Una nuova orbita
per satelliti di telecomunicazione

La rivista EQX, una pubblicazione congiunta AMSAT-ARRL, ha presentato un articolo intitolato "l'orbita ACE" a cura di Andrew E. Turner e Kent M. Price, due ricercatori della Ford Aerospace.

Le conclusioni a cui i due astrofisici sono arrivati sono di interesse anche per i satelliti di radioamatore, se non altro per comprendere qualcosa in più di meccanica celeste, un argomento ormai troppo trascurato con l'avvento massiccio del computer e dei molteplici programmi di tracking disponibili.

In questi ultimi mesi di febbraio - marzo - aprile 89, per esempio, Oscar-13 è stato acquisibile solo di notte e la sera molto tardi. In luglio - agosto - settembre sarà acquisibile più che altro di giorno e di sera. Come mai avviene questa variazione stagionale di acquisibilità, pochi OM se ne rendono conto, e i più subiscono questa diversificazione come un evento naturale a cui non è possibile porre rimedio senza neppure chiedersi il perché. La traduzione di questo articolo, con qualche aggiunta personale e uno studio in appendice, mostra invece che è possibile realizzare un tipo di orbita scelta con cura in cui ci sono due picchi di acquisibilità che avvengono sempre di giorno per tutta la vita del satellite. Per satelliti commerciali si scelgono ore di punta di traffico che vanno dalle 9 alle 13 e dalle 15 alle 18 di tempo locale. Per i satelliti amatoriali si possono scegliere per esempio due orbite acquisibili ogni giorno in due intervalli in cui gli OM, in ogni parte del mondo, sono per lo più a casa, ossia dalle 12 alle 15 per l'intervallo dei pasti e dalle 17,30 alle 20,30 UTC dopo il lavoro. Per mostrare la flessibilità dell'orbita ACE siamo partiti da pochi dati disponibili, come altitudine del perigeo, apogeo e periodo orbitale e abbiamo costruito un set di elementi kepleriani dimostrativo e suscettibile di aggiustaggio che rende il satellite acquisibile negli intervalli desiderati.

E' augurabile che in futuro l'AMSAT realizzi un satellite in orbita ACE più che un satellite in orbita geostazionaria. Naturalmente per raggiungere questi obiettivi l'orbita ACE dovrà prima riscuotere interesse commerciale per rendere disponibili i lanciatori. Una volta in orbita di parcheggio, il satellite amatoriale raggiungerebbe la sua orbita definitiva con l'ausilio di un motore di apogeo. Ma veniamo al testo.

L'orbita ACE

di Andrew E. Turner e Kent M. Price (*)

Libera traduzione da QEX marzo 1989 con aggiunte di Domenico Marini - I8CVS

Un satellite in orbita geostazionaria fornisce servizi di comunicazione per 24 ore al giorno sia che gli utenti ne abbiano bisogno o meno.

Negli Stati Uniti i servizi di telecomunicazione via satellite sono maggiormente richiesti durante la tarda mattinata e il tardo pomeriggio.

Le comunicazioni durante queste ore di punta possono essere fornite da un satellite in orbita non geostazionaria particolarmente vantaggiosa, evitando così la necessità di occupare una posizione pregiata nell'arco geostazionario ad un costo per canale stimato inferiore del 25 percento rispetto a quello di un satellite in orbita geostazionaria (GEO).

L'orbita che rende possibili questi vantaggi è la cosiddetta "Orbita Equatoriale con apogeo a tempo costante del giorno" ovvero "Apogee at Constant Time-of-day Equatorial" o orbita ACE.

Sviluppata dalla Ford Aerospace Corporation, questa orbita innovativa fu studiata nell'ambito del contratto NAS 3-24891 del NASA Lewis Research Center.

Lo studio, completato nel maggio 1987, dimostrò che l'orbita ACE possiede importanti vantaggi rispetto all'orbita Molniya (in cui orbita Oscar-13) che è la principale orbita non geostazionaria usata oggigiorno per telecomunicazioni.

(*) Ford Aerospace - MSG-77
3825 Fabian Way - Palo Alto, CA 94303-4697 USA

L'orbita Molniya

Quasi tutti i satelliti per telecomunicazioni in orbita non geostazionaria sono in orbita Molniya e vengono adoperati in Unione Sovietica.

Una tipica orbita Molniya possiede elevata eccentricità come mostrato in fig. 1.

I satelliti in questo tipo di orbita trascorrono lentamente la maggior parte del periodo orbitale intorno all'apogeo, il punto più alto dell'orbita, dove i satelliti sono utilizzabili per telecomunicazioni.

Questi passano rapidamente attraverso il punto più basso dell'orbita, il perigeo, dove sono troppo bassi e orbitano troppo velocemente per essere usati. I russi sperimentarono l'uso dell'orbita Molniya nel 1965 e oggi adoperano almeno una dozzina di satelliti Molniya in ogni momento.

Durante gli ultimi venti anni sono stati lanciati oltre 80 di questi satelliti. Comunque, questo tipo di orbita non ha riscosso molto successo nel mondo commerciale, indubbiamente perché per assicurare la copertura del globo terrestre per tutto l'anno nelle ore di punta del fabbisogno commerciale sono necessari almeno quattro satelliti Molniya.

La ragione della necessità di tutti questi satelliti è illustrata nella fig. 1. Un satellite Molniya che assicura la copertura a mezzogiorno in dicembre può fornire servizio di telecomunicazione solo durante la notte in giugno.

