



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PISA

Facoltà di Ingegneria Aerospaziale

Indirizzo Spaziale

*PROGETTO PRELIMINARE DI UN MINISATELLITE
PER ESPERIMENTI SUI PLASMI*

Antonio D'Alfonso

Realatori

Prof. Ing. Salvo Marcuccio

Prof. Ing. Mariano Andrenucci

Anno Accademico 2006-2007

Sommario

In passato, molte missioni sono state allestite per analizzare il plasma presente nello spazio. Negli ultimi anni si sta prestando particolare attenzione alle interazioni tra il plasma naturale, soprattutto quello della ionosfera terrestre, con del plasma artificiale confinato all'interno di un campo magnetico, anch'esso artificiale. Questa missione è un'occasione per eseguire questo esperimento in uno spazio aperto ed in larga scala, condizioni impossibili da riprodurre in laboratorio.

L'esecuzione degli esperimenti presuppone la presenza a bordo del satellite di un generatore di plasma. Per questo scopo si impiega un mini propulsore ad effetto Hall, ALTA HT-100, che contestualmente guida il satellite dall'orbita di trasferimento geostazionario, orbita iniziale, fino a raggiungere le orbite basse, consentendo così l'esecuzione degli esperimenti in differenti regioni dello spazio. Il moto del satellite è una lenta spirale che attraversa le fasce di Van Allen. In questa regione dello spazio si verificano i "single event upset", la cui frequenza può essere stimata dotando il satellite di un'adeguata scheda elettronica.

In questo lavoro si studia la fattibilità di una missione a basso costo che sia in grado di eseguire gli esperimenti sui plasmi, provare in volo il propulsore ed esplorare le fasce di Van Allen.

Abstract

In the past, many space missions have been prepared in order to analyze plasma space. In recent years, particular attention is paid to the interactions between Earth's ionosphere plasma and artificial plasma bordered within a artificial magnetic field. In this way there is a opportunity to perform this experiment on large scale and in a open space, impossible to reproduce in laboratory. In order to perform this experiment an artificial plasma source has to be on the spacecraft. For this purpose a mini Hall effect thrusters, ALTA HT-100 is used. At the same time the thrusters provides power to the spacecraft in order to allow it to go from the initial GTO orbit to low orbits. In this way plasma physic experiments are performed in different region of space. The motion spiral, typical of the electric propulsion, within the Van Allen belts, suggests to equip the spacecraft with a circuit board in a position to assess the frequency of single event upset.

In this thesis has provated the feasibility of a low-cost mission that is capable to carry out plasma physic experiments, to demonstrate the ability of the thrusters to bring out an orbital transfer from GEO to LEO and, in the end, to explore the Van Allen belts.

Indice

1	Introduzione	11
2	Definizione della missione.....	14
2.1	Definizione degli obiettivi della missione.....	14
2.2	Definizione dei vincoli e requisiti generali di missione.....	15
3	Caratterizzazione della missione.....	16
3.1	Obiettivi scientifici e diagnostica.....	19
3.1.1	Esperimenti sui plasmi	19
3.1.1.1	Caratterizzazione degli esperimenti sui plasmi.....	19
3.1.1.2	Strumentazione necessaria per eseguire gli esperimenti sui plasmi.....	21
3.1.1.2.1	Strumenti per la generazione del plasma artificiale : il propulsore elettrico 22	
3.1.1.2.1.1	Propulsore ALTA HT-100	23
3.1.1.2.1.2	PSCU – Power Supply Control Unit.....	24
3.1.1.2.1.3	XFCU – Xenon Flow Control Unit.....	26
3.1.1.2.1.4	Serbatoio	26
3.1.1.2.1.5	Linee, valvole e condotti.....	28
3.1.1.2.1.6	Diagnostica del propulsore : EPDP.....	28
3.1.1.2.2	Strumenti per la generazione del campo magnetico : magnete.....	29
3.1.1.2.2.1	Introduzione	29
3.1.1.2.2.2	Momento di dipolo del magnete	30
3.1.1.2.2.3	Solenoidi di rame.....	31
3.1.1.2.2.4	Solenoidi di ossido superconduttore ad alta temperatura critica (HTS)	36
3.1.1.2.2.4.1	Generalità sui superconduttori	36
3.1.1.2.2.4.2	Materiali superconduttori.....	40
3.1.1.2.2.4.3	Dimensionamento delle bobine di BSCCO.....	44
3.1.1.2.2.4.4	Costruzione e configurazione preliminare del magnete.....	47
3.1.1.2.2.4.5	Metodo di raffreddamento del magnete.....	48
3.1.1.2.3	Strumenti per la misurazione del campo magnetico : il magnetometro.....	54
3.1.1.2.4	Strumenti di misura dei parametri dei plasmi	54
3.1.1.2.4.1	Sonda di Langmuir.....	55
3.1.1.2.4.2	Fotocamera allo stato solido	55
3.1.1.2.4.3	Spettrometro di massa.....	57
3.1.1.2.5	Aste telescopica.....	58
3.1.2	Rilevazione dei SEU	59
3.1.2.1	Le fasce di Van Allen.....	59
3.1.2.2	Single-event effect (SEE).....	61
3.1.2.3	Scheda elettronica SEU.....	64
3.2	Orbita iniziale.....	66
3.3	Sistema di lancio	68
3.3.1	Selezione del sistema di lancio	68
3.3.2	A.S.A.P. 5	71
3.4	Configurazione del satellite.....	74
3.5	Strategie orbitali.....	77
3.5.1	Stazionamento	77

3.5.2	Deorbitamento.....	82
3.6	Architettura di comunicazione.....	84
4	Dimensionamento dei sottosistemi.....	86
4.1	Sottosistema di potenza.....	88
4.2	Sottosistema di controllo e determinazione d'assetto.....	100
4.2.1	Coppie di disturbo.....	101
4.2.1.1	Coppie dovute al gradiente di gravità.....	101
4.2.1.2	Coppie dovute alla resistenza atmosferica.....	102
4.2.1.3	Coppie dovute alla pressione solare.....	106
4.2.1.4	Coppie dovute al campo magnetico terrestre.....	107
4.2.1.5	Riepilogo delle perturbazioni.....	112
4.2.2	Componentistica.....	113
4.3	Sottosistema di comunicazione.....	116
4.4	Sottosistema di comando e gestione dati.....	123
4.5	Struttura del satellite.....	124
5	Bilanci delle prestazioni e configurazione finale del satellite.....	131
5.1	Bilancio di massa del satellite.....	131
5.2	Bilancio di potenza.....	134
5.3	Configurazione finale del satellite.....	137
6	Conclusioni.....	142
6.1	Sommario.....	142
6.2	Conclusioni e sviluppi futuri.....	145
	Bibliografia.....	147
7	Allegato :.....	149
	S.Marcuccio, A.D'Alfonso, F.Pegoraro,.....	149
	"A Small EP Spacecraft for Plasma Physics Experiments",.....	149
	IEPC-07-349, Proc. XXX International Electric Propulsion Conference, Firenze, Italia, 2007.....	149

Figure

Figura 1-1 Struttura della tesi.....	13
Figura 3-1 Architettura di missione - Trade Tree	18
Figura 3-2 Interazione tra vento solare e magnetosfera terrestre.....	19
Figura 3-3 Architettura del sottosistema di propulsione.....	22
Figura 3-4 ALTA HT-100.....	24
Figura 3-5 ALTA HT-100 - Architettura della PSCU	25
Figura 3-6 - Campo magnetico della Terra.....	30
Figura 3-7 Prima osservazione di superconduttività da parte di H.K.Onnes – Resistenza- temperatura dell'Hg con $T_c=4.2$ K.....	36
Figura 3-8 Profondità di penetrazione nei superconduttori.....	37
Figura 3-9 Comportamento magnetico del superconduttore.....	38
Figura 3-10 Diagramma delle fasi del superconduttore.....	39
Figura 3-11 Tavola di Mendeleev indicante i materiali superconduttori.....	40
Figura 3-12 Cella perovskitica.....	42
Figura 3-13 Struttura del BSCCO.....	42
Figura 3-14 Bobina di Sumitomo BSCCO	43
Figura 3-15 Sorgenti esterne di potenza termica.....	49
Figura 3-16 temperatura-quota radiatore a 16.5 deg.....	52
Figura 3-17 temperatura del radiatore.....	53
Figura 3-18 configurazione radiatore-magnete.....	53
Figura 3-19 Magnetometro SSTL.....	54
Figura 3-20 Sonda di Langmuir – SmartPROBE.....	55
Figura 3-21 Fotocamera allo stato solido.....	56
Figura 3-22 Spettrometro di massa	57
Figura 3-23 Asta telescopica - SSTL	58
Figura 3-24 - Configurazione delle fasce di Van Allen.....	59
Figura 3-25 Schema di come una radiazione deposita energia in un dispositivo elettronico.....	62
Figura 3-26 - SEB su un semiconduttore	63
Figura 3-27 - Scheda elettronica	64
Figura 3-28 - Orbita GTO iniziale	67
Figura 3-29 - Ariane 5 e Soyuz.....	70
Figura 3-30 – Disposizione di 4 minisatelliti.....	71
Figura 3-31 Piattaforma ASAP 5	72
Figura 3-32 Possibili configurazioni.....	75
Figura 3-33 Profilo di missione – gli archi di sparo all'interno delle regioni colorate tra le orbite	80
Figura 3-34 Durata degli abbassamenti orbitali.....	81
Figura 3-35 Massa di propellente necessaria	81
Figura 3-36 Tempo di deorbitamento	83
Figura 3-37 - Store & forward	84
Figura 3-38 - Orbita geostazionaria	84
Figura 3-39 - Orbita Molniya.....	85
Figura 3-40 – Comunicazione con collegamento incrociato.....	85
Figura 4-1 Metodologia di analisi di missione.....	87
Figura 4-2 Procedura di dimensionamento del sistema di potenza.....	90
Figura 4-3 Intervalli di anomalia eccentrica delle zone d'ombra.....	92
Figura 4-4 Tempi d'eclisse	92
Figura 4-5 Batterie Saft MPS e VES	93

Figura 4-6 Profondità di scarica.....	95
Figura 4-7 Densità atmosferica - modello semplificato.....	103
Figura 4-8 r, v e densità - GTO iniziale.....	104
Figura 4-9 Resistenza e coppia aerodinamica - GTO iniziale.....	105
Figura 4-10 Momento angolare nei nodi – GTO iniziale.....	105
Figura 4-11 Campo magnetico e complementare angolo di traiettoria - orbita iniziale.....	110
Figura 4-12 Coppia magnetica - orbita iniziale.....	110
Figura 4-13 Momento angolare nei nodi - orbita iniziale.....	111
Figura 4-14 Sensore d sole S3 - Galileo avionica.....	113
Figura 4-15 Tracciatore di stelle - STPSat-1 AeroAstro.....	114
Figura 4-16 Ruota di reazione – SunSpace.....	115
Figura 4-17 Tipi comuni di tecniche di modulazione.....	119
Figura 4-18 BER.....	120
Figura 4-19 Antenna.....	122
Figura 4-20 Ricevitore/trasmittitore.....	122
Figura 4-21 Computer di bordo - IMT.....	123
Figura 4-22 Disposizione dei correnti.....	129
Figura 5-1 Bilancio di massa.....	132
Figura 5-2 Bilancio di massa a secco.....	133
Figura 5-3 Bilancio operativo di potenza - esperimenti.....	135
Figura 5-4 Complessivo del satellite 1.....	137
Figura 5-5 Complessivo del satellite 2.....	138
Figura 5-6 Quote d'ingombro 1 (mm).....	139
Figura 5-7 Quote d'ingombro 2 (mm).....	139

Tabelle

Tabella 3-1 ALTA HT-100 - Dati tecnici	23
Tabella 3-2 ALTA HT 100 PSCU - Dati tecnici.....	25
Tabella 3-3 Caratteristiche tecniche del titanio.....	26
Tabella 3-4 Caratteristiche fisiche del rame.....	31
Tabella 3-5 Caratteristiche dei fili di rame commerciali	32
Tabella 3-6 Materiali superconduttori.....	41
Tabella 3-7 Caratteristiche del Sumitomo BSCCO	43
Tabella 3-8 Risultati bobine di BSCCO.....	46
Tabella 3-9 Termini dell'equazione di bilancio termico del radiatore	51
Tabella 3-10- Distribuzione energetica nelle fasce di Van Allen	60
Tabella 3-11 -Dati tecnici della scheda elettronica.....	65
Tabella 3-12 Parametri GTO iniziale.....	66
Tabella 3-13 - Confronto dei possibili lanciatori [adattata da Isakowitz,Hopkins B.,Hopkins P.].....	69
Tabella 3-14 - Storia di volo dell'Ariane [adattata da Isakowitz,Hopkins B.,Hopkins P.]	70
Tabella 3-15 Vincoli A.S.A.P.5	73
Tabella 3-16 Valutazione delle configurazioni in base alla potenza.....	76
Tabella 3-17 Parametri orbita iniziale, intermedie e finale.....	78
Tabella 3-18 Caratterizzazione degli esperimenti.....	79
Tabella 3-19 Parametri degli abbassamenti	81
Tabella 3-20 Riassunto abbassamenti orbitali	81
Tabella 3-21 Orbita inizio deorbitamento.....	83
Tabella 3-22 Parametri dell'abbassamento fino a raggiungere l'orbita di deorbitamento	83
Tabella 4-1 Tempi d'eclisse.....	92
Tabella 4-2 Dati tecnici delle batterie	94
Tabella 4-3 Cicli carica/scarica.....	95
Tabella 4-4 Peso ed ingombro delle batterie per gli esperimenti.....	96
Tabella 4-5 Peso ed ingombro delle batterie per gli esperimenti.....	96
Tabella 4-6 Tipi di celle solari	98
Tabella 4-7 Momento angolare specifico per orbita dovuto alla resistenza aerodinamica	106
Tabella 4-8 Coppia di pressione di radiazione solare	107
Tabella 4-9 Momento angolare per orbita dovuto alla presione di radiazione solare...	107
Tabella 4-10 Momento angolare per orbita dovuto al campo magnetico terrestre	111
Tabella 4-11 Riepilogo del momento angolare per orbita	112
Tabella 4-12 Componentistica del sistema di determinazione e controllo d'assetto.....	115
Tabella 4-13 Bande di frequenza	116
Tabella 4-14 Vantaggi e svantaggi di alcune tecniche di modulazione.....	119
Tabella 4-15 Bilancio di collegamento	121
Tabella 4-16 Geometria.....	124
Tabella 4-17Requisiti di carico	125
Tabella 4-18 Proprietà del materiale.....	125
Tabella 4-19 Carichi estremi di esercizio.....	127
Tabella 4-20 Carichi limiti di esercizio.....	127
Tabella 4-21 Parametri geometrici della sezione trasversale.....	129
Tabella 5-1Bilancio di massa	132
Tabella 5-2 Bilancio di potenza - prove di volo.....	134

Tabella 5-3 Bilancio di potenza	136
---------------------------------------	-----

Lista degli acronimi e abbreviazioni

AcME	<i>ACtive Magnetic Experiment</i>
ADCS	<i>Attitude Determination & Control Subsystem</i>
ASAP 5	<i>Ariane Structure Auxiliary Payload</i>
ASI	<i>Agenzia Spaziale Italiana</i>
BER	<i>Bit ERror</i>
BPSK	<i>Binary Phase Shift Keying</i>
BSCCO	<i>Bismuth Strontium Calcium Copper Oxide</i>
COTS	<i>Commercial-off-the-shelf</i>
DOD	<i>Depth Of Discharge</i>
EIRP	<i>Effective Isotropic Radiated Power</i>
EPDP	<i>Electric Propulsion Diagnostic Package</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
EPS	<i>Electrical Power Subsystem</i>
GEO	<i>Geostationary Earth Orbit</i>
GTO	<i>Geostationary transfer orbit</i>
HET	<i>Hall Effect Thruster</i>
HTSC	<i>High-Temperature oxide SuperConductors</i>
IADC	<i>Inter-Agency spaceDebris Coordination committee</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
LET	<i>Linear Energy Transfer</i>
LET_{th}	<i>Linear Energy Transfer threshold</i>
MBI	<i>Magnetic Bubble Inflation</i>
OBC	<i>On Board Computer</i>
OSR	<i>Optical Solar Reflector</i>
PSCU	<i>Power Supply Control Unit</i>
PTFE	<i>PoliTetraFluoroEtilene-teflon</i>
S/C	<i>Spacecraft</i>
SEB	<i>Single Event Burnout</i>
SEE	<i>Single Event Effect</i>
SEL	<i>Single Event Latchup</i>
SEU	<i>Single Event Upset</i>
XFCU	<i>Xenon Flow Control Unit</i>
YBCO	<i>Yttrium Barium Copper Oxide</i>

1 Introduzione

Un piccolo satellite con a bordo una sorgente di plasma, ad esempio un propulsore elettrico, è uno strumento adeguato per eseguire esperimenti “attivi” sui plasmi. Sebbene molte missioni spaziali siano state allestite allo scopo di studiare il plasma presente nello spazio, meno comuni sono le ricerche su quello prodotto artificialmente. Lo spazio costituisce un ambiente ideale per eseguire esperimenti difficilmente proponibili in laboratori a terra. Fattori ambientali altererebbero le caratteristiche intrinseche del plasma stesso. Inoltre si tiene presente il concetto di “magnetosfera artificiale” che consiste nel confinare plasma artificiale all’interno di un campo magnetico, anch’esso prodotto artificialmente. Interessanti sono le interazione tra tale “bolla” di plasma e quello naturale.

L’esigenza di produrre plasma a bordo del satellite porta a considerare l’impiego della propulsione elettrica, avallata dal fatto che piccoli propulsori a bassa potenza, in precedenza utilizzati solo per l’assetto di grandi satelliti, sono stati impiegati su satelliti di modeste dimensioni per il trasferimento orbitale. Un propulsore elettrico è in grado di guidare un piccolo satellite attraverso complesse traiettorie che raggiungono diverse quote operative alle quali poter eseguire gli esperimenti. In questo modo si ha la possibilità di valutare le interazioni del plasma artificiale in contesti differenti. Inoltre è ragionevole pensare di utilizzare il pacchetto diagnostico del plasma anche per monitorare lo stato e le prestazioni del propulsore elettrico.

Da queste considerazioni scaturisce l’idea di fare un’analisi di fattibilità di un piccolo satellite a basso costo dotato di un propulsore elettrico a bassa potenza che assolva alla funzione di generare il plasma artificiale e di guidare lo S/C lungo la sua traiettoria.

In questo lavoro di tesi si presenta il progetto preliminare di una missione spaziale durante la quale si intende eseguire gli esperimenti sui plasmi e fare le dimostrazioni di volo di un mini-HET [1]. L’economicità e la semplicità costituiscono caratteristiche imprescindibili della soluzione.

Approfondimenti e dettagli sugli esperimenti sono contenuti in [2],[3] mentre una sintesi è riportata nel par. 3.1.1.

In Figura 1-1 è riassunto il modo con cui è stata affrontata l'analisi ed il progetto della missione. È una procedura iterativa mediante la quale si giunge gradualmente a descrivere la missione che sia in grado di raggiungere gli obiettivi previsti al minor costo possibile.

Il lavoro di tesi documenta i risultati di questo processo iterativo ed ogni capitolo costituisce un passo del processo di definizione della soluzione finale.

Nel capitolo 2 si stabilisce che cosa la missione si propone di fare, quali sono qualitativamente gli obiettivi ed i vincoli a cui si è legati. Questi sono fissati e non sono soggetti a ridefinizione. Costituiscono il punto di partenza del processo di analisi.

Nel capitolo 3 è affrontata la caratterizzazione della missione. Si definiscono tutte le possibili combinazioni degli elementi di missione (diagnostica, scenario orbitale, sistema di lancio, sistema di comunicazione, etc.). Si adotta la combinazione che incontra al minor costo possibile gli obiettivi, vincoli e requisiti fissati nel capitolo 2.

Il passo successivo dell'analisi e progetto della missione è la descrizione qualitativa e quantitativa dei sottosistemi identificati al passo precedente. Questo è affrontato nel capitolo 4 a cui segue la stesura dei bilanci di massa e potenza presentati nel capitolo 5.

Si riassume la soluzione finale nel capitolo 6.

Parte dei risultati finali sono stati presentati alla XXX conferenza internazionale sulla propulsione elettrica tenutasi a Firenze tra il 17 ed il 20 di settembre del 2007.

L'articolo presentato è riportato in forma integrale in allegato.

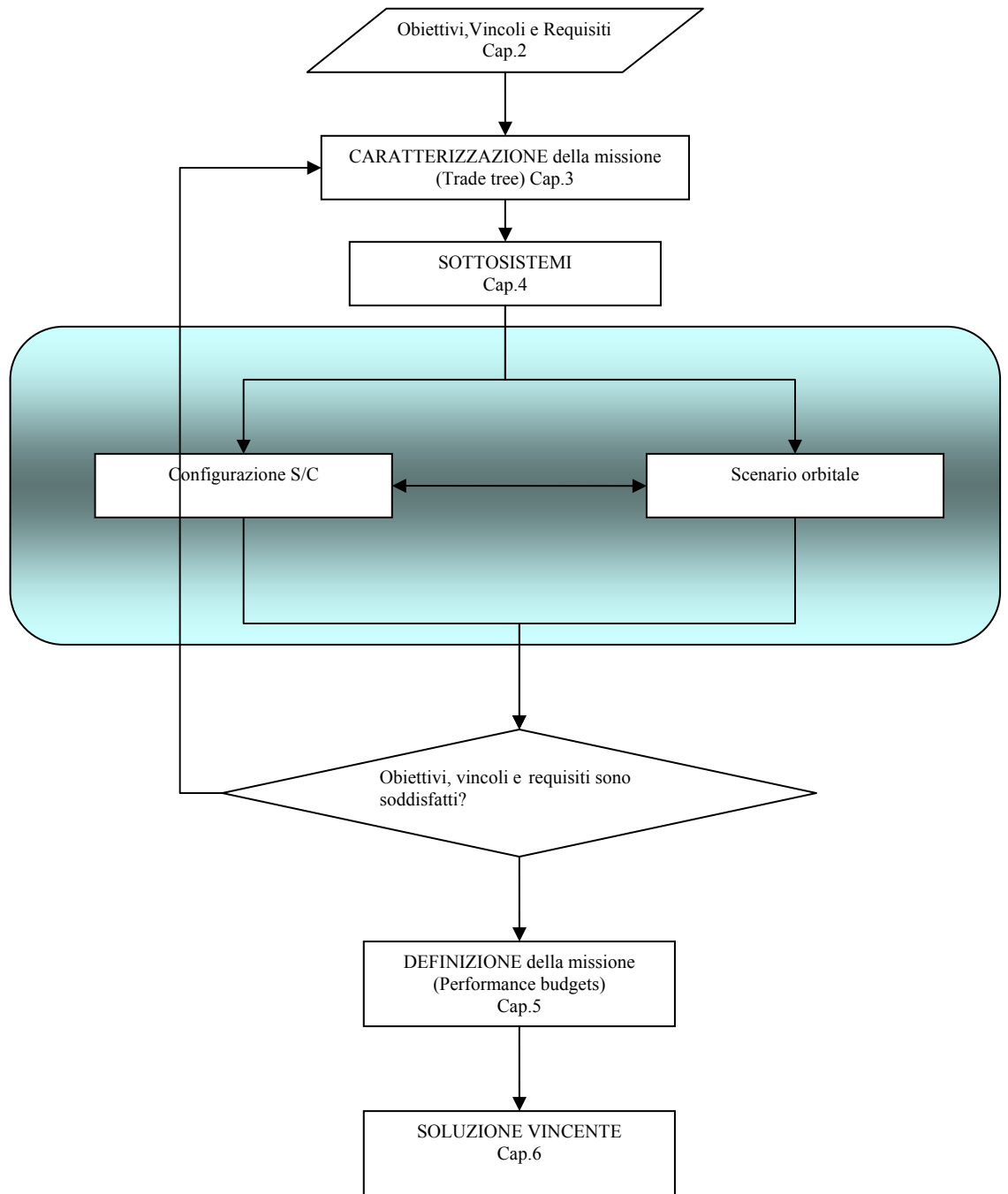


Figura 1-1 Struttura della tesi

2 Definizione della missione

Il plasma presente nello spazio costituisce un ambiente ideale per effettuare esperimenti controllati volti ad indagare sul comportamento dello stesso in condizioni difficilmente riproducibili in laboratorio. Da qui nasce l'idea di realizzare una missione spaziale di tipo scientifico che consenta di raccogliere dati provenienti da esperimenti sui plasmi che hanno il vantaggio di essere stati realizzati

- in larga scala
- in condizioni di spazio aperto (*boundary-free*).

2.1 Definizione degli obiettivi della missione

OBIETTIVI PRIMARI

OP-1 : Eseguire gli esperimenti scientifici

OP-2 : Raccogliere i dati mediante un adeguato sistema di diagnostica

OP-3 : Inviare i dati a stazioni a terra.

OBIETTIVI SECONDARI

OS-1 : Provare in volo il propulsore ALTA HT-100;

OS-2 : Esplorare le fasce di Van Allen;

2.2 Definizione dei vincoli e requisiti generali di missione

VINCOLI DI MISSIONE

VM-1 : Minimizzare i costi.

VM-2 : Contenere i tempi di missione entro i 5 anni.

REQUISITI DI MISSIONE

RM-1 : Adottare la filosofia di progetto “*cost-effective*”, per cui minimizzare il costo equivarrà a minimizzare peso ed ingombro.

RM-2 : Utilizzare componenti COTS che consentono, oltre ad una riduzione dei costi, di eliminare le fasi di prova su nuovi strumenti, concorrendo in tal modo ad un contenimento dei tempi di allestimento della missione.

RM-3 : Per il trasferimento orbitale si utilizza la propulsione elettrica.

RM-4 : Il corretto svolgimento degli esperimenti presuppone che l’ambiente circostante allo S/C sia sgombro da appendici o protuberanze che non siano strumenti di misura. Ciò influenza soprattutto il progetto preliminare del sottosistema di potenza. Ad esempio la presenza di eventuali pannelli solari dispiegati nello spazio costituirebbe una fonte di disturbo della dinamica del plasma.

RM-5 : E’ necessario che l’interno dello S/C sia elettricamente e magneticamente isolato (es. struttura modellata come una “gabbia di Farady”, utilizzo di adeguate superfici isolanti).

RM-6 : E’ una missione europea.

RM-7 : La procedura di “*end-of-life*” sarà in accordo con le norme vigenti che prevede il deorbitamento del satellite in 25 anni.

RM-8 : Minimizzare i detriti spaziali.

RM-9 : Cercare di conferire allo S/C la massima flessibilità possibile.

3 Caratterizzazione della missione

In questo capitolo si identificano gli elementi alla base dell'architettura della missione. Valutate per ciascuno di essi tutte le alternative possibili, si individua l'insieme di scelte possibili compatibili con i vincoli e con i requisiti della missione, che costituisce il punto di partenza per il dimensionamento dei sottosistemi. Gli elementi di architettura presi in considerazione sono i seguenti e schematizzati nella Figura 3-1:

1. Obiettivi scientifici e diagnostica;
2. Orbita ;
3. Lanciatore ;
4. Possibili configurazioni ;
5. Possibili scenari della missione ;
6. Architettura di comunicazione.

Nel primo paragrafo si esaminano gli obiettivi di tipo scientifico della missione ed in particolare risultano importanti, ai fini del presente lavoro, le caratteristiche di peso e potenza degli strumenti ritenuti idonei ad eseguire gli esperimenti nello spazio.

Gli esperimenti ed i relativi strumenti sono così raggruppati

- Esperimenti sui plasmi
 - Strumenti per la generazione del plasma
 - Strumenti per la generazione del campo magnetico
 - Strumenti per la misura del campo magnetico
 - Strumenti per la misura dei parametri dei plasmi
- Prove di volo del propulsore HT-100
 - Propulsore
 - Diagnostica
- Esplorazione delle fasce di Van Allen
 - Scheda rilevatrice di SEU - *single event upset*.

Il secondo e terzo paragrafo, strettamente collegati tra di loro, riguardano il tipo di orbita ed il sistema di lancio più convenienti. Vengono riportate le considerazioni avallanti la scelta di un' orbita GTO ed un lancio Ariane ASAP5.

Nel quarto paragrafo si valutano le possibili forme del satellite mediante la scelta di una configurazione geometrica compatibile con i vincoli imposti dal lanciatore oltre che con quelli generali della missione.

Nel quinto paragrafo si illustra preliminarmente come deve evolvere nel tempo la missione mentre nel sesto, dopo aver passato in rassegna i metodi di comunicazione satellitare attualmente in uso, si definisce quello più idoneo.

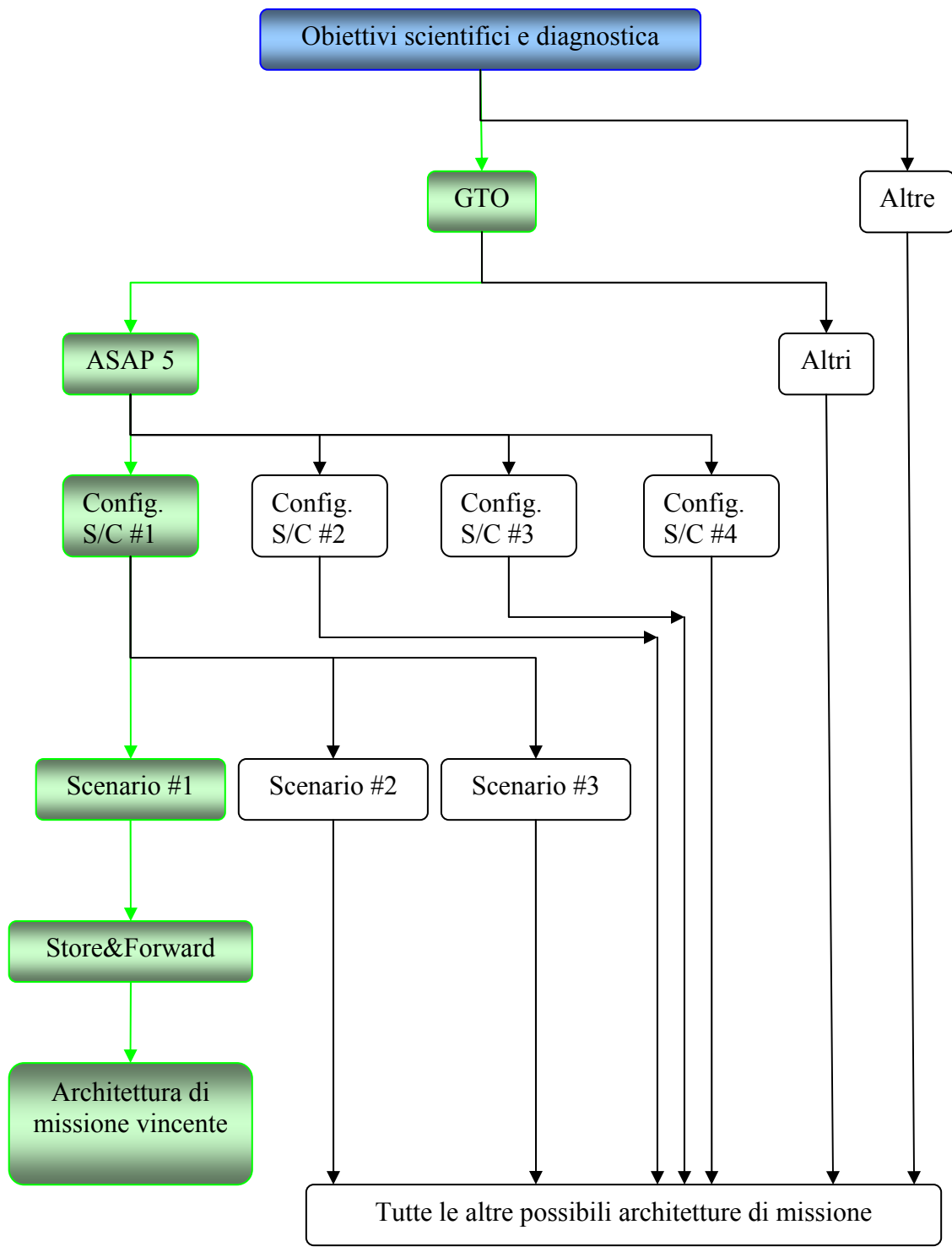


Figura 3-1 Architettura di missione - Trade Tree

3.1 Obiettivi scientifici e diagnostica

3.1.1 Esperimenti sui plasmi

Lo scopo del presente paragrafo è quello di descrivere qualitativamente gli esperimenti di fisica dei plasmi [3], che vanno sotto il nome di AcME e MBI, che si intendono eseguire; dopo aver passato in rassegna i parametri che ci si prefigge di rilevare, si pone particolare attenzione agli strumenti ritenuti idonei allo scopo, evidenziando massa e potenza assorbita.

3.1.1.1 Caratterizzazione degli esperimenti sui plasmi

L'idea di fondo degli esperimenti AcME (*ACtive Magnetic Experiment*) è quella di far interagire il plasma naturale, ed in particolare quello presente nella ionosfera, con il plasma artificiale generato dal propulsore elettrico e confinato all'interno del campo magnetico prodotto a bordo del satellite a cui risulta legato. Le due correnti di plasma sono in moto relativo tra di loro in quanto il primo segue la terra nel suo moto di rotazione mentre il secondo è solidale con il satellite. È possibile in questo modo studiare la loro dinamica senza i disturbi che un ambiente relativamente piccolo, come un laboratorio, potrebbe generare. Sostanzialmente si vuole riprodurre, anche se in modo approssimativo, ciò che avviene, in scala molto più grande, tra il vento solare e la magnetosfera dei pianeti.

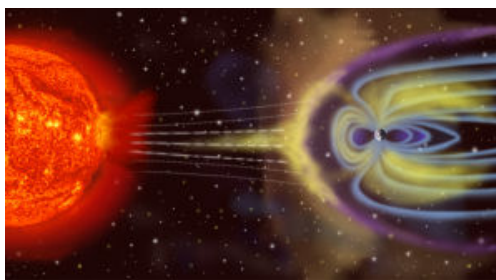


Figura 3-2 Interazione tra vento solare e magnetosfera terrestre

Si può pensare di eseguire l'esperimento in scala più grande controllando la densità del plasma. Congelando il campo magnetico nel flusso di plasma proveniente dal satellite si può studiare la possibilità di gonfiare la bolla magnetica e quindi analizzare la sua dinamica, stabilità e le interazioni tra la "magnetosfera artificiale" ed il plasma naturale. Su questi concetti si basa l'esperimento che prende il nome di MBI (*Magnetic Bubble Inflation*).

Evidenziata la grande opportunità che lo spazio offre a chi si occupa di chimica e fisica dei plasmi, gli argomenti su cui gli esperimenti proposti focalizzano l'attenzione sono i seguenti:

- Plasmi completamente ionizzati, fenomeni collettivi e dinamiche non lineari di plasmi non collisionali in “spazio aperto”.
- Dinamica e stabilità di una bolla di plasma intrappolata in un campo magnetico di dipolo e sue interazioni con l'ambiente spaziale in regime MHD.

Sia nel caso degli esperimenti AcME che MBI i parametri su cui si intende soffermarsi sono [3],[4] :

- Campo magnetico a differenti distanze e orientazioni.
- Campo elettrico a differenti distanza e orientazioni.
- Emissioni elettromagnetiche di Cherenkov, anisotrope, non direttamente individuabili dal satellite.
- Turbolenze, emissioni elettromagnetiche isotrope.
- Onde di Langmuir.
- Densità del plasma a differenti distanze ed orientazioni
- Direzione e funzione di distribuzione degli elettroni.
- Direzione e funzione di distribuzione degli ioni.

Per gli esperimenti AcME si richiede che le dimensioni della bolla magnetica siano sufficientemente più grandi della lunghezza di Debye del plasma, pertanto le altitudini a cui sarebbe conveniente eseguire questo tipo di esperimenti sono le basse. Al contrario lo scenario ideale per eseguire gli esperimenti MBI è quello delle alte quote.

Il momento di dipolo del magnete presente sul satellite deve essere tale da generare un campo magnetico artificiale più intenso di quello presente all'esterno, generato dalla terra, al fine di legare il plasma allo S/C. È stato stimato che il campo magnetico artificiale a 10 m dallo S/C deve essere pari a quello generato dalla terra sulla sua superficie alla latitudine geomagnetica.

