

Ai miei genitori

INTRODUZIONE	5
CAPITOLO 1	6
ATMOCUBE: MOTIVAZIONI SCIENTIFICHE	6
1.1 L'AMBIENTE SPAZIALE.....	6
1.1.1 EFFETTI DELL'AMBIENTE SPAZIALE SUI SATELLITI	7
1.1.2 EFFETTI DELL'AMBIENTE SPAZIALE SUL CLIMA	11
1.1.3 EFFETTI DELL'AMBIENTE SPAZIALE SUGLI UOMINI	12
1.2 SCOPO DEL PROGETTO ATMOCUBE.....	12
1.2.1 STUDIO DEL CAMPO MAGNETICO TERRESTRE	13
1.2.2 STUDIO DELLA RADIAZIONE INCIDENTE	13
1.2.3 STUDIO DELLA DENSITA' ATMOSFERICA.....	14
CAPITOLO 2	15
IL PROGETTO ATMOCUBE	15
2.1 ANALISI DI MISSIONE.....	16
2.1.1 GEOMETRIA DELL'ORBITA.....	16
2.1.2 PERTURBAZIONI DELL'ORBITA	19
2.1.3 COMUNICAZIONI ATMOCUBE-STAZIONE A TERRA	23
2.2 SISTEMI.....	25
2.2.1 STRUMENTI SCIENTIFICI.....	26
2.2.2 DETERMINAZIONE E CONTROLLO DELL' ASSETTO	27
2.2.3 STRUTTURA MECCANICA.....	27
2.2.4 SISTEMA TERMICO	27
2.2.5 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE.....	27
2.2.6 SISTEMA DI COMUNICAZIONE.....	27
2.2.7 COMPUTER DI BORDO.....	28
CAPITOLO 3	29
STRUMENTI E MISURAZIONI SCIENTIFICHE.....	29
3.1 DOSIMETRO	29
3.1.1 MISURA DELLA RADIAZIONE	30
3.1.2 RISULTATI.....	45
3.2 MAGNETOMETRO	47
3.2.1 MISURA DEL CAMPO MAGNETICO	48
3.3 GPS	53
3.3.1 MISURA DELLA DENSITA' ATMOSFERICA.....	53
CAPITOLO 4	56

<u>DETERMINAZIONE E CONTROLLO DELL'ASSETTO.....</u>	56
4.1 SISTEMI DI RIFERIMENTO.....	56
4.2 SENSORI.....	60
4.2.1 GPS.....	60
4.2.2 FOTODIODI.....	61
4.2.3 CELLE SOLARI.....	62
4.2.4 MAGNETOMETRO	65
4.3 BOOM.....	66
4.3.1 DIMENSIONAMENTO DEL BOOM	67
4.3.2 TORSIONE LEGATA AL GRADIENTE DI GRAVITA'	69
4.4 BOBINA.....	72
4.4.1 FUNZIONAMENTO DELLA BOBINA.....	73
4.4.2 DIMENSIONAMENTO DELLA BOBINA	74
<u>CAPITOLO 5</u>	78
<u>STRUTTURA MECCANICA.....</u>	78
5.1 OBIETTIVI DELLA PROGETTAZIONE DELLA STRUTTURA	78
5.1.1 LIMITAZIONI SU MASSA E DIMENSIONE	79
5.1.2 CONDIZIONI DI RIGIDITA'	79
5.1.3 CONDIZIONI DI SOLIDITA'	79
5.1.4 AMBIENTE DEL SATELLITE	80
5.2 DISEGNO DELLA STRUTTURA.....	80
5.3 ANALISI PRELIMINARI SULLA STRUTTURA.....	83
5.3.1 REQUISITI LANCIATORE	84
5.3.2 CARICHI QUASI STATICI E DINAMICI.....	85
5.3.3 VIBRAZIONI.....	87
5.3.4 URTI E SHOCK	88
5.3.5 VIBRAZIONI ACUSTICHE.....	89
5.3.6 TEMPERATURA ED EFFETTI TERMICI	90
5.3.7 EFFETTI GAS DINAMICI	90
5.3.8 PRESSIONE AMBIENTALE	91
5.3.9 RISULTATI DELLE SIMULAZIONI	92
<u>CAPITOLO 6</u>	93
<u>SISTEMA TERMICO.....</u>	93
6.1 SORGENTI DI CALORE ESTERNE.....	93
6.1.1 RADIAZIONE SOLARE DIRETTA	93
6.1.2 ALBEDO	94
6.1.3 INFRAROSSO DALLA TERRA	94
6.2 CONTROLLO TERMICO	94
6.2.1 TEMPERATURE DEI SISTEMI	95
6.2.2 INTERVALLO DI TEMPERATURA.....	96
<u>CAPITOLO 7</u>	101
<u>SISTEMA DI ALIMENTAZIONE</u>	101

7.1	CELLE SOLARI.....	102
7.1.1	SPETTRO SOLARE.....	103
7.1.2	CELLE SOLARI A TRIPLA GIUNZIONE	104
7.1.3	PROCEDURA DEI TEST SULLE CELLE SOLARI.....	106
7.2	BATTERIA AGLI IONI DI LITIO.....	106
7.2.1	ISTERESI DELLA BATTERIA.....	107
7.2.2	DIFFERENZE TRA CARICA BATTERIA LINEARI E A “PULSE”	108
7.2.3	TEST DELLA BATTERIA	110
7.2.4	CONCLUSIONI	121
7.3	ANALISI DELLE CONFIGURAZIONI DEL SISTEMA DI POTENZA	122
7.3.1	CONFIGURAZIONI ANALIZZATE	123
7.4	ILLUMINAZIONE DEI PANNELLI	126
7.4.1	UNA FACCIA ILLUMINATA DAL SOLE.....	126
7.4.2	DUE FACCE ILLUMINATE DAL SOLE	127
7.4.3	TRE FACCE ILLUMINATE DAL SOLE.....	128
7.5	BUDGET DI POTENZA: SIMULAZIONE	128
 CONCLUSIONI.....		 140
 RINGRAZIAMENTI.....		 143
 BIBLIOGRAFIA.....		 144

INTRODUZIONE

AtmoCube è inserito all'interno del progetto internazionale CubeSat, in cui sono coinvolti studenti ed istituti di molti paesi, tra i quali Giappone, Norvegia, Danimarca, Stati Uniti e Germania. Lo scopo è quello di realizzare un pico-satellite di forma cubica, di dimensioni, massa e costi ridotti.

Lo scopo di questo lavoro è analizzare e delineare la configurazione di AtmoCube più appropriata ai requisiti del progetto.

Di prioritaria importanza è l'analisi di missione svolta che prevede la simulazione dell'orbita e delle sue perturbazioni, della traccia a Terra e della visibilità della stazione a Terra. È stato effettuato uno studio dell'ambiente spaziale in cui orbiterà AtmoCube e dei fattori ambientali che possono compromettere la missione. Tramite simulazioni è stato possibile valutare le componenti e le dosi delle radiazioni a cui sarà esposto il dosimetro.

Dopo aver dedicato spazio all'analisi di missione e alle misurazioni degli strumenti scientifici nei primi tre capitoli della tesi, è stato compiuto uno studio accurato dei sistemi, quali il sistema di determinazione e controllo dell'assetto, la struttura, il sistema termico e di alimentazione, che compongono il satellite.

La prima parte del Capitolo 4 è rivolto alla determinazione dell'assetto, resa possibile grazie alle celle solari, al magnetometro e ai fotodiodi presenti su tutte le facce del satellite. In seguito i sistemi di controllo dell'assetto tramite gradiente di gravità e una bobina sono stati dimensionati tenendo conto delle forze esterne di disturbo e delle limitazioni sulla potenza, sulla massa e sulle dimensioni del satellite.

Nel Capitolo 5 viene fatta un'analisi delle vibrazioni e degli stress a cui sarà sottoposto AtmoCube nella fase di lancio. Attraverso software basati sull'analisi degli elementi finiti sono state studiate le caratteristiche di elasticità e rigidità della struttura.

Dopo aver stimato analiticamente, nel Capitolo 6, le temperature massime e minime che si alterneranno all'interno del satellite, il Capitolo 7 contiene lo studio completo del sistema di alimentazione. Sono stati implementati test sperimentali sulle batterie, sui caricatori, e sul circuito di protezione; è stato delineato un possibile sistema di connessione tra celle solari-batterie-sistemi ed è stata accuratamente eseguita un'analisi del bilancio di potenza ricorrendo all'uso di opportune simulazioni.

Capitolo 1

ATMOCUBE: MOTIVAZIONI SCIENTIFICHE

Lo scopo di AtmoCube è di fare misurazioni scientifiche di fenomeni legati allo “Space Weather”. Il termine “Space Weather” si riferisce alle condizioni sul Sole e sul vento solare, sulla magnetosfera, ionosfera e termosfera, che possono influenzare le prestazioni e l’affidabilità dei sistemi tecnologici nello spazio e a terra e possono mettere in pericolo la vita e la salute umana [1].

1.1 L’AMBIENTE SPAZIALE

Molte componenti dell’ambiente spaziale hanno effetti dannosi sui satelliti. Per esempio, le componenti a bassa energia, che interagiscono con le superfici del satellite, quali celle solari ed antenne, sono [2]:

- fotoni dalle frequenze UV alle radio, provenienti principalmente dal sole;
- vento solare;
- gli atomi e le molecole dell’atmosfera (ad esempio gli atomi di ossigeno che sono corrosivi);
- ionosfera e magnetosfera;
- polvere e microdetriti.

Al crescere della loro energia, particelle e fotoni possono essere dannosi per gli astronauti e possono penetrare all’interno del satellite. È il caso di:

- polvere più pesante;
- particelle energetiche dei raggi cosmici;
- fotoni ad alta energia dai raggi gamma alla banda dell’ X;

Dal punto di vista statistico i più importanti effetti sul satellite sono dovuti alle particelle ad alta energia. Per assicurare la buona riuscita di una missione devono essere determinate le cause e l’entità di ogni effetto.

1.1.1 EFFETTI DELL'AMBIENTE SPAZIALE SUI SATELLITI

Gli effetti dello “space weather” sul satellite variano con l’orbita e la posizione del satellite e sono causati dai cambiamenti delle condizioni solari. L’ultima generazione di satelliti adotta criteri diversi rispetto ai precedenti, quali dimensioni e peso ridotti, semplicità e basso costo che, però, li rende più vulnerabili alle condizioni dell’ambiente spaziale.

1.1.1.1 IL SOLE

Nel visibile il sole è costante, ma dati da satellite mostrano che in altre bande avvengono cambiamenti sostanziali. In Figura 1-1 è riportato lo spettro solare [3].

