

Considerazioni progettuali sulla struttura orbitale dei satelliti della Phase IV

Dick Jansson, WD4FAS - Gruppo di studio Phase IV

1130 Willowbrook Trail - Maitland, Florida 32751

Da Amsat-Na Technical Journal Vol 1, N. 2 Winter, 1987-88

Traduzione dall'inglese, con aggiunte, di Domenico Marini, I8CVS

Molto è stato scritto sulla missione dei satelliti appartenenti alla Phase IV in orbita sincrona geostazionaria, ma ben poco è conosciuto con quale tipo di satellite orientarsi per ottenere determinate caratteristiche.

Questo articolo descrive alcune raffinatezze di progetto necessarie per studiare la forma strutturale base di un satellite in grado di soddisfare i requisiti della missione geostazionaria.

Introduzione

Per il passato sono state fatte discussioni molto approfondite circa lo stato attuale delle telecomunicazioni mediante l'uso di satelliti di amatore (1).

Questi trattati mettono anche in evidenza il lavoro necessario a terra per realizzare i transponder di un satellite in orbita geostazionaria in grado di fornire canali ininterrotti di comunicazione non influenzati dall'incostanza della propagazione.

Sono state anche date informazioni circa le caratteristiche dei transponder per telecomunicazione e sono stati fatti calcoli delle potenze necessarie in funzione dell'attenuazione della tratta.

Ciò che non è stato ancora descritto è esattamente che tipo di satellite sia necessario per fornire la struttura portante di questi transponder, quanta potenza solare sia necessaria per soddisfare i fabbisogni della missione e di quanto bisogna rimpicciolire il satellite in una forma tale che ci permetta di essere considerati una missione secondaria e quindi a basso costo di lancio, anziché avere dimensioni così grandi da essere classificati un carico primario a un costo di lancio insostenibile.

Ci sono soltanto pochi metodi realizzabili per progettare un satellite per questo tipo di missione che sia in condizione di risolvere contemporaneamente molti problemi conflittuali aventi a che fare con le antenne, metodi di stabilizzazione di assetto e controllo termico.

Non a torto, le soluzioni di questi problemi possono sembrare dei compromessi. La forma della struttura che l'Amsat ha sviluppato a tutt'oggi non è necessariamente nuova, ma questa non è stata utilizzata ancora su larga scala nel campo dei satelliti geostazionari.

I nostri metodi di controllo di assetto so-

no perfino un po' rivoluzionari e quindi poco conosciuti.

L'addentrarsi nel mondo delle cose ancora non provate sui satelliti non è un fatto nuovo per l'Amsat e perciò noi ci sentiamo orgogliosi di basare i nostri progetti all'insegna di seppur nuovi metodi tecnologici.

Gli obiettivi della missione

Le caratteristiche specifiche di un satellite in missione Phase IV sono già state definite in dettagli particolareggiati e non saranno qui ripetute in modo approfondito (2).

Gli obiettivi generali della missione possono essere riassunti come segue:

- 1) Un satellite in orbita sincrona geostazionaria non richiede riorientamenti di antenna e attrezzature di inseguimento da parte delle stazioni terrene.
- 2) Si ottiene un'acquisibilità ininterrotta per 24 ore al giorno.
- 3) Si ha possibilità di funzionamento multiplo di transponder Modo-JL e Modo-S per soddisfare una larga gamma di richieste nel mondo delle telecomunicazioni di amatore.
- 4) La potenza di uscita dei transponder va da 80 a 120 W p.e.p. in funzione della banda.
- 5) Le antenne direzionali del satellite hanno guadagni intorno a 16 dBi su tutte le bande.
- 6) La generazione di energia elettrica dei pannelli deve avere una potenza di almeno 235 W.
- 7) Occorre un sistema di propulsione con motore di apogeo per trasferire il satellite

dall'orbita geosincrona di parcheggio (GTO) a quella geostazionaria con un Delta-V di circa 1500 m/sec.

8) Sono necessari serbatoi di contenimento propellenti.

9) E' indispensabile un sistema di controllo di assetto del satellite, necessario per mantenere le antenne orientate verso la Terra.

Tutte le altre caratteristiche del satellite sono subordinate a questi requisiti primari.

Per raggiungere questi risultati bisogna realizzare molte innovazioni ed accontentarsi di alcuni compromessi.

Inoltre esiste più di una forma strutturale di satellite che può soddisfare queste esigenze e la nostra strategia è quella di studiare una forma che abbia le caratteristiche richieste, ma che sia realizzabile nei laboratori dell'Amsat.

Struttura base di un satellite geostazionario

All'altitudine di un satellite geostazionario la Terra presenta alcuni problemi, uno dei quali è il raggiungimento della posizione sincrona desiderata sull'arco dell'equatore celeste.

Da 36.000 km di altitudine, inoltre, la Terra assume la forma di un piccolo bersaglio sferico che sottende un arco di circa 16 gradi, dunque le antenne del satellite devono avere un guadagno e una direttività tale da concentrare l'energia a R.F. sul bersaglio Terra evitando di perdere molta energia a R.F. indesiderata tutt'intorno nello spazio esterno.

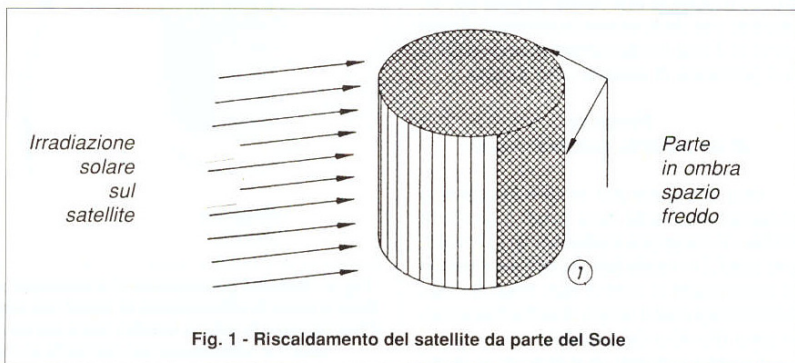
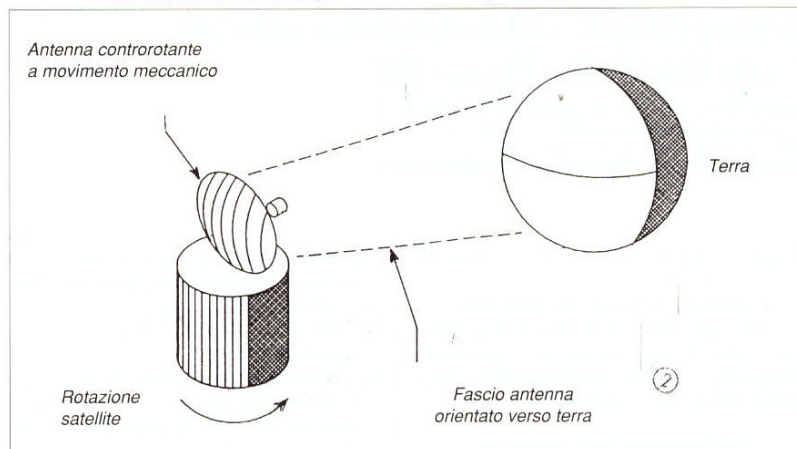


Fig. 1 - Riscaldamento del satellite da parte del Sole

Fig. 2 - Satellite geostazionario per spin ed antenne controrotanti a rotazione meccanica.
Le celle si raffreddano quando il satellite le porta nella zona d'ombra.



