

# IW2BSF INIZIARE CON I SATELLITI RADIOAMATORIALI

Esistono vari tipi di programmi per determinare tramite computer la "acquisizione" del satellite, quando l'angolo zenitale (ossia "elevazione") passa a 30 e 60 gradi. E' naturalmente un dato orientativo, perche' i fasci delle antenne **VHF ed UHF sono** relativamente larghi e la variazione dell'elevazione avviene istintivamente, ad orecchio, per il massimo segnale.

Per il down-link dei 29 MHz non e' necessario il movimento zenitale della yagi. Il lobo di una direttiva per HF e' ampio, specie se l'antenna e' un elemento verticale; la riduzione del guadagno oltre i 30 gradi di elevazione, e' compensata dalla minor distanza della sorgente.

Ecco le relazioni fra distanza sul terreno del sub-satellite point e slant-range. Nel caso degli RS, la cui quota e' 1000 KM, abbiamo :

- all'orizzonte (distanza circa 3400 Km) uguale slant-range.
- a 30 gradi di elevazione del satellite, la distanza del sub-satellite point si e' ridotta a 1250 Km e lo slant-range a 1600 Km. In 29 MHz l'attenuazione e' di 133 dB per la massima distanza (orizzonte)

si riduce a 126 dB quando lo slant-range e' 1600 Km (elevazione di 30 gradi rispetto a noi). Si hanno 7 dB d'incremento nel segnale, mentre per effetto della forma del lobo, essendo l'antenna sempre puntata all'orizzonte, il decremento a 30 gradi e' di soli 3 dB con un margine +4 dB.

Quando il sat sale a 60 gradi il guadagno della direttiva e' minimo, quasi unitario, quindi la perdita rispetto al centro del lobo e' di almeno 6 dB.

Però a 60 gradi lo slant-range e' circa uguale alla quota (1200 Km) e l'attenuazione si riduce a 124 dB :

perciò perdiamo 6, ma guadagniamo 10 dB, con un margine di +4 dB rispetto al segnale ricevuto quando il sat era all'orizzonte.

Conclusione : in 29 MHz non e' necessario il movimento zenitale dell'antenna, l'importante e' sentire un buon segnale già all'orizzonte.

Diverso e' il caso dei 145 e 435 MHz, perche' oltre ai lobi più ristretti delle antenne, abbiamo una maggiore attenuazione chilometrica : 148 dB quando OSCAR 20 e' all'orizzonte.

## Frequenze satelliti OM:

Microsat	downlink	uplink	comenti
-----	-----	-----	-----
<b>UO14</b> (UoSAT-14)	435.070	145.975	9600 bps FSK (FM) up & down 1200 bps AFSK (FM) up & down

<b>AO-16</b> (PACSAT)	437.026	145.900	1200 bps BPSK (ssb) down
	437.051	145.920	1200 bps AFSK (FM) up con codifica AX.25 Manchester
	2401.143	145.940	
		145.960	
<b>DO-17</b> (DOVE)	145.925	nessuna	1200 bps AFSK (FM)
	2401.22		
<b>WO-18</b> (WEBERSAT)	437.075	1265 ATV	1200 bps BPSK (SSB) down
	437.102		Fast Scan Video up
<b>LO-19</b> (LUSAT)	437.125	nessuna	CW beacon
	437.126	145.840	1200 bps BPSK (ssb) down
	437.154	145.860	1200 bps AFSK (M) up
		145.880	
		145.900	
<b>FO-20</b> (Fuji-OSCAR)	435.910	145.850	1200 bps BPSK (SSB) down
		145.890	1200 bps AFSK (FM) up
		145.910	

## USO DEI VARI SATELLITI:

Per una comunicazione bilaterale (QSO) attraverso i trasponder degli OSCAR oggi attivi, occorre una coppia di antenne yagi.

Per i migliori risultati, e' opportuno che sia la yagi dei 145 MHz, che quella dei 435 MHz abbiano gli elementi incrociati, si ottiene cosi' la polarizzazione incrociata.