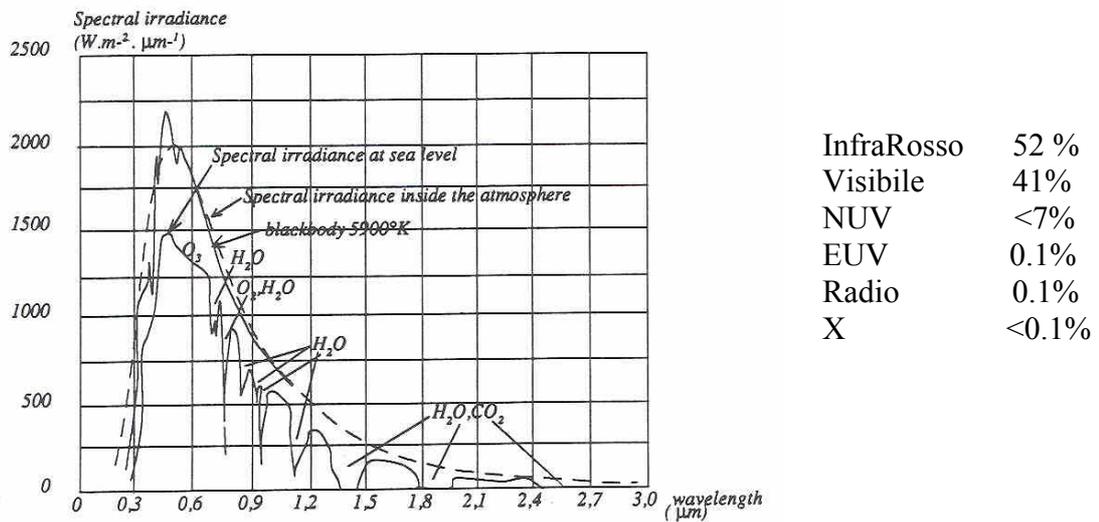


Figura 1-1 Spettro solare

La variabilità è causata dal comportamento magnetico del sole in continuo cambiamento. Esso varia su un ciclo di 11 anni, passando dal minimo al massimo solare, come riportato in Figura 1-2. Al picco di questo ciclo, il vento solare è tempestoso ed esplosioni sulla superficie del sole catapultano esternamente particelle con un'elevata intensità. L'energia liberata durante tali esplosioni può arrivare a 10^9 megaton (40 miliardi l'energia liberata dalla bomba di Hiroshima). Le raffiche del vento solare impattano contro il campo magnetico della terra e lo modificano.

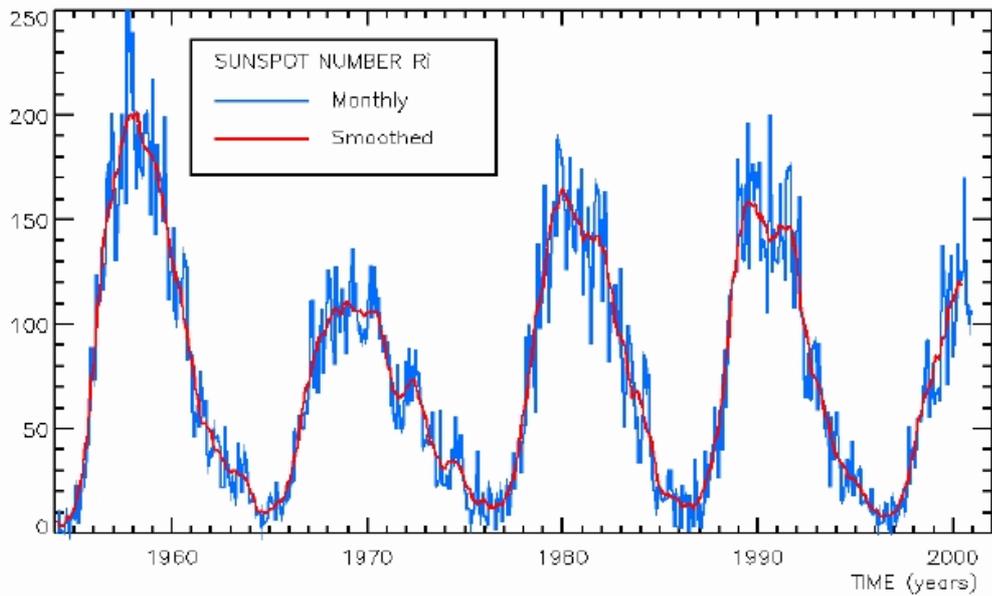


Figura 1-2 Cicli delle macchie solari

1.1.1.2 TEMPESTE GEOMAGNETICHE

Uno o due giorni dopo un “flare” nel sole, una nube di materiale solare e di campi magnetici raggiunge la terra, urtando la magnetosfera e dando origine a tempeste geomagnetiche, cioè variazioni del campo magnetico terrestre. Durante una tempesta magnetica, parte dell’energia del vento solare è trasferita alla magnetosfera, causando un rapido cambiamento nel campo magnetico.

La maggior parte delle tempeste magnetiche avviene durante i periodi di massima attività solare.

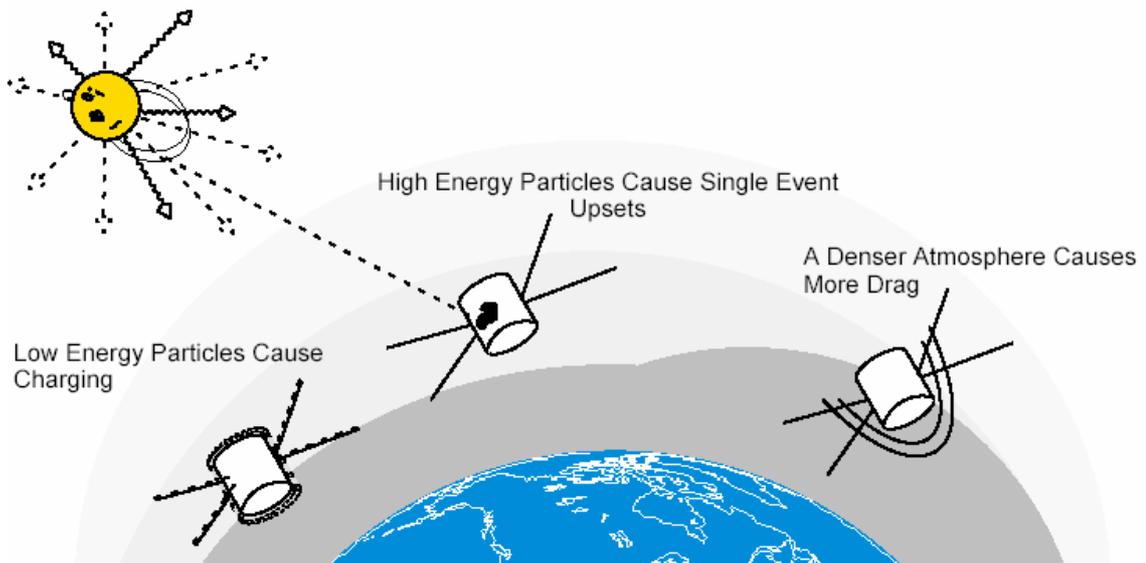


Figura 1-3 Anomalie che interessano i satelliti

1.1.1.3 SORGENTI ED EFFETTI

Di seguito sono riportate alcune anomalie, che interessano i satelliti, dovute all'ambiente spaziale (Figura 1-3). I tre sottoparagrafi seguenti descrivono le sorgenti di disturbo per il satellite, mentre i successivi spiegano gli effetti sul satellite.

PLASMA IONOSFERICO

Il plasma ionosferico e il vento solare sono composti da elettroni e ioni. Con energie relativamente basse (elettroni: $E < 300\text{keV}$, protoni: $E < 8\text{ MeV}$), penetrano nel satellite per qualche micrometro e possono produrre effetti simili a quelli della radiazione UV. Poiché le particelle di plasma sono cariche (elettroni e ioni), inducono un effetto di carica sulla superficie, con conseguenti effetti di scarica elettrica. Particelle più energetiche (elettroni: $E > 300\text{ keV}$, ioni: $E > 300\text{ MeV}$, protoni: $E > 10\text{MeV}$) inducono rumore di fondo sui sistemi elettronici, deterioramento dei materiali e dei sistemi elettronici ed ottici, penetrando all'interno del satellite.

RAGGI COSMICI GALATTICI

I raggi cosmici galattici sono particelle altamente energetiche, ($E > \text{GeV}$), ma, poiché il loro flusso è basso, un loro effetto dannoso sui dispositivi elettrici, è raro. Il loro flusso aumenta durante il minimo solare, quando il campo magnetico solare è troppo debole per schermare i raggi cosmici originati fuori del sistema solare.

SOLAR PROTON EVENTS (SPE)

I "Solar Proton Events" sono più frequenti durante l'attività solare massima. I SPE sono prodotti da forti "flares" solari, fenomeni accompagnati da una veloce espulsione di massa dalla corona. Particelle, principalmente protoni, con energia maggiore di 10 MeV , spiraleggiano lungo le linee del campo magnetico terrestre, penetrando negli strati più alti dell'atmosfera dove producono ionizzazione e contribuiscono ad aumentare la dose di radiazione totale. Satelliti, con elevata inclinazione in LEO (Low Earth Orbit), subiscono i flussi più elevati quando si trovano nella zona dell'aurora.

EFFETTO FOTOELETTRICO

I fotoni emessi dal sole creano una diversa carica elettrica sulle superfici illuminate e su quelle all'ombra, producendo un effetto fotoelettrico sulle superfici metalliche del satellite.

Inoltre, i fotoni UV influenzano le superfici dei materiali, inducendo reazioni chimiche che modificano le proprietà termiche del satellite e che degradano le celle solari.

SUPERFICI CARICHE

Questa anomalia può essere prodotta dall'effetto fotoelettrico, dal plasma ionosferico e dal bombardamento diretto di particelle durante tempeste geomagnetiche. Le superfici cariche non causano problemi immediati al satellite. Scariche elettriche, risultanti da differenze di carica, possono danneggiare la superficie dei materiali e creare interferenze elettromagnetiche che possono rovinare i sistemi elettronici.

SINGLE EVENT UPSET (SEU)

I "Single event upsets" avvengono quando una particella ad alta energia (>50 MeV) penetra gli strati superficiali del satellite e colpisce un dispositivo elettrico, danneggiandolo. Ci sono due fenomeni che causano questo problema: raggi cosmici galattici e "solar proton events" (SPEs).

TOTAL DOSE EFFECT

Il satellite viene degradato dai continui bombardamenti dei raggi cosmici galattici (GCRs), della radiazione e dei protoni solari. Ci sono diversi modelli per stimare l'ammontare di questi fenomeni, attesi nei diversi stadi del ciclo solare. Questi modelli sono utili per stimare il tempo di vita del satellite. Inoltre, la conoscenza di questi fenomeni può incrementare strategie industriali che riducono al minimo i danni subiti dai materiali.

SPACECRAFT DRAG

Le particelle neutre dell'atmosfera inducono una forza di "drag" o forza di frenamento, sul satellite, che causa una diminuzione dell'altezza dell'orbita. Il più importante parametro, che definisce il "drag", è la densità atmosferica ("neutral drag"). Questa è di difficile determinazione, in quanto dipende da vari fattori: i giorni dell'anno, la latitudine, il tempo locale, e l'attività solare e magnetica. Inoltre, le particelle possono indurre reazioni chimiche sulla superficie del satellite, ossidandole e quindi degradando la struttura del satellite ("charge drag").