Ciò dunque significa che le antenne dei satelliti devono essere sempre puntate accuratamente verso la Terra, a differenza cioè dei satelliti (LEO) orbitanti a bassa altitudine che vedono la Terra come un bersaglio angolare molto più grande e sono ricevuti a terra con segnali molto intensi.

Inoltre, da una distanza di 36000 km, tipica di un satellite geostazionario, la Terra non produce alcuna significativa influenza sul riscaldamento del satellite. L'unica influenza sul riscaldamento del satellite, oltre a quella dovuta alla dissipazione interna di energia, è provocata dal Sole (fig. 1).

Siccome le numerose facce di un satellite sono ricoperte con pannelli di celle solari, che assorbono energia solare per funzionare, lo stesso assorbimento causa una sovrarelevazione di temperatura delle celle solari a meno che non vengano prese speciali precauzioni.

I pannelli solari esposti alla luce diretta del sole senza alcun dispositivo speciale di raffreddamento possono raggiungere temperature fino a 119 gradi centigradi che degradano seriamente la capacità della cella di produrre energia elettrica.

In realtà le temperature praticamente utili per i pannelli solari sono al di sotto dei 40 gradi centigradi, da cui ne deriva un grosso problema di progetto termico per un satellite che deve tenere le antenne dirette verso la Terra senza potersi muovere dalla sua posizione di assetto nello spazio.

Progetto di un satellite geostazionario

Una soluzione per evitare l'eccessivo riscaldamento delle celle solari è quella di mettere in rotazione il satellite (spin) sul proprio asse Z in modo tale da limitare il tempo di esposizione al sole di ogni singola cella, lasciandogli così il tempo di raffreddarsi nella zona d'ombra del satellite.

Questo concetto di rotazione o "spin"

del satellite è mostrato in fig. 2, ma la realizzazione pratica non è scevra da problemi.

Per mantenere le antenne direttive sempre orientate verso il bersaglio Terra, queste antenne devono ruotare in senso contrario al moto di rotazione del corpo esterno del satellite.

Questo processo di controrotazione delle antenne, in gergo "despun", rappresenta un problema elettrico e meccanico molto complesso da risolvere, che richiede l'uso di cuscinetti a sfere, un motore elettrico con servomeccanismo di controllo di giri chiuso ad anello e molte spazzole con collettori per trasferire una considerevole energia a R.F. fra le due parti controrotanti del satellite, oltre a una grande quantità di segnali per pilotare con precisione il sistema di controllo

di puntamento e assicurare l'orientamento costante delle antenne verso la Terra.

In altre parole, mentre il cilindro esterno del satellite ruota in un senso, la parte interna che porta le antenne deve girare in senso contrario, ma allo stesso esatto numero di giri al minuto. In questo modo le antenne risultano come ferme, ma sono orientabili verso la Terra aumentando o diminuendo leggermente il numero di giri del corpo interno del satellite.

Quando le antenne sono orientate perfettamente, i giri del corpo esterno e di quello interno vengono sincronizzati fra loro da un servosistema.

La cosa più complessa è che ora occorre mettere in collegamento tra loro le due parti controrotanti del satellite mediante i giunti rotanti a impedenza caratteristica costante per la radio frequenza e contatti striscianti su collettori ad anello per i vari segnali elettrici multiplexati.

Mentre questo sistema offre una soluzione al complesso problema di surriscaldamento delle celle solari e della stabilizzazione, i problemi connessi col sistema controrotante delle antenne aumentano il costo della realizzazione.

Una seconda soluzione di questo problema impiega invece la rotazione per "spin" della sola struttura esterna del satellite che monta le celle solari, ma questa volta le antenne, anziché girare in senso contrario meccanicamente, vengono commutate "elettricamente".

In questo caso, come avviene sui satelliti Meteosat, solo i dipoli che, istante per istante, vedono la Terra sono alimentati con energia a radio frequenza (fig. 3).

Allineamento di dipoli commutati elettricamente.
Solo quelli che istante per istante guardano la terra sono alimentati a radio frequenza.

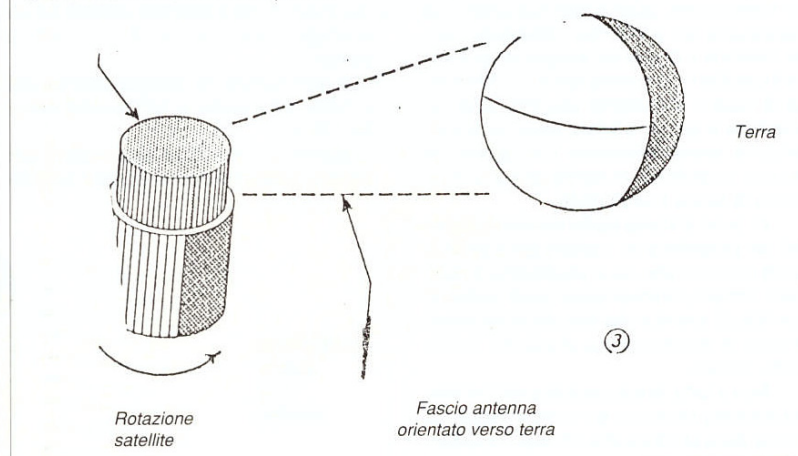


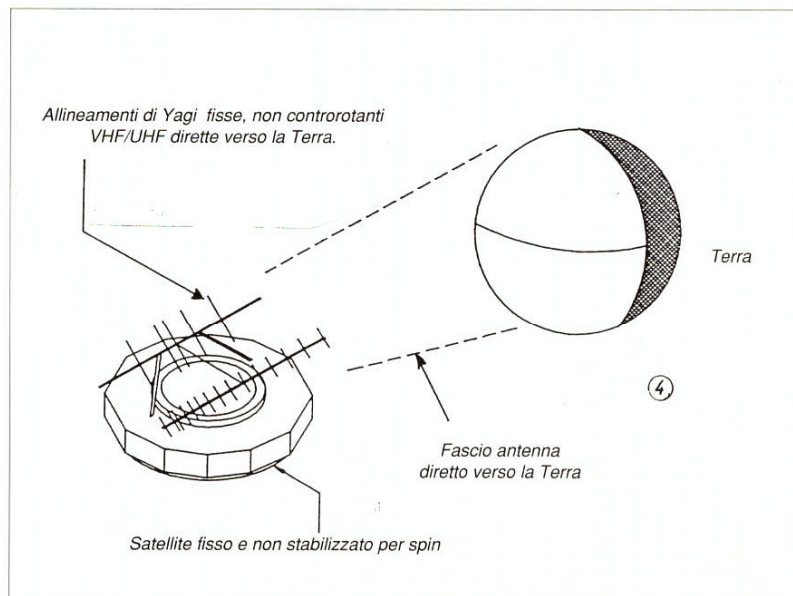
Fig. 3 - Satellite geostazionario stabilizzato per spin ed antenne a commutazione elettronica.
Solo la parte di allineamento di dipoli che istante per istante è rivolta verso terra irradia lungo il fascio, mentre tutto il satellite ruota sul suo asse di simmetria. Anche in questo caso le celle solari si raffreddano nel momento in cui passano nella zona d'ombra ad ogni giro.

