

1

INTRODUZIONE

1.1 Le missioni spaziali oggi.

La storia delle missioni spaziali è piuttosto recente. Nell'immaginario dell'uomo comune essa si identifica con gesti eclatanti e meravigliosi come l'impresa del cosmonauta sovietico Yuri Gagarin che il 12 aprile 1961 fu il primo uomo nello spazio o ancora come il primo passo posato sulla luna il 20 luglio 1969. Tali esempi furono frutto di un contesto politico ed economico molto particolare che vedeva contrapposte due potenze quali gli Stati Uniti d'America e l'Unione Sovietica. Il prestigio che derivava dai successi raccolti in questo campo, la possibilità di una propaganda che evidenziasse la superiorità dell'una o dell'altra nazione, l'opportunità di un forte sviluppo tecnologico, soprattutto in ambito militare, furono i primi motori dell'avventura dell'uomo nello spazio.

In questo contesto i fondi destinati all'industria spaziale erano pressoché illimitati. E' quindi più che logico pensare che il fattore economico non fosse inizialmente uno dei più vincolanti.

Ai giorni nostri la situazione è radicalmente mutata. Ferma restando, infatti, l'importanza fondamentale delle missioni scientifiche e di qualificazione tecnologica, il venire meno degli stimoli che per anni avevano alimentato la conquista dello spazio, unitamente all'avvento di uno sviluppo tecnologico tale da aprire nuove possibilità ed esigenze, ha contribuito alla nascita di una nuova categoria di missioni spaziali: le missioni commerciali. Chiari esempi di missioni commerciali possono essere i satelliti per telecomunicazione in orbita

2 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

geostazionaria (GEO) o le costellazioni in orbita bassa (LEO) ma anche satelliti con scopi prettamente scientifici i cui finanziatori poi rivendano a terzi i risultati ottenuti.

Lo scopo principale di tale tipo di missione è fornire un servizio che permetta di ricavare degli introiti superiori alle spese affrontate per realizzare la missione stessa in modo tale da realizzare un guadagno. Appare dunque ben giustificabile che la tendenza attuale sia quella di ottimizzare il rapporto prestazioni/costo in modo tale da aumentare la competitività commerciale delle missioni tanto che il nuovo motto dei progettisti di missione è “*better, faster and cheaper*” vale a dire meglio, più rapidamente ed a minor costo.

La riduzione del costo di una missione passa quasi sempre, anche se non solamente, dalla riduzione del peso non produttivo del satellite; è in quest’ambito che la propulsione elettrica con i suoi consumi ridotti di propellente, si inserisce in maniera affascinante. Certo i fattori da considerare per la valutazione della convenienza economica di una soluzione piuttosto che di un’altra sono molteplici ma la propulsione elettrica si è già segnalata come un’interessante possibilità.

1.2 Il ruolo della propulsione elettrica ed il caso Artemis.

L’appetibilità della propulsione elettrica (EP) per una grande varietà di applicazioni nell’ambito delle missioni spaziali fu riconosciuta già nel 1906 da R.H.Goddard. Anche il russo Tsiolkovskiy nel 1911, il tedesco Oberth nel suo libro sul volo spaziale del 1929 ed il *team* britannico di Shepherd e Cleaver nel 1949 esposero idee molto simili in proposito. Tuttavia è ad Ernst Stuhlinger che va attribuito il primo studio sistematico sulla propulsione elettrica col suo libro “*Ion Propulsion for Space Flight*” che riassume i suoi studi degli anni 50.

Il grande entusiasmo nei confronti della “conquista dello spazio” che sorse negli anni 60 portò con sé la nascita dei primi programmi coordinati di studio e ricerca dedicati alla propulsione elettrica. Inizialmente tali studi attinsero ampiamente alle conoscenze dovute all’utilizzo di principi fisici del tutto analoghi a quelli sfruttati dall’ EP in altri campi della fisica e dell’ingegneria come ad esempio l’utilizzo degli archi elettrici nei processi di saldatura o anche gli studi sui tubi catodici ed

altri ancora. In seguito mosse i suoi primi passi un vero e proprio nuovo ramo della nascente industria aerospaziale che si trovava a studiare non solo la propulsione elettrica in sé ma anche i problemi ad essa correlati come quelli legati all'ottenimento di sempre più efficienti apparati per la generazione ed il condizionamento della potenza elettrica o alla produzione di strutture di prova sempre più sofisticate.

è solo nei primi anni ottanta però, quando i resistogetti divennero opzioni comuni per lo *station keeping* ed il controllo d'assetto di numerose navi spaziali che la propulsione elettrica entrò, dopo un considerevole numero di voli sperimentali, nella sua fase di sfruttamento commerciale.

Nei primi anni novanta gli arcogetti furono adottati per le missioni di *north-south station keeping* (NSSK) su numerosi satelliti per telecomunicazioni in orbita geostazionaria (GEO) ed il 1994 ha visto per la prima volta utilizzati motori a ioni per lo stesso tipo di missione su satelliti commerciali. Nonostante che propulsori ad effetto Hall fossero utilizzati su satelliti sovietici e russi sin dagli anni settanta è solo adesso che questi stanno iniziando ad essere usati estensivamente su satelliti commerciali occidentali; basti pensare che è solamente negli ultimi anni novanta che il numero di satelliti equipaggiati con propulsione elettrica ha tagliato il traguardo delle tre cifre.

Ultimamente la ricerca è stata indirizzata su studi per la scalatura verso il basso di molte tipologie di propulsori elettrici per ciò che riguarda sia le dimensioni fisiche sia i livelli di potenza elettrica richiesti al fine di un loro utilizzo su satelliti miniaturizzati.

Un impulso in una diversa direzione è stato dato alla ricerca sulla propulsione elettrica dalla vicenda del satellite Artemis.

4 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.



Figura 1- 1: Il satellite Artemis.

Artemis è un satellite di nuova concezione destinato a rivoluzionare il campo delle telecomunicazioni grazie all'uso di tecnologie avanzatissime il cui sviluppo ha concentrato gli sforzi degli scienziati dell'ESA e di molte delle industrie europee più importanti per diversi anni. Tale satellite è stato lanciato il 12 luglio 2001 a bordo di un Ariane 5 dalla base di lancio di Korou in Guiana Francese. A causa di un malfunzionamento che si è verificato all'inizio della fase propulsiva dell'ultimo stadio del lanciatore, il satellite, non è stato in grado di raggiungere l'orbita attesa (orbita ellittica con perigeo a 858 km di quota, apogeo a 35853 km ed una inclinazione di 2°) ma si è attestato su un'orbita più bassa (perigeo a 590 km, apogeo a 17487 km ed inclinazione di $2,94^\circ$). Approssimativamente due ore dopo il lancio è stato messo, dal controllo a terra, in un'orbita circolare sicura.

La presenza a bordo di quattro propulsori elettrici ad effetto Hall, due DERA T5 e due ASTRIUM-D RIT10, ha suggerito la possibilità di elaborare un'articolata strategia di recupero che utilizzasse sia la propulsione chimica che quella elettrica per completare il trasferimento fino alla posizione geostazionaria nominale. Tale strategia mirava anche al mantenimento di una ragionevole vita operativa, inizialmente programmata di dieci anni, massimizzando la quantità di propellente chimico e xenon residui alla conclusione del recupero.

Il gruppo di lavoro congiunto ESA/Alenia Spazio-Telespazio ha scelto una strategia articolata in quattro passi:

Passo 1: Accensione del motore di perigeo (chimico) durante diversi passaggi al perigeo per incrementare la distanza di apogeo fino a circa 31000Km.

Passo 2: Circolarizzazione dell'orbita mediante più manovre di apogeo e perigeo in modo da posizionare il satellite in un'orbita di parcheggio quasi circolare di raggio 31000km e inclinazione di 0,8°. A completamento di questa fase il satellite è stato messo in configurazione operativa finale benché non ancora in orbita geostazionaria.

Passo 3: Attivazione di tutte le funzionalità del satellite

Passo 4: Completamento del trasferimento facendo spiraleggiare il satellite dall'orbita di parcheggio all'orbita geostazionaria mediante l'uso della propulsione elettrica.

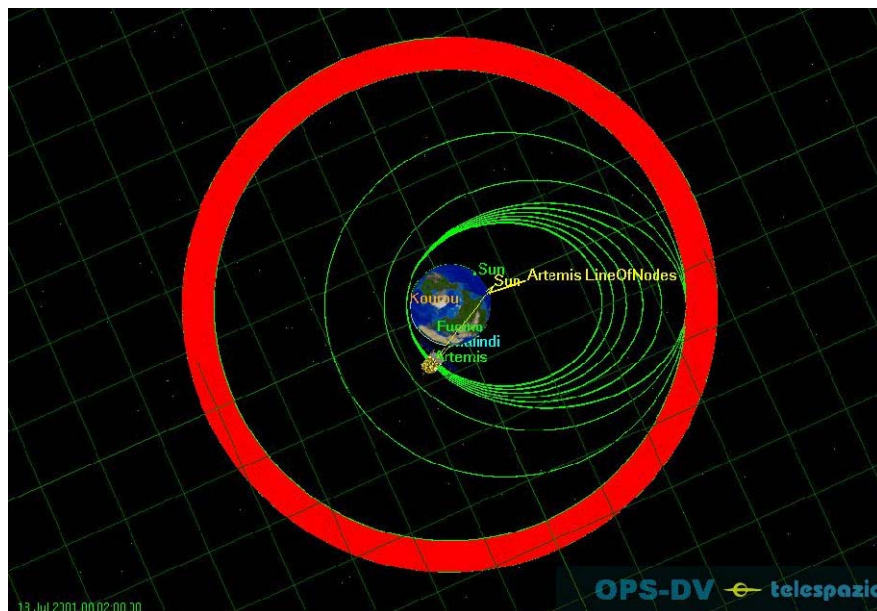


Figura 1- 2: La strategia di recupero di Artemis.

6 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Benché questo scenario fosse quello che dava più garanzie di riuscita appare evidente quante incognite fossero presenti nella sua applicazione, non ultima l'utilizzo della propulsione elettrica per la quale si è dovuta definire una nuova modalità operativa.

Questa missione di emergenza e soprattutto la sua brillante riuscita hanno dato la possibilità alla propulsione elettrica di dare una convincente prova di sé, nonostante le difficoltà incontrate, aprendo in tal modo nuovi scenari e fornendo un importante impulso in una nuova direzione allo studio della sua applicazione nelle missioni future.

1.3 Obiettivi della tesi.

Gli obiettivi principali che questo lavoro si prefigge sono:

- sviluppare uno strumento per l'analisi di sistema dedicato a veicoli spaziali equipaggiati con propulsione elettrica. Tale strumento si occuperà in particolare di fornire, date in ingresso le informazioni relative alla missione da compiere ed al tipo di propulsione adottata, un dimensionamento preliminare dei principali sottosistemi presenti a bordo;
- applicare tale strumento al caso dell'estensione dell'involucro di missione del lanciatore VEGA mediante propulsione elettrica individuando una missione caratteristica e di chiaro interesse e giungendo ad identificare una possibile soluzione preferenziale a tale problematica;
- fornire una visione panoramica ed una modellizzazione dei principali sottosistemi presenti su un veicolo spaziale equipaggiato con propulsione elettrica ed analizzare i legami esistenti tra il sottosistema propulsivo e gli altri sottosistemi, in particolare quelli di potenza e di controllo d'assetto;
- migliorare ed ampliare lo strumento di propagazione orbitale D-Orbit presente presso il Centrosazio allo scopo di adattarlo allo studio delle problematiche relative a lunghi trasferimenti mediante propulsione elettrica;

- creare una banca dati di riferimento come sostrato allo strumento sviluppato in questa tesi in modo tale da permetterne l'adattamento a problematiche differenti da quella trattata in questa tesi ed un futuro ampliamento con l'implementazione di nuovi modelli dei sottosistemi.

1.4 Struttura della tesi.

In questo capitolo introduttivo sono state illustrate le motivazioni che hanno condotto a sviluppare uno strumento capace di effettuare l'analisi di un sistema spaziale e ad applicarlo allo studio di trasferimenti a bassa spinta effettuati mediante l'impiego di propulsione elettrica. Sono stati, inoltre evidenziati gli obiettivi che questa tesi si prefigge.

Nel capitolo 2 viene effettuata una panoramica sullo stato dell'arte delle tecnologie particolarmente interessanti per ciò che riguarda questa tesi. Vengono richiamate le nozioni principali a proposito della propulsione elettrica, nello specifico elettrostatica con particolare attenzione alla propulsione ad effetto Hall; di seguente sono descritti i principali elementi che costituiscono il sottosistema di generazione e condizionamento della potenza e quello di controllo d'assetto e ne viene fornita una visione che si sofferma sulle tecnologie più interessanti ai fini di questo lavoro.

Il capitolo 3 si occupa di introdurre le principali informazioni a riguardo del nuovo lanciatore europeo Vega, in quanto la presente tesi trae le mosse dalla necessità di verificarne la possibilità di estensione dell'involuppo operativo.

Nel capitolo 4, dopo alcuni richiami sulle manovre di trasferimento a bassa spinta, viene illustrato il modello di calcolo della degradazione dell'efficienza dei pannelli solari che è stato assemblato sul propagatore orbitale D-Orbit. Sempre in questo capitolo viene anche descritta l'implementazione sul medesimo programma del modello sopraccitato e di quello che permette di considerare gli effetti delle perturbazioni dovute all'armonica tesserale J_{22} . Viene poi illustrata l'analisi svolta a proposito della missione, presa a riferimento per questa tesi, di un trasferimento da orbita bassa (LEO) a orbita geostazionaria (GEO) e sono evidenziati i principali risultati utilizzati nel proseguo del lavoro.

Il capitolo 5 illustra lo strumento di analisi di sistema creato in questa tesi fornendone una descrizione della struttura e delle varie sezioni per poi esporre i modelli matematici descrittivi dei vari sottosistemi in esso utilizzati.

8 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

All'interno del capitolo 6 viene effettuato lo studio di sistema delle configurazioni elaborate per l'adempimento della missione analizzata in questo lavoro. Sono forniti due esempi di applicazione dello strumento informatico creato per l'analisi delle soluzioni individuate al fine di stabilirne la più adatta.

Nel capitolo 7 sono infine riportate le considerazioni conclusive e sono descritti i possibili sviluppi futuri di questo lavoro.

2

TECNOLOGIE

2.1 Propulsione spaziale.

2.1.1 Generalità.

Nell'ambito delle missioni spaziali la varietà di scenari che si possono identificare è estremamente vasta. Ciò ha condotto allo sviluppo di un gran numero di tecnologie ognuna delle quali mirata alla soluzione ottimale di una peculiare problematica strettamente connessa alla tipologia di missione da completare. La diretta conseguenza di ciò è che anche la gamma delle problematiche da affrontare è ugualmente estesa e varia.

Per ciò che riguarda il sistema propulsivo, volendo darne una veloce rappresentazione generale, si ha che esso può adempiere, in buona sostanza, a tre compiti:

- Lancio
- Controllo orbitale
- Controllo d'assetto

Le prestazioni richieste al sottosistema propulsivo come la spinta, l'impulso specifico o il ciclo di funzionamento derivano direttamente dal profilo della missione.

10 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

I principi fisici che stanno alla base delle dei diversi sistemi propulsivi sono vari e vanno dall'utilizzo delle forze gravitazionali (es. effetto fionda o *swing by*) o della pressione di radiazione solare (es. vele solari) all'espulsione di massa.

Su quest'ultimo principio vale la pena di soffermarsi in quanto è quello attualmente più utilizzato per il controllo attivo della traiettoria di un veicolo spaziale.

Se si usa tale principio per la generazione della spinta si ha che l'equazione del moto del veicolo discende direttamente dall'equazione di conservazione della quantità di moto:

$$M\vec{V} = -\dot{m}\vec{v}_e;^1 \quad (2-1)$$

dove M è la massa del veicolo spaziale ad un dato momento, \vec{V} è il vettore accelerazione, \vec{v}_e il vettore velocità media di scarico del propellente rispetto al veicolo ed \dot{m} la portata di massa espulsa.

Il prodotto $\dot{m}v_e$ è detto spinta T , e per la maggior parte dei propositi può essere considerato come una forza esterna agente sulla navetta.

$$\vec{T} = -\dot{m}\vec{v}_e; \quad (2-2)$$

Il suo integrale su un qualsiasi tempo di spinta è, di norma, chiamato impulso, I , ed il rapporto tra il modulo di T e la portata di propellente in unità di massa al livello del mare, $\dot{m}g_0$, è storicamente indicato come impulso specifico

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g_0} = \frac{v_e}{g_0}; \quad (2-3)$$

¹ L'equazione vettoriale completa che descrive il moto di un veicolo spaziale in un campo gravitazionale ha la forma seguente:

$$m\vec{v} = \vec{T} + \vec{F}_a + \vec{F}_g;$$

dove F_a è la forza di origine aerodinamica ed F_g la forza gravitazionale.

Nell'eventualità che si trascuri la resistenza atmosferica appare evidente che ci si potrà ricondurre alla (2-1) nel caso in cui il campo gravitazionale locale sia trascurabile rispetto alla spinta o l'applicazione di questa si possa considerare impulsiva.

Quest'ultimo è quindi, alternativamente alla velocità di scarico, il parametro che caratterizza il sistema propulsivo. L'impulso specifico ha le dimensioni di un tempo.

Se v_e è costante durante il tempo di spinta, il veicolo consegue un incremento nella sua velocità, ΔV , che dipende linearmente da v_e ed in maniera logaritmica dalla quantità di propellente espulsa.

Integrando la (2-1) infatti si ottiene la ben nota equazione di Tsiolkovsky:

$$\Delta V = v_e \ln \frac{M_0}{M_f}; \quad (2-4)$$

dove M_0 e M_f sono rispettivamente la massa del veicolo spaziale all'inizio ed al completamento della fase di spinta.

Il parametro ΔV è funzione della manovra da compiere ed in alcun modo delle caratteristiche del sistema propulsivo. E', al contrario, il requisito principale che ne caratterizza la progettazione.

I valori di tale parametro per diverse missioni sono elencati nella tabella seguente (tratto da [1])

Tipo di missione	ΔV tipico (m/s)
East-West stationkeeping (EWSK)	3 ÷ 6 per anno
North-South stationkeeping (NSSK)	45 ÷ 55 per anno
Correzioni orbitali	15 ÷ 75 per anno
Rientro controllato	120 ÷ 150
Compensazione resistenza atmosferica	60 ÷ 500
Innalzamento da orbita LEO a orbita superiore	60 ÷ 1500
Trasferimento LEO-GTO	2400
Trasferimento GTO-GEO	1500 ÷ 1800
Accelerazione alla velocità di fuga da orbita LEO	3600 ÷ 4000
Missioni Terra-Luna	13000
Missioni Terra-Luna-Terra	18500
Missioni Terra-Marte-Terra	27000

Tabella 2- 1: Valori tipici di ΔV per diversi tipi di missione.

12 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

A partire dalla (2-5) è facile vedere come la frazione di massa M_f / M_0 , che dà l'ordine di grandezza del carico utile della manovra, sia proporzionale all'esponentiale negativo del rapporto $\Delta V / v_e$:

$$\frac{M_f}{M_0} = e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} = e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}}; \quad (2-5)$$

il quantitativo di propellente richiesto dalla manovra si otterrà direttamente dall'ultima equazione scritta:

$$\Delta M = M_f (e^{\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}} - 1) = M_0 (1 - e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}}); \quad (2-7)$$

Comunque la si voglia vedere il punto saliente della questione è che, se il veicolo spaziale è chiamato a portare a destinazione una frazione cospicua della sua massa iniziale, la velocità di scarico del suo propulsore dovrà essere paragonabile alla variazione di velocità associata alla missione che gli è stata assegnata. In quest'ottica, per missioni con grandi ΔV , sarebbe opportuno che la generazione di spinta fosse ottenuta non tanto mediante alte portate di propellente quanto da alte velocità di scarico. Sfortunatamente, i propulsori chimici convenzionali, sia a propellente liquido che solido, sia monopropellente che bipropellente, sono intrinsecamente limitati, dalle energie di reazione che gli sono proprie e dai problemi legati al trasferimento di calore, a velocità di alcune centinaia di metri al secondo, mentre molte delle più interessanti missioni richiedono variazioni di velocità di almeno un ordine superiore.

E' quindi evidente come sia necessario un processo accelerativo della massa di propellente fondamentalmente nuovo che eluda le limitazioni proprie dell'espansione chimico-termodinamica.

In questa breccia si inserisce la famiglia dei propulsori elettrici.

2.1.2 La propulsione elettrica.

La scelta base riguardo al sottosistema propulsivo è quella del tipo di propulsione da usare. Al fine di estendere l'involuppo di missione di Vega sarà considerata la propulsione elettrica (EP).

Infatti, grazie ad un'alta efficienza, l' EP permette di effettuare manovre con un basso consumo di propellente; particolare, quest'ultimo, che la rende particolarmente attraente per il tipo di problema che si vuole affrontare con questo studio.

Una semplice definizione di propulsione elettrica, riportata in [2], è:

L'accelerazione di un gas per propulsione mediante riscaldamento elettrico e/o forze dovute a campi elettrici e magnetici .

Sotto tale definizione però si annidano diverse tecnologie e strategie per ottenere velocità di scarico estremamente alte. Queste tecniche si raggruppano essenzialmente in tre grandi categorie:

- *propulsione elettrotermica*, nella quale il gas viene riscaldato usando potenza elettrica e poi accelerato mediante un'espansione gas-dinamica in un adeguato ugello.
- *propulsione elettrostatica*, nella quale il propellente ionizzato è accelerato mediante la diretta applicazione di forze elettrostatiche.
- *propulsione elettromagnetica*, nella quale il flusso di propellente ionizzato è accelerato mediante l'interazione di campi magnetici esterni e/o interni con correnti che passano attraverso il flusso stesso.

Le principali tecnologie che appartengono alle diverse categorie sono elencate nel diagramma seguente:

14 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

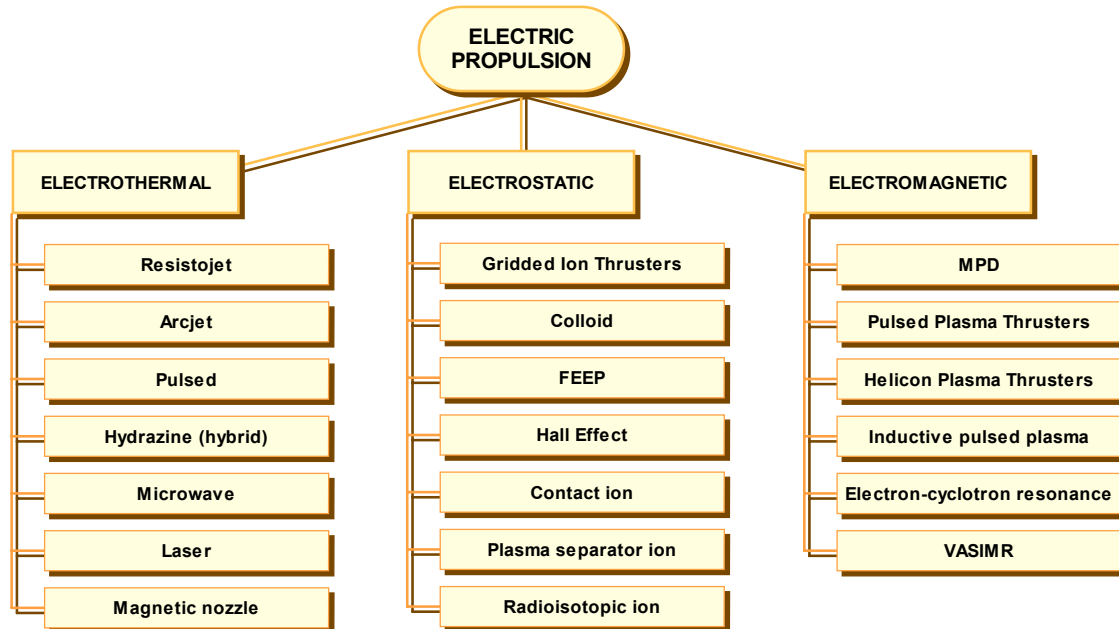


Figura 2- 1: Tecnologie per la propulsione elettrica.

I sistemi elencati possono produrre una gamma di velocità di scarico e di frazioni di massa di carico utile un ordine di grandezza superiore a quella dei più avanzati razzi chimici e possono quindi rendere possibili o comunque migliorare molte missioni spaziali di grande interesse.

Tuttavia le densità di spinta (spinta su unità di area di scarico) raggiungibili da queste tecnologie sono molto basse il che richiede tempi di volo più lunghi e traiettorie di missione più complesse. Inoltre questi sistemi richiedono la presenza di un sottosistema di generazione di potenza che abbia una bassa massa specifica in modo tale da non perdere i vantaggi ponderali ricavati dalla possibilità di imbarcare meno propellente.

L'ottimizzazione di un sottosistema di propulsione elettrica implica quindi un complesso compromesso tra gli obiettivi di missione, la massa di propellente, la massa del sottosistema di potenza, il tempo di trasferimento, fattori ambientali esterni ed interni e la realizzabilità di tutti i sistemi.

In tabella 2-2 si riporta un confronto tra vari tipi di propulsore per quanto riguarda impulso specifico, rendimento propulsivo e potenza specifica richiesta. Successivamente verranno date alcune nozioni generali sulla propulsione elettrostatica per poi passare a descrivere in maggiore dettaglio i propulsori ad effetto Hall.

Tipo	I_{sp} (s)	η_{el}	P/T (kW/N)
Resistogetto	150-700	0.3-0.4	4-6
Arcogetto	450-1500	0.5	5-10
Ion bombardment (IB)	3000-3500	0.6-0.7	25
A radiofrequenza (RIT)	3000-3500	0.55-0.65	27
A emissione di campo (FEPP)	6000-10000	0.9-0.98	50-60
Stationary Plasma (SPT)	2000-3000	fino a 0.7	21
Pulsed Plasma (PPT)	1000-1500	0.1-0.15	40-45
Magnetoplasmadinamici (MPD)	1800-3000	0.35-0.4	35

Tabella 2- 2: Confronto dei principali propulsori elettrici.

La scelta di privilegiare propulsori ad effetto Hall (SPT) è motivata dal fatto che tale tipo di tecnologia è quella che meglio risponde ai criteri di scelta che si sono adottati in questo studio:

- tecnologia lo sviluppo o la produzione della quale avvenga in un centro di ricerche o in una compagnia Europea;
- tecnologia ad un avanzato stato di sviluppo

Altre tecnologie che soddisfano tali criteri sono:

Resistogetti;

Arcogetti;

Gridded Ion Thrusters (GIT);

Field Emission Electric Propulsion (FEPP).

16 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

2.1.3 La propulsione elettrostatica.

La categoria di propulsori elettrici che è stata maggiormente impiegata in missioni spaziali fino ad ora è quella dei propulsori elettrotermici. Questo tipo di motori produce spinta espellendo un flusso di gas ad alta temperatura ed alta velocità. Prima di tutto il gas viene surriscaldato in una camera mediante l'uso di potenza elettrica. Poi, l'energia termica del propellente è trasformata in un ugello De Laval in energia cinetica e quindi in spinta. Questa strategia mantiene alcune delle limitazioni dei razzi chimici nel senso che il propellente può essere scelto per le proprie caratteristiche fisiche indipendentemente da qualsivoglia reazione chimica di combustione, ma permangono le limitazioni dovute al trasferimento di calore e le perdite dovute all'energia non recuperata e intrappolata nei modi propri e nella dissociazione delle molecole del gas.

Le limitazioni sulle velocità di scarico ottenibili, associate con il processo di riscaldamento ed espansione tipico degli acceleratori elettrotermici, possono essere completamente aggirate se il propellente viene accelerato direttamente da forze di massa esterne. Nei propulsori elettrostatici il propellente è prima ionizzato e poi accelerato da un campo elettrico che può essere generato sia da elettrodi adeguati che da una distribuzione spaziale di carica. Il più semplice di tali dispositivi è sicuramente quello rappresentato in figura 2-2.

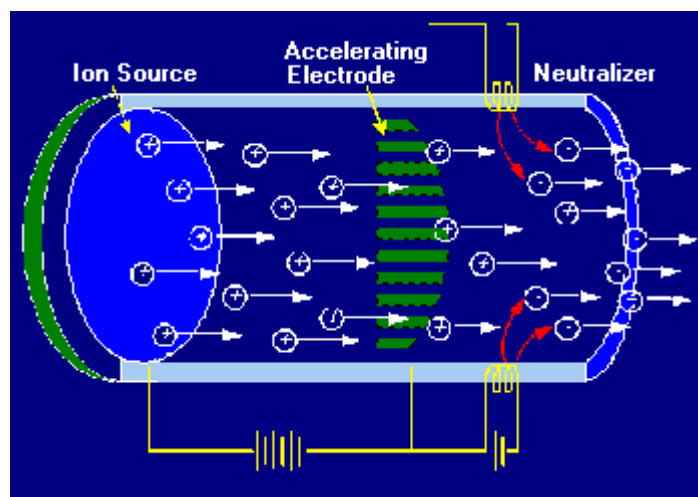


Figura 2- 2: Schema di un propulsore elettrostatico.

Un flusso di ioni atomici positivi privo di collisioni, liberati da una qualche sorgente, è accelerato da un appropriato campo elettrostatico stabilito tra la superficie della sorgente e un'ideale griglia permeabile. La velocità di scarico (v) raggiunta è data da:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot q \cdot \Delta V}{m^+}}$$

e dipende quindi non solo dalla differenza di potenziale tra gli elettrodi ΔV ma anche da q ed m^+ che sono rispettivamente la carica e la massa dello ione.

A valle di questa regione, elettroni prodotti da un'altra sorgente si congiungono col flusso di ioni neutralizzandolo al fine di evitare che la carica accumulata sul veicolo spaziale raggiunga livelli tali da compromettere la funzionalità degli altri sottosistemi o, in alcuni casi, degradare le prestazioni del sistema propulsivo stesso.

A seconda del meccanismo di produzione degli ioni si distinguono quattro categorie di propulsori elettrostatici:

- a bombardamento elettronico;
- per contatto superficiale;
- a radiofrequenza;
- ad emissione di campo.

Ciò che tutti questi dispositivi hanno in comune è la necessità di un'unità dedicata di condizionamento della potenza (PPU) che sia in grado di fornire il voltaggio richiesto (di norma alto) e di un neutralizzatore.

2.1.4 La propulsione ad effetto Hall.

Se un acceleratore elettromagnetico opera a sufficientemente basse densità di plasma o con campi magnetici abbastanza forti la corrente che si genererà in essi devierà dalla direzione del campo elettrico per acquisire una componente nella direzione di $\vec{E} \times \vec{B}$. Questa è una forma del ben conosciuto "effetto Hall" che deriva dalla capacità degli elettroni portatori di corrente di percorrere buona parte del loro cammino cicloidale attraverso il campo incrociato prima di trasferire la loro quantità di moto alle particelle più pesanti. I propulsori ad effetto Hall sono motori

18 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

a ioni senza griglia che producono spinta accelerando elettrostaticamente² un plasma di ioni fuori da una camera anulare.

Essi sfruttano l'effetto di cui sopra mediante l'utilizzo di appropriate geometrie del canale e dei campi magnetico ed elettrico per fare in modo che gli elettroni del plasma siano bloccati in un percorso quasi trasversale al flusso (e infatti, in letteratura, gli SPT sono anche detti "*closed-drift thrusters*") lasciando così liberi di accelerare nella direzione del campo elettrostatico gli ioni positivi.



Figura 2- 3: Motore ad effetto Hall (SPT100).

² In un certo senso questi propulsori sono ibridi ed è difficile decidere se classificarli tra gli elettrostatici o tra gli elettromagnetici in quanto è complesso stabilire quanto il campo magnetico si effettivamente coinvolto nel principio accelerativo. In questo testo li classificheremo come propulsori elettrostatici.

I primi studi sui propulsori ad effetto Hall Cominciarono negli anni sessanta negli Stati Uniti d’America e nell’ex Unione Sovietica. A causa di difficoltà nell’ottenere gli stessi livelli di efficienza raggiunti dai motori a ioni a griglia(GIT) gli studi negli U.S.A. cessarono negli anni settanta. In Unione Sovietica, ricerche sul meccanismo di accelerazione degli ioni portarono ad incrementi nell’efficienza e ad ulteriori ricerche e miglioramenti.

Ad oggi hanno volato, su vari satelliti Sovietici e Russi, più di 100 propulsori SPT. Non sono state riscontrate anomalie né rilevati problemi.

Sono stati sviluppati due tipi di propulsori ad effetto Hall, lo *Stationary Plasma Thruster* (SPT) e il *Thruster with Anode Layer* (TAL).

La tipica geometria di un motore SPT è rappresentata schematicamente in Figura 2-4.

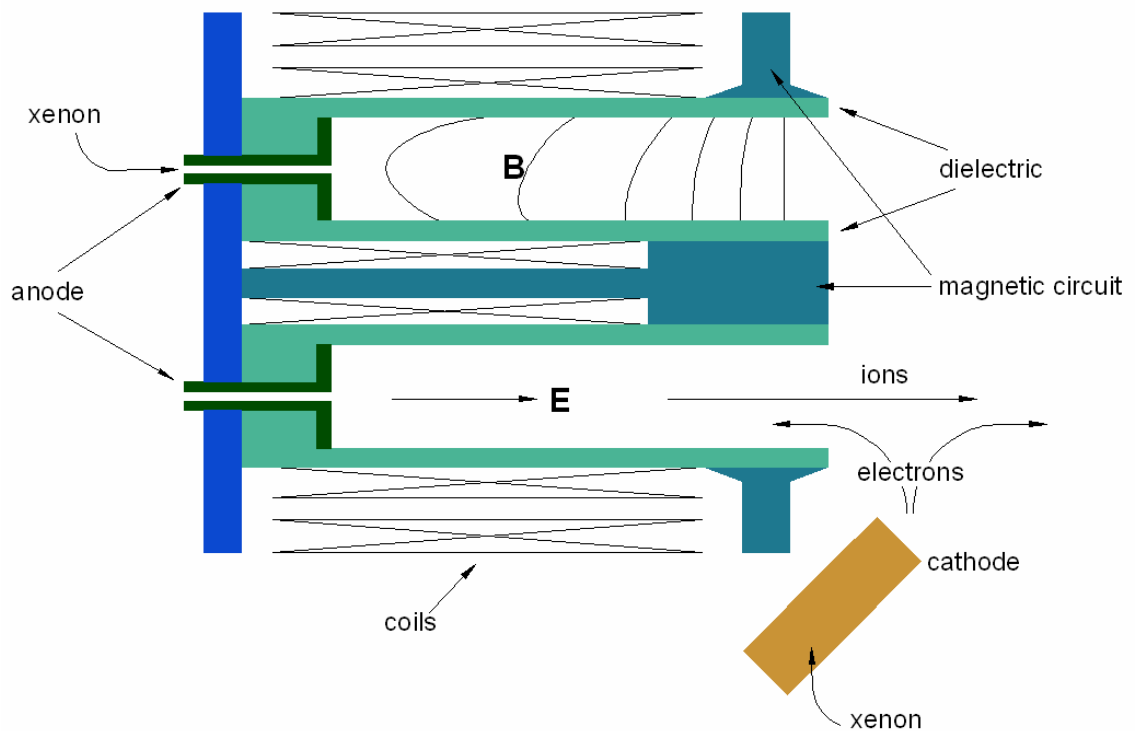


Figura 2- 4: Schema di un motore SPT.

20 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Gli ioni sono generati mediante bombardamento elettronico, essi sono poi accelerati da una nube di elettroni che è mantenuta in posizione da un campo magnetico perpendicolare alla direzione dell'accelerazione.

Il campo magnetico è generato mediante degli elettromagneti e si stabilisce attraverso il canale anulare della regione di scarica. E' generalmente radiale all'uscita (lato del cilindro dalla parte del catodo) come indicato in fig. 2-4. Tra il catodo e l'anodo si applica una differenza di potenziale, tipicamente 300 V, ed il propellente viene iniettato sia nel catodo cavo al di fuori del motore che nella camera. Gli elettroni sono emessi termoionicamente dal catodo cavo ed il campo magnetico radiale evita che possano andare direttamente all'anodo. In tal modo il campo magnetico agisce come una resistenza al flusso di elettroni verso l'anodo e permette la generazione di un campo elettrico nel plasma diretto assialmente verso l'uscita del propulsore. I due cilindri coassiali sono in materiale dielettrico in modo da impedire che il campo elettrico possa andare in corto circuito.

Poiché il propulsore lavora sotto condizioni di bassa densità del gas e la lunghezza della colonna centrale è dell'ordine di pochi centimetri, è evidente la necessità del campo magnetico al fine di creare un buon confinamento degli elettroni altrimenti questi sperimenterebbero poche collisioni nel loro percorso dal catodo all'anodo e sarebbe impossibile sostenere un plasma in quella zona. La presenza di questo campo magnetico incrementa notevolmente il tempo di transito degli elettroni e ciò rende possibile una intensa ionizzazione del gas neutrale.

Gli ioni positivi non sono affetti dal campo magnetico e non subiscono, praticamente, alcuna collisione. Essi vengono accelerati verso la sezione di uscita e raggiungono energie corrispondenti ad una buona parte del salto di potenziale che si genera tra gli estremi della colonna. Altri elettroni emessi dal catodo seguono il flusso accelerato evitando l'accumulo di carica sul veicolo spaziale (questa è la stessa funzione che ha il neutralizzatore in un comune propulsore ionico a griglia).

Come per altri propulsori a ioni, lo xenon è il propellente tipicamente utilizzato sia per le sue caratteristiche fisiche (bassa energia di ionizzazione) che per l'alta densità di stoccaggio (1600Kg/m^3) anche se, a causa della sua alta massa molecolare (131), non rappresenta la miglior scelta per ciò che riguarda l'impulso specifico. L'impiego di altri gas come il krypton o di propellenti metallici come il bismuto può portare qualche beneficio in questo senso per le applicazioni ad alta potenza.

I propulsori TAL differiscono dagli SPT per il fatto che il campo elettrico prodotto grazie all'impedenza del campo magnetico al transito degli elettroni è confinato in una regione abbastanza sottile di fronte all'anodo. In questo propulsore non sono necessarie le pareti isolanti. Il catodo è messo ben a monte della fine del dispositivo, di conseguenza il plasma è generato per lo più al di fuori del propulsore. Questa soluzione limita i problemi di erosione.