Satelliti in LEO, in certi periodi, subiscono un incremento del “drag”, correlato con la radiazione solare UV, ed un aumento della temperatura atmosferica, che avviene durante le tempeste geomagnetiche. Il riscaldamento degli strati superiori dell’atmosfera causa aumento della densità atmosferica e, quindi, una perturbazione dell’orbita del satellite.

INTERFERENZA DELLE FREQUENZE RADIO E SCINTILLAZIONE

La ionosfera si estende da 80 km a 1000 km di altezza; essa può influenzare la propagazione dei segnali a frequenze radio, che passano attraverso di essa o che vengono riflessi. Gli effetti sono diversi, ma includono assorbimento, rifrazione, ritardo e scintillazione.

Questi disturbi si possono ripercuotere anche sulla Terra in quanto molti sistemi di comunicazione utilizzano la ionosfera per trasmettere segnali radio a lunga distanza. Tempeste ionosferiche possono influenzare le comunicazioni radio: alcune frequenze sono assorbite, mentre altre riflesse. Ciò dà origine a fluttuazioni nel segnale e a diversi cammini di propagazione.

Inoltre, il Sole è una sorgente di onde radio forte e variabile; un grande flusso radio avviene durante i periodi di attività solare massima. Spesso può dare origine a rumore nel segnale radio prodotto dal satellite e può ostacolare le comunicazioni a terra quando il sole si trova lungo la direzione satellite-stazione sulla terra.

Forti tempeste geomagnetiche possono causare scintillazioni nelle zone dell’aurora. Per di più, la scintillazione è problematica per segnali che attraversano la ionosfera equatoriale. In quest’area, anche la localizzazione tramite GPS (Global Position System) può subire degli errori.

EFFETTI SULL’ORIENTAMENTO DEL SATELLITE

Alcuni satelliti usano il campo magnetico terrestre per la determinazione ed il controllo d’assetto. Durante le tempeste geomagnetiche, si verificano repentini cambiamenti del campo magnetico, che possono influire sull’orientazione del satellite.

1.1.2 EFFETTI DELL’AMBIENTE SPAZIALE SUL CLIMA

Negli ultimi anni è stata evidenziata una possibile interazione dei fenomeni di “Space Weather” con il clima e la meteorologia terrestre.

Durante le tempeste geomagnetiche, infatti, un grande numero di particelle energetiche entrano nell’atmosfera. Queste contribuiscono ad originare reazioni chimiche, che creano composti di ossido di azoto e modificano la concentrazione di ozono negli strati atmosferici, influenzando la circolazione dell’aria.

Anche i raggi cosmici galattici possono contribuire a questo effetto in quanto sono particelle relativistiche, che ionizzano le particelle dell'atmosfera. Si è notato che una diminuzione dell'attività solare è collegata ad un aumento dell'intensità dei raggi cosmici galattici che entrano nell'atmosfera terrestre. Una possibile spiegazione è legata all'aumento del cammino libero medio dei raggi con la diminuzione dell'intensità del vento solare. Questo effetto favorisce la formazione di nubi a bassa quota.

1.1.3 EFFETTI DELL'AMBIENTE SPAZIALE SUGLI UOMINI

L'atmosfera terrestre e la magnetosfera proteggono la terra e gli strati inferiori dell'atmosfera dagli effetti indotti dello "space weather". Gli astronauti, invece, sono soggetti a grandi dosi di radiazione dannose per l'organismo, provocate da "solar flares", "solar proton events" e raggi cosmici galattici. Nello spazio, l'interazione di particelle ad alta energia nelle cellule viventi può portare alla loro modifica; elevate dosi di radiazione possono essere fatali in tempi molto brevi. La capacità di predire tali eventi sarebbe di notevole beneficio nella pianificazione di una missione: se si potessero prevedere, per esempio, fenomeni di "Solar proton event", gli astronauti avrebbero il tempo di proteggersi.

"Solar proton events" possono produrre elevate radiazioni anche all'interno del satellite. Da notare che l'esposizione alla radiazione cosmica è rischiosa anche per l'equipaggio degli aerei di lunga percorrenza.

Inoltre, c'è evidenza del fatto che cambiamenti nel campo geomagnetico influenzano i sistemi biologici. Alcuni studi indicano che, in particolari condizioni di stress, le variazioni del campo magnetico possono influenzare la soglia del dolore di uomini e animali.

1.2 SCOPO DEL PROGETTO ATMOCUBE

AtmoCube studierà l'atmosfera terrestre ad altezze dell'ordine di 500 km.

È un nano-satellite di forma cubica di $13 \times 13 \times 13 \text{ cm}^3$ e peso di circa 1,5 kg, che fa parte del progetto internazionale CubeSat[4]. Tale progetto appartiene ad un programma educativo, già in fase realizzativa negli Stati Uniti, in Giappone e nel Nord Europa.

AtmoCube sarà posto in orbita dal lanciatore Dnepr1 Satan Raket. Una possibile data di lancio è stata fissata per il 15 dicembre del 2005. L'altezza e l'inclinazione dell'orbita sono in fase di negoziazione e varieranno rispettivamente tra 400 e 650 km e tra $97,4^\circ$ e $98,2^\circ$.

AtmoCube avrà una struttura in alluminio e sarà realizzato con componenti commerciali a basso costo. La potenza richiesta per le operazioni è ottenuta da pannelli solari, montati sulle facce del satellite, ai quali saranno collegate batterie ricaricabili. Su una faccia sarà posta un'antenna per le comunicazioni nelle bande radio amatoriali (a circa 144 e 430 MHz). Il satellite sarà dotato di un meccanismo di stabilizzazione passiva (il

boom) e di stabilizzazione attiva (una bobina), al fine di mantenere l'antenna verso la stazione a terra. Sensori di temperatura e corrente saranno posti in varie parti per controllare lo stato del satellite. AtmoCube sarà dotato di un microprocessore in grado di controllare le comunicazioni "up/down", acquisire dati, controllare lo stato del satellite e scambiare informazioni con i vari sistemi.

Il progetto ha lo scopo di realizzare una mappa del campo magnetico terrestre per mezzo di un magnetometro, una mappa del flusso di radiazione incidente sul satellite per mezzo di un dosimetro e una mappa della densità atmosferica che sarà ottenuta indirettamente tramite l'utilizzo di un GPS.

Nei paragrafi successivi vengono spiegate brevemente le misurazioni che saranno ottenute dagli strumenti scientifici.

1.2.1 STUDIO DEL CAMPO MAGNETICO TERRESTRE

AtmoCube misurerà il campo magnetico terrestre per mezzo di un magnetometro, installato all'interno del satellite, che determinerà i valori del campo sui tre assi. Un GPS permetterà di collegare queste misurazioni alla posizione del satellite e all'istante di tempo. Questo permetterà di correlare i risultati ottenuti con l'attività solare.

Alle basse altezze in cui orbiterà AtmoCube, il campo magnetico può subire variazioni non trascurabili dovute a correnti elettriche nella magnetosfera. Queste correnti sono influenzate del vento solare e quindi agiscono in modo diverso a seconda di massima o minima attività solare. Le misure di AtmoCube potranno migliorare la conoscenza di queste correnti e della correlazione tra variazioni del campo magnetico e perturbazioni solari.

1.2.2 STUDIO DELLA RADIAZIONE INCIDENTE

AtmoCube misurerà le dosi e la distribuzione spaziale temporale del flusso di particelle incidente su un dosimetro. L'esposizione alla radiazione, soprattutto a protoni altamente energetici con origine legata ai raggi cosmici, ai "solar flares" ed alle fasce di radiazione, è dannosa non solo per la strumentazione scientifica e per l'elettronica in orbita, ma anche per gli astronauti e per gli equipaggi degli aerei.

Il rischio dovuto alla radiazione è uno dei maggiori problemi scientifici nella pianificazione e progettazione delle missioni spaziali. Per questo motivo sono molto importanti esperimenti finalizzati a fornire informazioni sulla distribuzione temporale e spaziale dei flussi di particelle e sulle loro dosi.

Un GPS permetterà di collegare queste misurazioni alla posizione del satellite e all'istante di tempo.

1.2.3 STUDIO DELLA DENSITA' ATMOSFERICA

La densità atmosferica varia all'aumentare dell'altezza dalla superficie terrestre e a seconda del riscaldamento solare e dell'attività geomagnetica.

L'attrito dovuto all'atmosfera causa un frenamento del satellite e l'altezza dell'orbita subisce una perturbazione, che dipende linearmente dalla densità atmosferica. Il GPS, fornendo una misura continua della posizione del satellite nel tempo, permetterà un'analisi indiretta della densità atmosferica e la sua correlazione con le condizioni solari. AtmoCube misurerà, infatti, la densità tramite l'analisi dei parametri orbitali rispetto all'orbita ideale non perturbata dall'atmosfera residua.

Capitolo 2

IL PROGETTO ATMOCUBE

AtmoCube avrà un'orbita molto inclinata, in modo da avere una buona copertura di tutta l'atmosfera terrestre.

Al fine di soddisfare gli scopi scientifici del progetto, quali la mappatura del campo magnetico terrestre, la misura della radiazione e della densità atmosferica, è necessario conoscere l'assetto del satellite. Per fare ciò, AtmoCube si servirà anche di un GPS, che permetterà di correlare le misure effettuate con la posizione e il tempo. Inoltre, il GPS permetterà di fornire una misura indiretta della densità atmosferica.

I fotodiodi, montati su tutte le facce, e le celle solari permetteranno di avere una misura più accurata dell'orientazione del satellite, rilevando la posizione del sole rispetto al sistema di riferimento del satellite. Quest'ultimo metodo sarà utile solo nei periodi in cui il satellite è illuminato dal sole.

Nel periodo di eclisse, per conoscere l'orientazione di AtmoCube, ci si servirà solo del magnetometro, che confronterà le misure lungo i tre assi con un modello di campo magnetico.

Per misurare il flusso della radiazione incidente sul dosimetro, bisogna evitare che il satellite ruoti in maniera incontrollata, in modo che la faccia, su cui è montato lo strumento, rimanga rivolta possibilmente in direzione opposta alla Terra.

Inoltre, per avere la possibilità di comunicare con la stazione a terra, la faccia su cui sarà montata l'antenna deve mantenersi il più possibile rivolta verso la Terra.

Per questi motivi, un sistema di controllo d'assetto risulta essere di fondamentale importanza, al fine dell'acquisizione dei dati scientifici rilevanti.

Il controllo dell'assetto può essere effettuato tramite sistemi attivi o passivi. Tra i sistemi, che potrebbero essere utilizzati su AtmoCube, fanno parte: tra i sistemi attivi, le spire magnetiche e le ruote di reazione, tra quelli passivi, i magneti permanenti e il controllo a gradiente di gravità. Questi sistemi sono già stati utilizzati su precedenti CubeSat.

Sistemi basati su magneti permanenti sono di facile realizzazione, non richiedono consumo di potenza o algoritmi per il funzionamento. Tuttavia, sono stati esclusi poiché generano campi magnetici che possono influenzare le misure del campo magnetico terrestre. Anche le ruote di reazione sono state scartate poiché richiedono la presenza di un motore elettrico con un consumo non trascurabile e possono saturare in presenza di disturbi esterni.

Le spire magnetiche, che sono state prese in considerazione all'inizio del progetto, comportano un consumo non trascurabile per alimentare le bobine e richiedono un algoritmo di controllo complesso.