Per assicurare una copertura del globo terrestre durante il giorno sono necessari molti satelliti con gli apogei situati tutti intorno al-

Fig. 1 - Siccome l'orientamento dell'orbita si muove rispetto alla linea tratteggiata che congiunge Terra-Sole, un satellite in orbita Molniya non ha l'apogeo rivolto verso il sole durante tutto il corso dell'anno. Un satellite acquisibile di giorno in dicembre lo sarà di notte in giugno, così come avviene per Oscar-13. Il lieve disassamento della linea degli apsidi rispetto al sole durante le stagioni è dovuto alla variazione della RAAN durante l'anno

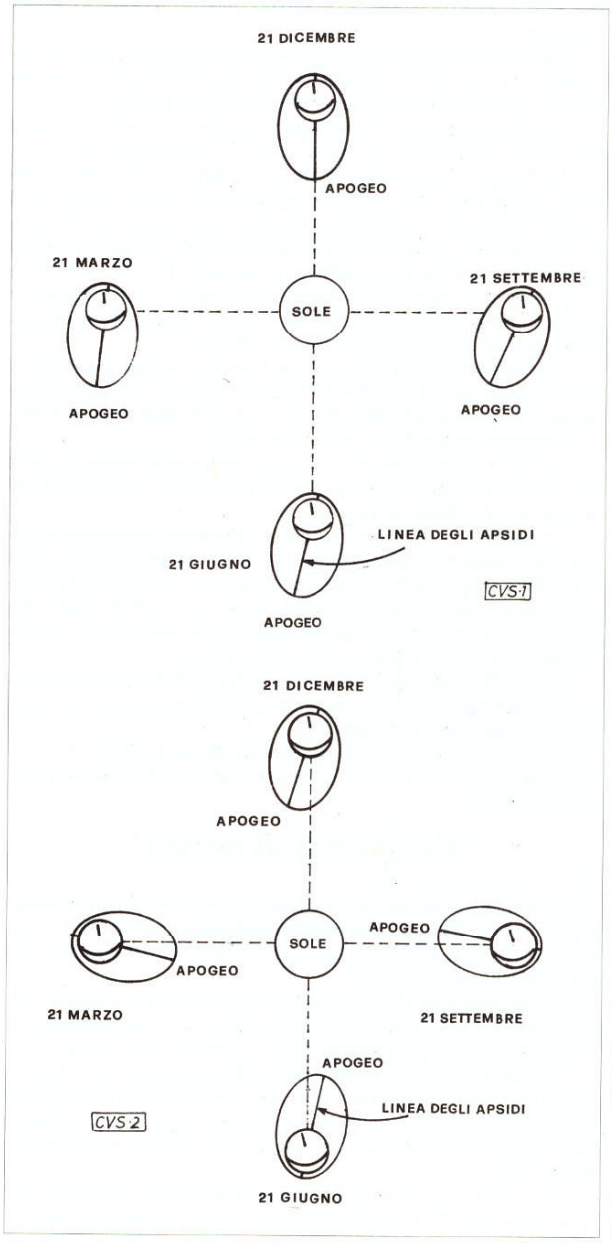


Fig. 2 - L'orientamento di un'orbita ACE resta costante relativamente alla linea tratteggiata che congiunge Terra-Sole cosicché l'apogeo si trova rivolto verso il Sole alla stessa ora del giorno per tutto l'anno. L'apogeo viene disassato leggermente rispetto alla congiungente Terra-Sole per evitare che l'antenna terrena raccolga oltre al segnale anche il rumore generato dal Sole. L'apogeo resta orientato costantemente verso il Sole perché la variazione della rotazione della linea degli apsidi è di 360 gradi all'anno o 0.98 gradi al giorno. In queste condizioni l'orbita è "Sincrona al Sole" e l'acquisizione del satellite avviene sempre di giorno, alla stessa ora in tutte le zone del globo terrestre.

la terra. In questo modo ciascun satellite fornirà un servizio diurno secondo una ben precisa turnazione man mano che le stagioni si succedono durante l'anno.

L'orbita ACE

Un solo satellite in orbita ACE può avere le prestazioni di molti satelliti in orbita Molniya nel fornire una copertura a un'ora costante del giorno durante tutto l'anno.

La fig. 2 mostra come l'orbita di un satellite ACE riorienta se stessa per mantenere il suo apogeo nella stessa posizione rispetto al sole. Quindi, la parte utile dell'orbita all'apogeo rimane al disopra di una specifica zona della terra nello stesso tempo durante tutto il corso dell'anno.

Per quale motivo l'apogeo di un'orbita ACE segue il Sole?

Questa rotazione, conosciuta come rotazione della linea degli apsidi, e che abbiamo già trattato su Radio Rivista 2/89 pag. 91 e su Radio Rivista 4/89, è dovuta alla non uniforme distribuzione della massa della terra. Il raggio equatoriale terrestre è di 21 km maggiore del raggio ai poli. Di conseguenza la zona tropicale della terra contiene una quantità di massa sproporzionata.

Questa materia in più esercita su un satellite artificiale una forza di gravità che ne altera l'orientamento della sua orbita nello spazio. Se il piano dell'orbita giace sul piano dell'equatore terrestre, ossia se l'inclinazione è zero, la forma ellittica dell'orbita ruoterà sul piano equatoriale.

Più bassa è l'orbita, più la linea degli apsidi, cioè quella che unisce il perigeo con l'apogeo, ruota. Scegliendo opportunamente l'inclinazione, il raggio orbitale all'apogeo e al perigeo, la velocità di rotazione apsidale può essere regolata esattamente in 360 gradi all'anno, ottenendo così che l'apogeo dell'orbita segua il sole.

In queste condizioni la velocità di rotazione apsidale viene chiamata "Sincrona al Sole".

Se il satellite deve essere di uso commerciale o amatoriale bisogna che sia soddisfatta una seconda condizione. Il suo periodo orbitale deve essere una frazione intera di giorno. Ciò assicura che il satellite raggiunga l'apogeo allo stesso orario del giorno e ogni giorno.

