v = distanza angolare

ϕ_s = LAT SSP

A questo punto è necessario considerare, però, che nel periodo di tempo che il satellite impiega a compiere la sua orbita, anche la terra ~~ruota~~ ruota su se stessa.

È quindi necessario ~~calcolarla~~ ^{e CALCOLARE} anche la velocità angolare della terra e tenerla presente:

$$\Delta\lambda_t = \omega t t \quad (10)$$

ove: $\Delta\lambda_t$ = variazione di longitudine dovuta al moto terrestre

ωt = velocità angolare della terra

t = tempo in minuti dal nodo

Per conoscere il $\Delta\lambda_s$, ovvero sia lo spostamento totale longitudinale, non resta altro che sommare algebricamente, con i giusti segni, i valori calcolati.

$$\Delta\lambda_s = \Delta\lambda_v - \Delta\lambda_t \quad (11)$$

nel programma queste formule sono state in parte rielaborate: la quantità $\cos(i)/|\cos(i)|$ viene, in realtà, computata nella seconda scheda, ed il risultato, che può essere (1) o (-1) viene memorizzato, come un flag, in un registro di memoria.

Questo allo scopo di sfruttare meglio il poco spazio disponibile nella memoria della texas.

È ovvio che, trascrivendo il programma in un linguaggio più ad alto livello e, comunque, per una macchina con più memoria, questo tipo di soluzione risulta inutile.

A questo punto ci è nota la posizione dell'SSP, ovvero del punto in cui la retta che congiunge il satellite con il centro della terra interseca la superficie terrestre.

Dobbiamo, quindi, calcolare i due angoli, azimut ed elevazione, necessari per il tracking.

Per calcolare il primo di questi due, io ho utilizzato una nota formula riportata da molti manuali americani, ed anche dall'"Antenna handbook" dell'A.R.R.L.

$$\phi = \text{ARCTAN}(\cos(L)\cot(B)) \quad (12)$$

$$C = \text{ARCCOT}((\cot(L)\cos(A+\phi))\sin(\phi))$$

ove: A=Latitudine della stazione terrestre

B=Latitudine dell'S.S.P.

L=Longitudine del OTH-Longitudine dell'S.S.P.

ϕ =angolo intermedio di calcolo

C=angolo di puntamento di quadrante.

Questa formula calcola l'angolo di puntamento riferito al primo quadrante. Per ottenere l'angolo di puntamento reale è necessario applicare questa correzione:

$$AZ = J + K + C \quad (13)$$

ove: J=0 se L > 0

$$J = 180 \text{ se } L \leq 0 \quad (14)$$

K=0 se C > 0

$$K = 180 \text{ se } C \leq 0 \quad (15)$$

che permette di traslare l'angolo di quadrante in un angolo reale.

Per conoscere, ora, l'angolo di elevazione dell'antenna é necessario calcolare l'angolo geocentrico, cioè l'angolo formato dalle rette che uniscono il centro della terra con l'ssp e il QTH della stazione a terra. (Fig. 2)

Anche per questa formula mi sono servito dell'"antenna handbook":

$$d = \text{ARCCOS}(\sin(A)\sin(B) + \cos(A)\cos(B)\cos(L)) \quad (17)$$

ove: A=latitudine della stazione terrestre

B=latitudine ell'SSP

L=longitudine del QTH-Longitudine dell'SSP

d=angolo geocentrico (gradi)

Per ricavare, dall'angolo geocentrico, l'elevazione dell'antenna, mi sono servito di queste formule, ricavate appositamente:

$$h = 1 + HS/RT \quad (18)$$

ove: h=altezza relativa del satellite

HS=altezza del satellite sulla superficie terrestre in Km

RT=raggio terrestre in Km

$$z = h - 1/\cos(d) \quad (19)$$

ove: z=valore di calcolo

$$EL = \arctan((z \cos(d))/(z \sin(d) + \tan(d))) \quad (20)$$

ove: EL=angolo di elevazione dell'antenna sull'orizzonte

d=angolo geocentrico

Per ottenere queste formule é necessario fare una breve considerazione.

Consideriamo la figura 3, in cui è riportato il satellite ed il QTH, i due raggi-vettore e l'angolo geocentrico alfa. Consideriamo il triangolo DAG : il lato AG è uguale al raggio terrestre, il lato DA è, invece, uguale al raggio terrestre+altezza del satellite. Di questo triangolo ci interessa conoscere il valore di $\angle G-90^\circ$, ovvero l'angolo di elevazione sull'orizzonte.

Se consideriamo il raggio terrestre=1 (per semplificare i calcoli), avremo che $DA=h$.