La scala temporale di interesse è dell'ordine del secondo pertanto si richiede un *duty cycle* dell'ordine del mezzo minuto.

3.1.1.2 Strumentazione necessaria per eseguire gli esperimenti sui plasmi

Affinchè gli esperimenti AcME e MBI vengano eseguiti, è necessario dotare il satellite di opportuni strumenti. La prima questione da affrontare è quella di come generare il plasma artificiale. Un propulsore elettrico può benissimo assolvere a questa funzione oltre che a quella sua naturale di fornire spinta al satellite. Contestualmente può essere definito un profilo di missione che confermi la possibilità dell'uso della propulsione elettrica anche per i trasferimenti orbitali e non solo per le manovre d'assetto. Il flusso di plasma in uscita dal propulsore è confinato nel campo magnetico generato a bordo del satellite mediante un solenoide. Si è dimostrato la fattibilità di creare il campo magnetico necessario agli esperimenti cercando di contenere il più possibile il peso e l'ingombro scegliendo materiali efficienti e dimensionando opportunamente il magnete. A tutto questo è necessario aggiungere un pacchetto di diagnostica. I parametri che caratterizzano i plasmi, temperatura e densità sono monitorati dalle sonde di Langmuir, mentre l'intensità del campo magnetico è misurata da magnetometri. I sensori delle sonde di Langmuir e dei magnetometri sono montati alle estremità di aste telescopiche che consentono di effettuare misurazioni anche a distanze di qualche metro lontano dal corpo del satellite. In definitiva gli strumenti possono classificarsi in tre categorie, che sono oggetto di approfondimento dei prossimi paragrafi:

1. Generazione del plasma artificiale;
2. Generazione del campo magnetico artificiale;
3. Strumenti di misura del campo magnetico;
4. Strumenti di misura dei parametri dei plasmi.

Particolare attenzione è stata prestata ai dati relativi alla massa, potenza assorbita ed ingombri.

3.1.1.2.1 Strumenti per la generazione del plasma artificiale : il propulsore elettrico

Il sottosistema di propulsione ha la funzione di generare il plasma artificiale e di fornire al satellite la spinta necessaria a guidarlo lungo la traiettoria prevista. Presso Alta-Space S.p.A. è stato prodotto un piccolo “Hall Effect Thruster” (HET) adatto ad essere utilizzato in missioni simili a quella presa in esame in questo lavoro di tesi. Le linee guida dello sviluppo dell’ HT-100 sono state [25] :

- Riduzione dell’assorbimento di potenza;
- Riduzione della dissipazione di potenza all’interno del propulsore;
- Riduzione della complessità a livello di sottosistema.

A partire dal 2004 sono state fatte, in laboratorio, diverse campagne di prova sia in configurazione singola che doppia, tanto che si può ritenere sia stato ormai largamente caratterizzato a terra. Questa missione è anche un’occasione per provarlo in volo.

L’intero sottosistema si compone essenzialmente delle seguenti parti [24], [25]:

- Propulsore
- PSCU (*Power Supply and Control Unit*)
- XFCU (*Xenon Flow Control Unit*)
- Serbatoio
- Linee, valvole e condotti.

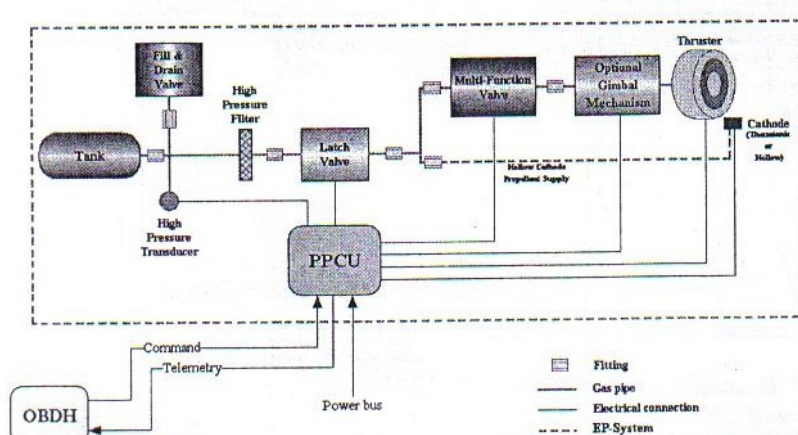


Figura 3-3 Architettura del sottosistema di propulsione

3.1.1.2.1.1 Propulsore ALTA HT-100

Il propulsore che si intende utilizzare, monitorare e provare in volo durante la missione è l'ALTA HT-100 i cui dati tecnici sono riportati in Tabella 3-1. Nominalmente il propulsore produce 4.5 mN di spinta ad una potenza di 100 W, in realtà la spinta può essere modulata agendo opportunamente sulla potenza che può variare nell'intervallo di 60-160 W. Ciò consente di ottenere una spinta massima di 10 mN.

EP ALTA HT-100	Nom	Max	Min
Massa(incluso neutralizzatore) (kg)	0.61	-	-
Potenza (W)	100	160	60
Corrente (A)	0.53	1	-
Tensione (V)	180	350	-
Spinta (mN)	4.5	10	3.5
Impulso specifico (s)	>950	>1000	>750
Efficienza (-)	>0.22	>0.29	>0.21
Flusso totale di propellente (mg/s)	<0.48	<1.1	<0.47
Impulso totale (Ns)	>2 10 ⁵	-	-

Tabella 3-1 ALTA HT-100 - Dati tecnici

L'interfaccia fisica con il corpo del satellite è costituita da 4 fori di diametro pari a 4.2 mm, posti su una circonferenza di 90 mm [24].

Il propulsore è posizionato alla quota baricentrica, mentre uno ridondante, posizionato simmetricamente, garantisce il completamento della missione in caso di malfunzionamento.

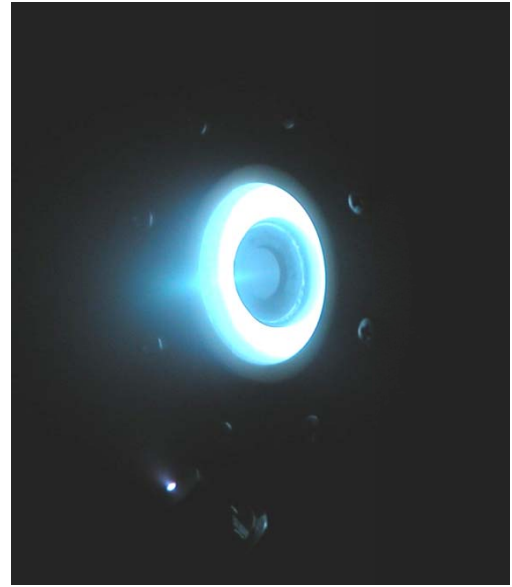
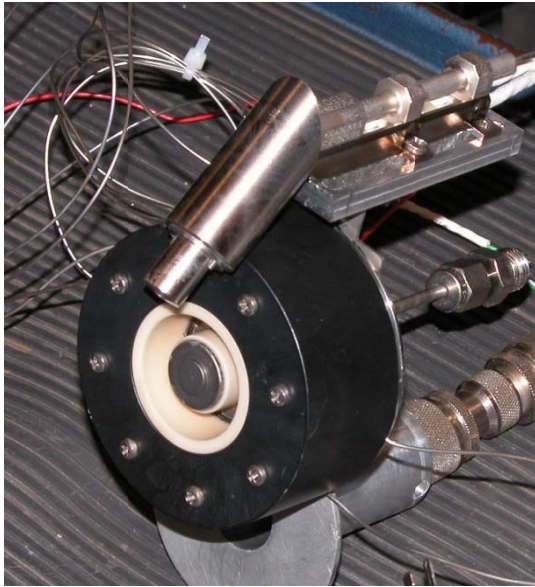


Figura 3-4 ALTA HT-100

3.1.1.2.1.2 PSCU – Power Supply Control Unit

I propulsori elettrici, generalmente, operano a voltaggi più elevati di quelli forniti dalle linee standard. Tale voltaggio è ottenuto mediante una opportuna unità, che prende in nome di PSCU. Il requisito di progetto fondamentale della PSCU è quello di raggiungere la massima flessibilità possibile al fine di adattare il propulsore a differenti scenari di missione.

Il sottosistema in questione è stato progettato per operare ad una tensione di 28 V non regolata e per fornire fino a 100 W di potenza ad un massimo di quattro propulsori.

Inoltre la sua modularità consente di utilizzarlo su satelliti di tutte le classi.

Nella tabella si riportano le caratteristiche tecniche più significative.

Tensione in ingresso	28 V non regolata
Potenza max in ingresso per propulsore	350 W
Efficienza	>70%
Accuratezza del controllo della corrente	<0.1 A
Accuratezza del controllo della tensione	<1.5 V
Accuratezza del monitoraggio della temperatura	±2°C
Massa per propulsore	< 2.5 kg

Tabella 3-2 ALTA HT 100 PSCU - Dati tecnici

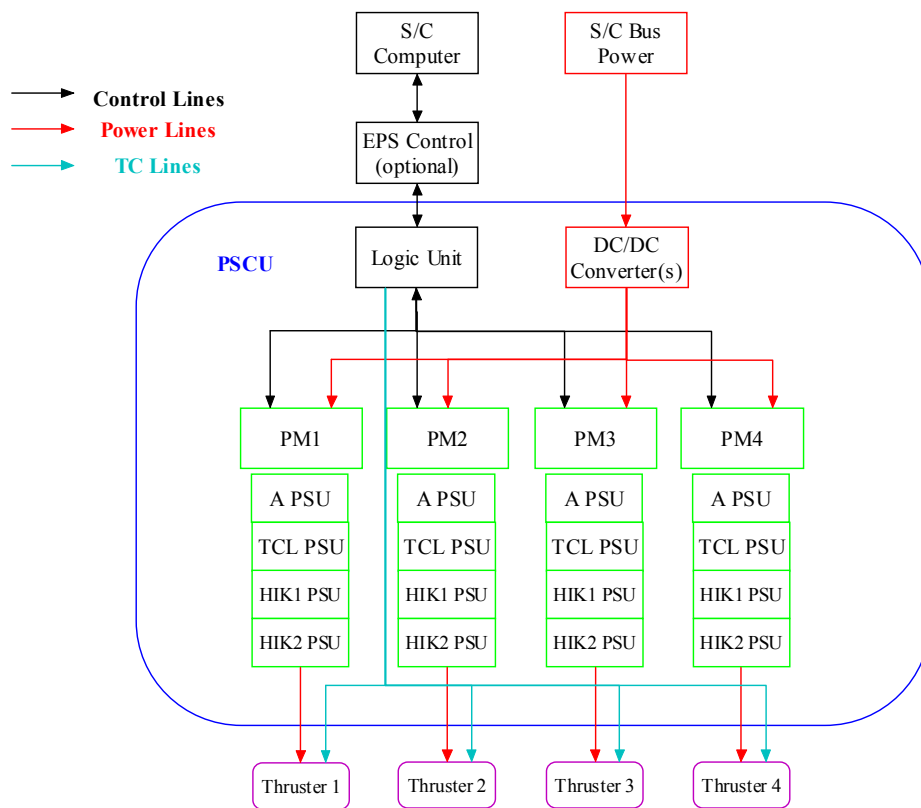


Figura 3-5 ALTA HT-100 - Architettura della PSCU

3.1.1.2.1.3 XFCU – Xenon Flow Control Unit

Il controllo del flusso di propellente e la regolazione della pressione all'interno dei serbatoi è realizzato mediante un dispositivo la cui architettura modulare si presta a diversi scenari di missione ed inoltre l'utilizzo di componenti COTS concorre ad un sostanzioso abbattimento dei costi. Nella versione base, i comandi sono impartiti direttamente dall'OBC. Il fluido di lavoro è lo xenon stoccato ad una pressione di 150 bar. La massa complessiva si aggira intorno a 1.5 kg, mentre la massa di gas trasportata è inferiore a 10 kg.

3.1.1.2.1.4 Serbatoio

Le scelte progettuali alla base del dimensionamento sono le seguenti:

- La forma del serbatoio è sferica, per esigenze strutturali. Le tensioni circonferenziali sono uguali a quelle membranali pari a:

$$\sigma_{c/m}^{sfera} = \frac{pr}{2t}$$

p : pressione all'interno del recipiente;

r : raggio della sfera;

t : spessore della sfera;

- Il materiale del serbatoio è il titanio di cui si riportano le caratteristiche tecniche salienti:

Materiale : Titanio [25]			
Tensione ammissibile	σ_{amm}	N/m ²	830 10 ⁶
Densità	ρ	kg/m ³	4430

Tabella 3-3 Caratteristiche tecniche del titanio

- Il propellente utilizzato è lo xenon (Xe) in quanto può essere stoccato in volumi più piccoli rispetto ad altri gas nobili di comune impiego nella propulsione elettrica. Il suo peso molare, M , è di 131.3 gr/mole.

L'elevata pressione a cui è soggetto implica che il suo comportamento è ben lontano dall'essere quello di gas perfetto, pertanto si fa riferimento alla legge dei gas reali :

$$\left(p + a \frac{n^2}{V^2} \right) (V - nb) = nRT$$

p : pressione del gas pari a 15 MPa (151 atm);

T : temperatura del gas pari a 25 °C;

n : numero di moli;

V : volume occupato;

R : costante universale dei gas pari a 8.3144 kJ/mol K;

a, b : coefficienti di Van der Walls pari, per lo xenon,

$$a = 0.42 \text{ Nm}^4/\text{mol}^2 \text{ e}$$

$$b = 0.000051 \text{ m}^3/\text{mol}.$$

La procedura di dimensionamento del serbatoio è la seguente:

1. Si calcola la massa di propellente necessaria, m_p , si determina il numero di moli, n_{nec} , necessario:

$$n_{nec} = m_p/M$$

2. Dall'equazione di Van der Walls si determina il volume necessario, V_{nec} .
3. Si suppone preliminarmente che il numero di serbatoi, N , sia pari ad uno, e si valuta il suo raggio:

$$r = \sqrt[3]{\frac{3(V_{nec}/N)}{4\pi}}$$

4. Qualora dovesse risultare difficile allocare una sfera di raggio r nel satellite, si potrebbe pensare di aumentare N , anche se questo comporta un aumento del peso e della complessità.
5. Lo spessore del serbatoio, t , è calcolabile dalla seguente espressione:

$$t = \frac{pr}{2\sigma_{amm}}$$

6. Il peso del serbatoio, m_{serb} , invece è pari a :

$$m_{serb} = (4\pi r^2) t \rho$$

La configurazione finale del satellite prevede un unico serbatoio sferico in titanio di raggio pari a 0.2 m, spessore 1 mm e dal peso di 2.2 kg.

3.1.1.2.1.5 Linee, valvole e condotti

In base a dati storici è plausibile assumere che un sistema di regolazione del flusso di xenon di 60 mg/s abbia un peso cautelativamente di 1.4 kg ed assorba una potenza di 2 W [27].

3.1.1.2.1.6 Diagnostica del propulsore : EPDP

Il getto di plasma in uscita dal propulsore è monitorato da un adeguato gruppo di diagnostica (*EPDP*). Si compone di sensori di particelle, programmabili da terra ed installati in punti chiave del satellite. Hanno il compito di rilevare la temperatura, la densità e la distribuzione di energia del flusso di plasma in uscita. Inoltre una microbilancia al quarzo ed una cella solare monitorano l'eventuale deposizione di particelle sulla superficie del satellite. Si stima un peso complessivo di 2.4 kg ed una potenza assorbita di 18 W in base a diagnostiche esistenti [27].

3.1.1.2.2 Strumenti per la generazione del campo magnetico : magnete

3.1.1.2.2.1 Introduzione

Le dimensioni della “magnetosfera artificiale” dipende dall'intensità del campo magnetico che si riesce a produrre nelle vicinanze del satellite. La progettazione del magnete si basa sull'esigenza di contenere gli ingombri, peso e potenza assorbita, ma allo stesso tempo di garantire che l'intensità del campo magnetico prodotto fosse tale da garantire il buon esito degli esperimenti. Si vuole che a 10 m di distanza dall'asse longitudinale del satellite il campo magnetico sia pari a quello generato dalla terra alla latitudine geomagnetica.

In questa ottica i passi del ragionamento seguito posso essere riassunti nel modo esposto sotto, rimandando ai paragrafi successivi gli adeguati approfondimenti.

- Quantificazione del campo magnetico valutato sulla superficie terrestre ed all'equatore geomagnetico : $0.3 \cdot 10^{-4}$ T;
- Quantificazione del momento di dipolo necessario a generare tale campo magnetico : $3 \cdot 10^5$ Am².
- Si è valutata la possibilità di utilizzare un solenoide di rame; a tal fine sono state considerate 231 configurazioni possibili, ciascuna identificabile mediante una terna delle seguenti variabili di progetto :
 - Diametro : da 0.5 m a 1.5 m, a passo di 0.1;
 - Altezza : 0.5 m, 1 m, 1.5 m;
 - Area trasversale del filo e conseguente intensità di corrente circolante :
6, 10, 16, 25, 35, 50, 70 mm².

La geometria tiene presente dei vincoli imposti dal lanciatore di cui si discuterà nel par. 3.3.2.

I risultati indicano l'impossibilità di una simile soluzione, che sebbene economica, non raggiunge il valore del momento di dipolo richiesto.

- Si è preso in considerazione l'utilizzo dei superconduttori, tra i quali risulta conveniente il BSCCO, che offre i vantaggi della superconduzione a 125 K, temperatura che può essere raggiunta mediante l'impiego di tecniche passive ed opportuni accorgimenti. Un magnete di 60 spirali di BSCCO di raggio esterno di 0.5 m e raggio interno di 0.47 m, per un peso di 43 kg e assicurato ad una radiatore OSR di 1 m² può costituire una soluzione accettabile.

La possibilità di impiego di superconduttori in lega metallica è stata scartata a priori. Infatti la resistenza al loro interno si annulla a bassissime temperature, al di sotto dei 10 K, e questo avrebbe comportato l'utilizzo di tecniche di raffreddamento attive, notoriamente complicate e pesanti.

3.1.1.2.2 Momento di dipolo del magnete

Il fulcro dello S/C è il magnete, il suo momento di dipolo magnetico deve essere in grado di generare a 10 m dal corpo del satellite un campo magnetico che sia pari a quello terrestre, valutato all'equatore geomagnetico e sulla superficie ($\theta_m = 0$, $R = R_{\text{earth}} = 6378 \text{ km}$).

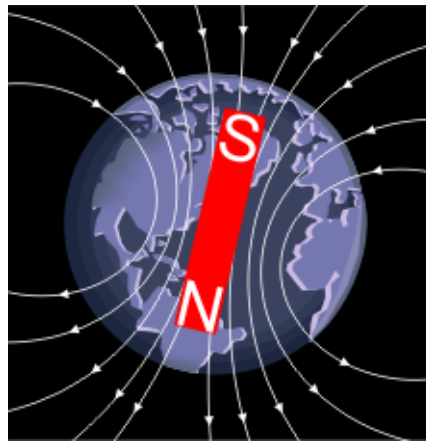


Figura 3-6 - Campo magnetico della Terra

Al primo ordine il campo magnetico terrestre può essere modellabile come un campo di dipolo il cui asse è ruotato di 11.5 deg rispetto all'asse di rotazione della terra. Sia R , in metri, la distanza di un generico punto in cui si voglia calcolare il campo magnetico terrestre, θ_m la sua latitudine geomagnetica e μ_m il momento di dipolo della terra approssimabile a $8 \cdot 10^{15} \text{ Tm}^3$, si può utilizzare la seguente espressione [6]:

$$\vec{B}_{\oplus} = \frac{\mu_m}{R^3} \left(-2 \sin \theta_m \hat{i}_r + \cos \theta_m \hat{i}_{\theta} \right)$$

$$B_{\oplus}(R, \theta_m) = \left(\frac{\mu_m}{R^3} \right) \cdot \sqrt{1 + 3 \sin^2(\theta_m)} = 0.3 \cdot 10^{-4} [T]$$

Nell'ipotesi di spira piana di raggio $D/2$, in metri, percorsa da una corrente i , in ampere, si passa a valutare quale debba essere il suo μ [Am^2], per cui il campo magnetico

generato ad una distanza $r = 10$ m dal centro della spira sia pari a $B = 0.3 \cdot 10^{-4}$ T. Si faccia riferimento alla seguente espressione [6]:

$$\vec{B} = \frac{\mu_0}{4\pi} \left(\frac{3(\vec{\mu} \cdot \vec{r})\vec{r}}{r^5} - \frac{\vec{\mu}}{r^3} \right)$$

In un punto posto sul piano della spira, o per ipotesi nella mezzeria del solenoide, \mathbf{r} e $\boldsymbol{\mu}$ sono ortogonali, pertanto l'espressione precedente può essere semplificata nel seguente modo:

$$\vec{B} = -\frac{\mu_0}{4\pi} \cdot \frac{\vec{\mu}}{r^3}$$

in cui μ_0 è la *permeabilità magnetica nel vuoto* pari a $4\pi/10^7$ Tm/A.

Passando ai moduli ed inserendo gli opportuni valori si ottiene:

$$|\vec{\mu}| = |\vec{B}| \cdot \frac{4\pi}{\mu_0} \cdot r^3 = 3 \cdot 10^5 \text{ Am}^2$$

3.1.1.2.2.3 Solenoide di rame

Al fine di determinare la massa e la potenza necessaria ad un solenoide di rame di generare il momento di dipolo richiesto si è proceduto nel seguente modo :

1. Determinazione delle grandezze fisiche e geometriche dei fili di rame disponibili in commercio [8]

Grandezze fisiche del rame		
Densità - δ	kg/m ³	8920
Calore specifico - C_v	J/kg K	380
Resistività elettrica - ρ	Ω	$0.16 \cdot 10^{-7}$
Permeabilità magnetica relativa - μ_r	-	1

Tabella 3-4 Caratteristiche fisiche del rame

Caratteristiche dei fili di rame presenti in commercio	
Area della sezione trasversale	Corrente
A_{filo}	i
mm ²	A
6	55
10	76
16	105
25	140
35	173
50	205
70	265

Tabella 3-5 Caratteristiche dei fili di rame commerciali

2. Determinazione del momento di dipolo :

Si sono presi in considerazione solenoidi del diametro D compreso tra 0.5 m e 1.5 m, ed altezze H pari a 0.5 m, 1 m, ed 1.5 m. Per ciascuno di essi e per ciascuno dei tipi di filo si sono valutati la superficie

$$S = \pi \frac{D^2}{4}$$

ed il numero di spire

$$N = \frac{H}{2 \cdot \sqrt{\frac{A_{filo}}{\pi}}}$$

Calcolate le precedenti grandezze è possibile determinare il momento di dipolo di ciascun solenoide

$$\mu = iNS$$

3. Determinazione della massa :

$$M = (\pi DN) \cdot A_{filo} \cdot \delta$$

4. Determinazione dell'energia dissipata per effetto Joule :

Nell'ipotesi di un duty cycle di 30 s si ha :

$$E_J = \rho \left(\frac{\pi DN}{A_{filo}} \right) \cdot i^2 \cdot duty_cycle$$

5. Determinazione dell'aumento di temperatura :

$$\Delta T = \frac{E_J}{M \cdot C_{sp}} = \frac{\rho \cdot i^2 \cdot \text{duty_cycle}}{\delta \cdot A_{filo}^2 \cdot C_{sp}} = \text{costante}$$

6. Determinazione dell'energia magnetica immagazzinata :

Preliminarmente è necessario calcolare il coefficiente di induzione

$$L = \mu_o \frac{N^2 H}{S}$$

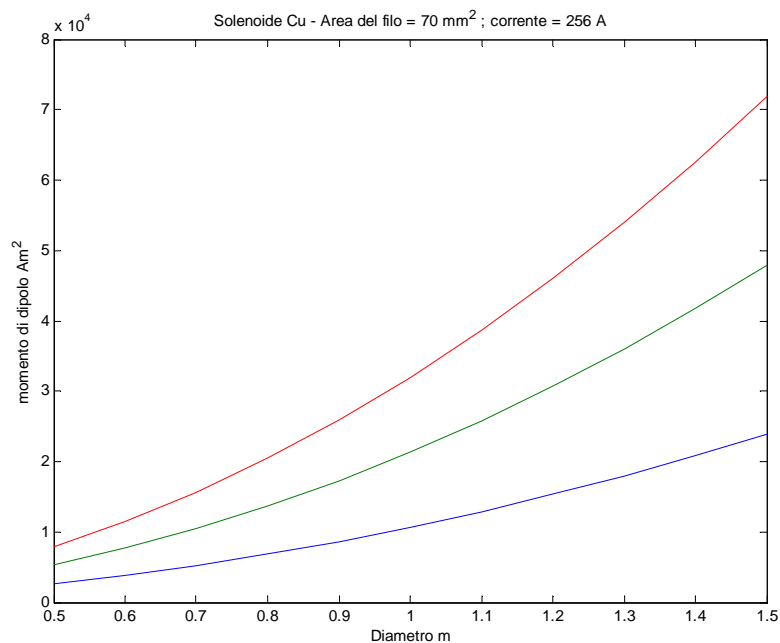
da cui si determina l'energia magnetica immagazzinata nel seguente modo :

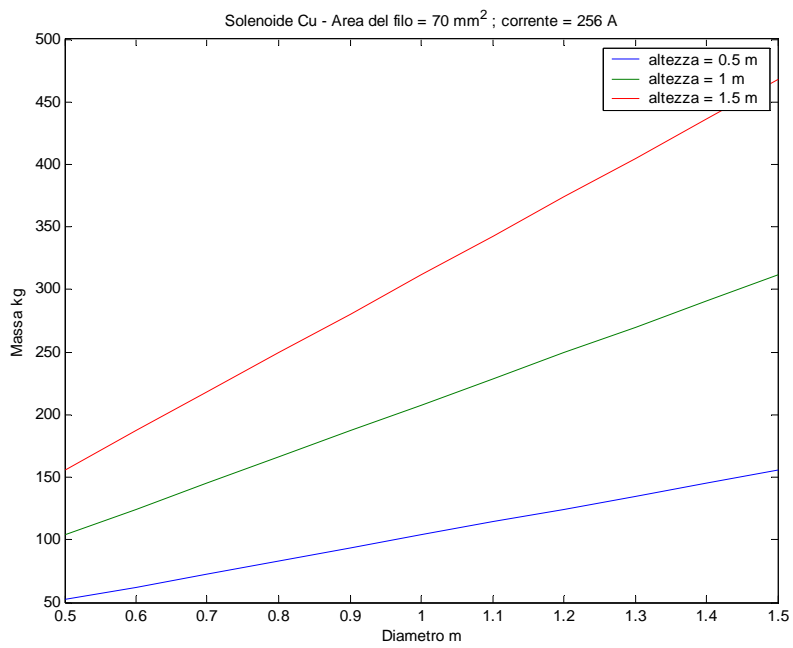
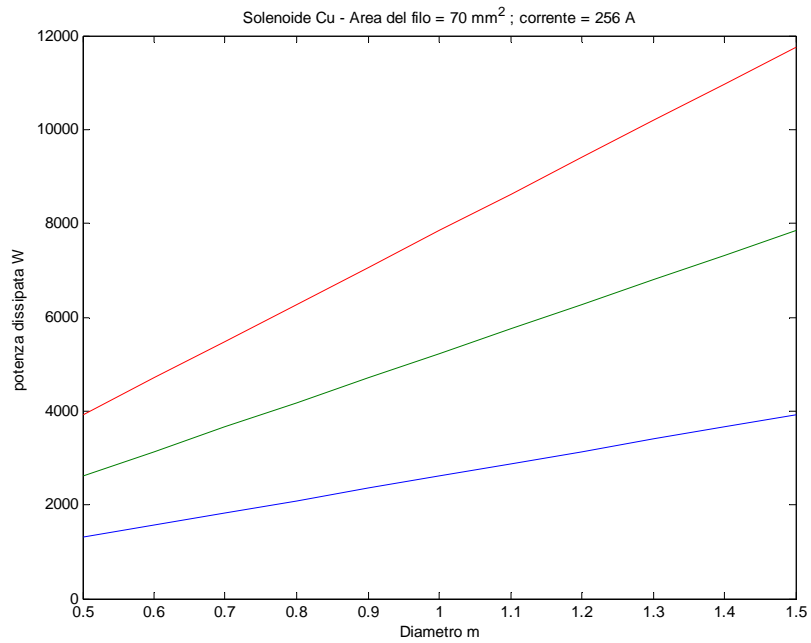
$$E_M = \frac{1}{2} Li^2$$

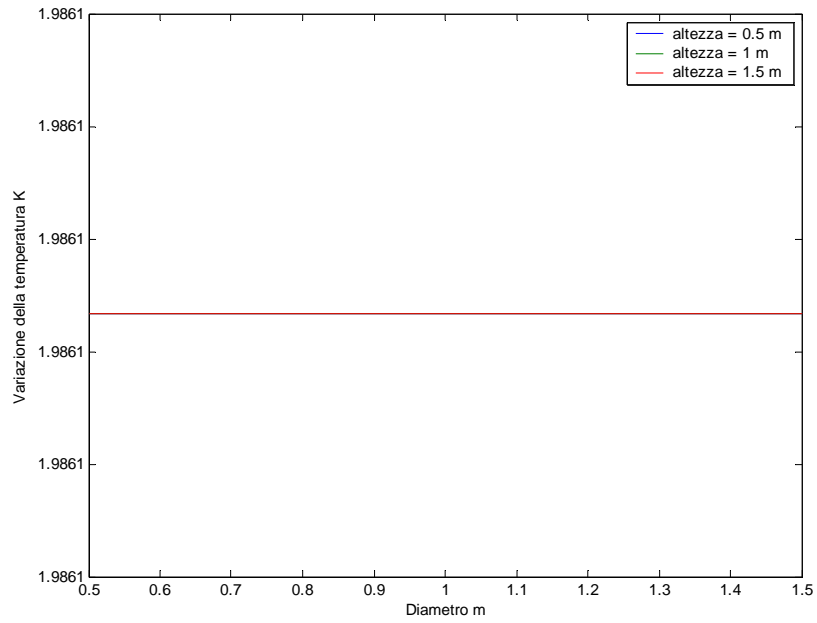
7. Determinazione dell'energia complessiva :

$$E_{TOT} = E_J + E_M$$

Si riportano per brevità unicamente i risultati relativi ad un solenoide costituito da filo di rame la cui sezione trasversale è pari a 70 mm² ed è percorso da una corrente di 256 A :







Dalla prima figura emerge che non è possibile ottenere il momento di dipolo desiderato, ed inoltre la massa e la potenza dissipata sono improponibili per la missione in esame.

3.1.1.2.2.4 Solenoide di ossido superconduttore ad alta temperatura critica (HTS)

3.1.1.2.2.4.1 Generalità sui superconduttori

Con il termine di superconduttore si intende un materiale che presenta le seguenti proprietà elettriche e magnetiche [9] :

- Assenza di resistenza al fluire della corrente
- Espulsione del campo magnetico dal materiale

se portati ad una temperatura inferiore a quella critica del materiale stesso.

Raggiunta tale temperatura si ha la transizione repentina del materiale dallo stato normale allo stato superconduttore presentando un profilo resistenza-temperatura del tipo mostrato in figura:

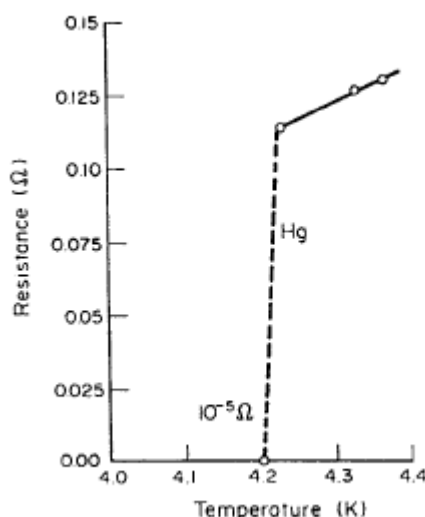


Figura 3-7 Prima osservazione di superconduttività da parte di H.K.Onnes – Resistenza-temperatura dell'Hg con T_c=4.2 K

Un'altra caratteristica macroscopica che contraddistingue i superconduttori consiste nel loro comportamento magnetico che si discosta da quello previsto dall'elettrodinamica classica per cui :

$$\vec{E} = \rho \cdot \vec{j}$$
$$\text{rot}(\vec{E}) = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t}$$

In base alle precedenti equazioni il campo magnetico all'interno di un conduttore raffreddato oltre la sua temperatura critica è costante, dipendente dalle condizioni iniziali. Per i superconduttori invece il campo magnetico interno è sempre nullo,

qualsiasi siano state le sue condizioni antecedenti il raffreddamento. Da un punto di vista macroscopico questo comportamento è dovuto alla generazione di correnti superficiali o “supercorrenti” che tendono ad annullare il campo magnetico all’interno rendendo il materiale perfettamente diamagnetico. Tale fenomeno di schermatura magnetica prende il nome di “effetto Meissner”. Oltre al campo magnetico, anche la corrente di trasporto è nulla all’interno del materiale in accordo con l’equazione :

$$\text{rot}(\vec{B}) = \mu_0 \vec{j}$$

Da questo si conclude che le correnti, sia di trasporto che di schermo, fluiscono sulla superficie del superconduttore. Nella realtà fluiscono in uno strato superficiale molto sottile dell’ordine di 10^{-6} - 10^{-5} cm all’interno del quale il campo magnetico passa da un possibile valore finito a zero. Questo spessore è noto come “profondità di penetrazione”.

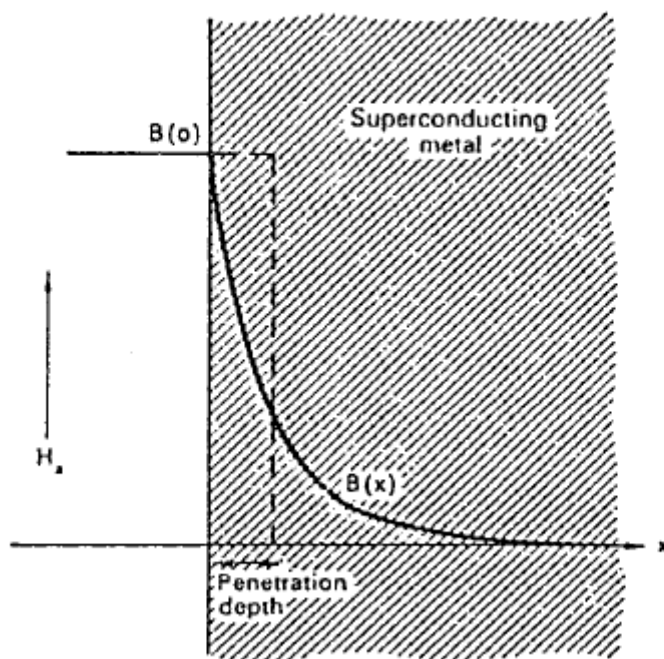


Figura 3-8 Profondità di penetrazione nei superconduttori

La condizione necessaria affinché si verifichi la transizione del materiale dallo stato normale a quello superconduttivo è che la temperatura sia al di sotto di un valore critico (T_c). Esistono due casi in cui il materiale cessa di essere superconduttore pur trovandosi ad una temperatura inferiore a T_c :

- Caso in cui venga esposto ad un campo magnetizzante maggiore od uguale al valore del campo critico (H_c).

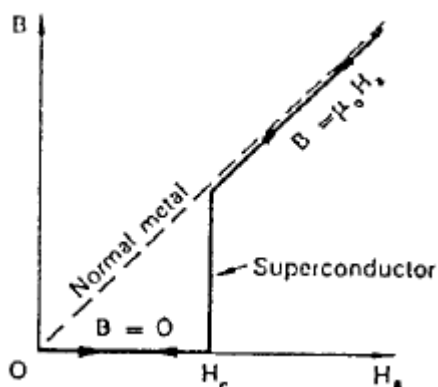


Figura 3-9 Comportamento magnetico del superconduttore

La schermatura magnetica che si genera impedisce al materiale di magnetizzarsi, sebbene sia in presenza di un campo magnetico esterno. Il processo è reversibile nell'ipotesi di materiale puro.