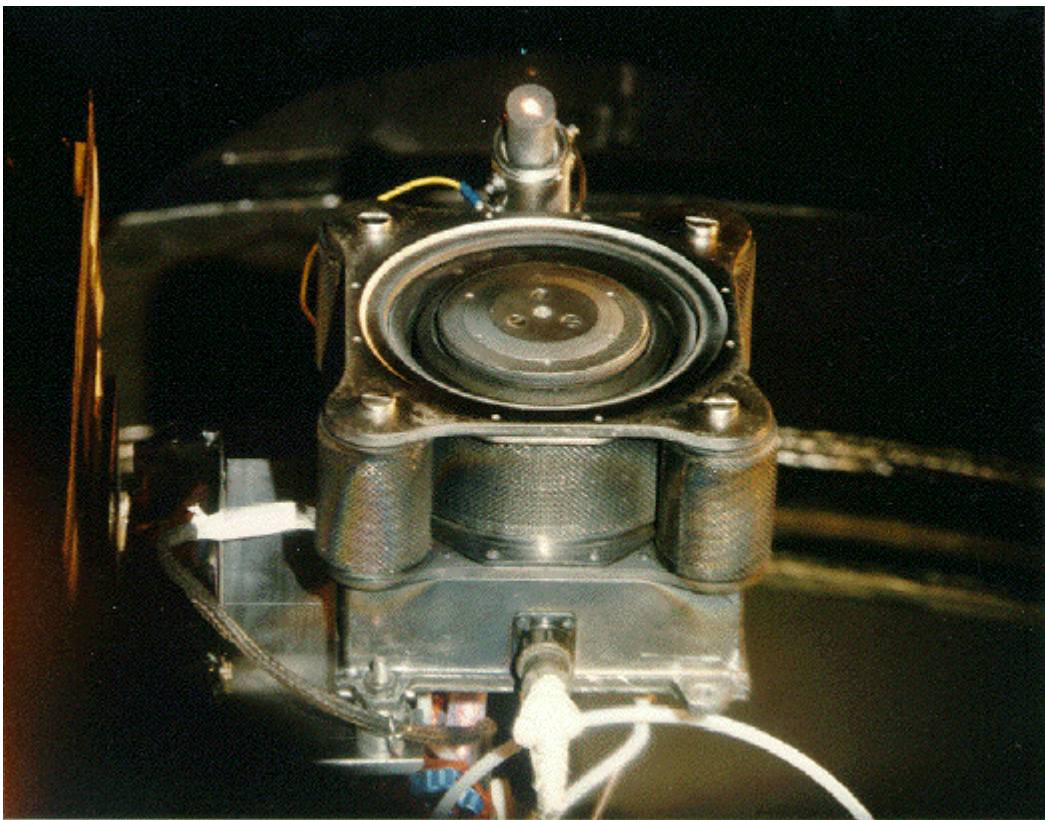


Figura 2- 5: TAL D-100

Test preliminari hanno indicato che i propulsori ad effetto Hall garantiscono una vita operativa sufficientemente lunga per adempiere a missioni di controllo orbitale e di trasferimento. Prove intensive sugli SPT-100 sono state condotte sia al Fakel che al JPL; test di funzionamento stazionario per 7000 ore e di funzionamento ciclico per 6000 ore con 7000 cicli di accensione/spegnimento sono stati superati con successo.

22 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

I Propulsori TAL non sono ancora stati provati intensivamente ma i dati disponibili forniscono indicazioni per un funzionamento di parecchie centinaia di ore.

L'efficienza sia del sistema di produzione degli ioni che del processo accelerativo elettrostatico permettono ai propulsori Hall di produrre un'ottima combinazione di spinta ed impulso specifico. Inoltre, da un punto di vista sistemistico, i voltaggi relativamente bassi richiesti da queste apparecchiature semplificano enormemente le richieste sul condizionamento di potenza.

In tabella 2-3 sono riportate delle grandezze di riferimento per questo tipo di propulsore:

Propulsore	Potenza (kW)	I_{sp} (s)	Efficienza	Stato di sviluppo
SPT-50*	0.3	2000	0.4	Provato in volo
D-20 (TAL)**	0.3	2000	0.4	Modello di laboratorio
SPT-70*	0.7	2000	0.45	Qualificato per il volo
D-38 (TAL)**	0.7	2000	0.45	Modello di laboratorio
SPT-100*	1.4	1600	0.5	Qualificato per il volo
D-55 (TAL)**	1.4	1600	0.5	Qualificato per il volo
T-100 [#]	1.4	1600	0.5	Modello di laboratorio
SPT-160*	4.5	2500	0.6	In fase di sviluppo
D-100 (TAL)**	4.5	2500	0.6	In fase di sviluppo
T-140 [#]	4.5	2500	0.6	In fase di sviluppo
SPT-200*	10	3000	0.65	In fase di sviluppo
T-220 [#]	10	2500	0.6	In fase di sviluppo

Tabella 2- 3: Caratteristiche dei propulsori ad effetto Hall

* Design Bureau Fakel, Kaliningrad (Baltic region), Russia

** TsNIIMASH, Kaliningrad (Moscow region), Russia

NIITP, Moscow, Russia

+ US classified military flight application

2.2 Generazione di Potenza

2.2.1 Generalità

La disponibilità di energia è stato sempre uno dei maggiori fattori limitanti nella progettazione di veicoli spaziali. I primi veicoli orbitanti lanciati sia dagli Stati Uniti che dall'Unione Sovietica dipendevano, infatti, dalle batterie.

Le limitate capacità di immagazzinamento dell'energia delle batterie disponibili al tempo rendeva impossibile effettuare operazioni più lunghe di qualche giorno.

Ciò non era, evidentemente, soddisfacente per missioni di osservazione a scopo militare o scientifico che richiedevano periodi operativi maggiori. Si palesò, allora, la necessità di una differente filosofia di approvvigionamento energetico che fosse più flessibile e duratura. Su queste basi fece, dunque, la sua comparsa la generazione di potenza mediante l'uso di energia solare. Pur non essendo particolarmente efficienti nella conversione dell'energia solare in energia elettrica, i pannelli solari si applicavano perfettamente allo scopo di produrre energia nello spazio poiché non utilizzavano alcun tipo di sostanza esauribile e quindi la loro durata era dipendente solo dal degradamento dei loro stessi componenti. Veicoli spaziali con una vita operativa di qualche anno divennero realizzabili.

Pannelli solari e batterie in sinergia hanno fornito potenza elettrica praticamente ad ogni missione non abitata nei primi quindici anni del programma spaziale.

Le missioni abitate, al contrario, con l'eccezione dello Skylab, della Salyut e della Soyuz, hanno sempre usato batterie e celle a combustibile.

A causa del fatto che a quelle distanze l'energia solare diviene più diffusa il sistema di generazione di potenza mediante l'energia solare divenne insoddisfacente per le missioni che si spingevano oltre la linea degli asteroidi. Affinché tale tipo di missioni divenissero possibili e per far sì che venisse soddisfatta anche l'esigenza dei satelliti militari di una fonte energetica piuttosto compatta, era necessario sviluppare un nuovo sistema per generare energia elettrica. Entrambe le necessità trovarono risposta nello sviluppo dei generatori termoelettrici a radioisotopi (RTG). Tale tipo di dispositivo converte l'energia termica prodotta dal decadimento di radioisotopi in energia elettrica mediante gli effetti termoelettrici e quindi la potenza prodotta è indipendente dalla distanza dal sole e la vita operativa è legata al solo degradamento dei componenti ed alla durata della semivita dei radioisotopi.

24 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

L'ovvia funzione del sottosistema di generazione di potenza è quella di produrre ed immagazzinare potenza elettrica ad uso degli altri sottosistemi del veicolo spaziale. Poiché questi possono avere necessità differenti per ciò che riguarda il voltaggio, la frequenza, o altre caratteristiche, il sottosistema in questione potrebbe essere chiamato, come evidenziato in figura 2-6, a regolare, controllare e condizionare la potenza grezza prodotta. E' comunque possibile che questo compito sia delegato ai singoli sottosistemi.

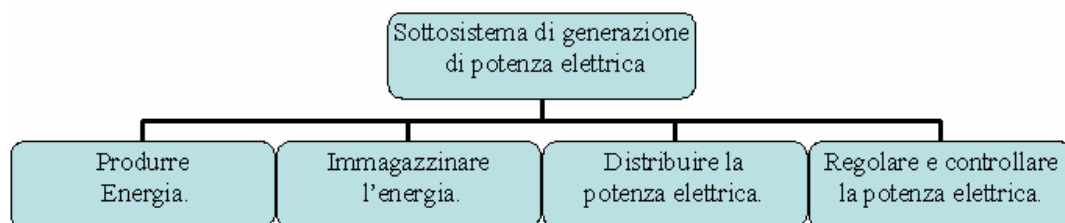


Figura 2- 6: Diagramma delle funzioni del sottosistema di generazione della potenza.

Per mantenere affidabile e funzionante per lungo tempo il veicolo, il sottosistema di potenza deve anche proteggere gli altri sottosistemi nell'eventualità che si verificano dei guasti. Ad esempio, un cortocircuito che avvenga in un sottosistema non deve poter abbattere il voltaggio della struttura principale al punto da produrre guasti in tutti gli altri sottosistemi. Allo stesso modo il sottosistema di potenza stesso deve essere in grado di continuare a fornire energia, magari con prestazioni inferiori, malgrado qualche malfunzionamento.

Il sottosistema di generazione di potenza è quello che più guida la progettazione di un veicolo spaziale ma il suo disegno è a sua volta diretto da molte considerazioni sulla missione e sugli altri sottosistemi. Esso si interfaccia direttamente con ogni altro sottosistema e quindi richiede una grande attenzione da parte degli ingegneri. La tabella 2-4 mostra i principali fattori che indirizzano la progettazione.

<i><u>Cliente/Committente</u></i>
<i><u>Distanza dal Sole</u></i>
<i><u>Configurazione del veicolo spaziale</u></i>
<i>Limiti di massa</i>
<i>Dimensioni</i>
<i>Limiti del veicolo di lancio</i>
<i>Possibilità di dissipazione termica</i>
<i><u>Vita operativa</u></i>
<i>Totale</i>
<i>Frazioni a vari livelli di potenza</i>
<i><u>Controllo d'assetto</u></i>
<i>Spin</i>
<i>Stabilizzato su 3 assi</i>
<i>Puntamento al Nadir</i>
<i>Propulsori</i>
<i>Ruote di momento</i>
<i>Gradiente di gravità</i>
<i>Esigenze di puntamento</i>
<i><u>Parametri orbitali</u></i>
<i>Quota</i>
<i>Inclinazione</i>
<i>Cicli di eclisse</i>
<i><u>Esigenze del Payload</u></i>
<i>Tipo di potenza, voltaggio, corrente</i>
<i>Ciclo di lavoro, carichi di picco</i>
<i>Protezione dal malfunzionamento</i>
<i><u>Esigenze e vincoli di missione</u></i>
<i>Velocità di manovra</i>
<i>Carichi gravitazionali</i>

Tabella 2- 4: Considerazioni per il progetto del sottosistema.

E' evidente che sarà necessario adattare il progetto a tutte le esigenze specifiche che può avere un committente, ad esempio l'ingombro, o selezionare la fonte energetica più appropriata in funzione del pianeta obiettivo o, comunque, della distanza dal sole.

26 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Come già detto anche la vita operativa rappresenta un criterio di scelta determinante, come mostra la figura 2-7, soprattutto in relazione alle condizioni ambientali nelle quali deve essere trascorsa.

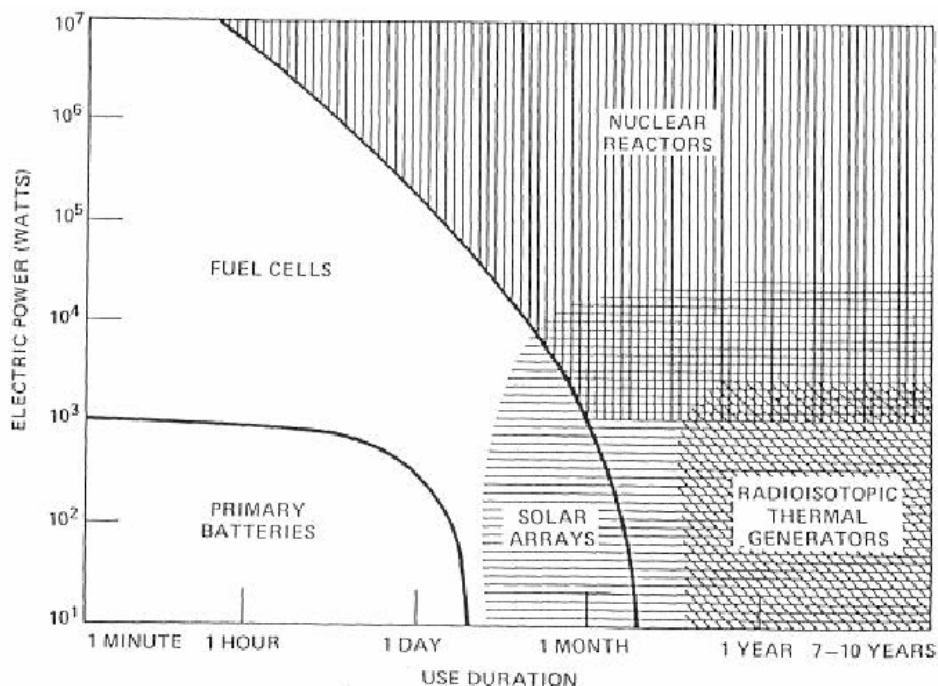


Figura 2- 7: Regimi operativi delle varie sorgenti di energia.

A volte può essere consigliabile usare sistemi ibridi, in particolar modo in missioni durante le quali è possibile individuare fasi che richiedono livelli di potenza significativamente diversi tra loro. Il tipo di controllo d'assetto, poi, influenza in due modi la determinazione della strategia per l'approvvigionamento energetico, in primo luogo in termini di geometrie ammissibili del sottosistema stesso e poi, in maniera più diretta, per l'assorbimento di potenza richiesto dai dispositivi che lo costituiscono. Proseguendo è facile intuire come i parametri orbitali siano di grande importanza poiché da essi dipendono i tempi di eclisse e come anche peculiari necessità di missione possano limitare il campo delle alternative possibili in quanto, ad esempio, difficilmente un veicolo spaziale che debba manovrare rapidamente potrà tollerare lunghi pannelli flessibili.

Tutto questo da un quadro abbastanza indicativo del processo di scelta del più adatto meccanismo di generazione di potenza ma è già sufficiente ad evidenziare la difficoltà di tale procedura.

L'evoluzione dei veicoli spaziali è stata, fino ad ora, caratterizzata dall'aumento della potenza richiesta e, dunque, prodotta; c'è stato un passaggio da sottosistemi che generavano pochi watt a sottosistemi che arrivano alle decine di kilowatt. La figura 2-8 illustra l'andamento nella produzione di potenza.

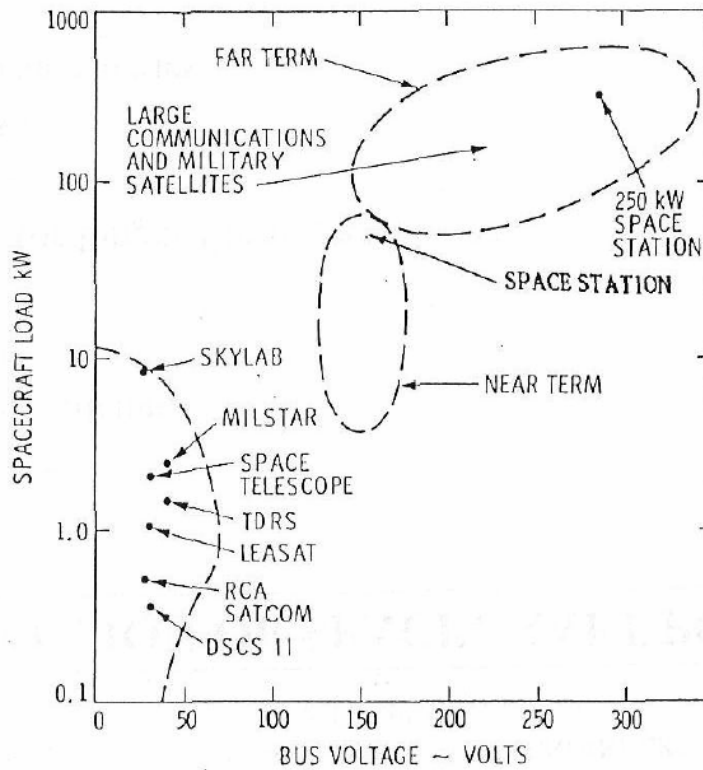


Figura 2- 8: Tendenza nella produzione di potenza.

Tipicamente ci sono quattro tipi di sorgenti di potenza che vengono utilizzate nello spazio:

- Celle fotovoltaiche
- Sorgenti statiche
- Sorgenti dinamiche
- Celle a combustibile

Delle celle fotovoltaiche parleremo fra poco nel dettaglio, sono la fonte energetica più usata nei veicoli spaziali che orbitano intorno alla terra. Convertono direttamente l'energia solare incidente in energia elettrica.

Le sorgenti statiche usano una fonte di calore, solitamente un reattore nucleare a plutonio-238 o uranio-235, per convertire direttamente energia termica in elettrica.

28 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

I principi utilizzati sono due, quello termoelettrico e quello termoionico. Il primo usa il gradiente termico attraverso la giunzione p-n delle singole celle collegate in serie ed in parallelo al fine di produrre la potenza desiderata. L'efficienza è tipicamente del 5÷8%.

L'effetto termoionico produce corrente mediante un elettrodo caldo (emettitore) che ne fronteggia uno più freddo (collettore) all'interno di un contenitore sigillato contenente un gas ionizzato. Gli elettroni rilasciati dall'elettrodo caldo fluiscono verso quello freddo dove condensano e poi tornano all'emettitore passando attraverso il carico esterno. Le efficienze sono normalmente collocate attorno al 10÷20%.

A differenza delle sorgenti statiche quelle dinamiche usano una sorgente calda ed uno scambiatore di calore per sviluppare un ciclo termodinamico all'interno di un motore. La sorgente di calore può essere costituita da energia solare concentrata, da radioisotopi o da una reazione di fissione nucleare controllata. Le efficienze vanno dal 10% al 35% anche in funzione del ciclo termodinamico impiegato.

Le celle a combustibile convertono l'energia chimica di una reazione di ossidazione in elettricità. Sono generatori che operano continuamente ma che necessitano di una riserva di reagenti. La versione più usata è quella idrogeno-ossigeno grazie ad una buona potenza specifica, una massa contenuta dei reagenti e al fatto che il prodotto della reazione è acqua. Quest'ultimo dettaglio in particolare fa in modo che le celle a combustibile siano una fonte energetica particolarmente adatta ai voli abitati, tanto è vero che sono la principale fonte energetica delle missioni dello *Space Shuttle*. L'efficienza è particolarmente elevata e si aggira attorno al 60÷80%.

2.2.2 Pannelli Solari

I pannelli solari fotovoltaici rappresentano il metodo più comune per generare potenza a bordo di un veicolo spaziale. Il primo pannello solare a volare nello spazio è stato lanciato il 17 Marzo 1958 montato sulla navicella spaziale americana Vanguard I (vedi [5]) e consisteva in 6 pannelli applicati direttamente sul corpo del satellite e costituiti di celle al silicio con efficienza pari, circa, al 10%. Il pannello produceva complessivamente meno di un watt. In un lasso di tempo di quattro decenni i pannelli solari sono passati dal produrre 1 W di potenza elettrica a sistemi

che arrivano anche a 75.000 W come il pannello solare alfa della stazione spaziale internazionale (ISSA).

La figura 2-9 mostra l'andamento nel tempo della potenza prodotta da satelliti geostazionari (GEO).

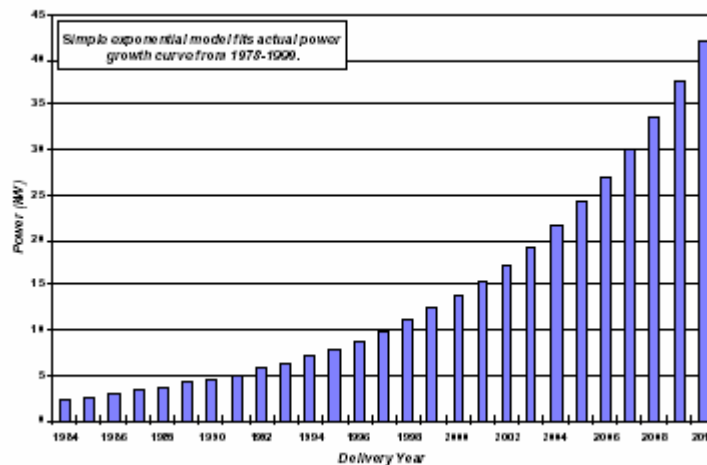


Figura 2- 9: Potenza nei satelliti GEO nel tempo.

I punti di forza dell'utilizzo di pannelli fotovoltaici per la produzione di energia elettrica sono sostanzialmente individuabili nella flessibilità che caratterizza il sistema e nella sua scarsa pericolosità ambientale. La grande varietà di tipi e geometrie di pannelli solari permette, infatti, di soddisfare i requisiti di missioni diversissime tra loro ed in oltre la caratteristica di essere un mezzo “pulito” di produzione di energia fa in modo che questa soluzione sia naturalmente accettata come la migliore per impieghi in orbite vicine alla terra.

Le tecnologie impiegate sono cambiate fortemente nel corso di pochi anni di pari passo con il variare ed il farsi più stringenti delle richieste e delle specifiche di missione e certamente seguiranno ad evolversi per continuare a rispondere alle necessità di nuovi e sempre più esotici compiti.

Storicamente sono state le evoluzioni nella progettazione di lanciatori e veicoli spaziali, a braccetto con le esigenze dell'industria commerciale a generare l'esigenza di un sistema di produzione di energia più leggero ed efficiente. Le piattaforme strutturali dei pannelli si sono evolute da semplici pannelli montati sul corpo del satellite stesso ad intelaiature estese esternamente fino a giungere a

30 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

soluzioni cinematicamente più complesse come quelle di pannelli multipli estensibili (vedi figura 2-10).

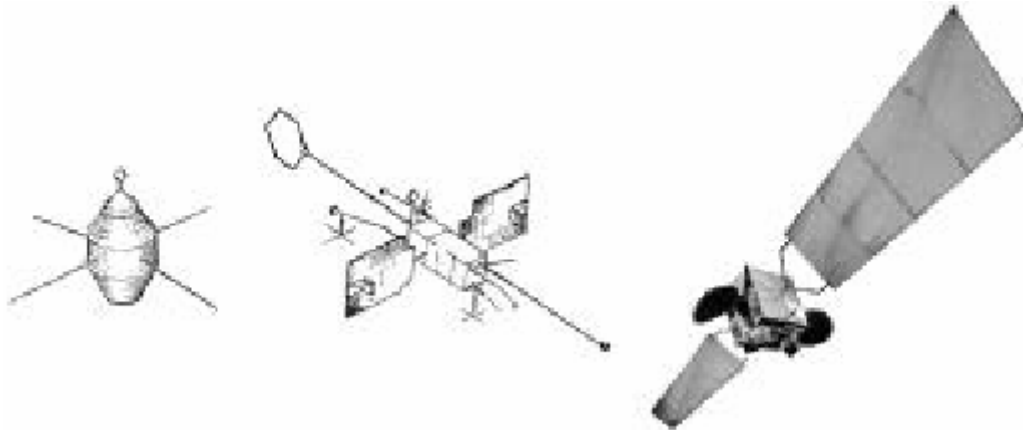


Figura 2- 10: Evoluzione delle geometrie dei pannelli solari.

Oggi giorno quella del pannello solare multiplo estensibile è la soluzione più comunemente utilizzata per applicazioni che hanno alte richieste energetiche. La possibilità di fornire potenze che arrivano ai 15kW, la grande affidabilità, il peso competitivo (circa 45W/kg) ed i bassi costi (minori di 1000\$/W) sono le caratteristiche che ne hanno permesso un utilizzo esteso ed una grande maturazione.

I componenti di un pannello solare sono, in buona sostanza, quattro:

- Celle fotovoltaiche
- Piattaforme strutturali
- Sistemi di estensione
- Meccanismi

I sistemi fotovoltaici sono dei dispositivi capaci di trasformare l'energia solare in energia elettrica. Il principio di funzionamento si basa sull' "effetto fotovoltaico", ovvero il fenomeno attraverso il quale si genera una tensione elettrica ai capi di un materiale semiconduttore, opportunamente trattato, quando questo viene investito dalla radiazione solare. Sebbene l'effetto fotovoltaico sia stato scoperto già nel 1839, le prime applicazioni pratiche nacquero solo negli anni cinquanta. Le celle fotovoltaiche vennero sviluppate per i primi satelliti, che furono messi in orbita in

quel periodo. La prima cella prodotta per uso spaziale era base di silicio ed aveva un'efficienza del 10% all'inizio della vita (BOL).

Il funzionamento di una fotocellula è estremamente semplice: la luce irradia la cella e produce una tensione elettrica nei cristalli di silicio che può essere prelevata dalla superficie attraverso degli elettrodi (vedi figura 2-11).

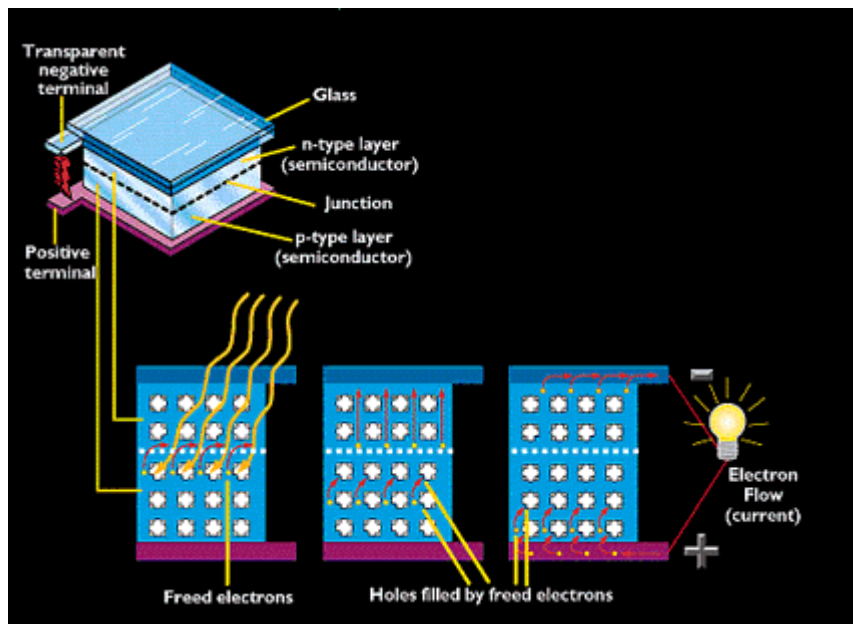


Figura 2- 11: Schema di una cella fotovoltaica

In pratica, una cella solare è formata da una lamina di silicio di tipo p con sopra un sottile strato di silicio di tipo n, lo strato di tipo n deve avere uno spessore tale da permettere alle radiazioni incidenti sulla superficie della cella di penetrare nel cristallo per una profondità sufficiente a creare coppie di lacune-elettroni in prossimità della giunzione p-n (0,5 micron). Supponiamo che un fotone di luce dotato di una certa energia penetri nella cella fino a raggiungere la giunzione, in questa regione del cristallo il fotone incontra un atomo del silicio, secondo la teoria quantistica, il fotone viene assorbito da un elettrone di legame per cui si ha il trasferimento di un quanto di energia a un singolo elettrone bivalente. Come è noto, ad un fotone di frequenza f è associata una energia $E = hf$ dove h è la costante di Planck. Ora, se il fotone possiede energia sufficiente (ossia $hf > E_g$, l'energia del fotone è superiore all'energia della banda proibita), l'elettrone viene rimosso dalla sua propria funzione normale di legame fra due atomi adiacenti del

32 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

cristallo e diventa così libero di muoversi all'interno del cristallo come elettrone di conduzione (il livello energetico dell'elettrone si trova in banda di conduzione), mentre nel contempo si crea una buca nel legame del cristallo ossia una lacuna. Dunque, tenendo presente che in prossimità della giunzione o sullo strato di svuotamento si ha un campo elettrico che tende a spingere gli elettroni verso il lato n e le lacune verso il lato p, per cui le nuove coppie lacune-elettroni, generati dalla luce in prossimità della giunzione, saranno separate dal campo elettrico (riducendo così la casualità di movimento dei portatori di carica), avendo di conseguenza un flusso netto di elettroni dal cristallo di tipo p verso quello di tipo n e un flusso di lacune nel senso opposto. Si può concludere osservando come da un dispositivo del genere è possibile far fluire una corrente in un circuito che sia in contatto elettrico con la superficie anteriore e con quella posteriore della cella. Gli elettroni raccolti nello strato di tipo n possono ritornare nello strato di tipo p, per ricombinarsi con le lacune attraverso il circuito esterno. In definitiva, un fotone incidente sulla superficie di una cella crea normalmente una coppia lacune-elettroni, ad esempio nel materiale n, si possono determinare le seguenti situazioni :

- L'assorbimento avviene nella zona di svuotamento (giunzione); in questo caso l'elettrone viene spinto dal campo elettrico ivi esistente, verso il materiale n e la lacuna verso il materiale p. Si ricordi infatti che il campo elettrico di giunzione è diretto da n verso p e quindi favorisce il passaggio di lacune da n a p e quello degli elettroni da p a n.
- L'assorbimento avviene in prossimità della zona di svuotamento, ad esempio nel materiale n. In questo caso, si ha che se la lacuna raggiunge, per diffusione, la zona di carica spaziale viene immediatamente portata, dal campo di giunzione, nel materiale p. Si osservi che le cariche p generate nel materiale n tendono sempre a diffondere verso la giunzione. Infatti nello strato n, la presenza del campo elettrico, del verso indicato precedentemente, fa sì che esista un gradiente di concentrazione delle cariche positive nel senso che la loro concentrazione diminuisce man mano che si avvicina alla giunzione al punto che, in corrispondenza di questa, la loro concentrazione è estremamente ridotta. Il campo elettrico infatti le porta immediatamente via nel materiale p. In conseguenza di

tale gradiente, la carica p si muove verso la giunzione e viene da questa spinta verso il materiale p.

- Se la generazione avviene lontano dalla zona di giunzione le cariche, generalmente, si ricombinano dopo un tempo pari alla loro vita media.

Riassumendo, nei primi due casi si ha un contributo alla potenza elettrica ai morsetti del dispositivo dovuto all'accumulo di elettroni nel materiale n e di lacune nel materiale p, nell'ultimo caso non si ha, in genere, alcun effetto utile.

Le celle di silicio monocristallino sono state quelle usate più comunemente fino ai primi anni ottanta. Durante questo lasso di tempo la loro efficienza era arrivata fino al 17% BOL grazie ad una progettazione più accurata. Lo spessore della singola cella era passato da circa 12mm a 2,5mm rendendo il tutto molto più leggero. Durante i tardi anni ottanta e per gran parte degli anni novanta furono sviluppate ed impiegate celle a base di arseniuro di gallio (GaAs) a singola giunzione con efficienze che superavano il 19%.

Negli ultimi anni novanta questo tipo di dispositivo è stato ulteriormente migliorato facendo in modo che su una stessa cella ci fossero più superfici attive, creando quelle che sono definite come celle solari multigiunzione. Le celle multigiunzione, dette anche a cascata, sono costituite da una pila di due o tre celle a giunzione singola accoppiate in un'unico dispositivo in ordine di E_g (salto energetico) decrescente, come schematizzato nella figura 2-12. La cella superiore cattura i fotoni a energia più elevata (quindi la radiazione a lunghezza d'onda più piccola) e lascia passare i fotoni ad energia più bassa che sono catturati dalle celle seguenti.

34 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

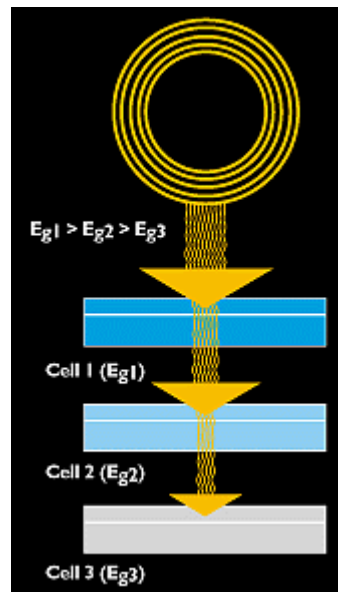


Figura 2- 12: Celle multigiunzione.

Celle a doppia giunzione sono arrivate a rendimenti del 24,2% e la variante con tre giunzioni ha raggiunto efficienze superiori al 25,5%. Risulta evidente come lo sviluppo di dispositivi sempre più efficaci sia una prerogativa irrinunciabile per lo sviluppo di pannelli solari a grande densità di energia.

La produzione di molte costellazioni di satelliti ad orbita bassa ha rinnovato l'interesse anche nei pannelli fotovoltaici sottili e a basso costo. La tecnologia più promettente da questo punto di vista sembra essere quella del silicio amorfo, un metodo che consiste nel ricoprire una piastra di vetro di atomi di silicio attraverso spruzzamento catodico. Questo tipo di tecnologia è stata sfruttata con successo a terra ma deve ancora essere sviluppata per un impiego massiccio nello spazio.

Le piattaforme strutturali possono essere classificate come rigide, flessibili e a concentrazione ed i pannelli possono essere configurati come estensibili o non-estensibili.

La maggior parte dei pannelli estensibili che ha volato fino ad oggi impiega una struttura rigida a nido d'ape interconnessa con cerniere a molla che si attacca direttamente al satellite. L'intelaiatura era inizialmente composta di alluminio e l'evoluzione, oltre che tecnica, si è concentrata in modo particolare sui materiali. Dipendentemente dalla missione, l'ossatura a nido d'ape può costituire una parte rilevante del peso complessivo dei pannelli. Per casi in cui la leggerezza è un

requisito primario questo tipo di soluzione è sostituita da quella detta *tensioned flexible blanket*. Questa è un'alternativa più leggera e che consente differenti possibilità per ciò che riguarda lo stivaggio dei pannelli in fase di lancio. Esempi di questa soluzione sono dati dai pannelli del telescopio spaziale Hubble che utilizzano la cosiddetta tecnologia *roll-up* e da quelli della stazione internazionale (ISSA). Il maggior problema rilevato per questo tipo di tecnologia è la sua alta sensibilità agli sbalzi di temperatura.

Una soluzione che si sta considerando per il futuro è quella di pannelli che concentrino luce solare su aree più piccole in modo da ottenere sostanziali riduzioni nella massa e nei costi. Al momento lo sviluppo di questa tecnologia ha incontrato una grande difficoltà nel fatto che i requisiti di puntamento verso il sole posti da questo tipo di pannelli sono troppo stringenti.

Nel futuro, come già detto, le potenze richieste continueranno ad aumentare. Molte delle applicazioni commerciali proposte ad oggi consistono di satelliti geostazionari (GEO) ad alta potenza. Recenti proiezioni fatte dalle maggiori industrie produttrici di satelliti GEO indicano che le richieste di potenza saliranno dagli attuali 10kW a 30kW nella prossima decade. Venire incontro a questa domanda richiederà lo sviluppo di nuove tecnologie più efficienti. I pannelli solari ad alto rapporto di concentrazione (HCR) sembrano essere i migliori candidati per le applicazioni di domani.

2.2.3 Batterie

L'immagazzinamento di energia è parte integrante del sottosistema di potenza di un veicolo spaziale sia perché fornisce tutta l'energia per missioni con durata inferiore alla settimana sia perché garantisce l'energia di riserva per operazioni più lunghe. Ogni veicolo che utilizzi il procedimento fotovoltaico per la produzione di potenza elettrica richiede un sistema per stoccare energia per far fronte a domande di picco o periodi di eclisse. Tipicamente questo genere di compito è assolto dalle batterie.

Le batterie sono divise in due grandi categorie: primarie e secondarie. Le prime si distinguono per alte densità di energia ma, generalmente, non sono ricaricabili. Sono quindi particolarmente adatte alle missioni di breve durata alle quali si è già

36 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

accennato. Un'altra applicazione tipica per ciò che riguarda le missioni a lunga durata è quella di fornire energia per l'attivazione di dispositivi pirotecnici e altri meccanismi di estensione. Questo tipo di strumenti di norma vengono utilizzati all'inizio di una missione. Per varie ragioni, come ad esempio minimizzare l'assorbimento di energia nelle prime fasi, può essere desiderabile realizzare queste operazioni utilizzando batterie primarie separate dal circuito elettrico principale. La tabella 2-5 riassume le caratteristiche principali di alcuni tipi di batteria primaria.

Batteria primaria	Densità di energia specifica (W hr/kg)	Applicazioni tipiche
Silver Zinc	60-130	Vita breve (minuti)
Lithium Thionyl Chloride	175-440	Vita moderata (<4 ore)
Lithium Sulfur Dioxide	130-350	Vita lunga (giorni)
Lithium Monofluoride	130-350	Vita lunga (mesi)
Thermal	90-200	Vita molto breve (minuti)

Tabella 2- 5: Batterie primarie

Durante i primi anni del programma spaziale, le batterie più usate sono state quelle argento-zinco (Ag-Zn). Queste batterie hanno una buona densità di energia e sono molto affidabili. In anni più recenti è salita alla ribalta una grande varietà di batterie a base di Litio (Li) in combinazione con diversi altri materiali. Queste ultime raggiungono densità di potenza maggiori.

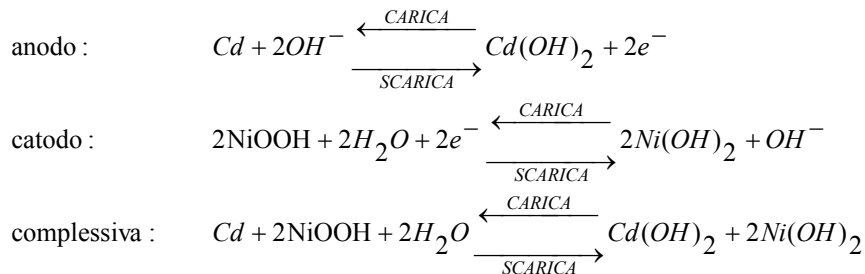
Le batterie secondarie convertono energia chimica in energia elettrica in fase di scarica e viceversa nella fase di carica e possono ripetere questo processo centinaia di volte. Si ricaricano nei periodi di esposizione alla luce solare e forniscono energia scaricandosi durante le eclissi. E' quindi evidente che saranno i parametri orbitali, specialmente la quota e l'inclinazione, a determinare il numero di cicli di carica-scarica a cui sarà sottoposta la batteria. Hanno solitamente densità di energia molto più basse di quelle primarie e questo fatto è aggravato dalle limitazioni nella profondità di scarica (DOD). La DOD è semplicemente la percentuale della

capacità totale della batteria che viene rimossa durante una fase di scarica. La tabella 2-6 riassume le caratteristiche principali di alcuni tipi di batteria secondaria.