Si è deciso di utilizzare il sistema di controllo passivo che sfrutta il gradiente di gravità, il “gravity gradient”, che non può influenzare le misure. È la scelta più economica e semplice che permette di mantenere una faccia rivolta verso la terra, per mezzo di una piccola massa collegata ad una fettuccia (“boom”).

In questo modo si ottiene un puntamento dell’antenna quasi costante verso il nadir e la possibilità di misurare il flusso di radiazione, ponendo il dosimetro sulla faccia opposta al nadir.

Come si vedrà più in dettaglio in seguito, il “gravity gradient” necessita di un sistema attivo, in una prima fase per rallentare il moto rotatorio del satellite per fare uscire il “boom” in modo efficiente, in seguito, per smorzare le oscillazioni residue del “boom”. In questi casi verrà utilizzata una spira magnetica. A differenza dei magneti permanenti, la bobina non funzionerà quando si effettueranno misure sul campo magnetico. La bobina, posta sul piano perpendicolare al boom, potrà rallentare le rotazioni e, successivamente, orientare il satellite in modo che il boom sia rivolto verso terra.

2.1 ANALISI DI MISSIONE

In questo capitolo vengono analizzate le caratteristiche dell’orbita di AtmoCube, per mezzo di simulazioni della geometria orbitale, dell’analisi delle perturbazioni, della traccia a Terra e della visibilità della stazione a Terra.

2.1.1 GEOMETRIA DELL’ORBITA

Una possibilità è quella che AtmoCube sia posto in orbita circolare il 5 dicembre 2005. Avrà un’altezza compresa tra i 490 e 650 km, definita dal lanciatore. Un possibile lanciatore è il razzo Dniepr-1 "Satan" (SS-18 modificato), in grado di lanciare diversi nano e micro-satelliti in orbite basse, approssimativamente circolari. Al momento, la quota finale non è ancora stata definita. Il lanciatore farà in modo di portare il satellite principale ad un’orbita sunsincrona a 700 km di altezza. Per tale motivo è stato considerato che AtmoCube avrà un’orbita iniziale compresa tra i 500 km e i 650 km di altezza ed un’inclinazione di $98,2^\circ$, pari all’inclinazione del satellite principale in orbita sunsincrona a 700 km di altezza. A causa delle perturbazioni atmosferiche, AtmoCube ridurrà la sua altezza e il degradamento dell’orbita dipenderà dall’attività solare e dall’altezza iniziale del satellite.

Per evidenziare le possibili differenze nel comportamento di AtmoCube a seconda delle diverse condizioni iniziali, quando possibile, le simulazioni ed i calcoli sono stati effettuati considerando tre casi: 400, 500 e 650 km. Il valore di riferimento è quello a 500 km.

In un’orbita sunsincrona il satellite attraversa l’equatore allo stesso tempo solare ogni giorno. Ciò significa che un punto sulla Terra è visto approssimativamente alla stessa ora. L’orbita sunsincrona ruota in modo da mantenere approssimativamente costante l’orientazione rispetto al Sole. Infatti, il piano orbitale del satellite rimane quasi fisso rispetto al Sole. Ciò avviene eguagliando la variazione dell’ascensione retta del nodo

ascendente (cfr. paragrafo successivo) alla velocità angolare di rotazione terrestre attorno al sole, 0,9856 gradi/giorno [5].

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1,5nJ_2 \left(\frac{R}{R+h} \right)^2 (\cos i)(1-e^2)^{-2}$$

Dove e è l'eccentricità dell'orbita,

h è l'altezza del satellite,

R è il raggio della terra, pari a 6378,14 km,

J_2 è il coefficiente geopotenziale che dipende dal rigonfiamento della terra all'equatore, ed è uguale a 0,00108263,

n è il moto medio, o velocità angolare, del satellite, dato da

$$n = (\mu/a^3)^{1/2} = 3,1252977 \times 10^9 a^{-3/2} \text{ deg/day} , \text{ con } a = h+R$$

L'inclinazione dell'orbita relativa all'equatore è data, quindi, dalla seguente formula:

$$i = \cos^{-1} \left(-0,098922 \times (1-e^2)^2 \times \left(1 + \frac{h}{R} \right)^{3,5} \right)$$

L'inclinazione necessaria per avere un'orbita sunsincrona a 700 km sarà quindi

$i = 98,2^\circ$. L'inclinazione che si avrebbe per un'orbita sunsincrona a 500 km è di $97,4^\circ$, di poco inferiore a quella a 700 km.

2.1.1.1 ELEMENTI ORBITALI

L'orbita e la posizione di AtmoCube nel sistema geocentrico sono definite dagli elementi orbitali mostrati in Figura 2-1:

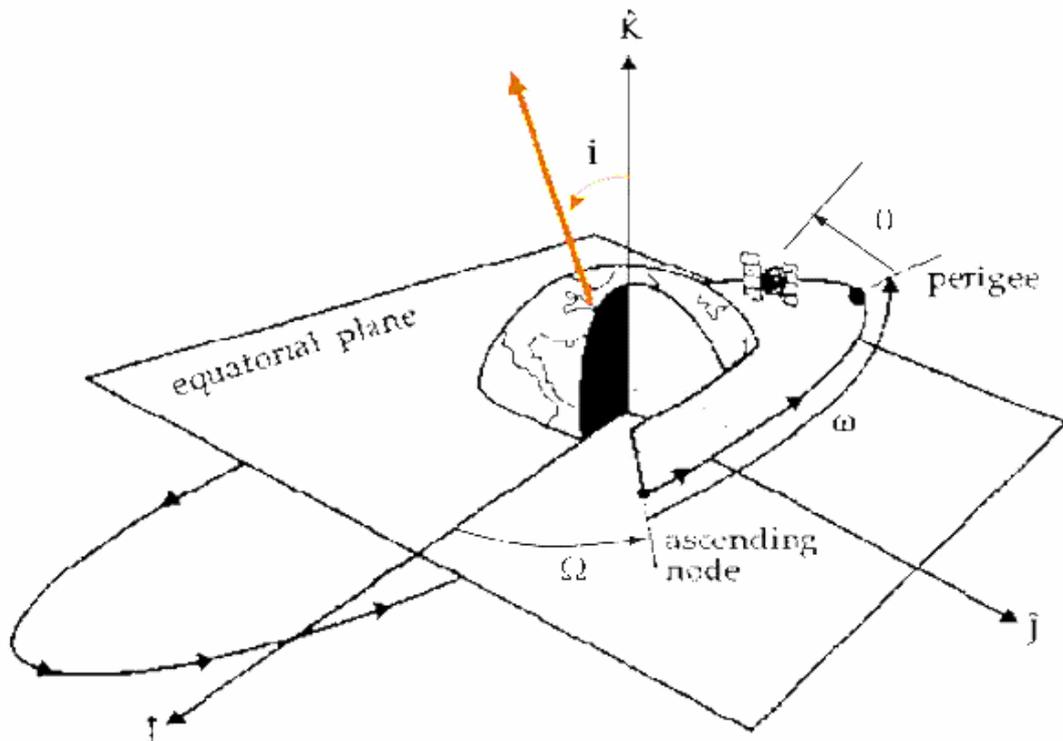


Figura 2-1 Elementi orbitali

- semiasse maggiore dell'orbita, a , all'inizio compreso tra i 7028,14 km e i 6868,14 km;
- eccentricità dell'orbita, $e = 0$;
- inclinazione dell'orbita, $i = 98,2^\circ$, è l'angolo tra il piano orbitale e il piano equatoriale;
- ascensione retta del nodo ascendente, $RAAN$ (Right Ascension Ascending Node) o Ω : non ancora definita. Dipende dai parametri del lanciatore quali l'ora esatta del lancio. È l'angolo tra il punto γ (equinozio di primavera) e il nodo ascendente (il punto in cui il satellite attraversa il piano equatoriale) misurato sul piano equatoriale in senso antiorario dal punto γ ;
- argomento della latitudine, u , è l'angolo tra il nodo ascendente e la posizione istantanea del satellite misurato sul piano orbitale. Per un'orbita circolare non è definito e può essere posto uguale a zero. È dato dalla somma tra l'argomento del perigeo ω (angolo tra il nodo ascendente e il perigeo) e l'anomalia vera ν (angolo tra il perigeo e la posizione del satellite).

Per AtmoCube il punto di riferimento iniziale per calcolare la sua orbita dipenderà dall'ascensione retta del nodo ascendente, che dipende dall'ora e dal giorno in cui il satellite viene posto in orbita.

La Tabella 2-1 indica le proprietà dell'orbita rispettivamente a 650 km, 500 km e 400 km. Da notare che il valore di riferimento a 500 km è evidenziato.

Proprietà Orbitali	Formula	650 km	<u>500 km</u>	400 km
Velocità angolare (rad/s)	$n = \sqrt{\mu / a^3}$	0,00107	<u>0,00111</u>	0,00113
Velocità istantanea (km/s)	$V = \sqrt{\mu / a}$	7,531	<u>7,613</u>	7,669
Periodo orbitale (s) (in parentesi minuti)	$P = 2\pi / n$	5864 (97,7)	<u>5677</u> <u>(94,6)</u>	5554 (92,6)
Orbite/giorno	$m = 86150 / P$	14,7	<u>15,2</u>	15,5
Massima eclisse (s) (in parentesi minuti)	$T_{ecl} = \frac{2}{360} P \times \arcsen\left(\frac{R_T}{a}\right)$ con arcoseno in gradi e P in secondi	2123 s (35,4)	<u>2145</u> <u>(35,7)</u>	2167 (36,1)

Tabella 2-1 Proprietà dell'orbita a diverse altezze

Dove $\mu = 3,986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ costante del campo gravitazionale terrestre.

2.1.2 PERTURBAZIONI DELL'ORBITA

Per descrivere precisamente l'orbita di AtmoCube bisogna tenere in considerazione le variazioni temporali degli elementi orbitali dovute a forze perturbatrici.

Per capire come queste forze agiscono sull'orbita, nei paragrafi seguenti viene riportata una loro trattazione matematica approssimata [5].

2.1.2.1 PERTURBAZIONI DOVUTE ALLA LUNA E AL SOLE

Il sole e la luna esercitano forze gravitazionali che causano variazioni secolari nell'ascensione retta del nodo ascendente Ω e nell'argomento del perigeo ω . Per orbite basse circolari, le equazioni si possono approssimare con (non vengono considerate le variazioni causate dal cambiamento dell'orientazione del piano orbitale rispetto ai piani orbitali dei corpi):

$$\begin{aligned}\dot{\Omega}_{MOON} &= -0,00338(\cos i)/m \\ \dot{\Omega}_{SUN} &= -0,00154(\cos i)/m \\ \dot{\omega}_{MOON} &= 0,00169(4 - 5 \sin^2 i)/m \\ \dot{\omega}_{SUN} &= 0,00077(4 - 5 \sin^2 i)/m\end{aligned}$$

Con i inclinazione dell'orbita e m numero di orbite al giorno; i valori sono dati in gradi al giorno.

Il risultato è mostrato nella Tabella 2-2. Da notare che, per un'orbita circolare, non ha senso fisico la variazione dell'argomento del perigeo. Tali valori vengono dati per completezza.