Questo si verifica fino a quando non si raggiunge H_c , il cui valore è dipendente dal quadrato della temperatura e segue la seguente legge empirica:

$$H_c(T) = H_c(T = 0K) \cdot \left[1 - \left(\frac{T}{T_c} \right)^2 \right]$$

Graficamente questa relazione rappresenta un "diagramma delle fasi" da cui fissato uno stato del superconduttore si possono ottenere i valori di H e/o T che lo riportano allo stato normale :

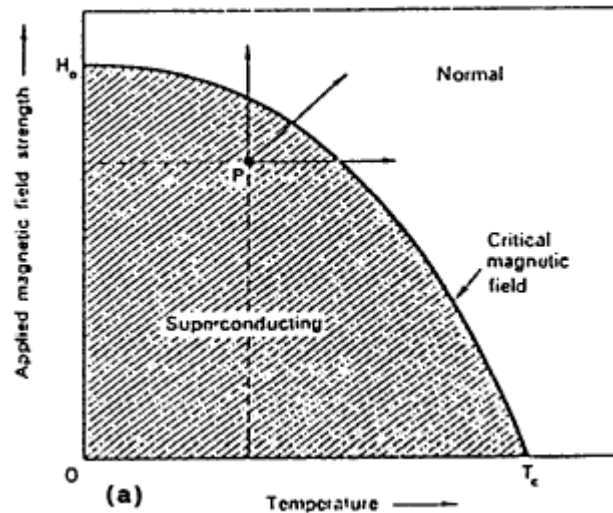


Figura 3-10 Diagramma delle fasi del superconduttore

Il valore di $H_c(T=0K)$ è un parametro caratteristico di ogni singolo superconduttore.

- Caso in cui venga percorso da una densità di corrente maggiore od uguale al valore della densità di corrente critica (J_c).

La corrente che si considera è la somma della corrente di trasporto, generata da sorgenti esterne, e della corrente di schermo, generata da eventuali campi magnetici esterni e dal campo magnetico indotto dalla corrente di trasporto.

Un superconduttore ritorna allo stato normale quando la somma del campo magnetico esterno e di quello autoindotto dalla corrente di trasporto raggiunge il valore di H_c .

3.1.1.2.2.4.2 Materiali superconduttori

Nella tavola periodica di Mendeleev sono indicati i materiali che esibiscono comportamento superconduttivo ed i valori di Tc e Hc corrispondenti.

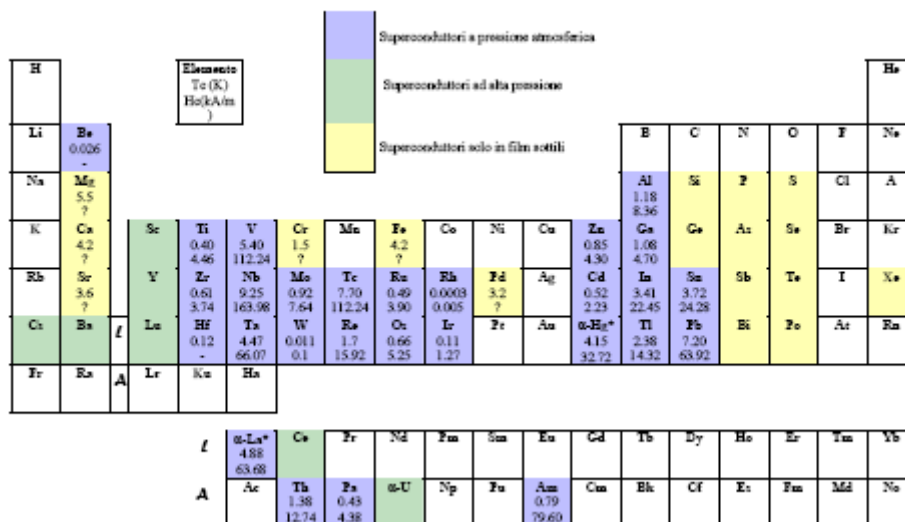


Figura 3-11 Tavola di Mendeleev indicante i materiali superconduttori

Tutti questi elementi presentano una Tc inferiore ai 10 K e questo incentiva la ricerca teorica e tecnologica di soluzioni che presentino Tc più elevate in modo da aumentare le possibilità di impiego. In questa direzione i primi risultati si sono ottenuti con leghe e composti metallici aventi la struttura del tipo A15 caratterizzati da una formula del tipo A₃B, con A indicante un metallo di transizione (Nb, V) mentre B può essere un metallo sia di transizione (Pt, Au) che non di transizione (Ge, Al).

L'interesse nella serie A15 iniziò a seguito della scoperta dei composti V₃Si (Tc=17 K) e Nb₃Sn (Tc=18 K) culminante nel 1973 con i film sottili di Nb₃Ge (Tc=23.5 K).

Nello stesso anno vennero gettate le basi per la successiva "rivoluzione" nel campo dei superconduttori ad opera di D. Johnson dell'università della California il quale evidenziò il comportamento superconduttivo del LiTi₂O₄ (Tc=13 K), che non appartiene alla serie A15. Infatti l'attenzione dei ricercatori si spostò verso gli ossidi e nel 1987 Chu dell'università di Houston sintetizzò l' YBa₂Cu₃O₇ (YBCO) con una Tc=93 K, mentre l'anno seguente fu la volta dei composti della serie del bismuto (BSCCO) che raggiunsero temperature critiche fino a 125 K. Questi materiali costituiscono i superconduttori ad alta temperatura critica (HTSC), che vanno sotto il nome di materiali

ceramici, perché le caratteristiche meccaniche ed i processi di lavorazione sono quelli propri della tecnologia ceramica. Nella seguente tabella si riportano i materiali superconduttori maggiormente utilizzati :

Materiale	Tc (K)	Hc (A/m)
NbTi	9.5	$1.1 \cdot 10^7 @ 4.2 \text{ K}$
Nb ₃ Sn	18.3	$1.8 \cdot 10^7 @ 4.2 \text{ K}$
V3Si	17	$1.3 \cdot 10^7 @ 4.2 \text{ K}$
V3Ga	16.5	$1.8 \cdot 10^7 @ 4.2 \text{ K}$
Nb ₃ Ge	23	$2.4 \cdot 10^7 @ 4.2 \text{ K}$
YBa ₃ Cu ₃ O ₇	93	$9.5 \cdot 10^7 @ 77 \text{ K}$
Bi ₂ Sr ₂ Ca ₂ Cu ₃ O ₁₀	110	$15.9 \cdot 10^7 @ 77 \text{ K}$

Tabella 3-6 Materiali superconduttori

Il vantaggio degli ossidi cuprati consiste nel fatto che possono essere raffreddati mediante azoto liquido la cui temperatura di ebollizione è di 77 K, al posto del più costoso elio liquido. Immediata conseguenza di ciò è l'enorme semplificazione del sistema criogenico o addirittura la sua completa eliminazione a vantaggio di sistemi di raffreddamento passivi.

I superconduttori ad alta temperatura critica sono solidi costituiti da elementi metallici legati ad elementi non metallici, generalmente ossigeno, disposti in una particolare struttura atomica, tipica della maggior parte dei materiali ceramici e che prende il nome di perovskitica. Nella sua forma ideale il reticolo perovskitico è costituito da celle elementari cubiche in cui i componenti sono presenti nel seguente rapporto stechiometrico :



in cui A e B sono i cationi metallici, mentre X è l'anione non metallico.

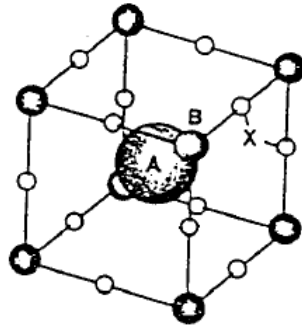


Figura 3-12 Cella perovskitica

Nella realtà però, deviazioni e difetti reticolari, oltre che a deviazioni stechiometriche dalla formula ideale ABX_3 conferiscono al materiale un'enorme gamma di caratteristiche.

La caratteristica più importante degli ossidi cuprati ad alta temperatura critica è la presenza, nel reticolo, di piani formati da atomi di rame e ossigeno, in cui avviene preferenzialmente la conduzione. A questi piani se ne frappongono altri di tipo isolante che hanno il compito di alterare la carica nei legami Cu-O e quindi la distribuzione degli stati energetici dei portatori di carica. Il BSCCO presenta la seguente struttura:

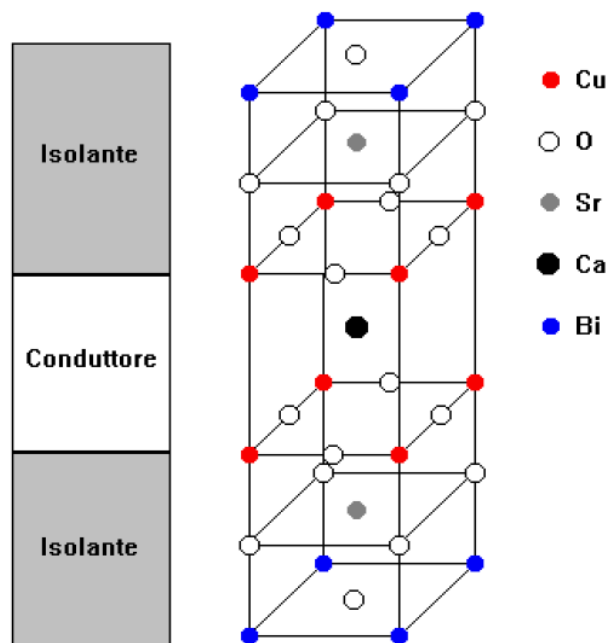


Figura 3-13 Struttura del BSCCO

Per ottenere ossidi superconduttori che presentino prestazione opportune, un ruolo fondamentale è legato alla disponibilità di polveri di stechiometria controllata. Tali polveri possono essere ottenute mediante diversi metodi di preparazione, e le caratteristiche delle polveri ottenute derivano dalla tecnica di preparazione seguita. La tecnica più utilizzata è quella della *reazione allo stato solido* in cui i prodotti di partenza vengono finemente macinati e mescolati in opportune proporzioni, compattati e trattati ad elevata temperatura (800-950 C); questo procedimento viene ripetuto più volte fino ad ottenere la polvere di ossido desiderato.

Nel presente lavoro si fa riferimento alle caratteristiche del film di BSCCO prodotto dalla Sumitomo Corp. [10], che presenta le seguenti caratteristiche :

Larghezza sez. trasversale	mm	4.2
Spessore, t	mm	0.22
Corrente critica @ 77 K	A	150
Densità	kg/m ³	9000

Tabella 3-7 Caratteristiche del Sumitomo BSCCO

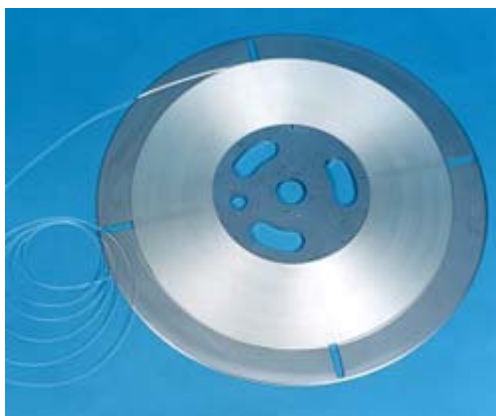


Figura 3-14 Bobina di Sumitomo BSCCO

3.1.1.2.2.4.3 Dimensionamento delle bobine di BSCCO

Il problema, analogamente a quanto visto per il solenoide di rame, è quello di determinare massa, ingombro ed energia necessaria ad una o più bobine di BSCCO che siano in grado di generare un campo magnetico di $0.3 \cdot 10^{-4}$ T a 10 m di distanza dal loro asse. Come dimostrato nel par. 3.1.1.2.2.2 tale problema può ridursi a cercare un sistema (spira, bobina, solenoide) che abbia un momento di dipolo pari a $3 \cdot 10^5$ Am².

I dati relativi alle caratteristiche del materiale in questione sono riportate in Tabella 3-7.

Al fine di determinare il sistema di minor peso si considerano N_{bob} (da 20 a 100) bobine, tutte uguali tra di loro, che abbiano il raggio esterno, b , pari a 0.5 m per esigenze costruttive.

La procedura seguita, iterata al MATLAB, è la seguente :

1. Determinazione del raggio interno, a :

in accordo con il principio di sovrapposizione del campo magnetico, e ricordando il legame lineare tra quest' ultimo ed il momento di dipolo si può scrivere :

$$\mu_{tot} = N_{bob} \cdot \mu_{bob}$$

in cui μ_{tot} è il momento di dipolo richiesto ($0.3 \cdot 10^5$ Am²), mentre μ_{bob} è il momento di dipolo di una singola bobina che è pari a [11] :

$$\mu_{bob} = \frac{\pi \cdot (i \cdot MS) \cdot N \cdot (b^3 - a^3)}{(b - a) \cdot 3}$$

in cui i è la corrente circolante, mentre N è il numero di avvolgimenti ed MS è il margine di sicurezza della corrente preso pari a 2 in base a dati storici. Sia t lo spessore del film di BSCCO e $\zeta = t/2\pi$ il parametro della spirale si può riscrivere la precedente espressione :

$$\mu_{bob} = \frac{(i \cdot MS) \cdot (b^3 - a^3)}{\zeta \cdot 6}$$

da cui ricavare l'espressione del raggio interno:

$$a = \sqrt[3]{b^3 - \frac{6 \cdot \zeta \cdot \mu_{tot}}{(i \cdot MS) \cdot N_{bob}}}$$

2. Determinazione della lunghezza complessiva della pellicola :

Ci si riferisce alla seguente espressione della lunghezza di una spirale [12] :

$$l = \frac{1}{2} \zeta \left[\vartheta \sqrt{1 + \vartheta^2} + \ln \left(\vartheta + \sqrt{1 + \vartheta^2} \right) \right]$$

in cui l è la lunghezza, ζ è il parametro della spirale definito al punto precedente, mentre θ è il numero di giri in radianti.

La lunghezza di film necessario è data da:

$$l_{BSCCO} = N_{bob} (l_{raggio_esterno} - l_{raggio_interno})$$

3. Determinazione della massa :

$$M = \rho_{BSCCO} \cdot (A_{sez_trasv} \cdot l_{BSCCO})$$

4. Calcolo del coefficiente di autoinduzione L :

Nota la relazione che lega la corrente al flusso di campo magnetico concatenato ad un circuito [7]

$$\Phi(\vec{B}) = L \cdot i$$

si determina il flusso attraverso la superficie di raggio a ipotizzando che il campo magnetico sul piano della bobina sia costante e pari al valore che ha sull'asse [11]

$$B = \frac{\mu_0 i}{2(b-a)} \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right)$$

da cui si ottiene

$$\Phi(\vec{B}) = B \cdot A = \frac{\mu_0 i}{2(b-a)} \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right) \cdot (\pi a^2) = Li \rightarrow L = \frac{\mu_0 \pi a^2}{2(b-a)} \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right)$$

5. Determinazione dell'energia magnetica immagazzinata o equivalentemente dell'energia intrinseca della corrente affinché passi da zero ad un valore finito [7] :

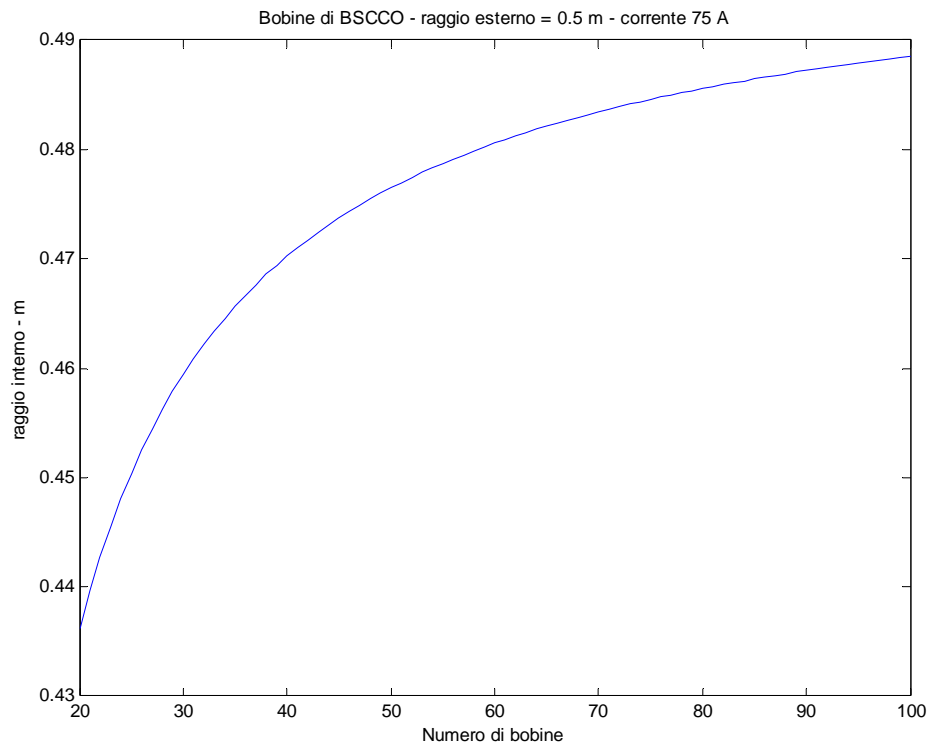
$$W = \frac{1}{2} Li^2$$

Pensare di utilizzare 60 spirali è un giusto compromesso tra ridurre la massa e gli ingombri, infatti sebbene non sia la soluzione di minimo peso, ha un'altezza accettabile.

I risultati della procedura sopra descritta sono riportati nelle figure sotto, mentre la configurazione del magnete, ritenuta più idonea, è la seguente:

Numero spirali	-	60
Raggio esterno	m	0.5
Raggio interno	m	0.47
Altezza complessiva delle bobine	mm	252
Lunghezza complessiva della pellicola	km	5.17
Massa	kg	43
Energia intrinseca della corrente	Wh	911

Tabella 3-8 Risultati bobine di BSCCO



3.1.1.2.2.4.4 Costruzione e configurazione preliminare del magnete

In questo paragrafo si descrive come il magnete può essere assemblato ed una possibile configurazione nel suo insieme, facendo riferimento essenzialmente a quello realizzato presso l'istituto di ingegneria elettrica di Bratislava e descritto in [13].

La procedura segue i seguenti passi :

1. Il fornitore del materiale superconduttore provvede alla realizzazione delle bobine, avvolgendo il nastro insieme al PTFE, mediante la tecnica "React&Wind"¹, ed a rivestire il prodotto finale con una vernice isolante elettrica dello spessore dell'ordine della decina di micron.

¹ I materiali che compongono il superconduttore sono precedentemente trattati termicamente (react) e successivamente avvolti a spirale (wind). A questo modo di procedere si contrappone la tecnica "Wind&React", che inverte la sequenza delle operazioni prima esposte. Lo svantaggio consiste nel fatto che il differente coefficiente di espansione termica dei materiali rende il prodotto finale poco compatto. [13]

2. Si asporta la vernice della spira interna di ciascuna bobina e la si riveste con stagno.
3. Le facce, superiore ed inferiore, sono rivestite di una sottile pellicola di speciali resine epossidiche (ChS Epoxy 513, polvere di Al_2O_3 , Telalit 410) che migliorano le caratteristiche di conducibilità termica ed meccanica.
4. Una volta che le resine abbiano raggiunto la dovuta consistenza, parte dell'ultima spira della prima e dell'ultima bobina vengono assemblate ad un terminale elettrico di rame la cui superficie di OFHC² molto liscia è rivestita di stagno. Il contatto è saldato ad una temperatura di 100 C. Il tutto è collegato mediante opportuni cavi all'alimentazione.
5. Bobine adiacenti sono collegate sovrapponendo e saldando alternativamente parte della spira più esterna o più interna.
6. Il tutto è calettato ad una struttura di supporto alleggerita, al fine di evitare movimenti relativi fra le bobine.

3.1.1.2.2.4.5 Metodo di raffreddamento del magnete

Il problema che viene affrontato in questo paragrafo è quello di trovare il modo di mantenere il magnete al di sotto della temperatura di transizione (125 K), condizione necessaria affinché il BSCCO manifesti le sue caratteristiche di superconduttore [13],[15],[16].

I dati su cui si basa l'analisi riguardano essenzialmente i seguenti aspetti dalla missione:

- Configurazione del satellite : prisma a sezione ottagonale, inscritto in un cilindro di 1.5 m di diametro e alto 1.5 m. Per ulteriori dettagli si veda il par. 3.4.
- Tipo di orbita : GTO, con raggio di perigeo a 560 km, apogeo a 35890 km, inclinazioni a 7 deg. Per ulteriori dettagli si veda il par. 3.5.
- Assetto : asse longitudinale del prisma posto ortogonalmente al piano orbitale.
- Sorgenti esterne di calore [17] :

² Rame privo di ossigeno. È comunemente impiegato nella realizzazione di contatti elettrici.

1. Radiazione solare diretta

$$G_s = 1358 \text{ W/m}^2$$

2. Radiazione solare riflessa dalla terra

$$q_A = a \cdot G_s = 407 \text{ W/m}^2$$

in cui a è l'albedo, ossia la percentuale di radiazioni solari riflesse dalla terra, pari approssimativamente al 30% della radiazione solare diretta.

3. Emissione infrarossa della terra

$$q_I = 237 \text{ W/m}^2$$

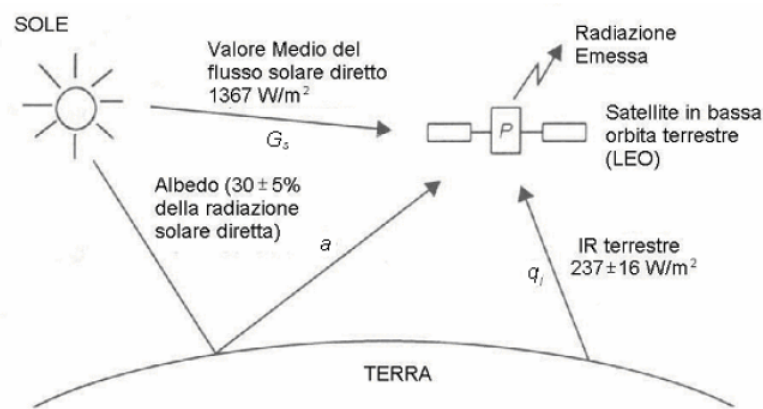


Figura 3-15 Sorgenti esterne di potenza termica

I sistemi di controllo termico per sistemi spaziali si possono classificare in due grandi categorie:

1. sistemi di controllo passivo, che prevedono unicamente l'utilizzo di particolari rivestimenti o superfici radiative;
2. sistemi di controllo attivo, che al contrario dei precedenti richiedono l'impiego di parti in movimento dovuto alla presenza di un fluido refrigerante all'interno di un circuito frigorifero, oltre che a caloriferi termostatati ed al sistema di pompaggio del fluido stesso.

In termini di peso, complessità e costo il secondo metodo è decisamente svantaggioso, sebbene rappresenti l'unico modo per raggiungere e mantenere temperature prossime allo zero assoluto, o comunque molto basse. Ad esempio l'utilizzo di materiali superconduttore di lega metallica, con temperatura di transizione di 4.2 K, avrebbe richiesto sicuramente un sistema attivo di controllo termico. Oculatamente invece si preferiscono i superconduttori di ossido cuprato, che comportandosi da superconduttori

al di sotto di 125 K, offrono l'opportunità di utilizzare un sistema passivo di controllo termico.

Questo può essere possibile facendo opportune scelte progettuali :

1. Si divide il satellite in due baie, di sezione ottagonale e altezza pari a 0.75 m ciascuna. Nella baia inferiore sono allocati tutti i sottosistemi del satellite, ed opportuni percorsi termici consentiranno di portare la quantità di calore prodotta internamente verso un radiatore posto sulla superficie inferiore del satellite e da qui dissipato nello spazio.

Il magnete è direttamente collegato ad un radiatore di 1 m² posto sulla superficie superiore del satellite in modo che per conduzione possa trasferire la quantità di calore che per effetto joule si genera nei contatti elettrici. Opportune coperte termiche MLI consentiranno di ridurre al minimo la potenza termica proveniente dai pannelli solari, mentre l'aver pensato di collocare il magnete lontano, per quanto possibile, dagli altri sottosistemi, gli consente di ridurre la quantità di potenza termica scambiata per irraggiamento.

2. Ruotare di 16.5 deg il radiatore superiore con annesso magnete, e disporlo parallelamente al piano dell'eclittica, consente di ridurre la temperatura del sistema, in quanto si annullerebbero i contributi al bilancio termico dovuti alle fonti esterne di potenza termica a cui si è fatto riferimento sopra. Allo stesso risultato si può arrivare traslando di 34 cm verso il basso, l'intero sistema magnete radiatore. Questo è il modo migliore in quanto non si perde l'assialsimmetria.

L'equazione di bilancio termico per una lastra ad incidenza i rispetto alla direzione della radiazione solare, parallela alla congiungente terra-sole, può esprimersi nel seguente modo :

$$T = \left[\frac{G_S \alpha_S \sin(i) + q_I \varepsilon_{IR} (1 - \cos(\rho)) \sin(i) + G_S a \alpha_S K_a (1 - \cos(\rho)) \sin(i) + Q_w / A_r}{\sigma \varepsilon_{IR}} \right]^{1/4}$$

in cui i termini hanno il seguente significato :

Raggio terrestre	R_E	$6378 \cdot 10^3$	m
Quota operativa	H	Da $560 \cdot 10^3$ a 35890	m
Raggio angolare	$\rho = \arcsin(R_E/(R_E+H))$	Valutato a tutte le quote	gradi
Costante solare	G_S	1358 ± 5	W/m^2
Emissione infrarossa della terra	q_I	237 ± 21	W/m^2
Albedo	a	$30 \pm 5\%$ del G_S	-
Emissione d'albedo	q_A	407	W/m^2
Costante di Stefan-Boltzmann	σ	$5.67 \cdot 10^{-8}$	W/m^2K^4
Assorbenza solare	α_S	0.077	-
Emissività infrarossa	ϵ_{IR}	0.79	-
Fattore di collimazione	$K_a = 0.664 + 0.521\rho - 0.203\rho^2$	0.39	-
Potenza interna	Q_w		W

Tabella 3-9 Termini dell'equazione di bilancio termico del radiatore

I coefficienti di emissione infrarossa, ϵ_{IR} , ed assorbenza solare, α_S , sono quelli relativi ad un radiatore del tipo OSR, *optical solar reflector*, composto da un substrato con ottime proprietà riflettenti a base di argento, rivestito da uno strato trasparente di quarzo. La sua densità è di 2.6 gr/cm^2 .

Risolvere l'equazione precedente ipotizzando di essere in presenza di tutte e tre le fonti esterne di calore, di mantenere la superficie radiativa a 16.5 deg rispetto l'eclittica e di iterare per valori di Q_w che vanno da 1 a 10 W porta ad ottenere il seguente grafico:

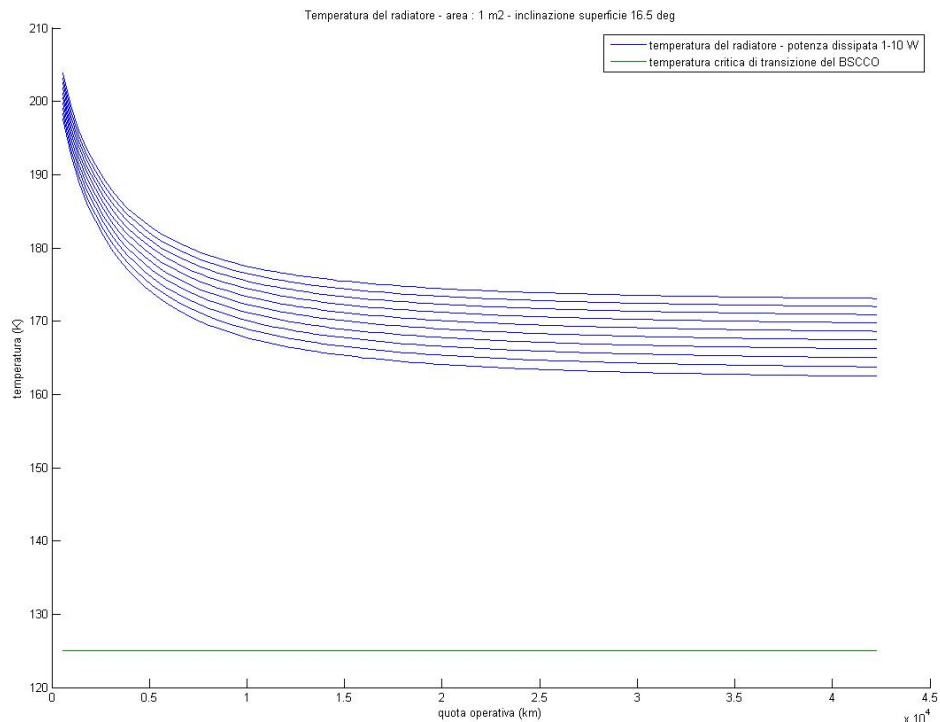


Figura 3-16 temperatura-quota radiatore a 16.5 deg

Dalla figura emerge che a tutte le quote raggiunte dal satellite nella sua vita operativa, la temperatura del radiatore è ben al di sopra dei 125 K. Questo implica che solo in casi particolari, come ad esempio durante le eclissi, si verifica la condizione vincolo per cui la temperatura sia sotto la temperatura di transizione.

Le considerazioni fin qui esposte suggeriscono di pensare ad un sistema radiatore-magnete inclinato di 16.5 deg rispetto all'asse longitudinale del satellite, e posto parallelamente al piano dell'eclittica. Questa soluzione crea problemi per quanto riguarda i momenti di inerzia. È quindi più opportuno mantenere la simmetria trasladando verso il basso, di 33 cm, il radiatore-magnete in modo da consentire alla struttura esterna di preservarlo dalle radiazioni facendo in modo che i primi tre termini dell'equazione di bilancio prima espressa si annullino semplificando le cose nel seguente modo:

$$T = \left[\frac{Q_w / A_r}{\sigma \epsilon_{IR}} \right]^{1/4}$$

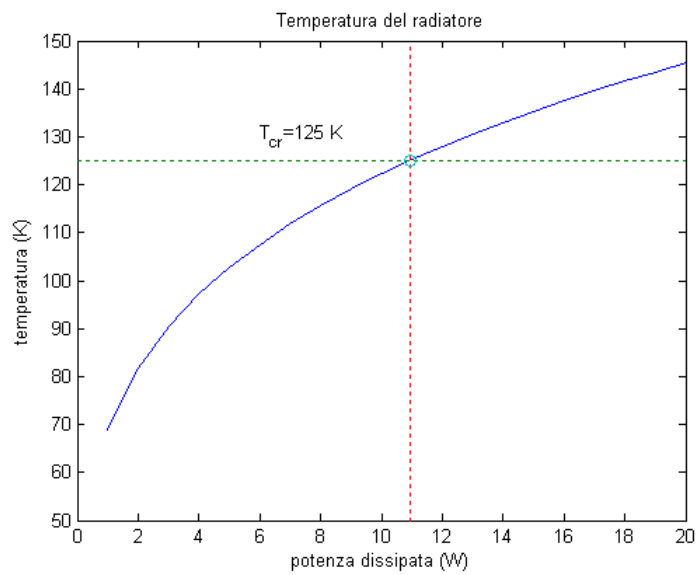


Figura 3-17 temperatura del radiatore

Dalla figura si può asserire che la temperatura del sistema radiatore-magnete si mantiene al di sotto del valore limite di 125 K a tutte le quote, purchè la potenza da dissipare non superi gli 11 W. Una possibile configurazione è la seguente:

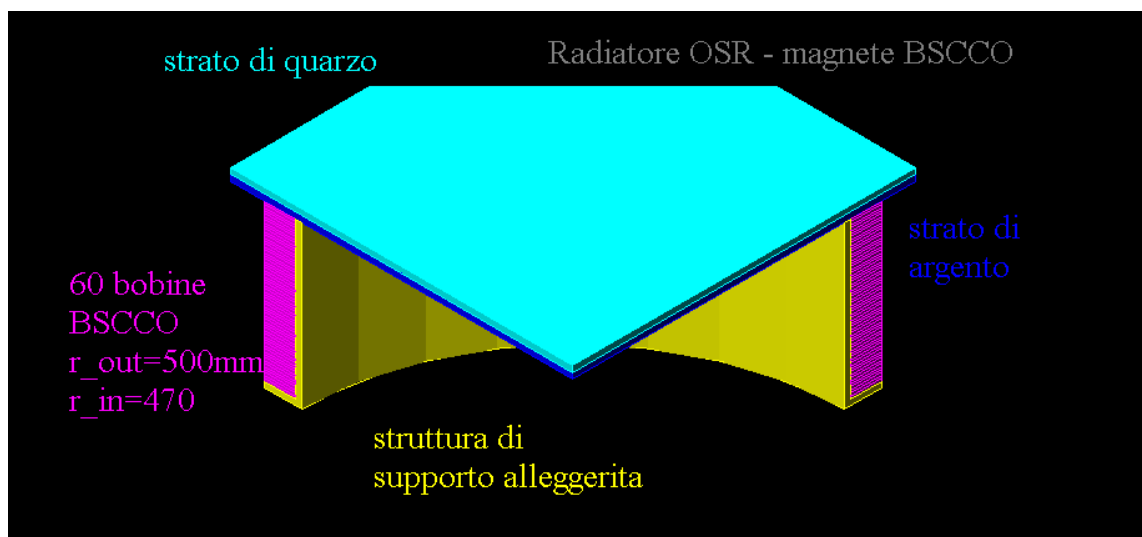


Figura 3-18 configurazione radiatore-magnete

3.1.1.2.3 Strumenti per la misurazione del campo magnetico : il magnetometro

Questo strumento utilizza due serie di tre sensori, che consentono di rilevare ortogonalmente le componenti delle regioni di campo magnetico da misurare. Ciascuno delle due serie di sensori è posto all'estremità di altrettante aste telescopiche, descritte in 3.1.1.2.5 e possono fare misure ad una distanza di 6 m. È necessario tener conto delle seguenti fonti di disturbo:

- Interferenza tra il campo magnetico naturale e quello indotto dalle apparecchiature del satellite;
- Tensioni e torsioni della lunga asta telescopica;

La prima fonte di disturbo è minimizzata mediante lo spostamento dei sensori dal corpo centrale del satellite, attraverso l'ausilio delle aste telescopiche.

Per tenere in debito conto i piccoli movimenti delle stesse aste si può pensare di montare, solidalmente alla sonda, una bobina di taratura che emette un campo magnetico di riferimento durante le calibrazioni dello strumento [18].

Una possibile soluzione è fornita dalla SSTL [19], mostrata in Figura 3-19. Il peso è di 295 gr per una potenza assorbita di 0.15 W (8 mA @ +10.5 V) ed un ingombro di 130 x 90 x 36 mm.

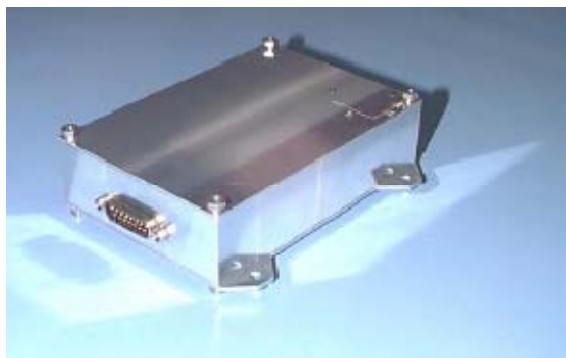


Figura 3-19 Magnetometro SSTL

3.1.1.2.4 Strumenti di misura dei parametri dei plasmi

3.1.1.2.4.1 Sonda di Langmuir

La sonda di Langmuir³ è un particolare dispositivo di diagnostica utilizzato per determinare alcune proprietà di base dei plasmi, quali la densità, la temperatura mediante il posizionamento di una piccola sonda conduttrice all'interno del plasma e osservando la corrente generata in conseguenza alla differenza di potenziale che si viene a creare. Approfondite informazioni sulla teoria alla base del funzionamento di questo dispositivo sono esposte in [20], [21], [22],[23].

Come per i sensori del magnetometro, è necessario che le sonde vengano montate all'estremità delle aste telescopiche, descritte in 3.1.1.2.5.. Si stima il peso di ciascun dispositivo pari a 0.8 kg per una potenza assorbita di 10 W.

Si propone la SmartPROBE™ della Scientific System di cui si riporta un disegno di massima.