Tracciamo ora la tangente al QTH e contrassegnamo il punto in cui interseca il raggio vettore del satellite con la lettera C. Il triangolo CAG è retto in G e, quindi, $CA=GA/\cos(\phi)$. DC è, quindi, uguale a $1+DB-CA$, mentre, invece, il lato GC è uguale al lato EJ ovvero $GA \tan(\alpha)$.

$$DE=dc \sin(\alpha)$$

$$EJ=CG$$

$$EF=JG-DC \cos(\alpha)$$

A questo punto basta costruire il triangolo rettangolo DJG retto in J, in cui $DJ=DE+EJ$

L'angolo $\angle DJG = \arctan GJ/DJ$ e, poiché l'angolo $\angle CDG = 90 - \angle DGJ$, semplificando otterremo le formule (18), (19), (20).

Ottenuti, a questo punto, i dati desiderati, basta aumentare il valore di 't' di un minuto e ricalcolare la nuova posizione del satellite. Come ho già detto prima, vi sono alcune differenze fra la formulazione teorica e l'implementazione sulla TEXAS SR52, per meglio sfruttarne le caratteristiche.

Per questo motivo, in alcune parti, la programmazione non è molto 'lineare'. Specie nella terza scheda per raggiungere il risultato sono dovuto ricorrere a molti sotterfugi.

Nel programma non ho previsto l'uso della stampante PC-100A sia perché non ne sono in possesso, sia perché la struttura del programma è tale da renderne inutile l'uso. Lo scopo era quello di usare il calcolatore durante l'inseguimento e di ottenere i dati in 'tempo reale'. Se il programma viene usato in questo modo risulta inutile stampare i dati d'uscita.

È da dire che, a causa della lentezza della TEXAS, in particolare nel calcolare le funzioni trigonometriche di cui è ricca la terza parte, l'intervallo di tempo fra un 'output' e l'altro è di circa 45 sec.; nell'utilizzazione pratica questo intervallo è molto conveniente: sembra fatto apposta mentre in realtà non lo è affatto.

Una volta chiarito l'aspetto teorico del problema, diamo ora un'occhiata alla realizzazione pratica, e all'adattamento del programma alle proprie esigenze.

Nella prima scheda, oltre al calcolo della prima orbita, vengono registrati i dati caratteristici di un satellite.

Ci sono, quindi, più versioni di questa parte, ognuna delle quali riporta una precisa personalizzazione.

Per evitare di avere un list della prima scheda diversa per ogni satellite, ho preferito compilarne uno "vergine" e dare, poi, ad ognuno la possibilità di personalizzarlo.

A questo scopo, nel list, sono vuote le locazioni di programma in cui devono essere registrati i dati caratteristici, mentre per comodità ho riportato, in Figr 2, un elenco dei dati caratteristici di Osdar 7 Oscar 8 ed RS1.

In questa tabella i dati contrassegnati da un + devono essere sostituiti periodicamente, prendendo i dati riferentesi all'orbita da una tavola delle effemeridi (per esempio RR), e calcolando il valore

di "Giorno r." con il programma SAT-9-UTIL.

I dati segnati con un asterisco si riferiscono ai limiti del cerchio di acquisizione e devono essere ricalcolati se il QTH è molto distante da Potenza.

Questa operazione può essere effettuata con molta semplicità seguendo il metodo grafico, utilizzando i disegni pubblicati in più occasioni proprio su Radio Rivista.

Nella seconda scheda l'unica ~~mod~~ modifica necessaria è quella della latitudine e della longitudine del QTH, registrata nei passi 191-204.

Questo valore deve essere sostituito con quello relativo al proprio QTH, ma non è necessario che sia particolarmente preciso.

Non rendendomi conto di questo fatto, il dato registrato nel mio programma l'ho ricavato dalle cartine dell'istituto geografico militare in scala 1:25000, centrando la mia abitazione. Mi sono accorto solo in seguito che errori anche superiori al grado non provocano variazioni apprezzabili.

La terza scheda non necessita di modifiche per l'adattamento ad un particolare QTH.

Per ridurre il tempo di attesa necessario al calcolatore per trovare il punto in cui il satellite entra nel ~~cerchio~~ cerchio di acquisizione ho seguito due sistemi. Il primo consiste nel far partire il calcolo del tracking 3 minuti dopo il nodo per le orbite ascendenti e 32 minuti dopo il nodo per le orbite discendenti. Questo viene effettuato nella seconda scheda, nei passi 155-168; il secondo consiste nell'effettuare un test nella terza scheda per verificare se il valore di α (angolo geocentrico) sia maggiore o minore di 35° . Solo in quest'ultimo caso si passa al calcolo degli angoli AZ ed EL.

Questo è particolarmente utile nel caso delle orbite discendenti

in cui l'attesa, senza queste precauzioni, era molto lunga. Può essere necessario, però, sostituire questi valori con altri più adatti se l'altezza del satellite diviene molto alta e, di conseguenza, si allarga il cerchio di acquisizione; anche se a questo fatto si contrappone l'aumento del periodo e la diminuzione della velocità angolare.

L'utilizzazione è estremamente semplice.

