

## Il sistema di propulsione dei satelliti PHASE-III

di Richard L. Daniels W4PUJ - AMSAT - NA

Relazione presentata alla prima Conferenza sui piccoli satelliti di amatore presso l'Università di Stato dello Utah il 7 ottobre 1987  
Libera traduzione con aggiunte di Domenico Marini, I8CVS - Prima parte

La categoria dei radioamatori che esercitano il traffico via satellite è stata la prima a sperimentare la progettazione, la costruzione ed il lancio di satelliti piccoli ed economici.

Nonostante che detti satelliti siano divenuti sempre più complicati, questi hanno continuato ad essere lanciati per anni come carico secondario non pagante senza avere la possibilità di modificare la loro orbita una volta espulsi dal razzo vettore.

Iniziando con i satelliti della serie PHASE-III venne aggiunto a bordo un sistema di propulsione che permise un cambiamento notevole dell'inclinazione dell'orbita di parcheggio.

Questa relazione descrive il progetto dei dispositivi di propulsione di tre satelliti della PHASE-III, che all'inizio hanno usato motori a razzo a combustibile solido e che in seguito, nei satelliti successivi, vennero modificati con sistemi di propulsione impieganti combustibili e comburenti liquidi.

I criteri di progetto utilizzati e le soluzioni meccaniche adottate sono specifiche dei satelliti della PHASE-III, tuttavia i metodi generali impiegati possono indicare la strada da seguire per soddisfare i requisiti del sistema di propulsione di altri piccoli ed economici satelliti di basso costo.

### Introduzione

Il 12 gennaio 1961 fu messo in orbita un piccolo e semplice satellite con un solo beacon telemetrico, come carico non pagante nel lancio del DISCOVERER XXII. Alimentato a batterie, questo satellite funzionò solo per qualche giorno inviando ai radioamatori di tutto il mondo semplici segnali telemetrici. Il satellite, frutto del lavoro di un gruppo di radioamatori californiani appartenenti alla Project Oscar Association, fu battezzato OSCAR-1, che è l'abbreviazione di "Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio".

Nei successivi venticinque anni, la comunità dei radioamatori interessati al traffico via satellite si è ingrandita a livello internazionale ed il risultato del suo lavoro si è specializzato in satelliti per telecomunicazione sofisticati e di vita molto lunga, funzionanti come transponditori a libero accesso da parte di tutti gli OM del mondo.

Fin dal 1969 la Amateur Satellite Corporation (AMSAT), un'organizzazione creata nella costa orientale degli USA da membri appartenenti alla Project Oscar Association, ha fornito l'incentivo per l'attività di amatore via satellite nei paesi dell'Ovest degli Stati Uniti con la collaborazione delle varie filiazioni AMSAT sparse dovunque per il mondo.

A partire dal 1978 fu costruita una serie analoga di satelliti radioamatoriali a cura di un'organizzazione universitaria sovietica, la DOASAF.

Dopo aver dimostrato la capacità di costruire e saper usare satelliti per telecomunicazione a bassa orbita, dotati di lunga vita e con diversi transponditori, i gruppi AMSAT in USA e nella Germania Federale intrapresero lo sviluppo di ciò che va considerato il secondo passo del programma, ossia la serie dei satelliti della PHASE-III.

Questa terminologia deriva dalla denominazione dei primi satelliti beacon di breve durata appartenenti al programma PHASE-I e dai successivi satelliti per telecomunicazione bilaterale a lunga vita e bassa orbita appartenenti al programma PHASE-II.

Gli obiettivi della PHASE-III furono indirizzati verso il progetto di un satellite complesso, con diversi transponditori, da immettere

re in un'orbita ellittica ad elevata eccentricità e grande inclinazione, simile a quella già sperimentata nei satelliti commerciali sovietici Molniya.

Il tipo di orbita Molniya, con il suo apogeo a 35000 km, avrebbe permesso una copertura di telecomunicazione assai maggiore ed avrebbe aumentato il tempo di acquisizione di una singola stazione, dalla media dei venti minuti per un satellite a bassa orbita, ad un massimo di dieci ore consecutive.

Allo scopo di raggiungere questa orbita, comunque, sarebbe stato necessario includere nel progetto una caratteristica mai prima sperimentata nei satelliti per radioamatori, ossia la capacità di propulsione mediante un motore a razzo da accendere all'apogeo.

Le uniche possibilità di lancio disponibili erano quale carico secondario insieme a satelliti commerciali primari per telecomunicazione lungo la loro orbita di parcheggio geostazionaria ad elevata eccentricità e piccola inclinazione.

Il piano progettato era quello di farsi lanciare il nostro satellite insieme al carico primario in un'orbita di parcheggio geosincrona a bassa inclinazione e quindi usare il sistema di propulsione a bordo del satellite per aumentare l'inclinazione del piano orbitale da 10° fino a circa 63°.

Nell'ambito della stessa missione il perigeo sarebbe stato innalzato ad un'altitudine di sicurezza, pari a 1500 km, per evitare attriti con gli strati più alti dell'atmosfera, mentre l'apogeo sarebbe stato lasciato ai 35000 km dell'orbita di trasferimento.

La seguente relazione descrive la realizzazione di tre sistemi di propulsione per raggiungere questi obiettivi.