Batteria secondaria	Densità di energia specifica (W hr/kg)	Stato
Nickel-Cadmium	25-30	Qualificate per lo spazio, ampio archivio di dati
Nickel-Hydrogen	35-57	Qualificate per lo spazio, buon archivio di dati
Lithium-Ion (LiSO ₂ , LiCF, LiSOCl ₂)	70-110	In fase di sviluppo
Sodium-Sulfur	140-210	In fase di sviluppo

Tabella 2- 6: Batterie secondarie

Anche in questo caso, per i primi anni, le batterie più usate sono state quelle Ag-Zn che dimostravano una buona densità di energia. Tuttavia questo tipo di batteria presentava delle forti limitazioni in termini di durata della vita operativa, specialmente nell'evenienza di un elevato numero di cicli di carica-scarica. Si sviluppò, di conseguenza, la tecnologia al nickel-cadmio che è presto divenuta lo standard per ciò che riguarda l'applicazione spaziale. La cella, unità base di questa batteria, ha 4 componenti: un elettrodo di cadmio (anodo) che fornisce elettroni al circuito esterno quando si ossida durante il processo di scarica, un elettrodo di nickel (catodo) che riduce gli elettroni provenienti dal circuito esterno, l'elettrolita acquoso al 30% (KOH) che completa il circuito internamente e un separatore di polipropilene che contiene l'elettrolita e isola gli elettrodi. Le reazioni chimiche sono:

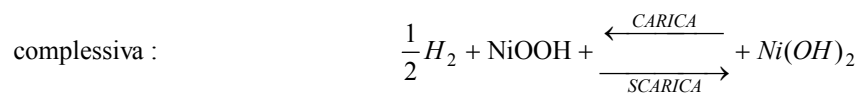
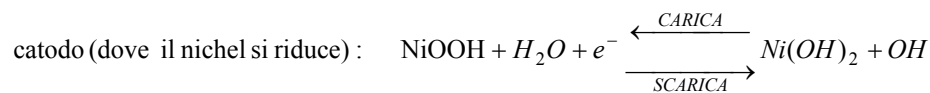
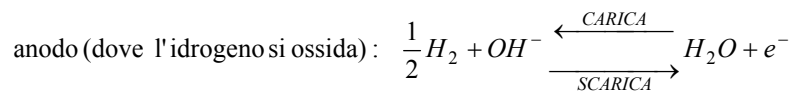


durante la scarica il cadmio si ossida in idrossido di cadmio e rilascia elettroni nel circuito esterno, mentre l'idrossido di nickel si riduce a Ni(OH)₂ accettando gli

38 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

elettroni che provengono dal circuito esterno; durante la carica si ha il processo inverso.

Le batterie Ni-Cd sono state usate sui satelliti per telecomunicazione negli anni 60-70, tuttavia per le applicazioni a lungo termine (>7anni) hanno mostrato i loro limiti; infatti per raggiungere una vita utile maggiore deve essere controllata la profondità di scarica (DOD) ed è richiesta un'attenta gestione della temperatura e della fase di ricarica. Si sono così sviluppate le batterie Ni-H₂ che a parità di DOD hanno una vita utile più lunga. Le reazioni elettrochimiche che avvengono in una batteria Ni-H₂ sono:



Questa tipologia di batteria si differenzia da quelli precedenti a causa del fatto che una delle sostanze in gioco è allo stato gassoso. Infatti, nelle sue operazioni, questo tipo di dispositivo genera e ricombina notevoli quantità di idrogeno libero. E' quindi a tutti gli effetti un recipiente a pressione. Grazie al grande risparmio in termini di massa rispetto alla soluzione al Ni-Cd quest'ultima tecnologia è, al momento la più usata.

La tecnologia agli ioni di Litio comporta ulteriori vantaggi sia in termini di densità di energia che in termini ponderali. Le batterie agli ioni di litio offrono un risparmio del 65% del volume e del 50% del peso rispetto alle tecnologie precedenti. Questo tipo di dispositivo sarà presto qualificato per l'impiego nello spazio.

2.3 Controllo d'assetto

Un corpo nello spazio è soggetto a piccole (10^{-4} N.m) ma persistenti coppie di disturbo causate da una varietà di sorgenti. Queste coppie possono essere classificate come cicliche, se variano sinusoidalmente durante un'orbita, o secolari, nel caso si accumulino nel tempo senza mediarsi. Queste coppie riorienterebbero il veicolo se non venissero in qualche modo contrastate.

Il sottosistema di acquisizione e controllo d'assetto (ADCS) stabilizza il veicolo spaziale e lo orienta nella direzione desiderata per la missione a dispetto dei disturbi suddetti. Ciò richiede che il veicolo determini il suo assetto mediante dei sensori e lo corregga mediante degli attuatori.

Le strategie che sono state studiate sono le più varie e sfruttano principi differenti. La scelta di quella più adatta dipende dalle caratteristiche della missione. E', tuttavia, possibile individuare tre tecniche principali:

- gradiente di gravità,
- spin
- zero-momentum

Quella a gradiente di gravità è una tecnica di controllo passiva. Si sfruttano, infatti, le proprietà inerziali di un veicolo per mantenerlo puntato verso terra. Ciò dipende dal fatto che un corpo allungato immerso nel campo magnetico della terra, tende a puntare il suo asse longitudinale verso il centro di questa. Poiché la coppia che rende possibile questo allineamento smorza la sua intensità col cubo del raggio dell'orbita questa tendenza è sfruttata da piccoli e semplici satelliti in orbite basse. Di frequente, a questo sistema vengono affiancati degli smorzatori per contenere le librazioni, piccole oscillazioni intorno al Nadir dovute ai disturbi. Nel più semplice di questa categoria di sistemi sono controllati solo due assi, l'orientamento attorno al vettore puntato al centro della terra è libero. Per avere un controllo anche su questo spesso si utilizza una ruota di momento a velocità costante.

La stabilizzazione a *spin* è una tecnica di controllo passiva nella quale l'intera navetta spaziale ruota attorno ad una asse che in tal modo viene praticamente reso fisso nello spazio inerziale. I veicoli che utilizzano questa strategia sfruttano l'effetto giroscopico per resistere alle coppie di disturbo che agiscono sugli altri due assi. Lo *spin* è stabile se avviene attorno all'asse del corpo a cui corrisponde il

40 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

più grande momento d'inerzia. I satelliti così progettati sono semplici, possono sopravvivere per lungo tempo senza un controllo costante, hanno vantaggi dal punto di vista dello scambio termico e provvedono autonomamente al movimento di scansione per i sensori. In compenso richiedono una buona attenzione alla dislocazione delle masse per ottenere la stabilità desiderata e la rigidità prodotta rende difficile riorientarli.

Un'utile variante di questa tecnica è quella definita come “doppio *spin*”. Il veicolo spaziale, in questo caso, ha due sezioni che ruotano a velocità differenti attorno allo stesso asse. Normalmente una delle due, detta rotore, ha un'alta velocità angolare per garantire la stabilità, mentre l'altra, lo statore, ruota più lentamente e assicura il puntamento verso la terra o verso il sole. Questo tipo di satelliti può ruotare anche attorno all'asse con il momento di inerzia più piccolo, se monta dissipatori sullo statore, permettendo così la progettazione di satelliti con forme allungate che meglio si adattano alla forma del *fairing* dei lanciatori. Chiaramente, rispetto al caso del singolo *spin*, la complessità e quindi la possibilità di rottura ed i costi, aumenta. I satelliti stabilizzati con queste tecniche richiedono spesso, a causa della presenza dei disturbi, la presenza a bordo di un controllo attivo che, mediante degli attuatori, periodicamente aggiusti l'assetto e la velocità di rotazione.

Un'altra strategia che è stata sviluppata è quella della stabilizzazione su tre assi che è al momento la più utilizzata. Questo tipo di controllo è realizzato utilizzando delle ruote di reazione. Se ne possono identificare principalmente due versioni: quella “a momento nullo” e quella “a inclinazione di momento”. Entrambe le opzioni normalmente necessitano anche di propulsori.

Nel primo caso si hanno ruote di reazione lungo ognuno degli assi che rispondono ai disturbi che il veicolo subisce. Se le perturbazioni sono cicliche lungo un'orbita la ruota di reazione accelererà e rallenterà restando normalmente lontana dalla saturazione per lungo tempo. Al contrario, se le interferenze sono secolari, questo apparato tenderà ad aumentare la sua velocità di rotazione fino a raggiungere il suo limite costitutivo. In questo caso è necessario applicare una coppia esterna, utilizzando propulsori o attuatori magnetici, che riporti a zero tale velocità. Questa operazione è detta desaturazione. Ci sono almeno due varianti rilevanti di questa strategia, la prima prevede la sostituzione delle tre ruote di reazione con una sola ruota montata su di un giroscopio mentre la seconda le elimina del tutto affidandosi ai soli propulsori.

La tecnica “a inclinazione di momento” contempla l’utilizzo di una sola ruota ed è affine alla strategia a doppio *spin* poiché tale ruota altro non è che un rotore. In questo caso però è possibile, variando la velocità del rotore, orientare il satellite anche attorno all’asse giroscopico. Anche in questo caso può essere necessaria una periodica desaturazione.

Tipo	Opzioni di Puntamento	Manovrabilità	Precisione Caratteristiche (gradi)	Limiti vita operativa
Gradiente di gravità	Verticale terrestre locale	Molto limitata	± 5 (2 assi)	Nessuno
Gradiente di gravità e ruota <i>momentum bias</i>	Verticale terrestre locale	Molto limitata	± 5 (3assi)	Cuscinetti ruote
Magneti passivi	Nord/sud	Molto limitata	± 5 (2 assi)	Nessuno
Singolo <i>spin</i>	Ogni direzione inerzialmente fissata	Possibile richiede molto propellente	$\pm 0.1 \div 1$ (2assi)	Propellente
Doppio <i>spin</i>	Limitata solo dallo statore	Possibile richiede molto propellente	$\pm 0.1 \div 1$ (2assi)	Propellente, cuscinetti
<i>Momentum bias</i>	Ottimizzato per verticale locale	Manovra imbardata limitata	$\pm 0.1 \div 1$	Propellente, sensori, cuscinetti
<i>Zero Momentum</i> (solo propulsori)	Nessun vincolo	Nessun vincolo alte velocità possibili	$\pm 0.1 \div 5$	Propellente
<i>Zero Momentum</i> (3 ruote)	Nessun vincolo	Nessun vincolo	$\pm 0.001 \div 1$	Propellente, sensori, cuscinetti
<i>Zero Momentum</i> CMG	Nessun vincolo	Nessun vincolo alte velocità possibili	$\pm 0.001 \div 1$	Propellente, sensori, cuscinetti

Tabella 2- 7: Strategie di controllo d’assetto

42 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Queste ultime strategie hanno il vantaggio di permettere al veicolo di manovrare ma sono ovviamente più complesse e costose.

La tabella 2-7 riassume le principali strategie di controllo d'assetto e le loro caratteristiche.

IL LANCIATORE VEGA

3.1 Introduzione

Il peso dei costi sempre maggiori delle missioni spaziali sui bilanci dei governi ha condotto le agenzie spaziali di tutto il mondo a guardare con crescente interesse a missioni effettuate con piccoli satelliti che richiedono minori investimenti e tempi di sviluppo molto più brevi. Recentemente, in Europa sono state proposte e sviluppate numerose piattaforme con massa e costo notevolmente ridotti, in particolare per satelliti che si ritrovano nella gamma di peso che va dai 300 ai 1200 kg (Proteus, MITA, PRIMA, Minisat).

Questo tipo di piattaforme rappresenterà la base dalla quale molte agenzie spaziali partiranno per sviluppare un numero crescente di missioni nei campi della scienza, dell'osservazione terrestre, e della telecomunicazione. Per un'Agenzia spaziale che vuole investire in missioni come queste il costo di un lancio attraverso un Ariane 5 diventa decisamente penalizzante e dunque si richiede un lanciatore che sia ottimizzato per il trasporto di piccoli carichi paganti.

La risposta a questa serie di spinte si è concretizzata appunto nello sviluppo di un lanciatore come Vega.

Vega è un progetto che l'ESA ha approvato sotto la spinta proponente dell'Italia ed è attualmente in fase di sviluppo da parte di un gruppo di lavoro Europeo guidato da ELV, una *joint venture* tra l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e Avio S.p.A.(ex FiatAvio).

44 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

L'obiettivo di questo lanciatore è di completare, nel medio termine, la gamma di servizi di lancio complementari ad Ariane ed agendo in parallelo a questo raggiungere un nuovo segmento di mercato e soddisfare le esigenze di utilizzatori non convenzionali.

Due sono gli aspetti fondamentali che sono stati considerati per portare a compimento questi obiettivi:

- la necessità di ridurre i costi di sviluppo del lanciatore e delle sue infrastrutture a terra;
- l'esigenza di limitare i costi globali ricorrenti.

I costi di sviluppo sono stati tenuti ad un minimo grazie al fatto che Vega è parzialmente basato su alcune delle tecnologie già sviluppate per Ariane. Inoltre un'importante riduzione degli investimenti necessari è rappresentata dal fatto che verranno sfruttate le infrastrutture già esistenti dello spazioporto europeo di Korou. Il costo di ciascun lancio potrebbe aggirarsi sui 20 milioni di dollari, circa il 15% in meno di quanto costino lanci analoghi negli USA.

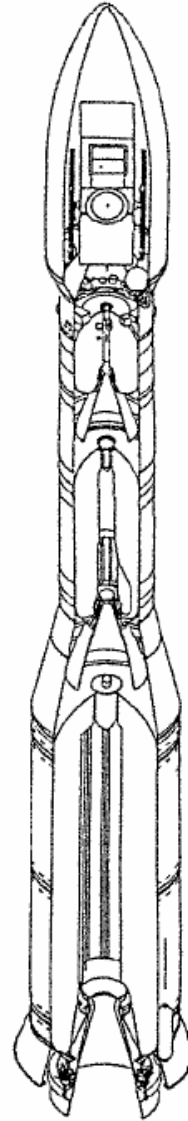


Figura3-1:Il lanciatore Vega.

Vega è stato progettato come un lanciatore a corpo unico con tre stadi a propulsione solida. Il primo stadio ha una lunghezza pari a 11.8 m ed un diametro di 3 m; è basato su un nuovo motore a propellente solido (SRM), chiamato P80 FW, ad alte prestazioni alimentato con 80 tonnellate di propellente. Il massimo valore della spinta e della pressione a vuoto (secondo la curva nominale) del P80 FW sono rispettivamente 2974 kN e 97 bar, mentre il tempo di combustione è di circa 104 secondi.

Il secondo stadio è equipaggiato con un propulsore Zefiro23, la versione estesa di un motore Zefiro16, anch'esso a propellente solido, che brucerà in pochi minuti altre 23 tonnellate di combustibile. Questo segmento è lungo 8.9 m ed ha un diametro di poco meno di 2 m. La massima spinta e la massima pressione a vuoto di questo propulsore sono rispettivamente 1200 kN e 95 bar. Il tempo di combustione stimato è di circa 71 secondi.

Infine, anche per il terzo stadio sarà usato un motore derivato da Zefiro, alimentato ancora con propellente solido, per circa 9 tonnellate. Le grandezze caratteristiche associate a questo propulsore sono una spinta massima di 280 kN, una pressione massima di 67 bar ed un tempo di combustione che si aggira intorno ai 117 secondi. Questo segmento è lungo 4.12 m ed ha un diametro di poco meno di 2 m.

In aggiunta a questi stadi è presente un modulo finale a propellente liquido (AVUM) dedicato al controllo orbitale ed al rilascio del carico pagante.

Grazie all'uso dei lanciatori Vega ed Ariane l'Europa punta a mantenere il controllo di circa il 50% del mercato dei lanci commerciali anche nella prossima decade.

3.2 Involuppo operativo

Al momento del lancio Vega avrà una massa complessiva di 128 tonnellate, circa 6 volte meno della massa dell'Ariane 5 (740 ton.), e sarà in grado di mettere in orbita satelliti fino a un massimo di circa 2500 kg, destinati a orbite di inclinazioni ed altitudine diverse. Tra queste le orbite polari, con il sorvolo dei poli terrestri a quote relativamente basse, sui 700-800 km e le orbite eliosincrone, così definite perché il piano su cui giacciono ruota con un periodo uguale a quello della rotazione terrestre intorno al Sole.

46 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Altre orbite saranno possibili per missioni specifiche quali le missioni scientifiche.

Le prestazioni del lanciatore Vega per le orbite basse circolari (LEO) sono mostrate nella figura 3-2 e sono riassunte nelle tabelle 3-1 e 3-2. La massa che è possibile inserire in un'orbita di trasferimento verso la quota geostazionaria (GTO) è minore di 400kg mentre è impossibile immettere alcun carico pagante direttamente in orbita geostazionaria.

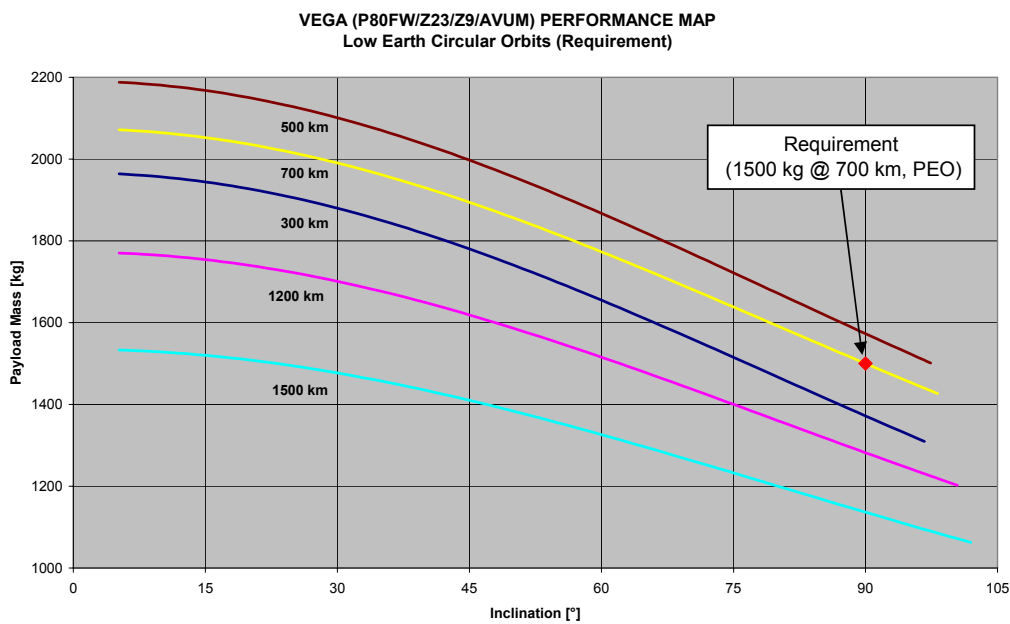


Figura3- 2: Inviluppo operativo di Vega.

ELLIPTIC ORBITS (METO)			ORBITAL ELEMENTS AT INJECTION						
Apogee Altitude [km]	Inclination [deg]	P/L Mass [kg]	Perigee Altitude [km]	Apogee Altitude [km]	RAAN [deg]	Inclination [deg]	Perigee Argument [deg]	True Anomaly [deg]	Epoch [s]
20000	45	535	198,858	20005,978	-56,500	45,000	18,270	33,070	778,6
20000	55	502	200,516	19984,052	-54,632	55,000	18,651	32,698	792,1
20000	65	470	201,122	19968,944	-53,816	65,000	16,043	16,043	768,1
GTO	Equatorial	378	196,063	35951,078	-143,230	5,206	111,764	26,622	798,0
			h_p	h_a	W	i	w	q	t

Tabella3- 1: Prestazioni Vega su orbite ellittiche.

CIRCULAR ORBITS (LEO)			ORBITAL ELEMENTS AT INJECTION						
Altitude [km]	Inclination [deg]	P/L Mass [kg]	Perigee	Apogee	RAAN	Inclination	Perigee	True	Epoch
			Altitude [km]	Altitude [km]	[deg]	[deg]	Argument [deg]	Anomaly [deg]	[s]
1500	Equatorial	1533	1499,98	1499,989	-143,425	5,206	13,378	-73,894	3702,4
1500	SSO	1062	1500,00	1500,006	-50,723	101,957	26,796	179,447	3589,2
1200	Equatorial	1769	1200,00	1200,000	-143,456	5,206	10,979	-88,419	3318,5
1200	SSO	1202	1199,99	1200,000	-50,913	100,419	34,478	167,348	3412,6
700	Equatorial	2070	699,427	700,153	-143,525	5,206	104,767	-178,172	3218,4
700	Polar	1500	699,998	700,001	-51,835	90,000	19,887	-172,988	3325,1
700	SSO	1425	699,991	699,999	-50,914	98,188	6,620	-171,469	3142,0
500	Equatorial	2190	500,001	500,002	-143,543	5,206	-2,240	-74,790	3086,1
500	SSO	1504	499,996	499,998	-50,955	97,402	-6,790	-156,151	3105,0
300	Equatorial	1964	300,000	300,001	-143,532	5,206	-0,738	-74,241	3058,0
300	SSO	1310	299,999	300,001	-50,954	96,672	-20,328	-145,600	3002,5
			h_p	h_a	W	i	w	q	t

Tabella3- 2: Prestazioni Vega su orbite circolari.

NOTE:

- (1) Con "Equatorial" si intende l'inclinazione minima raggiungibile da Kourou senza manovre fuori piano (5.2 deg)
- (2) L'Epoca e la RAAN sono calcolate supponendo che il lancio avvenga quando il tempo siderale a Greenwich è 0h00m
- (3) Gli elementi delle orbite ellittiche sono scelti in modo che all'apogeo siano pari a quelli richiesti

L'orbita scelta come orbita di partenza per lo studio di missione effettuato in questa tesi è evidenziata in tabella 3-2.

48 **Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.**

3.3 Gli obiettivi dello studio ESA

In contemporanea con lo sviluppo in corso del lanciatore Vega, vengono condotti alcuni studi su come estendere il suo inviluppo di volo.

Una strategia molto promettente sembra essere l'utilizzo per questo scopo di veicoli spaziali equipaggiati con propulsione elettrica, una tecnologia che ha già dimostrato svariate applicazioni operative di successo. Queste includono, come già osservato, la missione NASA Deep Space 1 e la recente missione di recupero del satellite ARTEMIS che ha raggiunto l'orbita geostazionaria dall'orbita bassa nella quale era stato inserito da un fallimento parziale del lanciatore Ariane.

Benché le spinte ottenibili siano senz'altro piccole e quindi i tempi di trasferimento piuttosto lunghi, è possibile ottenere con questa strategia un notevole risparmio di propellente.

Una possibile applicazione di questa combinazione di tecnologie potrebbe essere il trasferimento a partire dall'orbita di rilascio ottenuta da Vega di piccoli e medi satelliti ad orbite GEO o MEO mediante l'uso sistemi di propulsori elettrici ad alta efficienza come ad esempio propulsori a ioni o ad effetto Hall.

Un'altra possibile applicazione potrebbe riguardare il dispiegamento di una formazione o di una costellazione di piccoli satelliti in orbite LEO o MEO.

Il nuovo scenario sopradescritto ha condotto alla necessità di investigare le possibilità del sistema congiunto Vega-Propulsione elettrica per mezzo di uno studio di missione e del suo correlato studio di sistema.

4

ANALISI DI MISSIONE

4.1 Trasferimenti a bassa spinta

La storia della missione di un veicolo spaziale è la sequenza di eventi che lo coinvolgono a partire dal pre-lancio fino alla fine della sua vita operativa. Le principali fasi che si possono individuare sono:

- **pre-lancio**, include tutte le operazioni richieste per l'accensione dei motori e il distacco del lanciatore dalla rampa,
- **lancio**, coinvolge una sequenza di eventi, la maggior parte dei quali sono pre-programmati e automatizzati, che hanno la finalità di inserire il veicolo in un'orbita intermedia appropriata dalla quale possa raggiungere quella operativa,
- **trasferimento orbitale**, è l'evento principale poiché è in questa fase che si compie il trasferimento del veicolo dall'orbita di parcheggio all'orbita finale operativa. Va ben pianificata, soprattutto nel caso che qui affronteremo della propulsione elettrica, poiché un eccessivo consumo di carburante durante l'inserimento nell'orbita finale può ridurre la vita operativa del veicolo,
- **on-station**, in questa fase si svolgono le operazioni connesse alla missione del veicolo e quelle di mantenimento dell'orbita e dell'assetto,
- **licenziamento**, è l'atto finale associato a ciascuna missione spaziale; in pratica si mette il veicolo in orbite esterne alle zone operative più comuni o ne si pilota il rientro in atmosfera causandone la distruzione controllata.

50 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Nell'analisi che è stata effettuata, la fase al cui studio ci si è maggiormente dedicati è sicuramente quella del trasferimento orbitale, pur partendo da dati riguardanti il lancio, come già evidenziato in precedenza.

I sistemi propulsivi spaziali che sfruttano energia chimica operano al meglio delle loro possibilità in manovre di tipo impulsivo. In tali manovre la spinta viene fornita per brevi periodi in pochi opportuni punti dell'orbita in modo da minimizzare il ΔV . Nel caso della propulsione elettrica le limitazioni sulla potenza disponibile a bordo rendono generalmente basso il livello di spinta fornita. Se la spinta è piccola comparata alla forza gravitazionale ($T/W_0 \approx 10^{-5}$) allora l'orbita risultante, sotto un'azione continua, è una lenta spirale.

Le manovre a bassa spinta richiedono solitamente un ΔV superiore a quello impulsivo a causa di perdite di varia natura. Anche nel caso del trasferimento a bassa spinta è possibile, come per i trasferimenti impulsivi, individuare una soluzione di ottimo. Tale problema fu affrontato da Edelbaum nei primi anni sessanta. Alla soluzione analitica di primo ordine da lui presentata fa riferimento il modello utilizzato all'interno del presente studio (cfr. [4]). Il fatto che ognuna delle molte rivoluzioni sia quasi circolare permette alcune assunzioni semplificative che Edelbaum sfruttò per risolvere il problema dell'ottimizzazione del trasferimento a spinta molto bassa tra due orbite circolari. Assumendo costanti l'accelerazione e l'angolo di imbardata del vettore spinta all'interno di ciascuna rivoluzione, Edelbaum, linearizzò le equazioni di Lagrange del moto planetario su orbite circolari e, usando la velocità come variabile indipendente, ridusse il problema di ottimizzazione del trasferimento in un problema di teoria dei massimi. Non volendo riportare qui l'intera trattazione ne evidenzieremo le conclusioni più significative al fine di acquisire una buona sensibilità a proposito di tale tipo di problematica.

La problematica affrontata è dunque quella di un trasferimento a bassa spinta tra orbite circolari con un cambiamento di inclinazione. Si incroceranno quindi due missioni differenti, quella di innalzamento e quella di correzione del piano orbitale. Lo scopo della prima è evidentemente quello di raggiungere l'orbita di missione, mentre la seconda operazione si rende necessaria poiché, essendo nello studio presente l'orbita di interesse un'orbita geostazionaria (GEO), il piano orbitale della missione non raggiunge la latitudine del sito di lancio ed il satellite non può trovarsi dopo il lancio sul piano corretto.

La teoria redatta da Edelbaum prevede la semplice strategia di una spinta tangenziale continua. Risulta già da qui evidente che tale strategia, pur essendo di ottimo per ciò che riguarda la variazione di velocità, non potrà tenere conto di alcune importanti problematiche connesse col trasferimento orbitale da LEO a GEO come la disponibilità di potenza elettrica e la necessità di minimizzare il tempo di permanenza nelle fasce di Van Allen. Si è quindi resa necessaria l'elaborazione di strategie più articolate e, di conseguenza, l'utilizzo di strumenti di calcolo più complessi per ottenere un'analisi delle prestazioni accurata. Tuttavia si è ritenuto utile riportare qui i semplici risultati della trattazione di Edelbaum poiché essi rappresentano la base di qualsiasi studio a proposito dei trasferimenti a bassa spinta.

Per applicare i risultati della teoria di primo ordine sono necessari alcuni dati iniziali:

- V_{op} = Velocità dell'orbita circolare iniziale
- V_{od} = Velocità dell'orbita circolare di destinazione
- α = angolo di cambiamento di piano fra le due orbite (espresso in radianti)
- T = Spinta(totale) fornita dal SSP
- I_{sp} = Impulso specifico
- W_0 = Massa iniziale del Satellite

Il procedimento di primo ordine è abbastanza semplice ma fornisce risultati sufficientemente accurati. Il primo passo da compiere è calcolare il ΔV_{tot} richiesto per effettuare il trasferimento. Questo è fornito da Edelbaum come

$$\Delta V_{tot} = \sqrt{V_{op}^2 - 2V_{op}V_{od} \cos\left(\frac{\pi}{2}\alpha\right) + V_{od}^2} \quad (4-1)$$

poi utilizzando la formula fondamentale della missilistica dovuta a Tsiolkovsky (2-4) si ricava W_1 e cioè il peso del satellite all'orbita d'arrivo

$$W_1 = W_0 e^{-\frac{\Delta V}{g_0 I_{sp}}} \quad (2-4)$$

52 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

a partire da questo dato il propellente richiesto per il trasferimento si ottiene semplicemente da

$$\Delta W = W_0 - W_1$$

a questo punto stimare il tempo di trasferimento è un'operazione abbastanza semplice sfruttando, in pratica, l'equazione della portata di massa

$$\Delta t = \frac{\Delta W}{\dot{W}} \quad (4-2)$$

dove

$$\dot{W} = \frac{T}{I_{sp}} \quad (4-3)$$

Utilizzando queste equazioni è quindi possibile avere una stima al primo ordine del tempo e del propellente richiesti per portare a termine la missione.

Come già detto, la soluzione ricavata è di ottimo dal punto di vista formale ma non lo è dal lato tecnologico in quanto trascura importanti problematiche connesse con tempi di trasferimento lunghi.

4.2 Degradazione dei pannelli solari

Il principale tipo di danno alle celle solari è causato dall'impatto di flussi di elettroni e protoni provenienti dall'ambiente circostante. I flussi sono costituiti da elettroni rimasti intrappolati nel campo magnetico terrestre e da protoni provenienti dal Sole. Le Fasce di Van Allen (Fig. 4-1) sono una componente importante della magnetosfera terrestre, quella regione dello spazio in cui il moto delle particelle cariche del vento solare e della radiazione cosmica non troppo energetica viene condizionato dal campo magnetico terrestre.

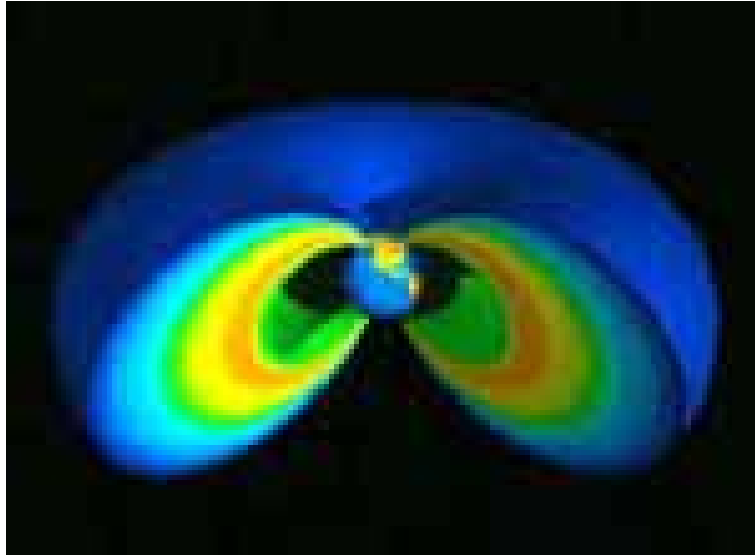


Figura 4- 1: Rappresentazione delle fasce di Van Allen

Le fasce sono formate da particelle cariche, per lo più di origine cosmica e solare, intrappolate nel campo magnetico: sono state scoperte all'inizio dell'era spaziale, nel 1958, con i rivelatori di particelle posti a bordo dei satelliti "Explorer 1 e 2" da James Van Allen, da cui hanno preso il nome.

Le particelle cariche delle fasce (una interna e l'altra più esterna) sono elettroni e protoni con energie cinetiche che vanno dal Kev ai GeV. La distribuzione spaziale delle particelle è molto complessa e variabile nel tempo (specie per la fascia esterna). Le particelle si muovono lungo le linee di forza del campo magnetico terrestre seguendo traiettorie a spirale e oscillando in latitudine tra i punti coniugati di riflessione negli emisferi boreale e australe. C'è anche un moto delle cariche in longitudine che forma una corrente di tipo anulare attorno alla Terra (vedi fig. 4-2).

54 **Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.**

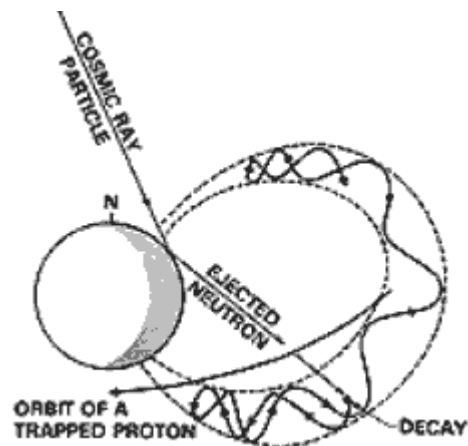


Figura 4- 2: Schematizzazione della traiettoria delle particelle cosmiche

La distribuzione approssimata delle particelle e' la seguente (1 Rt = 6378 km, raggio terrestre):

- 1 - Distanze fra 2.5 e 5.8 Rt: protoni poco energetici (ca. 3 Mev)
- 2 - Distanze fra 1.5 e 1.7 Rt: protoni energetici (> 30 Mev)
- 3 - Distanze fra 3 e 4.3 Rt: elettroni poco energetici (ca. 2 Mev)
- 4 - Distanze fra 1.6 e 8.5 Rt: elettroni molto energetici (> 40 Mev)

La vita media delle particelle nella fascia interna e' di circa 10 anni, le particelle vengono poi perse per cattura atmosferica. Nella fascia esterna invece, soggetta a forti perturbazioni a causa dei brillamenti solari, la vita media non ha un valore ben definito.

Addirittura, recentemente la NASA ha individuato l'esistenza di una terza fascia, poi scomparsa, formatasi durante un periodo caratterizzato da un'elevata attività solare.

La cintura magnetica interna, scoperta dagli Explorer 1 e 2, deve la sua esistenza alla straordinaria stabilità delle orbite attorno alla Terra. Essa è un prodotto della radiazione cosmica che da sola ha un'intensità piuttosto bassa: l'ammontare dell'energia ricevuta dalla Terra dai raggi cosmici è comparabile a quella che riceve dalla luce stellare. Solo l'accumularsi delle particelle nel corso degli anni rende la fascia magnetica interna tanto intensa.

Risulta da ciò evidente la necessità di tenere in conto gli effetti dovuti alle fasce di Van Allen in questo studio. La natura stessa di un trasferimento a bassa spinta

prevede lunghe permanenze all'interno di queste zone ad alta concentrazione di particelle fortemente energetiche ed è quindi essenziale, al fine di un dimensionamento preliminare di un sistema spaziale, avere la possibilità di valutare l'effetto di ciò sui pannelli solari.

Per una descrizione dell'ambiente spaziale sono stati utilizzati i modelli più facilmente reperibili in letteratura, i modelli NASA AE-8 ed AP-8. Essi consistono di mappe che contengono i flussi integrali omnidirezionali di elettroni (mappe AE) e di protoni (mappe AP) nell'intervallo di energie che vanno da 0.04 MeV a 7 MeV per gli elettroni e da 0.1 MeV a 400 MeV per i protoni nelle cinture di radiazione terrestri. Le mappe sono basate su dati raccolti da più di venti satelliti tra i primi anni sessanta e gli anni settanta. AE-8 e AP-8 sono le ultime edizioni di una serie aggiornata che è partita con AE-1 e AP-1 nel 1966.

In particolare, per questo studio, sono stati utilizzati, in maniera conservativa, i modelli corrispondenti ad un minimo di attività solare, condizione nella quale il flusso omnidirezionale di particelle intrappolate è massimo.

L'ampia gamma di energie dei protoni e degli elettroni presenti nello spazio, necessita di un metodo per descrivere l'effetto sui pannelli dei vari tipi di radiazione in termini di una radiazione equivalente. Per il calcolo del danno subito dai pannelli si sono usati due modelli¹, l'EQFLUX-Si e l'EQFLUX-Ga rispettivamente per celle solari al silicio e all'arseniuro di gallio, che sono implementati su SPENVIS uno strumento disponibile in rete all'indirizzo <http://www.spennis.oma.be/spennis>.

Questi strumenti forniscono, per una data orbita, la dose equivalente di elettroni da 1MeV e la degradazione subita dai pannelli è basata sulle seguenti assunzioni:

- Un protone da 10MeV causa gli stessi danni di 3000 elettroni da 1MeV ad una cella al silicio
- Un protone da 10MeV causa un danno equivalente a 1400 elettroni da 1MeV ad una cella all'arseniuro di gallio

In figura 4-3 sono riportati i flussi equivalenti di elettroni da 1MeV per celle al Silicio ed al Ga-As, i flussi di elettroni e protoni con energia superiore rispettivamente ad 1MeV e a 10 MeV sono riportati per confronto.

¹ Il modello utilizzato è applicabile solo per orbite di trasferimento quasi equatoriali. Non si è infatti tenuta in considerazione l'anomalia sud atlantica (SAA).

56 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

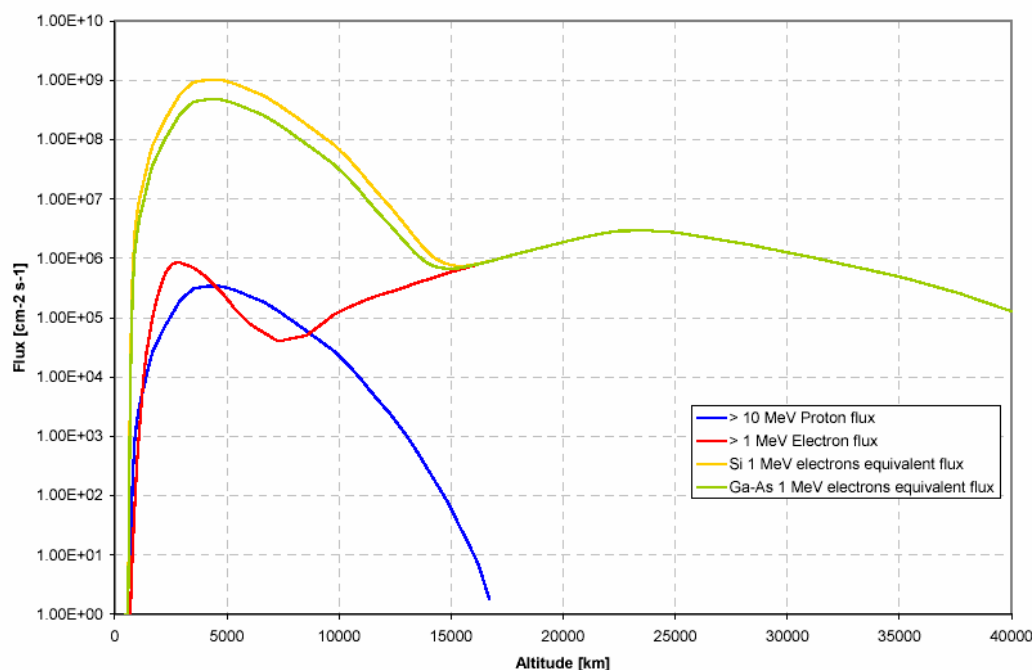


Figura 4- 3: Modello di flusso equivalente di elettroni da 1MeV per celle al Si ed al Ga-As.