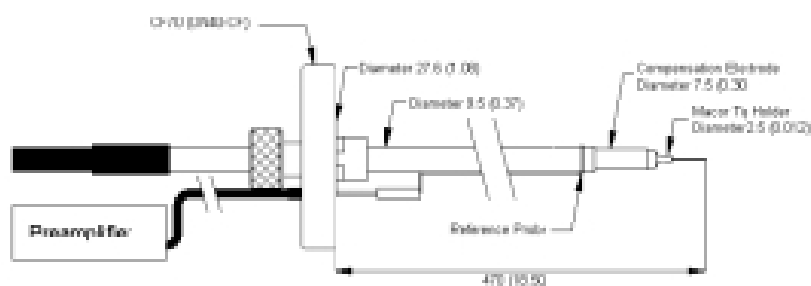


Figura 3-20 Sonda di Langmuir – SmartPROBE

3.1.1.2.4.2 Fotocamera allo stato solido

³ Irving Langmuir (New York, 1881 – Massachusetts, 1957). A lui fu conferito il premio Nobel per la chimica nel 1932.

L'obiettivo della fotocamera allo stato solido è quella di determinare la struttura, il moto e le proprietà radiative dell'ambiente prossimo al satellite.

È formata da una rete di 800 x 800 sensori al silicio denominati CCD (dispositivo ad accoppiamento di carica). La parte ottica è costruita come un telescopio riflettore (Cassegrain). La luce è raccolta da uno specchio primario e diretta da uno specchio secondario più piccolo che la incanala attraverso un foro al centro del primario verso il CCD. Il sensore CCD è schermato dalle radiazioni, un problema particolare all'interno delle fasce di Van Allen. La schermatura è ottenuta con uno strato di 1 cm di tantalio, che riveste il CCD, ad eccezione della zona di ingresso della luce. Per ottenere immagini attraverso filtri differenti, viene utilizzata una ruota porta-filtri ad otto posizioni. La risposta spettrale della fotocamera va da 0.4 a 1.1 μm , contiene in sostanza, tutta la banda del visibile (0.4-0.7 μm). Pesa 29.7 kg e consuma 15 W [18] per un ingombro di $\varnothing 200 \times 950$ mm. Nella presente missione se ne utilizza una più piccola le cui dimensioni geometriche e ponderali sono scalate di un fattore pari a 2.



Figura 3-21 Fotocamera allo stato solido

3.1.1.2.4.3 Spettrometro di massa

Lo spettrometro di massa identifica i gas misurando la massa degli ioni prodotti dalla ionizzazione provocata da un flusso di elettroni. Un gas viene fatto entrare nella zona di ionizzazione dopo di che viene investito dagli elettroni. Il flusso di ioni viene quindi diretto in un analizzatore a quadripolo, una serie di quattro aste di forma iperbolica lunghe 15 centimetri. Una differenza di potenziale a frequenza elevatissima viene applicata alle quattro aste per filtrare il flusso di ioni: variando il potenziale e la frequenza, si variano le caratteristiche del filtro permettendo il passaggio solo agli ioni di una massa e carica particolare, che vengono poi contati da un rivelatore di ioni.

Lo strumento pesa 11,8 kg ed assorbe circa 25 watt [18] per un ingombro di 422 x 365 x 203 mm.

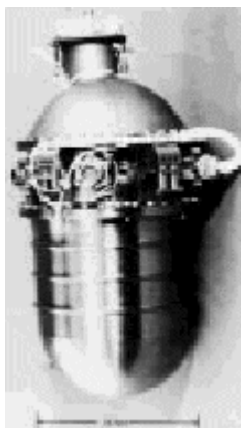


Figura 3-22 Spettrometro di massa

3.1.1.2.5 Aste telescopica

Due aste del tipo *SSTL-Weitzmann 6m Deployable Boom* [19], consentono ai sensori dei magnetometri e delle sonde di Langmuir di effettuare misurazioni a 6 m di distanza dall'asse longitudinale del satellite. È una soluzione semplice ed economica. Sono collocati lungo due assi principali d'inerzia, giacenti sul piano baricentrico parallelo al piano orbitale. Il sistema è estremamente compatto. L'asta ritratta ha un ingombro di 102 x 105 x 264 mm per un peso di 2.2 kg. L'estremità può essere caricata con un peso non superiore ai 13 kg. Lo spiegamento dell'asta ha inizio grazie ad un dispositivo pirotecnico, azionato da una corrente da 1 A, che sblocca il meccanismo di fermo e consente ad una molla compressa di estendersi provocando l'allungamento dell'asta. Un sistema pirotecnico ridondante riduce la probabilità di malfunzionamento.



Figura 3-23 Asta telescopica - SSTL

3.1.2 Rilevazione dei SEU

Lo spazio prossimo alla terra influenza fortemente le prestazioni e la durata dei sistemi costituenti uno S/C, il cui potenziale tecnico può essere così notevolmente ridotto.

Le particelle intrappolate nelle fasce di *Van Allen*, i protoni conseguenti ai brillamenti solari ed i raggi cosmici possono causare danni di non poco conto alla struttura ed ai sistemi elettronici. Durante la missione sarà valutato, mediante opportuna strumentazione, solo l'effetto provocato dal deposito di carica da parte di singole particelle, noto come *single-event effect* (SEE) [27], trascurando altri tipi di danneggiamento quale quello reticolare o quello dovuto a radiazioni ionizzanti.

3.1.2.1 Le fasce di Van Allen

La sorgente di radiazioni principale, oggetto di studio da parte della missione, è costituita dalle due fasce di radiazione di Van Allen, interna ed esterna, le quali si presentano di forma toroidale e risultano costituite da protoni ed elettroni che intrappolati dal campo magnetico della terra seguono le sue linee di forza. Significativi sono inoltre i flussi di ioni pesanti quali quelli di elio, azoto ed ossigeno atomico.

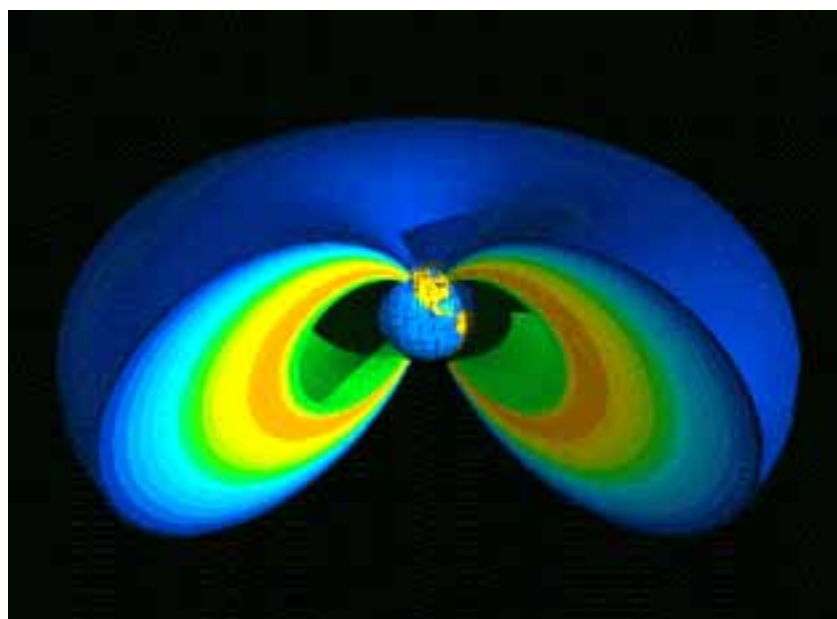


Figura 3-24 - Configurazione delle fasce di Van Allen

La configurazione in cui tali particelle si dispongono nello spazio all'interno della magnetosfera risulta non uniforme, sia in altitudine che latitudine, e non stazionaria dal momento che è fortemente legata all'attività solare.

Una distribuzione idealizzata delle particelle può essere la seguente:

$2.5 \leq R \leq 5.8$	Protoni poco energetici (circa 3 MeV)
$1.5 \leq R \leq 1.7$	Protoni energetici (> 30 MeV)
$3 \leq R \leq 4.3$	Elettroni poco energetici (circa 2 MeV)
$1.6 \leq R \leq 8.5$	Elettroni molto energetici (>40 MeV)
R : raggio medio terrestre = 6378 km	

Tabella 3-10- Distribuzione energetica nelle fasce di Van Allen

Generalizzando è stato riscontrato che l'intensità di energia dei protoni è compresa tra 0.01 e 400 MeV con un flusso pari rispettivamente a 10^8 e 600 per cm^2s , mentre per gli elettroni si parla di un range che parte da 0.4 fino a 4.5 MeV con un flusso rispettivamente di 4×10^8 e 100 per cm^2s [18].

3.1.2.2 Single-event effect (SEE)

Gli effetti che ogni singola particella, sia essa proveniente dalle fasce di Van Allen o dai raggi cosmici o conseguenti a brillamento solare, possono essere classificati, in base all'intensità del danno provocato, in tre gruppi [28]:

- *Single Event Upset (SEU)*

La NASA definisce i SEU come

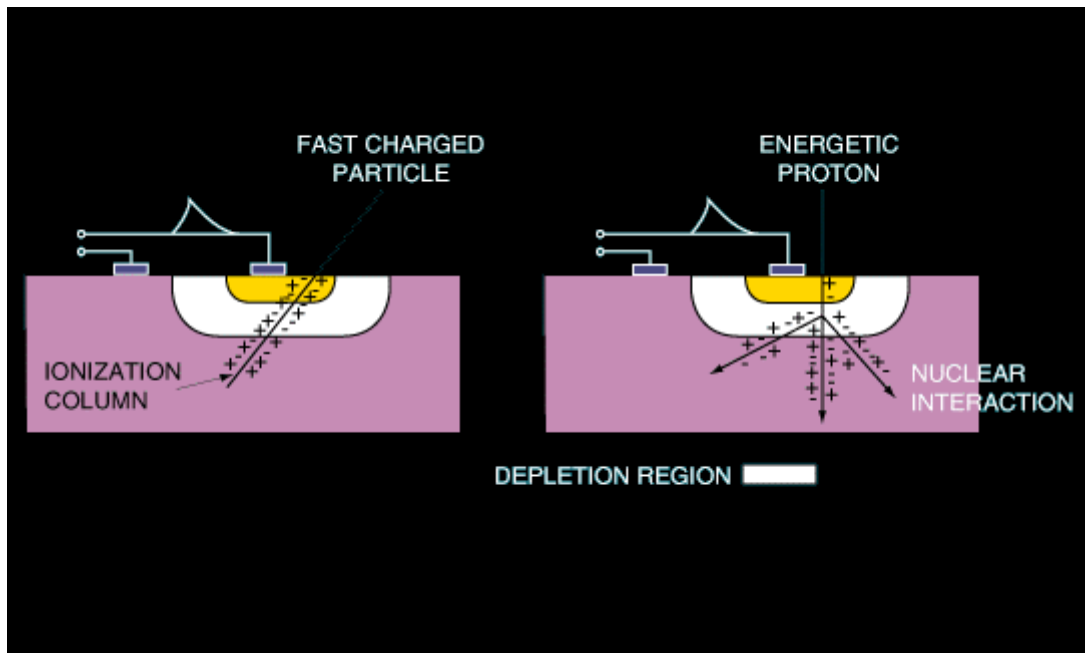
“errori indotti da radiazioni in circuiti microelettronici, causati da particelle presenti nelle fasce di Van Allen o raggi cosmici, che ionizzano il mezzo attraverso cui passano generando una coppia elettrone-lacuna.”

È il cambiamento dello stato logico indotto da una particella ionizzante su un sistema microelettronico. L'entità dell'errore è lieve, tanto che una opportuna riscrittura del componente elettronico può garantire una corretta operatività.

Per stimare la frequenza degli *upsets* è necessario considerare il meccanismo attraverso il quale le particelle generano tali anomalie. Esse sono prodotte da due tipi di radiazioni presenti nello spazio

- Protoni ad alta energia
- Raggi cosmici ed in particolare ioni pesanti di natura solare.

Questi ultimi generano ionizzazione diretta all'interno del dispositivo microelettronico. I protoni, particolarmente quelli presenti in LEO, contribuiscono molto ad aumentare la frequenza complessiva degli *upsets*. Protoni di dimensioni $<0.3 \mu\text{m}$ generano SEU attraverso ionizzazione diretta, anche se generalmente il meccanismo attraverso il quale inducono questo tipo di errore è una reazione nucleare piuttosto complessa che causa l'emissione di particelle dal nucleo colpito dalla radiazione.



3-25 Schema di come una radiazione deposita energia in un dispositivo elettronico

In generale ogni particella ionizzante che attraversa un qualsiasi materiale trasferisce energia per unità di lunghezza al dispositivo. Questa energia prende il nome di LET *linear energy transfer* ed è valutata in MeV-cm²/mg.

Ciascun dispositivo ha un valore minimo di LET, LET_{th}, in grado di provocare la variazione di tensione che genera il cambiamento dello stato logico da 1 a 0 e viceversa. La condizione per cui un upset si verifica è dunque :

$$LET > LET_{th}$$

Per osservare la frequenza di *upset* dei protoni intrappolati nelle fasce di Van Allen è necessario che il dispositivo di controllo abbia un LET_{th} < 10 MeV-cm²/mg.

Una espressione che stima in prima approssimazione la frequenza di fenomeni di singolo evento, R, è stata proposta da Petersen nel 1983 [18] per cui :

$$R = 5 \cdot 10^{-10} \frac{\sigma}{LET^2}$$

in cui R è la frequenza per bit-giorno, σ è l'area sensibile in μm e LET è l'energia depositata dalle radiazioni in pico-Coulomb/ μm .

- *Single Event Latchup (SEL)*

Questo tipo di evento è potenzialmente distruttivo. Esso è causato principalmente dagli ioni pesanti, la cui energia ha la capacità di accrescere notevolmente la corrente all'interno dei circuiti oltre il loro limite tollerabile. In strumenti particolarmente sensibili, anche protoni di medio livello energetico possono creare problemi. In presenza di SEL, rilevati per tempo, l'unico modo di preservare lo strumento è quello di interrompere repentinamente l'alimentazione.

- *Single Event Burnout (SEB)*

Il singolo evento di *burn-out* è una circostanza che può causare la distruzione permanente del dispositivo. Per la prima volta è stato osservato da Waskiewicz nel 1986.

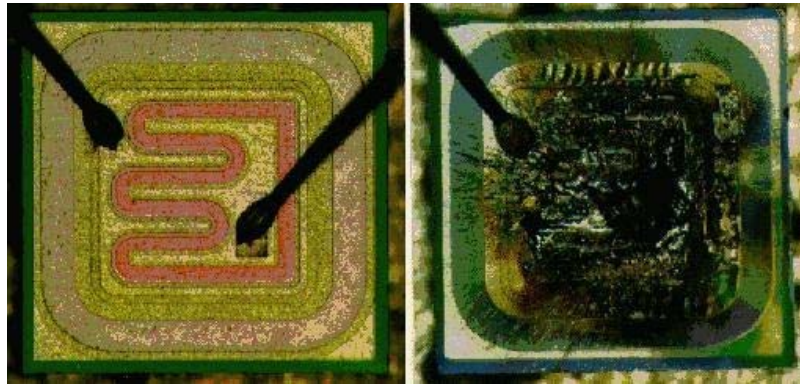


Figura 3-26 - SEB su un semiconduttore

L'esperimento che si intende eseguire durante la missione coinvolge unicamente i SEU.

3.1.2.3 Scheda elettronica SEU

La frequenza, l'intensità ed altri parametri che caratterizzano questo tipo di effetto possono essere rilevabili mediante una opportuna scheda di diagnostica che risponda ai seguenti requisiti [27]:

- Uso di un processore configurabile;
- Essere in grado di rilevare e correggere autonomamente gli errori indotti;
- Essere in grado di interfacciarsi con il BUS da 28 V e con il sottosistema di C&DH;
- Basso peso;
- Bassa potenza assorbita;
- Basso costo;
- Basso flusso di dati da inviare a terra;
- Reperibilità sul mercato;

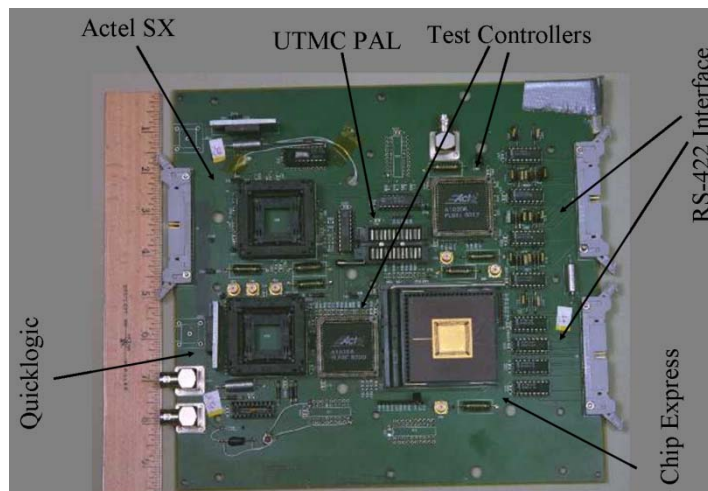


Figura 3-27 - Scheda elettronica

L'esperimento si basa sulla presenza di due chip di materiale semiconduttore. Uno è completamente schermato mentre l'altro è esposto alle radiazioni dell'ambiente spaziale. Il circuito elettronico confronta lo stato logico dei due chip. Ad ogni cambiamento dello stato da parte del chip non schermato consegue una puntuale riscrittura dello stesso ed un incremento del numero totale degli *upsets*.

In figura è mostrata la scheda elettronica di riferimento la cui specifica tecnica è di seguito riportata:

Peso	kg	1
Potenza assorbita	W	2.5
Dimensioni	cmxcmxcm	16x17.5x3
Data rate	bps	1000

Tabella 3-11 -Dati tecnici della scheda elettronica

3.2 Orbita iniziale

Il tipo di orbita che meglio incontra i requisiti imposti dal tipo di esperimenti che sono stati definiti in precedenza è la GTO – *Geostationary Transfer Orbit* . Si presenta come un' orbita fortemente ellittica, con perigeo molto vicino alla terra ed un apogeo a quota geostazionaria. Ciò consente allo S/C di coprire un range di quote abbastanza ampio, e quindi di eseguire gli esperimenti sui plasmi a diverse altitudine come richiesto. Inoltre in questo modo è obbligato ad attraversare le fasce di Van Allen le quali possono così essere esplorate mediante l'apposita strumentazione.

Un vantaggio di scegliere questa orbita, come orbita iniziale, consiste, in primo luogo, nel fatto che il satellite può ottenerla utilizzando un opportuno sistema di lancio, senza ricorrere a dispendiose e complesse manovre orbitali, ed in secondo luogo, l'elevato valore del rapporto tra periodo di sole su periodo di eclisse suggerisce la possibilità di disporre i pannelli solari sul corpo del satellite, ed evitare in questo modo utilizzare strutture di supporto estensibili che interferirebbero con la corretta esecuzione degli esperimenti oltre che a costituire peso costo aggiuntivo.

Si riportano i parametri della GTO acquisita con l'Ariane 5 [29]:

Quota di perigeo	m	560000
Quota di apogeo	m	35890000
Semiassse maggiore	m	24603000
Eccentricità	-	0.71
Inclinazione	deg	7
Periodo orbitale	h	10.66
Velocità all'apogeo	m/s	1630
Velocità al perigeo	m/s	9935
Energia dell'orbita	Nm/kg	$-8.1 \cdot 10^6$

Tabella 3-12 Parametri GTO iniziale

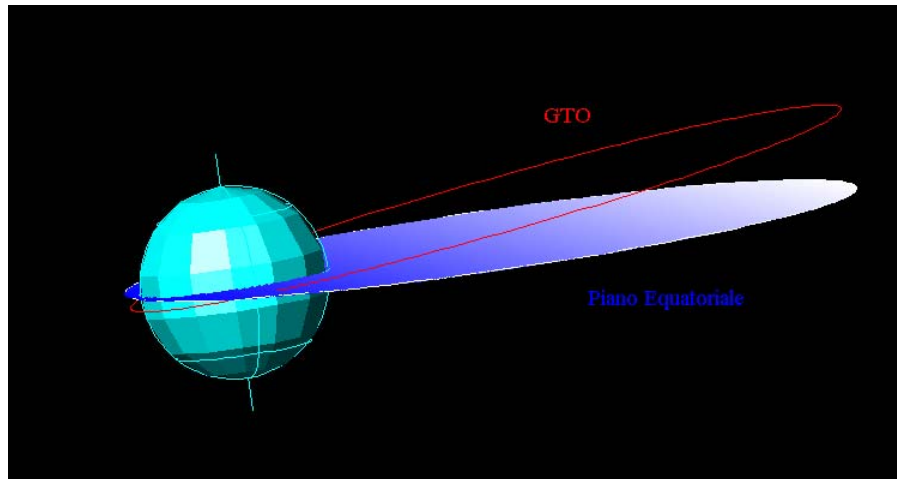


Figura 3-28 - Orbita GTO iniziale

3.3 Sistema di lancio

3.3.1 Selezione del sistema di lancio

La scelta è indirizzata verso un sistema di lancio che sia in grado di soddisfare i seguenti requisiti preliminari:

- Rilasciare il carico direttamente in GTO, per evitare dispendiose manovre di correzione;
- Contenere i costi diretti ed indiretti;
- Essere affidabile, quindi presentare una buona storia e frequenza di lanci;
- Imporre dei vincoli non troppo stringenti al fine di poter adattare eventualmente lo S/C ad altri lanciatori.

Nella seguente tabella sono riportati tutti i sistemi di lancio capaci di rilasciare il carico direttamente in GTO:

Lista dei lanciatori che rilasciano in GTO			
	Performance GTO (kg)	Costo M\$	Primo lancio
CINA			
LM-2C	1400	20-25	1975
LM-3	1500	35-40	1984
LM-3°	2600	45-55	1994
LM-3B	5100	50-70	1996
EUROPA			
Ariane 5G	6700	125-155	1996
Ariane 5ECA	10050	125-155	2002
Ariane 5ES	7575	125-155	2005
GIAPPONE			
H-IIA 202	4100	70	2001
INDIA			
PSLV	1050	15-17	1993
GSLV I	1900	35	2001
GSLV II	2100	35	2005
RUSSIA			
Proton K/Block DM	<4930	negoziabile	1967
Proton M/Breeze M	5500	negoziabile	2001
Strela	1600	10.5	2003
Soyuz U	1660	30-50	1973
Soyuz FG	4300	30-50	2001

UCRAINA			
Ciclone 4	1560	?	2006
Zenit 3SL	6066	negoziabile	1999
U.S.A.			
Athena II	590	45-50	1998
Atlas IIAS	3719	negoziabile	1993
Atlas IIIA	4037	negoziabile	2000
Atlas IIIB	4119	negoziabile	2002
Atlas V	<4950	negoziabile	2002
Atlas V 500	8670	negoziabile	2003
Delta II	<1841	negoziabile	1990
Delta IV Medium	3934	negoziabile	2002
Delta IV Medium +	6411	negoziabile	2002
Delta IV heavy	12369	negoziabile	2004
Falcon V	1500	12	2005
K-1	1570	17	2005
Commercial Taurus	495	25-47	1998
Taurus XL	557	25-47	2004

Tabella 3-13 - Confronto dei possibili lanciatori [adattata da Isakowitz,Hopkins B.,Hopkins P.]

Questi lanciatori non sono adeguati per missioni a basso costo; una opportunità interessante per lanciare lo S/C della missione in esame a costi contenuti, è offerta dall'Arianespace, che ha sviluppato e realizzato la piattaforma A.S.A.P. 5 (*Ariane Structure Auxiliary Payload 5*) [29] per consentire la messa in orbita di carichi paganti secondari di dimensioni molto contenute rispetto al carico principale, ma a costi decisamente inferiori, meno del milione di dollari [30]. Questa piattaforma è compatibile con l'Ariane 5, in alternativa con il Soyuz.

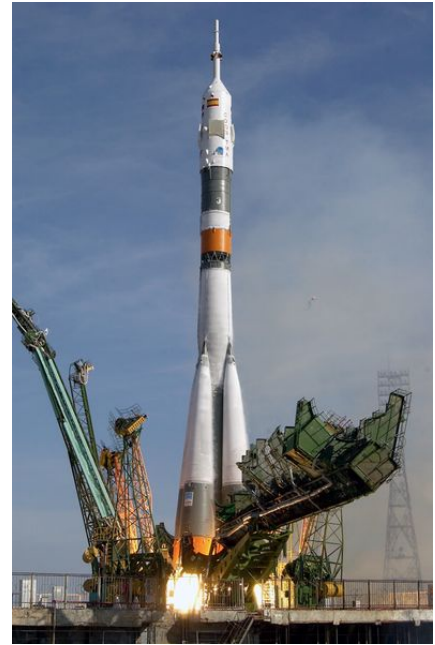


Figura 3-29 - Ariane 5 e Soyuz

Un'idea dell'affidabilità dei lanciatori della famiglia Ariane è fornita dalla seguente tabella:

Lanci Totali	161	dal 1980 al 2004
Successi	150	
Fallimenti parziali	1	1997
Fallimenti	10	1980-82-85-86-90-94-94-96-01-02

Tabella 3-14 - Storia di volo dell'Ariane [adattata da Isakowitz,Hopkins B.,Hopkins P.]

La frequenza annuale dei lanci, pari a 11, è seconda solo a quella del Soyuz, mentre la quantità di carico pagante rilasciato annualmente in orbita, pari a 45 tonn, è di poco inferiore a quella del Soyuz e Space Shuttle, ma di gran lunga superiore a quella di tutti gli altri lanciatori.

3.3.2 A.S.A.P. 5

L' A.S.A.P. 5 è una piattaforma circolare, strutturata a nido d'ape, in lega d'alluminio di spessore pari a 60 mm, assicurata al lanciatore attraverso un'interfaccia di diametro pari a 2624 mm. Sono proposte tre tipi di configurazioni [29]:

- 8 microsattelliti posizionati ad intervalli di 45 gradi sulla piattaforma, ciascuno dei quali non può superare il peso di 150 kg e deve essere contenuto in un cubo di lato pari a 600 mm.
- 4 minisattelliti posizionati ad intervalli di 90 gradi sulla piattaforma, ciascuno dei quali non può superare il peso di 300 kg e deve essere contenuto in un cilindro di diametro pari a 1500 mm e altezza di 1500 mm.
- Combinazione delle precedenti con almeno 2 minisattelliti e 6 microsattelliti.

Può essere collocato all'interno di uno dei seguenti moduli dell'ARIANE 5, alla base del carico principale :

- SYLDA 5 posto all'interno del *fairing* (Figura 3-30);
- SPELTRA 5 posto all'esterno del *fairing*;

e comunque si trova sempre tra il carico principale e il propulsore di *upper stage*.

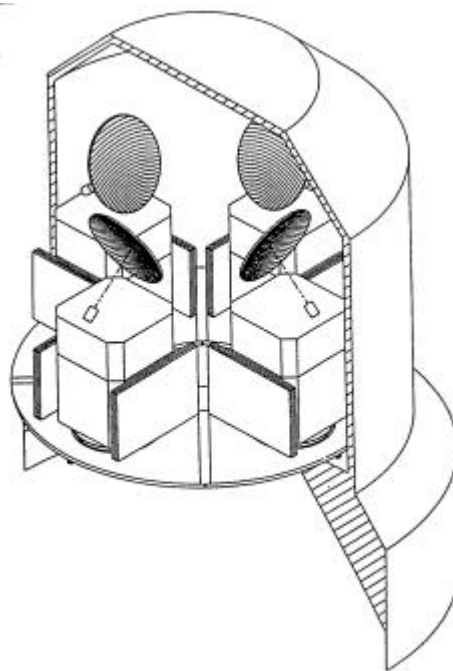


Figura 3-30 – Disposizione di 4 minisattelliti

Nell'ottica di disporre i pannelli solari in configurazione *body-mounted*, ed evitare costi aggiuntivi legati alla realizzazione di strutture estensibili, si preferisce prendere in considerazione la possibilità di realizzare un minisatellite, la cui superficie esposta è pari a 6.25 volte quella di un microsatellite, con conseguenti vantaggi in termini di potenza in ingresso.

Il satellite è assicurato alla piattaforma A.S.A.P. 5 attraverso un sistema standard di separazione fornito da ARIANSPACE.

Tale sistema comprende due anelli di metallo del diametro di 937 mm sovrapposti.

L'anello inferiore è tale da poter essere legato alla piattaforma A.S.A.P. 5 mediante morse disposte circonferenzialmente. L'anello superiore è solidale al satellite. I due anelli in fase di lancio sono tenuti insieme. Il rilascio del satellite in orbita avviene mediante quattro dispositivi pirotecnici e quattro molle, disposti ad intervalli di 90 gradi su una circonferenza di 825 mm, che consentono il distacco della piattaforma con una opportuna velocità relativa.

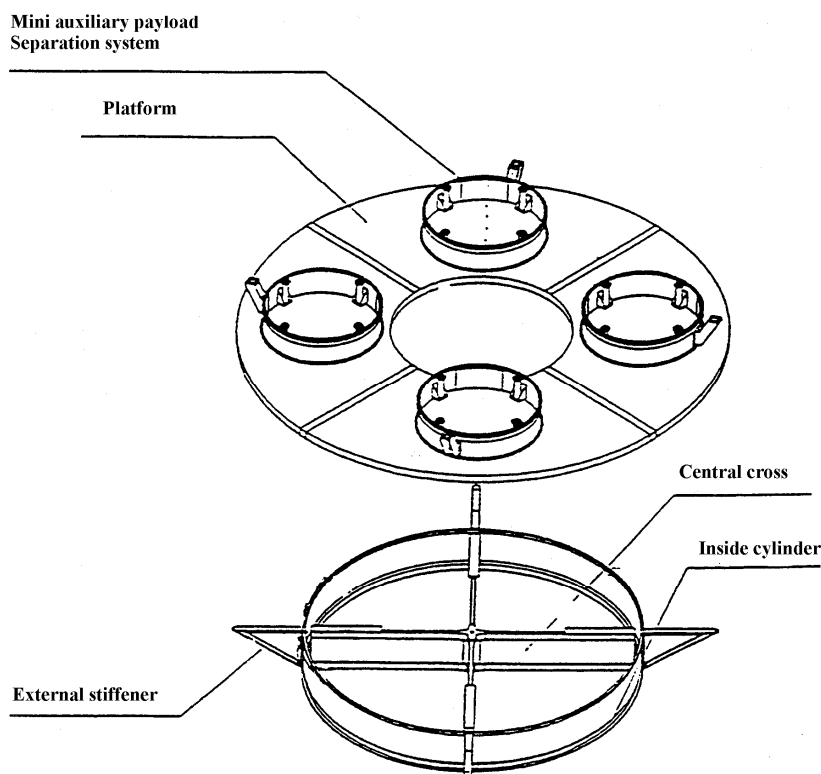


Figura 3-31 Piattaforma ASAP 5

I vincoli imposti dal sistema di lancio sono:

Massa	kg	≤ 300
Volume	\varnothing mm x mm	1500 x 1500
Posizione del baricentro		
XG	mm	≤ 800
YG	mm	$\leq \pm 5$
ZG	mm	
Frequenza fondamentale assiale	Hz	≥ 60
Frequenza fondamentale laterale	Hz	≥ 30
Fattore di carico statico assiale	g	-4.55^4
Fattore di carico dinamico assiale	g	± 1.75
Fattore di carico statico+dinamico laterale	g	± 2

Tabella 3-15 Vincoli A.S.A.P.5

⁴ Il segno – indica compressione

3.4 Configurazione del satellite

Si vuole selezionare un disegno di partenza della struttura del satellite in cui sia possibile allocare tutti i sottosistemi necessari al conseguimento degli obiettivi di missione. I fattori di cui si tiene conto in questa fase di progettazione sono:

1. Tipo di stabilizzazione;
2. Contenere le dimensioni all'interno dei vincoli imposti dal sistema di lancio;
3. Massimizzare la potenza in ingresso al satellite.

Il primo punto porta a considerare a quale delle seguenti tre classi di satelliti si intende far riferimento [17] :

- S/C stabilizzati con *spin*, come ad esempio il satellite VELA, l'EXPLORER IV o il DSCS II;
- S/C stabilizzati a tre assi, come il DSP, LANDSAT 4 e 5, o il TDRS;
- S/C con lunghe appendici, come il GEOSAT o l'OGO.

La scelta del tipo di stabilizzazione influenza fortemente il tipo di configurazione. Nella missione in oggetto, l'utilizzo della propulsione elettrica preclude la possibilità di pensare ad un satellite stabilizzato a *spin*. Il tipo di orbita selezionata, GTO, non favorisce l'utilizzo di tecniche di stabilizzazione passivo. Infatti non sono adatte alle alte quote, quali quelle raggiunte dal satellite. La stabilizzazione a tre assi risulta quella più conveniente.

Il secondo punto è finalizzato alla determinazione dell'ingombro massimo dello S/C.

La scelta del tipo di lanciatore vincola a contenere le dimensioni del satellite entro lo spazio definito da un cilindro di base ed altezza pari a 1500 mm. In questo spazio deve essere compreso anche il volume occupato dall'interfaccia ASAP 5.

Il terzo punto coinvolge il sottosistema di potenza. Si utilizzano pannelli solari con celle a tripla giunzione in configurazione "*body mounted*". È una soluzione semplice e ormai consolidata. Gli esperimenti possono essere eseguiti senza che i pannelli alterino l'ambiente circostante al satellite. Quindi per massimizzare la potenza in ingresso è necessario massimizzare la superficie esterna del satellite.

A quanto esposto fin qui occorre aggiungere altre due linee guida :

- Semplicità costruttiva;
- Struttura a simmetria assiale.

Fissato che l'altezza del satellite è la massima consentita, 1500 mm, è opportuno determinare la sezione trasversale. In Figura 3-32 si propongono 4 possibili alternative di cui si confrontano le prestazioni di potenza, riportate in Tabella 3-16.

La #1 è quella che presenta la più grande superficie esposta, ma è asimmetrica e pertanto non risulta la scelta migliore come del resto la #4. Tra il prisma a sezione quadrata e quello a sezione ottagonale, quest'ultimo consente una maggiore generazione di potenza. Aumentare il numero dei lati del prisma converrebbe da questo punto di vista, in quanto si approssimerebbe sempre meglio la circonferenza di diametro di 1500 mm, ma allo stesso tempo si ridurrebbe la dimensione del lato rendendo impossibile l'interfacciarsi della struttura con il propulsore.

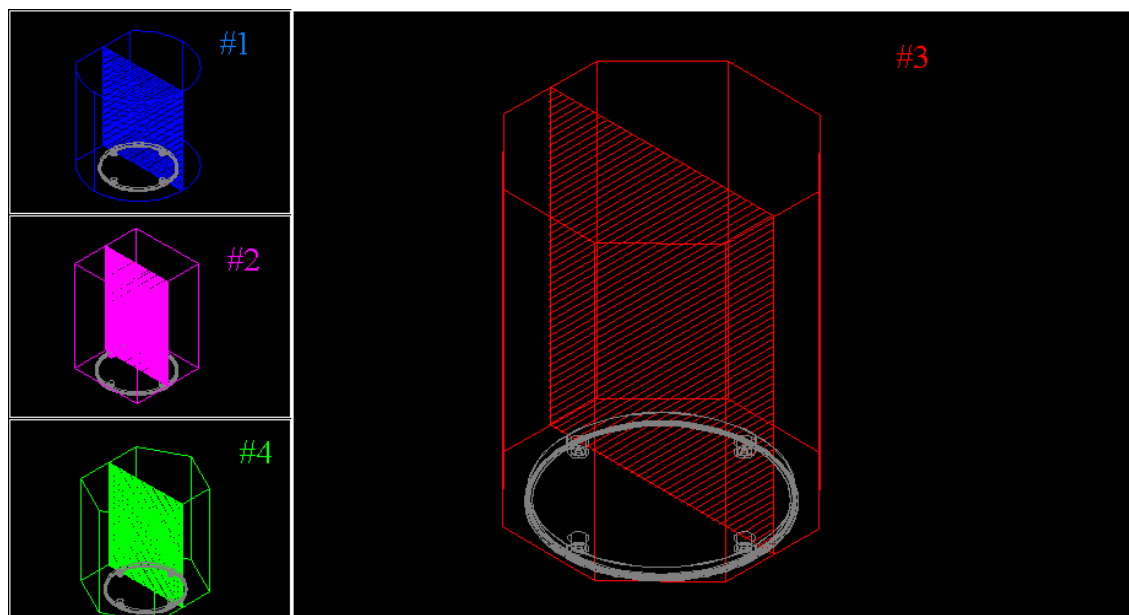


Figura 3-32 Possibili configurazioni

		#1	#2	#3	#4
Altezza	mm	1449	1449	1449	1449
Larghezza	mm	1350	1000	1200	1200
Area frontale	m ²	1.956	1.449	1.738	1.738
Volume	m ³	2.427	1.449	1.475	2.086
Fattore degradazione cella	-	0.77	0.77	0.77	0.77
Rendimento cella	-	0.22	0.22	0.22	0.22
Radiazione solare specifica	W/m ²	1358	1358	1358	1358
Angolo di incidenza sole	deg	23.5	23.5	23.5	23.5
Potenza specifica BOL	W/m ²	211	211	211	211
Life degradation	-	0.92- - 3 anni	0.92- 3 anni	0.92- 3 anni	0.92- 3 anni
Potenza specifica EOL	W/m ²	195	195	195	195
POTENZA	W	381	282	339	339

Tabella 3-16 Valutazione delle configurazioni in base alla potenza

In conclusione il satellite si presenta come un prisma di altezza pari a 1500 mm, con sezione trasversale a forma di ottagono inscritto in una circonferenza di 1500 mm di diametro.