Spazio nuova frontiera

Fig. 4 - Il satellite è fisso con le antenne orientate verso la terra. La stabilizzazione non è ottenuta per rotazione del corpo del satellite sul suo asse di simmetria.

Le celle solari orientate verso il sole si riscaldano ed occorre uno scambiatore termico come descritto nell'articolo per la Phase IV.

La stabilizzazione è ottenuta con getti di idrazina che periodicamente correggono le variazioni di assetto. Il sistema è più semplice che nella stabilizzazione per spin, ma richiede un serbatoio di idrazina, la cui durata determina la vita del satellite.



Mentre questo sistema semplifica la meccanica che comporta invece un'antenna controrotante come sopra menzionato, il problema si sposta ora verso uno schema elettrico di commutazione in fase a R.F. molto complesso, che è difficile da realizzare con molte antenne di guadagno elevato come noi abbiamo bisogno e nei canali di

frequenza, anche VHF, che noi intendiamo usare in questa missione. E' dunque chiaro che per il successo della missione Phase IV è necessario un allineamento di antenne VHF, UHF e a microonde, tenuto fisso verso la Terra. Nello stesso tempo abbiamo bisogno del più semplice satellite che si possa progettare (fig. 4).

Anziché complicare la meccanica o l'elettronica del satellite per risolvere il problema della elevata temperatura delle celle solari, noi dobbiamo dare una risposta al problema termico utilizzando un dispositivo a scambio termico tenendo fermo il satellite.

Se noi ragioniamo sul fatto di ricercare un sistema che trasporta l'eccesso di energia solare assorbita dalle celle, dal lato soleggiato del satellite al lato in ombra, noi avremmo risolto due problemi nello stesso tempo.

Avremmo cioè raffreddato le superfici calde ed avremmo riscaldato le superfici che sono in ombra. Tale soluzione risolverebbe anche il problema di mantenere a temperatura quasi costante le apparecchiature interne del satellite.

Bibliografia

- 1) Jan A. King - Vern Riportella - WA2LQQ, and Ralph Wallio, "Oscar at 25: The Amateur Space Program Comes of Age", QST December 1986, pp. 15-18; and "Oscar at 25: Beginning of a New Era", QST January 1987, pp 41-45.
- 2) Jan A. King - "Phase Four Technical Study Plan", AMSAT limited distribution document, 1 September 1986.
- 3) Military Handbook Reliability / Design Thermal Application, MIL-HDBK-251 - 19 January 1978, Chapter 12, p. 405.
- 4) Systems Iproved Numerical Differencing Analyzer" (SINDA) a mainframe thermal network analyzer program tracing its roots to the late 1960s and early 1970s in work done for NASA by TRW System Group.
- 5) Dick Jansson, WD4FAB, "Spaceframe Design Considerations for the Phase IV Satellite", from Amsat-NA Technical Journal Vol. 1, n. 2 Winter, 1987-88 pp. 16-22.

(1 - continua)

Kepleriani per SATMENU - (UoSAT * 101189 - TNX to IV3TKI)

NAME	EPOCH	INCL	RAAN	ECCY	ARGP	MA	MM	DECY	REVN
#OSCAR-10	89295.83948	25.92	237.93	0.6031	87.00	336.17	2.05884	-1.0E-6	4784
#OSCAR-11	89303.72058	97.99	358.52	0.0012	254.61	105.36	14.64247	3.0E-5	30237
#OSCAR-12	89304.07886	50.02	240.61	0.0011	329.65	30.38	12.44402	-2.5E-7	14632
#OSCAR-13	89290.09122	57.11	186.30	0.6814	213.39	73.74	2.09695	4.8E-6	1029
#RS-10/11	89305.86325	82.92	136.48	0.0013	34.69	325.51	13.72020	2.4E-6	11827
#MIR	89306.33658	51.63	30.12	0.0006	262.25	97.72	15.55607	-5.9E-4	21271
#SALYUT-7	89306.32758	51.61	358.28	0.0001	32.81	327.31	15.47641	1.4E-4	42954
#AJISAI	89258.72253	50.01	19.76	0.0012	216.46	143.54	12.44380	-4.5E-7	14068
#MET-2/16	89304.95374	82.55	111.18	0.0011	168.85	191.29	13.83536	2.2E-6	11142
#MET-2/17	89305.15411	82.55	171.71	0.0015	246.10	113.86	13.84235	3.5E-6	8863
#MET-2/18	89305.06656	82.52	50.20	0.0013	288.30	71.67	13.83859	1.2E-6	3401
#MET-3/2	89304.87848	82.54	78.96	0.0015	158.05	202.12	13.16865	3.9E-6	6090
#NOAA-9	89304.03232	99.16	293.74	0.0015	294.18	65.78	14.12244	7.8E-6	25163
#NOAA-10	89304.05682	98.63	331.91	0.0013	213.66	146.37	14.23249	8.5E-6	16201
#NOAA-11	89300.29886	98.95	243.78	0.0011	216.87	143.17	14.11230	5.1E-6	5610

Considerazioni progettuali sulla struttura orbitale dei satelliti della Phase IV

Dick Jansson, WD4FAS - Gruppo di studio Phase IV

1130 Willowbrook Trail - Maitland, Florida 32751

Da Amsat-Na Technical Journal Vol 1, N. 2 Winter, 1987-88

Traduzione dall'inglese, con aggiunte, di Domenico Marini, I8CVS

Progetto del Phase IV

Per soddisfare i fabbisogni essenziali della generazione di energia di un satellite Phase IV è necessario esporre al sole una notevole superficie di celle solari.

I 235 W di potenza possono essere raggiunti con una superficie di proiezione esposta al sole di 1,5 metri quadri, montando le celle sulla superficie del satellite con un fattore di copertura almeno del 90 per cento e usando celle standard al silicio costruite con tecnologia ad alta efficienza che consentono un rendimento di conversione del 12,5 per cento.

Il satellite Phase IV ha purtroppo un fattore di copertura del 70 per cento della superficie totale.

Ciò è rappresentato approssimativamente dal prodotto del diametro e l'altezza del satellite e così la superficie effettiva di celle solari da montare su una struttura cilindrica raggiunge $1,50 \times 3,14 = 4,7 \text{ m}^2$.

La proiezione di superficie pari a $1,50 \text{ m}^2$ può essere ottenuta con una vasta gamma di diametri ed altezze della struttura.