Il periodo orbitale viene fissato restringendo entro un ben preciso valore la media aritmetica del raggio orbitale al perigeo e all'apogeo. L'orbita ACE che soddisfa entrambi i requisiti è ellittica, ha un periodo anomalistico di un quinto di giorno o 4,8 ore, un raggio orbitale al perigeo di 7410 km e un raggio orbitale all'apogeo di

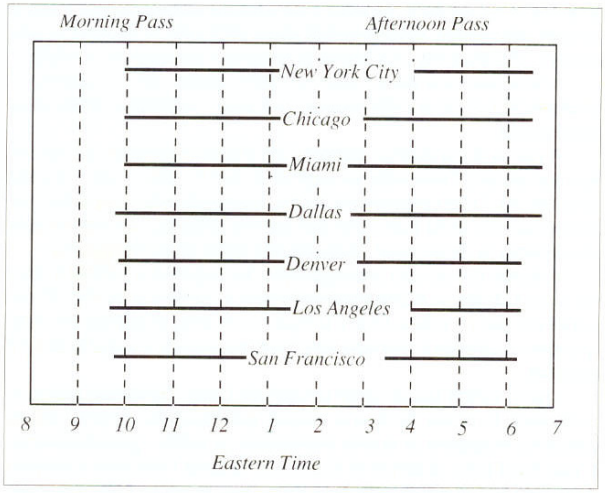
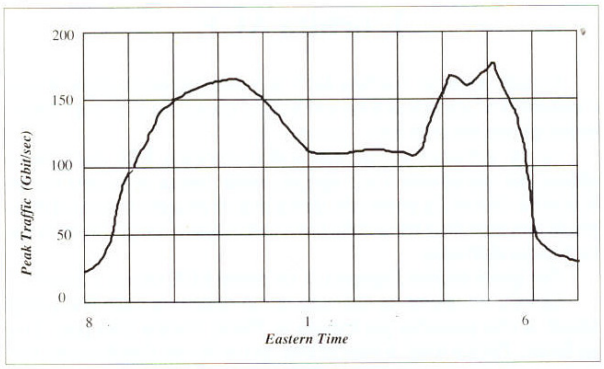


Fig. 3 - Copertura delle più importanti città degli USA che può essere effettuata da un solo satellite in orbita ACE.

Fig. 4 - Il traffico commerciale richiesto durante la giornata mette in evidenza due punte, una nella mattinata e una nel pomeriggio. Il calo è notevole all'ora dei pasti, dalle 1 alle 3 del tempo locale. Dopo le 7 di sera e prima delle 8 del mattino, notte inclusa, il traffico è minimo.



21480 km. L'altitudine al perigeo è perciò 1030 km e l'altitudine all'apogeo è 15100 km.

In paragone, un'orbita geostazionaria è circolare con un raggio orbitale di 42160 km e un'altitudine di 35790 km. Questi parametri determinano un periodo anomalistico di 24 ore.

Le figg. 3 e 4 mostrano come la copertura di un satellite in orbita ACE possa soddisfare le punte di carico del traffico di telecomunicazione civile negli Stati Uniti.

La copertura della Costa Est e del Medio West è stata ottimizzata ponendo uno degli apogei del satellite a longitudine di 48 gradi West sull'equatore e regolando il tempo dell'incrocio all'equatore alle ore 11.50 antimeridiane del tempo locale Est. Il successivo apogeo avviene 4.8 ore più tardi a una longitudine di 120 gradi West sull'equatore servendo così entrambe le punte di traffico sugli USA.

I vantaggi della nuova orbita

Un buon numero di vantaggi fa preferire l'orbita ACE se comparata all'orbita geostazionaria. Questi includono miglioramenti nel budget di attenuazione della tratta, nella minore massa del vettore di lancio del satellite e possibilità maggiori di copertura del globo terrestre da parte di un solo satellite.

Le attenuazioni della tratta su un segnale nel libero spazio e il ritardo sui segnali sono entrambi considerevolmente minori per un satellite in orbita ACE rispetto a un satellite geostazionario. Ciò è dovuto alla minore altitudine dell'orbita ACE che si traduce in una minore distanza fra una stazione terrena e un satellite in orbita.

L'attenuazione della tratta nel libero spazio per un satellite in orbita ACE è di circa 7 dB inferiore che per un satellite in orbita geostazionaria.

A parità di condizioni, antenna terrena-transponder, questi fattori aumentano l'intensità dei segnali di ben 5 volte (7 dB = 5 volte in potenza), il che rappresenta un considerevole miglioramento nell'attenuazione della tratta che può essere utilizzato per ridurre drasticamente le dimensioni dell'antenna della stazione terrena.

Il ritardo dovuto alla propagazione dei segnali fra andata e ritorno in un satellite in orbita geostazionaria è mediamente di 0.25 secondi ma per un'orbita ACE il tempo occorrente ai segnali per raggiungere il satellite e ritornare alla stazione terrena è soltanto di 0.12 secondi.

I razzi vettori attualmente lanciati da Cape Canaveral possono immettere in orbita ACE una massa satellizzabile almeno del 40 percento maggiore di quella immissibile in orbita geostazionaria. L'uso della base di lancio di Kourou in Guiana Francese consente a un dato tipo di razzo vettore di immettere in orbita ACE una massa satellizzabile superiore dell'ottanta percento rispetto a quella immissibile in orbita geostazionaria.

Ciò renderebbe possibile installare a bordo dei satelliti apparecchiature grosse, potenti e poco complicate cosicché la grandezza e il costo delle stazioni terrene potrebbe essere ridotto.

Sulla base di un ciclo di vita relativo al costo comparato fra un segnale in orbita ACE ed un satellite in orbita GEO, uno studio della NASA ha dimostrato che il costo per canale di un satellite in orbita ACE è del 25 percento più basso di quello di un satellite geostazionario.

Naturalmente il satellite in orbita ACE è acquisibile soltanto durante le 5 o 6 ore del tempo del traffico di punta del giorno nel servizio di telecomunicazione sugli USA e negli altri paesi.

Questa limitazione di acquisibilità rende l'orbita ACE inadatta nel fornire servizi di 24 ore come quelli di trasmissione TV.

Comunque, l'acquisibilità coincide con le punte del traffico di telecomunicazione, come mostrato comparando fra loro le figg. 3 e 4 e quindi possiede la capacità di soddisfare molte esigenze dell'utente. La copertura di tutta la superficie terrestre in 24 ore è possibile con un solo satellite in orbita ACE, ovviamente in tempi differiti.

Il satellite in orbita ACE raggiunge l'apogeo 5 volte al giorno e ciascuno dei 5 apogei giornalieri ha il punto subsatellite sull'equatore spaziato di 72 gradi uno rispetto all'altro.