### - OSCAR 20 -

down-link 435.9 - 435.8 MHz  
up-link 145.9 - 146.0 MHz

Il traslatore e' "inversore", quindi, se inviate il vostro segnale "up" su 145920 kHz, sentirete la vostra voce di ritorno dallo spazio su 435780 kHz : trasmettete a 900+20 e ricevete a 800 meno 20 kHz. Vostra emissione USB ; ricezione LSB.

Il motore del movimento zenitale e' al centro del traverso che supporta le due yagi: queste hanno elementi incrociati per favorire la polarizzazione circolare. Il satellite infatti, ruota attorno all'asse principale, sia pur lentamente e quindi la polarizzazione del segnale in arrivo, non e' mai ne' decisamente orizzontale ne' verticale. Ad ogni modo, per cominciare, e' possibile usare una normale antenna: si sentira' un accentuato affievolimento periodico, dovuto alle variazioni cicliche del piano di polarizzazione dell'onda.

### - RS 11 e 12 -

down-link 29.360 - 29.400 MHz

up-link 145.860 - 145.900 MHz

Il beacon, trasmettitore automatico operante in continuita' ,  
si ascolta con molta chiarezza su 29.357 MHz; frequenza del secondo  
beacon: 29.403 MHz.

Trasponder: a bordo vi e' un sistema "robot" per i QSO in morse  
mediante un complesso elettronico a programma, operante su 145.820 MHz  
e con down-link su 29.320 MHz (voi lo collegate in 2 m, e "robot"  
vi risponde in gamma 10 m).

#### **- OSCAR 17 -**

down-link 145.825 MHz

E' un satellite che ha come scopo primario la propagganda del Servizio  
di Radioamatore presso gli studenti non radioamatori.

Non puo' essere impiegato per QSO, ma solo per ascoltare i messaggi  
memorizzati dal suo complesso elettronico: i messaggi vengono  
periodicamente aggiornati. In questo primo anno di vita, saranno messaggi  
di pace: Oscar 17 chiamato anche DOVE e' infatti "la colomba della pace".  
Per l'ascolto occorre un ricevitore VHF del tipo FM. Oscar 17 trasmette  
alla velocita' di 1200 bps messaggi in packet di varia natura,  
fra cui dati inerenti lo stato fisico ed elettrico del satellite.

#### **Altri satelliti operativi in orbita circolare quasi-polare:**

##### **- OSCAR 14 (UOS D - inglese) -**

trasmette dati su 435.070 MHz in packet velocita' 1200 o 9600 bps  
modulazione FSK.

##### **- OSCAR 15 (UOS E - inglese) -**

trasmette dati su 425.120 MHz in packet velocita' 1200 bps  
modulazione AFSK protocollo AX25.

##### **- OSCAR 16 -**

trasmette dati su 437.025 MHz in packet velocita' 1200 bps  
modulazione PSK protocollo AX25.

##### **- OSCAR 18 -**

Trasmette dati su 437.075 MHz in packet velocita' 1200 bps  
modulazione PSK protocollo AX25.

##### **- OSCAR 19 -**

trasmette dati su 437.150 MHz in packet velocita' 1200 bps  
modulazione PSK gli stessi dati su 437.125 MHz sono ritrasmessi  
in CW a 60 caratteri al minuto.

Questi satelliti recano a bordo apparecchiature per ricerche di vario genere.

**UOS-D (OSCAR 14)** tramite up-link su 145.975 MHz consente alle staz.  
terrestri di spedire msg in modo packet a qualsiasi OM del Globo.

Il sistema chiamato PACKSAT Experiment ha la capacita' di memoria di 4 MB  
ed opera come una "mail box" :

una staz., nel periodo in cui Oscar 14 sorvola la sua area di acquisizione,  
trasmette il msg che viene memorizzato, ma puo' essere ricevuto

dal destinatario quando, qualche tempo dopo, il sat sara' "in vista" di quella stazione. Poiche' il sat passa su ogni localita della Terra almeno due volte al giorno, chi ha inviato il msg puo' ottenere risposta dal corrispondente nel giro di 24 ore.