Nei trasferimenti a bassa spinta si verifica una continua variazione di orbita. Per questo motivo non è stato possibile effettuare una simulazione, con i modelli sopradetti, per ognuna delle quote toccate ed è quindi stato necessario sviluppare un modello di interpolazione. Inoltre, a causa del fatto che la maggior quantità di dati sugli effetti delle radiazioni sui pannelli solari si hanno per satelliti geostazionari, si è reso necessario ricavare una legge che fornisse un flusso equivalente di elettroni relativo a quello dell'orbita GEO. A tale scopo sono stati ricavate le informazioni per delle quote di riferimento che poi sono stati confrontate per ricavare i fattori di legame coi dati geostazionari. In particolare, poiché le curve in figura 4-3 sono della forma:

$$\text{FlussoEq} = 10^{P(h)} \quad (4-4)$$

dove h è l'altitudine locale in km e $P(h)$ è un polinomio di sesto grado in funzione di h i cui coefficienti cambiano in funzione del tipo di cella trattata, il flusso equivalente relativo avrà un espressione simile alla (4-4) a meno di un fattore che

tenga conto dell'andamento con il variare della quota. Per celle al Silicio si è trovato che:

$$R_{Si} = \frac{FlussoEqSi(h)}{FlussoEqSi(GEO)} = 10^{0.7(P_{Si}(h)-5.625)} \quad (4-5)$$

ed, equivalentemente, per le celle all'arseniuro di gallio:

$$R_{GaAs} = \frac{FlussoEqGaAs(h)}{FlussoEqGaAs(GEO)} = 10^{0.69(P_{GaAs}(h)-5.633)} \quad (4-6)$$

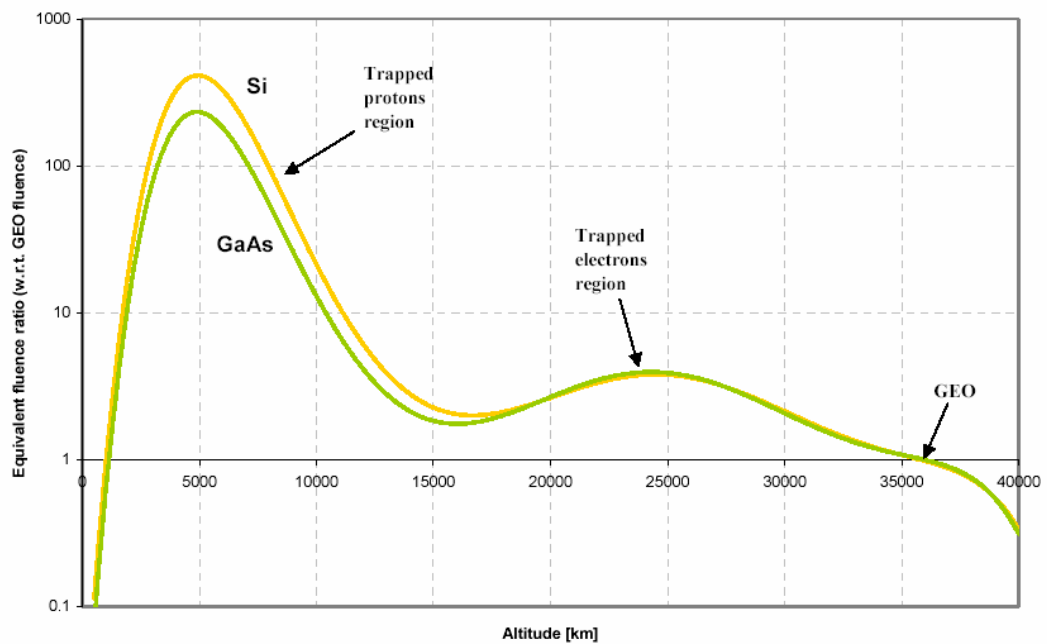


Figura 4- 4: Flusso equivalente relativo

58 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

La figura 4-4 mostra l'andamento di queste funzioni. Per ottenere un modello dipendente dal tempo della degradazione dei pannelli solari si è, inoltre, dovuto fare riferimento ai seguenti dati:

- Tempo necessario per la degradazione del 15% di celle al silicio in GEO: 10 anni;
- Tempo necessario per la degradazione del 15% di celle all'arseniuro di gallio in GEO: 33 anni;

e si sono dovute accettare alcune approssimazioni:

- Il pannello solare è approssimato come una superficie continua ed omogenea di celle infinitamente piccole;
- Si ha la stessa probabilità che ognuna delle celle sia danneggiata da una particella carica;
- Una particella che colpisca una cella già danneggiata non riduce ulteriormente l'efficienza del pannello.

Il modello matematico per questo processo fisico è fornito dalla seguente legge inversamente esponenziale:

$$\eta(t) = \eta_0 e^{-t/\tau} \quad (4-7)$$

dove η_0 è l'efficienza iniziale del pannello e τ è il tempo caratteristico², cioè il tempo (per una data altitudine) al quale corrisponde una degradazione dell'efficienza del 67%.

Questo parametro è stato derivato dai dati già citati per le orbite geostazionarie e poi esteso a tutte le altre mediante l'uso delle relazioni (4-5) e (4-6)

$$\tau(Si, h) = \frac{61.5}{10^{0.7(P_{Si}(h)-5.625)}} \text{ anni} \quad (4-8)$$

$$\tau(GaAs, h) = \frac{203}{10^{0.69(P_{GaAs}(h)-5.633)}} \text{ anni} \quad (4-9)$$

² Si assume che il tempo caratteristico sia inversamente proporzionale al flusso equivalente da 1MeV

Queste ultime relazioni si riferiscono ad una quota costante, per estendere il modello al caso di quota variabile nel tempo si è utilizzata la (4-7) con τ funzione della quota e quindi del tempo il che ha condotto alla seguente relazione per il calcolo discreto dell'efficienza:

$$\eta(t) = \eta(t - \Delta t) \left[1 - \frac{\Delta t}{\tau(h)} \right] \quad (4-10)$$

I risultati ottenuti hanno portato alla conclusione che le celle fotovoltaiche al silicio debbano essere scartate per qualsiasi missione che preveda un lento attraversamento delle fasce di Van Allen e che anche le celle all'arseniuro di gallio non debbano trascorrerci più di qualche settimana al fine di mantenere un'efficienza ragionevole.

Il modello così ottenuto è stato implementato sullo strumento di propagazione orbitale, denominato D-Orbit, disponibile presso il Centrosazio.

4.3 Modifiche al programma D-Orbit

Un propagatore orbitale è un programma che, a partire da condizioni iniziali date, attraverso metodi analitici o numerici prevede il moto di un corpo all'interno del campo gravitazionale di un oggetto celeste.

Il programma D-Orbit, disponibile presso il Centrosazio, è un propagatore orbitale cartesiano ad alta precisione che utilizza il metodo di Cowell. Il metodo sviluppato da P.H.Cowell consiste nello scrivere in forma differenziale le equazioni del moto dell'oggetto studiato, integrandole poi passo-passo con un opportuno algoritmo numerico. Il programma predice il solo moto del baricentro del satellite, ipotizzato come un punto materiale ed è costituito da due unità, una di integrazione ed elaborazione dei dati, implementata in linguaggio FORTRAN, ed una di elaborazione grafica implementata in linguaggio Matlab[®]. La struttura delle due unità è illustrata in appendice A.

Al fine di ottenere la massima velocità di esecuzione, l'integrazione delle equazioni del moto ed il calcolo dei parametri orbitali vengono eseguiti contemporaneamente, minimizzando il numero di computazioni dei parametri

60 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

stessi. Tale caratteristica rende inoltre possibile implementare una legge di spinta basata sul valore istantaneo di qualsiasi elemento orbitale.

Il sistema di riferimento utilizzato è quello cartesiano geocentrico equatoriale inerziale. Poiché per la simulazione deve essere considerata anche la posizione relativa alla Terra della luna e del Sole, è stato fissato in senso temporale il sistema di riferimento. Il sistema scelto è riferito all'equinozio di primavera in data 21 marzo 1998 alle ore 0.00.00. Le unità di misura del tempo utilizzate sono il secondo (s) ed il giorno sidereo (d_*).

Ricordiamo che valgono le seguenti equivalenze:

$$1d_* = 8.616409 \cdot 10^4 s = 23^h 56^m 4.09^s$$

$$1 \text{ anno solare} = 365.2425 \text{ giorni solari} = 3.66.2425 d_*$$

Le modifiche apportate al programma al fine di implementare il modello di degradamento dell'efficienza dei pannelli solari non sono state strutturali ma hanno comunque coinvolto il cuore del metodo di Cowell andando a modificare il sistema di equazioni differenziale che descrive il problema.

Il moto del satellite nel sistema di riferimento scelto era descritto, prima dell'apporto delle modifiche, dal sistema di equazioni differenziali in forma vettoriale:

$$\begin{cases} \ddot{\vec{x}} = \vec{a}(t, \vec{x}, \dot{\vec{x}}, m) \\ \dot{m} = -\frac{T}{g_0 \cdot I_{sp}} \end{cases} \quad (4-11)$$

con le condizioni iniziali:

$$\vec{x}(0) = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix}; \quad \dot{\vec{x}}(0) = \begin{pmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{pmatrix} \text{ e} \quad m(0) = m_0, \quad (4-12)$$

tale sistema è stato modificato con l'introduzione dell'equazione differenziale, disaccoppiata dalle precedenti, che discende dalla (4-7) e della relativa condizione iniziale:

$$\dot{\eta} = -\frac{1}{\tau}\eta_0 e^{-t/\tau} = -\frac{\eta(t)}{\tau} \quad (4-13)$$

$$\eta(0) = \eta_0 \quad (4-14)$$

Il sistema nuovo sistema può anche essere scritto, in forma scalare, come un sistema non più di sette ma di otto equazioni differenziali ordinarie (ODE) in otto incognite, nella forma:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \\ \ddot{x} = a_x(t, x, y, z, V_x, V_y, V_z, m) \\ \ddot{y} = a_y(t, x, y, z, V_x, V_y, V_z, m) \\ \ddot{z} = a_z(t, x, y, z, V_x, V_y, V_z, m) \\ \dot{m} = -\frac{T}{g_0 \cdot I_{sp}} \\ \dot{\eta} = -\frac{\eta(t)}{\tau} \end{array} \right. , \text{ con } \left\{ \begin{array}{l} x(0) = x_0 \\ y(0) = y_0 \\ z(0) = z_0 \\ V_x(0) = \dot{x}_0 \\ V_y(0) = \dot{y}_0 \\ V_z(0) = \dot{z}_0 \\ m(0) = m_0 \\ \eta(0) = \eta_0 \end{array} \right.$$

dove le incognite sono $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, $V_x(t)$, $V_y(t)$, $V_z(t)$, $m(t)$ e $\eta(t)$.

Le accelerazioni a cui viene sottoposto il satellite (a_x , a_y , a_z) vengono determinate ad ogni passo dalla su routine ORBFNC.

A titolo d'esempio nella figura successiva vengono riportati i risultati di una simulazione di verifica del modello. Sono state effettuate quattro prove, tutte di durata pari a trenta giorni, alle quote rispettivamente di 4000 km, 15000 km, 23000 km e geostazionaria.

62 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

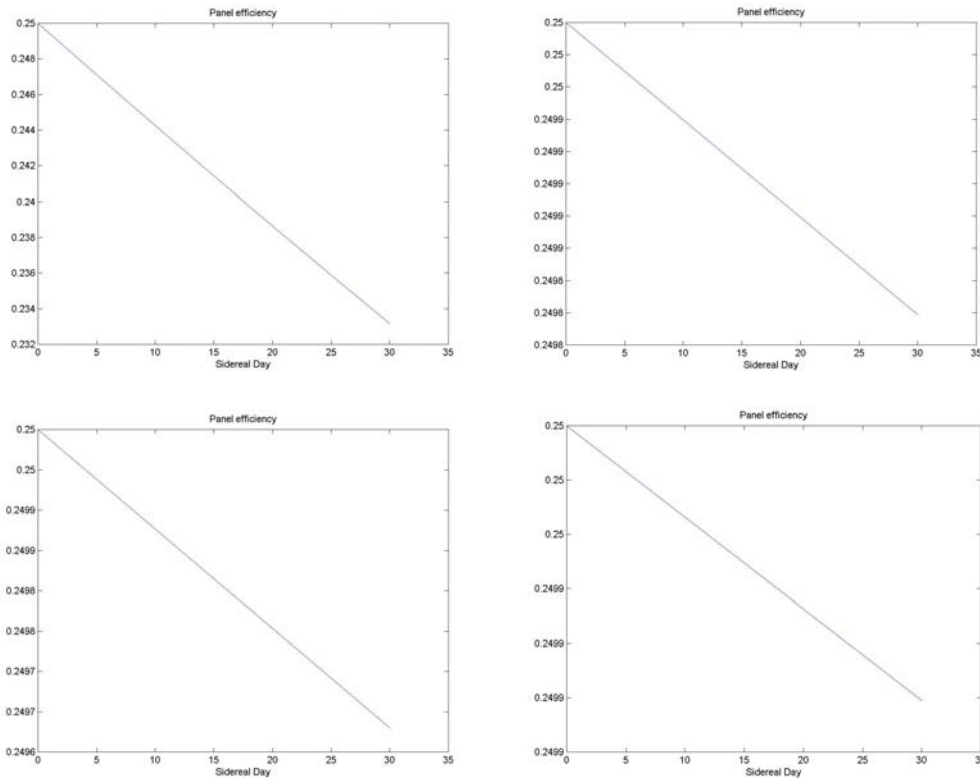


Figura 4- 5: Risultati simulazione su degradazione dei pannelli solari.

è possibile notare, per quanto lievi a causa della breve durata delle simulazioni, delle differenze nella velocità di danneggiamento, in totale accordo con quanto prevedibile a partire dal modello.

Oltre l'implementazione di questo modello, un'altra modifica è stata apportata al propagatore. E' stato aggiunto, infatti, l'effetto perturbativo dovuto alla non sfericità della terra legato alla prima armonica tesserale, comunemente detta armonica J_{22} .

È noto infatti come la Terra non sia geometricamente sferica, né la sua composizione sia omogenea, ciò ha come conseguenza che il campo gravitazionale prodotto non è un campo a simmetria sferica.

Rispetto alla forma ideale, infatti la Terra è schiacciata ai poli e rigonfia all'equatore, ha l'emisfero australe più grande di quello boreale ed ha una generale asimmetria di massa dovuta alla forma e composizione dei vari strati geologici.

Per descrivere il campo gravitazionale reale è necessario utilizzare una funzione del potenziale detta appunto *funzione geopotenziale* che ha la forma:

$$\phi(r, \lambda, \vartheta) = \frac{\mu}{r} + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{r^{n+1}} \left\{ A_n P_n(\text{sen}\lambda) + \sum_{j=1}^n [B_n^j P_n^j(\text{sen}\lambda) \cdot \cos j\vartheta + C_n^j P_n^j(\text{sen}\lambda) \cdot \text{sen}j\vartheta] \right\}$$

dove λ e θ sono rispettivamente latitudine e longitudine del punto considerato, i $P_n(x)$ sono i polinomi di Legendre e le $P_n^j(x)$ sono le funzioni associate di Legendre di primo tipo. I coefficienti A_n, B_n^j e C_n^j sono coefficienti determinati sperimentalmente, in base a rilevazioni dirette della forza gravitazionale a terra o, più spesso, in base alla traiettoria di satelliti nello spazio. Se si espande la funzione geopotenziale si possono riconoscere tre tipi di termini:

- quelli *zonali*, che sono i termini dipendenti dalla sola latitudine λ ;
- quelli *settoriali*, che sono i termini dipendenti dalla sola longitudine θ ;
- quelli *tesserali*, che sono dipendenti sia da λ che da θ .

Tra questi i più importanti sono sicuramente i termini zonali che praticamente tengono conto di tutte le imperfezioni di forma, dato che queste sono per lo più assialsimmetriche. I termini settoriali e tesserali, che in massima parte tengono in considerazione le disomogeneità di composizione, sono rilevanti solo per orbite geostazionarie. La forza che ne deriva è piccola ma ha effetti non trascurabili nel lungo periodo.

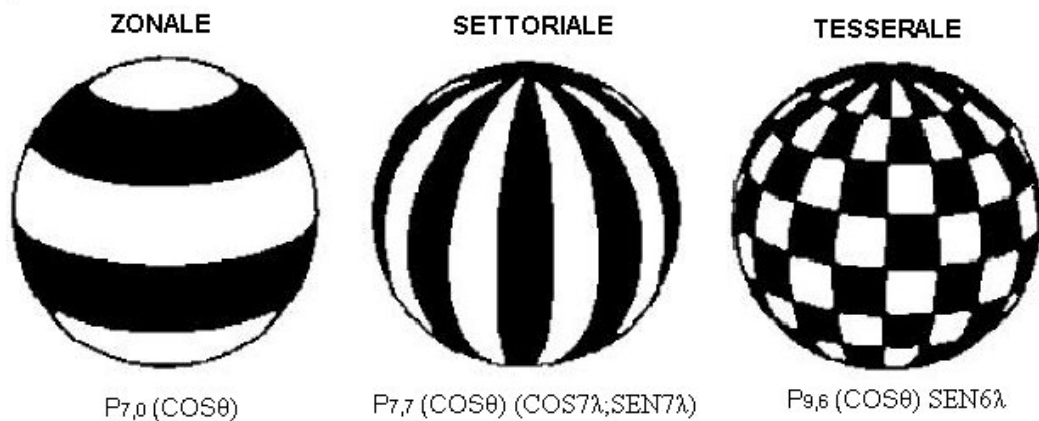


Figura 4- 6: Armoniche sferiche.

64 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

In D-Orbit erano già state implementate le perturbazioni dovute ai primi sei termini zonali.

Il potenziale dovuto alla sola prima armonica tesserale può essere espresso come:

$$\phi_{2,2}(r, \lambda, \vartheta) = \frac{\mu}{r} J_{2,2} \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \cdot P_{2,2}(\text{sen}\lambda) \cdot \cos 2(\vartheta - \vartheta_{2,2}) \quad (4-15)$$

dove $P_{2,2}(x)$ è il polinomio di Legendre associato che è possibile esprimere come:

$$P_{2,2}(x) = \frac{(1-x^2)}{8} \cdot \frac{d^4(x^2-1)^2}{dx^4} \quad (4-16)$$

e $J_{2,2}$ e $\theta_{2,2}$ sono rispettivamente il coefficiente della prima armonica tesserale e la longitudine di equilibrio che possono essere espressi in funzione di due costanti $C_{2,2}$ e $S_{2,2}$:

$$J_{2,2} = C_{2,2}^2 + S_{2,2}^2 \quad (4-17)$$

$$\vartheta_{2,2} = \tan^{-1} \left(\frac{S_{2,2}}{C_{2,2}} \right) / 2 \quad (4-18)$$

con $C_{2,2} = 1.5747419 \cdot 10^{-6}$ e $S_{2,2} = -9.0237594 \cdot 10^{-7}$

La determinazione delle accelerazioni connesse a questo tipo di perturbazione viene effettuata ad ogni passo di integrazione dalla subroutine ORBFNC. Il calcolo ha presentato una complicazione ulteriore che non compariva nel caso delle altre armoniche inserite in D-Orbit. A causa del fatto che l'armonica tesserale considerata non è indipendente dalla longitudine istantanea del satellite, come invece avveniva per le armoniche zonali, è stato necessario considerare un sistema di riferimento geocentrico in rotazione col satellite e, conseguenzialmente,

implementare un cambio di sistema di riferimento per ricondurre tutto al riferimento cartesiano geocentrico equatoriale inerziale proprio del propagatore.

4.4 Analisi di missione

Per ciò che riguarda questo studio l'analisi di missione si è concentrata sull'individuare una strategia di trasferimento che possa essere indicativa di una strada da seguire per giungere alla strategia di ottimo.

La missione comincia da un'orbita circolare di 500km di quota e 5.2° di inclinazione in cui il veicolo spaziale è stato immesso dal lanciatore Vega. Come già visto, in questo caso le capacità del lanciatore permettono di portare a destinazione al massimo 2190 kg. Dopo il distacco dall'ultimo stadio del lanciatore, il veicolo spaziale inizia il trasferimento in GEO mediante l'uso della propulsione elettrica.

La tabella seguente riassume i parametri di missione più significativi:

Raggio equatoriale terrestre	6378.14	km
Altezza dell'orbita di parcheggio (da sup.terrestre)	500	km
Inclinazione dell'orbita di parcheggio	5	gradi
Altezza dell'orbita operativa (da sup.terrestre)	35786	km
Inclinazione dell'orbita operativa	0	gradi
Velocità del satellite nell'orbita di parcheggio	7,612	km/s
Velocità del satellite nell'orbita di destinazione	3,074	km/s

Tabella 4- 1: Parametri di missione

Con l'ausilio del programma D-Orbit e dello strumento sviluppato in questa tesi sono state indagate tre strategie di spinta:

- *continua*, la spinta è costante e fornita senza interruzioni;
- *in illuminazione*, la spinta è a modulo costante ma viene fornita solo quando il veicolo è in fase di illuminazione;
- *modulata*, il modulo della spinta varia con la potenza disponibile ed è fornita solo quando il veicolo si trova in fase di illuminazione.

66 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

La prima delle tre è senz'altro la più semplice e si ispira alla classica missione di innalzamento orbitale e correzione dell'inclinazione analizzata da Edelbaum della quale si è parlato al paragrafo 4.1.

Applicando la relazione 4-1 alla missione in questione si ottiene che

$$\Delta V_{misA} = 4.586 \text{ km/s} ;$$

di questa strategia sono state analizzate due varianti diversificate dalle scelte compiute a proposito del sistema propulsivo. La prima considera che il controllo orbitale sia effettuato utilizzando contemporaneamente due propulsori ad effetto Hall che stiano nell'ordine dei tre kW di potenza elettrica assorbita, motori che rispecchiano questa caratteristica sono, ad esempio, gli SPT-100, sviluppati presso l'istituto Fakel. La seconda opzione, che rappresenta l'alternativa selezionata anche per gli altri due scenari, è stata analizzata per fornire un mezzo di confronto e prevede l'utilizzo di un solo propulsore ad effetto Hall che si collochi nell'ambito dei propulsori ad alta potenza, cioè con un assorbimento energetico nell'ordine dei dieci kW, motori di questo tipo sono l'SPT-200, un modello sperimentale in via di sviluppo presso l'istituto Fakel, ed T-220 studiato presso la NASA.

Con l'uso dello strumento sviluppato in questa tesi è stato possibile avere immediatamente sensibilità degli effetti che tali scelte provocano sul sistema ed in particolar modo sul sottosistema di generazione di potenza.

Nel primo caso si ha che, utilizzando i dati del propulsore di riferimento riassunti in tabella 4-2, il tempo di trasferimento calcolato secondo la 4-2 rimane sotto l'anno e quindi pienamente accettabile nell'ottica della missione in questione. Nella stessa tabella sono però riportati anche i dati sul sottosistema di generazione di potenza ricavati con l'uso di **SASPE**. L'eccessiva dimensione dei pannelli solari è diretta conseguenza della necessità di approvvigionare, durante la fase di illuminazione del veicolo spaziale, non solo la potenza richiesta direttamente dal sistema propulsivo ma anche quella che deve essere immagazzinata nelle batterie per poi essere utilizzata in fase di eclissi. Dall'analisi di questi dati appare, dunque, evidente che la strada della spinta continua non è percorribile a meno di non utilizzare propulsori che richiedano potenze inferiori e quindi a costo di tempi di trasferimento molto più lunghi.

Tecnologia	SPT (Hall)	
Modello di riferimento	SPT-100	
Peso (singolo)	3,5	Kg
Potenza assorbita (singolo)	2794,4	Watt
Numero motori attivi	2	
Impulso specifico del propulsore	1788	Sec
Spinta del propulsore	0,152	N
Efficienza	47,8%	-
Potenza media richiesta durante l'illuminazione	6484,470	Watt
Potenza media richiesta durante l'eclissi	6624,470	Watt
Potenza da produrre	14797,886	Watt
Area richiesta	55,917	m ²
Massa dei pannelli	591,915	kg
Sottosistemi	Luce	Eclissi
Motori Hall	Accesi	Accesi
Velocità del satellite nell'orbita di parcheggio	7,612614708	Km/s
Velocità del satellite nell'orbita di destinazione	3,07466449	Km/s
Variazione dell'inclinazione:	5	gradi
DeltaVtot	4,586078382	Km/s
Massa Carburante	506,2964808	Kg
Tempo di trasferimento	337	Giorni
	12	Ore
	9	Minuti
	11	Secondi

Tabella 4- 2: Dati trasferimento a spinta continua, primo caso.

La seconda opzione sul sistema propulsivo, nell'ambito di questa strategia di trasferimento, è stata analizzata, come già detto, per avere un confronto diretto con le strategie successive. Analogamente al caso precedente le informazioni salienti di questa analisi sono stati riportate in tabella 4-3.

Appare evidente che, come facilmente prevedibile, il tempo di trasferimento diminuisce a causa della maggiore spinta che questo modello di propulsore può fornire rispetto al caso precedente ma la problematica evidenziata prima si aggrava.

68 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Sono infatti necessari dei pannelli solari di dimensioni estremamente elevate che anche a livello ponderale risultano troppo onerosi.

Tecnologia	SPT (Hall)	
Modello di riferimento	SPT-200	
Peso (singolo)	3,5	Kg
Potenza assorbita (singolo)	12846,8	Watt
Numero motori attivi	1	
Impulso specifico del propulsore	2956	sec
Spinta del propulsore	0,500	N
Efficienza	56,4%	-
Potenza media richiesta durante l'illuminazione	14288,721	Watt
Potenza media richiesta durante l'eclissi	14428,721	Watt
Potenza da produrre	32437,358	Watt
Area richiesta	122,571	m ²
Massa dei pannelli	1297,494	kg
Sottosistemi	Luce	Eclissi
Motore Hall	Acceso	Acceso
Velocità del satellite nell'orbita di parcheggio	7,612614708	Km/s
Velocità del satellite nell'orbita di destinazione	3,07466449	Km/s
Variazione dell'inclinazione:	5	gradi
DeltaVtot	4,586078382	Km/s
Massa Carburante	321,9022973	Kg
Tempo di trasferimento	216	Giorni
	0	Ore
	19	Minuti
	28	Secondi

Tabella 4- 3: Dati trasferimento a spinta continua, secondo caso.

La seconda strategia studiata prevede quindi di non applicare la spinta in fase di eclissi. La principale conseguenza di questa scelta è quella di ridurre la dimensione dei pannelli solari che non devono più produrre, nel periodo di illuminazione, l'energia elettrica da immagazzinare nelle batterie al fine di poter tenere acceso continuamente il sottosistema propulsivo.

Il veicolo spaziale, però, non seguirà più la semplice traiettoria spiraleggiante composta di orbite quasi circolari che è tipica del trasferimento a bassa spinta ma un cammino molto più complesso. A causa del fatto che la spinta viene fornita solo in alcuni tratti, la traiettoria tende a divenire eccentrica.

L'analisi di un trasferimento di questo tipo è molto complessa, anche senza voler giungere ad un'ottimizzazione, e non può essere affrontata con strumenti semplificati come invece nel caso precedente mediante l'analisi di Edelbaum.

Il trasferimento è stato diviso in tre segmenti:

- Fase 1, è un segmento di durata stabilita in 150 giorni durante il quale l'energia dell'orbita (il semiasse maggiore) è aumentata per mezzo di una spinta tangenziale applicata solo in fase di illuminazione;
- Fase 2, in questo segmento, oltre a provvedere all'innalzamento dell'orbita si corregge anche l'inclinazione fino a quasi annullarla;
- Fase3, durante quest'ultimo tratto si raggiunge l'orbita geostazionaria e si corregge l'eccentricità annullandola.

L'obiettivo della prima fase è quello di innalzare rapidamente l'orbita al fine di transitare per il minor tempo possibile nella prima zona ad alta concentrazione di particelle cariche. L'orbita diventa eccentrica ed è l'apogeo ad essere più che altro innalzato in questa fase. La figura 4-7 mostra sia l'andamento della traiettoria (rossa) che le zone in cui il propulsore è stato acceso più di frequente (zone di colore blu più intenso).

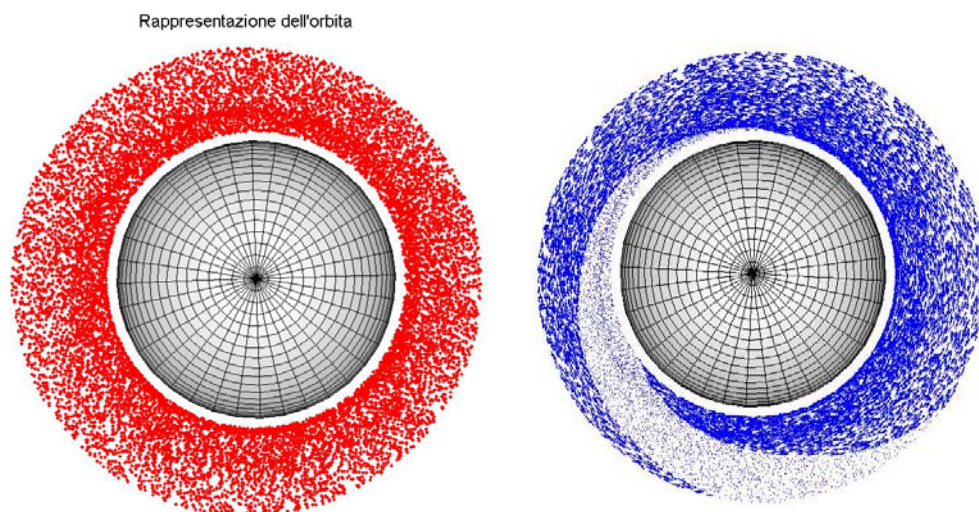


Figura 4- 7: Spinta fissa, Fase1

70 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Durante la seconda fase del trasferimento viene ridotta l'inclinazione mentre si continua ad aumentare l'energia dell'orbita. L'eccentricità della traiettoria inizia a diminuire grazie al fatto che la durata delle eclissi si abbassa ed al fatto che queste ruotano producendo un effetto di mediazione.

La strategia di correzione dell'inclinazione è mostrata in figura 4-8.

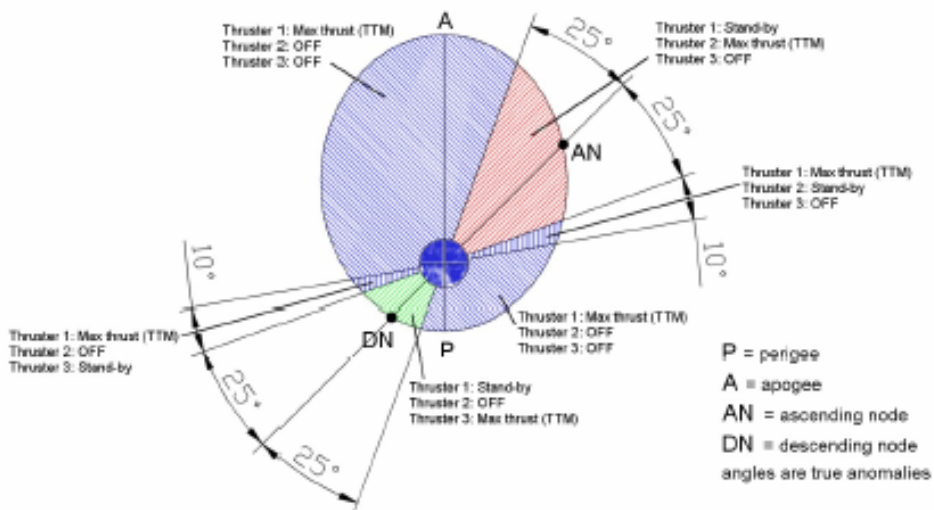


Figura 4- 8: Strategia per il cambio di inclinazione.

La spinta per variare l'inclinazione viene fornita prima e dopo i passaggi nodali (in figura i valori degli angoli sono forniti in termini di anomalia vera) in modo da eliminare gli effetti secondari. Questa fase termina quando l'inclinazione è stata pressoché azzerata, la durata stimata mediante la simulazione con D-Orbit è di 207 giorni.

L'ultima fase ha come obiettivi principali l'acquisizione dell'orbita geostazionaria e l'azzeramento dell'eccentricità. La figura 4-9 mostra la strategia di spinta adottata per ottenere la correzione dell'eccentricità.

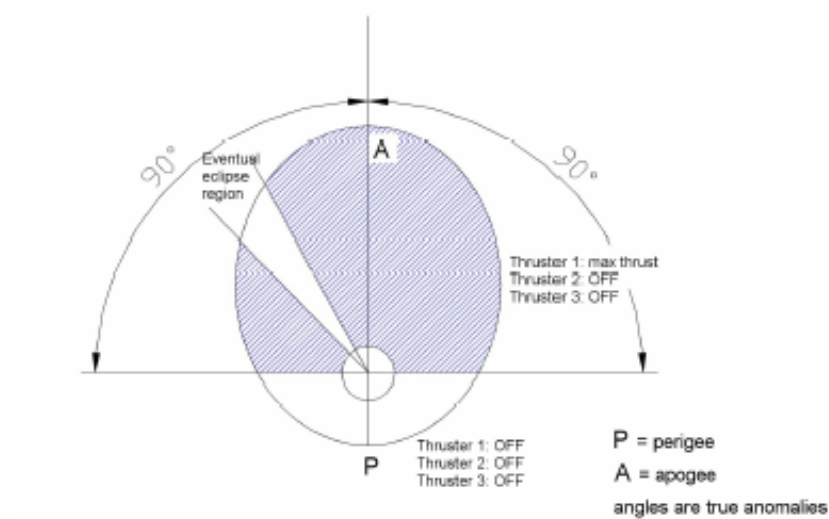


Figura 4- 9: Strategia per l’annullamento dell’eccentricità.

Come si può notare, in questo caso il propulsore è spento non solo in fase di eclissi ma anche quando l'anomalia vera non sia compresa tra 90° e 270°.

La tabella seguente riassume i dati più interessanti di questa strategia articolata su tre segmenti ricavati dalle simulazioni effettuate.

	Durata (giorni)	Semiassa maggiore raggiunto (km)	Eccentricità	Inclinazione (gradi)	Massa totale Propellente (kg)
Fase 1	150	10808	0.042	5.2	139.8
Fase 2	207 (357)	36187	0.054	0	384.4
Fase 3	14 (371)	41493	0	0	393.7

Tabella 4- 4: Risultati simulazione spinta fissa.

La missione è completata in circa 371 giorni, il tempo di trasferimento è piuttosto alto considerando che nel caso precedente era inferiore di circa centocinquanta giorni. Tuttavia considerazioni sui sottosistemi rendono questa strategia decisamente preferibile.

72 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

L'ultima soluzione studiata è stata concepita per cercare di ridurre il tempo di trasferimento.

Pensare di utilizzare i propulsori a spinta costante significa considerare costante lungo tutto il trasferimento anche il loro assorbimento energetico. A causa della degradazione dei pannelli solari, di cui si è già discusso al paragrafo 4.2, il quantitativo di energia che essi forniscono non è, tuttavia costante nel tempo ma tende a diminuire. Supporre che alla fine del trasferimento il sottosistema di potenza sia in grado di fornire ai propulsori tutta l'energia di cui necessitano per mantenere costante il livello di spinta significa averne un sovrappiù all'inizio della missione. La strategia a spinta modulata cerca quindi di sfruttare al meglio le risorse disponibili adattando la forza prodotta dal propulsore, e quindi il suo assorbimento di potenza, al quantitativo di energia prodotta dai pannelli e non utilizzata per altri scopi.

Per poter simulare una strategia di questo tipo è stato necessario elaborare un modello del comportamento delle caratteristiche di un propulsore elettrico al variare della potenza assorbita. A tale scopo sono stati presi a riferimento i dati disponibili sui due propulsori ad effetto Hall già citati, l'SPT-200 ed il T-220.

Come si può vedere dalle figure successive, il modello ottenuto è molto aderente ai dati sperimentali per ciò che riguarda l'andamento della spinta, mentre ci nota un po' più di dispersione a proposito dell'impulso specifico. Ai fini di questo studio, comunque, il modello si rivela adatto e di semplice implementazione.

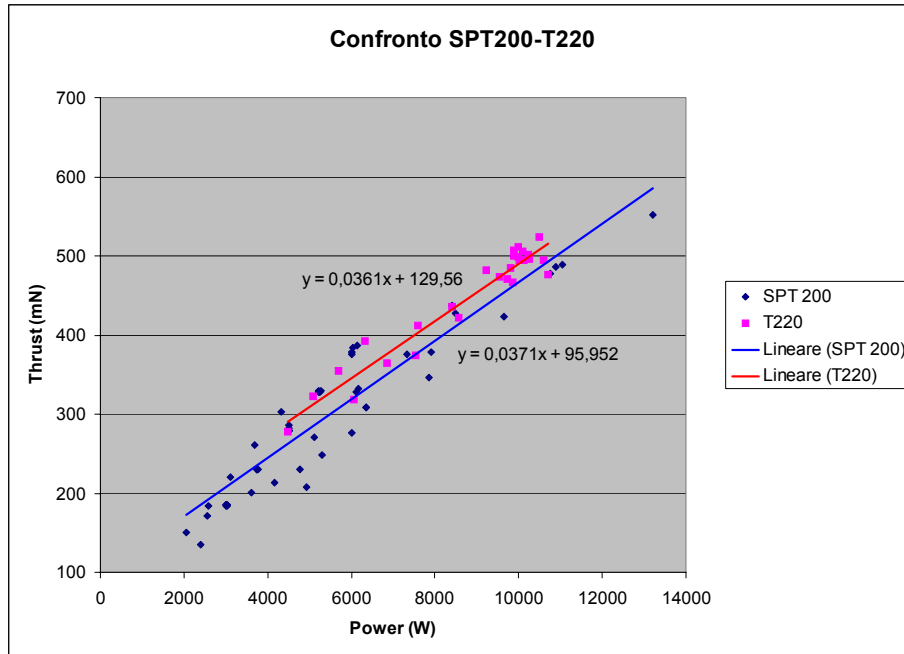


Figura 4- 10: Andamento della spinta al variare della potenza.

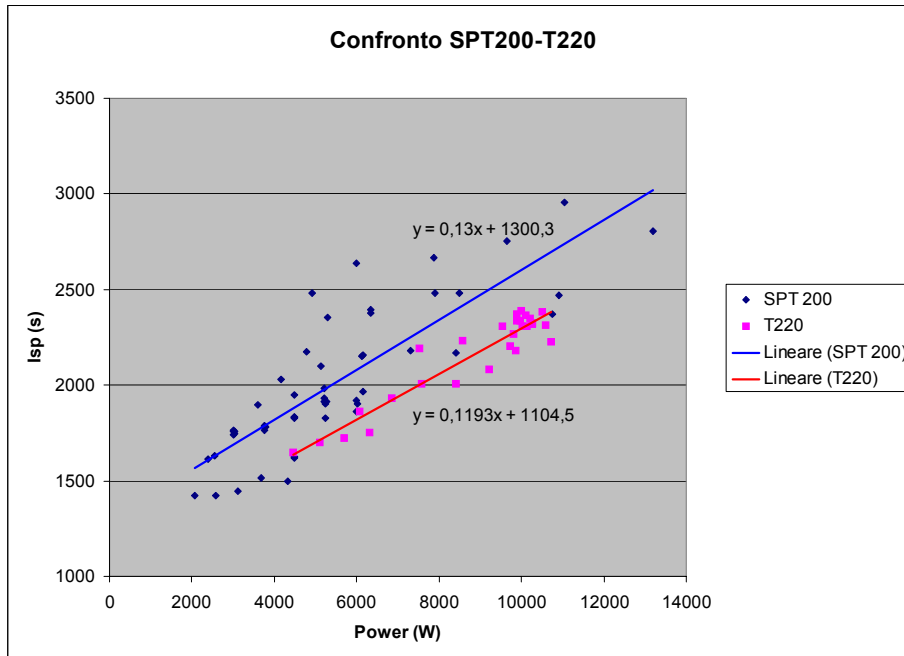


Figura 4- 11: Andamento dell'impulso specifico al variare della potenza.