Tenendo conto che bisogna mantenersi il più corti e compatti possibile per essere imbarcati su un vettore come carico secondario, se l'altezza fosse di 0,65 metri, di conseguenza occorrerebbe un diametro di 2,30 metri per ottenere i requisiti di superficie discussi. L'importanza di questo diametro di 2,30 metri sarà trattata in seguito.

Il raffreddamento dei pannelli solari mediante tubi scambiatori di calore

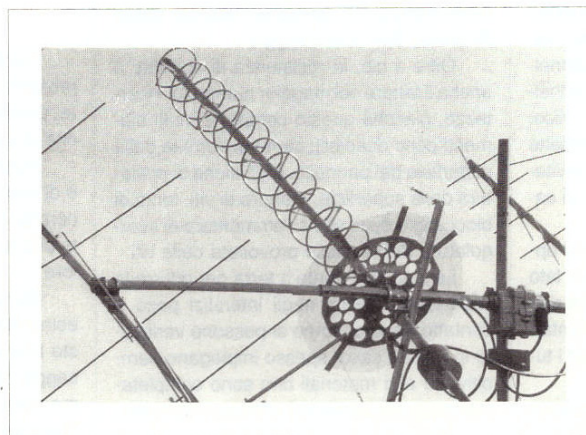
I calcoli dello scambio termico necessario per raffreddare la superficie di celle solari investita dalla radiazione del sole, mostrano che la quantità totale di calore da asportare non è eccessiva.

E' più che altro la distanza alla quale il

calore deve essere trasportato e il relativo piccolo gradiente di temperatura fra superfici calde e fredde che richiedono materiali ad elevatissima conducibilità termica o altri sistemi di trasferimento di calore.

Più di venti anni fa, G.M. Glover concepì un adatto scambiatore di calore ideando il cosiddetto "tubo di calore" che trova i suoi predecessori in dispositivi ideati anteriormente da R.S. Gaugler nel 1942.

Glover dette comunque il nome di "tubo di calore" al dispositivo schematizzato nella fig. 5.



L'antenna a 15 spire destrorsa per 435 MHz di IK1FJI usata per uplink di Oscar-13 Modo-B e downlink Oscar-13 Modo-JL. Il guadagno di questa antenna è 13 dBdc ed è molto utile per minimizzare il QSB, essendo a polarizzazione circolare.

La letteratura che si riferisce al brevetto fornisce alcune utili descrizioni di questo scambiatore di calore. Il "tubo di calore" è un trasportatore termico di conduttività molto elevata. Esso è formato da una camera in cui è stato praticato il vuoto e con molti canali longitudinali allineati.

Il calore viene trasportato dalla evaporazione di un liquido molto volatile che si condensa all'estremità opposta e fredda del tubo e ritorna per capillarità all'estremità calda per mezzo dei canali. Il vapore passa attraverso la cavità trasportando il calore.

Il "tubo di calore" è formato da tre zone o sezioni: l'evaporatore, il condensatore ed

una sezione adiabatica che collega l'evaporatore col condensatore. In alcuni tipi la sezione adiabatica può essere molto corta.

Questo scambiatore di calore offre un elevato numero di proprietà importanti utilizzabili nel raffreddamento di apparecchiature elettroniche.

Il dispositivo ha una capacità di trasferimento di calore molte volte maggiore del miglior materiale conduttore di calore, pur mantenendo essenzialmente una temperatura esterna uniforme e trasportando il calore per distanze di alcuni piedi. Il sistema non

richiede alcuna alimentazione e funziona soddisfacentemente in ambienti con gravità zero.

Per determinare i limiti di applicabilità dei tubi di calore al progetto termico della Phase IV, è stato effettuato uno studio termico completo.

I risultati di questo studio conducono ad un livello di affidabilità di funzionamento e a dettagli di progetto che ci permettono di procedere con sicurezza verso l'obiettivo della risoluzione del problema termico.

Sebbene l'uso dello scambiatore termico a tubi di calore non sia scevro da manchevolezze, nel caso specifico il peso di tutti i pannelli solari, dei tubi di calore e particolari ausiliari, raggiunge i 51 chilogrammi.

Se andiamo a paragonare il sistema dello scambiatore di calore, fatto con tubi di calore, rispetto alla molte complicazioni insite nel sistema di antenne controrotanti, sembra che lo scambiatore offra meno complessità perché non esistono parti meccaniche in movimento né complesse commutazioni a radio frequenza e il satellite può rimanere fermo nello spazio.

Lo studio tecnico dettagliato del tubo di calore conferma chiaramente l'importanza di un postulato scritto nella letteratura (3).

E' molto importante capire che, nonostante il "tubo di calore" sia un eccellente conduttore termico, la sua efficienza nelle

Spazio nuova frontiera

applicazioni di raffreddamento è rigorosamente limitata dalla resistenza termica nei punti di contatto fra la fonte di calore e le superfici da raffreddare.

La **fig. 6** illustra la disposizione dei componenti del progetto del pannello solare con lo scambiatore a tubo di calore che è stato studiato per raggiungere i requisiti di base.

Il tubo di calore è un profilato di alluminio puro lavorato per estrusione con internamente moltissimi canali longitudinali sottilissimi per ottenere il flusso di ritorno del liquido per azione di capillarità.

Una delle più importanti caratteristiche di questo tubo di calore è la sua flangia fusa col tubo che permette un contatto termico diretto con la superficie ad alta concentrazione di calore da asportare.

Il pannello solare in se stesso è costruito con una tecnologia molto comune che consiste in due fogli sottili di alluminio che serrano un vespaio formato da tante piccole celle di alluminio puro chiamato "honeycomb". Ciò che non rappresenta una pratica comune è l'uso di barre di alluminio fresate da massello integralmente col pannello inferiore in modo tale che barre e pannello di alluminio puro formino un corpo unico.

Il montaggio di queste barre permette l'uso di numerose viti di bloccaggio avvitate direttamente sulla flangia del tubo di calore e filettata proprio sulle barre.

Queste barre non occupano una apprezzabile superficie della struttura sul lato soleggiato del pannello e in unione alla rigidità delle barre assicurano anche un contatto termico intimo fra i pannelli solari ed i tubi di calore.