La SR52 deve essere posta su D (gradi) per ottenere risultati validi. Supponiamo di voler calcolare un'orbita pomeridiana dell'Oscar 7 il 10 Luglio 1979. Leggiamo, quindi, la prima scheda e premiamo la 'label' "A". Sul display apparirà un 1, per richiedere l'introduzione del giorno. Battiamo 10 e premiamo RUN; sul visore apparirà 2: il mese. Battiamo 7 e premiamo nuovamente RUN. sul visore compare un 3 per richiedere l'anno. Battiamo 1979 e premiamo nuovamente RUN. Dopo circa 10 secondi appare uno zero, per indicare che il programma ha finito il suo compito e che è necessario leggere la seconda scheda.

Dopo aver compiuto questa operazione premiamo "A".

Dopo pochi secondi sul visore apparirà 21266, il numero della prima orbita acquisibile della giornata. premendo RUN apparirà 4.4019, ovvero 4 ore, 40 minuti e 19 secondi, ora del nodo ascensionale. ripremendo RUN avremo 133.9, longitudine del nodo.

A questo punto, premendo RUN o "B" si passerà al calcolo della successiva orbita.

Saltiamo tutte le orbite che non ci interessano, ed arriviamo all'orbita 21273, delle 18.0456 e di long. 335.15.

Avendo deciso che questa è l'orbita che ci interessa premiamo la label 'D' per predisporre il calcolatore all'elaborazione del tracking.

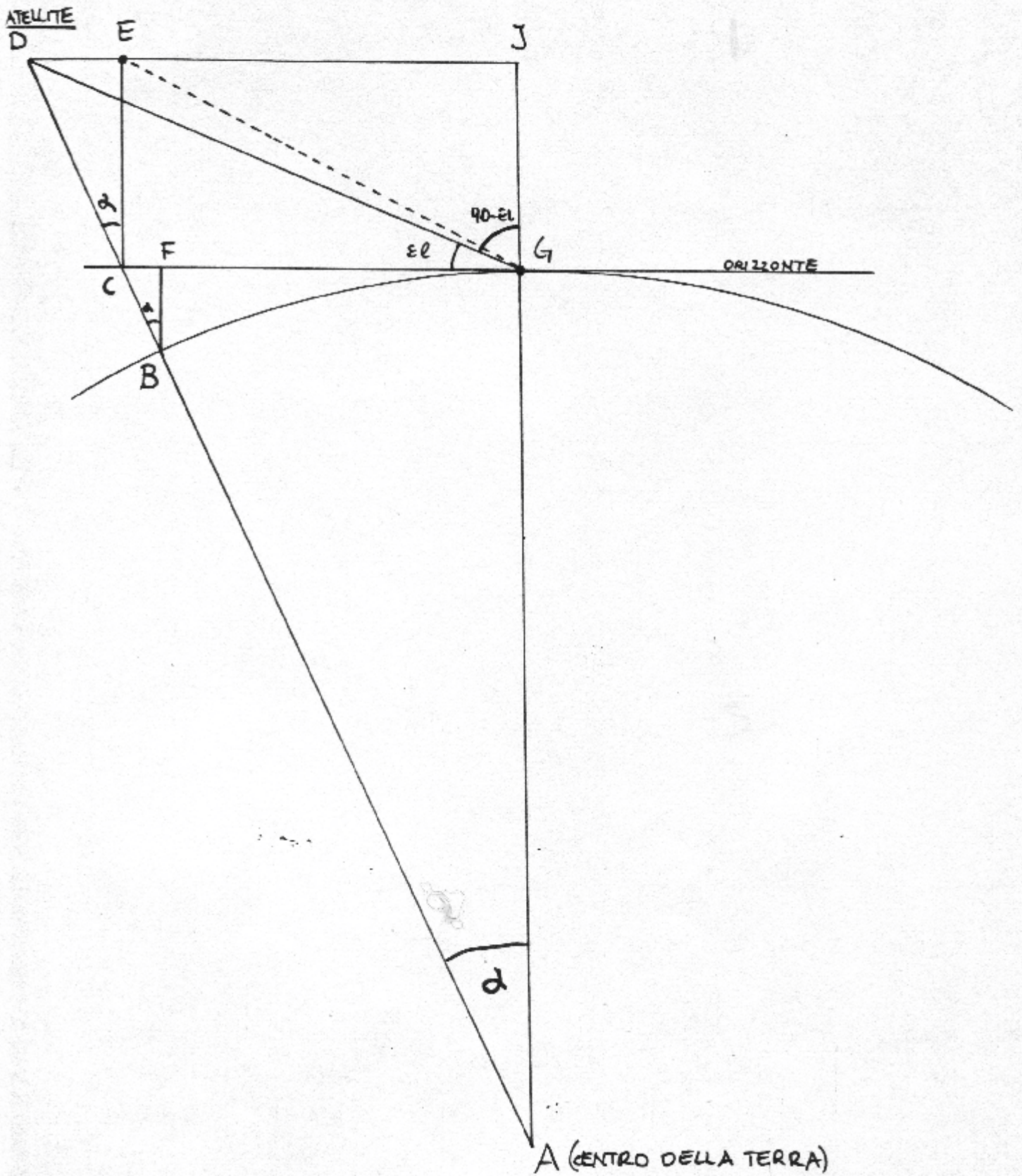
Sul visore apparirà uno zero. Leggiamo ora la terza scheda e premiamo la label "A".