Perturbazioni (gradi/giorno)	650 km	500 km	400 km
$\dot{\Omega}_{MOON}$	$3,280 \times 10^{-5}$	$3,177 \times 10^{-5}$	$3,108 \times 10^{-5}$
$\dot{\Omega}_{SUN}$	$1,495 \times 10^{-5}$	$1,447 \times 10^{-5}$	$1,416 \times 10^{-5}$
$\dot{\omega}_{MOON}$	$-1,033 \times 10^{-4}$	$-1,000 \times 10^{-4}$	$-9,786 \times 10^{-5}$
$\dot{\omega}_{SUN}$	$-4,708 \times 10^{-5}$	$-4,558 \times 10^{-5}$	$-4,459 \times 10^{-5}$

Tabella 2-2 Perturbazioni dell'orbita di AtmoCube dovute al sole e alla luna

2.1.2.2 PERTURBAZIONI DOVUTE ALLA NON SFERICITA' DELLA TERRA

A causa della forma non perfettamente sferica della Terra, la distribuzione di massa non è omogenea e causa variazioni secolari nell'ascensione retta del nodo ascendente e nell'argomento del perigeo. Il tasso di cambiamento è dato dalle seguenti equazioni in gradi/giorno:

$$\begin{aligned}\dot{\Omega} &= -2,06474 \times 10^{14} a^{-3,5} (\cos i)(1 - e^2)^{-2} \\ \dot{\omega} &= 1,03237 \times 10^{14} a^{-3,5} (4 - 5 \sin^2 i)(1 - e^2)^{-2}\end{aligned}$$

dove a è il semiasse maggiore dell'orbita in km.

La Tabella 2-3 riporta i valori del tasso di variazione per orbite di 650 km, 500 km e 400 km.

Perturbazioni (gradi/giorno)	650 km	500 km	400 km
$\dot{\Omega}$	1,012	1,091	1,149
$\dot{\omega}$	-3,186	-3,436	-3,617

Tabella 2-3 Perturbazioni dell'orbita di AtmoCube dovute alla non sfericità della terra

Confrontando le perturbazioni causate dalla non sfericità della terra con quelle causate dal sole e dalla luna, vediamo che le prime predominano. Questo è dovuto al fatto che l'orbita di AtmoCube è bassa e risente debolmente delle forze gravitazionali di sole e luna. Da notare che se l'orbita fosse perfettamente sunsincrona, la variazione di Ω sarebbe uguale alla velocità angolare della Terra attorno al Sole (0, 9856 gradi/giorno).

2.1.2.3 PERTURBAZIONI DOVUTE ALL'ATTRITO ATMOSFERICO

La forza dovuta all'attrito atmosferico, che agisce in direzione opposta al vettore velocità del satellite, è chiamata "drag". Questa forza perturba l'orbita e la conseguenza è una continua diminuzione dell'altezza dell'orbita.

L'accelerazione dovuta al "drag" è data dalla formula:

$$a_D = -0,5\rho \times (C_D A / M) V^2$$

Dove ρ è la densità atmosferica in funzione dell'altezza e delle condizioni solari, C_D è il coefficiente di "drag" che dipende dalle proprietà del satellite (per AtmoCube è compreso tra 3 e 4),

V è la velocità del satellite,

A ed M sono rispettivamente la proiezione dell'area nella direzione del moto ($0,13 \times 0,13 \text{ m}^2$) e la massa del satellite (1,5 kg). In Tabella 2-4 sono riportati i valori dell'accelerazione dovuta al "drag" per le tre altezze dell'orbita.

Attività solare	650 km	500 km	400 km
Minima	$1,168 \times 10^{-14}$	$1,173 \times 10^{-13}$	$9,701 \times 10^{-13}$
Media	$6,582 \times 10^{-14}$	$6,386 \times 10^{-13}$	$3,605 \times 10^{-12}$
Massima	$3,374 \times 10^{-13}$	$2,351 \times 10^{-12}$	$1,001 \times 10^{-11}$

Tabella 2-4 Variazioni dell'accelerazione di AtmoCube a diverse condizioni solari

2.1.2.4 TEMPO DI VITA DI ATMOCUBE

A seguito dell'attrito atmosferico la variazione dell'altezza dell'orbita è descritta dalla seguente formula:

$$\Delta a = 2\pi(C_D A / M)\rho \times a^2$$

Considerando valori tipici della densità atmosferica in condizioni solari di minimo, media e massima attività, si ottengono i valori riportati in Tabella 2-5 a seconda dell'altezza iniziale del satellite.

Il coefficiente di “drag” è stato posto uguale a 4 (caso in cui una faccia del satellite si trova perpendicolare alla direzione del moto), valore limite che induce maggiore variazione nell'altezza dell'orbita.

Attività solare	650 km	<u><i>500 km</i></u>	400 km
Minima	0,13 m	<u><i>1,2 m</i></u>	9,52 m
Media	0,72 m	<u><i>6,55 m</i></u>	35,39 m
Massima	3,69 m	<u><i>24,11 m</i></u>	98,22 m

Tabella 2-5 Variazione dell'altezza di AtmoCube a diverse condizioni solari

Utilizzando queste quantità e l'altezza di scala atmosferica, è possibile fornire una stima grossolana del tempo di vita del satellite. Nella Tabella 2-6 sono riportati i valori della vita media a seconda dell'attività solare e dell'altezza iniziale.

Attività solare	650 km	<u><i>500 km</i></u>	400 km
Minima	120 anni	<u><i>9,6 anni</i></u>	341 giorni
Media	21,4 anni	<u><i>21 mesi</i></u>	92 giorni
Massima	4 anni	<u><i>174 giorni</i></u>	33 giorni

Tabella 2-6 Tempo di vita di AtmoCube a seconda dell'altezza e delle condizioni solari

2.1.2.5 PERTURBAZIONI DOVUTE ALLA RADIAZIONE SOLARE

La pressione della radiazione solare causa un'accelerazione la cui grandezza è ricavata dalla seguente formula:

$$a_R = -4,5 \times 10^{-6} (1+r) A / M$$

Dove

r è l'indice di rifrazione del satellite (il cui valore tipico è 4),

A è l'area esposta verso il sole in m^2

M è la massa del satellite in kg.

Per AtmoCube a_R varia (5×10^{-7} - 10^{-8}) m/s^2 a seconda dell'indice di rifrazione. Vediamo che è trascurabile rispetto l'accelerazione dovuta al “drag”.

2.1.3 COMUNICAZIONI ATMOCUBE-STAZIONE A TERRA

La stazione a Terra di AtmoCube è già stata attivata ed è sita presso l'Osservatorio Astronomico di Basovizza. Il sistema di telecomunicazione è in fase di sviluppo da parte del DEEI (Dipartimenti di Elettronica Elettrotecnica ed Informatica dell'Università di Trieste).

Affinché le comunicazioni AtmoCube-stazione a terra a Trieste siano possibili, il satellite deve passare sopra la stazione a Trieste o la stazione deve trovarsi entro un cono virtuale, stabilito da η , che definisce la visibilità della stazione. La situazione è schematizzata in Figura 2-2.

ε rappresenta l'elevazione del satellite visto dalla stazione a terra T ed è definito dal sistema di telecomunicazione (a Terra e satellitare), η è il corrispondente angolo di vista con cui il satellite può comunicare a Terra e R_E è il raggio terrestre. L'angolo ρ corrisponde a $\varepsilon = 0$ e identifica l'orizzonte terrestre visto dal satellite.

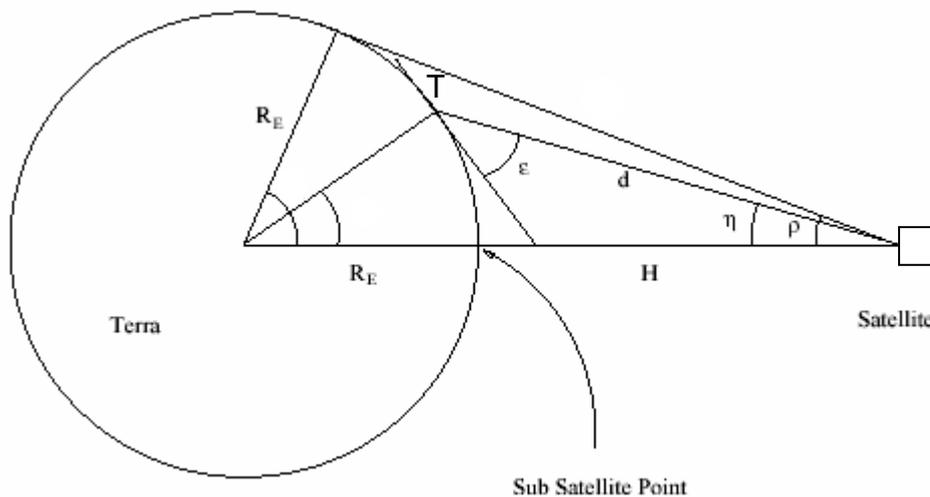


Figura 2-2 Visibilità del satellite dalla stazione a terra

Si può vedere che, per la legge dei seni riferita al triangolo con vertici centro della terra-T-satellite, si ottiene:

$$\frac{\sin \eta}{\sin(\varepsilon + 90^\circ)} = \frac{R_E}{R_E + H} = \sin \rho$$

A elevazione minima a cui posso vedere il satellite dalla terra, corrisponde il campo di vista massimo del satellite a cui posso comunicare.

Per le caratteristiche della stazione a terra di Trieste l'elevazione minima per ricevere segnali è 20° .

Applicando la formula vista sopra, si ottengono i seguenti valori per η a seconda dell'altezza di AtmoCube (Tabella 2-7). In tabella vengono riportati anche i corrispondenti valori della distanza massima d attraverso cui il segnale radio deve viaggiare.

Caratteristiche comunicazione	650 km	<u>500 km</u>	400 km
η	58,52°	<u>60,62°</u>	62,16°
d (km)	7329	<u>7221</u>	7146

Tabella 2-7 Angolo di vista stazione a terra

Vediamo che, per sfruttare tutto il campo di vista della stazione a terra anche a 400 km di altezza, l'antenna di AtmoCube dovrà essere in grado di trasmettere ad un angolo pari o maggiore di 62,16°. Questo valore è compatibile con le caratteristiche degli altri satelliti del progetto CubeSat.

2.1.3.1 SIMULAZIONE CON IL PROGRAMMA STK

Per mezzo del programma di simulazione STK (Satellite Tool Kit[6]), è stato stimato il tempo in cui AtmoCube è in comunicazione con la stazione a Terra. Questo programma simula l'orbita del satellite nel sistema di riferimento terrestre, tenendo conto delle perturbazioni dell'orbita causate del terzo corpo. Nella Figura 2-3 è riportata una simulazione di un'orbita a 500 km di altezza e inclinazione di 98,2°, calcolata dal 5 dicembre 2005 al 6 dicembre 2005. A causa della rotazione terrestre di 360° in un giorno, la traccia a terra si sposta verso ovest e questo spostamento dipende dal periodo dell'orbita del satellite.