74 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

La strategia di trasferimento è stata anche in questo caso articolata su tre fasi successive in tutto aderenti a quelle illustrate per la soluzione precedente. L'unica variazione che è stata apportata è sulla durata della prima fase.

Sono state effettuate delle simulazioni sia col modello di propulsione basato sui dati dell'SPT-200 che con quello basato sul T-220.

Le tabelle successive riassumono i risultati di queste prove:

SPT-200	Durata (giorni)	Semiasse maggiore raggiunto (km)	Eccentricità	Inclinazione (gradi)	Massa totale Propellente (kg)
Fase 1	90	10530	0.037	5.2	111
Fase 2	154 (244)	37810	0.075	0	334.4
Fase 3	16 (260)	42207	0	0	348

Tabella 4- 5: Risultati simulazione spinta modulata (SPT-200).

T-220	Durata (giorni)	Semiasse maggiore raggiunto (km)	Eccentricità	Inclinazione (gradi)	Massa totale Propellente (kg)
Fase 1	95	10447	0.034	5.2	132
Fase 2	144 (239)	37155	0.08	0	380
Fase 3	16 (255)	41784	0	0	395

Tabella 4- 6: Risultati simulazione spinta modulata (T-220).

I risultati ottenuti mettono in evidenza i progressi che questo tipo di strategia compie rispetto alle precedenti. In entrambe i casi il tempo di trasferimento è sensibilmente ridotto pur mantenendo la prerogativa di attivare i propulsori solo in fase di illuminazione. Chiaramente, essendo il modulo della spinta mediamente superiore a quello del caso a spinta costante, l'orbita è maggiormente eccentrica il che si traduce in una fase 3 di durata leggermente superiore.

Dei due casi studiati quello che presenta il maggior numero di vantaggi è quello che utilizza il modello basato sui propulsori SPT-200 ed è pertanto ai risultati di questo che si è fatto riferimento per il resto dello studio.

LO STRUMENTO DI ANALISI DI SISTEMA

5.1 Introduzione

Lo strumento di analisi di sistema SAS è un mezzo informatico sviluppato allo scopo di permettere un primo dimensionamento di un veicolo spaziale.

A partire da informazioni sul sottosistema propulsivo e sulla missione da compiere, attraverso l'utilizzo di alcuni schemi di dimensionamento, è in grado di fornire un resoconto di prima approssimazione sull'entità delle masse dei vari sottosistemi e sulla frazione di carico utile disponibile ed un'analisi sulla distribuzione degli assorbimenti energetici.

Questo strumento è stato concepito in modo tale che tutte le grandezze fondamentali di un dimensionamento preliminare di un veicolo spaziale siano in evidenza e facilmente fruibili al fine di comprendere meglio gli effetti di qualsiasi cambiamento apportato alla sua configurazione. In tal modo è possibile guadagnare una buona sensibilità sulla problematica trattata ed individuare le scelte che possono condurre ad un miglioramento nelle prestazioni del sistema. Per tale motivo per la sua implementazione è stato scelto di utilizzare il programma Microsoft[®] Excel[®] che permette, mediante la strategia dei fogli di lavoro, di avere sotto controllo, istante per istante, tutte le grandezze in gioco e gli effetti delle variazioni apportate.

Per la costruzione di questo strumento è stato necessario allestire una campagna di approvvigionamento di dati a proposito di ognuno dei sottosistemi trattati. Sono stati consultati sia archivi cartacei che informatici attraverso il *world wide web* (vedi Bibliografia) con lo scopo di conoscere ed archiviare il maggior numero di

78 **Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.**

soluzioni costruttive. In tal modo è stato possibile approntare una banca dati a cui fare riferimento nell'allestimento dei modelli di calcolo implementati.

5.2 Struttura dello strumento

La struttura dello strumento SAS è particolarmente immediata e razionale in quanto rispecchia la divisione logica tipica dei progetti di primo dimensionamento.

Lo strumento è articolato secondo cinque sezioni:

- Parametri, vengono introdotti i parametri principali;
- Dati, si inseriscono i dati legati ad alle scelte preliminari sui sottosistemi;
- ADCS, sezione dedicata al sottosistema di controllo d'assetto;
- Potenza, sezione dedicata al sottosistema di generazione di potenza;
- Payload, parte destinata al controllo dei dati di uscita;

a queste vanno aggiunte alcune parti rivolte alla produzione di grafici e diagrammi per il controllo della distribuzione delle masse e dell'assorbimento energetico ed una piccola banca dati sulle ruote di reazione.

La prima sezione è dedicata all'introduzione dei parametri di missione e del sottosistema propulsivo. A dimostrazione della versatilità di questo strumento, ne sono state approntate due versioni. Nella prima delle due la pagina di inserimento dati è accoppiata con un altro foglio elettronico che compie i calcoli sul trasferimento orbitale secondo la teoria di Edelbaum. In questa versione il SAS è completamente indipendente da qualsiasi altro programma.

Al fine di poter sfruttare questo mezzo in accoppiamento col propagatore D-Orbit, nella seconda variante di questa sezione sono esclusi i calcoli di meccanica orbitale ed i dati sul trasferimento sono inseriti come parametri esterni nel riquadro dedicato ai dati di uscita della simulazione (vedi fig.5-1).

SAS - Parametri e costanti			
Parametri:			
Massima massa lanciabile	2190	Kg	M_t
Quota dell'orbita di parcheggio (da sup.terrestre)	500	Km	r_p
Velocità nell'orbita di parcheggio	7,61	Km/s	V_{op}
Inclinazione dell'orbita di parcheggio	5,2	gradi	i_p
Quota dell'orbita operativa (da sup.terrestre)	35786	Km	r_o
Velocità nell'orbita operativa	3,07	Km/s	V_{od}
Inclinazione dell'orbita operativa	0	gradi	α_o
Impulso specifico del propulsore	2977	sec	I_{sp}
Spinta del propulsore	0,575	N	T_p
Efficienza	56,5%	-	χ_p
Potenza assorbita (singolo) BOL	12900	W	W_{spt}
Potenza assorbita (singolo) EOL	10077	W	W_{spt}
Portata Massica	1,4746 E-5	Kg/sec	
Massa minima di carburante per il trasferimento	348	Kg	
Tempo di trasferimento	260	giorni	
Costanti:			
Parametro gravitazionale terrestre	3,99E+05	km^3/sec^2	μ_e
Accelerazione di gravità al suolo terrestre	9,800	m/sec^2	g
Costante solare	1358	W/m2	F_s
Velocità della luce	3,00E+08	m/s	c
Momento magnetico terrestre	7,96E+15	tesla*m ³	M_e

Figura 5- 1: SAS, sezione parametri.

Si può vedere come anche il modello di propulsione elettrica a spinta variabile nel tempo sia stata implementato.

Nella prima parte di questa sezione vengono inseriti i dati che provengono dalle informazioni sul lanciatore, essenzialmente i dati caratteristici provenienti dall'involucro operativo di questo.

Successivamente vengono assegnati i parametri di missione, cioè le informazioni sull'orbita operativa obiettivo, seguiti dai dati fondamentali sul tipo di propulsione scelta e dalle informazioni in uscita dalla simulazione.

L'ultima parte è dedicata alle costanti utilizzate dai modelli di calcolo.

80 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

SAS - Scelte preliminari			
Scelte sui motori elettrici per il trasferimento:			
Tecnologia	SPT (Hall)		
Peso (singolo)	19,3	Kg	M_{spt}
Numero motori per controllo orbitale operativi contemporaneamente	1		N°_{mot}
Numero motori per controllo orbitale installati	3		
Peso serbatoi	10	% Massa Propellente	$\%M_{Tank\ spt}$
Numero PPU	2		
Peso PPU (singola)	10,2	Kg	
Rendimento PPU (singola)	0,93		
Scelte sul Controllo d'assetto:			
Lunghezza di riferimento del satellite	2	m	
Momenti d'inerzia del satellite	7453,83	$Kg \cdot m^2$	I_x
	5617,43	$Kg \cdot m^2$	I_y
	1892,27	$Kg \cdot m^2$	I_z
Tipo di controllo	Zero momentum		
Strategia di attitude determination	Sensori		
Peso Earthsensor	2,95	Kg	M_{es}
Potenza assorbita da un Earthsensor	11	W	W_{es}
Peso Sunsensor	0,35	Kg	M_{ss}
Potenza assorbita da un Sunsensor	2,5	W	W_{ss}
Tipo di controllo dei pannelli solari	Solar array drive		
Peso	3	Kg	M_{cp}
Potenza assorbita	160	W	W_{cp}
Strategia di puntamento dei pannelli solari	Sun sensors		
Numero di Sun sensors	4		
Massa del "Solar Array Drive Electronics"	5,3	Kg	M_{sade}
Potenza assorbita dal "Solar Array Drive Electronics"	26	W	W_{sade}
Tecnologia dei motori di controllo d'assetto	Resistogetti,xenon		
Modello dei motori di controllo d'assetto			
Impulso specifico dei motori di controllo d'assetto	67	sec	I_{spMca}
Spinta dei motori di controllo d'assetto	0,05	N	T_{pMca}
Peso dei motori di controllo d'assetto(singolo)	0,2	Kg	M_{mca}
Potenza assorbita dei motori di controllo d'assetto(singolo)	60	W	W_{mca}
Numero motori di controllo d'assetto	8		N°_{mca}
Peso serbatoi dei motori di controllo d'assetto	10	% Massa Propellente	$\%M_{TankMca}$
Scelte su altri sottosistemi:			
Peso del sottosistema di C&DH	4,5	Kg	$M_{c&dh}$
Potenza assorbita dal sottosistema di C&DH	13	W	$W_{c&dh}$
Peso del Sottosistema di Comunicazione	28,5	Kg	M_{Com}
Potenza assorbita dal sot. sis. di Comm in trasmissione	45	W	W_{ComT}
Potenza assorbita dal sott. sis. di Comm in ricezione	17,5	W	W_{ComR}
PCU/converters	68	Kg	
Peso del sottosistema di controllo termico	3,5	% Massa Dry	$\%M_{Term}$
Peso del sottosistema strutturale	10	% Massa Injected	$\%M_{Strut}$

Figura 5- 2: SAS, sezione dati.

La seconda sezione, quella dedicata ai dati, svolge un ruolo importantissimo all'interno dello strumento SAS. In questa parte del programma, infatti, sono riassunte tutte le principali scelte sulla configurazione del veicolo spaziale. È questa la sezione che viene modificata per esplorare gli effetti che vengono prodotti dalle variazioni applicate al sistema.

Questo settore, come si può vedere in figura 5-2, permette, prima di tutto, l'inserimento delle informazioni sul sistema di generazione e condizionamento di potenza. I dati inseriti sono in parte frutto delle scelte preliminari fatte sulla configurazione del sottosistema ed in parte ricavati dalla banca dati di cui si è già detto. A titolo di esempio, il numero di propulsori attivi fa certamente parte del primo gruppo mentre il rendimento di un' unità di condizionamento di potenza (PPU) è da selezionare tra quelle tipicamente rinvenibili sul mercato.

L'altro sottosistema a cui è dedicata una parte di questa unità del SAS è quello di controllo d'assetto. Poiché è particolarmente complessa, a causa della grande varietà di soluzioni costruttive che sono state elaborate, vengono richieste molte informazioni necessarie al dimensionamento di questa porzione del veicolo spaziale.

L'ultima zona di questo settore raccoglie le decisioni prese a proposito del dimensionamento degli altri sottosistemi che compongono la navetta.

Le aree che seguono sono maggiormente dedicate all'esposizione dei risultati ottenuti dai modelli.

Nella sezione ADCS è possibile trovare, prima di tutto, una stima delle coppie di disturbo a cui è soggetto il veicolo. Il calcolo, nel caso specifico della versione del SAS ottimizzata per lo studio effettuato in questa tesi, è realizzato sia per l'orbita di partenza che per l'orbita obiettivo, in modo tale da poter utilizzare per il dimensionamento le specifiche più onerose.

Tale ramo del SAS fornisce un dimensionamento preliminare di tutti i componenti coinvolti nel controllo di assetto. Sono, infatti, date le grandezze fondamentali per ciò che riguarda sia le ruote di reazione che i propulsori dedicati. Questa parte può essere ovviamente strutturata diversamente a seconda dello studio che si effettua semplicemente facendo riferimento alla banca dati creata. Nella configurazione specifica è stato calcolato anche il tempo necessario al satellite per compiere rotazioni attorno ad uno dei suoi assi poiché questa manovra si renderebbe necessaria nel caso dell'avaria di uno dei propulsori di bordo.

82 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

SAS - Sottosistema ADCS					
Controllo d'assetto					
Disturbo dovuto al gradiente di gravità	1,1397E-15	N*m			
Disturbo dovuto alla pressione solare	4,58029E-05	N*m			
Disturbo dovuto al campo magnetico	1,06E-07	N*m			
Numero di ruote	4				
Momento immagazzinato su un'orbita	3,95	N*m*s			
Momento che deve essere in grado di assorbire la ruota	17,76	N*m*s			
Modello di ruota "off-the-shelf "	VF MR 19.6				
Momento angolare massimo	19,6	N*m*s			
Coppia	0,26	N*m			
Massima potenza assorbita	70	W			
Peso	10,5	Kg			
Peso elect.	2,7	Kg			
Volts	24-34				
Size (mm)	390 x 170				
Size (mm) elect.	267 x 168 x 84				
Operating Speed (rpm)	6000				
Numero di accensioni per la desaturazione	780				
Durata dell'accensione	392,00	sec			
Spinta da fornire per la desaturazione	0,05	N			
Quantità di Propellente per la desaturazione	23,28	kg			
Tempo richiesto per ruotare il satellite di 30°	212,7214663	sec	Pari a	4	min
Tempo richiesto per ruotare il satellite di 60°	300,8335826	sec	Pari a	5	min
Dati estratti da tabella in app.1 "Reaction Wheels"					
Controllo d'assetto in orbita bassa					
Disturbo dovuto al gradiente di gravità	4,1785E-10	N*m			
Disturbo dovuto alla pressione solare	4,58029E-05	N*m			
Disturbo dovuto al campo magnetico	2,4462E-05	N*m			
Disturbo dovuto alla resistenza atmosferica	1,1483E-04	N*m			
Numero di ruote	4				
Momento immagazzinato su un'orbita	0,65	N*m*s			
Momento che deve essere in grado di assorbire la ruota	3,26	N*m*s			
Peso totale di propellente per ADCS	23,28	kg			
Controllo dimensionamento delle ruote di reazione Dimensionamento corretto					

Figura 5- 3: SAS,sezione ADCS.

La sezione successiva è concentrata sul sottosistema di generazione di potenza, qui vengono generati i parametri caratterizzanti i pannelli solari e le batterie.

Si tratta di un settore particolarmente articolato. I calcoli per il dimensionamento dei pannelli solari, infatti, vengono realizzati sia per l'orbita di partenza che per quella di arrivo. Questo perché, oltre a rappresentare rispettivamente le condizioni di inizio e fine della vita operativa, queste due situazioni corrispondono normalmente a diverse modalità operative del veicolo.

Queste ultime sono discriminate mediante due piccoli pannelli di controllo che permettono di accendere o spegnere un determinato dispositivo in una determinata condizione ambientale ed esecutiva. È, in questo modo, possibile analizzare, per ognuna delle due orbite, l'effetto dell'operatività o meno di un determinato dispositivo in fase di illuminazione o di eclissi.

All'interno di questa sezione viene anche fornito un dimensionamento preliminare delle batterie seguendo un semplice modello di funzionamento medio.

In chiusura è riportato anche un riepilogo degli assorbimenti energetici addebitabili ad ognuno dei sottosistemi analizzati.

SAS - Sottosistema di appr.e cond.di pot.																																															
Caso1		Orbite basse																																													
Raggio angolare della terra	69,02	gradi																																													
Periodo dell'orbita	94,62	min																																													
Angolo di rotazione alla massima eclisse	136,86	gradi																																													
Durata della massima eclisse	35,70	min																																													
Numero di rivoluzioni al giorno	15,16																																														
Giorni di eclisse all'anno	365,25	giorni																																													
Potenza media richiesta durante l'illuminazione	14345,97	Watt																																													
Potenza media richiesta durante l'eclissi	465,00	Watt																																													
Potenza da produrre	14895,97	Watt																																													
tipo di celle	Ga-As																																														
efficienza reale	0,30																																														
Densità di potenza prodotta	407,40	W/m ²																																													
Prestazione	75	W/kg																																													
Inherent degradation	0,9																																														
Angolo d'incidenza della luce	0	gradi																																													
Potenza prodotta BOL	366,66	W/m ²																																													
Indice di degradazione																																															
Potenza prodotta EOL																																															
Area richiesta	39,81	m ²																																													
Massa dei pannelli	194,61	kg																																													
Sottosistemi		Luce	Eclissi																																												
Moton Hall	1	0																																													
Earhsensors	1	1																																													
Sunsensors	1	0																																													
Moton dei pannelli	1	1																																													
Centralina pannelli+condizionamento potenza	1	1																																													
Resistotgetti	0	0																																													
C&DH	1	1																																													
Comunicazione in Trasmissione	1	1																																													
Ruote di reazione	1	1																																													
<table border="1"> <tr> <td>Ciclo di carica-scarica delle batterie</td> <td>2000</td> <td>Ciclo</td> </tr> <tr> <td>Tipo di celle</td> <td>NI-Cd</td> <td>0</td> </tr> <tr> <td></td> <td>NiH₂</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>Profondità di scarica</td> <td>73,6</td> <td>%</td> </tr> <tr> <td>Efficienza di trasmissione</td> <td>90</td> <td>%</td> </tr> <tr> <td>Capacità richiesta alla batteria</td> <td>812,1</td> <td>Wh</td> </tr> <tr> <td>Peso della batteria</td> <td>18,05</td> <td>kg</td> </tr> </table>				Ciclo di carica-scarica delle batterie	2000	Ciclo	Tipo di celle	NI-Cd	0		NiH ₂	1	Profondità di scarica	73,6	%	Efficienza di trasmissione	90	%	Capacità richiesta alla batteria	812,1	Wh	Peso della batteria	18,05	kg																							
Ciclo di carica-scarica delle batterie	2000	Ciclo																																													
Tipo di celle	NI-Cd	0																																													
	NiH ₂	1																																													
Profondità di scarica	73,6	%																																													
Efficienza di trasmissione	90	%																																													
Capacità richiesta alla batteria	812,1	Wh																																													
Peso della batteria	18,05	kg																																													
Caso2		Orbita operativa																																													
Raggio angolare della terra	9,70	gradi																																													
Periodo dell'orbita	1436,07	min																																													
Angolo di rotazione alla massima eclisse	17,40	gradi																																													
Durata della massima eclisse	69,41	min																																													
Numero di rivoluzioni al giorno	1,00																																														
Giorni di eclisse all'anno	90,00	giorni																																													
Potenza media richiesta durante l'illuminazione	11310,48	Watt																																													
Potenza media richiesta durante l'eclissi	465,00	Watt																																													
Potenza da produrre	11800,48	Watt																																													
tipo di celle	Ga-As																																														
efficienza reale	0,30																																														
Densità di potenza prodotta	407,40	W/m ²																																													
Prestazione	75	W/kg																																													
Inherent degradation	0,9																																														
Angolo d'incidenza della luce	0	gradi																																													
Potenza prodotta BOL	366,66	W/m ²																																													
Indice di degradazione	21,55	% per anno																																													
Potenza prodotta EOL	300,45	W/m ²																																													
Area richiesta	37,48	m ²																																													
Massa dei pannelli	164,14	kg																																													
Sottosistemi		Luce	Eclissi																																												
Moton Hall	1	0																																													
Earhsensors	1	1																																													
Sunsensors	1	0																																													
Moton dei pannelli	1	1																																													
Centralina pannelli+condizionamento potenza	1	1																																													
Resistotgetti	0	0																																													
C&DH	1	1																																													
Comunicazione in Trasmissione	1	1																																													
Ruote di reazione	1	1																																													
<table border="1"> <tr> <td>Sottosistemi</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Moton Hall</td> <td>13870,97</td> <td>W</td> <td>95,03%</td> </tr> <tr> <td>Earhsensors</td> <td>11</td> <td>W</td> <td>0,08%</td> </tr> <tr> <td>Sunsensors</td> <td>10</td> <td>W</td> <td>0,07%</td> </tr> <tr> <td>Moton dei pannelli</td> <td>160</td> <td>W</td> <td>1,10%</td> </tr> <tr> <td>Centralina pannelli+condizionamento potenza</td> <td>26</td> <td>W</td> <td>0,19%</td> </tr> <tr> <td>Resistotgetti</td> <td>0</td> <td>W</td> <td>0,00%</td> </tr> <tr> <td>C&DH</td> <td>19</td> <td>W</td> <td>0,09%</td> </tr> <tr> <td>Comunicazione in Trasmissione</td> <td>45</td> <td>W</td> <td>0,31%</td> </tr> <tr> <td>Ruote di reazione</td> <td>210</td> <td>W</td> <td>1,44%</td> </tr> <tr> <td>Batteria</td> <td>250,00</td> <td>W</td> <td>1,71%</td> </tr> </table>				Sottosistemi				Moton Hall	13870,97	W	95,03%	Earhsensors	11	W	0,08%	Sunsensors	10	W	0,07%	Moton dei pannelli	160	W	1,10%	Centralina pannelli+condizionamento potenza	26	W	0,19%	Resistotgetti	0	W	0,00%	C&DH	19	W	0,09%	Comunicazione in Trasmissione	45	W	0,31%	Ruote di reazione	210	W	1,44%	Batteria	250,00	W	1,71%
Sottosistemi																																															
Moton Hall	13870,97	W	95,03%																																												
Earhsensors	11	W	0,08%																																												
Sunsensors	10	W	0,07%																																												
Moton dei pannelli	160	W	1,10%																																												
Centralina pannelli+condizionamento potenza	26	W	0,19%																																												
Resistotgetti	0	W	0,00%																																												
C&DH	19	W	0,09%																																												
Comunicazione in Trasmissione	45	W	0,31%																																												
Ruote di reazione	210	W	1,44%																																												
Batteria	250,00	W	1,71%																																												
<table border="1"> <tr> <td>Sottosistemi</td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Moton Hall</td> <td>13870,97</td> <td>W</td> <td>119,98%</td> </tr> <tr> <td>Earhsensors</td> <td>11</td> <td>W</td> <td>0,10%</td> </tr> <tr> <td>Sunsensors</td> <td>10</td> <td>W</td> <td>0,09%</td> </tr> <tr> <td>Moton dei pannelli</td> <td>160</td> <td>W</td> <td>1,30%</td> </tr> <tr> <td>Centralina pannelli+condizionamento potenza</td> <td>26</td> <td>W</td> <td>0,22%</td> </tr> <tr> <td>Resistotgetti</td> <td>0</td> <td>W</td> <td>0,00%</td> </tr> <tr> <td>C&DH</td> <td>19</td> <td>W</td> <td>0,11%</td> </tr> <tr> <td>Comunicazione in Trasmissione</td> <td>45</td> <td>W</td> <td>0,39%</td> </tr> <tr> <td>Ruote di reazione</td> <td>210</td> <td>W</td> <td>1,82%</td> </tr> <tr> <td>Batteria</td> <td>250,00</td> <td>W</td> <td>2,16%</td> </tr> </table>				Sottosistemi				Moton Hall	13870,97	W	119,98%	Earhsensors	11	W	0,10%	Sunsensors	10	W	0,09%	Moton dei pannelli	160	W	1,30%	Centralina pannelli+condizionamento potenza	26	W	0,22%	Resistotgetti	0	W	0,00%	C&DH	19	W	0,11%	Comunicazione in Trasmissione	45	W	0,39%	Ruote di reazione	210	W	1,82%	Batteria	250,00	W	2,16%
Sottosistemi																																															
Moton Hall	13870,97	W	119,98%																																												
Earhsensors	11	W	0,10%																																												
Sunsensors	10	W	0,09%																																												
Moton dei pannelli	160	W	1,30%																																												
Centralina pannelli+condizionamento potenza	26	W	0,22%																																												
Resistotgetti	0	W	0,00%																																												
C&DH	19	W	0,11%																																												
Comunicazione in Trasmissione	45	W	0,39%																																												
Ruote di reazione	210	W	1,82%																																												
Batteria	250,00	W	2,16%																																												

Figura 5- 4: SAS, sezione Potenza.

L'ultima parte del SAS è quella che fornisce i risultati sulla distribuzione delle masse all'interno del veicolo spaziale.

Vengono messe in risalto le porzioni di massa allocate per i vari sottosistemi, per il propellente e quella residua per il carico pagante che costituisce il parametro fondamentale per l'accettabilità o meno di una determinata soluzione. Del

84 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

propellente è fornito un'ulteriore livello di dettaglio in quanto, come si può osservare in figura 5-5, ne viene specificata non solo la frazione di massa totale ma anche i vari usi a cui viene destinato e la proporzione in cui ne viene destinato.

SAS - Risultati finali sul Payload				
Percentuale di propellente di margine	15	%		
Percentuale di propellente residuo	2	%		
Percentuale di margine sulla massa a secco	15	%		
Massa totale dei sottosistemi	1307,6	kg		
Massa payload	882,4	kg	40,3	%M _t
Breakdown di massa:				
Massa sottosistema propulsivo	79,9	kg	3,6	%M _t
Massa dei serbatoi	43,6	kg	2,0	%M _t
Massa ACS	58,2	kg	2,7	%M _t
Massa C&DH e Comunicazione	33,0	kg	1,5	%M _t
Massa del sottosistema di generazione e condizionamento della potenza	292,0	kg	13,3	%M _t
Massa del sottosistema strutturale e dei meccanismi	219,0	kg	10,0	%M _t
Massa del sottosistema di controllo termico	32,7	kg	1,5	%M _t
Massa di margine	113,7	kg	5,2	%M _t
Massa di propellente	435,5	kg	19,9	%M _t
Massa payload	882,4	kg	40,3	%M _t
di cui:				
Massa propellente per il trasferimento	348,0	kg	79,9	%M _p
Massa propellente per ACS	23,3	kg	5,3	%M _p
Massa propellente di margine	55,7	kg	12,8	%M _p
Massa propellente residuo	8,5	kg	2,0	%M _p

Figura 5- 5: SAS, sezione payload.

A completamento di queste sezioni se ne trova un'altra in cui i risultati numerici sono tradotti in diagrammi di più semplice consultazione.

5.3 I modelli implementati

I modelli implementati sullo strumento di analisi di sistema coprono tutti i sottosistemi presenti su un veicolo spaziale. Il livello di accuratezza dei sistemi di calcolo non è ovviamente omogeneo ma si è ricercata una precisione migliore ed

una descrizione più precisa di quei sottosistemi che sono stati giudicati più rilevanti al fine di un primo dimensionamento.

I modelli più sofisticati sono stati utilizzati per l'analisi del sottosistema di generazione e condizionamento della potenza e per quello di acquisizione e controllo dell'assetto. Uno schema di precisione lievemente inferiore è stato sfruttato in una sola delle due varianti dello SAS per una semplice modellizzazione dei propulsori ad effetto Hall a completamento della valutazione delle dimensioni del sottosistema propulsivo.

Per altri sottosistemi come quello di controllo termico, quello strutturale, quello di comunicazione e analisi dei dati e quello di navigazione sono stati utilizzati schemi estremamente semplificati.

5.3.1 Sottosistema di generazione di potenza

Lo schema è stato utilizzato per il dimensionamento del sottosistema di generazione di potenza può essere suddiviso in tre sottoparti:

- Pannelli solari;
- Batterie;
- Altro Hardware.

Per ciò che riguarda i pannelli solari il modello è stato concepito secondo una logica semplice che prende le sue mosse da un computo dell'energia totale che questi devono produrre. Questo fondamentale dato di ingresso nel SAS è fornito al modello in parte grazie alle analisi degli altri sottosistemi effettuate ed in parte mediante le scelte preliminari sui sottosistemi che si appoggiano alla banca dati di riferimento.

Infatti, noti gli assorbimenti di ognuno dei componenti del sistema, e decise le configurazioni sia in fase di illuminazione che di eclissi, una stima dell'energia che i pannelli devono produrre durante l'esposizione per alimentare con continuità il veicolo spaziale si ottiene da:

$$P_{ps} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_l T_l}{X_l} \right)}{T_l} \quad (5-1)$$

86 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

dove P_{ps} è la potenza che devono produrre i pannelli solari, P_e e P_l rispettivamente la richiesta energetica del veicolo in fase di eclissi ed in fase di illuminazione e T_e e T_s le lunghezze di questi periodi. Le grandezze X_e ed X_l rappresentano l'efficienza dei percorsi di trasferimento dell'energia elettrica dai pannelli solari agli utilizzatori passando e non attraverso le batterie.

Il calcolo del tempo massimo passato in eclissi ad una data orbita si può facilmente calcolare una volta noto il raggio di questa R_{or} .

Infatti, si ha che il raggio angolare terrestre si può ricavare da

$$\text{sen } \rho_T = \frac{R_T}{R_{or}} \quad (5-2)$$

l'angolo ed il tempo di eclissi, rispettivamente indicati con Φ e T_e sono quindi dati da

$$\cos\left(\frac{\Phi}{2}\right) = \frac{\cos \rho_T}{\cos \beta_s} \quad (5-3)$$

$$T_e = P_{or} \frac{\Phi}{360} \quad (5-4)$$

Il modello approntato richiede inoltre altre tre informazioni per essere in grado di fornire le grandezze di riferimento di un pannello solare. Andranno infatti inserite come scelte preliminari l'efficienza delle celle all'inizio ed alla fine della vita operativa (oppure un indice di degradamento), il fattore di degradazione inerente ed il rapporto peso-potenza detto prestazione (ζ_{pp}).

Attraverso il rendimento all'inizio della vita operativa è possibile conoscere la quantità di energia teoricamente prodotta da un metro quadrato di celle solari, l'energia che le colpisce è infatti pari all'intensità di illuminazione solare ($\epsilon_{di}=1367 \text{ W/m}^2$).

Ricavare la densità superficiale di energia prodotta dal pannello attraverso il prodotto dell'energia incidente per il rendimento di conversione implica, però che si stiano facendo delle ipotesi semplificative:

- il pannello è composto da celle infinitesime distribuite in maniera omogenea;
- il rendimento del pannello è pari al rendimento delle singole celle;
- il rendimento delle celle nello spazio è lo stesso misurato in laboratorio (η_{lab});
- la luce incide perpendicolarmente sul pannello.

Dell'inesattezza delle prime tre ipotesi si è tenuto conto mediante un coefficiente di degradazione inerente che, come detto, è un dato immesso dall'utente sulla base dei dati sperimentali raccolti nella banca dati di riferimento. Questo fattore considera il fatto che tra le celle esiste dello spazio vuoto, che queste hanno un comportamento peculiare nell'ambiente spaziale e che ci sono delle perdite dovute alle connessioni elettriche.

La quarta ipotesi viene contemplata semplicemente calcolando l'area esposta equivalente

In conclusione la potenza prodotta realmente da un metro quadrato di pannello solare è computabile in questo modo:

$$P_{BOL} = P_{IS} \eta_{lab} \varepsilon_{di} \cos \theta \quad (5-5)$$

dove θ è l'angolo di incidenza solare, cioè l'angolo tra il vettore perpendicolare alla superficie del pannello e la *linea Solare*.

Nel caso non si disponesse di un sistema di calcolo del degradamento del rendimento dei pannelli come quello implementato sul propagatore D-Orbit, lo strumento SAS prevede che si possa tenere conto di questo fenomeno mediante un fattore di degradazione annua ($\Delta\eta_{an}$) ricavato da dati storici (per lo più attinenti all'orbita geostazionaria). Il parametro in questione si esprime in termini di percentuale di rendimento persa ogni anno e quindi la potenza prodotta alla fine della vita operativa da un metro quadrato di pannello solare è ricavata come:

$$P_{EOL} = P_{BOL} (1 - \Delta\eta_{an})^{avo} \quad (5-6)$$

88 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

dove avo è la vita operativa del veicolo in anni.

Il modello implementato fornisce la dimensione in metri quadrati di pannello necessario ed il loro peso secondo le relazioni:

$$A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{BOL}} \quad (5-7)$$

$$A_{ps} = \frac{P_{ps}}{P_{EOL}} \quad (5-8)$$

$$M_{ps} = \frac{P_{ps}}{\zeta_{PP}} \quad (5-9)$$

Le relazioni 5-7 e 5-8 sono usate rispettivamente per il calcolo dell'area dei pannelli richiesta all'inizio ed alla fine della vita operativa. Va notato che non necessariamente la richiesta di potenza è la medesima nelle due fasi indicate. Il fattore ζ_{PP} che compare nella 5-9 è la già definita prestazione.

Per ciò che riguarda le batterie il modello contiene, prima di tutto, un metodo per il calcolo del numero di cicli a cui saranno sottoposte.

Tale conto è molto approssimato, tuttavia le differenze nell'impatto ponderale delle batterie è minimo e non giustifica un modello più accurato. La valutazione del numero di cicli di carica-scarica a cui sono sottoposti questi dispositivi è effettuata supponendo un decremento lineare nella durata del trasferimento del massimo numero di eclissi incontrate in un giorno. Conoscendo il massimo numero di eclissi che si verificano quotidianamente alla quota di partenza e l'analoga grandezza valutata all'orbita d'arrivo, se T_t è il tempo di trasferimento in giorni la stima sarà data da:

$$N_{cicli}^o = \frac{(N_{eop}^o - N_{eoa}^o)}{2} T_t \quad (5-10)$$

Ottenuta questa valutazione è possibile ricavare, scelto il tipo di batteria utilizzata, la profondità di scarica dal diagramma in figura 5-6. Nello strumento

informatico che si basa su questi modelli le due curve nel diagramma sono implementate numericamente.

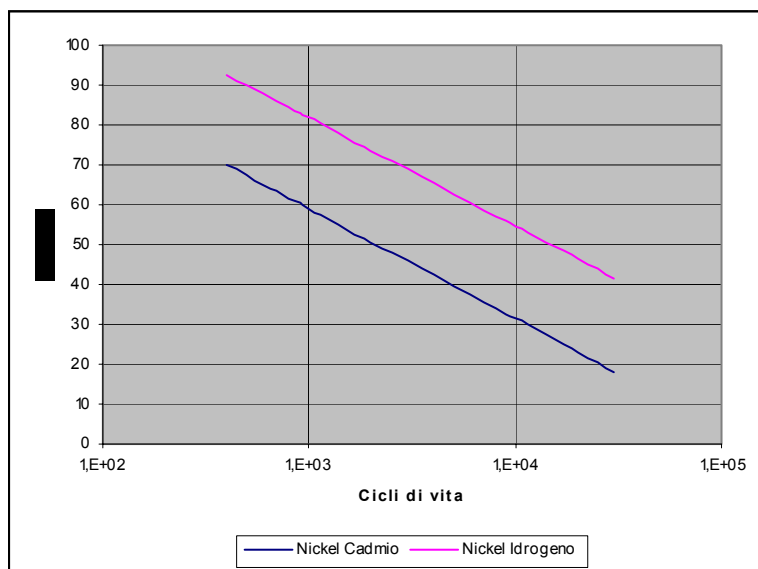


Figura 5- 6: Batteria, diagramma Cicli-DOD.

Un ulteriore fattore dimensionante di cui questo schema di calcolo tiene conto è l'efficienza di trasmissione. Questa è una grandezza che da una misura della potenza che viene persa prima di giungere all'utilizzatore ed è normalmente un'efficienza pari al 90%.

Noti, per essere stati calcolati come detto poco sopra, i dati relativi alla potenza assorbita in fase di eclissi e alla durata dei periodi di buio è possibile dimensionare la capacità della batteria secondo questa relazione:

$$C_B = \frac{P_e T_e}{(DOD) N n} \text{ W}\cdot\text{hr}^1 \quad (5-11)$$

dove N è il numero di batterie ed n l'efficienza di trasmissione.

Va ricordato che le batterie sono costituite da celle di capacità standard e la capacità ricavata è quindi la minima da fornire. In realtà si dovrà tenere conto della

¹ per la capacità in Amp·hr dividere per il voltaggio

90 **Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.**

capacità raggiungibile con un numero consono di celle standard e della presenza di alcuni elementi ridondanti necessari come garanzia. La struttura cellulare ha il vantaggio di non richiedere la presenza a bordo di tutto un apparato di immagazzinamento dell'energia ai fini di garantire la funzionalità del sistema, con grande vantaggio dal punto di vista ponderale.

Ottenuta la capacità della batteria, sfruttando i dati della tabella 2-6, anch'essi implementati sul SAS, il modello fornisce il peso delle batterie.

Per avere una stima dell'ingombro si deve fare riferimento alla banca dati di riferimento.

Altri elementi che costituiscono questo sottosistema sono i cablaggi, le unità di condizionamento della potenza ed i dispositivi di orientamento dei pannelli solari. Di tutti questi elementi si è tenuto conto facendo riferimento a dati storici.

5.3.2 Sottosistema di acquisizione e controllo di assetto

Il Sottosistema di determinazione e controllo d'assetto (ADCS) stabilizza il veicolo e lo orienta secondo quanto richiesto durante la missione nonostante i disturbi esterni.

Ciò richiede che il satellite sia in grado di determinare il suo assetto, usando dei sensori, e di controllarlo, usando degli attuatori.

Per sviluppare il modello che permettesse il dimensionamento di questo sottosistema è stato necessario compiere qualche scelta preliminare sulla configurazione di massima che qui di seguito riassumiamo.

La tecnica di controllo scelta è la più comune per ciò che riguarda i satelliti geostazionari e cioè, come già detto la tecnica coppia nulla (ZMT).

Ricordiamo che si tratta di una tecnica di controllo su tre assi che richiede un volano di reazione su ciascun asse (più una quarta di riserva non allineata con nessuna delle precedenti) più dei propulsori per la desaturazione.

Per la determinazione dell'assetto si fa uso di riferimenti esterni.

Poiché, normalmente, l'orientamento del satellite rispetto a tali riferimenti è dato come distanza angolare da un vettore, ne sono necessari almeno due.

Infatti ognuna di queste misurazione fornisce solo due dei tre parametri che servono a definire l'assetto.

Poiché il caso trattato in questa tesi è quello di un veicolo spaziale che opera in orbita geostazionaria è sembrato naturale fornire la prima misurazione con un

senso d'orizzonte che è in grado di determinare l'orientamento rispetto all'asse di rollio e di beccheggio (vedi fig. 5-7).