Dopo alcuni secondi sul visore apparirà un 3 (minuti dopo il nodo), premendo run 168.1 (angolo di puntamento), e, premendo nuovamente run 3.7, angolo di elevazione dell'antenna sull'orizzonte.

Ripremendo RUN si passa ad ottenere i valori del minuto successivo: 4, 168.9, 7.4; e così via per i minuti successivi.

Come è semplice verificare, la flessibilità è notevole.

Per mancanza di spazio alla fine del passaggio del satellite il calcolo latore non si ferma, e prosegue nel calcolo fino a che (dopo molto tempo) il satellite non ripassa sul QTH. E', quindi, necessario arrestare a mano l'esecuzione del programma.



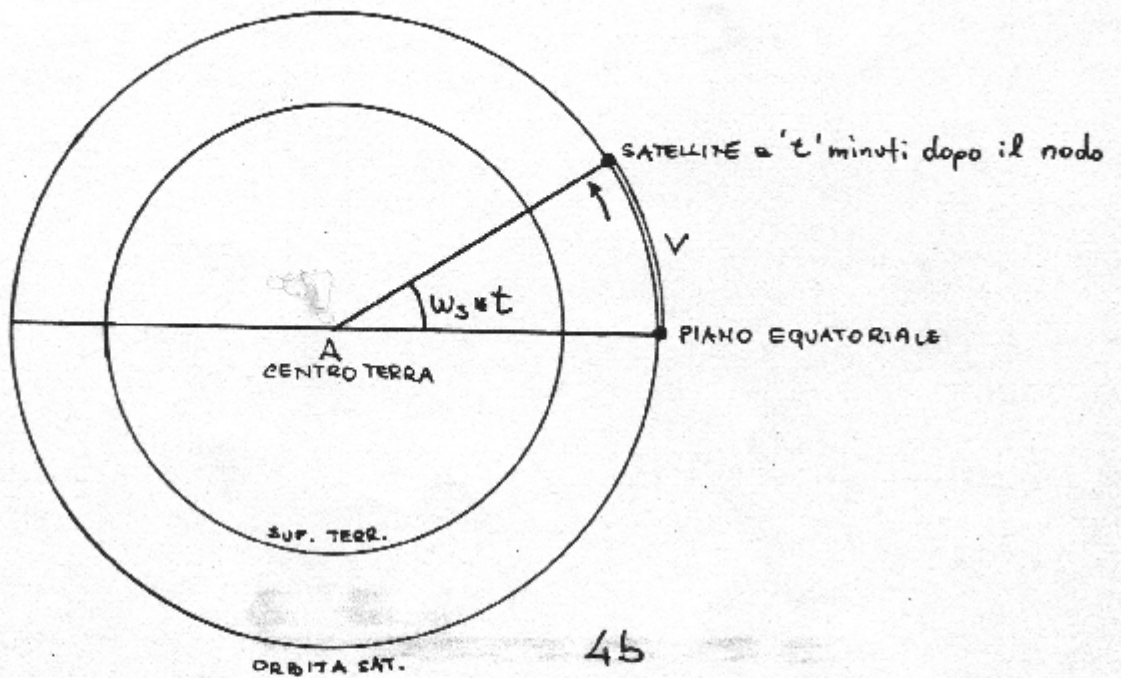
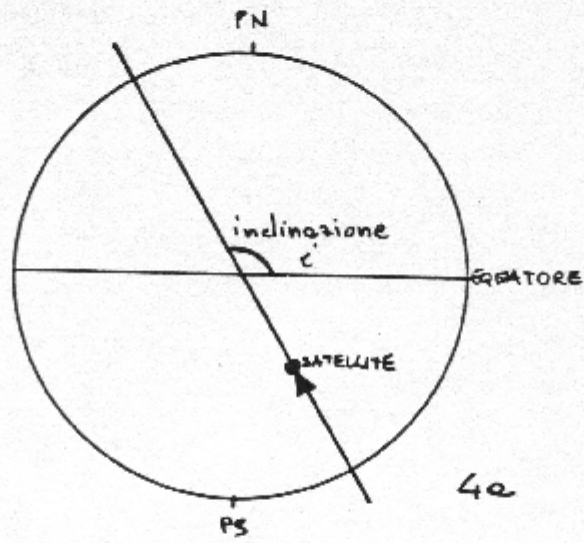