Fra i dati di routine che il sat trasmette sul down-link alla velocita di 1200 o 9600 bps (commutabili a comando) vi sono anche quelli inerenti all'intensita' delle radiazioni da particelle. Con questo esperimento si spera di ottenere una conoscenza migliore dei livelli di ionizzazione nello spazio vicino (circa 800 Km). Si tratta di particelle cosmiche fortemente energetiche, che non si concentrano soltanto nelle fasce di Van Allen ma, come si sospetta oggi, fanno sentire i loro effetti in modo consistente anche a quote relativamente vicine a noi, specie in occasione di eventi solari.

**UOS-E (OSCAR 15)** reca a bordo una piccola telecamera, simile a quelle d'amatore, con lo scopo di esaminare, con apparecchiature a basso costo, porzioni della superficie terrestre dell'ordine di 1000 Km quadrati, con risoluzione di 2-3 Km. Il sistema e' assistito da un "Transputer", un complesso digitale per data processing altamente miniaturizzato. Con esso i dati digitali inerenti ciascuna immagine sono fortemente compressi (10/1) prima di essere inviati a terra sul down-link a 1200 bds.

**OSCAR 16** dispone di quattro freq up-link 145.9 145.92 145.94 145.96 MHz  
Sul suo mail box una staz terrestre puo' inviare msg in packet.

**OSCAR 18** non ha ingressi up-link di libero accesso.  
La sua missione primaria e' quella di trasmettere immagini della Terra con una telecamera economica. La superficie esplorata dovrebbe essere di 350 x 350 Km. L'immagine compressa e digitalizzata viene trasmessa sul down-link in modo packet a 1200 bps. Oltre la solita attrezzatura per la ricezione PK, occorre per IBMIIa programma tipo WEBERWARE.

Eccovi un utile tabella di conversione, utile specialmente sulle alte frequenze in uso su molti satelliti anche non radioamatoriali:

#### FIGURA DI RUMORE TABELLA DI CONVERSIONE da øKelvin in dB

Rumore in dB	Temperatura in øKelvin	Rumore in dB	Rumore in øKelvin	Temperatura Rumore
0.148	10	1.865	155	
0.220	15	1.913	160	
0.291	20	1.962	165	
0.360	25	2.009	170	
0.429	30	2.056	175	
0.496	35	2.103	180	
0.563	40	2.149	185	
0.628	45	2.194	190	

0.693	50	2.239	195
0.757	55	2.284	200
0.819	60	2.328	205
0.881	65	2.372	210
0.942	70	2.415	215
1.002	75	2.458	220
1.061	80	2.501	225
1.120	85	2.543	230
1.177	90	2.584	235
1.234	95	2.626	240
1.291	100	2.666	245
1.346	105	2.707	250
1.401	110	2.747	255
1.455	115	2.787	260
1.508	120	2.826	265
1.561	125	2.865	270
1.613	130	2.904	275
1.665	135	2.942	280
1.716	140	2.980	285
1.766	145	3.018	290
1.816	150	3.055	295

### Basilare per acquisizione e quindi poi il reale collegamento e' capire i dati Kepleriani:

Per definire l'orbita di un Satellite sono richiesti sette numeri. Questi sette numeri sono detti "elementi orbitali" del satellite oppure "elementi kepleriani", dal nome di **Johann Kepler (1571-1630)**. Questi numeri definiscono un'ellisse, la orientano rispetto alla Terra e collocano in un certo istante il Satellite su di essa. Nel modello kepleriano i Satelliti orbitano su di un'ellisse di forma ed orientamento costanti.