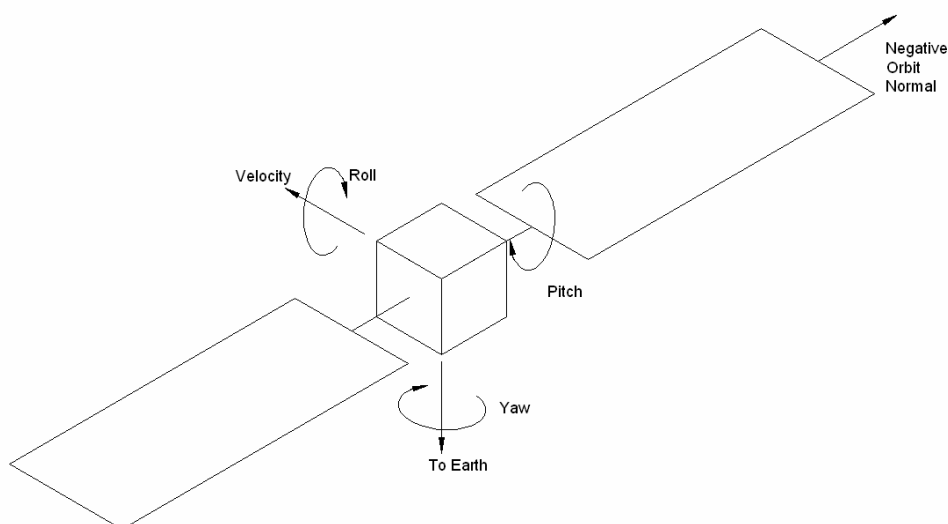


Figura 5- 7: Definizione degli assi.

L'approvvigionamento energetico avviene tramite pannelli solari ed quindi possibile che la seconda misurazione sia fornita da un sensore solare. L'inconveniente di questa scelta sta nel fatto che, quando il veicolo si trova in fase di eclissi, tale tipo di sensore non è in grado di dare alcuna informazione.

A questo inconveniente si è pensato di ovviare fornendo il satellite di un sensore stellare che non soffre di questa limitazione. E' così possibile stabilire l'assetto anche rispetto l'asse d'imbardata.

Di ognuno di questi dispositivi è stato possibile considerare il peso e l'assorbimento di potenza elettrica reperendoli nell'archivio di dati appositamente creato.

Il primo compito che il modello si trova a svolgere per effettuare il dimensionamento di questo sistema è identificare le proprietà inerziali del satellite e l'intensità delle coppie di disturbo.

Come per il sottosistema precedente si considerano due scenari, il primo identificato con l'orbita di partenza in cui possono essere ancora rilevanti gli effetti della resistenza atmosferica ed il secondo coincidente con l'orbita operativa. Per il dimensionamento il modello tiene conto della condizione più probante.

Per la quantificazione dei momenti d'inerzia del veicolo, il sistema di calcolo procede ottenendo, prima di tutto, in maniera molto semplificata, una stima di

92 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

quelli del suo corpo centrale che si è supposto a forma di parallelepipedo, dopo di che si sono calcolate le correzioni da apportare a causa della presenza delle appendici.

Per poter fare quest'ultima valutazione è stato necessario, affidandosi alla letteratura, fare un calcolo approssimato della massa dei pannelli solari. Il procedimento utilizzato è di origine empirico-statistica e si basa su quanto proposto in [1].

Data la lunghezza del lato del corpo centrale l_r si avrà:

$$I_o = 2l_r^2 W_o \quad (5-12)$$

e quindi il momento d'inerzia rispetto all'asse dei pannelli sarà

$$I_z = I_o + \frac{A_a W_a}{24} \quad (5-13)$$

e rispetto agli altri due

$$I_{x,y} = I_o + \left(L_a^2 + \frac{A_a}{12}\right) W_a \quad (5-14)$$

dove

$$L_a = \frac{3}{2}l_r + \frac{1}{2}\left(\frac{A_a}{2}\right)^{\frac{1}{2}}$$

e

$$W_a = 0,15W_o$$

Per ottenere i dati sulle coppie di disturbo si è seguito il metodo semplificato proposto da J.S.Eterno.

Un veicolo spaziale subisce una torsione dovuta al gradiente di gravità e cioè alla diversa distanza dal centro della Terra rispetto al centro di massa dei punti che lo compongono. Questa coppia è quantificata secondo la seguente relazione:

$$T_g = \frac{3\mu}{2R^3} |I_y - I_z| \sin(2\theta) \quad (5-15)$$

dove $\mu=3.986 \text{ E}14 \text{ m}^3/\text{s}^2$ è la costante gravitazionale terrestre, R è il raggio dell'orbita in m, θ è la massima deviazione dell'asse z dall'asse verticale locale in radianti.

Si tratta di una coppia secolare.

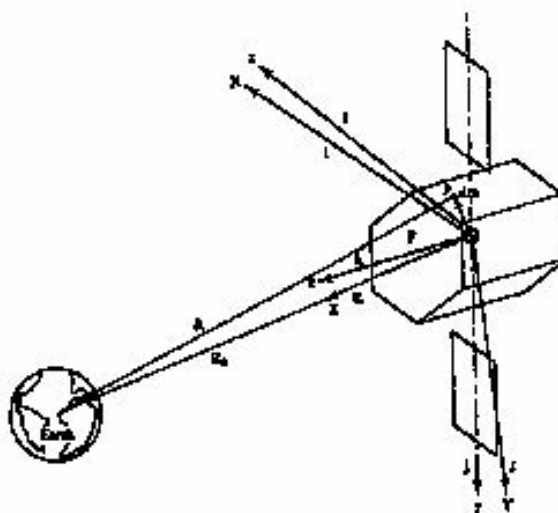


Figura 5- 8: Disturbo dovuto al gradiente di gravità.

La coppia dovuta alla pressione solare è il principale disturbi torcente di lungo periodo per un satellite GEO. La pressione della radiazione solare p dovuta ai fotoni che colpiscono la superficie del satellite: in generale una frazione ρ_s di questi fotoni viene riflessa specularmente, una frazione ρ_d viene riflessa in modo diffusivo e una frazione ρ_a viene assorbita dalla superficie. Questo tipo di disturbo, quindi, dipende fortemente dal tipo di superficie che viene illuminata ed è dunque possibile solo ottenere una stima del caso peggiore secondo la relazione:

$$T_{sp} = F(c_{ps} - c_g) \quad (5-16)$$

dove

$$F = \frac{F_s A_s}{c} (1 + q) \cos i$$

in cui $F_s = 1358 \text{ W/m}^2$ è la costante solare, c è la velocità della luce, A_s è l'area di superficie, c_{ps} è la posizione del centro della pressione solare, c_g è il centro di gravità (si è ipotizzato che $c_{ps}-c_g=0,3\text{m}$), q è il fattore di riflessione (che si è posto pari a 0,6) ed i è l'angolo d'incidenza della radiazione solare. E' un disturbo ciclico.

94 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

L'equazione semplificata per la stima della coppia dovuta al campo magnetico è data da

$$T_m = DB \quad (5-17)$$

con D che è il dipolo residuo del satellite che stimiamo essere circa $1A \cdot m^2$ e B l'intensità del campo magnetico terrestre in Tesla che può essere approssimato da

$$B = \frac{M_e}{R^3}$$

dove $M_e = 7.96 \cdot 10^{15}$ Tesla·m³ è il momento magnetico della terra. Anche in questo caso si tratta di un disturbo ciclico.

Infine la coppia dovuta alla resistenza aerodinamica, che è secolare, è stata approssimata con la seguente relazione:

$$T_a = F_a (c_{pa} - c_g) \quad (5-18)$$

in cui

$$F_a = \frac{1}{2} \rho C_d A V^2$$

ρ è la densità atmosferica, C_d è il coefficiente di resistenza atmosferica, A è l'area di superficie, V è la velocità del satellite e c_{pa} è il centro del campo di pressione aerodinamica.

Il modello sfrutta le grandezze determinate fino ad ora per ricavare la massima coppia che un volano di reazione deve essere in grado di assorbire su un'orbita e per dimensionare di conseguenza i propulsori per la desaturazione.

La rapidità delle manovre per la modifica dell'assetto del veicolo spaziale, che possono mostrarsi necessarie qualora ci fosse qualche malfunzionamento, non sono considerate in come dimensionanti nel modello implementato, se ne fornisce tuttavia una stima per controllare che siano entro limiti accettabili.

Il momento che deve essere immagazzinato su un'orbita dalle ruote è calcolato utilizzando la seguente relazione molto approssimata:

$$h = T_{\max} P \quad (5-19)$$

la valutazione di questa grandezza non è molto affidabile e per tale motivo si utilizza un margine di sicurezza molto ampio. Questo non provoca particolari problemi poiché le variazioni sia dal punto di vista ponderale che dal punto di vista dell'assorbimento energetico sono minime.

Per quanto riguarda la scelta dei motori per la desaturazione ed il controllo d'assetto, all'interno dello studio effettuato in questa tesi, è sembrato logico utilizzare dei resistogetti a Xenon evitando di dover far uso di altri serbatoi.

I dati su questi propulsori sono stati ricavati dalla banca dati di riferimento già più volte citata.

Le grandezze di riferimento sono ottenute considerando di fare una manovra di smorzamento delle coppie per ogni ruota una volta al giorno.

Il numero di accensioni nella vita operativa sarà quindi dato da:

$$N_{md} = n_{mdd} 3N_{dy} OL$$

la durata di queste accensioni è calcolata come

$$t_{md} = \frac{h}{LT_{rx}}$$

e la massa di propellente si ricava da

$$M_{pdl} = \frac{Ft_{md} N_{md}}{I_{spr} g} \quad (5-20)$$

Ricavate queste informazioni operative, al fine di ottenere una stima dell'impatto di questa parte del sottosistema sulla globalità del veicolo, il modello tiene conto delle masse e delle potenze assorbite dai propulsori quali possono essere ricavate dalle fonti disponibili.

5.3.3 Sottosistema propulsivo

Il modello di propulsione adattata è già stato descritto al paragrafo 4.4. Lo strumento sviluppato in questa tesi prevede tuttavia due diverse vie per ottenere i dati su questo sottosistema. È possibile, infatti, sia inserire dei dati specifici sui propulsori che utilizzare un modello semplificato della propulsione ad effetto Hall.

96 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Nel primo caso i dati necessari vengono ricavati o da fonti esterne o dal modello di propulsione implementato sul propagatore orbitale D-Orbit.

Nel secondo caso, invece, si utilizza un modello che si basa su dati storici sulla propulsione ad effetto Hall. Quest'ultimo strumento è estremamente diverso da quello utilizzato per simulare una propulsione adattata. In quel caso si considerava la variazione delle prestazioni di un singolo propulsore modificando un parametro, nella situazione specifica la potenza elettrica assorbita, mentre lo strumento di calcolo che si utilizza sul SAS cerca di correlare tra loro tutti i dati storici sulla propulsione ad effetto Hall in generale. È possibile creare uno strumento del genere per qualsiasi tipo di propulsione a patto di avere una sufficiente base di dati a cui fare riferimento.

Il parametro fondamentale che si è usato per identificare i propulsori in questo modello è l'impulso specifico(Isp). Da questo unico dato di ingresso è stato possibile ottenere mediante relazioni empiriche ed interpolazioni gli altri dati relativi al propulsore.

Il modello implementato si fonda sulle relazioni base della propulsione. Ricordiamo quindi che l'impulso specifico (Isp) di un propulsore è, per definizione, pari alla velocità di scarico del propellente divisa per la costante gravitazionale terrestre misurata alla superficie, $g=9,81 \text{ m/s}^2$. E' dunque espresso in secondi ed è circa un decimo della velocità di scarico espressa in m/s.

La spinta è definita come $\vec{T} = -\dot{m}\vec{v}_e$ dove \dot{m} è la portata di massa e v_e la velocità di scarico del propellente.

L'efficienza di spinta è definita da $\eta = \frac{T^2}{2\dot{m}P}$ dove P è la potenza richiesta

Il modello usato in questo studio può essere schematizzato come in figura 5-9.



Figura 5- 9: Modello propulsione Hall su SAS.

In particolare l'efficienza è stata ricavata usando la seguente relazione:

$$\eta = \frac{a}{1 + \frac{b}{(g_0 I_{sp})^2}}$$

che è basata sull'equazione dell'efficienza dei motori a ioni sviluppata da Brophy.

Questo modello dell'efficienza è mostrato in fig. 5-10(a).

Uno dei più importanti riferimenti di questo modello è la curva delle potenze (P) richieste dai propulsori in funzione del loro impulso specifico (Isp).

Tale curva è ottenuta con un'interpolazione polinomiale sui dati di propulsori reali presenti nell'archivio di dati generato all'interno di questo lavoro ed è qui riportata in fig. 5.10(b). La formula di interpolazione è molto semplice ed è del tipo:

$$P = a I_{sp}^b$$

Questa curva deve la sua importanza al fatto che rappresenta il legame tra il sottosistema propulsivo e quello di generazione e condizionamento di potenza.

Per ciò che riguarda la spinta i dati sono ricavati semplicemente utilizzando la definizione di rendimento propulsivo. I risultati sono mostrati nella fig. 5.10(c).

Altri dati sono stati ricavati sulla base dell'impulso specifico; al fine di una rapida valutazione del modello riportiamo alcuni risultati nella tabella seguente.

98 **Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.**

E-Vega System Study

Hall Thruster Performance Model

Power [W]	Isp [s]	η [-]	F [N]	P/F [kW/N]	Mass [kg]	Diameter [mm]	Height [mm]
1000	1426	42,0%	0,060	16,7	2,7	162	81,0
1500	1559	44,4%	0,087	17,2	3,7	186	93,0
2000	1661	46,0%	0,113	17,7	4,6	204	102,0
2500	1745	47,2%	0,138	18,1	5,4	220	110,0
3000	1816	48,1%	0,162	18,5	6,2	234	117,0
3500	1879	48,9%	0,186	18,9	7,0	246	123,0
4000	1935	49,5%	0,209	19,2	7,8	257	128,5
4500	1985	50,0%	0,231	19,5	8,5	267	133,5
5000	2032	50,5%	0,253	19,7	9,3	277	138,5
5500	2075	50,9%	0,275	20,0	10,0	286	143,0
6000	2115	51,3%	0,297	20,2	10,7	294	147,0
6500	2153	51,6%	0,318	20,5	11,4	302	151,0
7000	2188	51,9%	0,339	20,7	12,0	310	155,0
7500	2222	52,2%	0,359	20,9	12,7	317	158,5
8000	2253	52,5%	0,380	21,1	13,3	324	162,0

Tabella 5- 1: Risultati modello propulsione su SAS.

La problematica della modellizzazione del sottosistema propulsivo è intrinsecamente legata a quella del dimensionamento del sottosistema di generazione di potenza ed alla determinazione del tempo di trasferimento (T_{tr}). E' evidente infatti come il T_{tr} sia intimamente legato alla spinta che il propulsore, o meglio, il sistema propulsivo riesce a generare ma risulta ancora più limpido il legame che c'è tra la spinta generata e la potenza richiesta (cfr. fig. 5-10(d)).

Potenze sempre maggiori richiedono ovviamente pannelli solari di maggior apertura e quindi più pesanti a scapito della W_{pay} .

Si può ben notare come le spinte richieste per compiere un trasferimento al di sotto dell'anno non siano facilmente generabili con un solo propulsore, inoltre, per garantire un certo grado di confidenza, sarà necessaria la completa ridondanza del sottosistema propulsivo, per tali motivi altri parametri da definire saranno il numero e la disposizione dei propulsori.

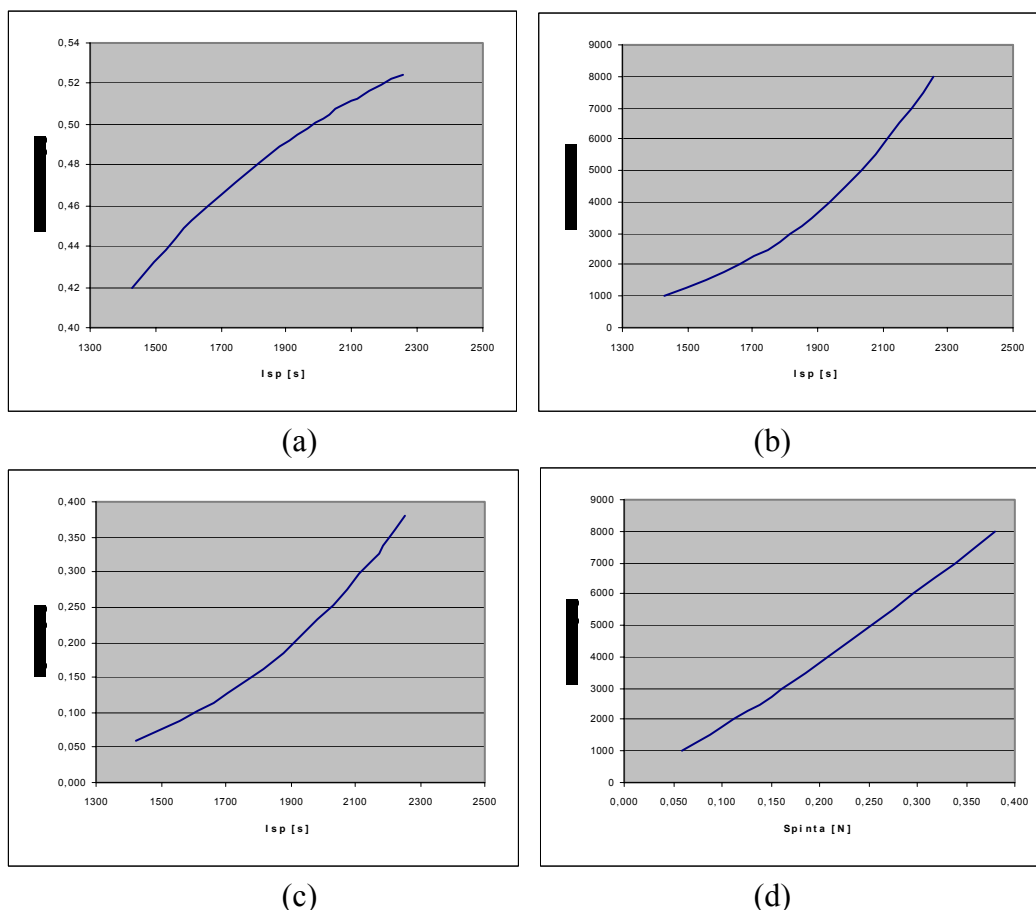


Figura 5- 10: Diagrammi del modello di propulsione elettrica.

Tra gli elementi che devono essere considerati nel modello per avere un quadro abbastanza completo del sottosistema in questione ci sono, dal punto di vista elettrico, le unità di condizionamento della potenza (PPUs) e, dal punto di vista più strettamente propulsivo, i serbatoi.

Per ciò che riguarda le PPU si sono utilizzati i dati reperiti in letteratura per Peso (W_{ppu}) e rendimento (η_{ppu}) (cfr. [1] e Archivio dati).

Un tipico esempio di come le PPU siano generalmente connesse con i propulsori è proposto in figura 5-11.

100 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

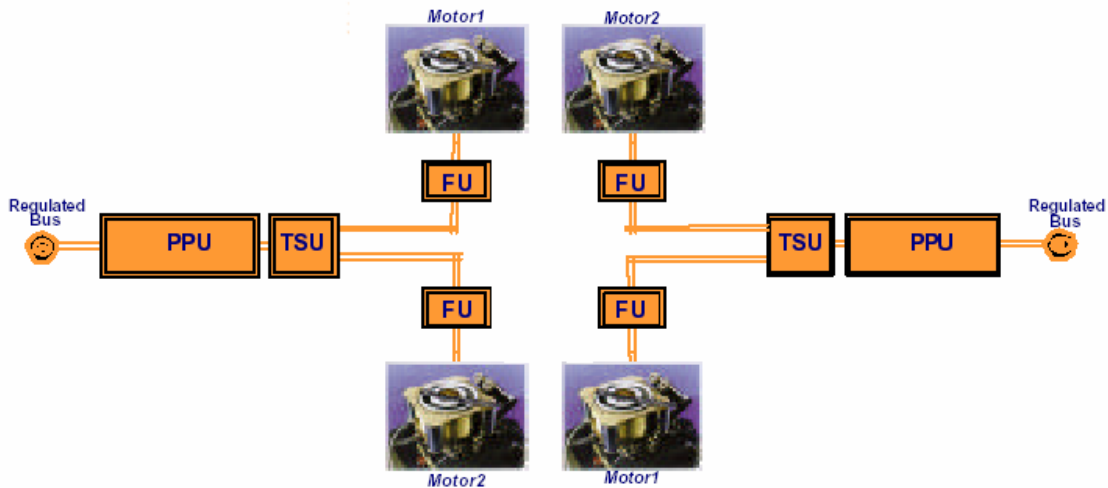


Figura 5- 11: Schema di connessione delle PPU

Nello schema proposto sono rappresentati due sistemi ridondanti con una sola PPU che serve due propulsori. Nello studio prodotto la scelta della configurazione di questa porzione del sottosistema sarà differente poiché saranno presenti solo tre propulsori.

Anche per il dimensionamento dei serbatoi si è fatto riferimento ai dati trovati in letteratura (cfr. Xenon Tank (AIAA96-2752); Xenon Tank(IEPC2099);[1]).

Tutte le informazioni raccolte sono state concordi nell'indicare il 10% del peso del carburante imbarcato come buona stima del peso di queste appendici comprese di tutto l'hardware necessario.

5.3.4 Altri sottosistemi

I restanti sottosistemi che sono stati compresi nello studio del sistema sono:

- sottosistema di controllo termico;
- sottosistema strutturale;
- sottosistema di comunicazione ed analisi dei dati;
- sottosistema di navigazione.

Il sottosistema di controllo termico comprende tutti i dispositivi atti a fare in modo che le apparecchiature presenti sul satellite operino all'interno dell'intervallo di temperature che è richiesto per il loro corretto funzionamento.

Sono quindi considerati sia gli strumenti di controllo termico passivo, come i rivestimenti delle superfici, sia quelli che effettuano un condizionamento attivo, come i radiatori ed i tubi di calore.

Tale sottosistema è molto complesso da simulare poiché questa operazione richiede un livello di dettaglio del progetto che non è l'obiettivo dello studio presente.

E' comunque noto da dati storici reperibili in letteratura che il suo impatto dal punto di vista ponderale si aggira tra il due ed il cinque per cento della massa a secco del satellite, ed è in questo modo che se n'è tenuto conto.

Un discorso molto simile può essere fatto anche per il sottosistema strutturale, i quanto anche per esso sarebbe necessario conoscere nel dettaglio la configurazione del veicolo spaziale. In questo sottosistema sono compresi anche tutti i dispositivi meccanici presenti a bordo. Anche in questo caso l'approccio scelto per la modellizzazione è quello di tipo percentuale. Da dati reperibili in letteratura è stato possibile quantificare l'impatto di questo sottosistema nel 5% del peso totale immesso in orbita.

Per i restanti sottosistemi non è reperibile un approccio statistico. I dati ad essi relativi sono stati reperiti in letteratura. Le informazioni selezionate ed immesse nello strumento di analisi di sistema creato in questa tesi rappresentano grandezze medie di riferimento.

6

STUDIO DI SISTEMA

6.1 Introduzione

Lo scopo dello studio effettuato in questa tesi è, come già detto nel paragrafo 3.3, generare uno strumento che permetta di indagare possibili strategie per estendere l'involuppo di missione del lanciatore Vega mediante l'uso della propulsione elettrica.

In particolar modo, anche per fornire un esempio dell'utilità e della versatilità dello strumento creato, ci si è concentrati sul caso particolare, di grande interesse, di un trasferimento da orbita bassa (LEO) ad orbita geostazionaria (GEO).

Per questo tipo di problematica sono state individuate due possibili soluzioni:

- Modulo di trasferimento, un veicolo indipendente dal carico utile che fornisce il solo servizio di trasferimento orbitale;
- Satellite autonomo, un veicolo progettato per una missione specifica capace di portare a termine autonomamente il cambiamento di orbita.

Grazie allo strumento sviluppato in questa tesi si sono compiuti, alla luce dei risultati dell'analisi di missione, gli studi di sistema per queste due configurazioni alternative dei quali, nel seguito, sono riportati i risultati di maggior interesse.

104 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

6.2 Il modulo di trasferimento

In questo caso il trasferimento orbitale mediante un sistema propulsivo elettrico è compiuto per mezzo di un modulo specifico che rende possibile ad un veicolo spaziale di effettuare manovre e trasferimenti che vanno oltre le sue possibilità.

Il modulo di trasferimento è stato progettato concettualmente come un “ultimo stadio” addizionale che estende direttamente l’involucro operativo di Vega.

L’idea che ha guidato lo sviluppo di questa soluzione è quella di creare un veicolo che fosse indipendente dal carico da trasportare, in modo tale da non richiedere all’utente che volesse utilizzare il lanciatore per missioni di questo tipo, di progettare il proprio sistema dovendo tenere conto dei vincoli richiesti per effettuare il trasferimento orbitale.

Utilizzando il modulo di trasferimento gli unici vincoli richiesti sarebbero sull’interfaccia, sul peso e sulle dimensioni, lasciando in tal modo più libertà ai progettisti.

6.2.1 La configurazione

Per poter effettuare un’analisi di sistema di questa soluzione è stato necessario procedere a delle scelte preliminari sulla sua configurazione. In particolar modo si sono dovute definire le caratteristiche fondamentali dei principali sottosistemi considerati nello strumento di analisi utilizzato.

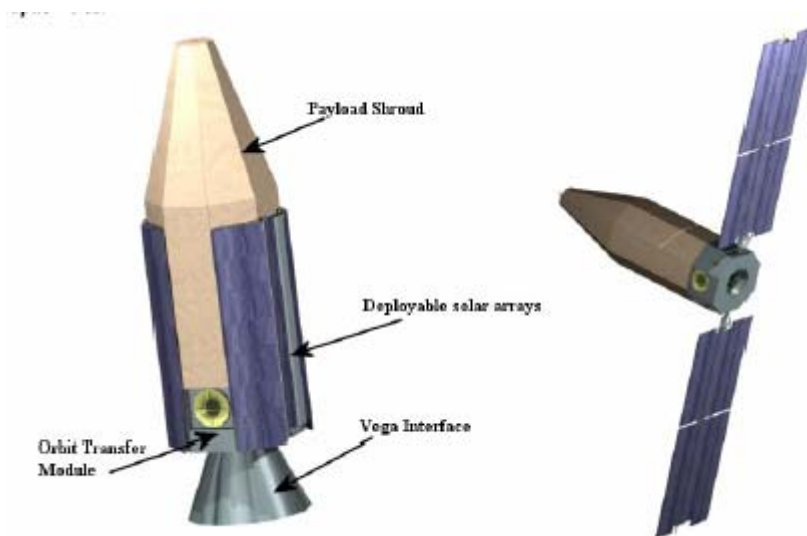


Figura 6- 1: Il modulo di trasferimento.

L'interfaccia con il carico pagante è del tutto simile a quella del lanciatore Vega in modo che il carico possa essere montato sia sul modulo di trasferimento che sullo stadio finale del lanciatore. Se sono richieste esiste l'opportunità di montare delle protezioni per salvaguardare il carico utile dall'eccessiva esposizione alle radiazioni durante la fase di trasferimento.

Per ciò che riguarda il sistema di generazione e condizionamento della potenza le scelte preliminari si sono concentrate sulle caratteristiche dei pannelli solari e delle batterie.

In particolare per i pannelli solari si sono dovute stabilire alcune proprietà di tipo tecnologico come ad esempio il tipo di struttura di supporto, gli assi di rotazione, il tipo di celle fotovoltaiche e tutto ciò che ne consegue in termini di grandezze associate.

La configurazione scelta prevede due pannelli solari che siano estendibili ed orientabili secondo il loro asse longitudinale (vedi fig. 6-1). Questo tipo di scelta è la più comune per veicoli che si trovino ad operare in orbita geostazionaria e permette ai pannelli di orientarsi verso il sole a meno dell'angolo di inclinazione dell'asse terrestre.

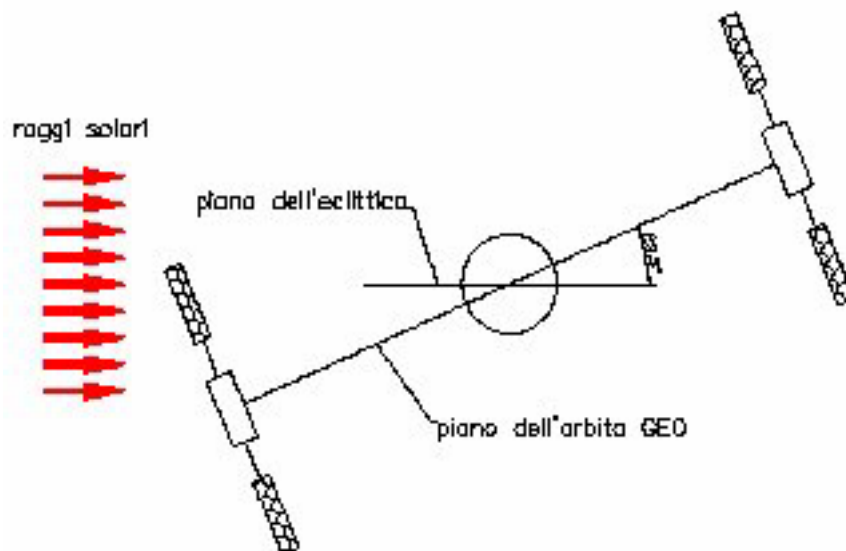


Figura 6- 2: Incidenza della luce sui pannelli solari.

106 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

Le celle fotovoltaiche scelte sono le celle ad alta efficienza a tripla giunzione a base di arseniuro di gallio che garantiscono un'efficienza del pannello di circa il 25% all'inizio della vita operativa. Questa efficienza, come mostrato dai risultati delle simulazioni compiute si riduce fino al 19% al termine della vita operativa a causa dell'attraversamento delle cinture di radiazioni intrappolate. Un'efficienza di questo tipo è comunque superiore a quella ottenibile con una comune cella all'arseniuro di gallio a singola giunzione.

Questo tipo di celle è ancora in fase di sviluppo ma rappresentano la soluzione che probabilmente verrà adottata comunemente nel prossimo futuro.

Le celle a tripla giunzione, grazie alla loro particolare struttura descritta al paragrafo 2.2.2, sono in grado di garantire alte efficienze che ben si adattano ad una soluzione che, come la presente, richiede di limitare al massimo la dimensione dei pannelli solari.

Il tipo di tecnologia da impiegare è la scelta fondamentale a proposito delle batterie. La decisione in questo caso è stata conservativa poiché corrisponde a quella maggiormente adottata al momento. Si è infatti deciso di impiegare batterie al nickel – idrogeno (cfr. paragrafo 2.2.3) che forniscono prestazioni ottime e garantiscono grande affidabilità.

Per quanto riguarda il sottosistema di acquisizione e controllo dell'assetto si sono adottate le soluzioni le seguenti

Poiché il caso trattato in questa tesi è quello di un veicolo spaziale che mostra sempre la medesima faccia alla terra è sembrato naturale fornire la prima misurazione con un sensore d'orizzonte. Questo dispositivo è in grado di determinare l'orientamento rispetto all'asse di rollio e di beccheggio. L'approvvigionamento energetico avviene tramite pannelli solari ed quindi necessaria la presenza a bordo di un sensore solare. Sarebbe dunque possibile che la seconda misurazione fosse fornita da questo apparato. L'inconveniente di questa scelta sta nel fatto che, quando il veicolo si trova in fase di eclissi, tale tipo di sensore non è in grado di dare alcuna informazione.

A questo inconveniente si è pensato di ovviare fornendo il satellite di un sensore stellare che non soffre di questa limitazione. E' così possibile stabilire l'assetto anche rispetto l'asse d'imbardata.

Come già detto, il controllo d'assetto è su tre assi e si è scelta una strategia a momento nullo che richiede che siano presenti a bordo tre volani di reazione diretti secondo gli assi principali del veicolo più un quarto che funzioni da elemento ridondante per motivi di affidabilità (vedi fig 6-3).

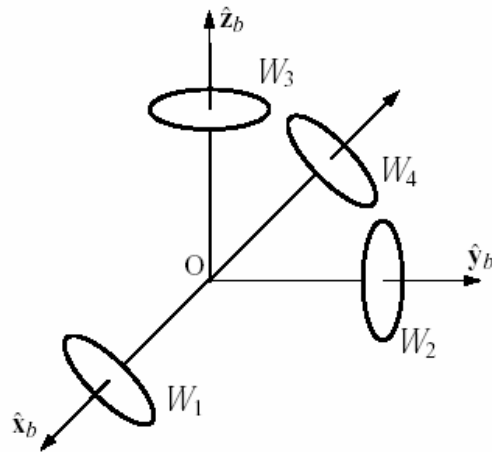


Figura 6- 3: Configurazione dei volani di reazione.

A questi dispositivi sono stati affiancati dei propulsori elettrici per poter effettuare la desaturazione.

Si è valutato che per questo tipo di problematica la soluzione più adatta sia quella costituita da un sistema di resistogetti da 50 mN operanti a xenon. Questa tecnologia ha il vantaggio di essere ben collaudata e soprattutto di non richiedere la presenza di serbatoi ed apparati di distribuzione dedicati, possono infatti condividere questo tipo di apparati con i propulsori ad effetto hall utilizzati per il trasferimento.

La disposizione dei resistogetti, che sono nel numero minimo di otto, è mostrata in figura 6-4.

108 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

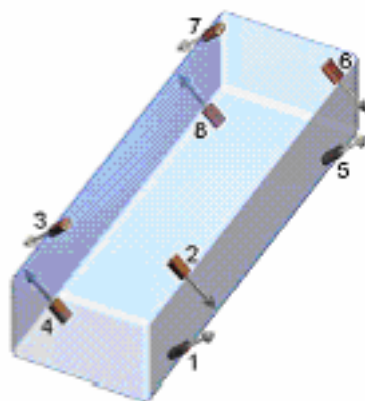


Figura 6- 4: Posizionamento dei resistogetti.

Le decisioni prese a proposito del sottosistema propulsivo sono state già descritte nei paragrafi precedenti.

La configurazione prescelta prevede che la missione sia portata a compimento da un sottosistema propulsivo composto da tre propulsori ad effetto Hall che stiano nell'ordine delle potenze intorno ai 10 kW. Un propulsore di questa categoria è, ad esempio l'SPT200.

Il prototipo di questo propulsore pesa all'incirca 12 kg e le sue prestazioni sono riassunte per comodità nella tabella seguente.

Punto operativo	Potenza [W]	Spinta [mN]	Potenza specifica [W/mN]	Impulso specifico [s]	Efficienza di spinta [%]
Minima potenza	2060	150.1	13.7	1423	51
Massima potenza	13200	552.3	23.9	2808	58
Massima efficienza	11040	488.5	22.6	2956	64

Tabella 6- 1: prestazioni SPT-200.

Un possibile posizionamento dei propulsori, che è poi quello preso in considerazione, è mostrato nella figura 6-5. Un propulsore genera solo spinta tangenziale per l'innalzamento dell'orbita, mentre gli altri producono una forza con una componente fuori piano orbitale permettendo in tal modo manovre combinate

di innalzamento orbitale e riduzione dell'inclinazione come previsto dalla strategia di trasferimento scelta al paragrafo 4.4.

È poi stato stabilito che i tre propulsori siano connessi a due unità di condizionamento della potenza ognuna delle quali sia in grado di provvedere a due propulsori alla volta.

In tal modo si ottiene una doppia ridondanza poiché ogni propulsore è in grado di portare a compimento la missione da solo mediante un opportuno riorientamento del veicolo spaziale. Ciò permette di affrontare sia un'avaria di una delle PPU che di uno o addirittura due propulsori, con evidenti vantaggi di affidabilità. Le PPU prese in considerazione hanno un rendimento del 90% ed un peso di circa 10 kg l'una.

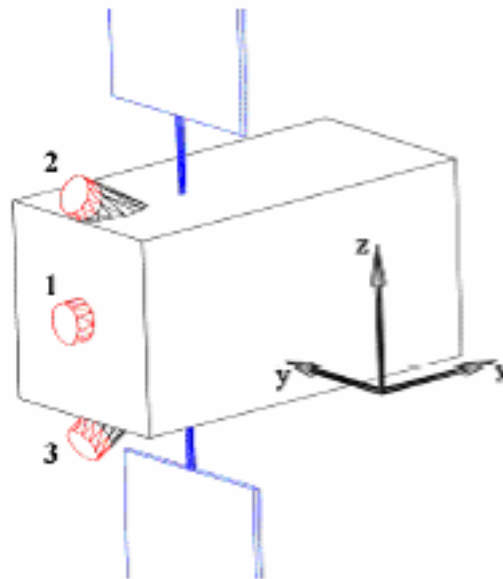


Figura 6- 5: Disposizione dei propulsori ad effetto Hall.

Questo tipo di posizionamento dei motori è ottimale per la strategia con la quale si è scelto di effettuare il trasferimento poiché permette di correggere l'inclinazione dell'orbita senza modificare l'assetto del veicolo. I tre propulsori sono inclinati di trenta gradi uno rispetto all'altro.

I serbatoi per il propellente sono scelti di forma sferica (vedi fig. 6-6) e la loro massa è quantificata nel 10% del peso del propellente che devono contenere.

110 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

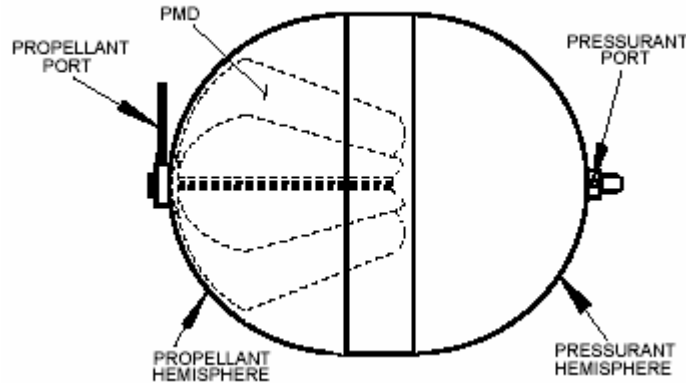


Figura 6- 6: Schema di un serbatoio per lo Xenon.

Per concludere il veicolo spaziale deve essere equipaggiato con i sottosistemi di comando e telecomunicazione, quello per l'analisi dei dati e quello di navigazione.

Le scelte fatte su questi sottosistemi e su quelli citati precedentemente sono riassunte nella tabella 6-2.

6.2.2 I risultati

L'utilizzo dello strumento di analisi di sistema sviluppato in questa tesi ha permesso di elaborare uno studio della configurazione prescelta.

Le analisi e le stime delle masse e delle potenze assorbite dai vari componenti del modulo di trasferimento sono riportate nei diagrammi e nelle tabelle che seguono.

La massa disponibile per il carico pagante è di 1014 kg e cioè (vedi fig. 6-7) più del 46% della massa totale lanciata. E' pensabile che con alcuni accorgimenti sia facilmente possibile innalzarla fino a circa il 50% della massa lanciabile.

Circa un quinto della massa lanciabile è costituita dal propellente necessario per il trasferimento, il controllo d'assetto e la desaturazione delle ruote di reazione più un piccolo margine per eventuali manovre non previste e per l'allontanamento dall'orbita operativa a fine vita.