FIG 4a, 4b (1 di 1)

loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	label
30		CLR			150		.		(in ore)			3			A inizio
		HLT					.					6			B
		RSET			040		.			190		S			C
75		LBL					.					.			D
		A'					.			080		2			E
35		-			155		.					S			A' int(x)
		.					.					X			B'
		S			045		.			195		RCL			C'
		=					STO					0			D'
		Pix					0			085		3			E'
0		Ø			160		1					=			memorie
		EE					=					A'			00
		INV			050		STO			200		STO			01
75		EE					1					0			02
		INV					1			090		4			03
5		FX			165		RCL					3			04
		RTN					0					0			05
		LBL			055		2			205		.			06
140		A					-					6			07
		1					3			095		X			08
0		HLT	giorno		170		=					RCL			09
		STO					il pos					0			10
		9			060		12			210		2			11
135		9					1					=			12
		2					INV			100		A'			13
5		HLT	mese		175		SUM					+			14
		STO					0					RCL			15
		0			065		3			215		0			16
140		2					1					4			17
		3					2			105		-			18
0		HLT	anno		180		+					.		giorno di	19
		STO					LBL					.		inferimento	flags
		0			070		12			220		.			0
145		3					1					.			1
		6					=			110		.			2
5		÷			185		SUM					.			3
		.					0			223		.			4
		.	periodo orbitale del satellite		075		2					1		2	mem. spec.
		90		97			96		95			94		93	92
		90													

MODULO PROGRAMMAZIONE

SR52

TITOLO SAT-9 (EFFEMERIDI)

PAG. 4 di 6

DATA 3/6/79

1825E

52

loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	label
00		4			150		0					B			A
		LBL					4					LBL			B
		+			040		=			190		D			C
115		REL					il pos					3		long QTH	D
		0					B			080		4			E
05		6			155		LBL					4			A'
		-					:					.			B'
		REL			045		2			195		1			C'
120		0					GTO					5			D'
		4					X			085		STO			E'
10		=			160		LBL					9			memorie
		il pos					-					9			00 zep. alt/ut
		:			050		3			200		4			01 periodo
125		REL					0					0			02 incremento
		0					LBL			090		.			03 n. white
5		7			165		X					6			04 long no do
		-					STO					3			05 no work
		REL			055		1			205		STO			06
130		0					8					9			07 U. primari
		4					REL			095		8			08
0		=			170		0					REL			09
		il pos					3					1			10 inclinazione
		B			060		HLT		n. orbita	210		0			11 w _s
135		REL					FIX					cos			12 w _e
		0					4			100		:			13
5		8			175		REL					x ²			14
		-					0					√x			15 n. orb. ul
		REL			065		5			215		=			16 n. orb. ul
140		0					INV					+/-			17 lag. orb. ul
		4					D.H.S			105		STO			18 t _i
0		=			180		HLT		no GMT			1			19
		il pos					FIX					3			flags
		-			070		2			220		rset			0
145		REL					REL								1
		0					0			110					2
5		9			185		4					2.23			3
		-					HLT		lag. work			1			4
		REL			075		GTO					2			mem. spec.
lag. QTH				97					96					95	
96 lat QTH														94	
90														93	
														92	

MODULO PROGRAMMAZIONE

SR52

NO. SAT - 9 (TRACKING) PAG. 5 di 6 DATA 3/6/79 1828E S(3)

loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	loc	cod	tasto	'x'	note	label
00		LBL			150		COS					STO			A
		A					X					1			B
		1			040		REL			190		4			C
05		SUM					1					REL			D
		1					3			080		1			E
		8			155		=					9			A'
		REL					+					COS			B'
		1			045		REL			195		X			C'
120		8					1					REL			D'
		X					8			085		1			E'
10		REL			160		X					5			memorie
		1					REL					COS			00
		1			050		1			200		X			01
125		=					2					REL			02
		STO					+			090		9			03
5		0			165		REL					8			04
		5					0					COS			05
		SIN			055		4			205		+			06 long SSP
130		X					=					REL			07
		REL					STO			095		9			08
0		1			170		0					8			09
		0					6					SIN			10
		SIN			060		+/-			210		X			11
135		=					+					REL			12
		INV					REL			100		1			13
5		SIN			175		9					5			14 solo pulsante
		STO					9					SIN			15 LAT. SSP
		1			065		=			215		=			16
140		5					STO					INV			17 α
		COS					1			105		COS	α		18
0		÷			180		9					STO			19 L
		REL					il pos					1			flags
		0			070		19			220		7			0
145		5					1					-			1
		COS					8			110		3			2
5		=			185		LBL			223		5			3
		1/x					19								4
		INV			075		0								mem. spec.
98					97					96					95
99										94					93
100										92					