La realta' e' alquanto piu' complessa del modello kepleriano ed il programma tiene conto di questo introducendo alcune correzioni al modello kepleriano stesso. Queste correzioni sono relative ad alcune perturbazioni. Le perturbazioni che questo programma riconosce sono dovute alle irregolarita' del campo gravitazionale terrestre, che fortunatamente non dobbiamo indicare al programma, e sono dovute all'attrito sul Satellite causato dall'atmosfera. L'attrito (in inglese "DRAG") diventa un possibile ottavo elemento kepleriano.

Gli elementi orbitali rimangono un mistero per la maggioranza dei radioamatori. Io penso che questo sia dovuto in primo luogo all'avversione che molta gente, me compreso, mostra nel dover pensare in tre dimensioni ed in secondo luogo agli orribili nomi che gli antichi astronomi hanno attribuito a questi sette semplici numeri ed ai pochi concetti loro correlati. A peggiorare le cose lo stesso elemento viene identificato con parecchi nomi diversi. Il linguaggio e' la parte piu' difficile della Meccanica Celeste ! Gli elementi orbitali fondamentali sono :

- 1) **EPOCH** : epoca
- 2) **ORBITAL INCLINATION** : inclinazione dell'orbita

- 3) **RIGHT ASCENSION OF ASCENDING NODE (RAAN)** :  
ascensione retta del nodo ascendente
- 4) **ARGUMENT OF PERIGEE** : argomento del perigeo
- 5) **ECCENTRICITY** : eccentricita'
- 6) **MEAN MOTION** : frequenza media
- 7) **MEAN ANOMALY** : anomalia media
- 8) **DRAG (opzionale)** : tasso di decadimento

Le definizioni che daremo qui di seguito cercano di essere semplici e chiare da capire. Definizioni piu' rigorose possono essere trovate in qualsiasi libro di Meccanica Celeste ed Astronomia.

Ecco i vari argomenti dei dati kepleriani:

1) **"EPOCH" o "EPOCH TIME" o "T0" : Epoca.**

L'insieme degli elementi orbitali e' un'istantanea dell'orbita di un Satellite scattata in un certo istante. EPOCH (epoca) e' semplicemente il numero che specifica il momento in cui la fotografia istantanea e' stata presa.

2) **"ORBITAL INCLINATION" o "INCLINATION" o "I0" : Inclinazione del piano orbitale.** L'ellisse dell'orbita giace in un piano conosciuto come piano orbitale. Il piano orbitale passa sempre attraverso il centro della Terra ma puo' essere inclinato di un angolo qualsiasi rispetto al piano equatoriale. L'INCLINAZIONE e' l'angolo tra il piano orbitale ed il piano equatoriale. Per convenzione l'inclinazione e' un numero compreso tra 0 e 180 gradi. Un po' di glossario: le orbite con inclinazione prossima a 0 gradi sono chiamate "orbite equatoriali" perche' il moto del Satellite avviene praticamente sul piano equatoriale. Ad esempio i Satelliti geostazionari hanno orbite equatoriali. Le orbite con inclinazione pari a circa 90 gradi sono dette "polari" poiche' il piano dell'orbita contiene l'asse terrestre e quindi i Satelliti transitano durante una loro orbita sopra il polo Nord ed il polo Sud. L'intersezione del piano equatoriale con il piano orbitale e' una linea che viene chiamata "linea dei nodi". Di essa parleremo ancora in seguito.

**RAAN** vince il premio per l'elemento orbitale con il nome piu' orribile! Due numeri orientano il piano dell'orbita nello spazio: il primo numero era l'inclinazione. Questo e' il secondo. Dopo che noi abbiamo specificato l'inclinazione ci sono ancora infiniti piani possibili. Infatti la linea dei nodi puo' attraversare qualsiasi punto dell'equatore.

Se noi specifichiamo attraverso quale punto dell'equatore la linea dei nodi sbuca fuori noi avremo completamente definito il piano orbitale. La linea dei nodi attraversa l'equatore in due punti opposti e noi abbiamo bisogno di specificarne uno solo. Uno di questi due punti chiamato il "nodo ascendente (ascending node)" ed e' il punto in cui il Satellite attraversa il piano equatoriale provenendo da Sud ed andando verso Nord.