Gli USA possono essere visti da due degli apogei giornalieri e altrettanto dicasi per l'Europa e l'Estremo Oriente; infatti gli altri tre apogei saranno acquisibili dagli altri continenti della terra includendo Giappone ed Europa e sempre di giorno.

La fig. 5 mostra i tempi di copertura del mondo intero da parte del satellite in orbita ACE i cui orari di acquisibilità per gli USA sono stati scelti e illustrati dalla fig. 3.

In questo caso esistono periodi di copertura simultanea e mutua acquisibilità fra città dell'Asia dell'Est e il medio Est dell'Europa e un'ora di copertura transoceanica fra Europa e America. La stessa copertura avviene sempre durante il giorno per tutti gli abitanti terrestri perché l'apogeo dell'orbita si mantiene posizionato direttamente fra la terra e il sole, come indica la fig. 2.

I tempi di copertura del Giappone sono particolarmente interessanti, questi sono quasi esattamente uguali a quelli dei periodi di copertura della costa Est degli USA.

Per questi motivi un solo satellite può assicurare telecomunicazioni commerciali in tutto il mondo nelle ore di punta nell'arco diurno delle 24 ore.

Pregi e difetti tecnici

Potrebbe sembrare che un satellite in orbita ACE possa trovarsi esattamente fra la congiungente di una stazione terrena ed un satellite in orbita geostazionaria proprio perché l'orbita ACE giace sul piano equatoriale terrestre.

Se ciò fosse, le stazioni terrene che trasmettono verso un satellite in orbita ACE interferirebbero i satelliti in orbita geostazionaria che si trovano nello spazio dietro i satelliti in orbita ACE.

Siccome in genere i satelliti usano frequenze comuni fra loro, la selettività fra satelliti diversi non è data dalla selettività circuitale dei transponder bensì dall'ampiezza del lobo di radiazione di antenna della stazione terrena che deve includere un satellite solo ed escludere gli altri.

In realtà la fig. 6 mostra che questo problema non esiste per quei paesi che si trovano abbastanza lontani in latitudine rispetto all'equatore.

La fig. 6 mostra che quando le due orbite, la ACE e la GEO sono viste da un punto situato per esempio in Miami, Florida, queste due orbite sono separate da un angolo di oltre 5 gradi, che è più del doppio della minima separazione richiesta fra due satelliti di telecomunicazione in orbita GEO affinché questi non vengano investiti contemporaneamente dal fascio di antenna di una singola stazione terrena.

Naturalmente occorre molta cura nella progettazione e nella conduzione di un'antenna terrena per un satellite ACE per evitare

che il fascio principale o i lobi secondari possano causare interferenze nella regione equatoriale che si trova al di dietro dell'orbita ACE. La riduzione dei lobi secondari è uno degli obiettivi principali nel progetto di una simile antenna e i mezzi moderni lo permettono.

Usando l'orbita ACE esiste un sostanziale svantaggio: la stazione terrena deve essere dotata di un'antenna in grado di inseguire il satellite man mano che esso si muove verso Est sull'equatore celeste a velocità non costante a causa dell'orbita ellittica che si compone istante per istante con la velocità di rotazione terrestre che invece è costante.

Comunque il tracciato di inseguimento sarà lo stesso per ogni giorno ed è un movimento relativamente semplice in avanti verso Est e indietro verso West di circa un grado al minuto all'apogeo passante per Sud rispetto a una stazione terrena USA o europea.

La potenziale riduzione nella grandezza dell'antenna della stazione terrena, resa possibile dalla minore attenuazione della tratta in un satellite in orbita ACE, può ben compensare il maggior costo occorrente per il sistema di inseguimento.

Molte antenne esistenti per traffico via satellite sono in grado di passare da un satellite geostazionario all'altro ad una velocità di un grado al minuto o superiore e si possono dimostrare facilmente adattabili per l'uso in unione con un satellite ACE.

Un secondo svantaggio è l'elevata intensità di radiazione dell'ambiente nel quale opera un satellite in orbita ACE, giacché il suo percorso orbitale gli fa incontrare la regione equatoriale delle fasce di Van Allen.

Per questo motivo il satellite ACE è esposto a dosi più elevate di particelle cariche in confronto a quanto ne sia sottoposto un satellite geostazionario.

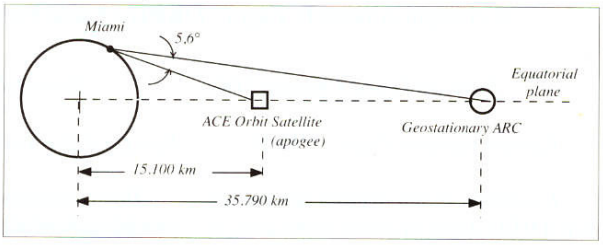
Queste radiazioni danneggiano i pannelli solari e i componenti elettronici di bordo, specie i circuiti integrati.

Per un satellite schermato da uno spessore di 2,5 mm di alluminio, la dose totale di radiazione assorbita nell'orbita ACE è maggiore di tre volte rispetto a quella assorbita nell'orbita GEO e circa cinque volte più grande della dose ricevuta in un'orbita Molniya.

Le soluzioni al problema delle radiazioni sono rappresentate da una più spessa schermatura oppure dall'uso di componenti RH (Radiation Hardened) progettati per applicazioni militari. I componenti di un satellite in orbita ACE schermati da uno spessore di alluminio di 4,5 mm riceverebbero la stessa dose di radiazione ricevuta da un satellite geostazionario con una schermatura di soltanto 2,5 mm.

In ogni caso, il risultante aumento della massa della schermatura sarebbe ampiamente compensato dall'aumento della massa totale del satellite realizzabile con l'uso dell'orbita ACE.