LABELS AUTONOMA

delezione
quadrante

lato

◀A SATELLITE ???				
VIA				

TITOLO SAT 9-1

pag 1 di 1 data 3/6/79 scheda (1)

passo	procedura	introdurre	premere		display
(1)	scegliere la scheda del satellite desiderato		A		1
		giorno	RUN		2
		mese	RUN		3
		anno (19XX)	RUN		0
(2)	leggere la scheda 2				

NOTE: _____



lato (A) (B)			
◀ A SATELLITI .. EFFETTERI DI			
VIA	N.ORB.	TRACKING	

TITOLO SAT-9-2

pag 1 di 1 data 3/6/79 scheda 2

passo	procedura	introdurre	premere	display
①	(far girare il programma sat 1)			
②			A	
			RUN	
			RUN	
③	Se l'orbita non è gradita →		B	n. orbita ora GMT long modo
④	Se l'orbita è gradita →		D	0
⑤	Leggere il programma SAT-9-3			

NOTE: Alla fine della giornata il ^{avanzamento del} programma si arresta

lato A B

◀	A	SATELLITE - TRACKING				

TITOLO SAT-9-3

pag 1 di 1 data 3/6/79 scheda 1

passo	procedura	introdurre	premere	display
①	leggere ed eseguire il SAT-9-2			
②			A	minuti dopo il nodo angolo di posizione angolo di elevazione
			RUN	
			RUN	
			RUN	

NOTE: _____



ISTRUZIONI PER L'OPERATORE

SR 52

				lato <input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
◀A▶ SAT9UTILITY				
q/m/e				

TITOLO SAT-9-UTIL
 pag 1 di 1 data 3/6/79 scheda 1

passo	procedura	introdurre	premere		display
①			A		1
		giorno	RUN		2
		mese	RUN		3
		anno (19XX)	RUN		giorno cancellato
		:			

NOTE: _____

PERIODO	GIDENOR	NORB. R.	INCLINAZ.	INCREMEN.	L.H. 1*	L.H. 2	L.H. 3	L.H. 4*	GRAN. R.	LONG. N. R.	ALTEZZA	DEPRESSIONE D'ATTO
36-45	106-111	131-135	139-143	147-153	157-158	162-164	169-170	174-176	180-185	190-194	198-201	PASSI PASSI TIPO SAT.
1.9157472	723074	21151	101.7	28.7362	20	117	227	270	.21397	69.33	1450	OSCAR 7
1.720527	723074	6728	99	25.8087	11	125	206	230	.45591	56.31	905	OSCAR 8
2.006546	723074	2965	82.5	30.227	55	100	210	300	1.5000	279.8	1700	RS 1
2.006546	723074		82.5	30.227	55	100	210	300			1700	RS 2

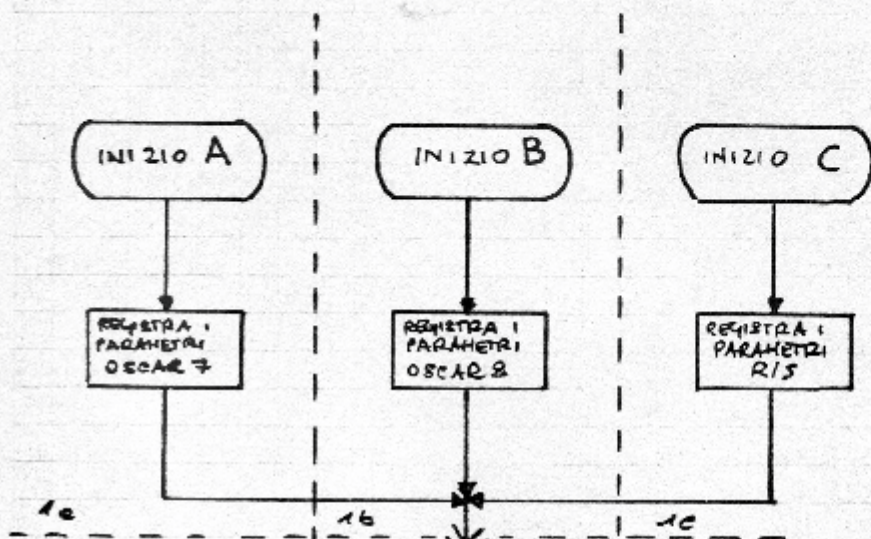
NOTA

* I LIMITI SI RIFERISCONO ALLA CITTA' DI POTENZA E DEVONO ESSERE VARIATI SE IL QTH E' MOLTO DISTANTE

+ QUESTI DATI DEVONO ESSERE VARIATI PERIODICAMENTE. SI RIFERISCONO AL 12 LUGLIO 1979.
PER VARIARLI:

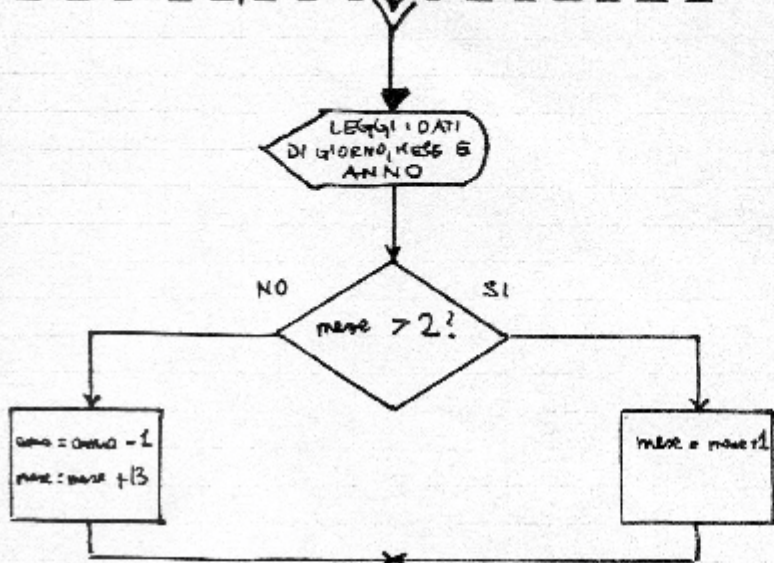
- 1) SEGUIRE SU UNA TAVOLA DI EFFEMERIDI I DATI "FRESCHI"
- 2) FAR CURARE IL PROGRAMMA SAT-UTIL 9 INTRODUCENDO LA DATA DEI DATI SCELTI.
- 3) IL RISULTATO VA' REGISTRATO NEI PASSI 106-111 del "GIORNO DI RIFERIMENTO" DELLA SEHEDA 1,
METRE GLI ALTRI DATI DEVONO ESSERE REGISTRATI NELLE ASPETTIVE LOCALI ONI, DI PROGRAMMA
- 4) REGISTRARE LA NUOVA SEHEDA

SAT 7 - FLOWCHART 1



SCHEMA 1 (prima parte)

SCHEMA 2 (seconda parte)