3.5 Strategie orbitali

Una missione spaziale consiste nella successione delle seguenti cinque fasi:

- Pre-lancio : fase dedicata all'espletamento di tutte le operazioni legate al corretto funzionamento del lanciatore;
- Lancio : costituisce l'insieme degli eventi programmati ed automatizzati necessari alla corretta messa in orbita del satellite da parte del lanciatore;
- Trasferimento orbitale : si provvede a far acquisire allo S/C l'orbita programmata a partire da quella di parcheggio raggiunta con il lanciatore. Non è presente nella missione in esame dal momento che un'opportuna scelta del lanciatore consente di immettere il satellite direttamente in GTO;
- Stazionamento : fase in cui sono svolte tutte le operazioni legate al raggiungimento degli obiettivi della missione ed al mantenimento orbitale;
- Deorbiting : costituisce la fase finale, in cui è previsto il rientro del satellite in atmosfera e la conseguente sua distruzione, nei tempi e nei modi previsti.

Di particolare interesse, ai fini del presente lavoro, sono le ultime due fasi.

3.5.1 Stazionamento

La sequenza temporale di tutte le operazioni che il satellite dovrà eseguire, una volta raggiunta l'orbita iniziale, è oggetto di una continua ottimizzazione. In questo lavoro si intende fornire un punto di partenza di questo processo, che sia in accordo con i vincoli ed i requisiti di missione esposti nel capitolo 2.

Un criterio guida, a cui s'è fatto riferimento, è quello di separare le funzioni. Si cerca di evitare che il satellite persegua due o più obiettivi di missione contemporaneamente. Questo significa che gli esperimenti scientifici non possono avvenire in concomitanza delle prove di volo. In questa ottica possibili strategie possono essere le seguenti:

- a. Permanenza in orbita GTO iniziale fino all'espletamento di tutti gli esperimenti scientifici prefissati con seguente abbassamento orbitale e prove di volo, fino alla quota di deorbitamento.

- b. Alternare l'esecuzione di esperimenti scientifici in orbite la cui quota di apogeo decresce progressivamente, mentre quella di perigeo rimane a 560 km, con prove di volo che consentano gli abbassamenti orbitali stessi.
- c. Eventuali strategie che prevedano innalzamenti orbitali non sono stati considerati in quanto richiederebbero tempi di missione più lunghi.

La strategia b, opportunamente definita, risulta conveniente, in quanto si ha la possibilità di effettuare gli esperimenti sui plasmi in una più ampia varietà di scenari..

Dal momento che non esistono vincoli o limiti nella scelta delle orbite intermedie, sembra ragionevole pensare che il satellite stazioni su orbite geosincrone, il cui periodo sia sottomultiplo del periodo di rotazione terrestre al fine di semplificare le operazioni di trasmissione dei dati. I parametri che caratterizzano le orbite in cui il satellite esegue gli esperimenti sono i seguenti:

		GTO iniziale	I orbita intermedia	II orbita intermedia	III orbita intermedia	IV orbita intermedia
Raggio di perigeo	km	6938	6938	6938	6938	6938
Raggio di apogeo	km	42268	33690	26600	18656	9185
Semiasse maggiore	km	24603	20314	16769	12797	8061
Eccentricità	-	0.71	0.65	0.59	0.46	0.14
Inclinazione	deg	7	7	7	7	7
Periodo orbitale	h	10.66	8	6	4	2
Periodo max eclisse	h	1.52	1.35	1.18	0.96	0.53
Velocità all'apogeo	m/s	1630	2010	2489	3403	6111
Velocità al perigeo	m/s	9935	9761	9546	9151	8090

Tabella 3-17 Parametri orbita iniziale, intermedie e finale

Si sono considerati 100 esperimenti per ciascuno dei cinque stazionamenti. La durata di ciascun esperimento è di 30 secondi. L'energia richiesta per gli esperimenti è di 912 Wh immagazzinabile in batterie dimensionate opportunamente, il cui tempo di ricarica è posto, per scelta progettuale, pari a tre volte il periodo di luce della IV orbita intermedia, che è di 1.47 h. In questo modo il tempo di ricarica non deve superare i 4.42 h. Cautelativamente si ipotizza che il magnete superconduttore non si trovi sempre nelle condizioni supercritiche, e quindi ogni volta che si vuole eseguire l'esperimento occorre far circolare nuovamente l'energia. Infatti se la resistenza nel magnete fosse sempre nulla basterebbe accenderlo una volta e poi la corrente fluirebbe al suo interno indefinitamente. Questa condizione viene meno non appena la temperatura del magnete supera i 125 K.

Con questa ipotesi è possibile stabilire le seguenti grandezze, per ciascuna delle orbite intermedie:

	GTO iniziale	I orbita intermedia	II orbita intermedia	III orbita intermedia	IV orbita intermedia
Esperimenti previsti	100	100	100	100	100
Numero orbite necessarie per effettuare gli esperimenti	48	66	92	145	300
Tempo necessario	515 h	533 h	551 h	582 h	601 h
Numero esperimenti per orbita	2	1.5	1	0.7	1/3

Tabella 3-18 Caratterizzazione degli esperimenti

La durata complessiva di questa fase della missione è di circa 4 mesi.

Gli abbassamenti orbitali sono effettuati mediante bassa spinta antitangenziale. I primi tre sono effettuati ipotizzando di sparare nell'intorno del perigeo, per una durata pari alla metà del periodo dell'orbita in cui si trovano. Il quarto abbassamento orbitale ed il raggiungimento della quota di deorbitamento, esposta nel paragrafo successivo, sono effettuati con spinta continua.

Questa strategia rappresenta un punto di partenza che si propone unicamente di stabilire un ordine di grandezza dei tempi della missione e verificare che sia al di sotto del limite massimo; opportune simulazioni potranno proporre strategie di ottimo.

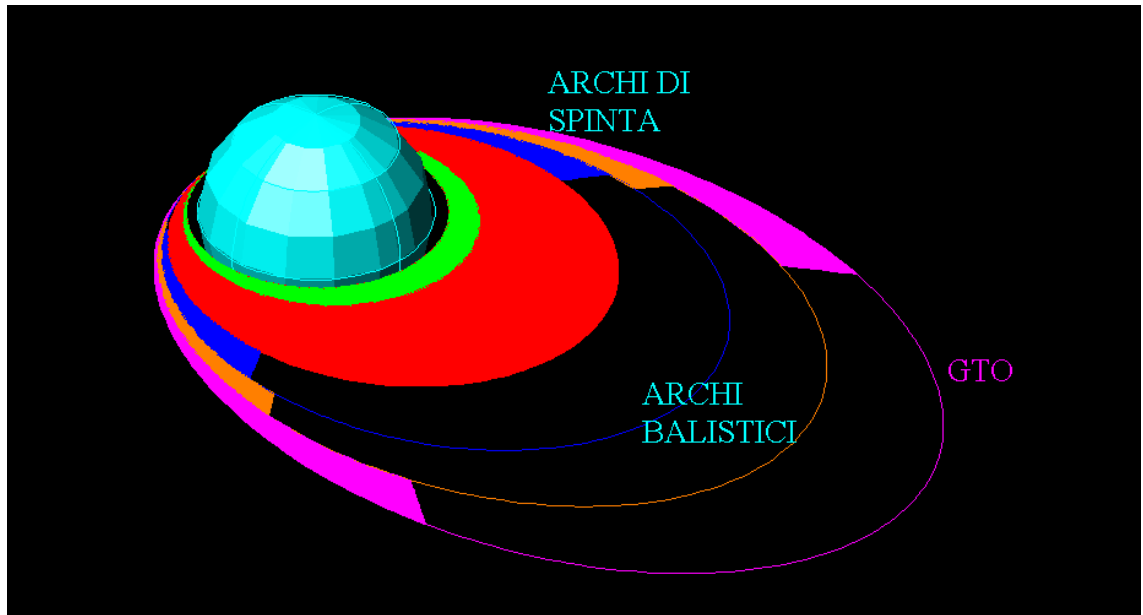


Figura 3-33 Profilo di missione – gli archi di sparo all’interno delle regioni colorate tra le orbite

Una stima preliminare del tempo di sparo e del propellente necessari ad effettuare tali trasferimenti orbitali può essere fatta nel seguente modo:

- Calcolo del ΔV , ipotizzando di eseguire un trasferimento alla Hohmann con sparo al perigeo;
- Calcolo della massa di propellente necessaria mediante l’equazione di Tsiolkovsky [6]

$$m_p = m_0 \cdot \left(1 - e^{\left(\frac{\Delta V}{I_{sp} \cdot g_0} \right)} \right)$$

- Calcolo del tempo di sparo ottenuto dividendo la massa di propellente necessaria per il flusso di propellente in uscita dal propulsore pari a 0.48 mg/s

$$\Delta t_{firing} = \frac{m_p}{\dot{m}_{th}}$$

In questo modo, facendo riferimento all’ipotesi di lavoro prima esposta, si ha che per i primi tre abbassamenti orbitali il tempo impiegato è il doppio del tempo di sparo, mentre nell’ultimo sono esattamente coincidenti.

Si trascura la resistenza in prossimità della terra.

	Tempo totale	Massa propellente	ΔV
	mesi	kg	m/s
I Abbassamento orbitale	5.9	3.7	173
II Abbassamento orbitale	7.1	4.5	214
III Abbassamento orbitale	12.7	8	394
IV Abbassamento orbitale	16	20	1061

Tabella 3-19 Parametri degli abbassamenti

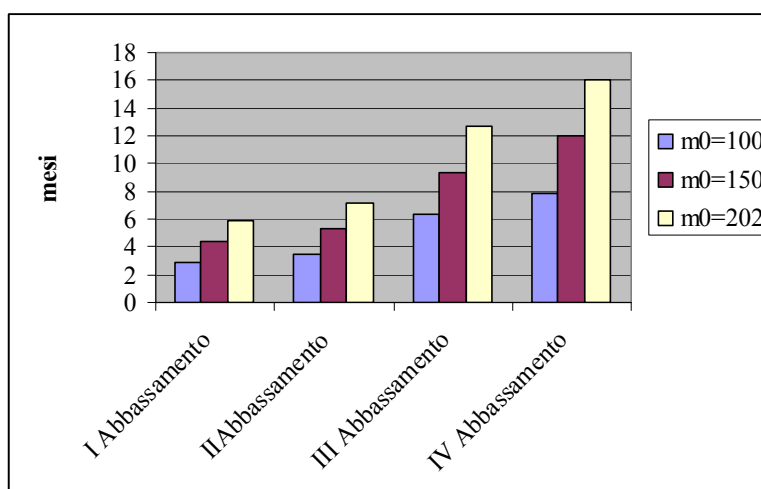


Figura 3-34 Durata degli abbassamenti orbitali

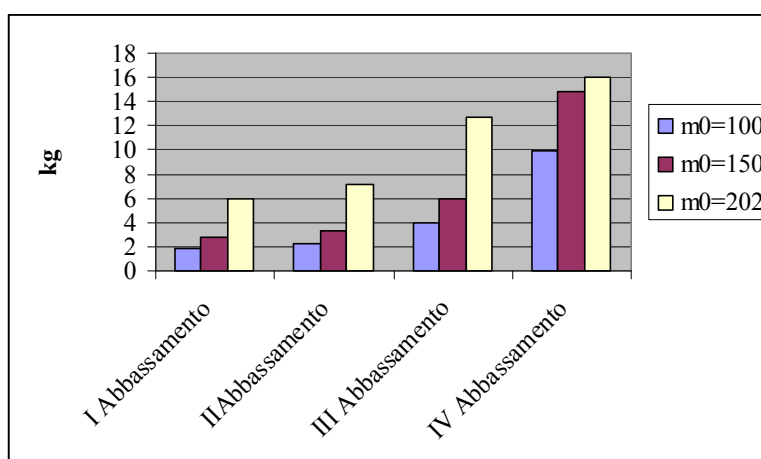


Figura 3-35 Massa di propellente necessaria

	Massa propellente (kg)	Tempo totale (mesi)
Massa iniziale : 100 kg	22.5	21
Massa iniziale : 150 kg	34	31
Massa iniziale : 202	36.2	41.7

Tabella 3-20 Riassunto abbassamenti orbitali

3.5.2 Deorbitamento

Alcune nazioni e organizzazioni internazionali hanno realizzato manuali in cui affrontano il problema dei detriti spaziali. Le più grandi agenzie spaziali del mondo, tra cui ESA e ASI, fanno riferimento al testo proposto dalla *Inter-Agency space Debris coordination Committee* – IADC. Le linee guida proposte sono in sostanziale accordo con i seguenti principi, universalmente riconosciuti :

- prevenire separazioni di parti del satellite mentre è in orbita;
- prevenire collisioni in orbita;
- limitare i detriti durante il normale funzionamento del satellite;
- rimuovere il satellite al termine della missione dalle regioni dello spazio maggiormente utilizzate.

Quest'ultimo punto, su cui ci si sofferma in questo paragrafo, si basa sui seguenti concetti:

De-orbit – *cambio intenzionale di orbita al fine di consentire il rientro del sistema spaziale nell'atmosfera terrestre ed eliminare il pericolo che rappresenta per gli altri sistemi.*

Post Mission Disposal – *è la fase che inizia al termine della missione e si conclude quando sono state effettuate tutte le operazioni per eliminare i pericoli per gli altri sistemi.*

Le definizioni sono tratte da [33].

Al termine delle operazioni, se un satellite passa attraverso le regioni LEO può essere distrutto facendolo impattare con l'atmosfera terrestre. La IADC e altri studi hanno dimostrato 25 anni sono un tempo ragionevole affinché ciò avvenga.

Attraverso l'utilizzo del programma LIFETIME si è determinata l'orbita da cui iniziare la fase di rientro affinché siano rispettati i tempi consigliati.

Ipotizzando di mantenere la quota di perigeo a 560 km si determinano i tempi di rientro da orbite aventi quota di apogeo che va dai 650 km a 750 km per satelliti di tre taglie 100 kg, 150 kg e 202 kg. Si anticipa che il peso complessivo del satellite in esame è di 202 kg.

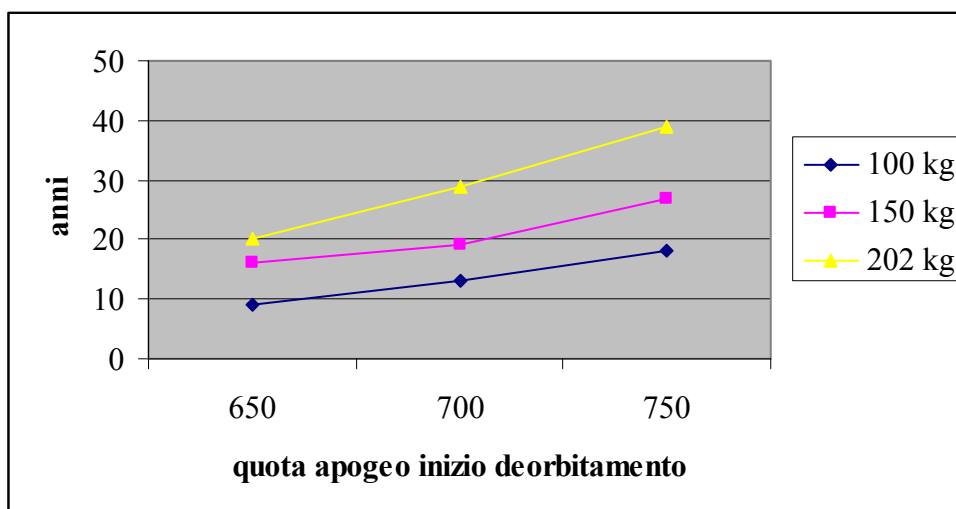


Figura 3-36 Tempo di deorbitamento

	Orbita di inizio deorbitamento	
Raggio di perigeo	km	6938
Raggio di apogeo	km	7053
Semiassa maggiore	km	6999
Eccentricità	-	0.008
Inclinazione	deg	7
Periodo orbitale	h	1.61
Velocità all'apogeo	m/s	7610
Velocità al perigeo	m/s	7486

Tabella 3-21 Orbita inizio deorbitamento

Questo implica un ulteriore abbassamento orbitale che porti il satellite dalla IV orbita intermedia nell'orbita di inizio deorbitamento. Il costo della manovra in termini di tempo e propellente, nell'ipotesi di spinta continua, è riportato sotto:

Massa : 202 kg		
Tempo totale	Massa propellente	ΔV
mesi	kg	m/s
8.6	10.7	479

Tabella 3-22 Parametri dell'abbassamento fino a raggiungere l'orbita di deorbitamento

3.6 Architettura di comunicazione

In linea generale possono essere presi in esame cinque diversi possibili modi in cui uno S/C e le stazioni a terra si scambiano informazioni [17]:

- Store & forward;

i dati raccolti sono memorizzati dallo S/C ed inviati a terra non appena entra in visibilità con la stazione. I vantaggi economici sono notevoli, dal momento che non è richiesta la presenza di stazioni o S/C di appoggio, e possono essere utilizzate antenne a medio-basso guadagno. Per contro il tempo di attesa per trasmettere i dati può costituire una limitazione di cui tenere conto nell'analisi della missione.

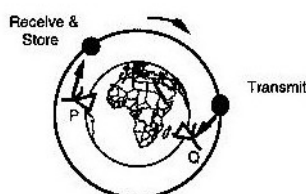


Figura 3-37 - Store & forward

- Orbita Geostazionaria;

è la classica architettura utilizzata dai satelliti di telecomunicazione posti in orbita geostazionaria; non vi sono problemi di visibilità e di puntamento, visto che stazione e S/C ruotano con la stessa velocità angolare, ma i costi sono elevati. Tre satelliti, posti a 120 gradi e con un fascio di trasmissione di 16 gradi, sono in grado di coprire la Terra ad eccezione delle zone con latitudine maggiore di 70 gradi.

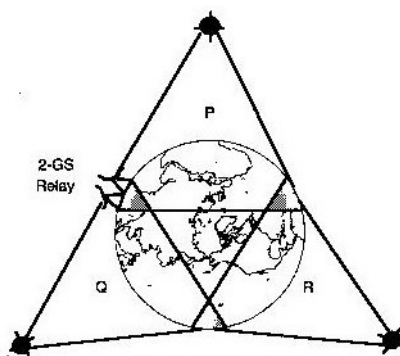


Figura 3-38 - Orbita geostazionaria

- Orbita *Molniya*;

Per coprire le regioni polari si utilizzano due satelliti posti su due orbite fortemente ellittiche ($Z_p=500$ km, $Z_a=40000$ km, $i=\pm 63.5$, $T=12$ h), sfasati in modo che almeno uno dei due sia sempre in vista con tali regioni.



Figura 3-39 - Orbita Molniya

- Comunicazione con collegamento incrociato;

Le comunicazioni tra S/C e stazione, quando non in vista, sono mediate da un secondo satellite. È utilizzato soprattutto in orbita geostazionaria, quando si ha la necessità di inviare dati da un satellite ad una stazione fuori dal proprio cono di visibilità. Questa architettura può essere utilizzata anche in orbita bassa, ma il numero dei satelliti coinvolti è enormemente più alto, venti o più.

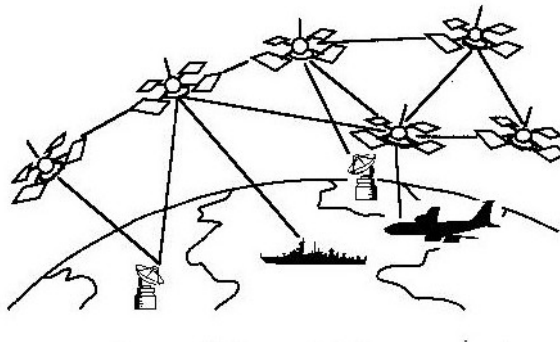


Figura 3-40 – Comunicazione con collegamento incrociato

Valutati i requisiti della missione, i costi e la complessità delle precedenti tecniche di comunicazione, risulta conveniente utilizzare il metodo “*Store & forward*”.

4 Dimensionamento dei sottosistemi

In questo capitolo si forniscono informazioni riguardo ai principali sottosistemi costituenti il satellite :

- Potenza;
- Controllo d'assetto;
- Comunicazioni;
- Comando e gestione dati;
- Struttura.

L'analisi ed il dimensionamento dei sottosistemi si basa sulle scelte fatte in fase di caratterizzazione della missione. Dimostrata la fattibilità di raggiungere gli obiettivi della missione, si quantificano i parametri di base quali massa e potenza e si presenta una possibile configurazione del sistema.

La procedura di dimensionamento può essere illustrata mediante il diagramma di flusso riportato in Figura 4-1.

La procedura è iterativa, eseguita mediante fogli Excel, il cui valore di ingresso è costituito dalla massa iniziale del satellite. Il controllo al ciclo è effettuato mediante due condizioni :

1. che la potenza generata dai pannelli solari sia inferiore a quella necessaria al corretto funzionamento dei sottosistemi;
2. che la massa iniziale converga ad un valore minore di quello fissato dal vincolo del lanciatore che è pari a 300 kg.

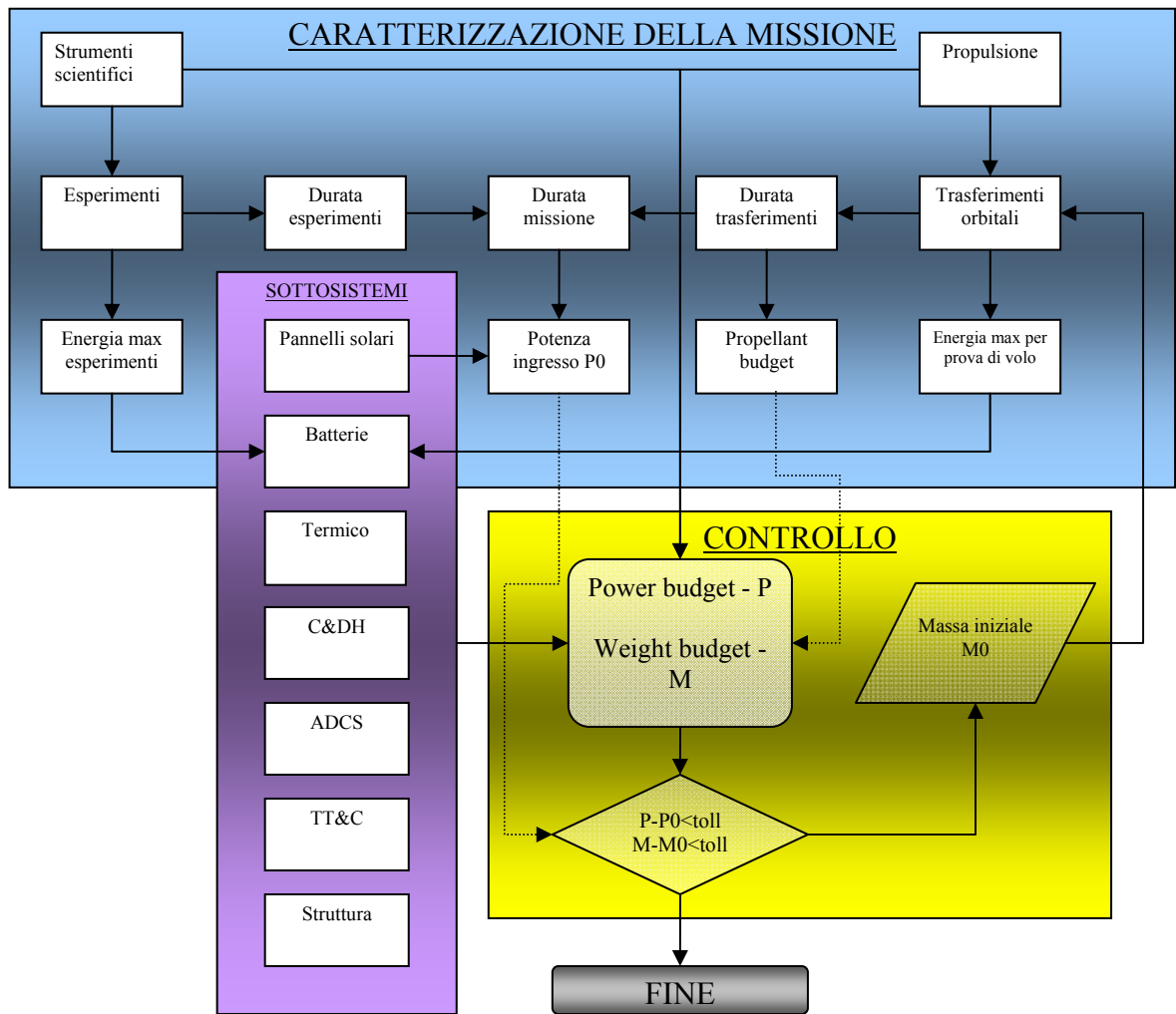


Figura 4-1 Metodologia di analisi di missione

4.1 Sottosistema di potenza

I compiti del sottosistema di potenza o EPS possono essere così riassunti:

- Generare la potenza elettrica utilizzando uno dei seguenti sistemi :
 - Fotovoltaico;
 - A sorgente di potenza statica;
 - A sorgente di potenza dinamica;
 - Celle a combustibile;

Solitamente si impiega il sistema fotovoltaico per satelliti posti in orbita intorno alla terra, fino alla geostazionaria, e che richiedano una potenza non superiore ai 10 kW [17]. La tecnologia alla base di questo tipo di generazione di potenza è ormai consolidata per missioni di classe pari a quella in esame, e ciò consente di contenere i costi ed i rischi.

- Immagazzinare la potenza da utilizzare nei periodi di eclisse, nel caso si utilizzino pannelli solari, o per effettuare le operazioni che richiedono una quantità di potenza superiore a quella che il sistema di generazione riesca a produrre. Tipicamente si utilizzano batterie ricaricabili;
- Distribuire la potenza ai sottosistemi mediante un sistema di cablaggi, commutatori, fusibili e relè. Una valutazione statistica del peso prevede di considerare dall'1% al 4% del peso a secco del satellite, mentre la potenza assorbita va dal 2% al 5% della potenza convertita.
- Controllare i pannelli solari, regolare la tensione del *bus* e provvedere a caricare le batterie evitando di sovraccaricarle.

Due sono i modi per controllare la potenza generata dai pannelli:

- PPT (*peak-power tracker*), che è un sistema non dissipativo in quanto estrae solo la potenza necessaria in quel momento. È utilizzata soprattutto in missioni la cui durata è inferiore a cinque anni. La potenza assorbita è stimata intorno al 2.5% della potenza regolata.
- DET (*direct energy transfer*), che al contrario del precedente, è un sistema che tende a dissipare all'esterno la potenza non utilizzata dai carichi mediante opportuni dispositivi.

Esistono tre tecniche per regolare la tensione del *bus* :

- Sistema non regolato in cui la tensione del *bus* è quella delle batterie poste in parallelo ai pannelli solari;

- Sistema quasi regolato in cui la tensione è regolata durante la carica delle batterie poste in serie ad un regolatore di carica, ma non durante la scarica. Ha una bassa efficienza e produce una elevata interferenza elettromagnetica;
- Sistema completamente regolato in cui la tensione è regolata durante la carica e scarica delle batterie poste in serie a regolatori di carica e scarica. È molto poco efficiente, ed è utilizzato a bordo di satelliti che richiedono poca potenza ed un *bus* molto ben regolato.

Le batterie possono essere caricate singolarmente o in parallelo. Questo ultimo metodo è semplice e poco costoso a fronte di una minore vita delle batterie stesse.

Si sottolinea che l'obiettivo della trattazione riportata in questo paragrafo è quello di dimostrare che pannelli solari in configurazione "*body mounted*" sono sufficienti a soddisfare le richieste di potenza della missione.

Un giusto compromesso tra tutti i valori in gioco è ottenuto mediante un procedimento iterativo, i cui passaggi fondamentali sono i seguenti:

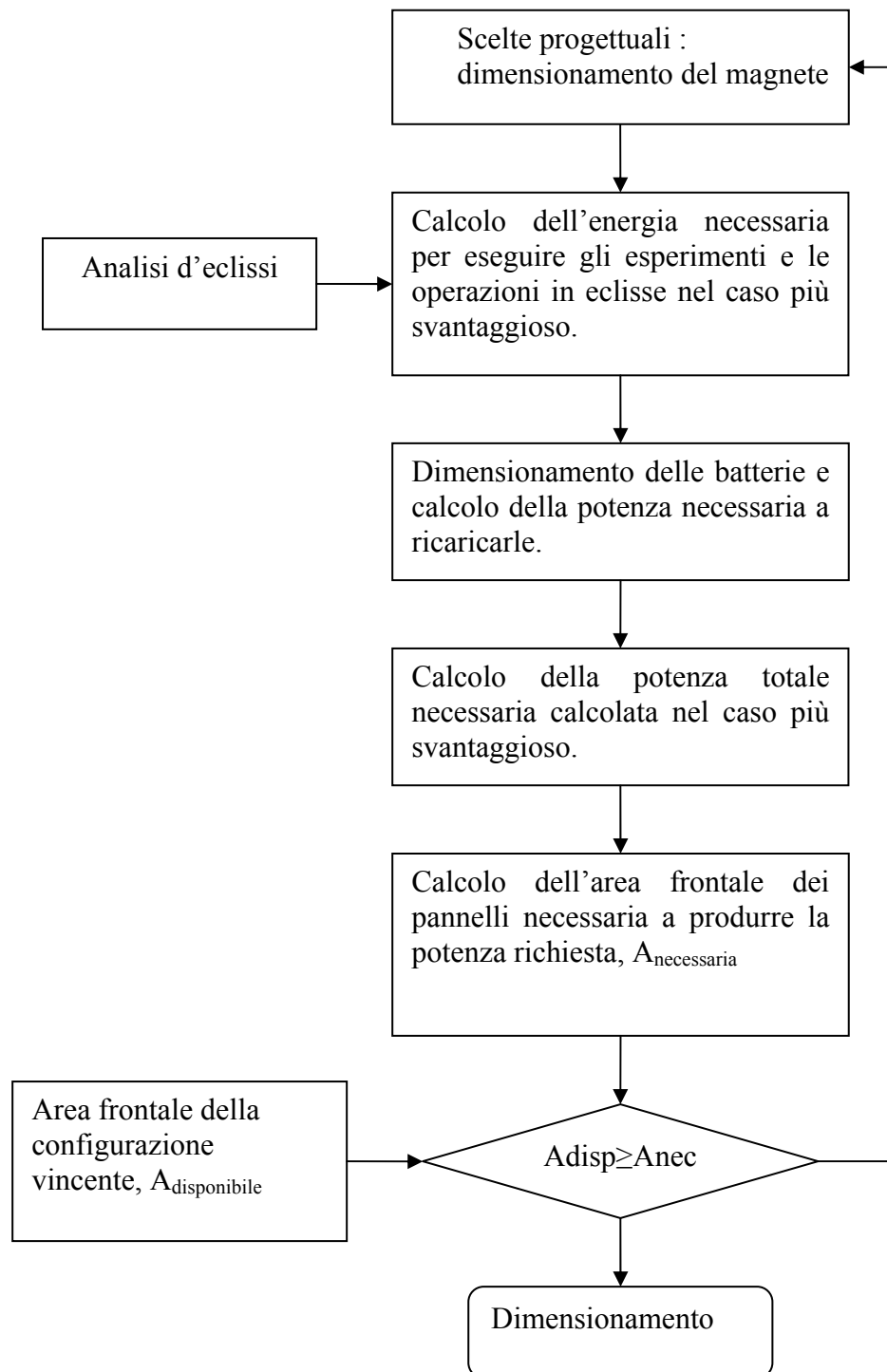


Figura 4-2 Procedura di dimensionamento del sistema di potenza

Il magnete è l'elemento fondamentale nel dimensionamento dell'EPS. L'energia richiesta per il suo funzionamento è di gran lunga superiore a quella richiesta da tutti gli altri componenti.

Una stima cautelativa dell'energia richiesta per mettere in funzione il magnete è di 911 Wh come argomentato nel par. 3.1.1.2.2.4.3. Se a questo valore si aggiungono i contributi dovuti a tutti gli strumenti necessari ad eseguire gli esperimenti scientifici si ha che l'energia complessiva che deve essere immagazzinata nelle batterie deve essere pari a 912 Wh. Sostanzialmente l'ordine di grandezza dell'energia in gioco è 1 kWh.

Per quantificare l'energia necessaria durante i periodi di eclisse si fa preliminarmente una valutazione della loro durata nelle condizioni più svantaggiose:

- Piano orbitale coincidente con il piano dell'eclittica;
- Sole-terra-apogeo allineati;
- Satellite in prossimità dell'apogeo, in cui la sua velocità raggiunge il minimo sull'intera orbita.

Calcolati graficamente gli intervalli di anomalia eccentrica ΔE in cui il satellite è in zona d'ombra, si valuta il tempo di volo mediante l'equazione di Keplero [6]

$$\tau = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left[\left(\left(\pi + \frac{\Delta E}{2} \right) - e \sin \left(\pi + \frac{\Delta E}{2} \right) \right) - \left(\left(\pi - \frac{\Delta E}{2} \right) - e \sin \left(\pi - \frac{\Delta E}{2} \right) \right) \right]$$

Nella figura sotto sono indicate insieme alle orbite di stazionamento anche le loro circonferenze ausiliarie e le zone d'ombra considerate. Si riportano inoltre i valori dell'intervallo delle anomalie eccentriche.