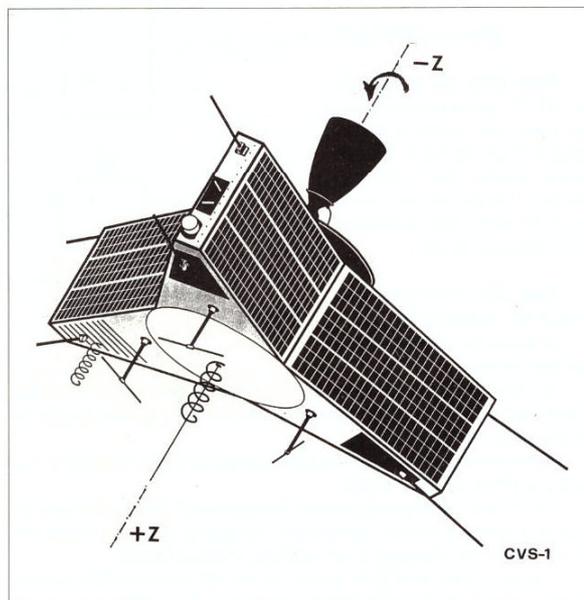


Fig. 1 - Aspetto di un satellite della PHASE-III con indicata la posizione dell'asse +Z e -Z ed il senso di rotazione per ottenere la stabilizzazione nello spazio.

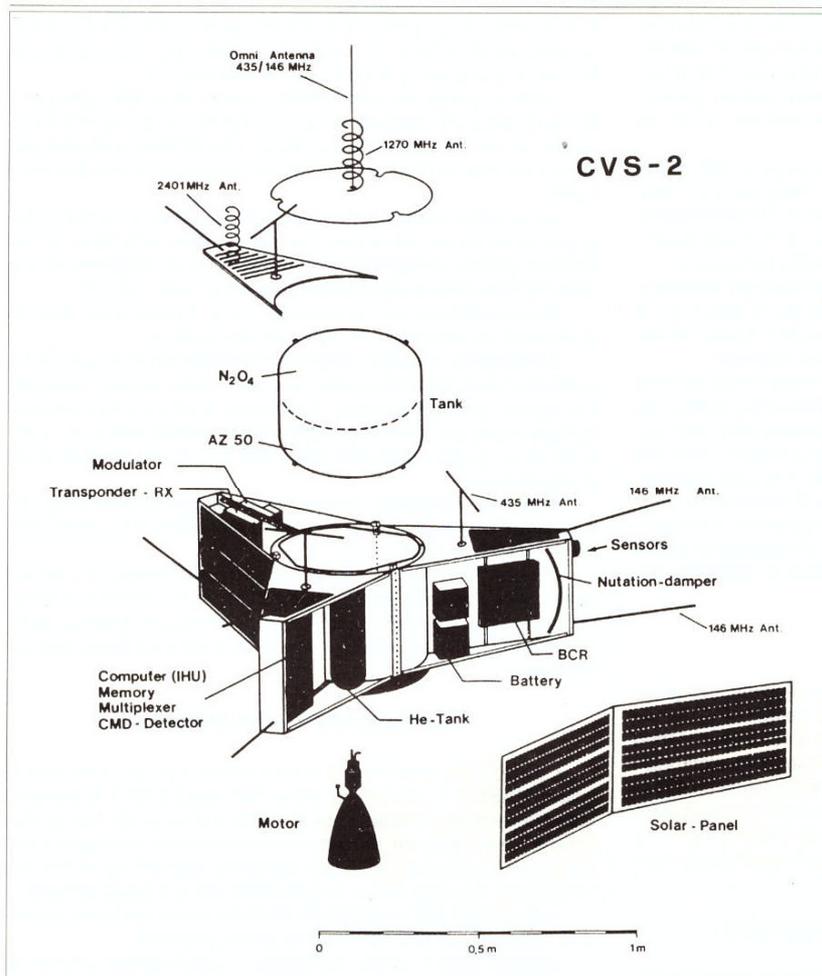


Fig. 2  
Uno spaccato del satellite  
AMSAT-PHASE-III-C  
usato nella terza missione

Un computer di bordo, chiamato IHU (Integrated Housekeeping Unit), possiede fra i suoi molteplici compiti anche quello di raccogliere i dati dai sensori e comparare i loro valori con tre sistemi di riferimento di navigazione residenti in memoria.

Ciò serve per determinare l'assetto voluto del satellite e, se necessario, attivare le bobine di torsione magnetica contenute ciascuna nei tre bracci del satellite al fine di spostare l'asse Z verso l'orientamento desiderato.

Nonostante che detto sistema non permetta spostamenti di assetto molto rapidi, l'esperienza ha dimostrato che si può cambiare efficacemente l'orientamento e la velocità di rotazione dell'asse Z da zero a cinquanta giri al minuto, giri questi indispensabili sia durante l'accensione del motore che per orientare le antenne del satellite con la necessaria precisione verso la terra.

In queste condizioni, il satellite, che ruota sul suo asse Z, funziona come un grosso giroscopio che mantiene fisso il suo orientamento nello spazio e perciò anche nei confronti della terra.

Oltre a controllare la velocità di rotazione del satellite e il suo assetto, lo IHU, o computer di bordo, è programmato per supervisionare una vasta gamma di funzioni del satellite, che comprendono il controllo della commutazione dei vari transponder secondo una ben precisa sequenza e la memorizzazione dei comandi trasmessi

da terra per le successive manovre. Lo IHU effettua inoltre il controllo del ciclo di carica dai pannelli solari fotovoltaici allo scopo di mantenere le batterie al Nickel-Cadmio ad un opportuno livello di carica e, cosa più importante, dal punto di vista del sistema di propulsione, riceve, verifica, memorizza e abilita i comandi di accensione del motore di apogeo nel momento e punto preciso dell'orbita verso la giusta direzione nello spazio.

### Il sistema di propulsione dei satelliti PHASE-III

Il primo sistema di propulsione della PHASE-III fu progettato per impiegare un motore a razzo disponibile, di forma sferica, a propellente solido.

Il progetto, la costruzione, il montaggio, il controllo, le procedure di sicurezza ed i risultati operativi fanno parte della seguente relazione.

### Il dispositivo di accensione del motore (MIU)

L'elettronica per abilitare la sequenza di accensione è contenuta nel modulo MIU, Motor Ignition Unit.