Il secondo punto, meno interessante per noi, e' chiamato "nodo discendente (descending node)" ovvero il punto in cui il Satellite attraversa il piano equatoriale provenendo dall'emisfero Nord e dirigendosi a quello Sud. Per convenzione noi definiamo la posizione del nodo ascendente.

Ora, la Terra gira su se stessa. Questo significa che noi non possiamo usare il comune sistema di coordinate terrestri di latitudine/longitudine

per specificare la direzione verso la quale punta la linea dei nodi. Invece noi usiamo un sistema di coordinate astronomico, conosciuto come il sistema di coordinate di ascensione retta/declinazione che e' fisso nello spazio e non ruota con la Terra.

Ascensione Retta del Nodo Ascendente e' uno di quei fantasiosi vocaboli usati per indicare un semplice ANGOLO, in questo caso un angolo misurato sul piano equatoriale, con vertice coincidente con il centro della terra e la direzione di origine che punta verso una zona del cielo che per convenzione ha "ascensione retta" pari a 0. Questo punto del cielo e' chiamato dagli astronomi "equinozio di primavera" o "Punto Gamma". In conclusione RAAN e' un angolo misurato al centro della Terra dal Punto Gamma al Nodo Ascendente.

Io mi rendo conto che le cose si stanno complicando. Ecco un esempio. Tracciamo una linea dal centro della Terra al punto in cui il nostro Satellite attraversa il piano dell'Equatore andando da Sud verso Nord. Se questa linea giace sulla direzione del punto Gamma allora RAAN = 0 gradi. Per convenzione RAAN e' un numero compreso tra 0 e 360 gradi.

Io ho usato il termine "equinozio di primavera" o "punto gamma" piu' sopra senza definire con precisione questo punto. Se voi mi permettete una piccola digressione io ve lo definiro'. I maestri e gli insegnanti ci hanno detto e ripetuto che il "punto dell'Equinozio di Primavera" e' il luogo nel cielo dove il sole sorge nel primo giorno di Primavera. Questa e' una definizione orribile! La maggior parte degli insegnanti e degli alunni non ha idea di che cosa sia il "primo giorno di Primavera" e pensano che sia una data su un calendario e non hanno idea del perche' il Sole dovrebbe essere nello stesso punto in cielo a quella data in ogni anno. Noi ora possediamo un vocabolario astronomico piu' raffinato per poter dare una migliore definizione.

Considerate l'orbita del Sole attorno alla Terra. Lo so che a scuola ci dicono che e' la Terra ad orbitare intorno al Sole ma la matematica che descrive il moto e' la stessa in ogni caso ed in questo momento ci e' piu' utile pensare che sia il Sole ad orbitare intorno alla Terra. L'orbita del Sole ha un'inclinazione rispetto al piano equatoriale terrestre di circa 23.5 gradi. Gli astronomi non definiscono questi 23.5 gradi una "inclinazione" ma essi usano un nome infinitamente piu' oscuro: la chiamano infatti "obliquita' della Eclittica".

L'orbita del Sole e' divisa in tutto il mondo in quattro parti pressocche' uguali chiamate stagioni. Una di queste stagioni, chiamata Primavera, incomincia quando il Sole attraversa durante il suo moto il piano dell'Equatore. In altre parole il primo giorno di Primavera e' il giorno in cui il Sole attraversa il piano equatoriale venendo da Sud ed andando verso Nord. Ma noi abbiamo un nome per questo! E' il Nodo Ascendente dell'orbita del Sole intorno alla Terra! Cosi' l'equinozio di primavera non e' nient'altro che il RAAN dell'orbita del Sole.