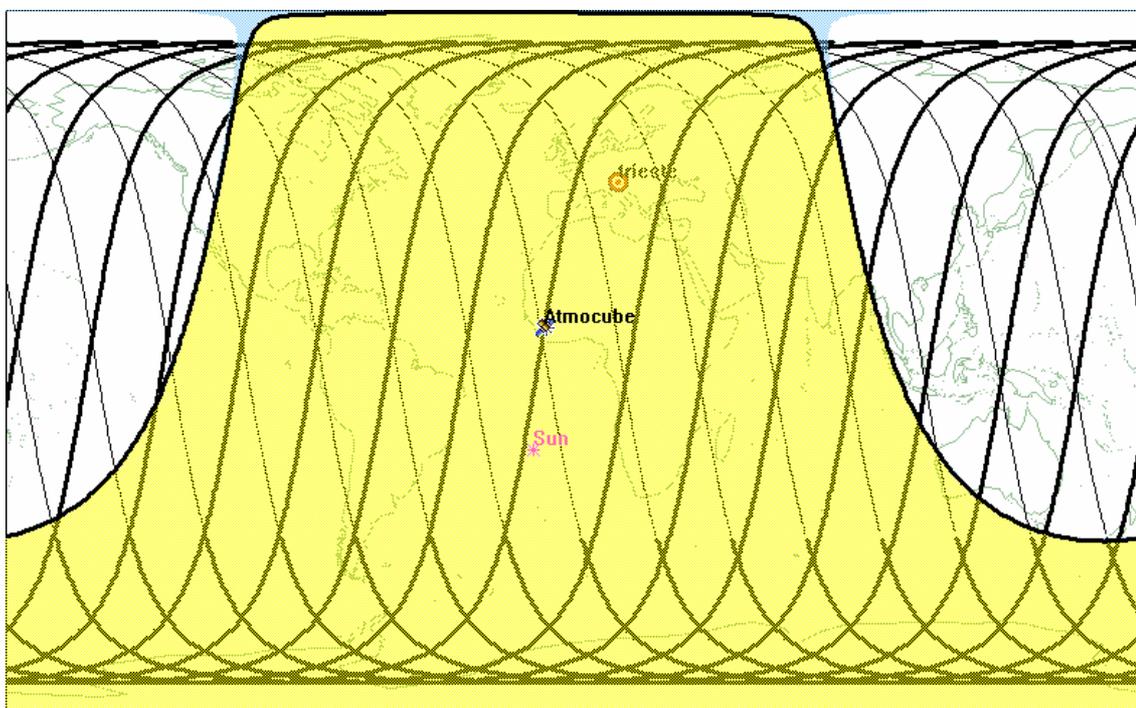


Figura 2-3 Traccia a terra di AtmoCube ottenuta con il programma di simulazione STK

In questo esempio lo spostamento della traccia a terra di ogni orbita, dovuto alla rotazione terrestre, è pari a:

$$s = \frac{360^\circ}{24 \times 60} \times P = 23,66^\circ$$

Con P periodo orbitale in minuti che, nel caso di un'orbita di 500 km di altezza, è 94,62 minuti.

Con STK è possibile ottenere le durate, gli istanti iniziali e finali dei periodi di visibilità del satellite dalla stazione a terra. Questo permette di dare una stima statistica e realistica dei periodi di comunicazione lungo un arco di tempo definito. La Tabella 2-8 riporta alcuni valori ottenuti con questo programma. In questo caso le simulazioni sono state effettuate dal 5 dicembre 2005 al 5 febbraio 2006.

Caratteristiche comunicazione	650 km	<u>500 km</u>	400 km
Durata massima (s)	375,8	<u>298,6</u>	245,5
Durata media di passaggio (s)	294,5	<u>235,6</u>	192,5
Durata totale	14 h e 29'	<u>9 h e 41'</u>	6 h e 50'
Numero comunicazioni	177	<u>148</u>	128
Numero medio comunicazioni al giorno	2,86	<u>2,39</u>	2,06
Intervallo medio tra due comunicazioni	8 h e 17'	<u>9 h 54'</u>	11 h e 30'

Tabella 2-8 Caratteristiche della comunicazione a diverse altezze

I valori così ottenuti saranno utili per studiare il bilancio dell'energia nel sistema di alimentazione e per analizzare la quantità di dati trasferibili a Terra.

2.2 SISTEMI

Un satellite può essere scomposto in un certo numero di sistemi. Questi sono:

- strumenti scientifici
- determinazione e controllo dell'assetto
- struttura meccanica

- sistema termico
- sistema di alimentazione
- sistema di comunicazione
- computer di bordo (microprocessore)

Ogni sistema interagisce con gli altri. I parametri della missione, quali altezza, tipo di orbita, copertura a terra, dipendono dai requisiti scientifici del progetto, che dipendono a loro volta dal sistema di determinazione e controllo dell'assetto. Nel caso di AtmoCube, per adempiere agli scopi scientifici, quali mappatura del campo magnetico e della densità atmosferica e conoscenza della radiazione incidente, si deve valutare l'orbita migliore che permette di avere una grande copertura e una sufficiente visibilità a terra. Inoltre, è necessario un sistema di determinazione e controllo dell'assetto che permetta di mantenere puntata l'antenna verso terra per l'invio alla stazione a terra dei dati raccolti. È necessario, quindi, un sistema di comunicazione adeguato che rispetti il limite di potenza proveniente dalle celle solari e il "data rate" necessario. Quest'ultimo dipende anche dal computer di bordo utilizzato. La struttura deve essere in grado di sopportare le condizioni imposte dal lanciatore e quelle ambientali in cui sarà immerso AtmoCube e dovrà rispettare il limite di massa imposto dal progetto. Il computer di bordo deve prendere informazioni provenienti dai sensori di temperatura, corrente e tensione e accendere i sottosistemi a seconda dell'ammontare della potenza disponibile e dello stato di carica delle batterie. La temperatura di ogni sistema dovrà essere continuamente monitorata per permettere il buon funzionamento di tutto il sistema AtmoCube. Il funzionamento di tutti i sistemi dipenderà dalla quantità di potenza disponibile che sarà correlata al tipo di orbita scelta, oltre che alle caratteristiche delle celle solari. Si vede, quindi, che l'analisi di un sistema non può prescindere dall'analisi di tutti gli altri.

In una prima fase l'analisi di ogni sistema viene effettuato indipendentemente, rispettando, però, le condizioni imposte dagli altri sistemi.

Devono essere identificate ed analizzate le cause di un possibile insuccesso in modo tale da adattare i sistemi alle richieste della missione. Per fare ciò, devono essere analizzati tutti i sistemi e devono essere svolti test e simulazioni che assicurino l'affidabilità del nostro satellite. Inoltre, deve essere assicurato il buon funzionamento degli strumenti scientifici, sui quali si basa l'importanza di questa missione.

2.2.1 STRUMENTI SCIENTIFICI

AtmoCube è un satellite scientifico, perciò tutti i sistemi sono ottimizzati per realizzare la miglior misura scientifica. Nel caso di AtmoCube gli strumenti scelti sono il compromesso tra le motivazioni scientifiche e le limitazioni imposte dalle dimensioni ridotte del satellite. Gli strumenti scientifici a bordo di AtmoCube saranno il GPS, che indirettamente fornirà informazioni sulla densità atmosferica, il magnetometro, che fornirà informazioni sull'assetto del satellite e sul campo magnetico terrestre, e il dosimetro, che permetterà di conoscere la radiazione incidente sul satellite.

2.2.2 DETERMINAZIONE E CONTROLLO DELL' ASSETTO

Per assicurare il successo della missione, le antenne di trasmissione sul satellite dovranno essere puntate verso la Terra. Esse saranno montate su una faccia che sarà sempre mantenuta verso la Terra. Inoltre, per studiare il campo magnetico terrestre e la densità atmosferica l'orientazione del satellite deve essere conosciuta e controllata.

2.2.3 STRUTTURA MECCANICA

La struttura del satellite sorregge e protegge i sistemi interni. Inoltre deve sopportare l'accelerazione e le vibrazioni durante la fase di lancio. Deve avere opportune caratteristiche di rigidità ed elasticità e deve sopportare gli stress termici a cui verrà sottoposta nello spazio.

2.2.4 SISTEMA TERMICO

L'analisi termica di AtmoCube coinvolge l'identificazione delle sorgenti di calore e del sistema di trasporto ed emissione di calore in modo tale da assicurare che tutta la strumentazione a bordo del satellite si trovi all'interno dell'intervallo di temperatura necessario per operare.

2.2.5 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

Il sistema di alimentazione genera potenza e la immagazzina per permettere il funzionamento del satellite durante i periodi di eclisse o di maggior richiesta e la distribuisce ai vari sistemi. Spesso necessita di convertitori per regolare la tensione e di interruttori per proteggere e isolare eventuali corto circuiti.

2.2.6 SISTEMA DI COMUNICAZIONE

Il sistema di comunicazione a bordo del satellite riceve segnali "uplink" e trasmette segnali "downlink". Deve essere assicurato un opportuno campo di vista per le antenne e le possibili frequenze d'onda utilizzabili. Inoltre deve essere analizzato il "data rate", ovvero la velocità massima di trasferimento dati. Molta importanza deve essere data allo studio del consumo di potenza nel satellite, poiché è il sistema che ha un consumo più elevato.

Questo sistema di AtmoCube è interamente sviluppato dal DEEI ("Dipartimento Elettronica Elettrotecnica ed Informatica") dell'Università di Trieste e non verrà trattato in questa tesi.

2.2.7 COMPUTER DI BORDO

Questo sistema riceve, raccoglie e distribuisce dati e comandi per operazioni all'interno del satellite. Richiede un'analisi adeguata del "data rate" in collaborazione con il sistema di comunicazioni ed uno studio accurato delle modalità di immagazzinamento di dati. È uno dei sistemi più tecnici di un satellite ed è di supporto agli altri sistemi. Come il sistema di comunicazione, questo sistema di AtmoCube è interamente sviluppato dal DEEI dell'Università di Trieste e non verrà trattato in questa tesi.

Capitolo 3

STRUMENTI E MISURAZIONI SCIENTIFICHE

In questo capitolo vengono descritte più in dettaglio la strumentazione e le tre misure scientifiche che verranno effettuate da AtmoCube.

3.1 DOSIMETRO

Su AtmoCube verrà montato il mini dosimetro Liulin, utilizzato anche sulla Stazione Spaziale Internazionale, che misurerà la radiazione incidente. Combinato con le misure del GPS, il sensore permetterà di ottenere informazioni sulla distribuzione temporale e spaziale dei flussi di particelle e sulle loro dosi.

Il dosimetro contiene un rivelatore semiconduttore, un amplificatore (con sensibilità di $0,24 \text{ V/MeV}$), un orologio interno, tre microcontrollori e una “flash memory”. Dopo l'accensione lo spettrometro accumula lo spettro usato per calcolare la dose e il flusso di eventi nel rivelatore semiconduttore al silicio, la cui area è 2cm^2 . Il tempo di esposizione di uno spettro varia tra 5 s e 3539 s. Dopo il primo ciclo di misure lo spettro, la dose accumulata, il flusso e i dati del GPS vengono immagazzinati nella flash memory. Questi dati vengono poi trasmessi al computer centrale del satellite[7].