L'elettronica di questo circuito è stata progettata per controllare la sequenza di accensione e per generare l'impulso a corrente elevata e bassa tensione necessario ad innescare il funzionamento dell'accenditore del razzo.

### I satelliti della PHASE-III

La fig. 1 mostra un satellite della PHASE-III mentre la fig. 2 illustra un esploso del satellite AMSAT-PHASE-III C usato nella terza missione.

Questa struttura, con tre bracci separati a forma di stella, la cui configurazione fu disegnata inizialmente per una necessità di spazio disponibile, ha dimostrato di essere un'ottima soluzione sia dal punto di vista strutturale che nell'ottimizzare l'illuminazione dei sei pannelli solari.

La sezione centrale cilindrica fu dimensionata per ospitare il motore a razzo di forma sferica che si rese disponibile nella prima missione di AMSAT-PHASE III A.

Il satellite fu stabilizzato per "Spin", ossia per rotazione sul proprio asse Z, coincidente con la linea centrale passante per l'asse longitudinale dell'ugello del motore di apogeo.

Il controllo di assetto, unitamente alla possibilità di un puntamento preciso, si rese indispensabile sia durante l'accensione del motore che, più tardi, per l'orientamento delle antenne ad alto guadagno verso la terra all'apogeo. Ciò fu ottenuto mediante un sistema di controllo di assetto utilizzando bobine percorse da corrente impulsiva unidirezionale che genera un campo magnetico interagente con quello terrestre, sotto il controllo di sensori del sole e della terra i quali forniscono i valori di riferimento di assetto del satellite.

## Spazio nuova frontiera

Il circuito relativo al MIU comprende un robusto relé con grossi contatti normalmente aperti, collegati in serie al circuito dell'accenditore, gli interblocchi con il computer IHU e un connettore con alcuni ponticelli di sicurezza che, se inserito nello zoccolo, garantisce il completo isolamento dei circuiti di accensione prima del lancio.

Dopo il lancio e dopo aver determinato i primi parametri orbitali, il satellite viene messo in rotazione usando i magneti di torsione e si trasmette verso il satellite una serie di comandi di accensione. Questi comprendono un codice di abilitazione, un codice di accensione e il tempo preciso di durata dell'accensione del motore.

Detti comandi sono immagazzinati nella memoria del satellite e, al momento opportuno, il computer IHU inizializza la sequenza di accensione cominciando con l'invio al modulo MIU i codici di abilitazione e di accensione nella giusta sequenza di tempo.

Il modulo MIU per prima cosa paragona i codici inviati da terra con quelli residenti e memorizzati nella sua elettronica ROM e, se questi coincidono, dà inizio alla sequenza di accensione, che consiste nelle seguenti fasi: per prima cosa eccita e chiude il relé che isola il circuito dell'accenditore, quindi alimenta il circuito oscillatore "switching" del MIU per generare l'impulso di accensione.

Qualunque differenza rispetto alla temporizzazione e sequenza degli eventi programmati nel MIU genera un segnale di errore che resetta immediatamente a zero la procedura di comando dell'accensione.

### Costruzione

Ad eccezione del motore e dei suoi due accenditori, tutti gli altri componenti utilizzati nel sistema di propulsione della PHASE-III-A furono acquistati direttamente da fonti commerciali consistendo largamente in cablaggi, connettori e piccoli componenti elettronici.

Il principale obiettivo fu quello di ottenere l'assoluta affidabilità del progetto e dei componenti usati nel sistema per assicurare che l'accensione del motore sarebbe avvenuta solo e soltanto su comando da terra, anziché spontaneamente prima e in qualunque altro momento.

### Considerazioni sulla sicurezza

Un sistema che contiene circa 40 kg di materiale esplosivo deve essere considerato un dispositivo pericoloso, che richiede un'attenta manipolazione e precauzioni particolari di sicurezza.

D'altra parte, uno dei vantaggi di usare un motore a razzo a propellente solido fu la relativa semplicità di manipolazione dal punto di vista della sicurezza. I motori attualmente in uso sono stati perfezionati al punto tale che sono sufficientemente immuni alla spontanea accensione dovuta a scariche di elettricità statica od a correnti superficiali di basso valore.

Il Motor Ignition Unit (MIU) e relativi cablaggi fu progettato attentamente per garantire l'isolamento di tutti i circuiti di accensione mediante contatti normalmente aperti su relé, un connettore di interruzione dei punti circuitali critici e l'assoluta necessità del riconoscimento di opportuni codici chiave di abilitazione e accensione.

Durante la campagna di lancio, le manovre pericolose furono rimandate al più tardi possibile.

Comunque, a cominciare con l'installazione degli accenditori nel motore e continuando a lavorare con le manipolazioni successive si crearono delle condizioni di pericolo e fu indispensabile operare con estrema attenzione.

Si rese necessario collegare in modo equipotenziale e ad una terra comune sia il motore che la struttura del satellite che le persone addette a maneggiarlo.

Ogni volta che nuovi componenti strutturali erano messi insieme, anche questi venivano collegati alla terra comune.

Cosa molto importante: durante la fase di integrazione del satellite sul razzo vettore, si rese necessario il controllo elettrico di tut-

ti i conduttori che avrebbero potuto convogliare correnti di accensione assicurandosi della loro esatta terminazione e assenza di qualunque tensione prima di effettuare le connessioni.

L'ultima operazione, prima della chiusura finale dell'ogiva per il lancio, fu quella di sostituire il connettore di sicurezza e armare il sistema con un altro apposito connettore che effettuava gli allacciamenti fra il modulo MIU, la batteria del satellite ed il relé di accensione.