Tecnologia dei propulsori	SPT (Hall)	
Peso del singolo propulsore	19,3	Kg
Propulsori Hall operativi contemporaneamente	1	
Propulsori Hall installati	3	
Peso serbatoi	10	% M Prop.
Numero PPU	2	
Peso PPU (singola)	10,2	Kg
Rendimento PPU (singola)	0,93	
Tipo di controllo	Zero momentum	
Strategia di attitude determination	Sensori	
Peso Earthsensor	2,95	Kg
Potenza assorbita da un Earthsensor	11	W
Peso Sunsensor	0,35	Kg
Potenza assorbita da un Sunsensor	2,5	W
Tipo di controllo dei pannelli solari	Solar array drive	
Peso	3	Kg
Potenza assorbita	160	W
Strategia di puntamento dei pannelli solari	Sun sensors	
Numero di Sun sensors	4	
Massa del sistema di orientamento pannelli	5,3	Kg
Potenza ass. dal sistema orientamento pannelli	26	W
Tecnologia dei motori di controllo d'assetto	Resistogetti,xenon	
Impulso specifico dei motori di controllo d'assetto	67	sec
Spinta dei motori di controllo d'assetto	0,05	N
Peso dei motori di controllo d'assetto(singolo)	0,2	Kg
Potenza assorbita dei motori di controllo d'assetto(singolo)	60	W
Numero motori di controllo d'assetto	8	
Peso serbatoi dei motori di controllo d'assetto	10	% M.Prop.
Peso del sottosistema di C&DH	4,5	Kg
Potenza assorbita dal sottosistema di C&DH	13	W
Peso del Sottosistema di Comunicazione	28,5	Kg
Potenza assorbita dal sot.sis. di Comm in trasmissione	45	W
Potenza assorbita dal sott.sis. di Comm in ricezione	17,5	W
PCU/converters	68	Kg

Tabella 6- 2: Tabella di riepilogo scelte per il modulo di trasferimento.

112 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

La frazione di massa rimanente è la massa dei sottosistemi del veicolo spaziale.

Questa quantità tiene conto di un margine del 13% che è certamente necessario allo stato preliminare di progettazione in cui si colloca questo studio.

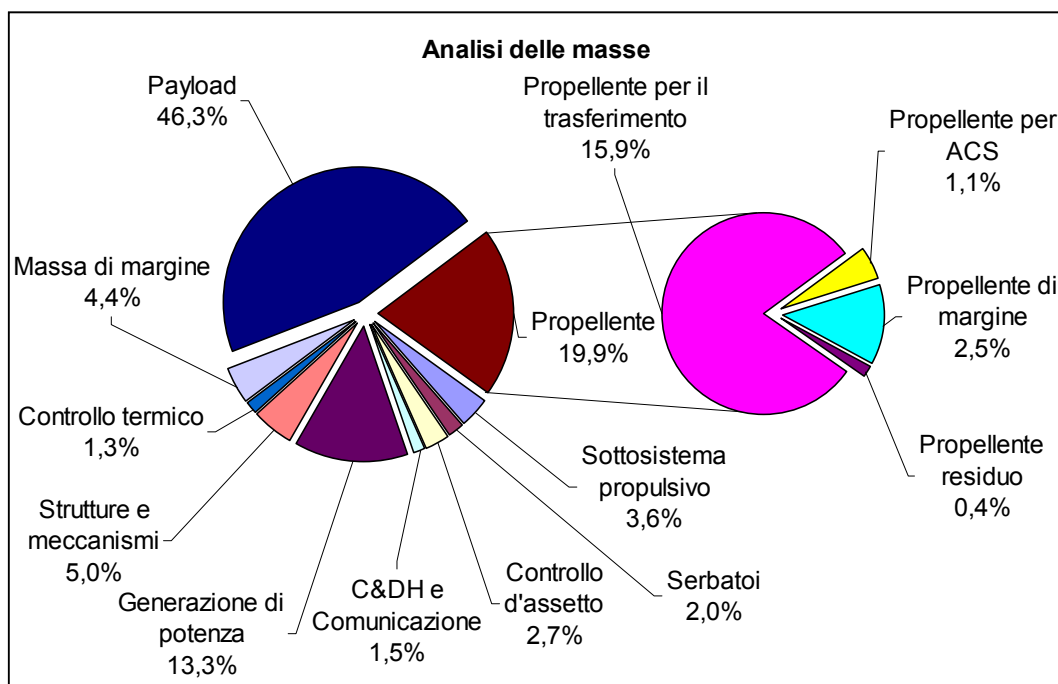


Figura 6- 7: Analisi delle masse modulo di trasferimento.

Bilancio della massa di lancio	Massa [kg]	Margine
Payload	1014	
Massa a secco	740.5	13%
Propellente	435.5	15%
Totale	2190	

Tabella 6- 3: Bilancio delle masse lanciate.

Bilancio del propellente	Massa [kg]	%
Trasferimento	348	79
Controllo d'assetto	23.3	5.3
Margine + Residuo	44.2	15.7

Tabella 6- 4: Bilancio del propellente.

Sottosistema	Massa [kg]	% Massa a secco
Propulsivo (esclusi i serbatoi)	79.9	10,8%
Serbatoi	43.6	5,9%
ADCS	58.2	7,9%
Command & Data Handling	33	4,5%
Generazione di potenza	292	39,4%
Strutture e meccanismi	109.5	14,8%
Controllo termico	27.7	3,7%
Margine	97.6	13,0%

Tabella 6- 5: Bilancio delle masse dei sottosistemi.

L'analisi delle masse riportata in tabella 6-5 mostra come quasi il 40% della massa totale del modulo di trasferimento sia dedicata al sistema di generazione e condizionamento di potenza. Questa cosa è chiaramente spiegabile dal fatto che alte potenze disponibili riducono il tempo di trasferimento e quindi anche il danneggiamento dovuto al passaggio nelle zone di intrappolamento delle radiazioni.

Inoltre i propulsori che operano ad alte potenze, normalmente hanno efficienze maggiori e comportano quindi un risparmio nella quantità di propellente da imbarcare che va a compensare almeno in parte la maggior frazione di massa dedicata ai pannelli solari.

Per ciò che riguarda l'assorbimento energetico è evidente dalla figura seguente come il maggior destinatario di potenza elettrica sia il sottosistema propulsivo. A paragone della quota di energia destinata ai propulsori ad effetto Hall il resto dei consumi appare quasi irrilevante.

114 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

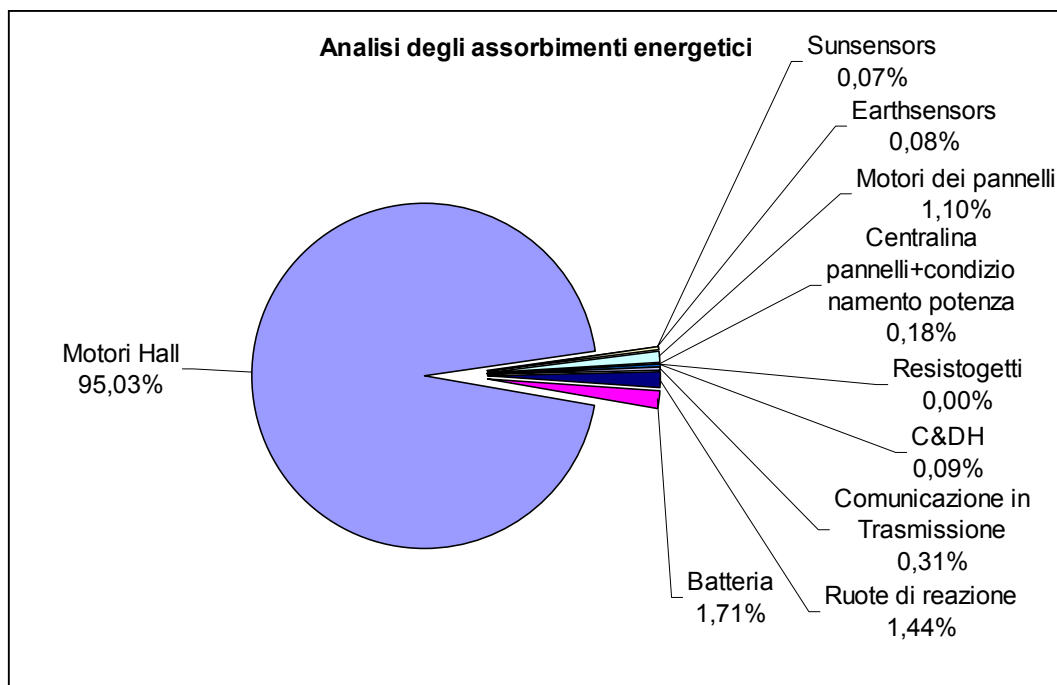


Figura 6- 8: Analisi degli assorbimenti energetici.

Il diagramma tracciato si riferisce ovviamente ad una condizione di utilizzo media dei propulsori.

6.3 Il satellite

In questo caso si considera un veicolo spaziale che è in grado di compiere il trasferimento orbitale autonomamente. Il sottosistema propulsivo è, anche in questa evenienza, basato sulla propulsione elettrica. Questa opzione ha lo svantaggio di richiedere che il satellite sia progettato espressamente per una missione di questo tipo e quindi di costringere i progettisti ad un difficile lavoro di compromesso tra le funzioni che il satellite dovrà svolgere una volta arrivato all'orbita operativa e quelle richieste per completare un trasferimento a bassa spinta. Il costo complessivo di un lancio di questo tipo con Vega è comunque, sicuramente inferiore a quello corrispondente ad un lanciatore più grande.

6.3.1 La configurazione

Lo strumento SAS utilizzato per analizzare questa soluzione è lievemente diverso dalla versione usata nel caso precedente.

Nel caso di un satellite autonomo, infatti, è stato necessario inserire nel modello anche una stima delle caratteristiche del carico pagante.

Le scelte preliminari effettuate e le grandezze caratteristiche di ingresso individuate per i modelli dei vari sottosistemi non differiscono molto da quelle già presentate per il caso del modulo di trasferimento presentato al paragrafo 6.2.1. Anche in questo caso per il sistema di generazione di potenza la scelta è caduta su pannelli estendibili equipaggiati di celle a tripla giunzione all'arseniuro di gallio. La tecnologia delle batterie è, anche per questa soluzione, scelta secondo un criterio di affidabilità. Il satellite sarà dunque equipaggiato di batteria al Ni-H₂.

Si è ipotizzato un controllo d'assetto su tre assi del tipo a momento nullo con i tre volani di reazione e anche i sensori necessari all'acquisizione dell'orientamento sono stati selezionati secondo i medesimi criteri del caso precedente.

Il carico pagante è stato individuato in un sistema per le telecomunicazioni tipico di questo tipo di missioni. Il suo assorbimento energetico è stato quantificato mediante dati storici e statistici in 500 W.

6.3.2 I risultati

Date le premesse molto simili, anche i risultati dello studio sono molto vicini a quelli del caso precedente.

In questo caso la massa a secco del satellite è risultata intorno ai 1700 kg in quanto la massa di propellente necessaria alla missione è circa la medesima del caso precedente.

In realtà la massa di propellente da imbarcare sarà lievemente maggiore di quella calcolata per il caso del modulo di trasferimento in quanto dovrà essere comprensiva del carburante necessario al mantenimento dell'orbita e dell'assetto per tutta la vita operativa del veicolo spaziale che si è stabilita in dieci anni.

Tra i vantaggi che si possono ottenere nel realizzare un mezzo ottimizzato per questo tipo di missione c'è il fatto che molti sottosistemi non sono duplicati per i due mezzi come invece avviene nel caso del modulo di trasferimento.

116 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

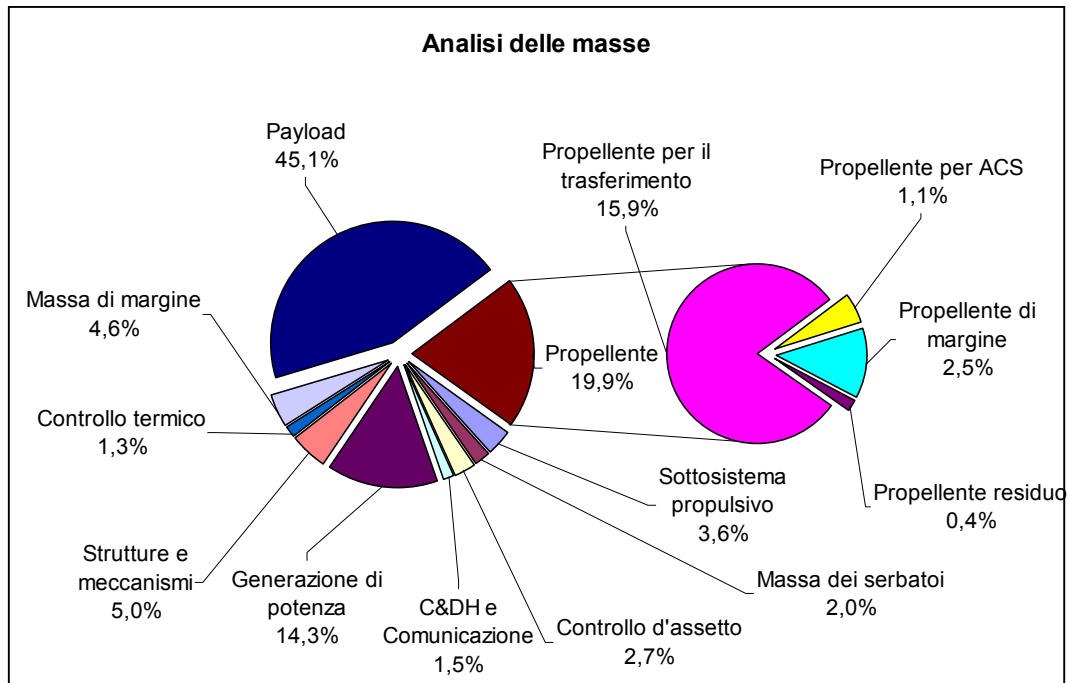


Figura 6- 9: Analisi delle masse

Un ulteriore punto a favore di una soluzione di questo tipo è che, progettandolo con un criterio preciso, anche il sottosistema di propulsione è a comune, nel senso che può essere utilizzato lo stesso sistema di propulsori sia per il trasferimento che per il mantenimento dell'orbita. Se si usassero comunque propulsori differenti questo produrrebbe comunque una benefica ridondanza. Anche i serbatoi ed il sistema di distribuzione del propellente non sarebbero duplicati come invece avveniva nel caso precedente.

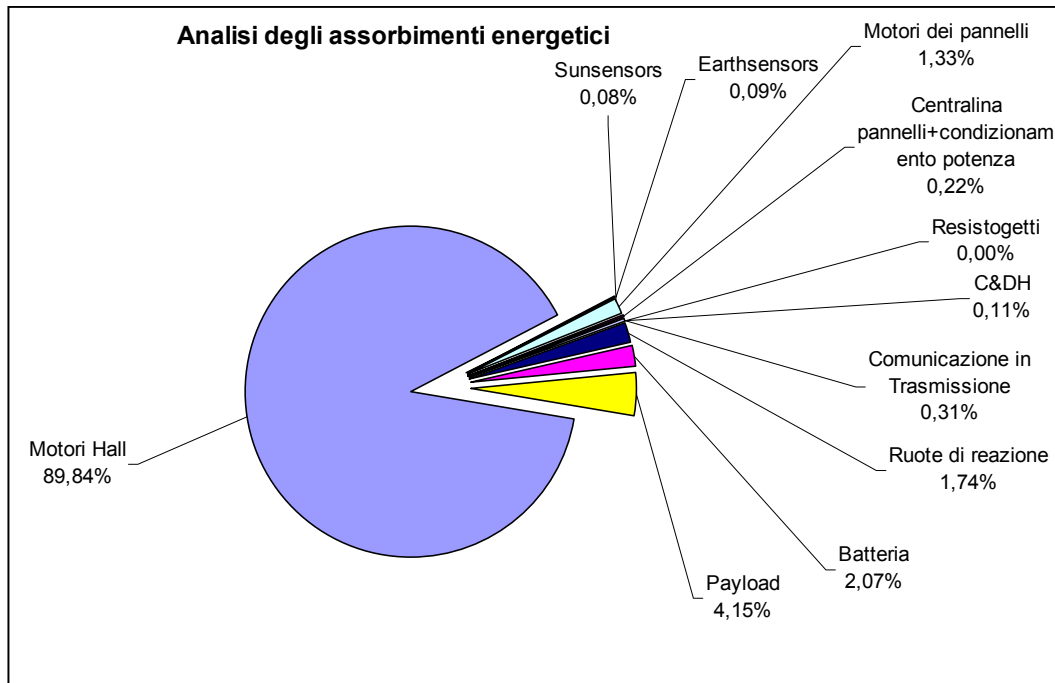


Figura 6- 10: Analisi degli assorbimenti energetici, satellite.

In conclusione si fa notare che si potrebbero ottenere anche dei piccoli risparmi di propellente poiché la riserva sarebbe comune ai propulsori per il trasferimento e a quelli per il mantenimento orbitale ed inoltre sarebbe richiesto il propellente necessario ad una sola manovra di abbandono dell'orbita operativa a fine vita.

6.4 Comparazione

Le due soluzioni, come visto, sono molto vicine in quanto a prestazioni. L'opzione del satellite autonomo presenta degli ottimi vantaggi a livello di sfruttamento della massa lanciabile in quanto non necessita di alcun tipo di duplicazione dei sottosistemi come, invece, è imprescindibilmente richiesto dalla soluzione del modulo di trasferimento.

Tuttavia quest'ultima, tra le due, è la soluzione preferibile in quanto, anche se con qualche svantaggio, comunque minimo, dal punto di vista ponderale, è la più facilmente applicabile.

118 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

La necessità di una progettazione dedicata è, infatti, un punto critico di non secondaria importanza perché richiede un processo di ottimizzazione più accurato e complesso.

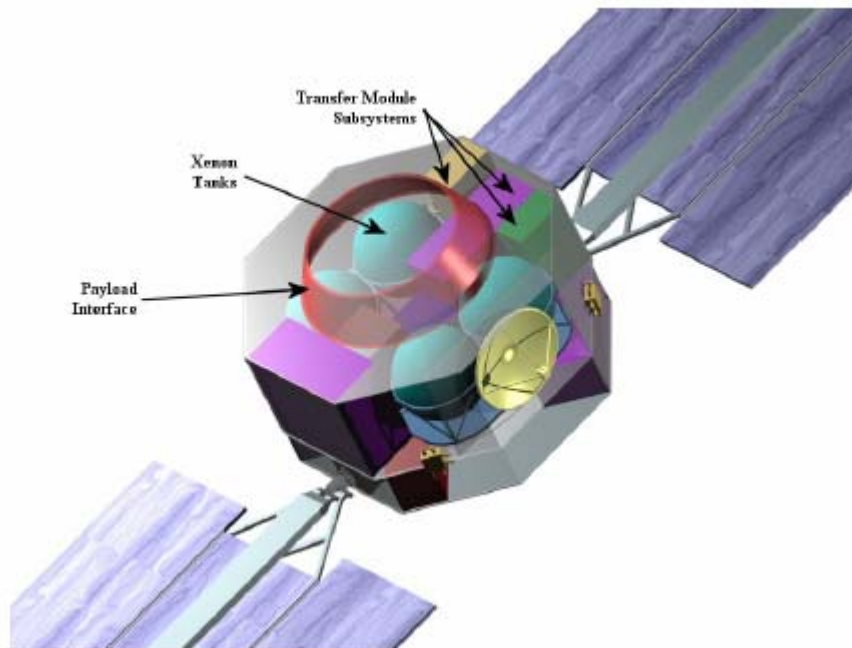


Figura 6- 11: Il modulo di trasferimento.

CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

7.1 Conclusioni.

Riferendosi ai vari capitoli che compongono questa tesi, si vuole analizzare quali sono stati i risultati più significativi conseguiti e quali gli obiettivi soddisfatti.

Le modellizzazioni dei principali sottosistemi, frutto di un lungo lavoro di acquisizione e di analisi di dati storici e di modelli preesistenti, si sono rivelate più che soddisfacenti evidenziando una buona elasticità e costituendo in questo modo la base per lo sviluppo dello strumento per l'analisi di sistema che costituisce uno dei principali obiettivi di questa tesi.

Lo strumento informatico creato si è mostrato molto versatile e facile da adattare allo studio di problematiche diverse da quella analizzata nello specifico in questa tesi. Tale strumento si è dimostrato un valido aiuto per acquisire sensibilità sui rapporti che legano i vari sottosistemi e i parametri di missione nel caso di un veicolo spaziale equipaggiato con propulsione elettrica.

Il propagatore orbitale è stato ampliato inserendo un modello delle perturbazioni dovute ad alcune armoniche superiori e, soprattutto, sviluppando ed implementando un modello di degradamento dell'efficienza dei pannelli solari dovuto al flusso equivalente di elettroni. Questi cambiamenti non hanno inficiato né la rapidità né la precisione del propagatore ed hanno permesso una valutazione indicativa di alcune grandezze fondamentali ai fini di un più accurato studio di missione.

Nell'ambito dello studio sull'estensione dell'involuppo di missione del lanciatore Vega sono state identificate diverse strategie di manovra e diverse configurazioni

120 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

del veicolo spaziale. Per ciascuna di queste strategie e configurazioni è stata affrontata un'analisi mediante l'uso dello strumento prodotto e del propagatore orbitale modificato. Tale analisi è stata indirizzata verso l'individuazione del miglior rapporto tra le prestazioni del sistema propulsivo, quelle del sottosistema di potenza, quelle degli altri sottosistemi ed il tempo di trasferimento.

I principali vantaggi evidenziati sono stati che:

piattaforme di media dimensione (fino a 1700kg di massa a secco) possono essere equipaggiati con la propulsione elettrica al fine di acquisire la capacità di compiere un trasferimento da LEO a GEO autonomamente, sfruttando il costo ridotto di un lancio di Vega;

è possibile effettuare lo stesso tipo di trasferimento mediante un modulo dedicato al trasporto di un satellite che abbia una massa di circa 1000 kg. Questa soluzione presenta il vantaggio di produrre un effetto minimo se non nullo a livello di progettazione della piattaforma.

Infine si è evidenziato come la soluzione del modulo di trasferimento sia quella preferibile nell'ambito della problematica affrontata e si è fornito di questa una panoramica dei requisiti dei sottosistemi anche dal punto di vista volumetrico.

7.2 Sviluppi futuri

Sono riportati nel seguito I principali sviluppi future possibili di questo lavoro, divisi in base agli aspetti affrontati.

7.2.1 Lo strumento di analisi di sistema

Allo stato attuale lo strumento sviluppato nell'ambito di questa tesi rappresenta già uno mezzo flessibile ed accurato. Tuttavia esso si presta ad essere potenziato in diverse maniere.

La prima strada che si potrebbe seguire per ottenere un incremento delle prestazioni del SAS è quella di sostituire i modelli implementati attualmente con modelli più precisi. Se, infatti, i sistemi di calcolo usati per il dimensionamento del sottosistema di generazione e condizionamento della potenza, del sottosistema propulsivo e del sottosistema di controllo d'assetto sono ben più che soddisfacenti quelli dedicati ai rimanenti sottosistemi sono certamente passibili di miglioramenti.

È possibile quindi sostituire modelli che utilizzano semplici dati storici di riferimento con altri più accurati che riescano a tenere in considerazione aspetti che derivano al sistema dalla peculiarità della missione che questo è chiamato ad affrontare.

Un'altra modifica che potrebbe di gran lunga ampliare le già vaste possibilità dello strumento sviluppato è quella di inserire una serie di modelli opzionali per gli stessi sottosistemi. Si potrebbe creare dunque una banca dati di modelli per l'analisi di uno stesso sottosistema avendo cura di costruire parallelamente un'interfaccia che consenta di selezionare quello desiderato. Sarebbe possibile in questo modo indagare, ad esempio, l'effetto sul sistema della scelta di una data strategia di controllo d'assetto piuttosto che di un'altra.

Va inoltre ricordato che il SAS deve la sua efficacia all'aggiornamento dei dati riguardanti i vari sottosistemi, è quindi necessario, al fine di mantenerne intatta o di migliorarne l'accuratezza mantenere aggiornata la fonte di dati alla quale si fa riferimento.

Si potrebbe infine cercare di realizzare un'interfaccia tra questo strumento ed il propagatore orbitale D-Orbit, in maniera tale da poter controllare automaticamente la configurazione del sistema in diversi momenti della simulazione della missione, ricavandone, eventualmente, preziose indicazioni sulle variazioni da applicare alla strategia di trasferimento o alla modalità operativa.

7.2.2 La propulsione elettrica e l'estensione dell'inviluppo operativo di Vega

Lo studio effettuato ha dimostrato che l'inviluppo di missione di Vega può essere proficuamente esteso con l'uso della propulsione elettrica.

Tuttavia l'analisi effettuata è stata mirata ad un semplice studio di fattibilità di massima, uno sviluppo futuro di questo lavoro è quindi senz'altro rappresentato dalla possibilità di effettuare uno studio più approfondito.

Si potrebbe, ad esempio, condurre un'analisi indirizzata all'ottimizzazione della traiettoria e della strategia di spinta seguendo la traccia, a proposito dell'uso di una legge di spinta variabile, fornita nella presente tesi.

Un altro aspetto di questo studio che potrebbe essere sviscerato nel futuro è quello legato al rapporto tra il tempo di trasferimento e la configurazione del sistema. Sarebbe infatti interessante condurre un'analisi che permettesse di

122 Uno strumento di analisi di sistema per il trasferimento LEO-GEO con propulsione elettrica dal lanciatore Vega.

individuare i principali parametri che legano questi due aspetti del problema nell'ottica del possibile sviluppo di una strategia di ottimizzazione.

All'interno dello studio effettuato in questo lavoro di tesi sono state considerate solo tecnologie e componenti esistenti e per la maggior parte qualificati, un'indagine sull'impatto che potrebbero avere nuove soluzioni in fase di sviluppo potrebbe essere di grande interesse.

Inoltre gli strumenti utilizzati sono passibili di miglioramenti.

Un altro aspetto che non è stato considerato in questo ambito ma che potrebbe avere una rilevanza non trascurabile è quello dell'integrazione tra il modulo di trasferimento e lo stadio a propellente liquido (AVUM) di Vega (vedi fig 7-1).

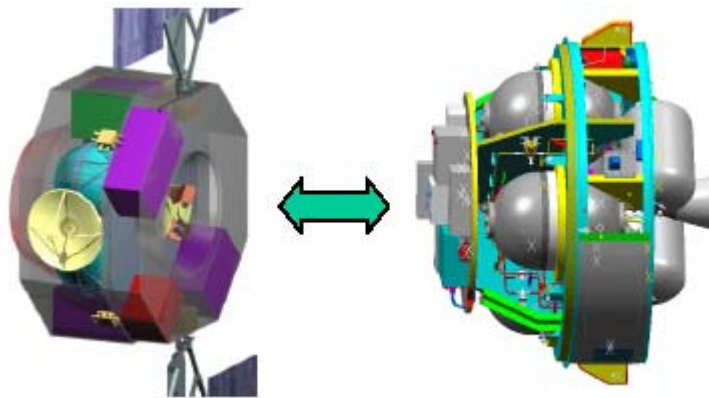


Figura7- 1: Integrazione fra il modulo di trasferimento e l'AVUM di Vega.

Lo sviluppo di un sistema integrato di questo tipo sembra molto promettente e potrebbe garantire un buon risparmio di massa nell'ottica di estendere l'involuppo operativo di Vega permettendo di lanciare carichi utili di maggior peso.

BIBLIOGRAFIA

- [1] W.J. Larson, J.R. Wertz; *Space Mission Analysis and Design*, third edition; Microcosm Inc., Torrance, CA; Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, NE; 1999.
- [2] R. Jahn; *Physics of Electric Propulsion*; McGraw-Hill Book Company, New York, NY; 1968.
- [3] Michael D. Griffin, J.R. French, J.S. Przemieniecki; *Space Vehicle Design*; AIAA Education Series, Washington, DC; 1991.
- [4] V.A. Chobotov, J.S. Przemieniecki; *Orbital Mechanics*, second edition; AIAA Education Series, Washington, DC; 1996.
- [5] J.W. Cornelisse, H.F.R. Schöyer, K.F. Wakker; *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*; Pitman, London; 1979.
- [6] R. Jahn, E.Y. Choueiri; *Electric Propulsion* In Encyclopedia of Physical Science and Technology; Academic Press, San Diego, CA; 2000.
- [7] A.A.V.V.; *Vega User's Manual*; ARIANESPACE Programmes Division Technical Service, Evry; 2002
- [8] A.A.V.V.; *Solar Cell Array Design Handbook*, Chapter1; Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology; October 1976.
- [9] U. Ortabasi; *A Hardened Solar Concentrator System for Space Power Generation: Photovoltaic Cavity Converter (PVCC)*; Space Technology 13, 1993.
- [10] T. Nakamura, B. Irvin; *Development of Optical Waveguide for Survivable Solar Space Power Systems*; USAF Report PL-TR-92-3006, 1993.
- [11] Capt. D.N. Keener, D. Marvin; *Progress in the Multijunction Solar Cell Mantech Program*; Space Photovoltaic Research & Technology Conference, 1997.
- [12] P.A. Jones, B.R. Spence; *Spacecraft Solar Array Technology Trends* AEC-Able Engineering Company, Inc, Goleta, CA.

- [13] S. Rossi; *Etude préliminaire pour un module informatique de simulation et développement d'un modèle de prévision à long terme des flux des particules dues aux événements éruptifs solaires*; ONERA, Toulouse ; 2003.
- [14] D. Allen; *A Survey of Next Generation Solar Arrays*; 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 1997.
- [15] A. Wicks; *Miniaturised Electric Propulsion Systems (MEPS)- Phase 1 Mission Study*; Surrey Satellite Technology Limited, University of Surrey, Guildford, Surrey; 2002.
- [16] D. Liddle, F. McQuade, Y. Hashida, M. Unwin, J. Paffett, P. Palmer; *A GEO Small Satellite Cluster-Platform and System Design*.
- [17] J.P. Boeuf, L. Garrigues, L.C. Pitchford; *Modeling of a Magnetized Plasma: The Stationary Plasma Thruster*; Plenum Press, 1998 .
- [18] F. Ceccanti; *Miniaturised Electric Propulsion Systems, EP Technology Assessment Technical Note*; DOC.No. ALTA/MEPS/TN-01; 2002.
- [19] F.S. Gulczinshi III, R.A. Spores; *Analysis of Hall-Effect Thrusters and Ion Engines for Orbit Transfer Missions*; OL-AC Phillips Laboratory, Edwards AFB, CA.
- [20] P. Tsiotras and, H. Shen, C. Hall; *Satellite Attitude Control and Power Tracking with Energy/Momentum Wheels*; Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA.
- [21] R.C. Hart, K.R. Hartman; *Global Positioning System (GPS) Enhanced Orbit Determination Experiment (GEODE) on the Small Satellite Technology Initiative (SSTI) Lewis Spacecraft*; Goddard Space Flight Center.
- [22] NASA; *Preferred Reliability Practices: Battery Selection Practice for Aerospace Power Systems*; Practice No. PD-ED-1221.
- [23] Dr. D.C. Ferguson; *Interactions Between Spacecraft and their Environments*; NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio.
- [24] W.H. Tam, J.R. Taylor; *Design and Manufacture of a Propellant Tank Assembly*; AIAA 97-2813.

- [25] W.H. Tam, M.D. Drey, A.C. Jackson, E.Nishida, Y.Kasai, A.Tsujihata, K.Kajiwara; *Design and Manufacture of the ETS VIII Composite Overwrapped Xenon Pressure Vessel*; IEPEC 99-244; 1999.
- [26] W.H. Tam, I.A. Ballinger, J.Kuo, W.D. Lay; *Design and Manufacture of a Composite Overwrapped Xenon Conical Pressure Vessel*; AIAA 96-2752; 1996.
- [27] J.R. Clynych; *Earth Models and Maps*; Naval Postgraduate School, 2002.
- [28] L. Paita ; *Centrosazio Software Engineering Standards*; Centrosazio Internal Document No. CS/GEN/PA-003/LP; 1997.
- [29] J.Walkenbach, B.Underdahl; *Excel 2002 Bible*; John Wiley & Sons; 2001.
- [30] L. Nyhoff, S. Leestma; *FORTTRAN 77 for Engineers and Scientists with an Introduction to FORTRAN 90*, 4th Edition; Prentice Hall; 1995.

SITI INTERNET DI RIFERIMENTO

Ambiente spaziale

<http://www.alcatel.com/space/>

<http://scienceworld.wolfram.com/astronomy/>

<http://wmatem.eis.uva.es/~marsan/publications/preprints/sansatur/node3.html>

ARTEMIS

<http://www.esa.int/artemislaunch/>

Attuatori

<http://www.moog.com/Space/CommercialSystems/>

Batterie

<http://www.tech.epcorp.com/pwrsubsys/NiH2-Design.htm>

<http://www.saftbatteries.com>

FORTRAN

<http://www.pa.msu.edu/~donev/FORTRAN/>

<http://gershwin.ens.fr/vdaniel/Doc-Locale/Langages-Program-Scientific/Fortran/Tutorial/>

Propulsione elettrica

<http://www.alcatel.com/space/>

<http://www.vectorsite.net/tarokt1.html>

<http://www.fas.org/spp/civil/russia/fakel.htm>

Pannelli solari

<http://www.alcatel.com/space/>

Ruote di reazione e di momento

<http://www.alcatel.com/space/>

http://www.teldix.com/index_e.htm

Satelliti

<http://www.aeroastro.com/>

<http://www.alespazio.it/>

<http://www.matra-marconi-space.com/corp/index.htm>

<http://www.boeing.com/>

Sensori

<http://www.vfct.com/satellites/index.html>

Serbatoi

<http://www.psi-pci.com/>

Varie

<http://www.alcatel.com/space/>

<http://www.best-in-space.com/>

<http://www.vacco.com/spprod.html>

http://www.teldix.com/index_e.htm

Vega

http://www.esa.int/export/esaLA/ASEKMU0TCNC_launchers_0.html

A

MODIFICHE AL PROGRAMMA D-ORBIT

A.1 Riepilogo delle modifiche

Nella presente appendice vengono riportate le modifiche apportate al propagatore orbitale D-Orbit, disponibile presso il Centrosazio, al fine di mantenerne traccia.

Le principali modifiche effettuate sono:

- implementazione del modello di decadimento dell'efficienza dei pannelli solari;
- implementazione degli effetti perturbativi dell'armonica J_{22} ;
- implementazione di nuove leggi di spinta;
- aggiornamento della *subroutine* grafica in matlab.

Questi cambiamenti hanno coinvolto in particolare il foglio di interfaccia *Datafile*, il programma *orbit* e le *subroutine* *Input*, *ORBFNC* e *Post*.

A.2 Diagrammi di flusso del programma

Nelle figure A-1 e A-2 sono riportati i diagrammi di flusso schematici del *main program* e della principale *subroutine* modificata, *ORBFNC*.

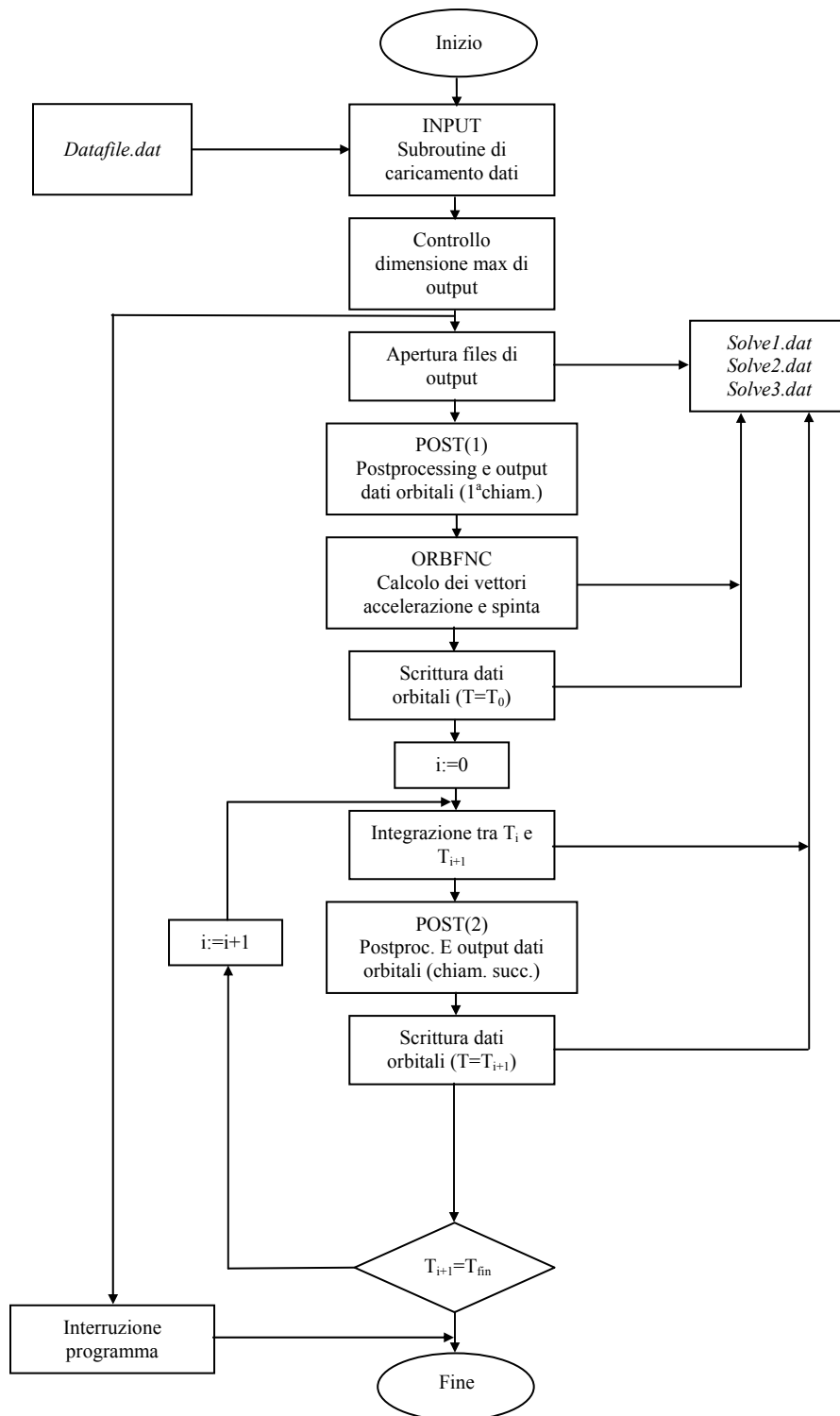


Figura A-1: Diagramma di flusso del programma principale.

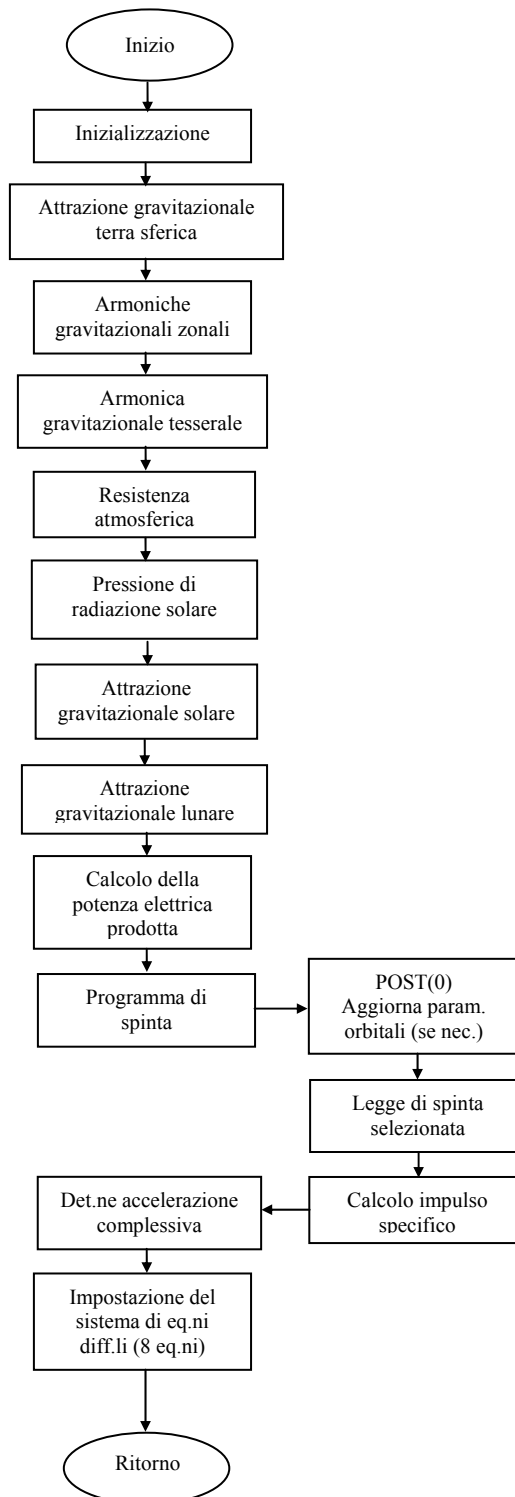


Figura A-1: Subroutine ORBFNC.