Questo contatto termico fra il pannello

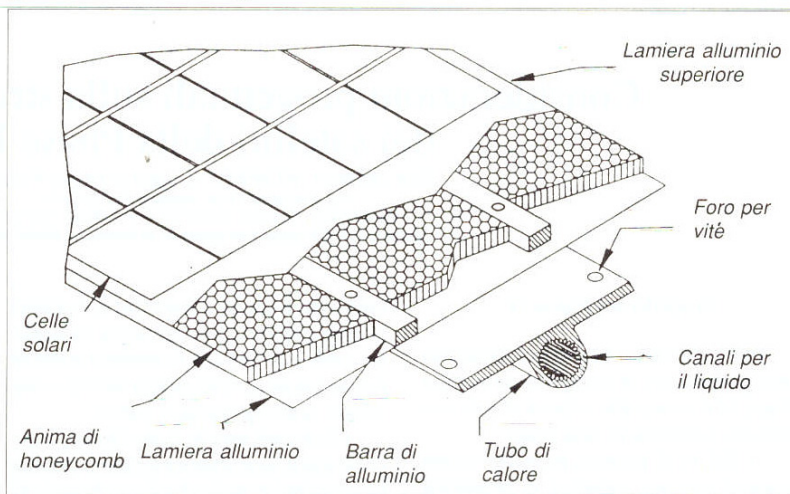


Fig. 6 - Sezione di pannello solare montato sullo scambiatore di calore. E' visibile il vespaio di Honeycomb fra due fogli di alluminio di cui quello inferiore è ricavato per fresatura da un massello di alluminio insieme alle barre di fissaggio. Si vedono i canali nell'interno del tubo di calore in cui il liquido ricondensato scorre per capillarità verso la parte calda. Nella parte superiore sono fissate le celle solari che scambiano il calore assorbito dalla radiazione solare verso il tubo di calore.

solare e la flangia del tubo di calore rappresenta l'unica resistenza termica più critica di questo tipo di montaggio.

Oltre a ciò, la resistenza di contatto è anche il fattore col maggior numero di incertezze, giacché questo comporta molti elementi poco definibili, come uniformità della superficie del pannello, precisione di piallatura della superficie, numero di viti, forza di bloccaggio delle viti, e l'ammontare di svergolatura del pannello provocata dalle viti.

Le soluzioni usate a terra per ridurre la resistenza termica negli interstizi poco a contatto tra loro, come si possono verificare in questo caso, spesso impiegano riempitivi ed altri materiali che sono completamente inaccettabili nell'ambiente spaziale.

La scelta delle dimensioni dei pannelli solari

Siccome il tubo di calore prescelto è un profilato estruso prodotto commercialmente, questo viene prodotto in lunghezze tipiche di soli 12 piedi.

Ricordando che il diametro del satellite è di circa 2,3 metri, la circonferenza di tale cerchio è di circa 24 piedi o più esattamente due lunghezze di 12 piedi di "tubo di calore".

Non è possibile unire semplicemente le estremità di due tubi di calore estrusi di questo tipo e far combaciare in un unico passaggio tutti i canali interni longitudinali, come necessario per assicurare il ritorno del fluido per capillarità.

Ciascuna sezione di 12 piedi di tubo di calore deve essere una unità meccanicamente perfetta, saldata su se stessa, ed occorre unire perfettamente le estremità attestate una all'altra sia dal punto di vista meccanico che termico in modo che esse funzionino quasi come se fossero una unità singola.

Qualora noi realizzassimo un diametro del satellite superiore a 2,3 metri, allora avremmo bisogno di unire più di due tubi di calore da 12 piedi saldati insieme per ogni anello con un notevole aumento del costo.

Da qui nasce il diametro obbligato del satellite!

Le celle solari al silicio, inoltre, non possono essere facilmente fissate alle superfici curve per cui il cilindro della struttura del satellite deve assumere la forma di un poliedro a facce piane.

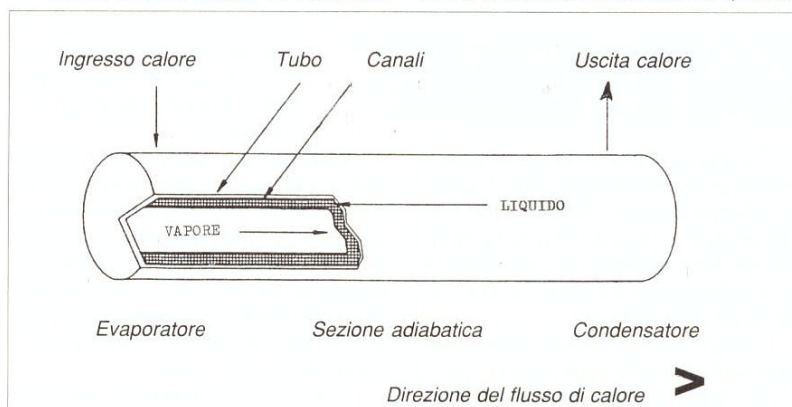


Fig. 5 - Struttura base del tubo di calore. All'estrema sinistra si vede la sezione dell'evaporatore in corrispondenza dell'ingresso del calore. Il liquido evapora trasportando il calore all'estrema destra nella sezione del condensatore. Qui il vapore si raffredda e torna allo stato liquido. Il liquido ritorna a sinistra nell'evaporatore attraverso i canali interni che percorre per capillarità. La direzione del flusso di calore trasportato dal liquido in fase vapore è da sinistra verso destra.

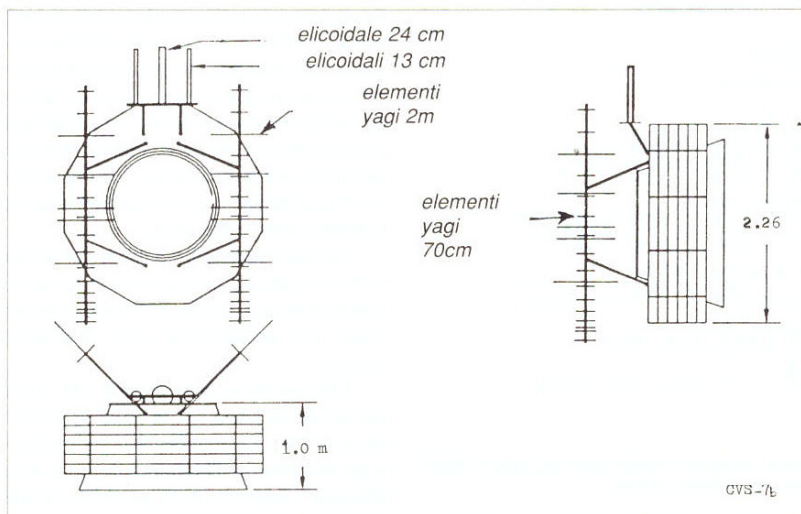


Fig. 7 - Struttura del satellite Phase IV. Sono visibili le due Yagi per 2 m e le due elicoidali per 24 cm e 13 cm. Gli elementi dei 70 cm sono montati sul boom della Yagi per 2 m. Il satellite ha dodici facce e su ciascuna sono montati sei pannellini solari da 110 x 600 mm. Il satellite non è stabilizzato per spin e le celle sul lato soleggiato sono raffreddate da uno scambiatore termico. La stabilizzazione di assetto è ottenuta con getti di idrazina la cui durata determina la vita utile del satellite. La stabilizzazione è indispensabile per orientare le antenne direttive verso la Terra.

Un tubo di calore lungo 24 piedi può essere diviso opportunamente in 12 pezzi da 600 mm ciascuno, cosicché il nostro poliedro assumerà la forma di un dodecaedro. Questa scelta di 12 lati, lunghi ciascuno 600 mm non è stata determinata in modo proprio casuale.