Ciò avrebbe stabilito tutte le necessarie connessioni del circuito per l'accensione del motore che non sarebbe comunque potuta avvenire perché mancavano ancora i codici di accensione che sarebbero stati comunicati al satellite da terra dopo il lancio.

Dopo verifiche accurate e lunghe prove, il sistema qui descritto dimostrò di funzionare in modo realmente sicuro.

L'importanza di usare componenti affidabili e un circuito (MIU) completamente allo stato solido non risolve tutti i problemi possibili in questa specifica funzione. Particolare attenzione deve essere dunque rivolta per identificare ogni singolo componente che, in seguito ad un guasto, potrebbe dare inizio spontaneo alla sequenza di accensione.

Oltre a ciò, il progetto e le procedure operative devono adeguarsi al parere favorevole e all'accettazione dell'ufficio di sicurezza dell'ente addetto al lancio.

Per questo motivo fu necessario intendersi subito con i tecnici della ESA addetti alla sicurezza per garantire la completa chiarezza dei requisiti imposti al progetto, in modo da avere tempo sufficiente per effettuare qualunque eventuale modifica si fosse resa necessaria.

### Funzionamento del sistema

L'appropriato funzionamento del sistema di propulsione del satellite PHASE-III-A, nei limiti di prova realizzabili a terra, fu completamente verificato mediante una procedura di controllo. Le caratteristiche di sicurezza del progetto e le procedure di maneggio a terra furono riverificate ed accettate dall'ufficio della sicurezza dell'Ente Spaziale Europeo (ESA) responsabile del lanciatore ARIANE.

Il 23 maggio 1981 i preparativi finali del lancio alla base spaziale di Kourou andarono bene senza grandi problemi.

Appena dopo il lancio, purtroppo, il cattivo funzionamento di uno dei quattro motori del primo stadio determinò il catastrofico fallimento del lancio e la perdita dei satelliti imbarcati.

Come risultato finale venne meno la possibilità di verificare il funzionamento del sistema di propulsione a propellente solido del PHASE-III-A.

### Il sistema di propulsione del satellite AMSAT-PHASE-III-B

In seguito alla perdita del satellite PHASE-III-A furono iniziati immediatamente il progetto e la costruzione di un nuovo satellite.

Sebbene la configurazione e la struttura base del PHASE-III-A fossero stati conservati, furono realizzati numerosi miglioramenti sui transponditori. Oltre a questi, la modifica più importante fu effettuata sul sistema di propulsione.

Siccome i miglioramenti aumentavano il peso del satellite e giacché il lancio previsto avrebbe posto il satellite in un'orbita di parcheggio con inclinazione inferiore alla precedente, fu subito evidente che il motore a propellente solido non avrebbe potuto fornire una spinta sufficientemente lunga per assicurare il raggiungimento dell'inclinazione desiderata. La decisione fu perciò quella di studiare soluzioni completamente diverse.

Una buona occasione si presentò quando il gruppo tedesco dell'AMSAT-DL fu capace di concludere un accordo con l'industria aerospaziale germanica Messerschmitt-Boelkow-Blohm, per la donazione di un motore da 400 newton di spinta, a combustibile e com-



## Il sistema di propulsione dei satelliti PHASE-III

di Richard L. Daniels W4PUJ - AMSAT - NA

Relazione presentata alla prima Conferenza sui piccoli satelliti di amatore presso l'Università di Stato dello Utah il 7 ottobre 1987  
Libera traduzione con aggiunte di Domenico Marini, I8CVS - Seconda parte

### Il serbatoio del propellente

Inizialmente fu stabilito di costruire il serbatoio a doppia camera del propellente usando una lega speciale di acciaio inossidabile. Quando fu visto che questo materiale non poteva essere sagomato in modo opportuno, fu presa la decisione di cambiare il progetto del serbatoio usando una lega di alluminio.

Il requisito più importante fu quello di ottenere un setto di separazione che desse l'assoluta garanzia che i due propellenti non sarebbero mai venuti a contatto fra loro attraverso delle cricche o cattiva saldatura del diaframma. Il criterio costruttivo che raggiunge questi obiettivi è mostrato in fig. 4.

Il serbatoio fu costruito in tre sezioni distinte tornite e ricavate da un'unica lingotta in lega di alluminio in modo tale che il diaframma intermedio facesse parte integrale della fusione di alluminio e che

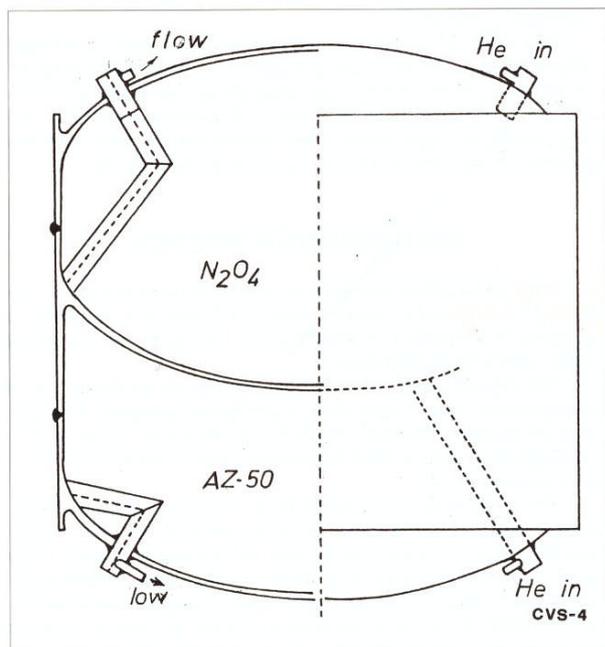


Fig. 4 - Il serbatoio del propellente diviso in due sezioni dal diaframma intermedio ricavato dalla fusione di alluminio. L'ossidante o comburente è il tetrossido di azoto  $N_2O_4$  mentre il combustibile è AZ-50 o aerozina 50. Si vedono le tubazioni di pescaggio in prossimità dei fondi dei serbatoi e alla periferia delle pareti del serbatoio. Ciò consente di incanalare tutti i liquidi a causa della forza centrifuga di rotazione del satellite e del suo serbatoio e di succhiare tutti i propellenti spinti verso il basso dalla accelerazione del motore. Il senso del moto del satellite durante l'accensione è dal basso verso l'alto cosicché i liquidi vengono spinti verso il basso nei punti di pescaggio. Si vedono anche i due tubi di adduzione dell'elio ad alta pressione in fase vapore che serve a pressurizzare le due camere e a spingere i propellenti verso l'ugello del motore. A fine combustione tutto l'elio in fase vapore è stato scaricato all'esterno dall'ugello contribuendo così in parte alla spinta totale.