Fig. 6 - La distanza angolare fra un satellite in orbita ACE e uno geostazionario non è mai inferiore a 5 gradi per tutte le stazioni terrene che si trovano alla stessa latitudine di Miami Florida negli USA. Siccome il fascio di antenna a -3 dB è inferiore a 2 gradi, non è possibile che una stazione terrena che punta un satellite in orbita ACE ne interferisca un altro nell'arco dell'orbita geostazionaria. Siccome i satelliti per telecomunicazione operano su frequenze comuni, la selettività dei sistemi riceventi dei transponder è data dalla distanza angolare fra la posizione dei satelliti e dall'ampiezza del fascio di antenna delle stazioni terrene.



I pannelli solari all'arseniuro di gallio (GaAs) e al fosfuro di Indio (InP), attualmente in fase di sviluppo avranno un più elevato rendimento di conversione luce solare-elettricità rispetto ai pannelli solari al silicio che sono meno resistenti alle radiazioni.

Le aspettative dell'orbita ACE

Questo studio di un satellite per telecomunicazioni commerciali effettuato per la NASA arriva alla conclusione che l'orbita ACE possiede considerevoli vantaggi nei riguardi delle telecomunicazioni commerciali attuali. Basso costo per gli utenti, non esiste necessità di un posto libero nell'arco geostazionario sull'equatore celeste, e la capacità di un servizio di telecomunicazione su base mondiale da parte di un solo satellite sono tutte nuove opportunità offerte da questa nuova orbita sviluppata dalla Ford Aerospace.

L'obbiettivo in realtà è quello di centrare l'orario e la longitudine dell'apogeo di un satellite in orbita ACE per soddisfare i fabbisogni degli utenti con un servizio di telecomunicazione civile o amatoriale che certamente trarrà dei vantaggi dai suoi benefici strategici ed economici.

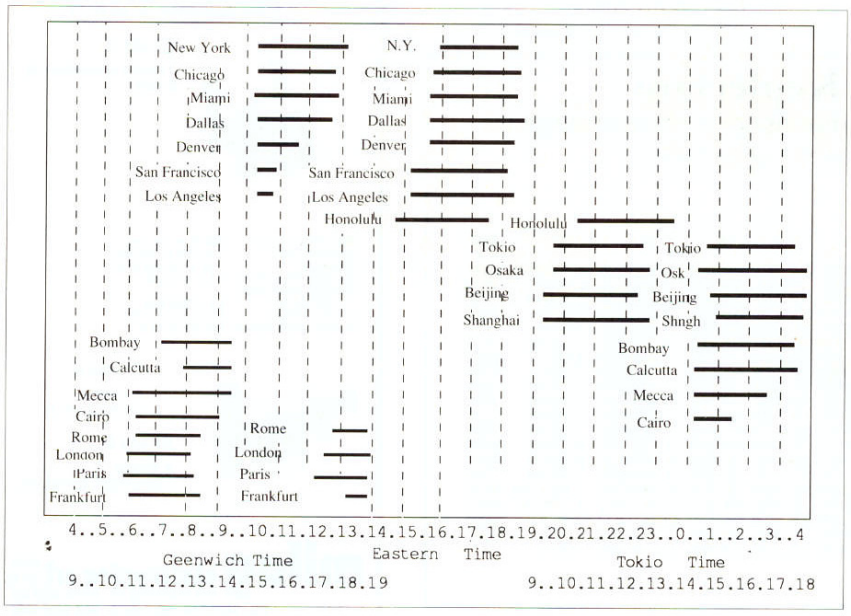


Fig. 5 - Un solo satellite in orbita ACE fornisce la copertura dell'intero globo terrestre nell'arco di 24 ore. I tempi di copertura per il Giappone sono sostanzialmente identici a quelli della costa Est degli Stati Uniti.

Gli autori

Andrew E. Turner è un "senior research and development engineer" mentre Kent M. Price è un "principal engineer" nella Divisione Sistemi Spaziali della Ford Aerospace Corp in Palo Alto, California USA.

Notiziario AMSAT-Italia

I2KBD e I0LYL Vicepresidenti AMSAT-I

Pubblichiamo il testo delle lettere inviate dal Presidente AMSAT-Italia I8CVS ai colleghi Alberto E. Zagni - I2KBD e Lucio Perrone - I0LYL.

Torre del Greco 4 maggio 1989

Egregio ingegner Zagni - I2KBD

Esaminato il Suo operato nell'ambito dell'AMSAT-Italia in questi ultimi anni, al fine di consentirLe una più ampia facoltà decisionale nell'attuazione del Progetto ITAMSAT da Lei promosso, In Italia ed all'estero, mi pregio di informarLa che Ella è stato nominato Vicepresidente Tecnico dell'AMSAT-Italia.

Sarà mia cura ratificare i moventi e l'urgente stato di necessità all'Assemblea generale dei Soci durante il prossimo Congresso nazionale.

Sono sicuro che Ella vorrà accettare l'incarico e sono certo che i Soci, ben conoscendo il Suo operato, vorranno approvare la decisione che ha valore di attuazione immediato.

Nell'augurare una proficua attività di ricerca al Gruppo ITAMSAT nazionale da Lei diretto con tanta dedizione, Le invio i più cordiali 73.

Per l'AMSAT-Italia
Il Presidente
I8CVS Domenico Marini

Torre del Greco 4 maggio 1989

Egregio signor Lucio Perrone - I0LYL

Dopo opportuna valutazione della Sua attività radiantistica via satellite in questi ultimi anni, Le sono state riconosciute le qualità necessarie a ricoprire l'incarico direttivo quale Vicepresidente operativo dell'AMSAT-Italia.

Sarà cura dello scrivente ratificare le motivazioni della Sua nomina all'Assemblea generale dei Soci durante il prossimo Congresso nazionale.

Sono certo che Ella vorrà accettare l'incarico e sono sicuro che i Soci AMSAT-Italia, ben conoscendo i trascorsi della Sua attività radiantistica, approveranno la decisione che ha valore di attuazione immediato.

Nell'augurarLe una costante attività su tutti i satelliti amatoriali e non, così come finora dimostrato, l'occasione è gradita per inviarLe i più cordiali 73.