A.3 Il file di input e output

Il formato del file di input Datafile.dat così com'è stato modificato è illustrato dal seguente listato:

```

DATI INIZIALI per Dumb ORBIT. Rispettare il formato.
.5000000d+03   Quota del perigeo (km)
.0000000d+00   Eccentricità (<1)
.5200000d+01   Inclinazione (deg)
.1800000d+03   Ascens. retta del nodo ascendente (deg)
.1800000d+03   Argomento del perigeo (deg)
.2190000d+04   Massa (kg)
.2500000d+00   Efficienza iniziale dei pannelli solari
.000000e+03    Giorno iniziale
.900000e+02    Giorno finale
.100000e+03    Numero di rilevamenti al giorno
.1000000d-12   Toller. sull'errore (min=~1E-13)
DEFINIZIONE DELLE OPZIONI (se non specificato: 0=off,1=on)
OPTION(1)= 1    Algoritmo di integrazione:
              1= Runge-Kutta-Verner 5-6 (preciso e robusto ma lento)
              2= Adams-Moulton (preciso, veloce, ma può diventare
instabile)
              3= Gear's BDF (più stabile di 2 ma non così veloce e
preciso)
OPTION(2)= 1    Mostra i giorni durante l'integrazione
OPTION(3)= 1    Attrazione terrestre
OPTION(4)= 1    Armonica J2
OPTION(5)= 0    Armonica J3
OPTION(6)= 0    Armonica J4
OPTION(7)= 0    Armonica J5
OPTION(8)= 0    Armonica J6
OPTION(9)= 1    Resistenza atmosferica
OPTION(10)= 1   Modello di atmosfera:
              1= mod. CIRA72, flusso solare minimo
              2= mod. CIRA72, flusso solare medio
              3= mod. CIRA72, flusso solare massimo
              4= mod. MSISE90, (quote basse)
Area1= 29.00   Superficie frontale min (m^2)
Area2= 29.00   Superficie frontale max (m^2)
Cd= 2.20      Coefficiente di resistenza
OPTION(11)= 0   Pressione di radiazione solare
              .380000e+02 Superficie equivalente esposta al Sole (m^2)
OPTION(12)= 0   Attrazione gravitazionale Sole
OPTION(13)= 0   Attrazione gravitazionale Luna
OPTION(14)= 8   Programma di spinta: 0=off; 1=corr. quota(h);
              2=corr. inclinaz.(i);
              3=correzione di h e i (param. osculatori);

```

```

4=correzione di h e i (param. medi); 5=Drag Free
(moto del baric.);
6=corr. eccentricità; 10=user defined
OPTION(15)= 0 Attiva il calcolo e l'output dei param. medi con
filtro su J2.
Necessario se OPTION(14)=4
OPTION(16)= 0 0= aggiorna la legge di spinta ad ogni step
(conigliato, max precisione)
1= aggiorna la legge di spinta ad ogni interv. di
integr. (max velocità)
OPTION(17)= 1 Attiva il calcolo delle eclissi
OPTION(18)= 0 Armonica J22
OPTION(19)= 1 Calcolo della degradazione dell'efficienza dei
pannelli solari
OPTION(20)= 0 Attiva il BEEP a fine esecuzione
OPTION(21)= 1 Attiva il calcolo della potenza disponibile per la
propulsione
OPTION(22)= 1 Attiva La procedura di adeguamento della spinta
alla potenza disponibile
PARAMETRI NECESSARI PER L'ADATTAMENTO DELLA SPINTA
.5866700d+00 Spinta Nominale Massima (N)
.1723800d+00 Spinta Nominale Minima (N)
.3016300d+04 Impulso Specifico Massimo (s)
.1568100d+04 Impulso Specifico Minimo (s)
.1320000d+05 Potenza assorbita Massima (W)
.2060000d+04 Potenza assorbita Minima (W)
DEFINIZIONE DEI PARAMETRI DI SPINTA
.3440000d+00 Spinta nominale (N)
.2378000d+04 Impulso specifico nominale (s)
.7878140d+04 Semiasse maggiore nominale (km)
.1000000d+01 Tolleranza sul semiasse maggiore (km)
.1500000d+02 Inclinazione nominale (deg)
.5000000d+01 Tolleranza sull'inclinazione (deg)
.0000000d+02 Angolo di sparo normale per correzioni composte
(deg)
.43633000+00 Parametro opzionale #1
.52360000+00 Parametro opzionale #2
.43633000+00 Parametro opzionale #3
.52360000+00 Parametro opzionale #4
-.00000000-00 Parametro opzionale #5
DEFINIZIONE DEI PARAMETRI DEL SOTTOSISTEMA DI POTENZA
.4650000d+03 Potenza assorbita dai sottosistemi (W)
.2500000d+03 Potenza per la carica delle batterie (W)

```

I files di output (*Solve1.dat*, *Solve2.dat*, *Solve3.dat*) si presentano come una sequenza di numeri in formato ASCII. Anch'essi sono stati modificati conseguentemente alle nuove opzioni disponibili.

A.4 Listati delle parti modificate

Si riportano di seguito i listati del programma e di tutte le sottounità modificate.

A.4.1 Programma principale

```

PROGRAM ORBITNEW

USE MSIMSL
USE MSFLIB

IMPLICIT DOUBLEPRECISION (A-H,O-Z)

DOUBLE PRECISION NoUse(1,1), ME

PARAMETER (PI=3.14159265358979D0, RE=6378.14D0, ME=3.986004D5)
PARAMETER (NEQ=8, NTP=5, MXPARM=50)

DOUBLE PRECISION PARAM(MXPARM), Y(NEQ), YPRIME(NEQ),
+A(3), Thrust(3), ThrPrm(NTP)
INTEGER OPTION(22), DayNew, DayOld, Null(17)
REAL IniDay, FinDay, StpDay, Fildim

CHARACTER CHAR
LOGICAL Tctrl
INTEGER(2) ihr, imn, isc, i100th

DOUBLE PRECISION MThrst, IspNom, Isp, Imax, Imin, Wdis
DOUBLE PRECISION TNMax, TNMin, IspMax, IspMin, WAMax, WAMin
INTEGER(1) flag, Fase
COMMON /THR/ MThrst, IspNom, Isp, Amax, Amin, Imax, Imin, FirAng,
+flag, Fase, ThrPrm, tstar, Tiniz, Tend, Itol, ArgPe, Potpar

DIMENSION OMEAN(6), H(3), e(3)
COMMON /POST2THRUST/ OMEAN, H, Hnorm, e, ecc, semiax,
+OrbInc, SatLAt, RANom, TANom, AVera, Nhat

COMMON /OPT/ OPTION, Areal, Area2, Cd, Area3
COMMON /AR/ TNMax, TNMin, IspMax, IspMin, WAMax, WAMin
COMMON /DATAIN/ IniDay, FinDay, StpDay, Toler
COMMON /ACCEL/ A, Thrust, Wdis
COMMON /MAIN/ T, Y
COMMON /LONG/ Thold

INTEGER(1) Eclips
COMMON /ECL/ Eclips
COMMON /DAY/ DayOld

EXTERNAL INPUT, ORBFNC, FCNJ, POST

DATA Null /17*0/

!Inizio programma

```

```

CALL TIMDY (ihour, iminut, isec)
ITime=ihour*3600+iminut*60+isec

PRINT *, '-----'
PRINT *, '          D-ORBIT   1.3'
PRINT *, ' Integratore orbitale cartesiano'
PRINT *, '-----'
PRINT *, '          Copyright © 1999-2003'
PRINT *, '          Alta - Centros spazio'
PRINT *, '-----'

CALL INPUT
* WRITE (*,*) Area1, Area2, Cd, Area3

!Controllo sulla dimensione dei files di output.
PRINT *, 'Dimensione massima dei files di output:'
FilDim=350*((FinDay-IniDay)*StpDay+2)/1024
IF (FilDim.LT.1024) THEN
    WRITE (*,970) 'File Solve1:', FilDim, ' Kb  '
ELSE
    WRITE (*,970) 'File Solve1:', FilDim/1024, ' Mb  '
ENDIF
PRINT *, 'Proseguire con l''integrazione? (Y/N)'
READ *, char
IF ((char.ne.'Y').and.(char.ne.'y')) THEN
    PRINT *, 'Programma interrotto.'
    GOTO 900
ENDIF

!Parametri di integrazione
PRINT *, 'Proseguire una simulazione precedente? (Y/N)'
READ *, char
IF ((char.eq.'Y').or.(char.eq.'y')) THEN
    OPEN(1,FILE='Datafile.out')
    !condizioni iniziali
    READ (1,950) Tiniz, Y
    CLOSE (1)
    IF (T.GE.86164.09*FinDay) THEN
        PRINT *, 'Dati input errati, programma interrotto.'
        GOTO 900
    ENDIF
ELSE
    Tiniz=86164.09*IniDay
ENDIF

Tstep=86164.09/StpDay
NTotDay=NINT(FinDay-IniDay)

OPEN(1,FILE='solve1.dat')
OPEN(2,FILE='solve2.dat')
OPEN(3,FILE='solve3.dat')
IF (OPTION(15).ne.1) CLOSE (3, STATUS = 'DELETE')

!Numero di righe di output
Nstep=INT((FinDay-IniDay)*StpDay)
WRITE (1,980) Nstep+1, Null

```

```

!Controllo sulla durata del programma. (attivazione)
Tctrl=.false.
IF ((FinDay-IniDay).gt.10).and.(Nstep.gt.20) THEN
    PRINT *, 'Eseguire una stima della durata del programma?'
(Y/N) '
    READ *, char
    IF ((char.eq.'Y').or.(char.eq.'y')) Tctrl=.true.

ENDIF

!Definizione PARAMetri per l'algorithmo di integrazione
DO 50 I=1,MXPARM
    PARAM(I)=0
50 CONTINUE

PARAM(1)=10          !Valore iniziale assunto per il passo (s)
PARAM(3)=60          !Valore max. del passo (s)
PARAM(4)=1D10        !Numero max. di passi d'integrazione
PARAM(10)=0          !Definisce il tipo di controllo
sull'errore
IF (OPTION(1).EQ.2) THEN
    PARAM(12)=1
ELSEIF (OPTION(1).EQ.3) THEN
    PARAM(12)=2
ENDIF

!Inizializzazione variabili
T=Tiniz
flag=0
Fase=1
IDO=1
Istep=0
DayNew=0
DayOld=0

!Accelerazioni iniziali e prima riga dei files di output.
CALL POST(1)
CALL ORBFNC (NEQ, T, Y, YPRIME)
!Modulo spinta
ThrstM=SQRT(Thrust(1)**2+Thrust(2)**2+Thrust(3)**2)
WRITE (1,990) T, Y, A, Thrust, ThrstM, Wdis, Eclips

!Integrazione.
100 CONTINUE
Istep = Istep + 1
Tend = Tiniz+Istep*Tstep

!Controllo sulla durata del programma.
IF ((Istep.eq.5).and.(Tctrl)) THEN
    CALL GETTIM (ihr, imn, isc, i100th)
    itim0=ihr*360000+imn*6000+isc*100+i100th
ENDIF
IF ((Istep.eq.20).and.(Tctrl)) THEN
    CALL GETTIM (ihr, imn, isc, i100th)
    itim1=ihr*360000+imn*6000+isc*100+i100th
    stima=(itim1-itim0)*(Nstep-20)/15.0/6000.0

```

```

WRITE (*,960) 'Durata residua stimata ', stima, ' min'
PRINT *, 'Proseguire con l''integrazione? (Y/N)'
READ *, char
IF ((char.ne.'Y').and.(char.ne.'y')) THEN
    PRINT *, 'Programma interrotto.'
    GOTO 900
ENDIF
ENDIF

IF (OPTION(1).EQ.1) THEN
    !Algoritmo 1
    CALL DIVPRK (IDO, NEQ, ORBFNC, T, Tend, Toler, PARAM, Y)
ELSE
    !Algoritmo 2 o 3
    CALL DIVPAG (IDO, NEQ, ORBFNC, FCNJ, NoUse, T, Tend,
+              Toler, PARAM, Y)
ENDIF

IF (Istep .LE. Nstep) THEN
    IF (OPTION(2).EQ.1) THEN
        DayNew=INT((T-Tiniz)/86164.09)
        IF (DayNew.GT.DayOld) THEN
            MAX=semiax
            MAS=Y(7)
            !MTS=tstar*180/PI
            WRITE (*,940) ' Day ',DayNew, ' of',NTotDay,
+              ' SMajAx:', MAX, ' Mass:',MAS, '
Incl:',OrbInc
*
            WRITE (*,*) Areal, Area2, Cd, Area3
            DayOld=DayNew
        ENDIF
    ENDIF
    CALL POST(2)
    ThrstM=SQRT(Thrust(1)**2+Thrust(2)**2+Thrust(3)**2)
    WRITE (1,990) T, Y, A, Thrust, ThrstM, Wdis, Eclips
    ! Final call to release workspace
    IF (Istep .EQ. Nstep) THEN
        IDO = 3
    ENDIF
    GOTO 100
ENDIF

CLOSE (1)
CLOSE (2)
IF (OPTION(15).eq.1) CLOSE (3)

!Scrittura dati finali
OPEN(1,FILE='Datafile.out')
WRITE (1,950) T, Y
CLOSE (1)

!Tempo di calcolo
CALL TIMDY (ihour, iminut, isec)
IFTime=ihour*3600+iminut*60+isec
IF (IFTime.LE.ITime) THEN
    IFTime=IFTime+24*3600
ENDIF

```

```

ITime=IFTime-ITime
PRINT *,''
PRINT *,'Durata totale del programma= ',ITime,' sec'

IF (OPTION(20).EQ.1) THEN
    CALL BEEPQQ (440, 200)
    CALL BEEPQQ (554, 200)
    CALL BEEPQQ (660, 200)
    CALL SLEEPQQ (100)
    CALL BEEPQQ (440, 200)
    CALL BEEPQQ (554, 300)
ENDIF

PRINT *,'Programma terminato correttamente.'
900 PRINT *,'Digitare X+INVIO.'
    READ *, CHAR

940 FORMAT (A6,I4,A3,I4,A10,I6,A8,I5,A8,F6.1,A6)
950 FORMAT (9D23.16)
960 FORMAT (A24, F10.2, A4)
970 FORMAT (A14, F9.2, A6)
980 FORMAT (17I23, I3)
990 FORMAT (17D23.16, I3)

END PROGRAM ORBITNEW

***** Subroutine fittizia
SUBROUTINE FCNJ(N, X, Y, DYPDY)
INTEGER N
DOUBLE PRECISION X, Y(N), DYPDY(N,*)

RETURN
X=0
Y=0
DYPDY(1,1)=0
END SUBROUTINE FCNJ

```

A.4.2 Subroutine INPUT

```

SUBROUTINE INPUT

IMPLICIT DOUBLEPRECISION (A-H,O-Z)

DOUBLE PRECISION ME

PARAMETER (PI=3.14159265358979D0, RE=6378.14D0, ME=3.986004D5)
PARAMETER (NEQ=8, NTP=5)

DOUBLE PRECISION Y(NEQ), ThrPrm(NTP), Potpar(2)
INTEGER OPTION(22)
REAL IniDay, FinDay, StpDay
CHARACTER word11*11, word8*8, ICHAR(80)

DOUBLE PRECISION MThrst, IspNom, Isp, Inom, Itol, Imax, Imin
DOUBLE PRECISION TNMax, TNMin, IspMax, IspMin, WAMax, WAMin
INTEGER(1) flag, Fase
COMMON /THR/ MThrst, IspNom, Isp, Amax, Amin, Imax, Imin,
+FirAng, flag, Fase, ThrPrm, tstar, Tiniz, Tend, Itol, ArgPe, Potpar
COMMON /OPT/ OPTION, Areal, Area2, Cd, Area3

```

```

COMMON /AR/ TNMax, TNMin, IspMax, IspMin, WAMax, WAMin
COMMON /DATAIN/ IniDay, FinDay, StpDay, Toler
COMMON /MAIN/ T, Y

***** CARICAMENTO DATI

OPEN(1,FILE='datafile.dat')
READ (1,*)

!CONDIZIONI INIZIALI (al perigeo)
*   !Quota iniziale del perigeo (km):
    READ (1,900) OrbH, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)

    !Raggio iniziale del perigeo (km):
    OrbRad=RE+OrbH

*   !Eccentricità iniziale (<1):
    READ (1,900) OrbEcc, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)

*   !Inclinazione iniz. (deg):
    READ (1,900) OrbInc, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    OrbInc=OrbInc*PI/180

*   !Ascensione retta del nodo ascendente iniziale (deg):
    READ (1,900) OrbAsc, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    OrbAsc=OrbAsc*PI/180

*   !Anomalia del perigeo iniziale (deg):
    READ (1,900) OrbAnP, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    OrbAnP=OrbAnP*PI/180

    !Semiasse maggiore iniziale (km):
    OrbA=OrbRad/(1-OrbEcc)

    !Velocità iniziale (km/s):
    OrbVel=SQRT(ME*(2/OrbRad-1/OrbA))

    !Posizione iniz. (km):
    Y(1)=OrbRad*
    +(COS(OrbAnP)*COS(OrbAsc)-SIN(OrbAnP)*COS(OrbInc)*SIN(OrbAsc))
    Y(2)=OrbRad*
    +(COS(OrbAnP)*SIN(OrbAsc)+SIN(OrbAnP)*COS(OrbInc)*COS(OrbAsc))
    Y(3)=OrbRad*(SIN(OrbAnP)*SIN(OrbInc))

    !Velocita' iniz. (km/s):
    Y(4)=OrbVel*
    +(-SIN(OrbAnP)*COS(OrbAsc)-COS(OrbAnP)*COS(OrbInc)*SIN(OrbAsc))
    Y(5)=OrbVel*
    +(-SIN(OrbAnP)*SIN(OrbAsc)+COS(OrbAnP)*COS(OrbInc)*COS(OrbAsc))
    Y(6)=OrbVel*(COS(OrbAnP)*SIN(OrbInc))

*   !Massa iniz. (Kg):
    READ (1,900) Y(7), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)

*   !Efficienza iniz. dei pannelli solari
    READ (1,900) Y(8), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)

*   PARAMETRI DI INTEGRAZIONE
    READ (1,910) IniDay, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    READ (1,910) FinDay, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    READ (1,910) StpDay, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
    READ (1,900) Toler, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)

```

```

*      DEFINIZIONE DELLE OPZIONI (se non specificato: 0=off,1=on)
      READ (1,*)
      READ (1,920) word11, OPTION(1), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      DO J=2,10
        READ (1,920) word11, OPTION(J), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      END DO
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,930) word8, Area1, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,930) word8, Area2, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,930) word8, Cd, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,920) word11, OPTION(11), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,910) Area3, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,920) word11, OPTION(12), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,920) word11, OPTION(13), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,920) word11, OPTION(14), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,*)
      READ (1,920) word11, OPTION(15), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,*)
      READ (1,920) word11, OPTION(16), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,*)
      DO J=17,22
        READ (1,920) word11, OPTION(J), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      END DO
      READ (1,*)
      READ (1,900) TNMax, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) TNMin, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) IspMax, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) IspMin, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) WAMax, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) WAMin, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
*      PARAMETRI DI SPINTA
      READ (1,*)
      READ (1,900) MThrst, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) IspNom, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) Anom, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) Atol, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) Inom, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      Inom=Inom*PI/180
      READ (1,900) Itol, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      Itol=Itol*PI/180
      Amax=Anom+Atol
      Amin=Anom-Atol
      Imax=Inom+Itol
      Imin=Inom-Itol
      READ (1,900) FirAng, NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      FirAng=FirAng*PI/180
      DO J=1,NTP
        READ (1,900) ThrPrm(J), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      END DO
*      PARAMETRI POTENZA
      READ (1,*)
      READ (1,900) Potpar(1), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
      READ (1,900) Potpar(2), NCHAR, (ICCHAR(I), I= 1, NCHAR)
*      WRITE (*,*) Area1, Area2, Cd, Area3
*      IF (OPTION(14).EQ.7) THEN
*        DO J=1,4

```

```

*           ThrPrm(J)=2*PI*ThrPrm(J)/360
*           END DO
*       ENDIF

***** FINE CARICAMENTO DATI

900   FORMAT (D14.7, Q, 80A1)
910   FORMAT (E14.6, Q, 80A1)
920   FORMAT (A11, I3, Q, 80A1)
930   FORMAT (A8, F6.2, Q, 80A1)

      CLOSE (1)

      END SUBROUTINE INPUT

```

A.4.3 Subroutine ORBFNC

```

SUBROUTINE ORBFNC(NEQ, T, Y, YPRIME)

IMPLICIT DOUBLEPRECISION (A-H,O-Z)

DOUBLE PRECISION ME, J2, J3, J4, J5, J6, J22
DOUBLE PRECISION K0, K1, K2, K3, K4, K5, K6

PARAMETER (PI=3.14159265358979D0, RE=6378.14D0, Wsun=1358.00D0)
PARAMETER (NTP=5)
PARAMETER (ME=3.986004D5, MS=1.32712D11, MM=4.90265D3)
PARAMETER (J2=1.082626D3, J3=-2.530D0, J4=-1.6124D0,
+ J5=-0.245D3, J6=0.543D3, J22=1.815D0, TE22=-0.279D0)
!NOTA: J2, J3, J4 e J22 sono molt. per 10^6, J5 e J6 per 10^9.
PARAMETER (PRadE=4.5D-8, VAngE=2*PI/86164.09)
PARAMETER (K0=2.42702D0, K1=3.47470D-3, K2=-6.31838D-7)
PARAMETER (K3=4.82879D-11, K4=-1.81501D-15, K5=3.32320D-20)
PARAMETER (K6=-2.37435D-25)
PARAMETER (DAS=366.2425, DS=8.616409D4)

INTEGER OPTION(22)
DOUBLE PRECISION Y(NEQ), YPRIME(NEQ), A(3), DFT(3), ThrPrm(NTP),
+ Apo(3), PVP(3), Potpar(2)
DOUBLE PRECISION VerSun(3), RES(3), RS(3), VerMon(3), REM(3),
+RM(3), FRad(3), Vrel(3), Drag(3)
DOUBLE PRECISION Thrust(3), H(3), Hnorm, e(3), ThrHat(3), Nhat(3)

DOUBLE PRECISION MThrst, IspNom, Isp, Imax, Imin
DOUBLE PRECISION TAU, TAUy, PH, PVPN, Steta, Wdis, IspMax, IspMin

DOUBLE PRECISION Alpha(4)
INTEGER(1) flag, Fase

COMMON /THR/ MThrst, IspNom, Isp, Amax, Amin, Imax, Imin, FirAng,
+ flag, Fase, ThrPrm, tstar, Tiniz, Tend, Itol, ArgPe, Potpar

DIMENSION OEMEAN(6)
COMMON /POST2THRUST/ OEMEAN, H, Hnorm, e, ecc, semiax,
+ OrbInc, SatLAt, RAnom, TAnom, AVera, Nhat

COMMON /OPT/ OPTION, Area1, Area2, Cd, Area3
COMMON /AR/ TNMax, TNMin, IspMax, IspMin, WAMax, WAMin
COMMON /ACCEL/ A, Thrust, Wdis

INTEGER(1) Eclips
COMMON /ECL/ Eclips
COMMON /DAY/ DayOld

```

```

*      Computazioni ricorrenti
Rnorm=SQRT(Y(1)**2+Y(2)**2+Y(3)**2)
Vnorm=SQRT(Y(4)**2+Y(5)**2+Y(6)**2)
R3=Rnorm**3
RER=RE/Rnorm
ZR=Y(3)/Rnorm
B=(VAngE*T)+TE22

*      Inizializzazione variabili
A(1:3)=0
DFT=0
Eclips=0

*      Calcolo della posizione del veicolo rispetto al Sole.
IF ((OPTION(11).EQ.1).OR.(OPTION(12).EQ.1).OR.(OPTION(17).EQ.1)
+.OR.(OPTION(21).EQ.1)) THEN
      !Posizione del Sole, rif.to geocentrico inerziale
      !T=0 all'equinozio del 21/3/98, ore 0.00.00
      AziSun=0.0028+T*1.9910E-7
      EleSun=0.0012+0.4093*SIN(T*1.9910E-7)
      VerSun(1)=COS(EleSun)*COS(AziSun)
      VerSun(2)=COS(EleSun)*SIN(AziSun)
      VerSun(3)=SIN(EleSun)
      RES=1.496E8*VerSun
      !Posizione del veicolo rispetto al Sole
      RS=Y(1:3)-RES
      RSnorm=SQRT(RS(1)**2+RS(2)**2+RS(3)**2)
      RESnor=SQRT(RES(1)**2+RES(2)**2+RES(3)**2)
ENDIF

*      Calcolo delle eclissi.
IF (OPTION(17).EQ.1) THEN
      IF (RSnorm**2+Rnorm**2-RESnor**2.GT.0) THEN
            semip=(RSnorm+Rnorm+RESnor)/2
            dist=2/RSnorm*SQRT(semip*(semip-Rnorm)*(semip-RESnor)
+            *(semip-RESnor))
            IF (dist.LT.RE) THEN
                  Eclips=1
            ENDIF
      ENDIF
ENDIF

*      FORZE GRAVITAZIONALI
*      Attrazione gravitazionale terra sferica
IF (OPTION(3).EQ.1) THEN
      A(1:3)=A(1:3)-ME*Y(1:3)/R3
ENDIF

*      Armoniche zonali
      !J2
IF (OPTION(4).EQ.1) THEN
      TEMP=(-J2*1.5*RER**2*(5*ZR**2-1))/1E6
      A(1:2)=A(1:2)-ME*Y(1:2)/R3*TEMP
      A(3)=A(3)-ME/Rnorm**2*(J2*1.5*RER**2*(3*ZR-5*ZR**3))/1E6
ENDIF
      !J3
IF (OPTION(5).EQ.1) THEN
      TEMP=(J3*2.5*RER**3*(3*ZR-7*ZR**3))/1E6
      A(1:2)=A(1:2)-ME*Y(1:2)/R3*TEMP
      A(3)=A(3)-ME/Rnorm**2*
+      (J3*0.5*RER**3*(30*ZR**2-35*ZR**4-3))/1E6
ENDIF
      !J4

```

```

IF (OPTION(6).EQ.1) THEN
    TEMP=(-J4*1.875*RER**4*(1-14*ZR**2+21*ZR**4))/1E6
    A(1:2)=A(1:2)-ME*Y(1:2)/R3*TEMP
    A(3)=A(3)-ME/Rnorm**2*
+
    (-J4*0.625*RER**4*(15*ZR-70*ZR**3+63*ZR**5))/1E6
ENDIF
!J5
IF (OPTION(7).EQ.1) THEN
    TEMP=(-J5*2.625*RER**5*(5*ZR-30*ZR**3+33*ZR**5))/1E9
    A(1:2)=A(1:2)-ME*Y(1:2)/R3*TEMP
    A(3)=A(3)-ME/Rnorm**2*
+
    (-J5*0.375*RER**5*(105*ZR**2-315*ZR**4+231*ZR**6-5))/1E9
ENDIF
!J6
IF (OPTION(8).EQ.1) THEN
    TEMP=(J6*.4375*RER**6*(5-135*ZR**2+495*ZR**4-429*ZR**6))/1E9
    A(1:2)=A(1:2)-ME*Y(1:2)/R3*TEMP
    A(3)=A(3)-ME/Rnorm**2*
+
    (J6*.4375*RER**6*(35*ZR-315*ZR**3+693*ZR**5-429*ZR**7))/1E9
ENDIF
*
Armonica tesserale
!J22
IF (OPTION(18).EQ.1) THEN
    TEMP=J22*ME*RER**2/(Rnorm**5*1E6)
    A(1)=A(1)-3*TEMP*(Y(1)*(3*Y(1)**2-7*Y(2)**2-2*Y(3)**2)*
+
    COS(2*B)-2*Y(2)*(-4*Y(1)**2+Y(2)**2+Y(3)**2)*SIN(2*B))
    A(2)=A(2)+3*TEMP*(Y(2)*(-7*Y(1)**2+3*Y(2)**2-2*Y(3)**2)*
+
    COS(2*B)+2*Y(1)*(Y(1)**2-4*Y(2)**2+Y(3)**2)*SIN(2*B))
    A(3)=A(3)-15*TEMP*Y(3)*((Y(1)**2-Y(2)**2)*COS(2*B)+2*Y(1)
+
    *Y(2)*SIN(2*B))
ENDIF

*
Attrazione gravitazionale solare
IF (OPTION(12).EQ.1) THEN
    A(1:3)=A(1:3)-MS*RS(1:3)/RSnorm**3-MS*RES(1:3)/RESnor**3
ENDIF

*
Attrazione gravitazionale lunare
IF (OPTION(13).EQ.1) THEN
    !Calcolo della posizione del veicolo rispetto alla Luna.
    !Posizione della Luna, rif.to geocentrico inerziale
    !T=0 all'equinozio del 21/3/98, ore 0.00.00
    AziMon=4.6467+T*2.6617E-6
    EleMon=0.3242*SIN(-1.7328+T*2.6617E-6)
    VerMon(1)=COS(EleMon)*COS(AziMon)
    VerMon(2)=COS(EleMon)*SIN(AziMon)
    VerMon(3)=SIN(EleMon)
    REM=384401*VerMon
    !Posizione del veicolo rispetto alla Luna
    RM=Y(1:3)-REM
    RMnorm=SQRT(RM(1)**2+RM(2)**2+RM(3)**2)
    REMnor=SQRT(REM(1)**2+REM(2)**2+REM(3)**2)
    !Attrazione lunare
    A(1:3)=A(1:3)-MM*RM(1:3)/RMnorm**3-MM*REM(1:3)/REMnor**3
ENDIF

*
FORZE NON GRAVITAZIONALI
*
Resistenza Atmosferica
IF (OPTION(9).EQ.1) THEN
    IF (OPTION(10).EQ.4) THEN
        ALT=LOG10(Rnorm-6370)
        RO=10**(1.816715D0*ALT**2-13.68005D0*ALT+12.49957D0)
    ELSE
        ALT=Rnorm-6370
    ENDIF
ENDIF

```

```

+          RO=10**(-7.402879D-8*ALT**3+1.2161893636D-4*ALT**2
+          -6.738219083188D-2*ALT-9.85754425458D-2)
          IF (OPTION(10).EQ.1) THEN
              RO=RO*0.5
          ELSEIF (OPTION(10).EQ.3) THEN
              RO=RO*5
          ENDIF
          ENDIF
          Vrel(1)=Y(4)+VAngE*Y(2)
          Vrel(2)=Y(5)-VAngE*Y(1)
          Vrel(3)=Y(6)
          Drag=-0.5*Cd*Areal*RO*1000*
+          SQRT(Vrel(1)**2+Vrel(2)**2+Vrel(3)**2)*Vrel
          A(1:3)=A(1:3)+Drag/Y(7)
          DFT(1:3)=-Drag(1:3)
      ENDIF

*      Pressione di radiazione solare
      IF ((OPTION(11).EQ.1).AND.(Eclips.EQ.0)) THEN
          PRad=PRadE*(1.5E8/RSnorm)**2
          FRad=Area3*PRad*RS/RSnorm/1000
          A(1:3)=A(1:3)+FRad(1:3)/Y(7)
          DFT(1:3)=DFT(1:3)-FRad(1:3)
      ENDIF

*      Calcolo della potenza disponibile per la propulsione
      IF (Eclips.NE.0) THEN
          Wdis=0
      ELSEIF (OPTION(21).NE.0) THEN
          !Calcolo del seno dell'angolo d'incidenza dei raggi sui pannelli
          PVP(1)=H(2)*RS(3)-H(3)*RS(2)
          PVP(2)=H(3)*RS(1)-H(1)*RS(3)
          PVP(3)=H(1)*RS(2)-H(2)*RS(1)
          PVPN=SQRT(PVP(1)**2+PVP(2)**2+PVP(3)**2)
          Steta=PVPN/(HNorm*RSnorm)
          Wdis=Wsun*Area3*Steta*Y(8)-Potpar(1)-Potpar(2)
      ELSE
          Wdis=Wsun*Area3*Y(8)
      ENDIF
      IF (OPTION(22).NE.0) THEN
          !Calcolo della Spinta e dell'Impulso Specifico Adattati
          IF (Wdis.LT.WAMin) THEN
              MThrst=0
              IspNom=0
          ELSEIF (Wdis.GT.WAMax) THEN
              MThrst=TNMax
              IspNom=IspMax
          ELSE
              MThrst=((TNMax-TNMin)/(WAMax-WAMin))*(Wdis-WAMin)+TNMin
              IspNom=((IspMax-IspMin)/(WAMax-WAMin))*(Wdis-WAMin)+IspMin
          ENDIF
      ENDIF

*      Programma di spinta
      IF (OPTION(14).NE.0) THEN
          !Calcolo dei parametri orbitali
          IF (OPTION(16).eq.0) CALL POST(0)

          !Caratterizzazione del nodo (1=nodo ascendente, -1=nodo discendente)
          NodAsc=Y(6)/ABS(Y(6))
          !Versore nodale

          !Definizione della legge di spinta
          IF (OPTION(14).EQ.1) THEN
              INCLUDE 'thrust-alt.inc'
          
```

```

ELSEIF (OPTION(14).EQ.2) THEN
    INCLUDE 'thrust-inc.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.3) THEN
    INCLUDE 'thrust-osc.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.4) THEN
    INCLUDE 'thrust-mean.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.6) THEN
    INCLUDE 'thrust-ecce.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.7) THEN
    INCLUDE 'thrust-ala4.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.8) THEN
    INCLUDE 'thrust-sunlit.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.9) THEN
    INCLUDE 'thrust-inec.inc'
ELSEIF (OPTION(14).EQ.10) THEN
    INCLUDE 'thrust.inc'
ENDIF
IF (OPTION(14).EQ.5) THEN
    DFT=DFT*1000
    DFTmod=SQRT(DFT(1)**2+DFT(2)**2+DFT(3)**2)
    IF (DFTmod.LT.1E-10) THEN
        Thrust=0
        Isp=0
    ELSE
        Thrust=DFT
        Isp=IspNom
    ENDIF
ELSE
    Isp=ABS(flag)*IspNom
ENDIF

!Accelerazione
A(1:3)=A(1:3)+Thrust/1000/Y(7)
ENDIF

*
Decadimento dell'efficienza dei pannelli
IF (OPTION(19).NE.0) THEN
    !Calcolo del parametro TAU
    HSat=Rnorm-RE
    PH=K0+K1*HSat+K2*HSat**2+K3*HSat**3+K4*HSat**4+K5*HSat**5+
+    K6*HSat**6
    TEMP=0.69*(PH-5.633)
    TAU=203/(10**TEMP)
    TAU=TAU*DAS*DS
ENDIF

*
Sistema di equazioni differenziali
YPRIME(1:3)=Y(4:6)
YPRIME(4:6)=A(1:3)
YPRIME(7)=0
YPRIME(8)=0
IF (Isp.NE.0) THEN
    ThrMod=SQRT(Thrust(1)**2+Thrust(2)**2+Thrust(3)**2)
    YPRIME(7)=-ThrMod/Isp/9.80665
ENDIF

IF (OPTION(19).NE.0) THEN
    YPRIME(8)=-Y(8)/TAU
ENDIF

END      SUBROUTINE ORBFNC

```

A.4.4 Leggi di spinta

Nel seguito sono riportati i listati delle tre leggi di spinta implementate appositamente per questo studio.

File: thrust-sunlit.inc

```
!Legge di spinta tangenziale fuori eclissi

IF (Eclips.EQ.0) THEN
  flag=1
ELSE
  flag=0
ENDIF

Thrust(1:3)=flag*MThrst*Y(4:6)/Vnorm
```

File: thrust-inc.inc

```
!Legge di spinta composta per aumentare quota e ridurre inclinazione
!ThrPrm(1)=angolo di sparo attorno al nodo ascendente
!ThrPrm(2)=inclinazione della spinta attorno al nodo ascendente
!ThrPrm(3)=angolo di sparo attorno al nodo discendente
!ThrPrm(4)=inclinazione della spinta attorno al nodo discendente

IF (Eclips.EQ.0) THEN
  flag=1
  IF (ABS(OrbInc).GE.0.05) THEN
    CosNod=(Y(1)*Nhat(1)+Y(2)*Nhat(2))/Rnorm
    CosAsc=cos(ThrPrm(1))
    CosDis=cos(ThrPrm(3))
    IF ((CosNod.GE.CosAsc)) THEN
      Thrust(1:3)=MThrst*Y(4:6)/Vnorm*cos(ThrPrm(2))
      Thrust(1:3)=Thrust(1:3)-MThrst*h/hnorm*sin(ThrPrm(2))
    ELSE IF ((CosNod.LE.-CosDis)) THEN
      Thrust(1:3)=MThrst*Y(4:6)/Vnorm*cos(ThrPrm(4))
      Thrust(1:3)=Thrust(1:3)+MThrst*h/hnorm*sin(ThrPrm(4))
    ELSE
      Thrust(1:3)=MThrst*Y(4:6)/Vnorm
    ENDIF
  ELSE
    Thrust(1:3)=0
  ENDIF
ELSE
  Thrust(1:3)=0
  flag=0
ENDIF
```

File: Thrust-ecce.inc

```
!Legge di spinta composta per aumentare quota e ridurre inclinazione
!ThrPrm(1)=angolo di sparo attorno all'apogeo
```

```

Thrust(1:3)=0
flag=0
IF (Eclips.EQ.0) THEN
  IF (ecc.GE.0.005) THEN
    Apo(1:3)=-e(1:3)/ecc
    CosApo=(Y(1)*Apo(1)+Y(2)*Apo(2))/Rnorm
    CosAcc=cos(ThrPrm(1))
    IF ((CosApo.GE.CosAcc)) THEN
      Thrust(1:3)=MThrst*Y(4:6)/Vnorm
      flag=1
    ENDIF
  ENDIF
ENDIF
ENDIF
ENDIF

```

A.4.5 Unità grafica DOG.m

Le variazioni apportate all'unità grafica del programma sono minime. È stato, in sostanza, reso possibile visionare l'andamento del rendimento dei pannelli solari col tempo. Non si ritiene opportuno riportare il listato delle modifiche.