i due coperchi saldati fossero separati rispetto al comburente e al combustibile ai due estremi del serbatoio.

Con ciò venne evitato che qualunque perdita dei coperchi provocasse la miscelazione dei due propellenti. I punti di pescaggio furono posizionati in modo da tenere gli imbocchi dei tubi sempre coperti dai propellenti liquidi che sarebbero stati spinti sulle pareti e sul fondo del serbatoio sia dalla forza centrifuga di rotazione del satellite che dalla forza di accelerazione dovuta alla spinta del motore (ragionare su fig. 4).

Il serbatoio occupava la parte intermedia del cilindro centrale del satellite, mentre sopra e sotto, lo spazio libero era occupato da tubazioni e cablaggi.

### La bombola dell'elio

La massa dei propellenti venne spinta verso l'ugello del motore dalla pressione dell'elio nell'interno dei serbatoi.

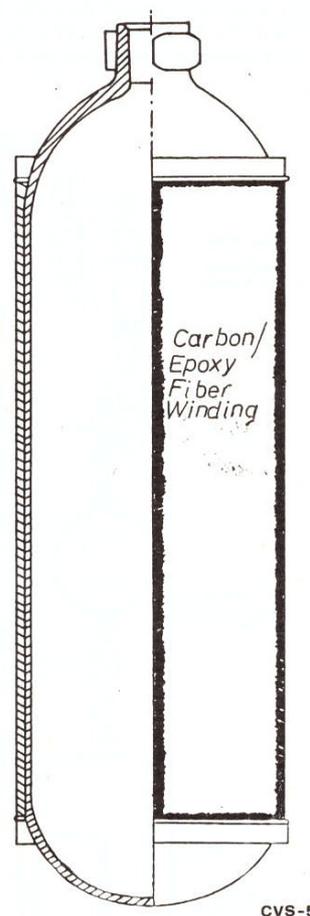
Allo scopo di fornire sufficiente elio in fase gassosa, onde assicurare la fuoriuscita totale dei due propellenti dal serbatoio, fu necessario immagazzinare l'elio allo stato liquido e perciò a pressione molto alta.

Siccome il recipiente non fu reperibile commercialmente in forma utilizzabile e a prezzo abbordabile, fu escogitata una alternativa, economica ma efficiente. Questa è mostrata in fig. 5.

Il gruppo dell'AMSAT-DL reperì una bottiglia metallica economica e prodotta commercialmente quale bombola per piccoli estintori.

Il problema era che detto recipiente veniva costruito per una pressione molto inferiore a quella richiesta per il riempimento con elio liquido a 400 Atmosfere (6000 psi).

Fig. 5 - La bombola dell'elio liquido a 400 atmosfere con l'avvolgimento di rinforzo in fibra di carbonio impastata con resina epossidica.



## Spazio nuova frontiera

La soluzione vincente fu quella di incapsulare la bombola per tutta la sua lunghezza con un avvolgimento di fibra al carbonio impastata con resina epossidica, aumentando così il limite di rottura della bombola fino a una pressione di prova con acqua pompata a ben 1132 atmosfere.

### L'unità di accensione propellenti liquidi (LIU)

Il modulo dell'elettronica, Liquid Ignition Unit, per la inizializzazione e il controllo dell'accensione del motore del satellite Phase-III-B fu chiamato LIU per distinguerlo dal MIU del Phase-III-A. Le sue funzioni erano simili a quelle del MIU ma con un importante controllo in più. Questo modulo era ora in grado di comandare la durata di accensione del motore. Per ottenere ciò il circuito del LIU includeva la possibilità di sommare fra loro intervalli di tempo di 50 millisecondi ognuno per tarare la durata di ciascuna accensione.

### Dispositivo di controllo fluidi propellenti (PFA)

Ad eccezione della scheda LIU, del serbatoio e delle tubazioni, tutti i restanti componenti del sistema di propulsione chiamato "Propellant Flow Assembly" (o PFA) furono montati sopra una singola piastra metallica come mostrato in fig. 6.