In Figura 3-1 è mostrato il dosimetro con i dati tecnici.

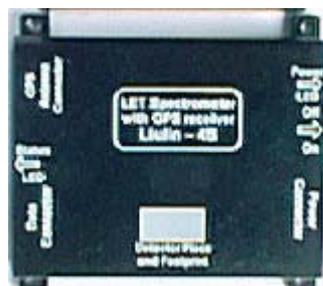


Figura 3-1 Mini-dosimetro Liulin

Dose: 0,093 nGy – 1,56 mGy
Flusso: 0,01 – 1250 part/cm²/s
Perdita di energia: 0,0814 – 20,83 MeV
LET: 0,27 – 69,4 KeV/μ

La Figura 3-2 mostra lo spettro del dosimetro ottenuto da una sorgente di cesio 137.

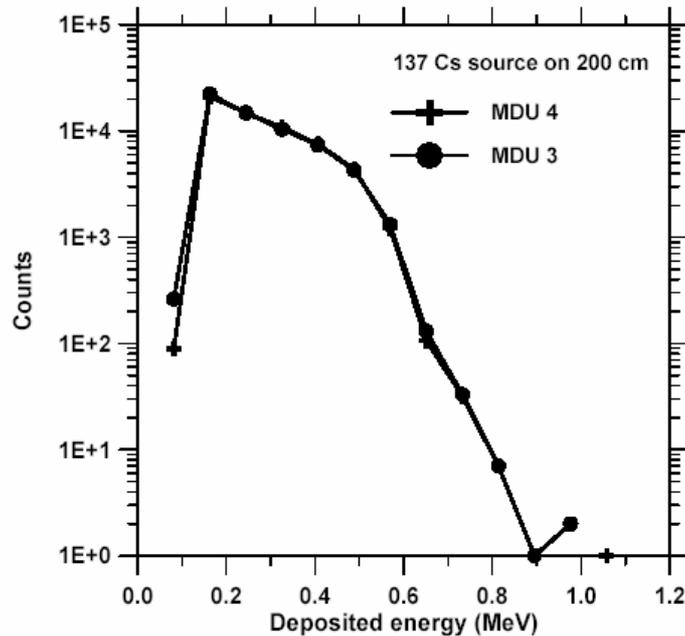


Figura 3-2 Spettro del dosimetro per la sorgente del cesio 137

3.1.1 MISURA DELLA RADIAZIONE

3.1.1.1 SIMULAZIONE CON IL PROGRAMMA SPENVIS

SPENVIS (SPace ENvironment Information System) è un programma realizzato dalla collaborazione di molti enti coinvolti nello studio dello spazio. Si è fatto uso di questo programma in quanto permette di simulare l'orbita di AtmoCube e di stimare l'ambiente in cui è immerso, quali il campo magnetico, la radiazione incidente e gli effetti che questa ha sul satellite. Il programma è dotato di un generatore di orbite e permette di disegnare la struttura di AtmoCube al fine di posizionare il rivelatore e di stimare la radiazione incidente sul materiale di cui è costituito [8].

Per studiare la radiazione incidente su AtmoCube sono state prese le orbite ad un'altezza di 650 km, 500 km e 400 km il giorno 5 dicembre 2005 con un'inclinazione di 98,2°. SPENVIS nelle simulazioni utilizza, almeno in parte, l'attività solare che dovrebbe verificarsi nel periodo dell'orbita selezionato, nonostante le condizioni al contorno siano diverse. Con la simulazione di un anno (da dicembre 2005 a dicembre 2006) il programma in quel periodo utilizza condizioni di minima attività solare. Per prendere in esame tutte le condizioni che si possono avere su AtmoCube e affinché le simulazioni siano più realistiche, è stata analizzata la radiazione incidente per tre anni [9].

Inizialmente è stata studiata la radiazione ad un'altezza fissata a 500 km e sono state analizzate le differenze fra le condizioni di minimo e massimo solare e fra forte ("stormy") e debole ("quiet") attività geomagnetica. In seguito sono state analizzate le differenze nei casi di 400 km e 650 km di altezza.

3.1.1.2 SORGENTI DI RADIAZIONE

In questo paragrafo vengono descritte le sorgenti di radiazione considerate da SPENVIS, protoni ed elettroni intrappolati e protoni solari ed i corrispondenti risultati.

PROTONI ED ELETTRONI INTRAPPOLATI

Le particelle cariche provenienti dal vento solare o risultanti dal decadimento dei neutroni prodotti dall'interazione tra raggi cosmici e atmosfera neutra, vengono intrappolati dalle linee del campo magnetico terrestre (Figura 3-3). Queste particelle danno origine alle cinture di radiazione.

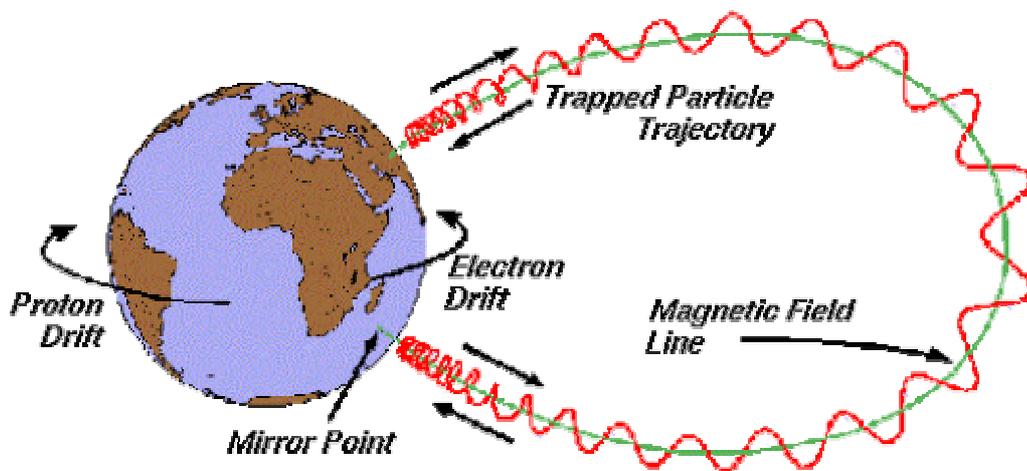


Figura 3-3 Protoni ed elettroni intrappolati nelle linee del campo magnetico

Le particelle cariche intrappolate sono per la maggior parte protoni con energie comprese tra 100 keV e alcune centinaia di MeV ed elettroni con energie tra decine di keV e 10 MeV. Ad altezze di un raggio terrestre si trovano anche ioni pesanti. I modelli utilizzati in SPENVIS sono AE8 e AP8 rispettivamente per gli elettroni e per i protoni provenienti da ogni direzione. Questi sono le versioni più aggiornate dei programmi implementati dalla NASA. Possono essere considerate le condizioni di massima e minima attività solare.

Nella Figura 3-4 è riportato il flusso degli elettroni intrappolati in funzione dell'energia nelle condizioni di minimo e massimo solare ad un'altezza di 500 km.

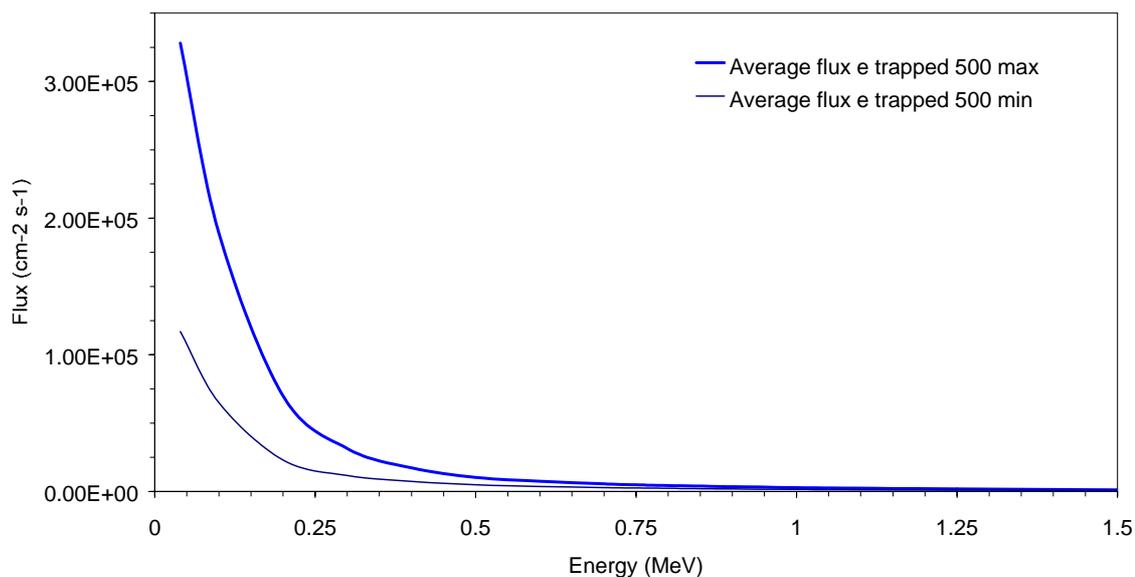


Figura 3-4 Flusso di elettroni intrappolati in massimo e minimo solare

Si nota che il flusso maggiore, a parità di energia, si verifica durante il massimo solare. Il flusso dei protoni intrappolati è riportato nel paragrafo successivo insieme a quello dei protoni solari.

In Figura 3-5 e in Figura 3-6 è mostrato il flusso degli elettroni intrappolati a diverse altezze e in condizioni rispettivamente di minimo e massimo solare. la scala in energia è stata ampliata per visualizzare meglio l'andamento totale.