Sono stati fatti degli studi per vedere quante celle solari da 20 x 40 mm sono necessarie per costruire una singola fila di celle in serie per realizzare il sistema di alimentazione.

Nei satelliti della Phase III questo numero è di 68 celle.

Facendo una piccola taratura del circuito regolatore di carica delle batterie (BCR), la lunghezza di questa striscia può essere fatta quasi con ogni numero opportuno di celle.

Nell'attuale progetto di un pannello del satellite Phase IV ci vogliono 72 celle per pannello.

Siccome ogni pannello di celle solari ha la stessa tensione di uscita, ciò significa che tutti i pannelli possono essere collegati in parallelo purché ogni pannello abbia in serie un appropriato diodo di blocco.

Tenendo conto delle necessità di costruzione, manipolazione e montaggio, le misure di 110 x 600 mm per ogni singolo pannellino solare sono state reputate sufficienti per soddisfare tutti i necessari fabbisogni tecnologici.

L'intero sistema di celle solari del satellite si compone perciò di un totale di 72 pan-

nellini da 110 x 600 mm. Su ogni faccia del satellite che ha 12 lati sono montati perciò 6 pannellini da 110 x 600 mm e perciò $6 \times 12 = 72$ pannellini. Ognuno di noi potrebbe chiedersi per quali buoni motivi sia stato necessario dividere ciascuna faccia del satellite in sei piccoli pannelli solari anziché montarne uno solo più grande.

In realtà la robustezza strutturale del satellite sarebbe molto maggiore se i pannelli di ogni singola faccia fossero uno solo anziché sei, giacché in questo caso il pannello si comporterebbe come una superficie di rinforzo.

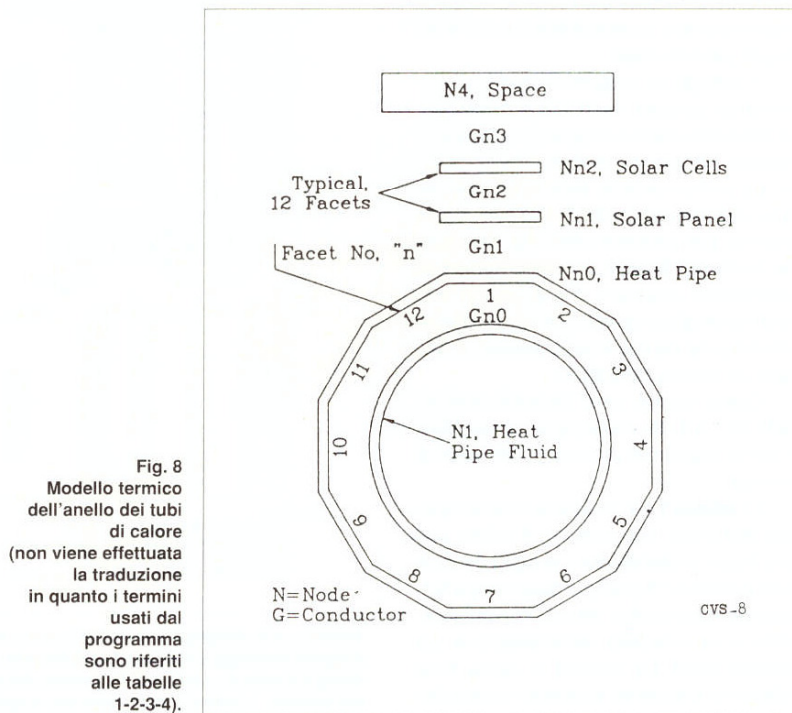
L'ammontare però di conduzione termica dei tubi di calore disponibili e le proprietà di conduzione termica laterale dei pannelli solari che forniscono calore ai tubi, impongono che vengano usati sei anelli di tubi di calore, uno per ogni fila di pannellini.

Siccome questi tubi sono dei profilati costruiti singolarmente per estrusione (un particolare processo metallurgico di trafilatura a caldo), le tolleranze meccaniche della struttura, necessaria per fissare intimamente sei tubi di calore avvitati su di un unico pannello solare molto grande, diventano una cosa irrealizzabile.

Siamo dunque costretti ad affrontare il problema strutturale in un'altra maniera, fissando cioè dei pannellini solari più piccoli, ognuno sul rispettivo anello di tubo di calore e sei pannellini su ogni faccia.

Comportamento termico dei pannelli solari e dei tubi scambiatori di calore

Sono stati realizzati due modelli termici matematici per determinare inizialmente le capacità di trasferimento di calore dello scambiatore termico e il risultante diagram-



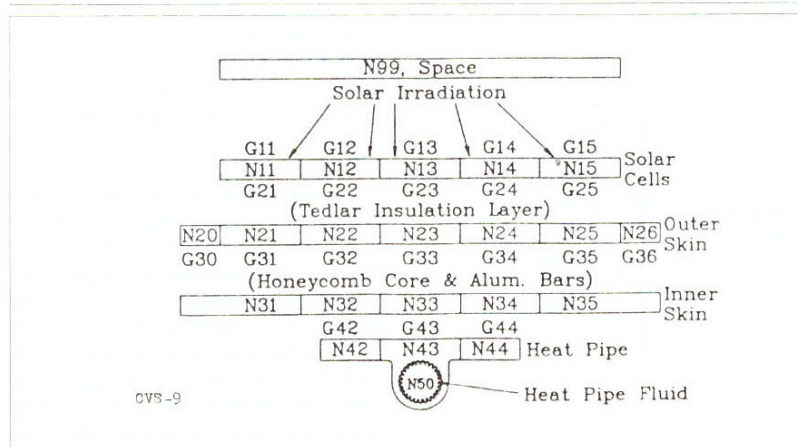


Fig. 9 - Modello termico dei pannelli solari e dei tubi di calore (non viene effettuata la traduzione in quanto i termini usati dal programma sono riferiti alle tabelle 1-2-3-4).

ma termico dei tubi di calore e dei pannelli solari.

La fig. 7 illustra le dimensioni base dello scambiatore del satellite Phase IV così com'è concepito in questo momento.

La fig. 8 mostra la rappresentazione del modello termico di un singolo anello di tubo di calore (da ricordare che sono sei in tutto, uno sopra l'altro), montato nel satellite.

La fig. 9 è il modello termico della sezione trasversale di un singolo pannello solare e del suo scambiatore di calore. I valori di questi due modelli sono stati iterati uno con l'altro per ottenere la soluzione finale in unione a diversi sistemi di fabbricazione dei singoli pannelli solari.

I dettagli dei progetti scartati non verranno qui discussi, ma basta dire che questi sono stati inferiori al previsto per quanto riguarda efficienza e metodi di fabbricazione. Le analisi condotte sono state elaborate su un computer Zenith Z - 248 con un programma per personal computer derivante dal Sinda (4) "System Improved Numerical Differencing Analyzer", che è proprio una vera meraviglia in grado di fare su un personal computer ciò che in tempi passati richiedeva un grosso calcolatore.