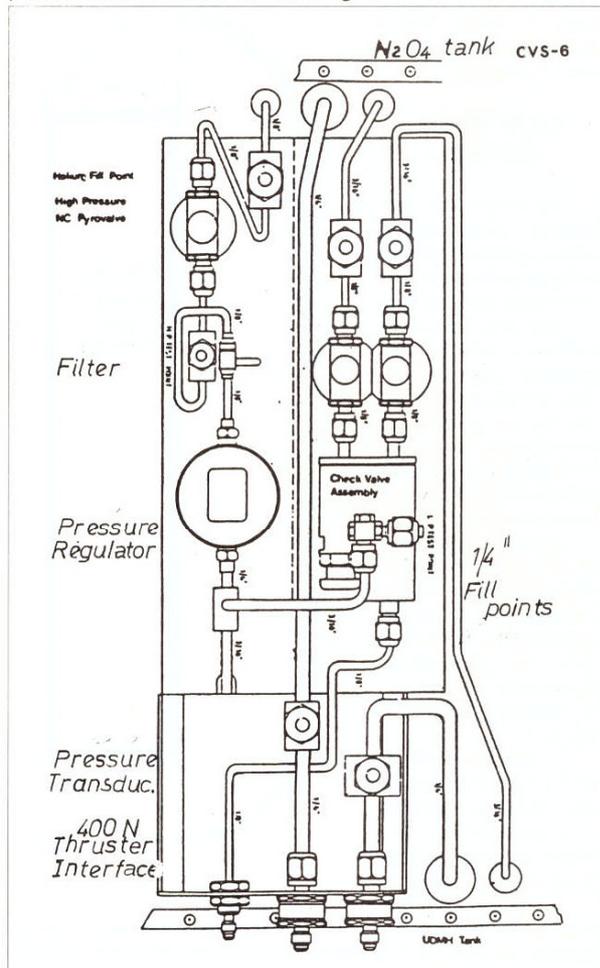


Fig. 6 - Il PFA "Propellant Flow Assembly" del Phase III-B con tutte le valvole, regolatore di pressione e tubazioni dei propellenti e dell'elio. Il tutto è montato su una piastra metallica di supporto.

Com'è visibile dal disegno, il PFA è un modulo compatto che contiene tutte le valvole di flusso, regolatori di pressione, filtri e valvole di non ritorno per evitare il riflusso dei liquidi dai serbatoi verso le tubazioni di pressurizzazione dell'elio. Il modulo comprende inoltre tre valvole normalmente chiuse ad apertura con bullone esplosivo, allo scopo di isolare la bombola dell'elio ad alta pressione dalle due sezioni del serbatoio dei propellenti liquidi fino al momento in cui la prima sequenza di accensione non fosse comandata in orbita.

Nel PFA c'è inoltre un trasduttore di pressione molto preciso per misurare le atmosfere nel circuito a bassa pressione del sistema e trasmettere a terra i suoi valori per via telemetrica.

La misura dell'alta pressione nella bombola dell'elio fu effettuata in modo più grossolano usando un trasduttore resistivo a francobollo attaccato alla superficie esterna della bombola per rivelare i più piccoli allungamenti del metallo dovuti alla pressione interna.

Nel progettare il PFA fu impiegata la massima attenzione per ridurre al minimo il numero degli attacchi filettati ed usando, laddove possibile, attacchi saldati per ridurre il rischio di perdite.

Oltre a ciò tutti i pezzi furono provati sotto pressione per rivelare le perdite del sistema completamente montato.

La sequenza di accensione, dopo aver ricevuto i codici di comando valido e l'abilitazione da parte dello IHU, comprende l'apertura delle valvole esplosive dell'elio nella giusta sequenza in modo che la pressione del sistema si stabilizzi, per poi aprire le valvole dei propellenti del motore. Il funzionamento delle valvole del motore da 400 Newton è inizializzato elettricamente, ma l'apertura è data dalla pressione dell'elio.

Il modulo LIU, dopo l'accensione, inizia a scalare il conteggio del tempo di spinta prefissato e raggiunto lo zero attua la sequenza di chiusura delle valvole e si predispose per l'accensione successiva. La missione del satellite Phase-III-B prevedeva due accensioni principali per raggiungere l'orbita desiderata con sufficiente propellente residuo per affinare le manovre, se necessario.

### Considerazioni di sicurezza

Tutte le considerazioni sulla sicurezza già discusse per il Phase-III-A si addicono al sistema usato sul Phase-III-B. A queste va aggiunta la difficoltà di manipolare con sicurezza dei propellenti molto tossici ed autoinnescanti.

Ciò impone ulteriori precauzioni, dettagliate ed esatte, per le manipolazioni a terra nella base di lancio, comprendenti il trasporto di propellenti pericolosi, manovre complicate di riempimento e conseguentemente un attento maneggio a terra del satellite rifornito di propellente.

Per questi motivi fu indispensabile stabilire una stretta collaborazione con lo Staff tecnico di sicurezza dell'ESA, sia prima dell'arrivo alla base di Kourou, che durante la campagna di lancio. Oltre a ciò si dovette arrivare a un accordo con le autorità addette al lancio per la fornitura di tute protettive e per il trasporto dei propellenti. Una volta rifornito di propellente, il satellite richiese un controllo costante per assicurare che non ci fossero condizioni di pericolo per il personale a terra a causa di fuori-uscita di vapori tossici.

Alla fine ci fu il problema di disinquinare il cavalletto di supporto a terra usato per rifornire il satellite dopo che le operazioni di riempimento furono terminate.

Con la missione Phase-III-B fu provata una nuova attrezzatura di sicurezza, costituita da un monitor pilotato dal computer del satellite, che venne installato sul pulpito del tecnico ESA addetto alla sicurezza, che mostrava in verde e rosso lo stato dei codici chiave di accensione residenti in memoria.

Veniva segnalato se il connettore di armamento era o meno infilato, quale parte del sistema di accensione era alimentata e quanto tempo era trascorso dall'ultimo dato telemetrico che era cambiato.

### Funzionamento del sistema

Il satellite Phase-III-B e il suo sistema di propulsione furono lanciati con successo dalla base spaziale di Kourou il 16 giugno 1983 con un vettore Ariane.

Le prime manovre orbitali furono disturbate da una collisione imprevista fra il satellite e il terzo stadio che determinò il danneggiamento dell'antenna in due metri, il cambiamento di assetto del satellite e la riduzione di velocità di rotazione sull'asse Z.

Nonostante queste difficoltà iniziali, il satellite venne riorientato, riportato su di giri alla giusta velocità usando il sistema di torsione magnetica e il sistema di propulsione fu comandato per la sua prima accensione.