Per l'AMSAT-Italia
Il Presidente
I8CVS Domenico Marini

Elementi Kepleriani

dei principali satelliti radiantistici e meteorologici

(aggiornamento al 29 maggio 1989)

NAME	EPOCH	INCL	RAAN	ECCY	ARGP	MA	MM	DECY	REVN
OSCAR-9	89139.05199963	97.5580	190.8561	0.0002042	204.3085	155.7819	15.56484938	8.3286e-04	42445
OSCAR-10	89133.63044562	26.2912	265.5123	0.6056158	41.6955	351.1922	2.05880761	-1.8e-07	4450
OSCAR-11	89136.18467192	98.0034	195.9083	0.0015075	62.9921	297.2899	14.63500058	2.424e-05	27786
OSCAR-12	89141.04060628	50.0145	21.7663	0.0011078	274.3191	85.6368	12.44399381	-2.5e-07	12602
OSCAR-13	89089.37166448	57.2895	213.9669	0.6688587	201.4192	106.6281	2.09699506	-2.8e-07	608
RS-10/11	89141.77655949	82.9267	257.6540	0.0013179	122.1497	238.0922	13.71976435	1.21e-06	9577
MET-2/14	89080.09398000	82.5300	316.4800	0.0013000	263.0500	96.9000	13.83886000	4.9E.6	14227
MET-2/15	89080.37144000	82.4600	224.2000	0.0014000	142.1900	218.0200	13.83680000	3.1E-6	11147
MET-2/16	89140.27866792	82.5559	241.6411	0.0010789	275.9094	84.0851	13.83468294	2.19e-06	8865
MET-2/17	89140.85010641	82.5420	302.2807	0.0016805	350.6080	9.4762	13.84154451	1.80e-06	6590
MET-2/18	89139.85198623	82.5223	181.7988	0.0015571	33.1244	327.2402	13.83799887	1.16e-06	1116
MET-3/2	89140.91635919	82.5438	194.9494	0.0016861	208.3214	151.6986	13.16845822	3.90e-06	3932
NOAA-9	89141.35005720	99.1413	127.7700	0.0016179	31.8599	328.3547	14.12013078	9.11e-06	22866
NOAA-10	89141.36433320	98.6398	172.3670	0.0013451	333.4036	26.6449	14.23003626	8.42e-06	14012
NOAA-11	89141.32770476	98.9370	85.4729	0.0011599	313.1175	46.9025	14.10998035	7.52e-06	3368
MIR	89142.44630013	51.6216	132.1274	0.0011025	331.6430	28.4135	15.54023349	3.6161e-04	18716
SALYUT-7	89142.51572402	51.6086	83.1358	0.0001307	45.8741	314.2831	15.41129351	1.374e-05	40423
AJISAI	89110.45964276	50.0094	115.5450	0.0011499	200.0590	159.9794	12.44377637	-2.9e-07	12222
KVANT-1	89127.84516000	51.6200	204.8900	0.0010000	275.2900	84.6600	15.53253000	2.9E-4	12116
19895	89102.92714000	51.6200	329.5100	0.0014000	187.1200	174.4900	15.62462000	3.8E-4	426

Toh. Tsü. 50 Ω COAXIAL RELAYs

PER COLLEGAMENTI A CAVO

Max. Input Power: 150 W PeP at 500 MHz
Insertion Loss: ≤ 0,2 dB at 500 MHz
Crosstalk: ≥ 35 dB at 500 MHz
Standing Wave Ratio: 1:1,08 at 1 GHz
Supply Voltage: 12 V, min. 9 V DC
Current Consumption: 80 mA at 12 V

CX 120 A

Collegamento per cavo RG-58 C/U o teflon

Max. Input Power: 200 W PeP at 500 MHz
Insertion Loss: ≤ 0,2 dB at 500 MHz
Crosstalk: ≥ 30 dB at 1 GHz
Standing Wave Ratio: 1:1,06 at 1 GHz
Supply Voltage: 12 V, min. 9 V DC
Current Consumption: 80 mA at 12 V

CX 140 D

2 uscite cavo, 1 connettore N

Catalogo completo di tutta la produzione a richiesta

PER COLLEGAMENTO CONNETTORE CON CONTATTO A MASSA

Max. Input Power: 300 W at 1 GHz
Insertion Loss: ≤ 0,2 dB at 1,5 GHz
Crosstalk: ≥ 50 dB at 1 GHz
Standing Wave Ratio: 1:1,05 at 1 GHz
Supply Voltage: 12 V, min. 9 V DC
Current Consumption: 160 mA at 12 V

CX 520 D

3 uscite connettore N

Max. Input Power: 300 W at 1 GHz
Insertion Loss: ≤ 0,2 dB at 1,5 GHz
Crosstalk: ≥ 50 dB at 1 GHz
Standing Wave Ratio: 1:1,05 at 1 GHz
Supply Voltage: 12 V, min. 9 V DC
Current Consumption: 160 mA at 12 V

CX 530 D

1 uscita connettore N, 2 BNC

Max. Input Power: 600 W at 500 MHz
Insertion Loss: ≤ 0,2 dB at 500 MHz
Crosstalk: ≥ 30 dB at 500 MHz
Standing Wave Ratio: 1:1,1 at 1 GHz
Standing Wave Ratio
CX 600 M: 1:1 at 300 MHz
Supply Voltage: 12 V, min. 9 V DC
Current Consumption: 160 mA at 12 V

CX 600 N

3 uscite, connettore N

CX 600 M

3 uscite connettori SO239-PL

milag elettronica srl I2YD I2LAG
VIA COMELICO 10 - 20135 MILANO
TEL. 5454-744 / 5518-9075 - FAX 5518-1441

Simulazione di un'orbita ACE

(Studio dell'AMSAT-Italia)

Per verificare i vantaggi offerti dall'orbita ACE in un sistema di telecomunicazione amatoriale, abbiamo creato un set di elementi kepleriani su un'orbita campione in modo da centrare i due picchi di traffico giornaliero quando gli OM sono per lo più a casa, ossia dalle 12 alle 15 e dalle 17,30 alle 20,30 UTC. I criteri usati per creare questo set di elementi kepleriani sono già stati discussi su Radio Rivista 1/89 pag. 95.