Questi risultati sono riassunti nelle tabelle da 1 a 4 che mostrano le temperature in forma relazionale ai vari punti del sistema termico.

Le tabelle 1 e 2 mostrano i risultati analitici dell'anello scambiatore di calore con una faccia perpendicolare ai raggi del sole e poi ruotata di 15 gradi per determinare l'effetto del moto relativo del sole intorno al satellite e la variabilità dell'irradiazione sui pannelli solari. La potenza di uscita delle celle solari è evidente attraverso la variazio-

ne dell'energia solare totale assorbita che deve essere smaltita dalle celle.

Il coefficiente di assorbimento ottico non cambia dal valore di 0,844 (valore della Phase-III) ed è in rapporto con l'energia solare incidente.

Siccome l'energia elettrica fornita del 12,5 per cento è anch'essa in rapporto con

l'energia solare incidente, è necessario sottrarre 0,125 da 0,844 per determinare il valore termico effettivo di assorbimento quando la cella fornisce la massima uscita. Quando la regolazione del BCR non richiede la piena potenza delle celle, il punto di lavoro della cella viene spostato e il valore effettivo di assorbimento si innalza aumentando la dissipazione della cella.

Quindi la tabella 2 mostra le condizioni termiche dell'anello scambiatore di calore nelle condizioni estreme di assorbimento solare con generazione nulla di energia elettrica.

Utilizzando le temperature del fluido contenuto nei tubi di calore determinate nell'analisi dello scambiatore anulare, la distribuzione delle temperature sulla superficie inferiore e superiore di un pannello solare è riportata nelle tabelle 3 e 4 di nuovo per due valori di angoli di incidenza della luce del sole e due livelli di assorbimento solare.

I benefici di un buon progetto termico sono evidenziati da una modesta temperatura di 30 gradi centigradi perfino sulla cella solare più distante e nel caso di piena potenza elettrica di uscita. La temperatura del-

Table 1. AMSAT Phase IV Spacecraft Thermal Analysis
Heat Pipe Ring With Solar Panels Mounted

		Temperatures °C		Heat Flows W	
Facet No.		Cells	Panel	Pipe	Solar
7	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	
8	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	
9	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	
10	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	0.00
11	12.2	9.1	5.8	10.44	31.62
12	24.5	16.5	7.2	30.00	54.77
1	29.0	19.1	7.7	37.07	63.24
2	24.5	16.5	7.2	30.00	54.77
3	12.2	9.1	5.8	10.44	31.62
4	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	0.00
5	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	
6	-5.0	-1.1	3.9	-16.85	

Solar Cell Absorptance = 0.719
Solar Power Generation = 39.8 W
Azimuth Angle THETA = 15.0 Deg.
Heat Pipe Fluid Temp. = 6.8°C

		Temperatures °C		Heat Flows W	
Facet No.		Cells	Panel	Pipe	Solar
7	-3.4	0.5	5.6	-17.41	
8	-3.4	0.5	5.6	-17.41	
9	-3.4	0.5	5.6	-17.41	
10	5.5	5.9	6.6	-3.23	16.37
11	20.7	14.9	8.3	20.89	44.72
12	29.3	20.0	9.2	34.56	61.09
1	29.3	20.0	9.2	34.56	61.09
2	20.7	14.9	8.3	20.89	44.72
3	5.5	5.9	6.6	-3.23	16.37
4	-3.4	0.5	5.6	-17.41	0.00
5	-3.4	0.5	5.6	-17.41	
6	-3.4	0.5	5.6	-17.41	

Summary:
Average Heat Pipe Input = 57.21 W
Mean Evaporator + Condenser Length = 1.8 m
Heat Pipe QL Product = 103.0 W.m
Heat Pipe Fluid Mean Temperature = 6.0°C

Table 2. AMSAT Phase IV Spacecraft Thermal Analysis
Heat Pipe Ring With Solar Panels Mounted

		Temperatures °C		Heat Flows W	
Facet No.		Cells	Panel	Pipe	Solar
7	3.8	8.2	14.1	-19.25	
8	3.8	8.2	14.1	-19.25	
9	3.8	8.2	14.1	-19.25	
10	3.8	8.2	14.1	-19.25	0.00
11	23.6	19.9	16.3	11.99	36.77
12	37.6	28.3	17.8	34.25	63.69
1	42.7	31.3	18.4	42.27	73.55
2	37.6	28.3	17.8	34.25	63.69
3	23.6	19.9	16.3	11.99	36.77
4	3.8	8.2	14.1	-19.25	0.00
5	3.8	8.2	14.1	-19.25	
6	3.8	8.2	14.1	-19.25	

Solar Cell Absorptance = 0.844
Solar Power Generation = 0.0 W
Azimuth Angle THETA = 15. Deg.
Heat Pipe Fluid Temp. = 15.4°C

		Temperatures °C		Heat Flows W	
Facet No.		Cells	Panel	Pipe	Solar
7	5.9	10.5	16.4	-19.88	
8	5.9	10.5	16.4	-19.88	
9	5.9	10.5	16.4	-19.88	
10	16.2	16.6	17.6	-3.64	19.04
11	33.6	26.9	19.5	23.88	52.00
12	43.4	32.7	20.6	39.41	71.04
1	43.4	32.7	20.6	39.41	71.04
2	33.6	26.9	19.5	23.88	52.00
3	16.2	16.6	17.6	-3.64	19.04
4	5.9	10.5	16.4	-19.88	0.00
5	5.9	10.5	16.4	-19.88	
6	5.9	10.5	16.4	-19.88	

Summary:
Average Heat Pipe Input = 65.33 W
Mean Evaporator + Condenser Length = 1.8 m
Heat Pipe QL Product = 117.6 W.m
Heat Pipe Fluid Mean Temperature = 16.6°C

Tabelle 1 e 2 - Risultati dell'analisi termica sul satellite Phase IV. Per ogni faccia del satellite vengono mostrate le temperature delle celle, del pannello e del tubo di calore. Inoltre viene mostrato il flusso di calore in watt emesso dal sole e dissipato nel tubo di calore per ogni faccia del satellite. L'analisi è stata fatta con angoli di incidenza del sole pari a 0 gradi e 15 gradi.