Durante l'accensione, avvenuta regolarmente, la telemetria indicò un certo scostamento rispetto al tempo di accensione prefissato ma, per il resto, il funzionamento del sistema sembrò essere nei limiti.

L'orbita raggiunta con la prima accensione fu, come programmato, di inclinazione intermedia rispetto a quella finale prevista. Quindi le stazioni terrene cominciarono a manovrare per riorientare il satellite in preparazione della seconda accensione.

Durante queste manovre piuttosto lunghe, la telemetria indicò un calo costante della pressione dell'elio. Raggiunto il momento in cui il satellite fu riorientato per la seconda accensione, la pressione dell'elio cadde a un valore più basso di quello necessario per aprire le valvole del motore.

A questo punto l'inclinazione intermedia raggiunta, pari a 26 gradi, rimase quella finale della missione.

Si pensa che il problema sia stato causato da una perdita nelle guarnizioni della bombola ad alta pressione dell'elio sottoposte a un violento abbassamento di temperatura, dovuto all'espansione del gas durante la prima accensione. L'inclinazione raggiunta, pari a 26 gradi, si dimostrò molto soddisfacente anche se non efficace come quella desiderata di 57 gradi.

Anche ora, alla fine della sua vita operativa per via del danneggiamento delle memorie del computer causato dalle radiazioni, Oscar-10 continua a funzionare con buoni risultati.

### Il sistema di propulsione della Phase III-C

Al tempo in cui fu presa la decisione di iniziare il progetto del Phase III-B fu stabilito di costruire due esemplari per ogni modulo elettronico. Ciò fu fatto per assicurare il ricambio in caso di guasto al modulo principale all'ultimo momento e per rimanere in possesso di moduli di riserva per una missione successiva.

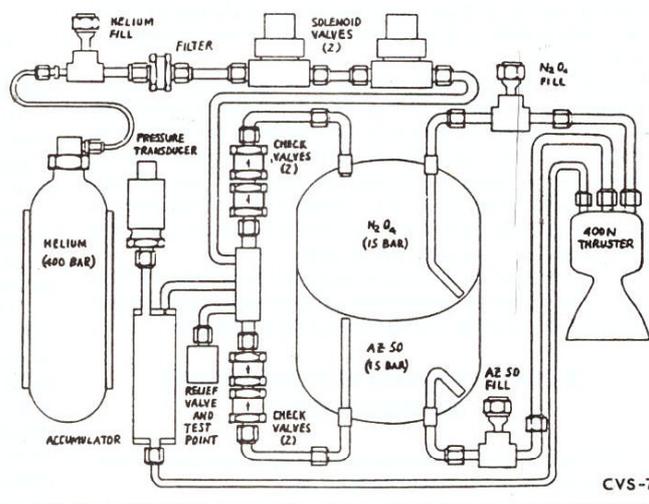
Non molto tempo dopo che Oscar-10 iniziò il suo servizio fu intrapreso il progetto del satellite Phase III-C. Così come avvenne per il Phase III-B furono effettuati alcuni miglioramenti e aumento di peso nei sistemi di telecomunicazione.

Per il sistema di propulsione fu deciso di proseguire col motore da 400 Newton.

La MBB acconsentì nel donare un altro motore, ma non fu in grado di fornire gli accessori, fatta eccezione per un numero minimo di valvole per il riempimento e lo scarico, giacché le scorte erano state esaurite per attrezzare la missione precedente.

Lo sforzo, quindi, nello sviluppare il sistema di propulsione del Phase III-C fu quello di procedere con un progetto nuovo del PFA "Propellant Flow Assembly" che usasse pezzi affidabili e disponibili commercialmente.

Il risultato di questo nuovo schema di flusso è mostrato in **fig. 7**. Fatta eccezione per il motore da 400 Newton e tre valvole speciali di riempimento e scarico, il sistema completo fu costruito usando pezzi meccanici disponibili commercialmente e abbastanza economici.



**Fig. 7 - Il sistema di propulsione del Phase III-C. E' visibile il doppio serbatoio per il comburente  $N_2O_4$  e il combustibile AZ-50. La bombola dell'elio liquido a 400 atmosfere è sulla sinistra insieme all'accumulatore dell'elio in fase vapore a media pressione. Si vede il trasduttore di pressione per generare il segnale di feedback dell'anello di regolazione chiuso che alimenta le due valvole ad impulsi per funzionare da regolatrici della pressione dell'elio. Alla sinistra del serbatoio le due coppie di valvole di non ritorno messe in serie due a due per evitare il reflusso dei liquidi nelle tubazioni dell'elio. Sulla destra il motore della MBB a razzo da 400 Newton di spinta con le tubazioni di comburente e combustibili ipergolici e quella dell'elio che è collegata all'accumulatore per inviare al trasduttore di pressione il segnale relativo alla pressione di spinta sull'ugello (feedback).**

Come criterio, il progetto è essenzialmente ridotto all'osso, all'ingenuità della semplicità ed economia.

I serbatoi dei propellenti e dell'elio furono costruiti senza cambiamenti, tranne una piccola modifica nel serbatoio del combustibile per ricevere AZ-50 al posto dello UDMH e alcuni miglioramenti alla bombola dell'elio per evitare il ripetersi delle perdite avutesi nel sistema del Phase III-B.

La maggior parte delle modifiche furono effettuate sul PFA.

### Il nuovo sistema di flusso propellenti (PFA)

Come illustrato nello schema di **fig. 7** e nel disegno di **fig. 8**, nel progetto del PFA furono effettuate modifiche sostanziali. Per prima cosa la valvola normalmente chiusa a bullone esplosivo che isolava la bombola ad alta pressione dell'elio fu sostituita da due elettrovalvole ad elevata tenuta e di ottima qualità, poste in serie e azionate elettricamente. Inoltre, quando il sistema viene messo in funzione, una delle valvole viene eccitata e lasciata aperta per iniziare il flusso dell'elio.