Siamo partiti dagli unici elementi disponibili come da articolo originale, ossia periodo anomalistico, altitudine all'apogeo e al perigeo. I calcoli relativi saranno oggetto semmai di una prossima puntata.

Come si vede dal tabulato pubblicato, l'orbita segue il sole e per i tre giorni calcolati, il satellite è sempre acquisibile nell'arco diurno agli stessi orari e così lo sarebbe per tutto l'anno.

Il programma usato è stato il PLANLOSC/BAS, un potentissimo software di tracking per TRS-80, elaborato per usi scientifici in due anni di lavoro dalla AMSAT Italia software exchange, utilizzando le equazioni di meccanica celeste pubblicate su Oscar-News da G3RUH.

Una versione più semplice di tale programma viene usata per elaborare i dati orbitali di Oscar-13 su Radio Rivista.

Chi possiede programmi dotati di grafica può verificare i vantaggi offerti dall'orbita ACE utilizzando gli stessi elementi kepleriani di prova da noi elaborati e che si trovano all'inizio del tabulato.

Gli saranno riservate molte ed interessanti sorprese.

Per interpretare i valori del tabulato si raccomanda di leggere attentamente la didascalia che figura sotto gli elementi kepleriani e che descrive il significato di ogni dato elaborato.

Tutto quello che abbiamo trovato altro non è che la conferma di quanto gli autori dichiarano nell'articolo, ossia un satellite acquisibile nei migliori momenti della giornata da tutti gli OM del mondo in orari socialmente utilizzabili senza essere costretti alle levatacce che impone Oscar-13.