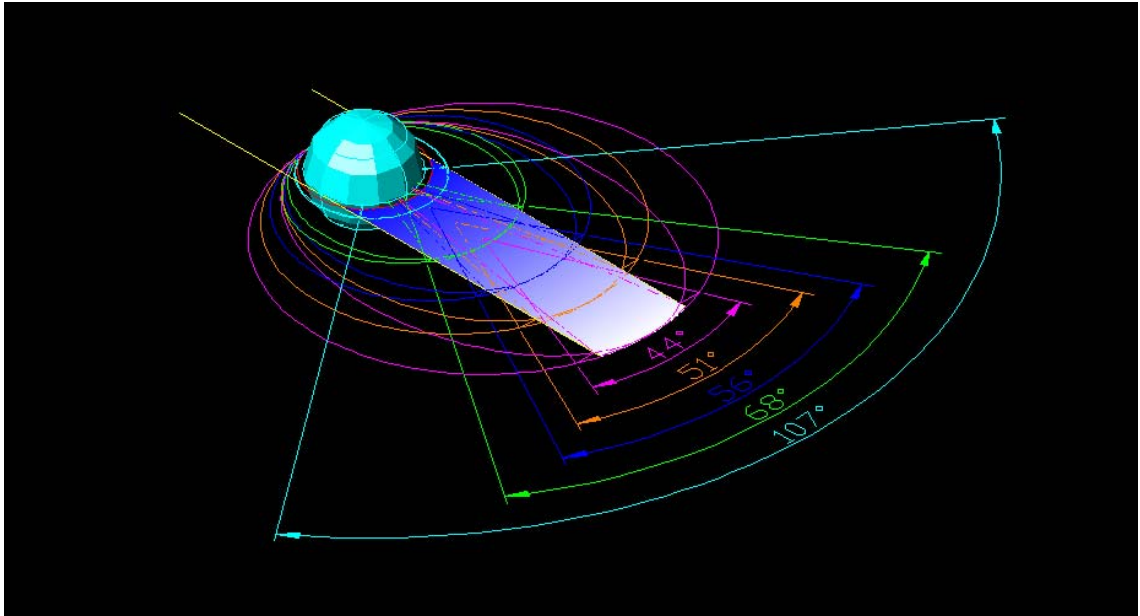


Figura 4-3 Intervalli di anomalia eccentrica delle zone d'ombra

	GTO iniziale (h)	I orbita intermedia (h)	II orbita intermedia (h)	III orbita intermedia (h)	IV orbita intermedia (h)
Periodo orbitale	10.66	8	6	4	2
Periodo d'eclisse	1.52	1.35	1.18	0.95	0.52
Periodo di luce	9.14	6.65	4.82	3.05	1.48

Tabella 4-1 Tempi d'eclisse

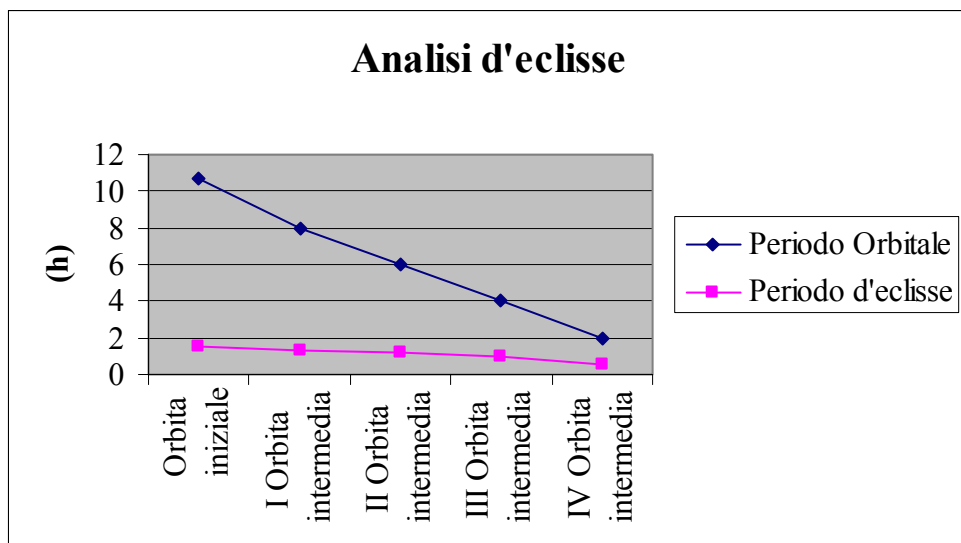


Figura 4-4 Tempi d'eclisse

Assumendo che la potenza richiesta per assicurare il corretto funzionamento dei sottosistemi fondamentali sia di 5.6 W, si ha che l'energia massima necessaria durante le eclissi è di 9 Wh, caso corrispondente al satellite in orbita iniziale. È qui evidente come il peso del magnete, dal punto di vista energetico, sia preponderante.

In totale si ha che le batterie devono essere in grado di fornire energia pari a 912 Wh.

Non si tengono in considerazione le batterie del tipo Ni-Cd e Ni-H₂ ritenute ormai obsolete al contrario delle più vantaggiose batterie agli ioni di litio.

È valutata la possibilità di impiegare sia batterie del tipo Saft-MPS che Saft-VES riportate in figura insieme alle loro specifiche tecniche [31].



Figura 4-5 Batterie Saft MPS e VES

Li-Ion SAFT		VES	MPS
Densità di energia	Wh/kg	118	133
Efficienza energetica	-	96	96
Capacità garantita	Ah	28	5.8
Voltaggio medio a C/1.5	V	3.6	3.6
Voltaggio massimo di carica	V	4.1	4.1
Energia massima	Wh	100	20
Rendimento di carica	-	0.9	0.9
Rendimento di scarica	-	0.9	0.9
Altezza	mm	185	65
Sezione trasversale	mm ²	2290	1170
Peso	kg	0.81	0.15
Modularità		SI	SI

Tabella 4-2 Dati tecnici delle batterie

Il numero delle celle in serie, N , è calcolato sulla base della tensione minima di scarica, V_{DB} , durante l'eclisse pari a 28 V. Assumendo il malfunzionamento di una cella ed una caduta di tensione nel diodo di *by-pass*, V_{DD} , di 1.1 V si ha:

$$V_{DV} = (N-1) V_{cella} - V_{DD}$$

da cui si ottiene che il numero di celle necessarie è pari a 9, per una capacità complessiva nominale per serie di batterie di 1033 Wh nel caso delle Saft-VES e 214 Wh nel caso delle Saft-MPS.

Una stima del numero di cicli carica/scarica è riportata nella seguente tabella ipotizzando che ci sia una carica scarica per ogni orbita:

	# cicli carica/scarica prove di volo - eclissi	# cicli carica/scarica esperimenti
I fase esperimenti	48	100
I abbassamento orbitale	464	0
II fase esperimenti	66	100
II abbassamento orbitale	750	0
III fase esperimenti	92	100
III abbassamento orbitale	1873	0
IV fase esperimenti	145	100
IV abbassamento orbitale	3933	0
V fase esperimenti	300	100
Abbassamento fino alla quota di deorbitamento	2991	0
TOTALE	10662	500
Profondità di scarica	20%	80%

Tabella 4-3 Cicli carica/scarica

La grande differenza che esiste riguardo al numero di cicli carica /scarica suggerisce di utilizzare batterie diverse per ognuna delle due fasi della missione.

In accordo con la figura sotto [17] riportata si può assumere la profondità di scarica (DoD⁵) pari al 20% per le batterie necessarie alle prove di volo e l'80% per quelle che alimentano il magnete

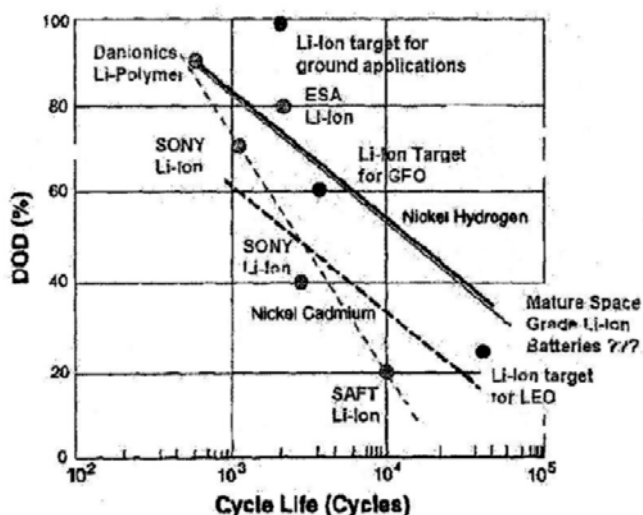


Figura 4-6 Profondità di scarica

⁵ Per profondità di scarica si intende la percentuale della capacità totale della batteria utilizzata durante la scarica. Alte percentuali implicano bassi numeri di cicli.

Si dimensionano le batterie necessarie ad alimentare il magnete.

Per avere l'energia necessaria di 911 Wh occorrono o una matrice di 9*2 batterie Saft-VES per una capacità effettiva (DoD = 80%) di 1653 Wh o una matrice di 9*6 batterie Saft-MPS, per una capacità effettiva di 1027 Wh.

Da un punto di vista ponderale e d'ingombro si hanno i seguenti dati:

	Peso complessivo (kg)	Ingombro complessivo (m ³)
Saft-VES	14.58	0.0076
Saft MPS	8.1	0.0041

Tabella 4-4 Peso ed ingombro delle batterie per gli esperimenti

Ne consegue che l'utilizzo di 9*6 batterie Saft-MPS 20 risulta più vantaggioso.

Si assume il tempo di ricarica delle batterie pari a 3*1.47 h. In questo modo nella IV orbita intermedia è possibile effettuare almeno un esperimento ogni tre orbite. Conseguenza di una simile scelta progettuale è che la potenza richiesta ai pannelli per ricaricare le batterie è di 231 W con una corrente di ricarica di 8.2 A.

Si dimensionano le batterie necessarie ad eseguire le prove di volo e a garantire l'alimentazione all'OBC nei periodi di eclisse.

Si calcola che l'energia necessaria è di 195 Wh. Il sistema di propulsione assorbe 123 W, mentre si stima la potenza per mantenere il sistema attivo nei periodi di eclisse pari a 5.6 W. Il tempo di eclisse di riferimento è quello più lungo, che si ha durante l'orbita iniziale ed è pari a 1.5 h. Per garantire questo livello di energia occorrono o una matrice di 9*1 batterie Saft-VES per una capacità effettiva (DoD = 20%) di 330 Wh o una matrice di 9*6 batterie Saft-MPS, per una capacità effettiva di 216 Wh.

Da un punto di vista ponderale e d'ingombro si hanno i seguenti dati:

	Peso complessivo (kg)	Ingombro complessivo (m ³)
Saft-VES	7.29	0.0038
Saft MPS	8.1	0.0041

Tabella 4-5 Peso ed ingombro delle batterie per gli esperimenti

Ne consegue che l'utilizzo di 9*1 batterie Saft-VES 100 risulta più vantaggioso.

Si assume il tempo di ricarica delle batterie pari a 1.47 h che è il minor tempo di luce della missione. Corrisponde alla IV orbita intermedia, che è l'orbita il cui il rapporto tempo luce/eclisse è il più basso. Conseguentemente si ha che la potenza richiesta ai pannelli per ricaricare le batterie è di 132 W con una corrente di ricarica di 4.7 A.

Si valuta la potenza richiesta dal satellite nelle due fasi operative della missione :

- Fase di volo propulso, in cui l'elemento principale è rappresentato dal sistema propulsivo
- Esperimenti, in cui l'elemento dominante è il magnete

Si assume che l'efficienza di trasferimento della potenza, riferite alla modalità PPT, durante le eclissi e durante i periodi di luce, $\eta_{eclissi}$ e η_{luce} , siano pari rispettivamente a 0.6 e 0.8.

Si fa riferimento ai seguenti bilanci:

$$P_{SA}^{volo} = \frac{\frac{(P_{eclisse} + P_{volo}) \cdot t_{eclisse}}{\eta_{eclisse}} + \frac{(P_{luce} + P_{volo}) \cdot t_{luce}}{\eta_{luce}}}{t_{luce}} = 282 \text{ W}$$

$$P_{SA}^{esper.} = \frac{\frac{P_{eclisse} \cdot t_{eclisse}}{\eta_{eclisse}} + \frac{P_{luce} \cdot t_{luce}}{\eta_{luce}} + \frac{E_{batt_esp}}{N_{orbite_ricarica}^{IV}}}{t_{luce}} = 258 \text{ W}$$

		IV orbita – prove di volo + sistemi fondamentali	IV orbita intermedia - esperimenti
$P_{eclisse}$	W	5.6	5.6
$t_{eclisse}$	h	0.52	0.52
P_{luce}	W	17.6	17.6
t_{luce}	h	1.47	1.47
P_{volo}	W	123	-
$E_{batt_esp}/N_{orbite_ricarica}$	Wh	-	984/3

Da cui risulta che la condizione più sfavorevole si ha durante la fase di volo.

Il calcolo dell'area dei pannelli esposta al sole⁶ necessaria affinché possano essere prodotte 291 W di potenza procede secondo i seguenti passi:

1. Scelta del tipo di cella [27]:

	Si	AsGa	InP ₂	Multigiunzione
$\eta_{\text{cella teorico}}$	0.20	0.235	0.23	0.258
$\eta_{\text{cella produzione}}$	0.148	0.185	0.18	0.22
$\eta_{\text{cella laboratorio}}$	0.208	0.218	0.20	0.257
Degradazione/anno	0.0375	0.0275	0.03	0.0275

Tabella 4-6 Tipi di celle solari

Una cella a tripla giunzione risulta conveniente. Questo tipo di cella è costituita dalla sovrapposizione di una giunzione di InP₂, una di AsGa ed una di Ge. In questo modo ciascuno strato raccoglie differenti lunghezze d'onda della radiazione solare incidente.

2. Calcolo della potenza specifica a BOL (*Beginning of life*):

Sia P_0 la radiazione specifica solare pari a 1353 W/m² moltiplicata per il rendimento della cella, I_d il fattore di degradazione pari 0.84 e θ l'angolo di incidenza solare con il piano equatoriale pari a 23.5 gradi ed i è l'inclinazione dell'orbita pari a 7 deg, si ha:

$$P_{BOL} = P_0 I_d \cos(\theta - i) = 243.5 \text{ W/m}^2$$

3. Calcolo della potenza specifica a EOL (*End of life*):

$$P_{EOL} = P_{BOL} (1 - \text{deg radiazione / anno})^{\text{durata}_{\text{missione}}} = 215.2 \text{ W/m}^2$$

4. Calcolo dell'area di pannelli necessaria a produrre 323 W di potenza:

$$A_{\text{necessaria}} = \frac{P_{SA}^{\text{volo}}}{P_{EOL}} = 1.4 \text{ m}^2$$

Dal paragrafo 3.4 si sa che l'area frontale della configurazione vincente è di 1.738 m². In questo modo il satellite è in grado di produrre soddisfare alle richieste di potenza.

⁶ Si intende l'area ottenuta intersecando il prisma a base ottagonale con un piano contenente l'asse longitudinale.

Per il calcolo della massa del pannello occorre considerare che le attuali prestazioni vanno da 14 a 47 W/kg a EOL per pannelli rigidi, fino a più di 100 W/kg per pannelli di ultima generazione. Per pannelli con celle a tripla giunzione può considerarsi valida la seguente legge di massa [27]:

$$M = 2.36 \cdot A_{\text{pannelli}} = 12.3 \text{ kg}$$

in cui A_{pannelli} è l'area complessiva dei pannelli, coincidente con l'area della superficie esterna del prisma ottagonale, pari a 5.2 m^2 .

4.2 Sottosistema di controllo e determinazione d'assetto

Il sottosistema di controllo e determinazione d'assetto, ADCS, ha la funzione di stabilizzare ed orientare il satellite lungo una direzione prefissata, opponendosi alle coppie di disturbo esterne e interne.

Tecniche di controllo passivo non sono adeguate al tipo di S/C in esame, dal momento che il rapido decremento della forza gravitazionale e del campo magnetico con la quota rende difficile la stabilizzazione ad alte altitudini.

Annullare i disturbi conferendo allo S/C elevata rigidità giroscopica, quindi “spinnarlo”, sarebbe una tecnica di controllo ottima dal punto di vista della complessità costruttiva e del costo, ma improponibile a causa della presenza del propulsore, la cui direzione di sparo deve essere fissa.

La stabilizzazione a “tre-assi”, in cui tre ruote di reazione, opportunamente dimensionate equilibrano le coppie di perturbazione, risulta essere la tecnica più conveniente.

Una terna assi corpo è orientata nello spazio con l'asse di rollio (X_b) diretto nella direzione e verso della velocità, l'asse di imbardata (Z_b) ortogonale al piano orbitale, mentre l'asse di beccheggio (Y_b) è conseguente alla regola della mano destra.

4.2.1 Coppie di disturbo

Nel quantificare l'intensità delle coppie si è tenuto conto delle seguenti fonti di disturbo, essenzialmente quelle esterne:

- Gradiente di gravità;
- Campo magnetico terrestre;
- Resistenza atmosferica;
- Pressione di radiazione solare.

Si sono trascurate quelle di natura interna al satellite quali:

- Incertezza del centro di gravità;
- Disallineamento della spinta;
- “*Sloshing*” di fluidi;
- Effetti dinamici della struttura;
- “*Shocks*” termici.

4.2.1.1 Coppie dovute al gradiente di gravità

Un satellite che orbita attorno ad un corpo primario è soggetto ad una coppia di natura gravitazionale dovuta al fatto che i vari elementi in cui si può pensare di suddividere il satellite stesso si trovano a distanze diverse dal centro della terra e sono quindi soggetti a forze di gravità diverse.

La coppia risultante può essere valutata nel seguente modo [17]:

$$\vec{M}_{gg} = \left(\frac{3\mu}{r^3} \right) \left[\hat{u}_x (I_{zz} - I_{yy}) (\hat{u}_z \cdot \hat{u}_e) (\hat{u}_y \cdot \hat{u}_e) + \hat{u}_y (I_{xx} - I_{zz}) (\hat{u}_x \cdot \hat{u}_e) (\hat{u}_z \cdot \hat{u}_e) + \hat{u}_z (I_{yy} - I_{xx}) (\hat{u}_y \cdot \hat{u}_e) (\hat{u}_x \cdot \hat{u}_e) \right]$$

μ : costante gravitazionale della terra pari a $3.986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$;

r : distanza dello S/C dal centro della terra;

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : momenti di inerzia riferiti ad una terna principale d'inerzia;

$\mathbf{u}_x, \mathbf{u}_y, \mathbf{u}_z, \mathbf{u}_e$ versori della terna assi corpo e della direzione che punta al Nadir.

Questa coppia di perturbazione risulta nulla così come il momento angolare \mathbf{L}_{gg} ; i primi due termini in parentesi quadra sono pari a zero in quanto il versore \mathbf{u}_z e \mathbf{u}_e sono

ortogonali, mentre il terzo termine è sempre pari a zero in quanto I_{xx} è uguale a I_{yy} data la configurazione assialsimmetrica del satellite.

4.2.1.2 Coppie dovute alla resistenza atmosferica

Gli effetti perturbativi dovuti alla resistenza atmosferica sono particolarmente significativi alle basse quote, in cui tutt'altro che trascurabile è la presenza dell'atmosfera terrestre.

Nell'ipotesi di considerare unicamente la forza di resistenza e trascurare la portanza si ha che:

$$\bar{D} = -\frac{1}{2} \rho |\vec{v}|^2 \left(\frac{S \cdot C_D}{m} \right) \vec{u}_x$$

D : resistenza atmosferica per unità di massa;

ρ : densità atmosferica funzione della quota;

v : velocità del satellite;

S : area frontale;

C_D : coefficiente di resistenza;

\mathbf{u}_x : direzione della velocità;

$S C_D/m$: coefficiente balistico.

Sia δ_{ra} il disallineamento del centro di pressione dal centro di gravità, si ha che la coppia di perturbazione è:

$$\mathbf{M}_{ra} = \mathbf{D} \times \delta_{ra}$$

Il calcolo è eseguito mediante uno script MATLAB e segue il seguente schema:

- Immissione del valore del coefficiente balistico;
- Si ragiona in termini dell'anomalia eccentrica; si suddivide la circonferenza ausiliaria di ciascuna delle cinque orbite intermedie in 360 parti; in ciascuno dei punti ottenuti si calcola la distanza dal centro della terra, r , e la velocità del satellite, v :

$$r(E) = a(1 - e \cdot \cos(E))$$

$$v(E) = \frac{\mu}{a} \sqrt{\frac{1 + e \cos(E)}{1 - e \cos(E)}}$$

- Noto il valore di r si ricava il corrispondente valore della densità per interpolazione del seguente modello di densità atmosferica terrestre [17]:

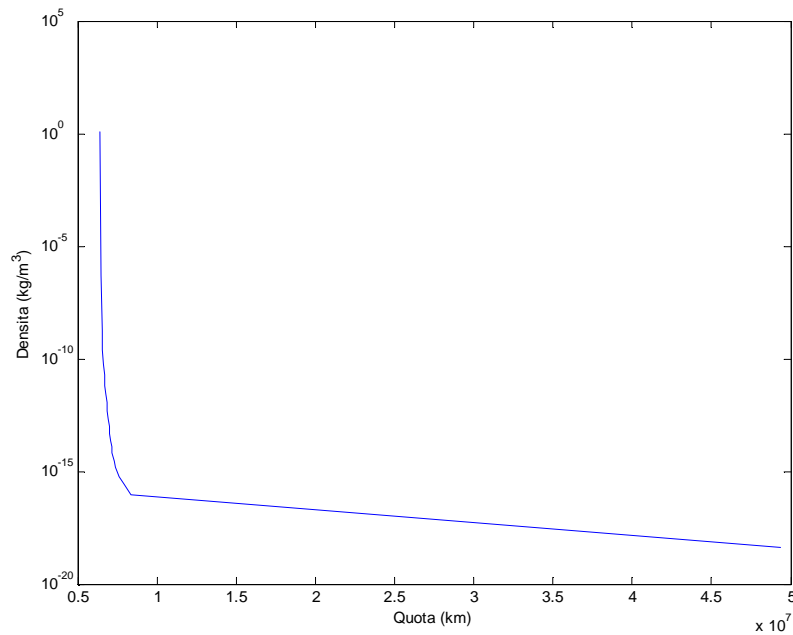


Figura 4-7 Densità atmosferica - modello semplificato

- Si valuta l'intensità della resistenza atmosferica $D^{(j)}$ in ciascuno dei 360 nodi, ed ipotizzando

$$\delta_{ra} = [0, 0.2 \text{ m}, 0.2\text{m}]$$

in assi corpo, si ottengono momenti destabilizzanti in imbardata ed in beccheggio, mentre è nulla la coppia di rollio.

- Si calcola il tempo di volo di ciascuno degli intervalli come differenza del tempo di volo di due nodi consecutivi riferiti al perigeo mediante l'equazione di Keplero:

$$\Delta \tau^{(j)} = (\tau^{(j+1)} - t_p) - (\tau^{(j)} - t_p) = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (\Delta E - e(\sin E^{(j+1)} - \sin E^{(j)}))$$

- Il momento angolare su un'intera orbita ellittica, per un satellite di massa m , può essere ottenuto mediante la seguente espressione:

$$\vec{L}_{ra,rev} = m \cdot \sum_{j=1}^{360} \vec{D}^{(j)} \cdot \Delta\tau^{(j)}$$

Si riportano, a titolo di esempio, i grafici relativi all'orbita iniziale, la GTO, assumendo un coefficiente balistico pari a 50 kg/m^2 . I risultati relativi a tutte le orbite intermedie sono riportati in Tabella 4-7.

GTO iniziale

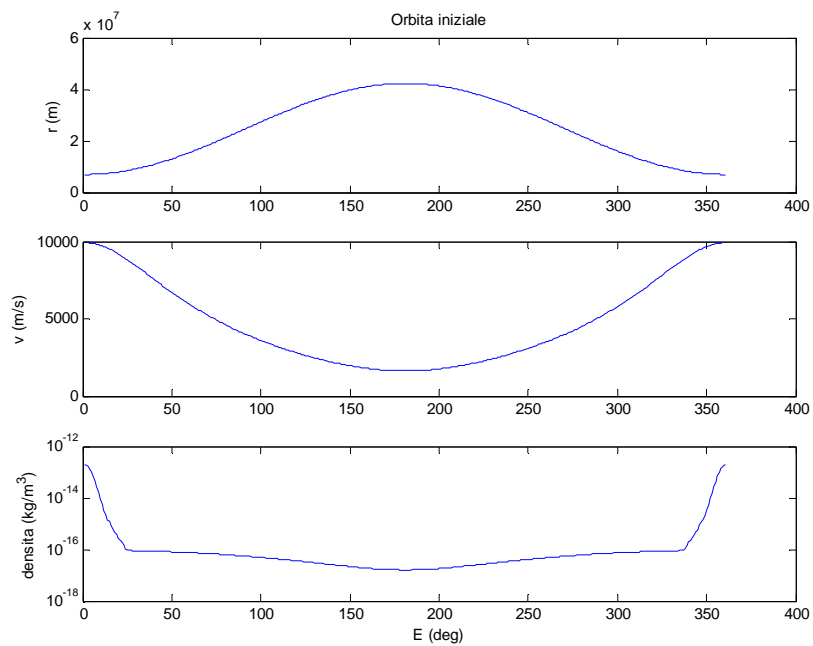


Figura 4-8 r, v e densità - GTO iniziale

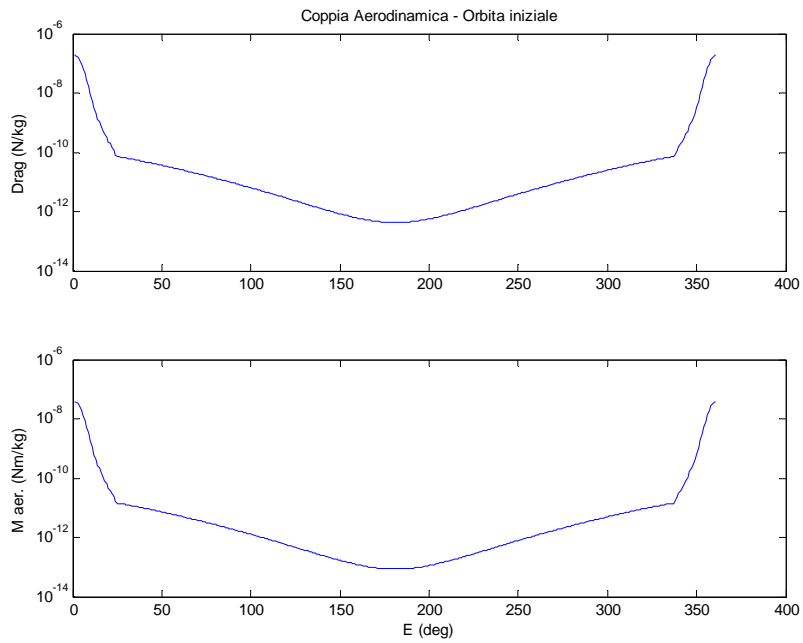


Figura 4-9 Resistenza e coppia aerodinamica - GTO iniziale

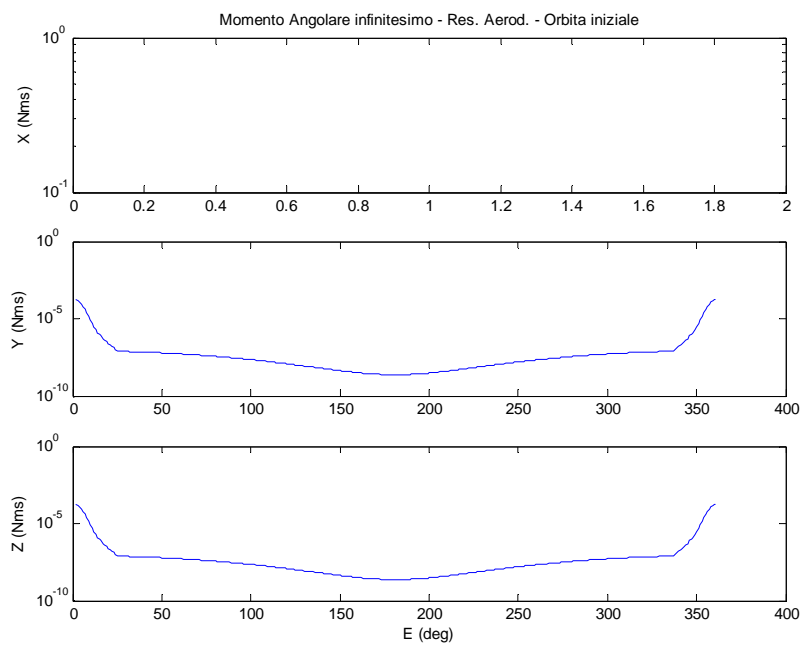


Figura 4-10 Momento angolare nei nodi – GTO iniziale

In conclusione si riportano i risultati relativi al momento angolare per unità di massa e per ogni singola orbita:

Resistenza aerodinamica			
Momento angolare per unità di massa e per orbita (Nms/kg rev)			
	X _b	Y _b	Z _b
GTO iniziale	0	0.0000103	0.0000103
I orbita intermedia	0	0.0000103	0.0000103
II orbita intermedia	0	0.0000104	0.0000104
III orbita intermedia	0	0.00001057	0.00001057
IV orbita intermedia	0	0.00001133	0.00001133

Tabella 4-7 Momento angolare specifico per orbita dovuto alla resistenza aerodinamica

4.2.1.3 Coppie dovute alla pressione solare

I fotoni irradiati dal sole, urtando la superficie del satellite, esercitano su di esso una pressione, P , il cui valore, prendendo come riferimento la distanza media terra-sole e considerando un corpo perfettamente assorbente (corpo nero) è $4.5 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$.

Una rapida stima dell'intensità della coppia di disturbo, M_{ps} , prodotta può essere ottenuta dalla seguente relazione:

$$M_{ps} = \left[\frac{F_s}{c} A_s (1 + q) \cos(i) \right] \cdot \delta_{ps}$$

F_s : costante solare pari a 1358 W/m^2 ;

c : velocità della luce pari a $3 \cdot 10^8 \text{ m/s}$;

A_s : area esposta normale a ciascuno dei tre assi corpo;

q : fattore di riflessione, posto cautelativamente pari a 0.6;

i : angolo di incidenza del sole;

δ_{ps} : disallineamento del centro di pressione solare dal centro di gravità pari a 0.3 m ;

I risultati relativi a questo tipo di disturbo sono i seguenti:

Pressione di radiazione solare		
Coppia di disturbo (Nm)		
X _b	Y _b	Z _b
3.15 10 ⁻⁶	3.15 10 ⁻⁶	2.17 10 ⁻⁶

Tabella 4-8 Coppia di pressione di radiazione solare

Pressione di radiazione solare			
Momento angolare e per orbita (Nms/ rev)			
	X _b	Y _b	Z _b
GTO iniziale	0.1209	0.1209	0.0835
I orbita intermedia	0.09	0.09	0.062
II orbita intermedia	0.068	0.068	0.047
III orbita intermedia	0.045	0.045	0.031
IV orbita intermedia	0.027	0.027	0.015

Tabella 4-9 Momento angolare per orbita dovuto alla pressione di radiazione solare

4.2.1.4 Coppie dovute al campo magnetico terrestre

La coppia di disturbo dovuta al campo magnetico terrestre, M_m , può scriversi nel seguente modo:

$$\vec{M}_m = \vec{\mu}_{sat} \times \vec{B}_\oplus$$

μ_{sat} : momento di dipolo residuo del satellite;

B_E : campo magnetico terrestre;

Il calcolo è stato eseguito mediante uno script MATLAB basato sul seguente schema.

Riferendosi alla circonferenza ausiliaria di ogni orbita intermedia e dividendola in 360 nodi, è possibile in ciascuno di essi, determinare la coppia di disturbo del campo magnetico. Si ipotizzi che

$$\mu_{sat} = [1 , 1 , 1] \text{ Am}^2$$

riferita ad una terna assi corpo T_b (G; X_b, Y_b,Z_b); assunzione ragionevole per velivoli di pari classe.

Si riportano i risultati relativi alla condizione più svantaggiosa. Si verifica quando l'inclinazione tra il piano orbitale e l'asse del dipolo magnetico terrestre è massima. Infatti maggiore è l'angolo compreso tra il vettore campo magnetico terrestre e momento di dipolo del satellite e massima è la coppia di disturbo. Se 11.5 deg è l'inclinazione tra l'asse del dipolo magnetico terrestre ed il piano equatoriale e 7 deg è l'inclinazione tra il piano orbitale ed il piano equatoriale si ha che θ_m pari a 18.5 deg è la latitudine geomagnetica in cui la coppia di disturbo è massima.

Si considera che il campo magnetico terrestre segua la seguente legge

$$\vec{B}_{\oplus} = \frac{\mu_m}{R^3} (-2 \sin \mathcal{G}_m \hat{i}_r + \cos \mathcal{G}_m \hat{i}_g)$$

in cui \hat{i}_r è il versore della direzione che congiunge il centro della terra con il baricentro del satellite rappresentato dal nodo j-esimo, e giace sul piano orbitale, mentre \hat{i}_θ è il versore normale a \hat{i}_r ed al piano orbitale. Da questo e da quanto detto nel par. 4.2, risulta che \hat{i}_θ e \hat{i}_{zb} sono coincidenti, mentre \hat{i}_r e \hat{i}_{xb} sono sfasati di un angolo pari al valore del complementare dell'angolo di traiettoria, γ .

Si consideri che l'angolo di traiettoria, γ , può essere ricavato in funzione dell'anomalia eccentrica, E, dalle seguenti equazioni:

$$\gamma(v) = \arccos \left[\frac{1 + e \cos(v)}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cos(v)}} \right]$$

$$\cos(v) = \frac{\cos(E) - e}{1 - e \cos(E)}$$

v : anomalia vera;

e : eccentricità;

Al fine di effettuare il prodotto vettoriale è necessario scrivere le componenti del campo magnetico terrestre $[B_E^{(i)}]_{r,\theta} = (B_r^{(i)}, 0, B_\theta^{(i)})$ in assi corpo utilizzando la seguente matrice di rotazione che porti a coincidere le due terne:

$$T_z(\gamma^{(j)}) = \begin{bmatrix} \cos(\gamma^{(j)}) & \sin(\gamma^{(j)}) & 0 \\ -\sin(\gamma^{(j)}) & \cos(\gamma^{(j)}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Le componenti del campo magnetico terrestre in assi corpo è ottenuta dalla seguente relazione:

$$[B_E^{(j)}]_b = T_z(\gamma^{(j)}) [B_E^{(j)}]_{r,\theta}$$

da cui la coppia di perturbazione nel j-esimo nodo:

$$[M_m^{(j)}]_b = [\mu_{sat}]_b \times [B_E^{(j)}]_b$$

Analogamente a quanto fatto per le coppie dovute alla resistenza atmosferica, il momento angolare su un'intera orbita ellittica può essere ottenuto mediante la seguente espressione:

$$\vec{L}_{m,rev} = \sum_{j=1}^{360} \vec{M}_m^{(j)} \cdot \Delta \tau^{(j)}$$

Si riportano, a titolo di esempio, i grafici relativi all'orbita iniziale, la GTO, assumendo un coefficiente balistico pari a 50 kg/m^2 . I risultati relativi a tutte le orbite intermedie sono riportati in Tabella 4-10.