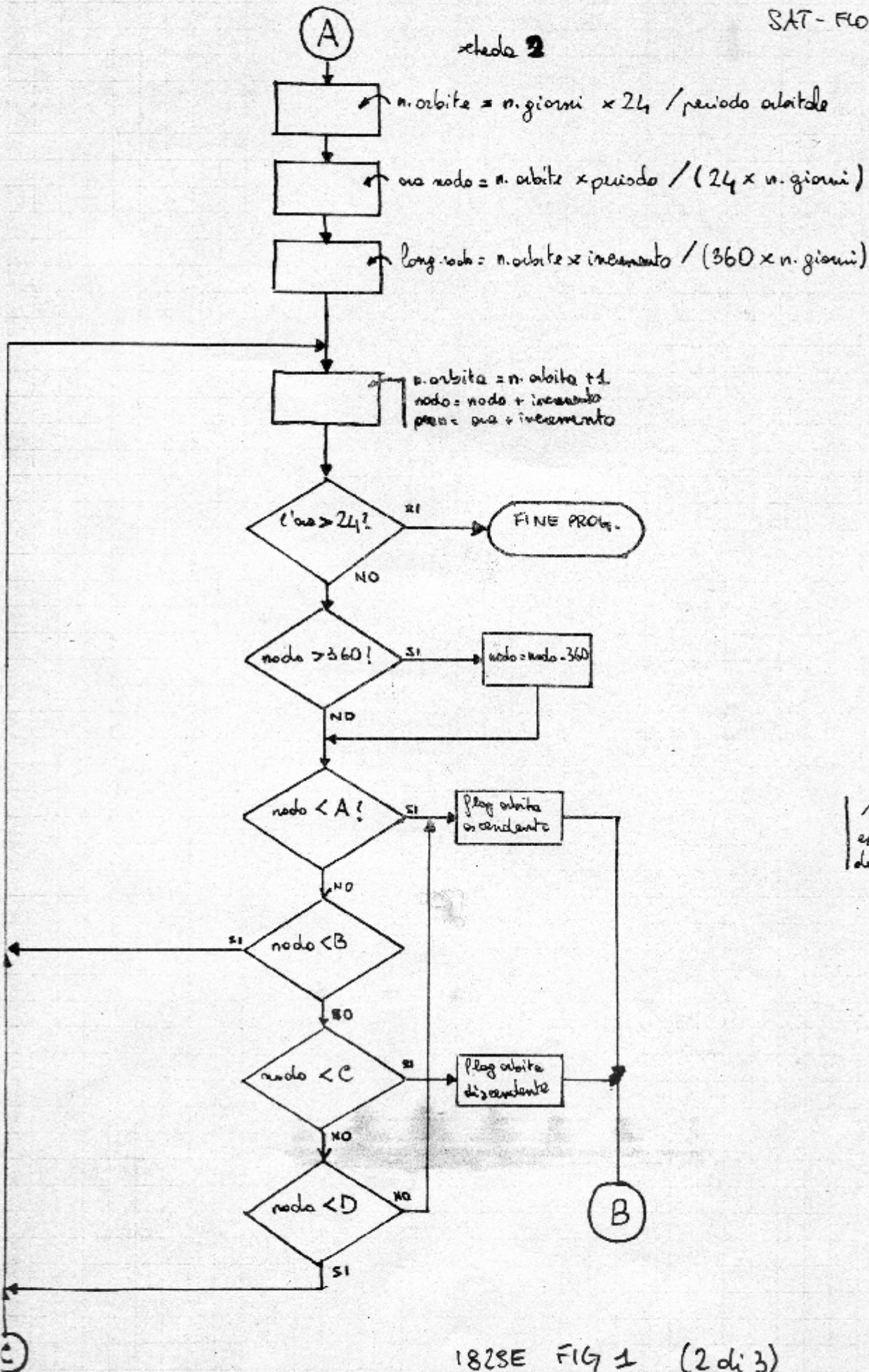


$n_{giorni} = \text{int}(365,25 \times \text{giorno}) + \text{int}(30,6 \times \text{mese}) + \text{giorno} - \text{riferimento}^{(1)}$

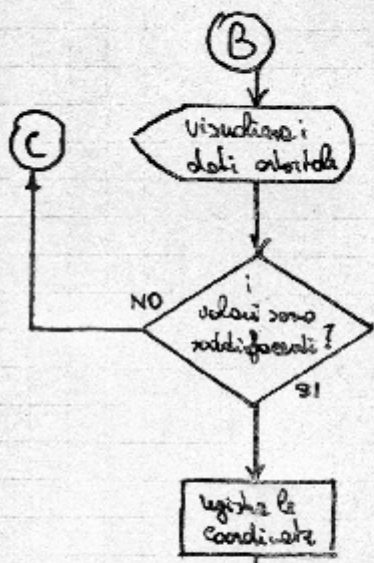
$w_s = 360 / t_{orb}$
 $w_e = 360 / t \times 60$

A alla scheda 2

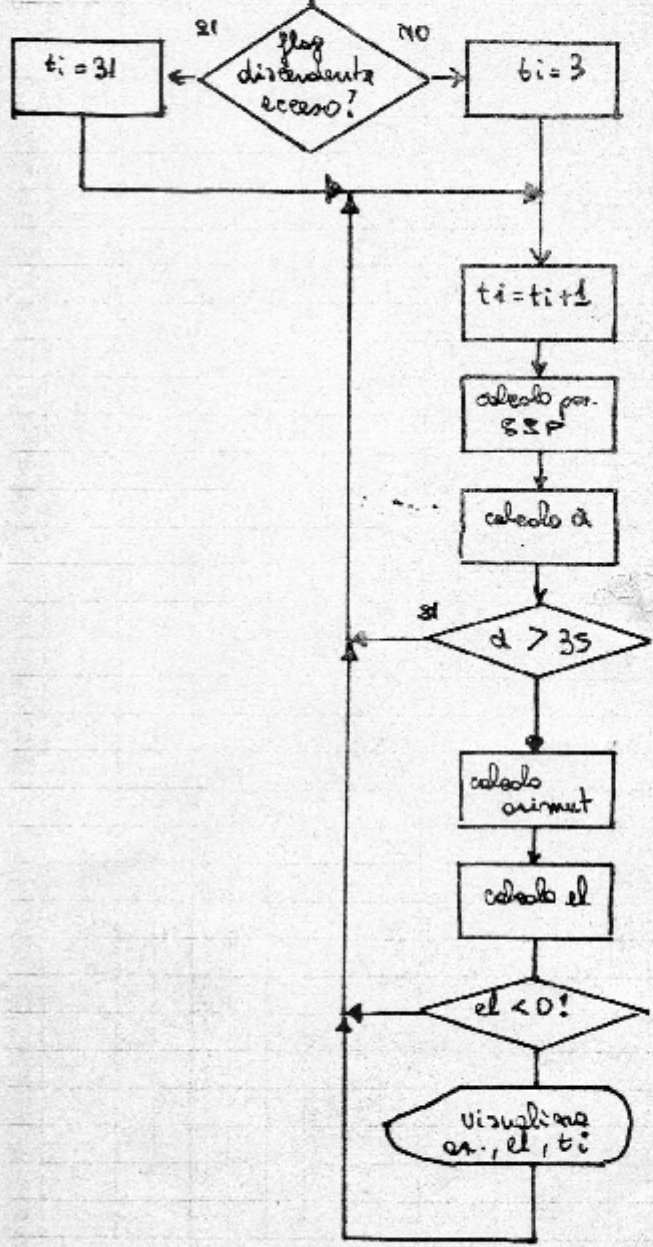
etodo 2



Settore 2



Settore 3



1828E FIG 1 (3 di 3)