Spazio nuova frontiera

**Table 3. AMSAT Phase IV Spacecraft
Solar Panel Temperatures,
Degree Celsius**
Panel Modeled In Cross Section for 41mm Length of Heat Pipe

Solar Cell Absorptance = 0.719
Azimuth Angle THETA = 0 Deg.
T space = 4K
Absorbed Solar Heat, Qs = 4.350 W

Solar Cell Nodes					
T11	T12	T13	T14	T15	
29.0	25.4	27.2	25.7	29.4	

Solar Panel Laminated Outer Skin Nodes						
T20	T21	T22	T23	T24	T25	T26
19.1	19.0	15.1	17.1	15.5	19.5	19.5

Solar Panel Laminated Inner Skin Nodes					
T31	T32	T33	T34	T35	
18.1	15.0	16.0	15.4	18.5	

Heat Pipe Nodes			
T42	T43	T44	
8.3	7.3	8.4	

Heat Pipe Fluid Temperature, Thp = 5.1 °C
Heat Input To Fluid, Qhp = 2.158 Watts

Azimuth Angle THETA = 15. Degrees
Tspace = 4 K
Absorbed Solar Heat, Qs = 4.202 Watts

Solar Cell Nodes					
T11	T12	T13	T14	T15	
29.9	26.5	28.2	26.7	30.2	

Solar Panel Laminated Outer Skin Nodes						
T20	T21	T22	T23	T24	T25	T26
20.6	20.6	16.9	18.7	17.1	20.8	20.8

Solar Panel Laminated Inner Skin Nodes					
T31	T32	T33	T34	T35	
19.7	16.8	17.6	17.0	19.9	

Heat Pipe Nodes			
T42	T43	T44	
10.1	9.0	10.1	

Heat Pipe Fluid Temperature, Thp = 6.8 °C
Heat Input To Fluid, Qhp = 2.165 Watts

**Table 4. AMSAT Phase IV Spacecraft
Solar Panel Temperatures,
Degree Celsius**
Panel Modeled In Cross Section for 41mm Length of Heat Pipe

Solar Cell Absorptance = 0.844
Azimuth Angle THETA = 0 Deg.
Tspace = 4 K
Absorbed Solar Heat, Qs = 5.065 W

Solar Cell Nodes					
T11	T12	T13	T14	T15	
43.4	39.5	41.7	40.0	44.1	

Solar Panel Laminated Outer Skin Nodes						
T20	T21	T22	T23	T24	T25	T26
31.8	31.9	27.6	30.0	28.2	32.6	32.5

Solar Panel Laminated Inner Skin Nodes					
T31	T32	T33	T34	T35	
30.8	27.5	28.7	28.1	31.5	

Heat Pipe Nodes			
T42	T43	T44	
19.4	18.1	19.4	

Heat Pipe Fluid Temperature, Thp = 15.4 °C
Heat Input To Fluid, Qhp = 2.648 Watts

Azimuth Angle THETA = 15. Degrees
Tspace = 4 K
Absorbed Solar Heat, Qs = 4.893 Watts

Solar Cell Nodes					
T11	T12	T13	T14	T15	
44.4	40.7	42.5	40.8	44.6	

Solar Panel Laminated Outer Skin Nodes						
T20	T21	T22	T23	T24	T25	T26
33.5	33.7	29.6	31.6	29.7	33.9	33.7

Solar Panel Laminated Inner Skin Nodes					
T31	T32	T33	T34	T35	
32.6	29.4	30.3	29.6	32.8	

Heat Pipe Nodes			
T42	T43	T44	
21.6	20.4	21.6	

Heat Pipe Fluid Temperature, Thp = 17.8 °C
Heat Input To Fluid, Qhp = 2.508 Watts

Tabelle 3 e 4 - Risultati dell'analisi termica del satellite Phase IV. Con riferimento alla fig. 8 vengono mostrate le temperature nella sezione trasversale di un pannello solare per una lunghezza di tubo di calore pari a 41 mm. L'analisi si riferisce alle radiazioni solari che incidono sui pannelli con un angolo di 0 gradi e 15 gradi. Le temperature nei nodi, nella superficie esterna del pannello e in quella interna a contatto coi tubi di calore sono espresse in gradi centigradi.

la cella sale a circa 45 gradi centigradi nel caso di potenza elettrica di uscita nulla.

Il rendimento di uscita della cella solare in questa ultima situazione non rappresenta una indicazione, ma ciò non costituisce un problema perché la cella può sopportare benissimo temperature di 45 gradi centigradi senza subire danni.

Conclusioni

Progettare un satellite è un lavoro multidisciplinare di valutazione di molte esigenze, necessità e materiali differenti.

Senza dubbio il progetto del satellite Phase IV è incompleto e rimane ancora da fare una grande quantità di lavoro.

I processi che hanno influenza uno sull'altro e si interferiscono in molte linee tecnologiche di confine continueranno a sorgere, così com'è naturale, senza che però alcuna tecnologia prevalga su un'altra a meno di non avere la sicurezza del successo completo della missione.

E' auspicabile che questa trattazione abbia fornito al lettore un'idea su quante dif-

ficoltà bisogna superare per realizzare un satellite che funzioni in modo soddisfacente.

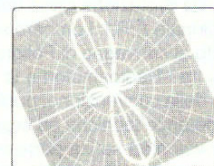
Bibliografia

- 1) Jan King - W3GEY, Vern Riportella - WA2LQQ, and Ralph Wallio, W0RPK, "Oscar at 25: The Amateur Space Program Comes of Age", QST December 1986, pp. 15-18; and "Oscar at 25: Beginning of a New Era", QST January 1987, pp. 41-45.
- 2) Jan A. King - "Phase Four Technical Study Plan", AMSAT limited distribution document, 1 September 1986.
- 3) Military Handbook Reliability / Design Thermal Application, MIL-HDBK-251 - 19 January 1978, Chapter 12, p. 405.
- 4) Systems Improved Numerical Differencing Analyzer" (SINDA) a mainframe thermal network analyzer program tracing its roots to the late 1960s and early 1970s in work done for NASA by TRW System Group.
- 5) Dick Jansson, WD4FAB, "Spaceframe Design Considerations for the Phase IV Satellite", from Amsat-NA Technical Journal Volume 1, n. 2 Winter, 1987-88 pp. 16-22.

L'ABC delle antenne

di Nerio Neri I4NE

L'ABC delle
ANTENNE
ricetrasmittenti



Una panoramica agile e sintetica, ma nel contempo sufficientemente completa, sia sulla parte teorica che consente di afferrare i principi di funzionamento delle antenne in generale nonché delle linee di trasmissione ed accessori relativi, sia sui tipi più classici di antenne, descritti sotto l'aspetto più squisitamente realizzativo. 72 pagine.

L. 6.000

Richiedere a:
EDIRADIO
Via Scarlatti 31 - 20124 MILANO

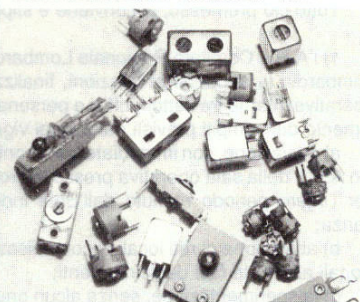


HAM CENTER

di PIZZIRANI P. & C. s.p.a.
VIA CARTIERA, 23 - TEL. (051) 84.66.52 - 84.26.58
48044 BORGONUOVO DI PONTECCHIO MARCONI
(BOLOGNA) ITALY

IMPEDENZE E M.F.

Medie frequenze 455 kHz
Medie frequenze 10,7 MHz
Medie frequenze sub-miniaturo
Impedenza R.F.
Compensatori ceramici
Compensatori a mica
Compensatori a libretto
Compensatori a botticella
Condensatori variabili Tx



HAM CENTER

...Ricordate è sinonimo
di garanzia e qualità!!!