L'altra valvola viene aperta e chiusa ciclicamente in un anello di regolazione chiuso, che riceve il segnale di controreazione dal trasduttore di pressione allo scopo di farla funzionare da regolatore di pressione ad impulsi.

Con questo criterio (**fig. 7**), la valvola viene aperta quando la pressione nel cilindro accumulatore dell'elio si abbassa al di sotto di un valore prefissato e viene chiusa quando la pressione desiderata viene raggiunta.

Qualora la pressione superasse il valore voluto, il ruolo delle due valvole viene invertito tenendo la valvola ad impulsi sempre aperta e facendo invece lavorare l'altra in modo regolazione ad impulsi.

## Spazio nuova frontiera

Nel sistema fu aggiunta una ulteriore funzione di sicurezza inserendo una valvola di sfogo, che si apriva qualora la pressione nel serbatoio del propellente fosse aumentata notevolmente rispetto a quella di esercizio.

Prevedendo indesiderabili fluttuazioni di pressione dell'elio in fase vapore a causa del regime impulsivo della elettrovalvola di regolazione, fu aggiunto un recipiente accumulatore per smorzarle.

Le valvole speciali ad apertura con bullone esplosivo e le valvole di non ritorno, usate nel progetto del Phase III-B per evitare il riflusso dei liquidi dal serbatoio del propellente, furono sostituite da due gruppi di valvole di non ritorno commerciali messe in serie, due per il combustibile e due per il comburente.

Il risultato di questa ristrutturazione rende l'aspetto del PFA sostanzialmente diverso dal precedente, offrendo più garanzie di funzionamento almeno due volte, come richiesto dalla missione.

### Il nuovo dispositivo di accensione del motore (LIU)

Il nuovo tipo di PFA determinò per conseguenza alcune modifiche sostanziali nel LIU (Liquid Ignition Unit).

Mentre la verifica dei comandi di accensione e la funzione di regolatore del tempo di spinta del motore furono lasciate invariate, il circuito demandato all'accensione dei bulloni esplosivi delle valvole fu eliminato e fu aggiunto un nuovo circuito per controllare il funzionamento del sistema di valvole regolatrici di pressione ad impulsi.

### Situazione attuale

Tutta la parte meccanica facente parte del nuovo sistema di propulsione è stata realizzata, provata a livello di sottosistemi, e montata nell'interno del satellite Phase III-C.

Il collaudo finale di tutti i sistemi integrati nel satellite, incluso il sistema di propulsione, è stato posticipato a causa dello slittamento del programma ESA dovuto all'insuccesso del lancio V18 dell'Ariane e dei tempi di recupero.

Le prove di integrazione del satellite sono state ora riprese con il test di vibrazione programmato all'inizio di novembre.

A questo punto verrà effettuato un accurato controllo del sistema di propulsione ma non si farà ovviamente la reale accensione.

Dopo il lancio, che è programmato attualmente agli inizi del 1987, si prevede che il sistema di propulsione del Phase III-C funzioni come progettato e permetta la prima manovra orbitale coronata da successo per la serie dei satelliti della Phase III (NdT - E così fu!... W4PUJ, Richard L. Daniels è l'uomo che ha ideato e realizzato di sua mano i sistemi descritti. Egli è un veterano dell'AMSAT, di poche parole, ma si devono a lui tutti i dispositivi di marca elettromeccanica come lo spiegamento delle antenne in 10 metri a partire da Oscar-6).

### Bibliografia

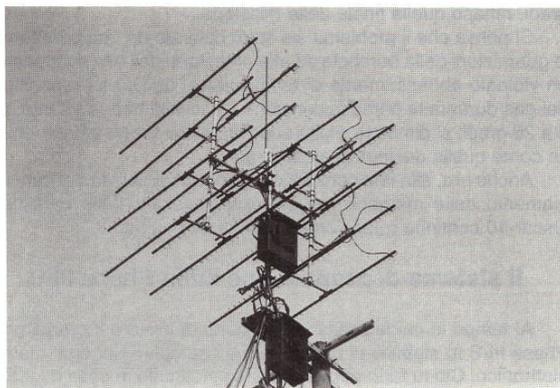
1) J.A. King "The third Generation part 1, Orbit, Vol. 1, No. 3, Sept./Oct. 1980, pp. 12-18; Part 2, Orbit, Vol. 1, No. 4, Nov./Dec. 1980, pp. 12-18.

2) M.A. Schwende, "Development of Bi-Propellant Orbit Injection And Attitude Control System", Paper No. 78-1092, AIAA/SAE 14 Th Joint Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, July 25-27, 1978.

## JA6GIP *Personaggi*



Il simpatico operatore Isa di JA6GIP sempre attivo sul modo-L di Oscar-13. Il suo ottimo inglese e la sua allegria rendono i QSO molto interessanti e informativi.



Le antenne 16 x 43 elementi per 24 cm usate da JA6GIP per Oscar-13 modo-L. Isa è per così dire l'F9FT giapponese. Si vedono gli amplificatori di potenza allo stato solido per 24 cm con moduli Mitsubishi in parallelo e in fase contenuti nelle scatole sull'antenna. Il segnale di JA6GIP è uno dei più forti sul Modo-L. Isa importa le sue antenne in Europa attraverso rimessa di denaro via banca. Per informazioni: AMSAT-Italia.

## OM attenzione!

**Per favore: non trasmettere in FM nelle bande riservate al traffico via satellite da 145,800 a 146,000 MHz e da 435,650 a 436,000 MHz.**

**Anche se non li sentite, i satelliti Oscar-10 e Oscar-13 sono in acquisizione e potreste interferire i vostri colleghi che sempre più numerosi si dedicano a questo tipo di traffico. Grazie.**