GTO iniziale

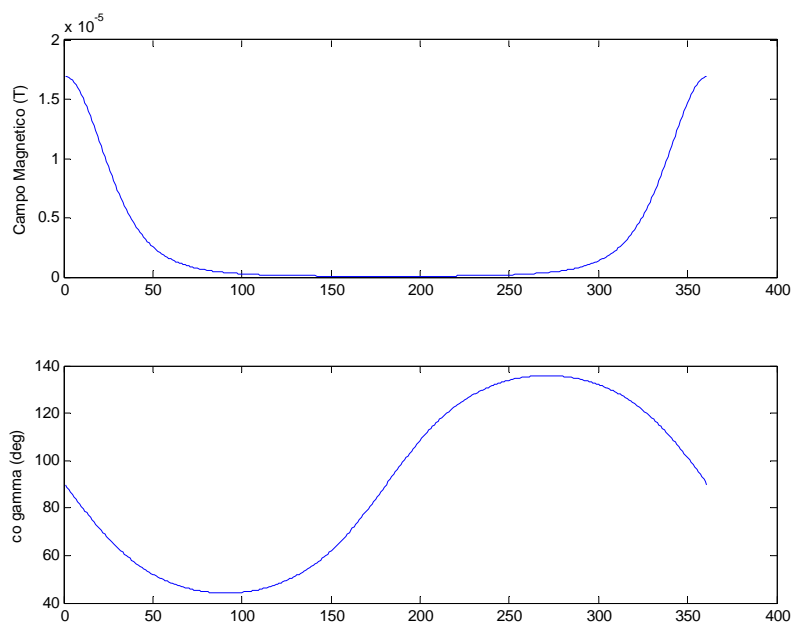


Figura 4-11 Campo magnetico e complementare angolo di traiettoria - orbita iniziale

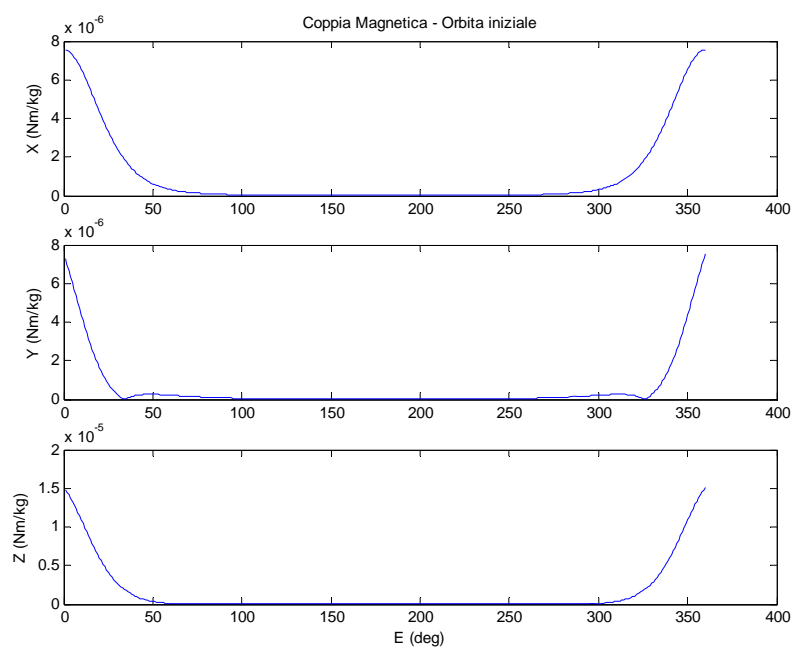


Figura 4-12 Coppia magnetica - orbita iniziale

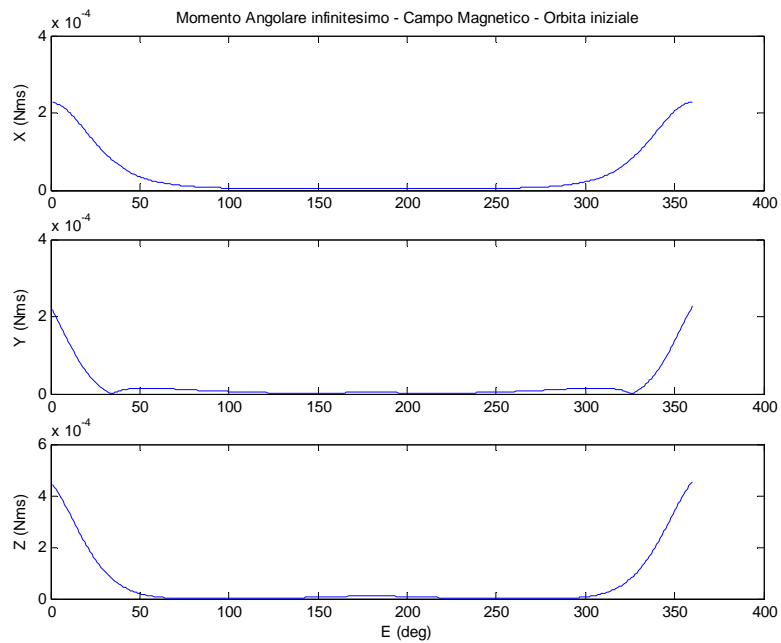


Figura 4-13 Momento angolare nei nodi - orbita iniziale

In conclusione si riportano i risultati relativi al momento angolare per ogni singola orbita:

Campo magnetico terrestre			
Momento angolare per orbita (Nms/ rev)			
	X_b	Y_b	Z_b
GTO iniziale	0.0152	0.0192	0.0344
I orbita intermedia	0.0155	0.0204	0.035
II orbita intermedia	0.0167	0.0204	0.0371
III orbita intermedia	0.019	0.0221	0.0411
IV orbita intermedia	0.0249	0.0267	0.0516

Tabella 4-10 Momento angolare per orbita dovuto al campo magnetico terrestre

4.2.1.5 Riepilogo delle perturbazioni

Sommando ogni contributo lungo ciascun asse dovuto a tutte le fonti di perturbazione fin qui prese in esame si ottengono i seguenti risultati:

Momento angolare totale per orbita (Nms/ rev)			
	X_b	Y_b	Z_b
GTO iniziale	0.1361	0.1416	0.1194
I orbita intermedia	0.1055	0.1109	0.0985
II orbita intermedia	0.0847	0.0899	0.0856
III orbita intermedia	0.064	0.0686	0.0736
IV orbita intermedia	0.0519	0.0554	0.0683

Tabella 4-11 Riepilogo del momento angolare per orbita

Le condizioni più sfavorevoli risultano aversi nella GTO iniziale, intorno all'asse di beccheggio.

4.2.2 Componentistica

- Sensori di sole

Funzionano con la luce solare e misurano uno o due angoli tra la base di montaggio e la luce incidente. Dotati di grande accuratezza, rappresentano una soluzione economica e classica con cui riferire il satellite rispetto al sole. Ogni sensore deve aver il campo di vista libero nella direzione dello Zenith. Non possono essere utilizzati nei periodi di eclissi. Il peso di ogni singolo elemento si aggira attorno ai 0.3 kg per un ingombro di $95 \times 107 \times 35 \text{ mm}^3$.



Figura 4-14 Sensore di sole S3 - Galileo avionica

- Sensori di stelle

Essi rappresentano i più comuni sensori ad alta accuratezza e sono utilizzati per determinare l'assetto del satellite rispetto ad un sistema di riferimento inerziale. Possono classificarsi in esploratori, utilizzati soprattutto nei satelliti stabilizzati a spin, i quali sfruttano il passaggio di alcune stelle nel loro campo di vista, oppure tracciatori, i quali sono programmati per la ricerca di determinate stelle in base alla loro luminosità. Una possibile scelta potrebbe essere quella riportata in figura sotto anche se di fabbricazione americana.

Il peso è di 0.3 kg per un ingombro di $54 \times 54 \times 76 \text{ mm}^3$.



Figura 4-15 Tracciatore di stelle - STPSat-1 AeroAstro

- Ruote di reazione

Sono rotori azionati mediante un opportuno motorino elettrico. L'asse di ciascuna ruota è allineato con l'asse di controllo dello S/C. Il motorino elettrico agisce sulla ruota in risposta ad un disturbo esterno. Le condizioni dimensionanti della ruota sono quelle più sfavorevoli, evidenziate in Tabella 4-11, in cui il momento angolare da bilanciare è pari a 0.1416 Nms.

Nel panorama del mercato aerospaziale, risultano vantaggiose le ruote prodotte dalla SunSpace, le quali, progettate essenzialmente per satelliti di piccole dimensioni, si presentano come sistemi in cui ruote, giroscopio ed elettronica di controllo risultano essere integrati, con conseguente riduzione del volume occupato. Questo tipo di ruote sono in grado di assorbire un momento angolare pari a 0.65 Nms.

Il peso del sistema ruota-giroscopio è di circa 2.5 kg per un ingombro di 99 x 117 x 31 mm³ per la ruota di reazione e di 118 x 118 x 115 mm³ per il giroscopio. La potenza assorbita è inferiore ai 2W per ciascun componente.

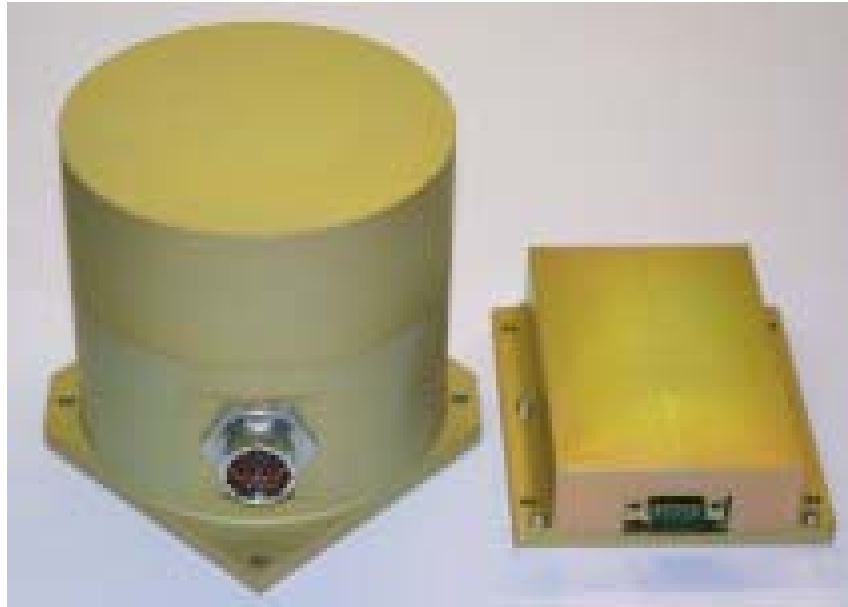


Figura 4-16 Ruota di reazione – SunSpace

In conclusione si riporta un riepilogo delle grandezze fondamentali:

Componente	Quantità	Massa (g)	Potenza (W)	Ingombro (mm)
Sensore di sole	2	300	0	95 x 107 x 35
Tracciatore di stelle	1	300		54 x 54 x 76
Ruota di reazione	3	1986	<2	99 x 117 x 31
Giroscopio	3	439	<2	118 x 118 x 115

Tabella 4-12 Componentistica del sistema di determinazione e controllo d'assetto

4.3 Sottosistema di comunicazione

La procedura di definizione dei parametri che caratterizzano il collegamento tra satellite e stazione a terra è la seguente [17]:

1. Selezione della banda di trasmissione:

Le bande di frequenze utilizzate per le comunicazioni spaziali, regolamentate da organi preposti⁷, sono:

Frequenza	<i>Downlink</i> [GHz]	<i>Uplink</i> [GHz]
UHF	0.2-0.45	0.2-0.45
L	1.635-1.66	1.535-1.56
S	2.65-2.69	2.5-2.54
C	5.9-6.4	3.7-4.2
X	7.9-8.4	7.25-7.45
Ku	14-14.5	12.5-12.75
Ka	27.5-31	17.7-19.7
SHF/EHF	43.5-45.5	19.7-20.7

Tabella 4-13 Bande di frequenza

Per la missione che si sta esaminando, si suppone di utilizzare la banda S;

2. Selezione della potenza dell'antenna trasmittente, P;
3. Stima della perdita di potenza tra il trasmettitore e l'antenna, L_1 . In prima approssimazione un valore compreso tra -1 e -3 dB⁸ è appropriato;
4. Determinazione dell'ampiezza del fascio di trasmissione, θ . Si fa riferimento al valore dell'antenna ritenuta idonea, che è pari a 70 gradi;
5. Calcolo del guadagno della trasmittente G_t (dB):
Per fare questo, è necessario innanzitutto determinare quanto vale, approssimativamente, il guadagno di picco della trasmittente G_{pt} (dB), nota l'ampiezza di banda in gradi:

⁷ International Telecommunication Union (ITU) in accordo con la World Administrative Radio Conference (WARC).

⁸ $X[\text{dB}] = 10 \log_{10}(X)$;

$$G_{pt} = \frac{27000}{\theta^2};$$

Tale valore è ridotto per effetto di inevitabili perdite di puntamento quantificabili in dB nel seguente modo:

$$L_{\theta} = -12(e/\theta)^2$$

in cui e rappresenta l'errore di puntamento, cautelativamente posto pari a $\theta/2$ nel caso in cui il satellite trasmetta, mentre $\theta/10$ nel caso in cui il satellite riceva.

In conclusione:

$$G_t = G_{pt} + L_{\theta}$$

6. Determinazione del diametro della trasmittente in m:

$$D_t = \frac{21}{f \cdot \theta}$$

in cui f è la frequenza del segnale trasmesso in GHz;

7. Calcolo dell'EIRP (*effective isotropic radiated power*) in dB:

$$\text{EIRP} = P + L_1 + G_t;$$

8. Calcolo delle perdite dovute alla tratta percorsa dal segnale, in dB:

$$L_s = 147.55 - 20 \log(S) - 20 \log(f)$$

in cui f è la frequenza del segnale trasmesso in Hz ed S è la distanza da cui si intende trasmettere, pari al massimo a 2000 km.

9. Calcolo del guadagno dell'antenna ricevente in dB:

Ipotizzando di utilizzare un'antenna con efficienza η pari a 0.55

$$G_{pr} = -159.59 + 20 \log(D_r) + 20 \log(f) + 10 \log(\eta)$$

in cui f è la frequenza del segnale trasmesso in Hz, mentre D_r è il diametro dell'antenna ricevente in m. Nel caso in cui sia il satellite a trasmettere i dati a terra,

si considera l'antenna ricevente di Kourou, il cui diametro è di 15 m, mentre nel caso in cui sia la stazione terra a trasmettere i comandi, il diametro ricevente è uguale a quello della trasmittente dal momento che si utilizza un'unica antenna in ricezione e trasmissione. Noto D_r ed f può essere calcolato θ della ricevente e conseguentemente L_θ , utilizzando l'equazioni prima esposte;

10. Quantificazione, sia pur in prima approssimazione del rumore di fondo della ricevente, T_s in K, pari a 552 K nel caso di *downlink* ad una frequenza compresa tra i 2 e 12 GHz e 1295 K in *uplink* ad una frequenza tra 0.2 e 20 GHz. Moltiplicando questo valore per la costante di Boltzmann⁹ si ottiene N_0 , che è la densità spettrale di rumore.

11. Stima del *data rate* R in bps:

Uplink : Il satellite riceve i comandi dalle stazioni a terra ad una velocità generalmente compresa tra i 100 bps d i 100 kbps. Questo influenza l'ampiezza di banda del sistema e conseguentemente la potenza necessaria a rilevare il segnale. Affinché anche un'antenna omnidirezionale ridondante possa essere in grado di mantenere questo tipo di collegamento, per operazioni di emergenza, si tiene conto di un *data rate* pari a 3000 bps [17], valore tipico per missioni di pari livello.

Downlink : Il segnale che il satellite invia a terra contiene i dati relativi alla telemetria ed i risultati degli esperimenti scientifici. Ragionevolmente si può considerare per la telemetria un valore basso pari a 2400 bps [17], mentre per gli esperimenti 90000 bps è un valore opportuno, convalidato dai risultati del *link budget*.

12. Calcolo dell' $(E_b/N_0)_{dr}$ in dB necessario per il *data rate* richiesto:

$$E_b/N_0 = EIRP + L_S + L_A + G_r/T_S + 228.6 - 10 \log (R)$$

in cui il fattore di perdita dovuto all'attenuazione dell'atmosfera terrestre, L_A , è preso pari a -0.5 dB ed E_b è l'energia ricevuta per bit.

⁹ $k=1.380 \cdot 10^{-23}$ J/K

13. Selezione della tecnica di modulazione e codifica:

Consiste nello stabilire in che modo un segnale in ingresso vari le sue caratteristiche quali ampiezza, fase, frequenza e polarizzazione. In figura sono riportate le più comuni tecniche di modulazione:

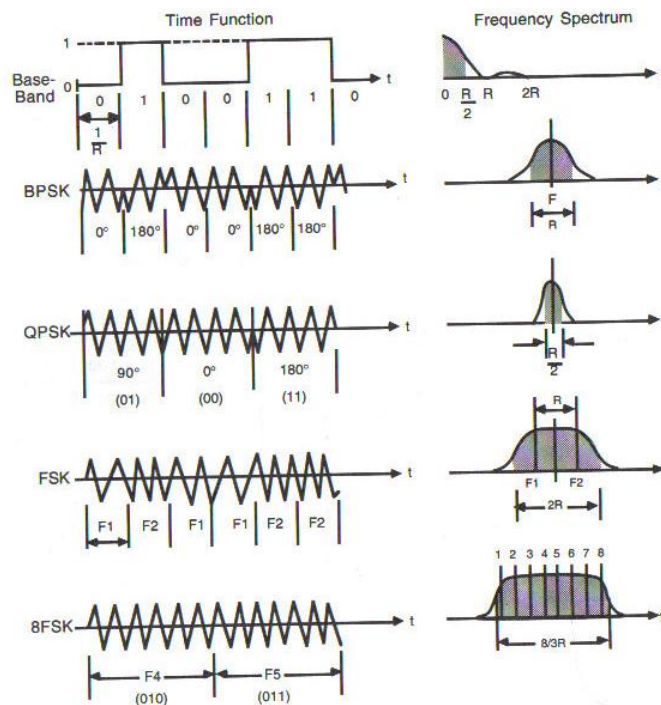


Figura 4-17 Tipi comuni di tecniche di modulazione

Tipo di modulazione	Vantaggi	Svantaggi
BPSK	Buone prestazioni BER, buon uso dello spettro	Sensibile ai disturbi di fase
QPSK	Eccellente uso dello spettro	Molto sensibile ai disturbi di fase
FSK	Poco sensibile ai disturbi	Elevato $(E_b/N_0)_{BER}$ richiesto
8FSK	Buone prestazioni BER, poco sensibile ai disturbi	Poco uso dello spettro

Tabella 4-14 Vantaggi e svantaggi di alcune tecniche di modulazione

Si considera la tecnica BPSK (*Binary Phase Shift Keying*)

14. Calcolo dell' $(E_b/N_0)_{BER}$ in dB necessario al fine di avere un BER (*Bit Error Rate*) richiesto.

Questo parametro è funzione anche del tipo di tecnica di modulazione scelta. Nella missione in esame si considera per l'*uplink* un BER di 10^{-7} , mentre per il *downlink* di 10^{-5} . Il calcolo si avvale dell'ausilio del seguente grafico [17]:

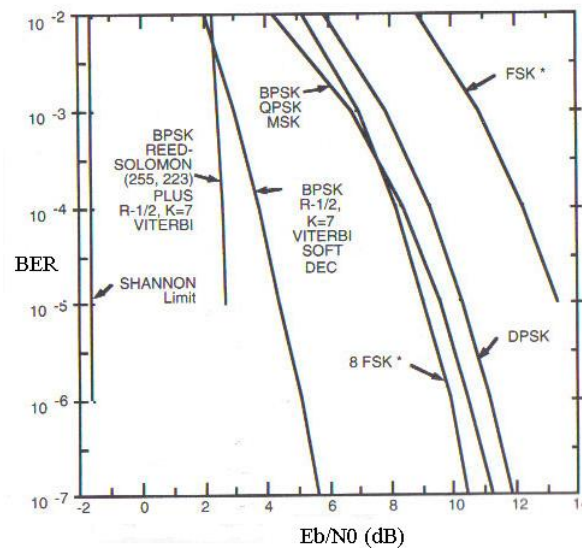


Figura 4-18 BER

15. Calcolo del margine di collegamento LM in dB :

$$LM = (E_b/N_0)_{dr} - (E_b/N_0)_{BER} - 2;$$

16. Iterazione del processo e sistemazione dei parametri in ingresso al fine di raggiungere un margine ottimale. I risultati raggiunti sono riportati in Tabella 4-15.

	Simbolo	Unità	Comandi	Dati e telemetria
<i>Frequency S band</i>	f	GHz	2	2,2
<i>Transmitter Power</i>	P	W	1	1
<i>Transmitter Power</i>	P	dBW	0	0
<i>Transmitt.LineLoss</i>	Ll	dB	-1	-1
<i>TA Beamwidth</i>	θ_t	deg	2	70
<i>Peak TA Gain</i>	Gpt	dB	38,2794	7,3980392
<i>TA Diameter</i>	Dt	m	15	0,1363636
<i>TA pointing offset</i>	et	deg	0,2	35
<i>TA pointing loss</i>	Lpt	dB	-0,12	-3
<i>TA Gain</i>	Gt	dB	38,1594	4,3980392
<i>Equi.Isotrp.Radiat.Power</i>	EIRP	dBW	37,1594	3,3980392
<i>Propag.PathLenght</i>	S	km	560	560
<i>SpaceLoss</i>	Ls	dB	-153,434	-154,2622
<i>Propag&PolarizatLoss</i>	La	dB	-0,5	-0,5
<i>RA Diameter</i>	Dr	m	0,136364	15
<i>Peak RA Gain</i>	Gpr	dB	6,528198	48,183906
<i>RA Beamwidth</i>	θ_r	deg	77	0,6363636
<i>RA Pointing error</i>	er	deg	70	0,0636364
<i>RA Pointing Loss</i>	Lpr	dB	-9,91736	-0,12
<i>RA Gain</i>	Gr	dB	-3,38916	48,063906
<i>System Noise Temp.</i>	Ts	K	1295	552
<i>Data Rate</i>	R	bps	3000	90000
<i>Eb/N0 (1)</i>	Eb/N0	dB	42,54197	48,337915
<i>Carrier/Noise Density</i>	C/N0	dB-Hz	77,31318	97,88034
<i>Bit Error Rate</i>	BER		10 ⁽⁻⁷⁾	10 ⁽⁻⁵⁾
<i>Required Eb/N0 (2)</i>	Req.	dB-Hz	15	10
<i>Implementation Loss</i>	Eb/N0	dB	-2	-2
<i>Margine</i>		dB	25,54197	36,337915

Tabella 4-15 Bilancio di collegamento

17. Scelta dei componenti.

Per la valutazione delle masse e delle potenze in gioco si è fatto riferimento alla componentistica esistente sul mercato aerospaziale.

Se si utilizza un'antenna riportata in figura sotto (*patch antenna*), si può ottenere un notevole risparmio in termini di peso e di ingombro, dal momento che occupa un volume di 82x82x20 mm per un peso di 0.08 kg. Il satellite è dotato inoltre di un'antenna omnidirezionale ridondante.

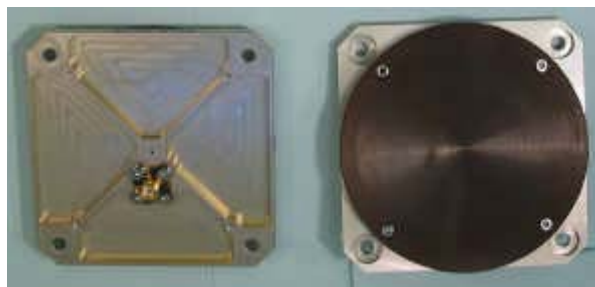


Figura 4-19 Antenna

inoltre la possibilità di utilizzare ricevitore/trasmittitore integrato comporta l'eliminazione del diplexer ed un buon risparmio di massa e potenza e volume; il seguente *transceiver*¹⁰, realizzato per trasmissioni in banda S con modulazione BPSK o QPSK, ha un peso inferiore ad 1 kg ed un consumo di potenza di 6 W ed è contenuto in un parallelepipedo di 110x120x65 mm.

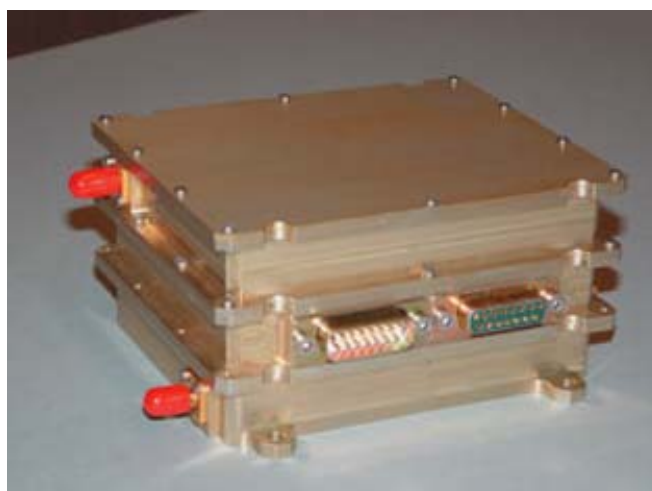


Figura 4-20 Ricevitore/trasmittitore

¹⁰ ad esempio quello prodotto dalla RDLabs.

4.4 Sottosistema di comando e gestione dati

Questo sottosistema ha due funzioni principali: ricevere, decodificare e distribuire i comandi agli altri sottosistemi e raccogliere, elaborare e formattare per la trasmissione i dati sulla missione e sul satellite stesso. In aggiunta ha anche il compito di rilevare lo scorrere del tempo a bordo e di monitorare lo stato di salute del sistema (*watchdog*).

I principali modelli di architetture utilizzati sono:

- Architettura centralizzata:

utilizzata in satelliti di piccole dimensioni, consiste nell'interfacciare ogni singolo sistema con una unità centrale. Il malfunzionamento di uno dei sottosistemi non pregiudica il corretto funzionamento dei restanti. Questa risulta essere la migliore architettura possibile per la missione in esame. Una stima delle grandezze fondamentali può ottenersi facendo riferimento alla seguente unità centrale:

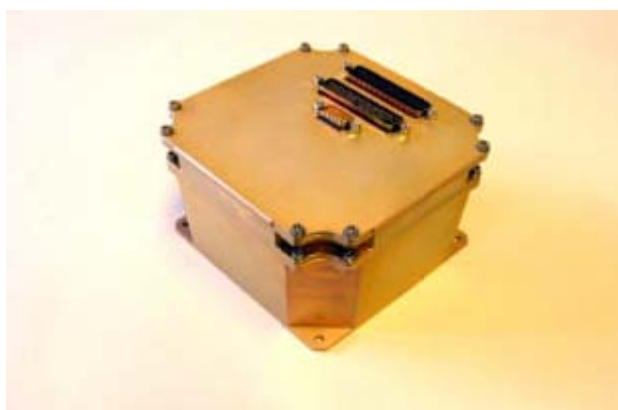


Figura 4-21 Computer di bordo - IMT

per un peso <700 gr, una potenza richiesta non superiore a 5.1 W ed un volume occupato di 100 x 130 x 130 mm.

- Architettura ad anello:

la cui configurazione è quella di una catena di cui ciascun sottosistema rappresenta un anello. Risulta più flessibile per l'aggiunta di nuovi componenti anche se presenta una notevole intensificazione di dati nei suoi nodi.

4.5 Struttura del satellite

Il telaio consiste in tre piastre ottagonali collegate da 8 correnti verticali che si dimensionano seguendo la procedura sotto esposta al fine di soddisfare i vincoli imposti dal lanciatore.

La procedura seguita si articola nelle seguenti fasi:

- Dimensionamento a rigidità assiale e laterale;
- Dimensionamento a resistenza;
- Dimensionamento ad instabilità;
- Determinazione dei parametri geometrici della sezione trasversale;
- Determinazione dei parametri geometrici di ciascuno degli otto correnti;
- Verifica sul momento di inerzia;
- Calcolo del peso della struttura.

Le ipotesi e le scelte progettuali necessarie affinché il problema possa essere semplificato in prima approssimazione sono:

- Struttura cilindrica del tipo monocoque;
- Massa del satellite uniformemente distribuita;
- Si scelga come materiale l'Al 7075 ;

Nelle seguenti tabelle si riportano i dati utilizzati:

Geometria			
altezza	L	m	1.5
diámetro	D	m	1.5
Massa	M	kg	202

Tabella 4-16 Geometria

Requisiti di carico			
Fattore di Carico Assiale		g	0.7 (st)+5(din)=5.7
Fattore di Carico Laterale		g	2
Prima frequenza assiale	$f_{nat,ax}$	Hz	60
Prima frequenza laterale (flessione)	$f_{nat,lat}$	Hz	30
Fattore Estremo di Sicurezza		-	1.25
Fattore Limite di Sicurezza		-	1.1

Tabella 4-17Requisiti di carico

Proprietà del materiale : 7075 Al			
Modulo di Young	E	N/m ²	71 10 ⁹
Coefficiente di Poisson	v	-	0.33
Densità	ρ	kg/m ³	2.8 10 ³
Tensione rottura	S _u	N/m ²	524 10 ⁶
Tensione snerv.	S _y	N/m ²	448 10 ⁶

Tabella 4-18 Proprietà del materiale

Rigidezza assiale :

Nel considerare solo la frequenza fondamentale della struttura, è lecito schematizzarla come un sistema massa-molla

$$f_{nat,ax} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k_{ax}}{M}}$$

in cui k_{ax} è la rigidezza a compressione/trazione del cilindro.

Un'espressione della frequenza fondamentale, e che tenga conto anche delle ipotesi di massa uniformemente distribuita è [25],[16],[31]:

$$f_{nat,ax} = 0.250 \sqrt{\frac{AE}{ML}}$$

Dalla precedente relazione può ricavarsi l'area della sezione trasversale, A :

$$A = \left(\frac{f_{nat,ax}}{0.250} \right)^2 \frac{ML}{E} \rightarrow A = \left(\frac{60}{0.250} \right)^2 \frac{202 \cdot 1.5}{71 \cdot 10^9} = 0.000244 \text{ m}^2$$

da cui si ricava che lo spessore, t_{ax} , necessario è 0.04 mm.

Rigidezza laterale:

Analogamente a quanto visto in precedenza, ma con riferimento all'espressioni che coinvolgono il momento flettente si ha:

$$f_{nat,lat} = 0.560 \sqrt{\frac{EI}{ML^3}}$$

da cui si ricava il valore del momento di inerzia della sezione trasversale, I :

$$I = \left(\frac{f_{nat,lat}}{0.560} \right)^2 \frac{ML^3}{E} = \left(\frac{30}{0.560} \right)^2 \frac{202 \cdot 1.5^3}{71 \cdot 10^9} = 0.00002 \text{ m}^4$$

e sapendo che il momento di inerzia di una corona circolare è

$$I = \frac{\pi}{64} (D_{out}^4 - D_{in}^4) \approx \frac{\pi}{16} D^3 t$$

nell'ipotesi di t molto più piccolo di D , si ottiene che lo spessore necessario, t_{lat} , è pari a 0.03 mm.

Dall'analisi a rigidezza risulta che lo spessore minimo è:

$$t_{min,rig} = \max(t_{ax}, t_{lat}) = t_{ax} = 0.04 \text{ mm}$$

Dimensionamento a resistenza:

Moltiplicando il valore della massa per opportuni fattori di carico indicati in Tabella 4-17, si determina il carico estremo d'esercizio.

Tipo do carico	Forza (N)	Braccio (m)	Fattore di carico	Fattore di sicurezza estremo	Carico estremo
Assiale	1980	-	5.7	1.25	14103 N
Laterale	1980	-	2	1.25	4949 N
Momento flettente	1980	0.75	2	1.25	3711 Nm

Tabella 4-19 Carichi estremi di esercizio

Tipo do carico	Forza (N)	Braccio (m)	Fattore di carico	Fattore di sicurezza limite	Carico limite
Assiale	1980	-	5.7	1.1	12410 N
Laterale	1980	-	2	1.1	4355 N
Momento flettente	1980	0.75	2	1.1	3265 Nm

Tabella 4-20 Carichi limiti di esercizio

Con un braccio del momento flettente pari a 0.75 m, ed ipotizzando che il baricentro sia nella mezzeria del cilindro si ha che il carico equivalente estremo e limite sono:

$$P_{eq,u} = P_{ax,u} + \frac{4M_{fl,u}}{D} = 14103 + \frac{4 \cdot 3711}{1.5} = 24000 \text{ N}$$

$$P_{eq,l} = P_{ax,l} + \frac{4M_{fl,l}}{D} = 12410 + \frac{4 \cdot 3265}{1.5} = 21116 \text{ N}$$

Il calcolo dello spessore minimo necessario procede nel seguente modo:

$$S_l = \frac{P_{eq,l}}{\pi D t_{res}} \rightarrow t_{res} = \frac{P_{eq,l}}{\pi S_u D} = \frac{21116}{\pi \cdot 448 \cdot 10^6 \cdot 1.5} = 0.00000743 \text{ m}$$

$$\sigma = \frac{P_{eq,u}}{\pi D t_{res}} = \frac{17822}{\pi \cdot 1.5 \cdot 0.00000743} = 509 \cdot 10^6 < S_u$$

Dimensionamento a stabilità:

La tensione di instabilità per un guscio cilindrico è data dal seguente pacchetto di equazioni [17],[32]:

$$\varphi = \frac{1}{16} \sqrt{\frac{D/2}{t_{inst}}}$$

$$\gamma = 1 - 0.901(1 - e^{-\varphi})$$

$$\sigma_{cr} = 0.6\gamma \frac{Et_{inst}}{D/2}$$

in cui φ è parametro geometrico, γ è il fattore di riduzione.

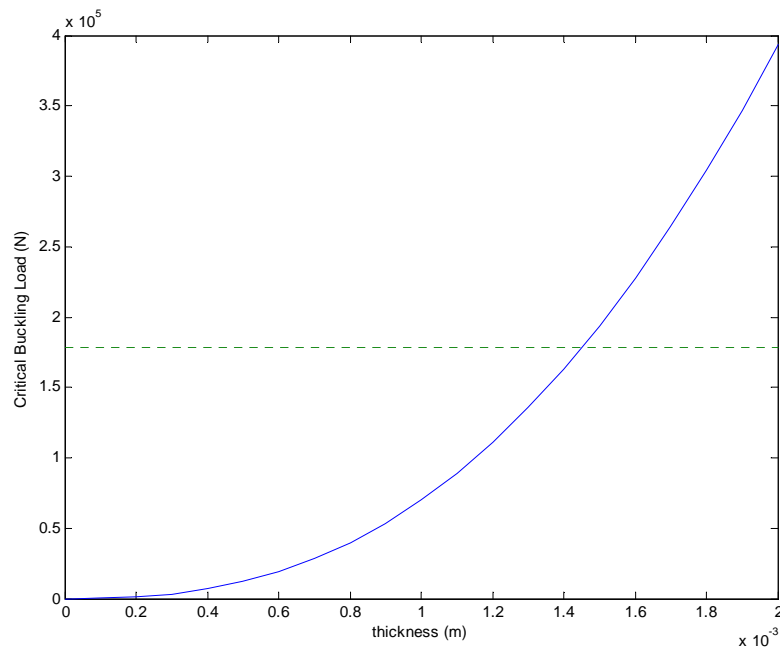
Affinché la struttura non si instabilizzi deve verificarsi che il carico equivalente estremo applicato sia minore del carico di instabilità pari a:

$$P_{cr} = \sigma_{cr} \cdot A \geq P_{eq,u}$$

A tale scopo si esprime P_{cr} in funzione di t_{inst} :

$$P_{cr}(t_{inst}) = \frac{0.6 \cdot E}{D/2} \left(1 - 0.901 \left(1 - e^{-\left(\frac{1}{16} \sqrt{\frac{D/2}{t_{inst}}} \right)} \right) \right) \cdot t_{inst} (\pi D t_{inst}) = 1.2\pi E \cdot t_{inst}^2 \cdot \left(1 - 0.901 \left(1 - e^{-\left(\frac{1}{16} \sqrt{\frac{D/2}{t_{inst}}} \right)} \right) \right)$$

Risolvendo il problema per via grafica si ottiene:



da cui risulta che lo spessore minimo, t_{inst} , richiesto alla struttura per non instabilizzarsi è di 1.4 mm.

Concludendo, lo spessore a cui si farà riferimento sarà il più grande di tutti quelli calcolati in precedenza e cioè:

$$t = \max(t_{rig}, t_{res}, t_{inst}) = t_{inst} = 1.4 \text{ mm}$$

da cui è possibile determinare i parametri geometrici della sezione trasversale :

Area della sezione trasversale	A	mm ²	6594
Momento d'inerzia	I _{xx} = I _{yy}	mm ⁴	927 10 ⁶

Tabella 4-21 Parametri geometrici della sezione trasversale

A questo punto si può pensare di abbandonare l'ipotesi di struttura del tipo *monocoque* e di considerare una struttura costituita da otto correnti, la cui area complessiva sia pari a quella calcolata in precedenza e che con un momento d'inerzia non inferiore al precedente valore.

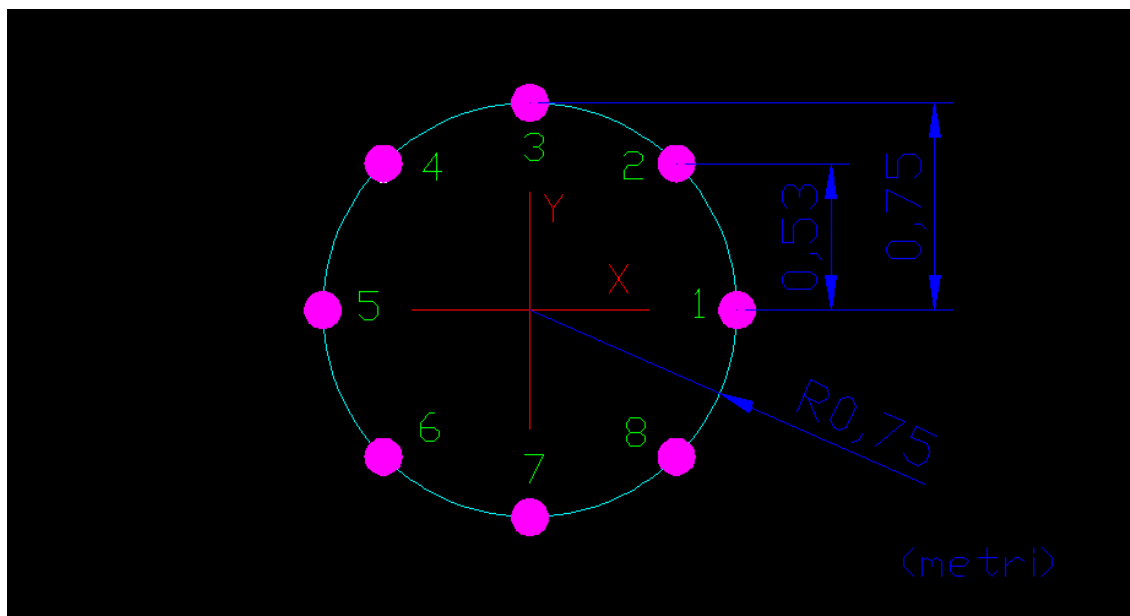


Figura 4-22 Disposizione dei correnti

Se si suppone di porre l'area di ciascun corrente pari a

$$A_{str} = \frac{6594}{8} = 825 \text{ mm}^2$$

si ottiene un momento d'inerzia¹¹ complessivo

$$I_{xx} = I_{yy} = \sum A_{str} d^2 = 4 \cdot 530^2 \cdot 825 + 2 \cdot 750^2 \cdot 825 = 1856 \cdot 10^6 \text{ mm}^4$$

che è cautelativamente più elevato di quello necessario.