L'orbita del Sole intorno alla Terra ha dunque RAAN = 0 semplicemente perche' noi abbiamo definito il Nodo Ascendente del Sole come punto convenzionale dal quale tutti i nodi ascendenti sono misurati. Il RAAN dell'orbita del nostro Satellite e' proprio l'angolo, misurato al centro della Terra, tra il posto in cui l'orbita del Sole attraversa l'Equatore ed il punto in cui l'orbita del Satellite stesso attraversa il piano equatoriale, sempre da Sud verso Nord.

#### 4) "ARGUMENT OF PERIGEE" o "ARGP" o "W0": argomento del perigeo.

"Argomento (argument)" e' ancora una volta una parola fantasiosa usata al posto di "angolo". Ora che abbiamo orientato il piano orbitale nello spazio, noi dobbiamo orientare l'ellisse orbitale che giace sul piano dell'orbita. Noi facciamo questo specificando un solo angolo conosciuto come "argomento del perigeo".

Spendiamo poche parole sulle orbite ellittiche. Il punto in cui il Satellite si trova piu' vicino alla Terra e' detto "Perigeo (Perigee)". Il punto in cui il Satellite si trova a maggior distanza dalla Terra e' chiamato "Apogeo". Se noi tracciamo una linea dal perigeo all'apogeo, questa linea e' chiamata "linea degli Apsidi". Lo so, le cose si stanno complicando di nuovo. Qualche volta la linea degli apsi e' chiamata "asse maggiore (majoraxis)" dell'ellisse.

La linea degli apsi passa attraverso il centro della Terra. Noi abbiamo prima identificato un'altra linea che passa attraverso il centro della Terra. Essa e' la linea dei nodi. L'angolo tra queste due linee, con vertice al centro della Terra, e' chiamato appunto "argomento del perigeo". Quando due linee qualsiasi si intersecano, si vengono a formare due angoli complementari e cosi' per essere piu' precisi noi diciamo che l'argomento del perigeo e' l'angolo, misurato al centro della Terra, dal nodo ascendente al perigeo.

Esempio: quando  $ARGP = 0$  il perigeo coincide con il nodo ascendente. Questo significa che il Satellite sara' nel punto piu' vicino alla Terra nel momento in cui esso sorge dal piano equatoriale. Quando  $ARGP$  e' pari a 180 gradi, l'apogeo cadra' nello stesso punto del nodo ascendente. Questo significa che il Satellite sara' il piu' lontano possibile dalla Terra non appena esso si leva dal piano equatoriale. Per convenzione l'argomento del perigeo e' un angolo compreso tra 0 e 360 gradi.

**5) "ECCENTRICITY" o "ECCE" o "E0" :** Eccentricita' (dell'orbita). Quest'ultimo parametro e' semplice. Nel modello orbitale kepleriano l'orbita del Satellite e' una ellisse. L'eccentricita' ci dice qualcosa sulla forma dell'ellisse; quando l'eccentricita' vale 0 l'ellisse si riduce ad una circonferenza mentre quando l'eccentricita' si avvicina ad 1 l'ellisse e' molto lunga e stretta. Dunque l'eccentricita' e' un numero che puo' variare tra 0 ed 1 e tanto piu' essa e' vicina a zero tanto piu' l'orbita si avvicinerà ad una circonferenza perfetta.

**6) "MEAN MOTION" o "MM" o "M0" :** Frequenza media (di rivoluzione del Satellite intorno alla Terra).

Siamo giunti ad orientare il piano orbitale e quindi ad orientare l'ellisse orbitale nel piano orbitale stesso ed abbiamo stabilito anche quale e' la forma dell'orbita ellittica. Ora occorre conoscere la misura, la grandezza dell'orbita ellittica. In altre parole quanto e' lontano il Satellite dalla Terra. La terza legge di Keplero sul moto orbitale ci fornisce una precisa relazione tra la velocita' del Satellite e la sua distanza dalla Terra. I Satelliti che sono piu' vicini alla Terra girano molto piu' velocemente dei Satelliti che si trovano lontano da essa. Questo significa che e' lecito mettere in relazione la velocita' con cui il Satellite percorre in ogni istante la sua orbita e la distanza del Satellite dalla Terra. I Satelliti in orbite circolari viaggiano ad una velocita' sempre costante in ogni punto della loro orbita. Questo e' abbastanza semplice ed intuitivo. Noi abbiamo solamente da specificare quale sia la velocita' ed il gioco e' fatto.