Un ringraziamento all'amico I2EF Ettore Gatelli che mi ha fornito il materiale originale invogliandomi ad approfondire l'argomento via Oscar-13 coi suoi preziosi e validi consigli.

```
EPOCH YEAR      : 1989                          START MODE OFF: 0
EPOCH DAY       : 172.58333333                  END   MODE OFF: 0
DATE MM/DD/YY   : 6/ 21/ 89                     START MODE B  : 0
TIME HH:MM:SS.  : 14: 0: 0                      END   MODE B  : 0
INCLINATION     : .2                            START MODE OFF: 0
R.A.A.N.        : 270                           END   MODE OFF: 0
ECCENTRICITY    : .4873233583                   START MODE B  : 0
ARG.OF PERIGEE  : 90                            END   MODE B  : 0
MEAN ANOMALY    : 180                           START MODE L  : 0
MEAN MOTION     : 5                             END   MODE L  : 0
DECAY RATE      : 1.6E-07                       START MODE B  : 0
EPOCH REV.      : 1                             END   MODE B  : 0
S.M.A.          : 14454.26194                   START MODE OFF: 0
ANOM.PERIOD     : 288                           END   MODE OFF: 0
APOGEE          : 15100                         START MODE B  : 0
PERIGEE         : 1030                          END   MODE B  : 0
BEACON          : 145.81                        ALAT.         : 0
SIDERAL TIME    : .27676777                     ALON.         : 0
AMSAT-ITALY SOFTWARE EXCHANGE IV3IBX-IBCVS & TRS-80+NEWDOS/80 2.0
-----------------------------------------------------------------
DATI ORBITALI DI OSCAR 13 CALCOLATI DALLA A M S A T - I T A L I A
 CENTRATI SUL GOLFO DI NAPOLI A LAT 40.77 NORD & LONG 14.38 EST
-----------------------------------------------------------------
ILL     : FATTORE DI ILLUMINAZIONE PANNELLI FOTOVOLTAICI  IN %
TW      : DEVIAZIONE ANGOLARE DELL'ASSE Z DI OSCAR-13 SUL PIANO
          ORBITALE RISPETTO AL SEMIASSE MAGGIORE DELL'ORBITA.
          SE ALON=180 TW=0; SE ALON(180 TW=+; SE ALON)180 TW= -
SOLAR EL : ELEVAZIONE DEL SOLE SOPRA O SOTTO IL PIANO ORBITALE.
SUN ANGLE: ANGOLO DI INCIDENZA DEL SOLE SULL'ASSE Z DI OSCAR-13.
TIME    : ORARIO GMT DI ACQUISIZIONE OSCAR-13.
M       : (*) MODI OPERATIVI TRANSPONDERS.(-)= OFF.SOLO BEACON
(?)     :     MODO OPERATIVO IMPREVISTO PER VARIAZIONI IN CORSO.
AZ      : AZIMUTH IN GRADI PER L'ORIENTAMENTO DELL'ANTENNA TERRENA.
EL      : ELEVAZIONE IN GRADI DELL'ANTENNA TERRENA.
DOPP    : EFFETTO DOPPLER:HZ +/- SULLA FREQUENZA DEL BEACON
RANGE   : DISTANZA IN KM FRA IL SATELLITE E LA STAZIONE TERRENA.
LAT     : LATITUDINE DEL PUNTO SUBSATELLITE:+=LAT NORD:-=LAT SUD.
LON     : LONGITUDINE DEL PUNTO SUB SATELLITE IN GRADI W.
SQ      : DISALLINEAMENTO IN GRADI FRA LE ANTENNE DI OSCAR-13 E
          L'ANTENNA TERRENA. SQ=0 AL SUBPOINT SE IL SATELLITE E'
          ALL'APOGEO.ALON=180 E ALAT=0:LE MISURE SONO IN GRADI.
PHASE   : VARIA DA 0 A 256:0=PERIGEO;128=APOGEO;256=PERIGEO
UMD     : DISTANZA IN RAGGI TERRESTRI FRA AO-13 E CONO D'OMBRA
ECL     : ECL=SAT.IN ECLISSI:(+)=SI AVVICINA :(-)=SI ALLONTANA
=================================================================
        PREVISIONI ORBITALI PER IL SATELLITE : ACE
=================================================================
      DAY 21/06      ORBIT   1
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
12:00  ?  215  5   -1986 7347    0    10   66  21   .69   -
12:30  ?  162  25  -1049 11227   0    334  126 47  1.53   -
13:00  ?  140  23  -1083 15232   0    317  152 74  2.55   -
13:30  ?  130  20  -688  17777   0    307  166 101 3.17   -
14:00  ?  122  15  -313 18935    0    300  163 127 3.37   -
14:30  ?  116  9   29   18827   0    292  150 154 3.17   +
15:00  ?  108  0   330  17604   0    282  131 181 2.56   +
```

```
      DAY 21/06      ORBIT   2
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
17:30  ?  243  5    733  14888   0    38   118 58  1.98   -
18:00  ?  231  18  -519 16808    0    25   142 85  2.85   -
18:30  ?  222  25  -262 17776    0    16   158 111 3.3    -
19:00  ?  213  29   55  17569   0    9    166 138 3.34   +
19:30  ?  202  31   400 16087   0    1    157 165 2.97   +
20:00  ?  185  31   750 13311   0    349  137 191 2.19   +
20:30  ?  153  19   973 9707    0    327  99  218 1.05   +
=================================================================
      DAY 22/06      ORBIT   3
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
01:30  ?  230  2    200  8965    0    24   111 229  .7    ECL
=================================================================
      DAY 22/06      ORBIT   6
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
12:00  ?  215  5    437  7346    0    10   66  21   .69   -
12:30  ?  162  25  -1049 11226   0    334  126 47  1.53   -
13:00  ?  140  23  -1083 15234   0    317  152 74  2.55   -
13:30  ?  130  20  -689  17781   0    307  166 101 3.17   -
14:00  ?  122  15  -310 18928    0    300  163 127 3.37   -
14:30  ?  116  9   29   18820   0    292  150 154 3.17   +
15:00  ?  108  0   329  17602   0    282  131 181 2.56   +
=================================================================
      DAY 22/06      ORBIT   7
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
17:30  ?  243  5    732  14890   0    38   118 58  1.98   -
18:00  ?  231  18  -519 16810    0    25   142 85  2.85   -
18:30  ?  222  25  -261 17773    0    16   158 111 3.3    -
19:00  ?  213  29   56  17564   0    9    166 138 3.34   +
19:30  ?  202  31   397 16092   0    1    158 165 2.98   +
20:00  ?  185  31   750 13316   0    349  137 191 2.19   +
20:30  ?  153  19   974 9711    0    327  99  218 1.05   +
=================================================================
      DAY 23/06      ORBIT   8
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
01:30  ?  230  2    202  8963    0    24   111 229  .7    ECL
=================================================================
      DAY 23/06      ORBIT   11
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
```

```
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
12:00  ?  215  5    436  7348    0    10   66  21   .69   -
12:30  ?. 162  25  -1049 11228   0    334  126 47  1.52   -
13:00  ?  140  23  -1082 15232   0    317  152 74  2.55   -
13:30  ?  130  20  -688  17776   0    307  165 101 3.17   -
14:00  ?  122  15  -312 18927    0    300  163 127 3.37   -
14:30  ?  116  9   29   18818   0    292  150 154 3.17   +
15:00  ?  108  0   327  17606   0    282  131 181 2.56   +
=================================================================
      DAY 23/06      ORBIT   12
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
17:30  ?  243  5    733  14890   0    38   118 58  1.98   -
18:00  ?  231  18  -519 16808    0    25   142 85  2.85   -
18:30  ?  222  25  -262 17777    0    16   158 111 3.3    -
19:00  ?  213  29   55  17570   0    9    166 138 3.34   +
19:30  ?  202  31   399 16093   0    1    158 165 2.98   +
20:00  ?  185  31   751 13310   0    349  137 191 2.2    +
20:30  ?  153  19   973 9706    0    327  99  218 1.06   +
=================================================================
      DAY 24/06      ORBIT   13
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
01:30  ?  230  2    200  8964    0    24   111 229  .7    ECL
=================================================================
      DAY 24/06      ORBIT   16
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
12:00  ?  215  5    436  7347    0    10   66  21   .69   -
12:30  ?  162  25  -1049 11226   0    334  126 47  1.52   -
13:00  ?  140  23  -1082 15228   0    317  152 74  2.55   -
13:30  ?  130  20  -691  17782   0    307  166 101 3.16   -
14:00  ?  122  15  -312 18934    0    300  163 127 3.37   -
14:30  ?  116  9   30   18820   0    292  150 154 3.17   +
15:00  ?  108  0   330  17598   0    282  131 181 2.56   +
=================================================================
      DAY 24/06      ORBIT   17
ILL= 99.9%  TW= 180 deg   SOLAR EL= 23.4 deg   SUN ANGLE=-1 deg
=================================================================
TIME   M  AZ   EL   DOPP  RANGE   LAT  LON  SQ  PHASE  UMD ECL
HH:SS  *  deg  deg  HZ.   Km.    deg  deg  deg (256)  r/h  ?
=================================================================
17:30  ?  243  5    730  14895   0    38   118 58  1.98   -
18:00  ?  231  18  -518 16811    0    25   142 85  2.84   -
18:30  ?  222  25  -262 17778    0    16   158 111 3.3    -
19:00  ?  213  29   55  17571   0    9    166 138 3.34   +
19:30  ?  202  31   400 16087   0    1    158 165 2.98   +
20:00  ?  185  31   748 13316   0    349  137 191 2.2    +
20:30  ?  153  19   974 9710    0    327  99  218 1.06   +
```

Tabulato 1

Esempio di tabulato per orbita ACE. Il satellite è acquisibile tutti i giorni alla stessa ora per due orbite giornaliere centrate sull'Europa.

Azimuth ed elevazione risultano costanti in variazione giornaliera. Gli elementi kepleriani all'inizio del tabulato possono essere utilizzati con programmi di tipo Graftrack che mettono in evidenza con grafica la zona del globo terrestre acquisibile che resta sempre costante alla stessa ora del giorno.

Dall'Europa sono acquisibili due orbite, una verso Est nella tarda mattinata ed una verso Ovest nel tardo pomeriggio ed in serata.