Il peso di ciascun corrente è di 3.46 kg, mentre il peso totale della struttura, considerando l'interfaccia A.S.A.P.5, è di 29.68 kg.

¹¹ Si trascura il momento d'inerzia di ciascun corrente rispetto al proprio asse.

5 Bilanci delle prestazioni e configurazione finale del satellite

Nei seguenti paragrafi si riassume il lavoro precedente mediante la presentazione dei bilanci di massa e di potenza, e si evidenzia la fattibilità della missione rispetto ai vincoli. Si presenta un disegno preliminare del satellite ed una possibile allocazione dei sottosistemi corredata del calcolo della posizione del baricentro.

5.1 Bilancio di massa del satellite

BILANCIO DI MASSA	
STRUMENTI	71.5
Magnete	41
Camera CCD	12
Spettrometro di massa	11.8
Sonde di Langmuir	2.4
Magnetometri	0.9
EPDP	2.4
Scheda SEU	1
PROPULSIONE	52.2
Propellente	46.5
Serbatoio	2.2
Linee e valvole	1.4
Propulsore	0.61
PPU	1.5
CONTROLLO D'ASSETTO	7.9
Ruote di reazione	7
Sensore di sole	0.6
Tracciatore di stelle	0.3
COMUNICAZIONE	1.6
Antenna S-band	0.08
Transceiver	1
Antenna omni	0.5
TERMICO	1.7
Fogli Mylar	1.7
POTENZA	27.6
Pannelli solari	12.2
Batterie esperimenti	8.1

Batterie eclissi+volo	7.29
STRUTTURA E MECCANISMI	34
Telaio Al-7075	28
InterfacciaASAP 5	2
Aste telescopiche	4.4
GESTIONE DATI	0.7
Processore di bordo	0.7
MARGINE	7
PESO TOTALE (kg)	202
PESO A SECCO (kg)	155.5

Tabella 5-1 Bilancio di massa

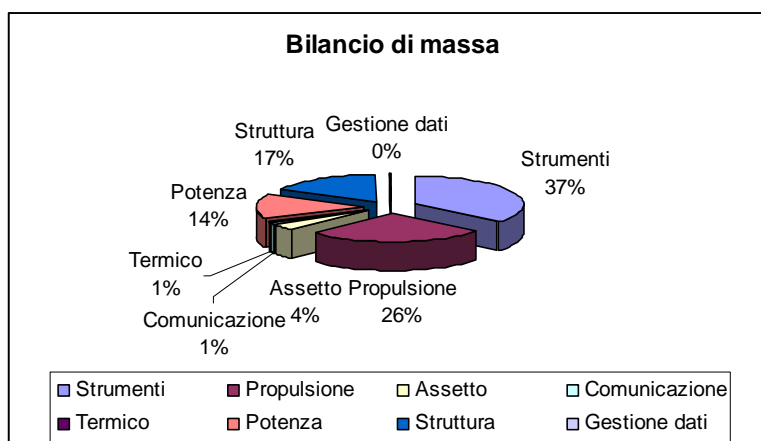


Figura 5-1 Bilancio di massa

La massa complessiva del satellite risulta essere intorno ai 200 kg, ben al di sotto dei 300 kg, che è il limite massimo imposto dal lanciatore. Questo conferisce al satellite una buona flessibilità ed un buon margine di lavoro per ulteriori miglioramenti e/o modifiche ritenute necessarie nelle successive fasi di progettazione.

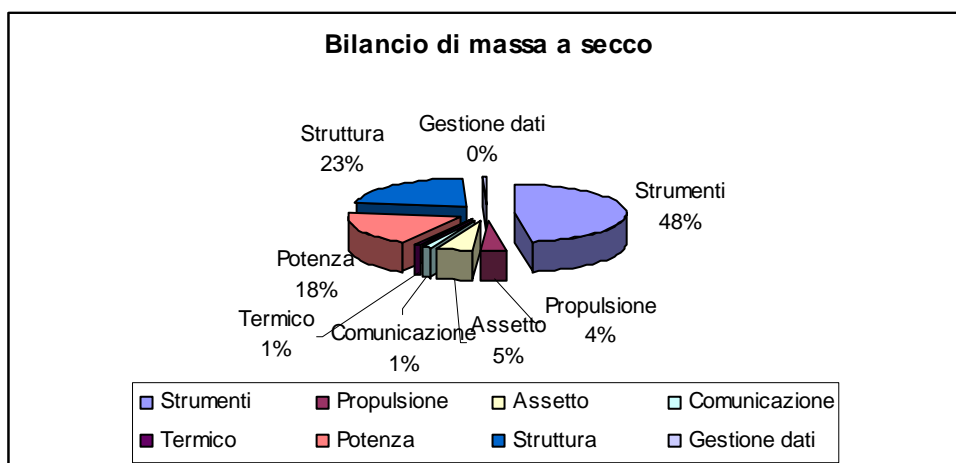


Figura 5-2 Bilancio di massa a secco

Il rapporto tra il peso a secco del satellite e il peso degli strumenti è pari a 2.2, e rientra nel range tipico di satelliti in orbita attorno alla terra che è 2:1-7:1 [17].

5.2 Bilancio di potenza

Di seguito si presenta il bilancio di potenza operativo in cui si riporta la richiesta di potenza da parte del satellite in due condizioni operative limite [17]:

- la prova di volo effettuata nell'ultima orbita intermedia, in cui sono attivi i sistemi legati al propulsore ed i sottosistemi fondamentali, mentre risultano spente le apparecchiature legate agli esperimenti.
- fase di esperimenti in cui, oltre ai sottosistemi fondamentali sono attivi tutti gli strumenti scientifici fatta eccezione quelli legati al propulsore ed al propulsore stesso ipotizzando di ricaricare le batterie in un tempo di 4.42 h pari a tre periodi di sole della IV orbita intermedia.

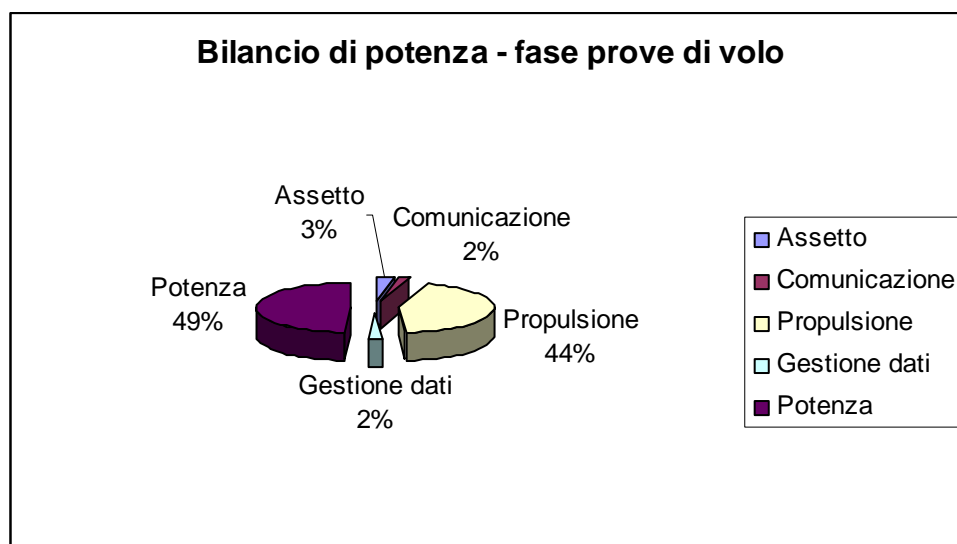


Tabella 5-2 Bilancio di potenza - prove di volo

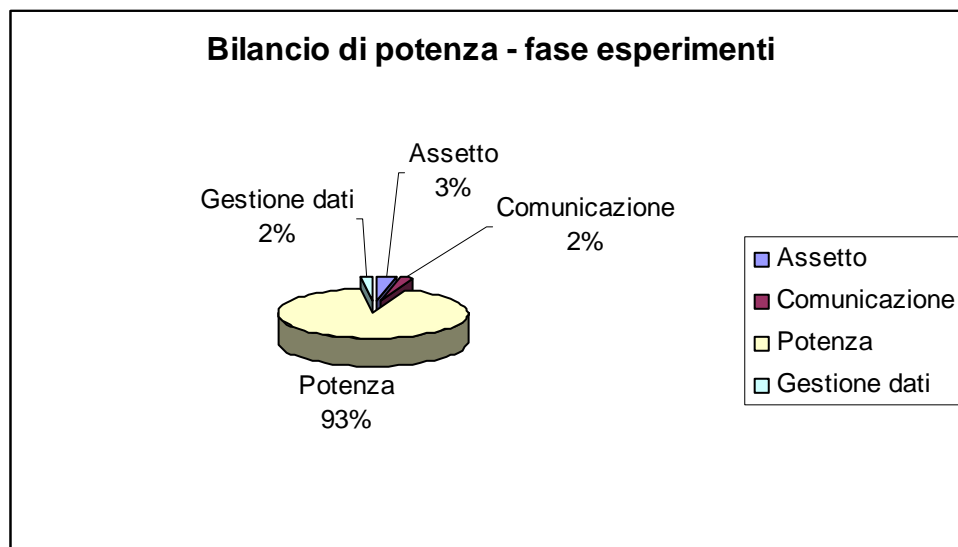


Figura 5-3 Bilancio operativo di potenza - esperimenti

BILANCIO DI POTENZA		
Potenza disponibile 339 W		
	PROVE DI VOLO	ESPERIMENTI
STRUMENTI	0	0
Magnete	Sistemi disattivati	Sistemi attivati. Energia richiesta 912 Wh forniti da 9x6 batterie Li-Ion SAFT MPS 20 o 9x2 Li-Ion SAFT VES 100
Camera CCD		
Spettrometro di massa		
Sonde di Langmuir		
Magnetometri		
Scheda SEU		
PROPULSIONE	123	0
Linee e valvole	2	Sistemi disattivati
Propulsore	100	
PPU	3	
EPDP	18	
CONTROLLO D'ASSETTO	8.5	8.5
Ruote di reazione	6	6
Tracciatori di stelle	2.5	2.5
COMUNICAZIONE	6	6
Transceiver	6	6
POTENZA	139	238
Batterie esperimenti	-	231
Batterie prove di volo	132	-
Regolatori/convertitori Cablaggi	7	7
GESTIONE DATI	5.6	5.6
Processore di bordo	5.6	5.6
TOTALE (W)	282.1	258.1

Tabella 5-3 Bilancio di potenza

La potenza disponibile è sufficientemente più elevata della potenza necessaria al fine del compimento della missione. 57 W costituiscono un buon margine necessario a far fronte alle inevitabili perdite di potenza .

5.3 Configurazione finale del satellite

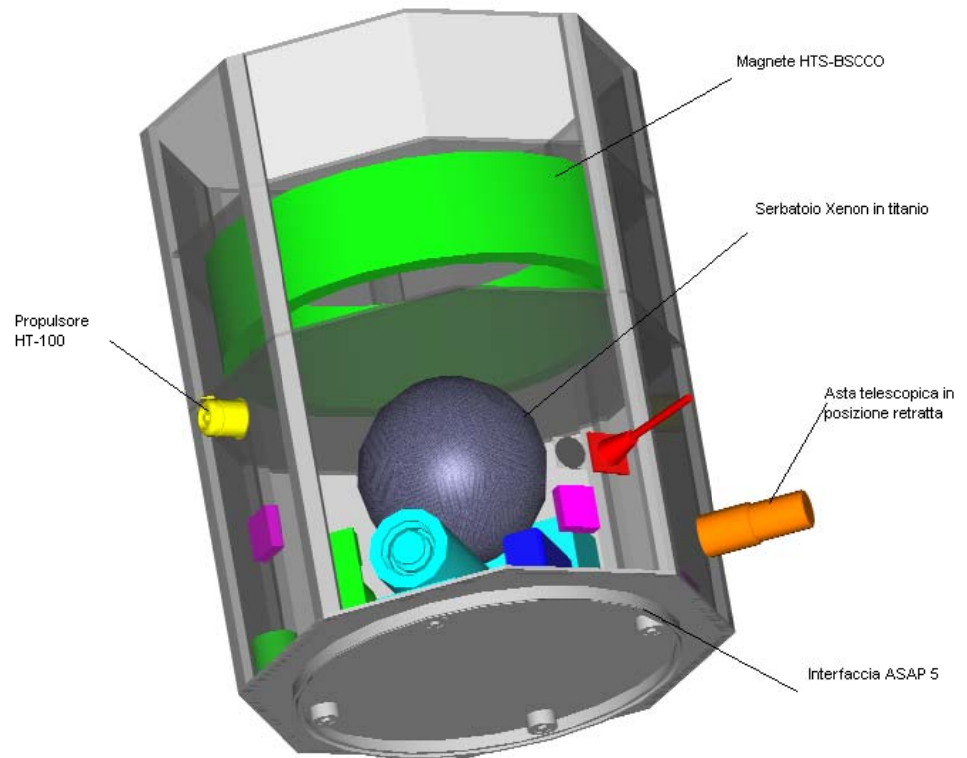


Figura 5-4 Complessivo del satellite 1

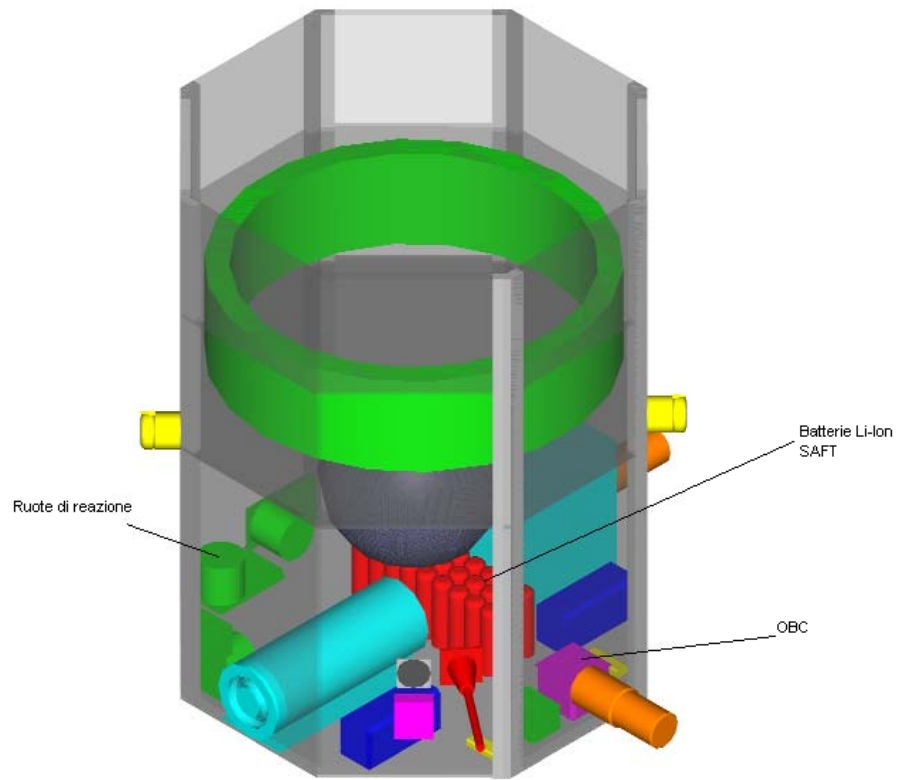


Figura 5-5 Complessivo del satellite 2

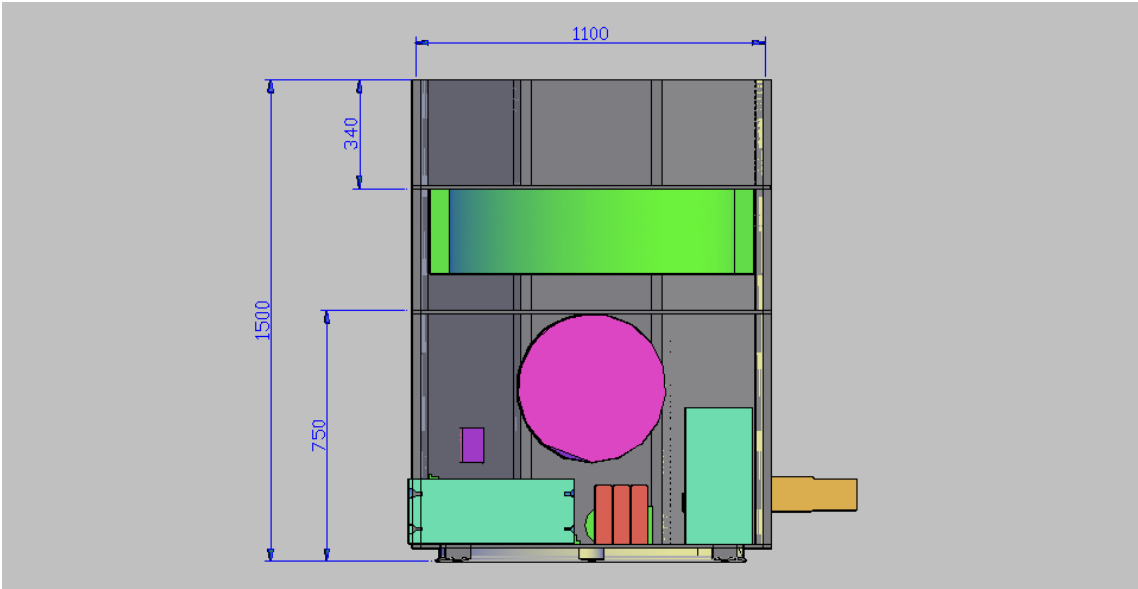


Figura 5-6 Quote d'ingombro 1 (mm)

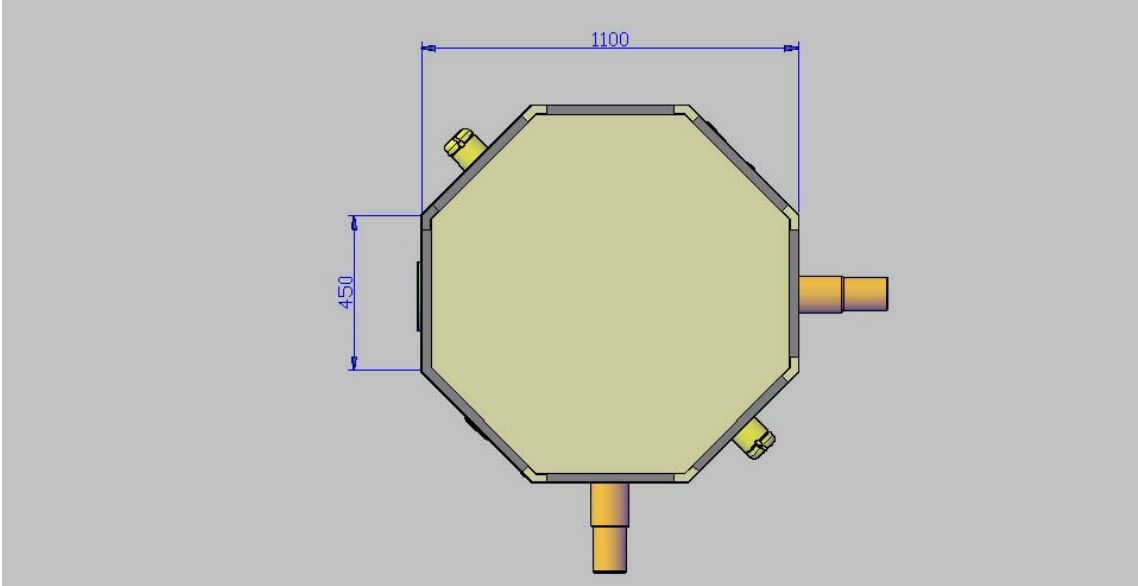


Figura 5-7 Quote d'ingombro 2 (mm)

L'allocazione dei sottosistemi sopra proposta deve rispondere al requisito imposto dal lanciatore per cui il baricentro deve cadere a non più di 800 mm dalla base ed il disallineamento dall'asse verticale non deve superare i 5 mm. La verifica è condotta schematizzando ciascun sottosistema come punto materiale, corrispondente al proprio centro di massa.

CALCOLO DEL BARICENTRO				
Origine del sistema di riferimento posto al centro della piattaforma inferiore				
	X mm	Y mm	Z mm	Peso (kg)
spettrometro	400	0	210	11,8
camera CCD	-300	0	100	15
OBC	100	-400	50	0,7
transceiver	-100	-400	25	1
magnetometro 1	250	-350	5	0,295
magnetometro 2	-250	-350	5	0,295
langmuir 1	300	-200	15	0,8
langmuir 2	-300	-200	15	0,8
Z RW	-200	400	10	2,33
Y RW	50	400	20	2,33
X RW	-450	150	20	2,33
batterie	50	0	9	22
Scheda seu	350	350	150	1
Antenna ridondante	350	350	150	0,08
Antenna principale	-350	-350	400	0,08
startracker	350	350	150	0,3
Sensore di sole 1	-350	350	250	0,3
Sensore di sole 2	-350	-350	150	0,3
Propulsore principale	-350	350	150	0,61
Propulsore ridondante	350	-350	150	0,61
Asta 1	0	-350	150	2,2
Asta 2	350	0	150	2,2
serbatoio	0	0	585	47
struttura	0	0	750	34
magnete	0	0	1380	43
Pannelli solari	0	0	750	12,2

$$X_B = \frac{\sum_i m_i \cdot X_i}{\sum_i m_i} = 4,5 \stackrel{\text{vincolo}}{\leq} 5$$

$$Y_B = \frac{\sum_i m_i \cdot Y_i}{\sum_i m_i} = 3,4 \stackrel{\text{vincolo}}{\leq} 5$$

$$Z_B = \frac{\sum_i m_i \cdot Z_i}{\sum_i m_i} = 629 \stackrel{\text{vincolo}}{\leq} 800$$

6 Conclusioni

6.1 Sommario

Il satellite presentato è un minisatellite di 200 kg circa, tre assi stabilizzato, pannelli solari in configurazione *body-mounted*, messo in orbita GTO sfruttando l'opportunità di lanci a basso costo offerta dalla struttura *Ariane-ASAP5*.

Si presenta come un prisma retto di altezza pari a 1449 mm e sezione trasversale ottagonale di lato pari a 460 mm. Sulla base inferiore del prisma è posizionata l'interfaccia con il lanciatore.

La missione è di tipo scientifico. Gli esperimenti di fisica dei plasmi che si intende eseguire si basano sul concetto di generazione di magnetosfera artificiale intorno al satellite. Ciò implica la presenza a bordo di un magnete realizzato in BSCCO, materiale superconduttore la cui temperatura critica è di 125 K, che consente di generare a 10 m dall'asse longitudinale del satellite un campo magnetico di intensità pari a $0.3 \cdot 10^{-4}$ T. Esso è costituito da 5.17 km di film avvolto in modo da formare 60 bobine di raggio esterno pari a 500 mm e raggio interno di 470 mm impilate una sull'altra fino a raggiungere un'altezza di 25.2 mm. Il corretto funzionamento del magnete è legato alla sua temperatura, che deve essere al di sotto dei 125 K e deve mantenersi tale per tutta la durata dell'esperimento il cui *duty cycle* è di 30 s. Pertanto si sceglie di vincolare il magnete ad un radiatore OSR posto sulla base superiore del satellite. Al fine di non esporre il radiatore/magnete direttamente alle principali fonti di calore esterne lo si abbassa di circa 30 cm a partire dalla base superiore del prisma in modo da consentire alla struttura esterna di fare ombra. Un ulteriore accorgimento per mantenere il magnete al di sotto della temperatura critica è di posizionarlo lontano da tutti gli altri sottosistemi. Questo comporta la suddivisione del satellite in due baie termicamente isolate mediante tecniche passive. Nella baia superiore è posizionato il magnete/radiatore, in quella inferiore tutti gli altri sottosistemi organizzati secondo una configurazione centralizzata in cui ciascuno si interfaccia con il processore di bordo.

L'assetto, asse longitudinale ortogonale al piano orbitale inclinato di 7 deg rispetto al piano equatoriale, è acquisito da un sistema di due sensori di sole ed un sensore di stelle, ed è garantito dalla presenza di tre ruote di reazione.

La potenza elettrica di ciascun sottosistema è garantita da pannelli solari di celle a tripla giunzione, mentre il magnete e tutti gli strumenti necessari ad eseguire gli esperimenti

sui plasmi sono alimentati da un *array* di 9x1 batterie Li-Ion SAFT VES-100 che consentono di accumulare 912 Wh di energia utili a garantire la loro corretta esecuzione. La potenza durante le eclissi che si verificano durante il trasferimento orbitale è a carico di un array di 9x6 batterie Li-Ion SAFT MPS 20.

Lo stazionamento orbitale consiste nell'alternanza di fasi dedicate esclusivamente all'esecuzione degli esperimenti, con fasi di abbassamento orbitale a bassa spinta antitangenziale nell'intorno del perigeo fornita dal propulsore ALTA HT-100, di cui è prevista una ridondanza fredda. Questa missione offre l'occasione di provare in volo il propulsore. Il sottosistema di propulsione si compone inoltre di una unità di potenza PSCU, una unità del controllo del flusso di xenon XCFU, un adeguato sistema di diagnostica ed un serbatoio sferico in titanio di raggio pari a 230 mm contenente i 47 kg di propellente necessari a completare la missione.

Lo stazionamento può riassumersi così :

1. esecuzione di cento esperimenti in GTO iniziale per una durata di 515 h;
2. abbassamento orbitale dalla GTO iniziale fino a raggiungere l'orbita geosincrona con periodo di 8h. Tempo impiegato di circa 5.9 mesi;
3. esecuzione di cento esperimenti nell'orbita raggiunta per una durata di 533 h;
4. abbassamento orbitale fino a raggiungere l'orbita geosincrona con periodo di 6h. Tempo impiegato di circa 7.1 mesi;
5. esecuzione di cento esperimenti nell'orbita raggiunta per una durata di 551 h;
6. abbassamento orbitale fino a raggiungere l'orbita geosincrona con periodo di 4h. Tempo impiegato di circa 12.7 mesi;
7. esecuzione di cento esperimenti nell'orbita raggiunta per una durata di 582 h;
8. abbassamento orbitale fino a raggiungere l'orbita geosincrona con periodo di 2h. Tempo impiegato di circa 16mesi;
9. esecuzione di cento esperimenti nell'orbita raggiunta per una durata di 601 h;
10. abbassamento orbitale fino a raggiungere l'orbita di inizio deorbitamento. Tempo impiegato di circa 8.6 mesi;
11. Deorbitamento in 25 anni.

Tempo totale della missione è di circa quattro anni.

Il passaggio all'interno delle fasce di Van Allen suggerisce di dotare il satellite di una scheda rilevatrice di *single event upset*.

Il satellite si interfaccia con le stazioni a terra mediante un'architettura di comunicazione del tipo *store&forward* in cui i dati sono scambiati mediante un'antenna S-band a medio guadagno. Si prevede anche un'antenna omnidirezionale ridondante.

6.2 Conclusioni e sviluppi futuri

Con questo lavoro si è dimostrato che è possibile mettere in orbita un satellite dotato di tutti gli strumenti necessari ad eseguire nello spazio esperimenti attivi sui plasmi. Questo vuol dire che il satellite non deve solo riportare dati ed analizzare fenomeni indipendenti dalla sua presenza, ma deve riportare dati ed analizzare lo scenario che contribuisce a creare mediante la generazione del plasma e del campo magnetico.

È un aspetto che rende questa missione differente dalla gran parte delle missioni di tipo scientifico fino ad ora realizzate.

Oltre ad aver dimostrato la possibilità di raggiungere gli obiettivi scientifici previsti, è stata evidenziata la possibilità di ottenerli mediante una missione a basso costo. Infatti si sono contenuti il peso e gli ingombri entro i vincoli imposti dall'Arianespace al fine di poter mettere in orbita il minisatellite come carico ausiliario di un lancio dell'Ariane 5. Ciò comporta una sensibile riduzione dei costi generali di missione.

Sempre al fine di contenere i costi un contributo importante deriva dal fatto di aver utilizzato componenti reperibili sul mercato aerospaziale e tecnologie note e consolidate, sebbene sia comunque opportuna un'analisi dettagliata dei costi legati alla realizzazione del satellite ed alla gestione delle operazioni da terra.

Un altro aspetto che merita ulteriore e più approfondita attenzione è quello legato al magnete superconduttore. Infatti il dimensionamento proposto è approssimativo ed ha semplicemente lo scopo di definire un ordine di grandezza del peso e della potenza che occorre per il suo impiego.

Una progettazione più dettagliata richiede una specifica conoscenza della teoria che descrive il comportamento dei superconduttori e soprattutto di un'analisi magnetica al computer con la quale verificare anche l'interazione del magnete con tutti i componenti elettronici di bordo ed in particolare con le linee di campo magnetico della terra.

Parallelamente a questo tipo di indagine è opportuna un'analisi termica del satellite che porti a stabilire con precisione i momenti in cui effettivamente il magnete è in

condizioni supercritiche e quindi in grado generare il campo magnetico necessario per eseguire gli esperimenti.

Un ulteriore aspetto che va approfondito mediante l'utilizzo di adeguati programmi al calcolatore, ed è attualmente oggetto di studio, è quello di individuare una strategia di sparo di ottimo che consenta di determinare il minor carico di propellente possibile ed un tempo di missione più basso.

È evidente la necessità di approfondimenti, ma dal momento che l'intero studio da me condotto è stato fatto prendendo in considerazione sia ampi margini di sicurezza sia che il satellite si trovi ad operare nelle peggiori condizioni, si può asserire che i risultati forniti costituiscono un limite superiore.

Pertanto, dal momento che i risultati da me ottenuti soddisfano i requisiti ed i vincoli necessari per ottenere una missione a basso costo, si può ritenere che l'obiettivo del mio studio sia stato raggiunto, sebbene per trovare una soluzione di ottimo occorranza ulteriori studi di approfondimento che sia avvalgano di un largo utilizzo del calcolatore.

Bibliografia

- [1] S.Marcuccio,A.D'Alfonso,F.Pegoraro,"*A Small EP Spacecraft for Plasma Physics Experiments*",IEPC-07-349, Proc. XXX International Electric Propulsion Conference, Firenze, Italia, 2007
- [2] F.Pegoraro,A.Biancalani,F.Ceccherini,"*AcME-Active Magnetic Experiments Scientific Issues*",Conversazione privata, 2007,Pisa.
- [3] B.Annaratone et al.,"*Plasma Laboratory in Space*",ESTEC 4615/04/NL/LvH,2006.
- [4] S.Marcuccio,C.Casaregola,"*Plasma Laboratory in Space : Preliminary Mission Evaluation and Analysis*",Alta Report, Pisa, 2006.
- [5] S.Marcuccio,C.Casaregola,"*Plasma Laboratori in Space*",Conversazione privata, 2007,Pisa.
- [6] G.Mengali,"*Meccanica del volo spaziale*", ed. PLUS, Pisa, 2001.
- [7] S.Rosati,"*Fisica Generale voll. 2*", ed Casa Editrice Ambrosiana, Milano, 1994.
- [8] http://www.epanorama.net/documents/wiring/wire_resistance.html.
- [9] F.Sciocchetti,"*Materiali superconduttori ad alta temperatura critica per la costruzione di cavi per trasporto di energia : proprietà elettriche, magnetiche ed effetti delle sollecitazioni meccaniche sulla corrente critica*",Tesi di laurea –Ing. Elettrica – Univ. Bologna,a.a. 1997/98.
- [10] Sumitomo Electric,'*BSCCO Wire*', http://www.sei.co.jp/super/hts_e/index.html
- [11] E.I. Irodov,"*Le basi dell'elettromagnetismo*", ed. ETS, Pisa, 2003.
- [12] <http://utenti.quipo.it/base5/geopiana/nastro.htm>.
- [13] L'Kopera,T. Melisek,P. Kovac,J.Pitel,"*The design and performance of a Bi-2223/ag magnet cooled by a single stage cryocooler*",Supercond. Sci. Technol. Vol. 18, pp. 977-984,2005.
- [14]R.Gupta,M.Anerella,J.Cozzolino,J.Escallier,G.Ganetis,A.Ghosh,M.Harrison,J.Muratore,W.Sampson e P.Wanderer,"*React&Wind Nb3Sn Common Coil Dipole*",IEEE Trans. On Appl. Supercond., Vol 17, Issue 2, pp. 1130-1135, Giugno, 2007.
- [15] T.G.Kawecki,S.S. Chappie,D.R.Mahony,"*High Temperature Superconducting Space Experiment II (HTSSE II) cryogenic design*",Cryogenics 36 (1996) 741-752.

- [16] ESA mission, "CIRS-Cassini-Huygens instruments", <http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=34954&fbodylongid=1616>
- [17] Larson, Wertz, "*Space Mission Analysis and Design*", Second Edition, Microcosm-Kluwer, 1992.
- [18] NASA mission, "*Galileo-Journey to Jupiter*", <http://www2.jpl.nasa.gov/galileo/>
- [19] SSTL, "*Products Datasheets*", <http://www.sstl.co.uk/>
- [20] R.H. Huddlestone and S.L. Leonard, "*Plasma Diagnostic Techniques*", Academic Press, New York, 1965.
- [21] W. Lochet-Holtgreven, "*Plasma Diagnostics*", North Holland, Amsterdam, 1968.
- [22] A.Y. Wong, "*Introduction to Experimental Plasma Physics*", UCLA report, 1977.
- [23] T.B. Brown, ed., "*The Taylor Manual*", Addison-Wesley, Reading, Mass., 1961.
- [24] ALTA, "*HT-100 Hall Effect Thruster Sub System Data Sheet*", Pisa, 2006.
- [25] L. Biagioni, U. Cesari, M. Saverdi, "*Development Status of the HT-100 Miniaturized Hall Effect Thruster System*", AIAA-2005-3875.
- [26] R.C. Juvinal, K.M. Marshek, "*Fondamenti della progettazione dei componenti delle macchine*", ed ETS, Pisa, 2002.
- [27] M. Cirone, "*Analisi di missione e progetto di un minisatellite a propulsione elettrica per l'esplorazione delle fasce di Van Allen*", Tesi di laurea - Ing. Aerospaz. - Univ. Pisa, a.a. 2005-06.
- [28] G. Pontetti, "*Misura di effetti SEL (single event latch-up) in circuiti VLSI per mezzo di laser infrarosso e confronto con misure ad acceleratori di ioni*", Tesi di laurea - Ing. Elettronica - Univ. Roma Tre, a.a. 2000/2001.
- [29] ASAP5 User's Manual Is.1 Rev. 0, May 2000.
- [30] S.J. Isakovitz, J.B. Hopkins, J.P. Hopkins Jr, "*International References Guide to Space Launch Systems*", IV Ed., Reston AIAA, 2004.
- [31] SAFT Batteries, "*VES-100 Commercial Specification*", www.saftbatteries.com.
- [32] W. C. Young, R.G. Budynas, "*Roark's Formulas for Stress and Strain*", VII ed., 2002 McGraw-Hill.
- [33] IADC, "*Space Debris Mitigation Guidelines*", Inter-Agency space Debris Coordination committee Report, IADC-02-01.

7 Allegato :

S.Marcuccio, A.D'Alfonso, F.Pegoraro,

"A Small EP Spacecraft for Plasma Physics Experiments",

IEPC-07-349, Proc. XXX International Electric Propulsion Conference, Firenze, Italia, 2007