I Satelliti che si muovono su orbite non circolari, ovvero con



eccentricita' maggiore di zero, si muovono piu' velocemente quando sono vicini alla Terra e piu' lentamente quando essi sono piu' lontani dalla Terra. Di solito si fa la media della velocita'. Voi potreste chiamare questo numero "velocita' media" ma gli astronomi lo chiamano "mean motion".

Le unita' di misura comunemente usate sono "rivoluzioni orbitali per giorno". Dobbiamo fare attenzione anche con una parola semplice come rivoluzione. In questo contesto, una rivoluzione (o un periodo) e' ugualmente definita come il tempo che intercorre tra un passaggio del Satellite al perigeo ed il successivo passaggio.

Talvolta "periodo orbitale" viene usato come un elemento orbitale al posto di "mean motion". Il periodo e' semplicemente il reciproco della "frequenza media (mean motion)". Un Satellite con una "mean motion" di 2 rivoluzioni/giorno ha un periodo di 12 ore. Talvolta il "semi major axis (s.m.a. = semiasse maggiore)" viene usato al posto di "mean motion". S.M.A. e' pari alla meta' dell'asse maggiore dell'ellisse ed e' direttamente correlato alla "mean motion" da una semplice equazione. In genere i Satelliti hanno una "mean motion" compresa tra 1 rivoluzione/giorno a circa 16 rivoluzioni/giorno.

#### **7) "MEAN ANOMALY" o "MA": Anomalia Media.**

Ora che noi abbiamo la grandezza, la forma e l'orientamento dell'orbita, l'unica cosa che ci resta da fare e' specificare dove esattamente il Satellite si trova sulla ellisse orbitale ad un certo istante. Il nostro primissimo elemento orbitale "epoca (epoch)" fissa un determinato istante del tempo cosicche' ora dobbiamo stabilire dove si trova il nostro Satellite sull'ellisse al momento indicato da "epoch".

"Anomalia" e' una parola usata dagli astronomi e significa "angolo". L'anomalia media e' semplicemente un angolo che marcia uniformemente nel tempo da 0 a 360 gradi durante una rivoluzione orbitale del Satellite. Si pensi alla lancetta dei minuti di un orologio con il quadrante ellittico. L'anomalia media e' pari a 0 gradi al perigeo e quindi e' pari a 180 gradi all'apogeo.

Se voi avete un Satellite in un'orbita circolare, e quindi che si muove ad una velocita' costante, e vi ponete nel centro della Terra e misurate l'angolo tra il Satellite ed il perigeo, voi notereste che l'angolo varia ad una velocita' costante puntando sempre verso il Satellite. I Satelliti in orbite non circolari si muovono con una velocita' che varia nei diversi punti dell'orbita e quindi questa semplice relazione non e' piu' valida.

Questa relazione rimane in ogni caso valida in due punti importanti dell'orbita: il perigeo e l'apogeo. Infatti il perigeo cade sempre a  $MA = 0$  mentre l'apogeo cade sempre a  $MA = 180$  gradi.

E' diventata consuetudine comune con i Satelliti radioamatoriali usare l'anomalia media per programmare le operazioni di un Satellite. I Satelliti di solito cambiano modo di emissione, o si accendono o si spengono in punti precisi della loro orbita individuati con le rispettive anomalie medie. Sfortunatamente quando e' usata in questo campo, e' d'uso specificare la "mean anomaly" in unita' di 256-esimi di circonferenza anziche' in gradi! Per convenzione si potrebbe chiamare allora la "mean anomaly" con il nome di "phase" se si sta usando questa nuova unita' di misura, anche se in realta' i due nomi significano la stessa cosa. In ogni caso nei bollettini degli elementi kepleriani la "mean anomaly" deve essere specificata in gradi e quindi varia da 0 a 360 gradi.

Esempio: supponiamo che il Satellite OSCAR-99 abbia un periodo di 12 ore e sia spento dalla fase ("phase") 240 alla "phase" 16.

Questo significa che e' spento per 32 unita' di fase. Ci sono 256 unita' nell'intera orbita di 12 ore, cosicche' il Satellite e' chiuso per:  $(32 / 256) * 12 = 1.5$  ore. Da notare che il periodo di chiusura e' a cavallo del perigeo. I Satelliti che si trovano in orbite fortemente eccentriche

vengono infatti spesso chiusi quando si trovano in prossimità del perigeo e dunque si stanno muovendo velocemente e quindi risulta difficile usarli.

#### **8) "DRAG" o "N1" o "DECAY RATE" : tasso di decadimento**

L'attrito (DRAG) causato dall'atmosfera terrestre fa in modo che il Satellite percorra orbite non circolari od ellittiche ma spiralfornite che tendono man mano a portare il Satellite verso la superficie della Terra. Mentre il Satellite viene giù poco a poco spiraleggiando, esso incrementa la sua velocità. L'elemento orbitale "DRAG" semplicemente ci dice di quanto la "mean motion" del Satellite si incrementa a causa dell'attrito e degli effetti ad esso correlati. Precisamente il "drag" è pari ALLA META' DELLA DERIVATA PRIMA DELLA "MEAN MOTION" RISPETTO AL TEMPO.

La sua unità di misura è pari a "(rivoluzioni/giorno)/giorno". Questo generalmente è un numero molto piccolo. Valori usuali per Satelliti in orbita terrestre bassa sono nell'ordine di  $10E-4$ . Valori comuni per Satelliti in orbite alte sono nell'ordine di  $10E-7$  o più piccoli (n.d.t. :  $10E-4 = 0.0001$ ).

Talvolta gli elementi orbitali di Satelliti in orbita alta rilevati dalla Nasa o da altri centri di ricerca mostrano un "drag" negativo ! A prima vista questo può sembrare assurdo. L'attrito dovuto alla interazione tra il Satellite e l'atmosfera terrestre può solamente far spiraleggiare il Satellite verso il basso, mai verso l'alto.

Ci sono parecchie ragioni possibili per spiegare un "drag" negativo. Innanzitutto le misurazioni che hanno fornito l'insieme degli elementi orbitali possono essere affette da errori. Il metodo usuale è infatti quello di stabilire gli elementi orbitali da un piccolo numero di osservazioni fatte in un breve periodo di tempo. Con queste misure è estremamente difficoltoso stimare il numero di "drag". Piccoli errori molto comuni nelle misurazioni possono portare alla determinazione di un "drag" piccolo e negativo. La seconda causa possibile per un "drag" negativo è un po' più complessa. Un Satellite è infatti soggetto a molte più forze rispetto alle due fondamentali di cui abbiamo discusso (forza gravitazionale terrestre ed attrito con l'atmosfera): alcune di queste altre forze, per esempio l'attrazione gravitazionale del Sole e della Luna, possono agire insieme e far sì che il Satellite sia leggermente allontanato dalla Terra. Questo può succedere se il Sole e la Luna sono allineati con l'orbita del Satellite in un modo particolare. Se l'orbita viene misurata quando questo sta accadendo, ecco che viene rilevato un termine di "drag" debolmente negativo.

Generalmente voi volete che un insieme di elementi orbitali vi permetta di stimare la posizione di un Satellite con la maggior precisione possibile e quindi se vi trovate con dei "drag" negativi potrete sostituirli con lo zero avendo una buona probabilità di migliorare la precisione delle vostre previsioni soprattutto quando i dati non saranno più tanto "freschi".

#### **Bibliografia:**

**N4YH Franklin  
IW3QWG**

**IW3QPC**  
**G3IOR Don**