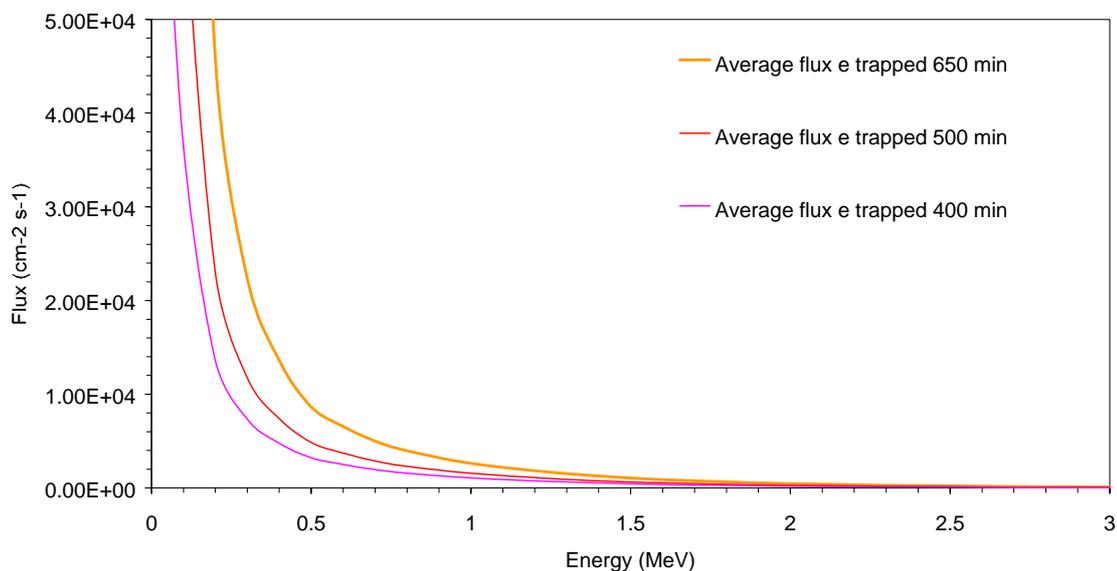


Figura 3-5 Flusso di elettroni intrappolati a diverse altezze in minimo solare

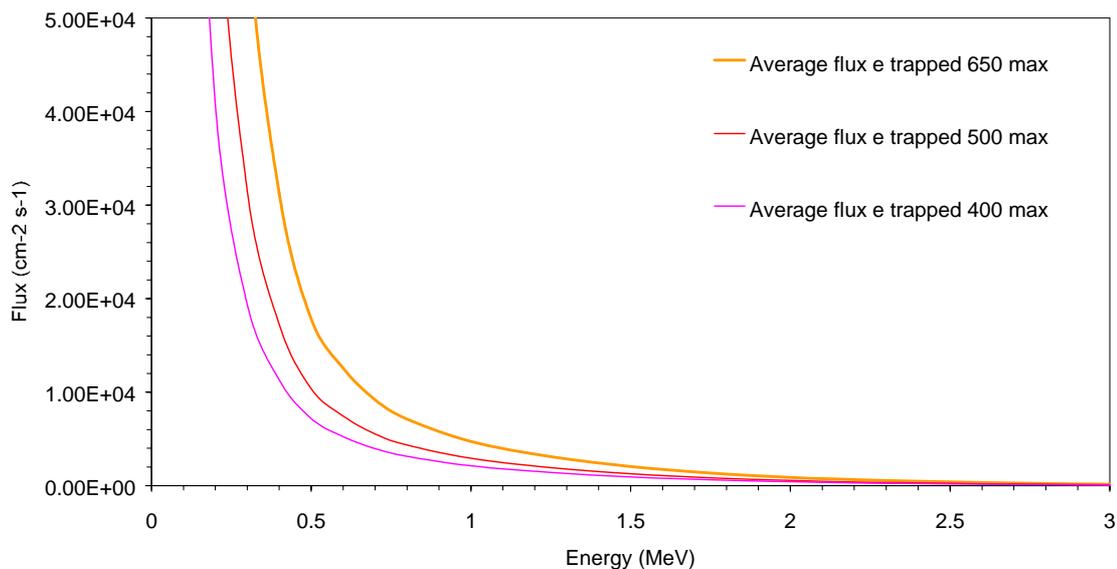


Figura 3-6 Flusso di elettroni intrappolati a diverse altezze in massimo solare

Come detto precedentemente, il flusso di elettroni a parità di energia aumenta con l'attività solare massima; inoltre aumenta anche con l'altezza.

PROTONI SOLARI

I protoni solari possono danneggiare i sistemi elettronici e le celle solari e sono legati ai "solar flares".

In Figura 3-7 è mostrato il flusso dei protoni intrappolati e solari in funzione dell'energia. La simulazione è stata eseguita ad un'altezza di 500 km.

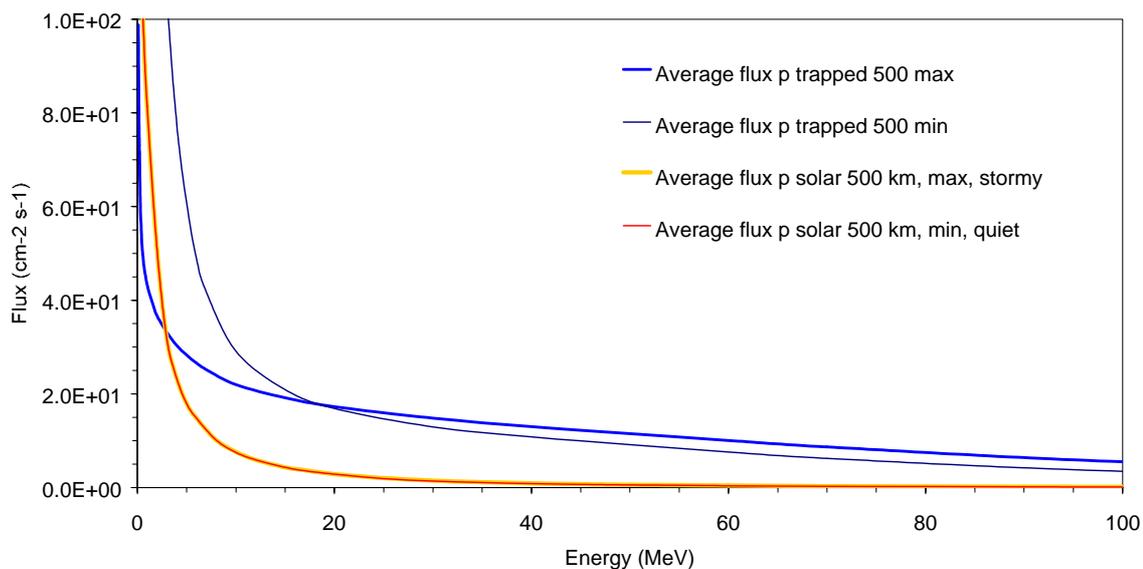


Figura 3-7 Flusso dei protoni intrappolati e solari a 500 km

A differenza degli elettroni intrappolati, il flusso dei protoni intrappolati risulta maggiore nella condizione di minima attività solare fino ad energie dell'ordine dei 20 MeV e poi la situazione si inverte. Il flusso di protoni solari risulta minore rispetto a quello dei protoni intrappolati ed è approssimativamente uguale nella condizione di "stormy" e di "quiet". Questo è dovuto al fatto che il codice relativo ai protoni solari si basa sulle condizioni aspettate. In questo caso, tra il 5 dicembre 2005 e il 5 dicembre 2008, periodo in cui sono state eseguite le simulazioni, 0,4 anni è il periodo in cui ci si aspetta di avere massimo solare, mentre 2,6 anni è il periodo in cui ci si aspetta di avere minimo solare.

Per evidenziare la differenza sulle ascisse e con le scale allargate su ambedue gli assi si riporta il flusso di protoni solari in scala semilogaritmica (Figura 3-8): si vede che la differenza tra le condizioni "stormy" e "quiet" è trascurabile sebbene sia maggiore il flusso dei protoni solari nel caso "stormy".

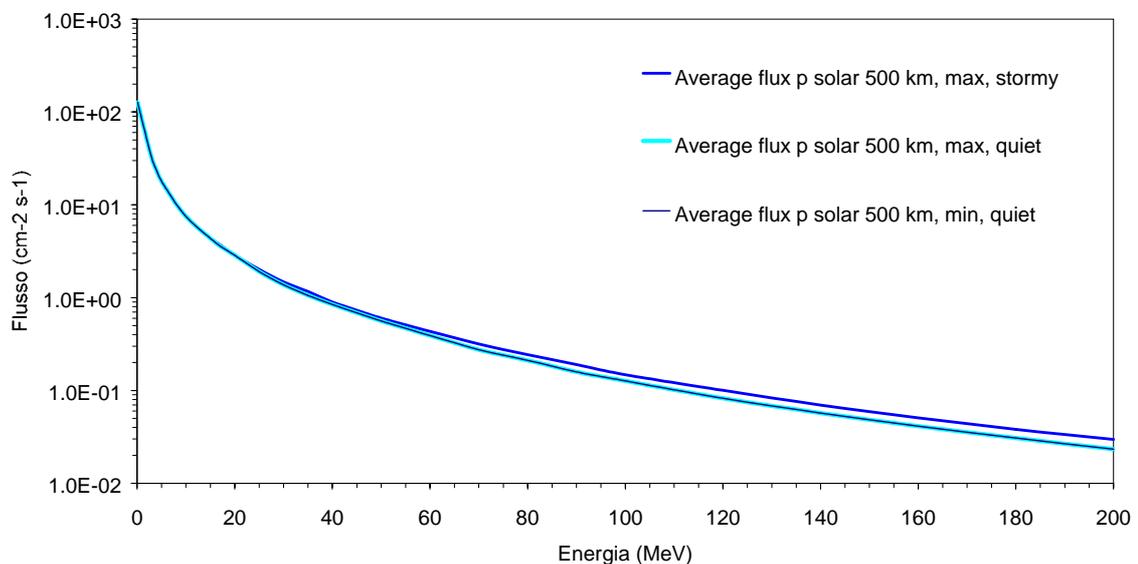


Figura 3-8 differenza tra "stormy" e "quiet" nel flusso dei protoni solari

Di seguito è stato analizzato separatamente il flusso dei protoni nelle condizioni di minima e massima attività solare per le tre diverse altezze di 400 km , 500 km e 650 km. In Figura 3-9 è riportato l'andamento nella condizione di minimo solare e in Figura 3-10 il corrispondente nella condizione di massimo solare.

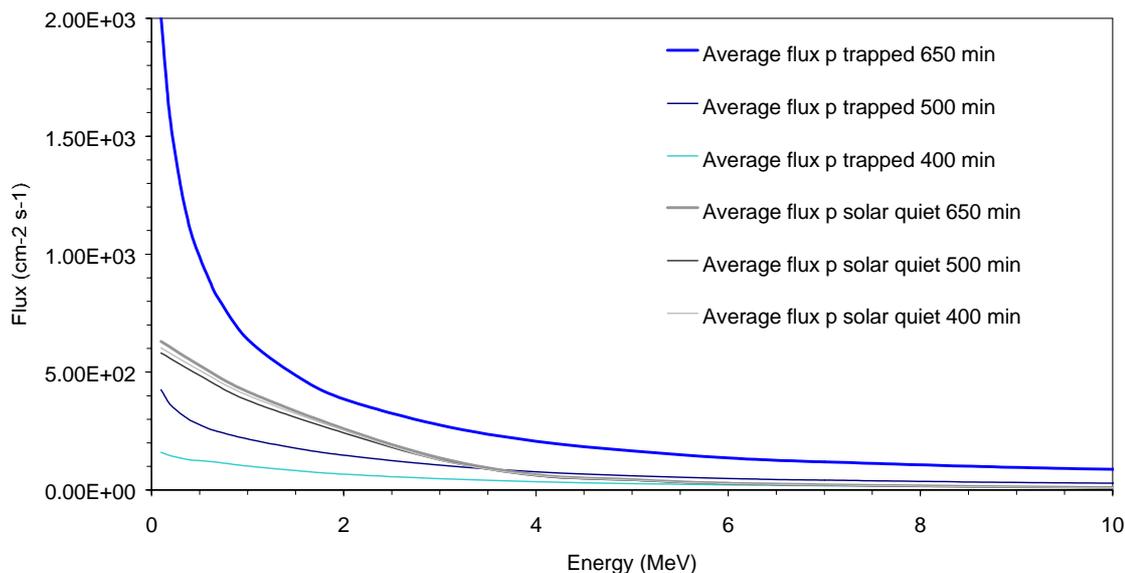


Figura 3-9 protoni in funzione dell'altezza in minimo solare

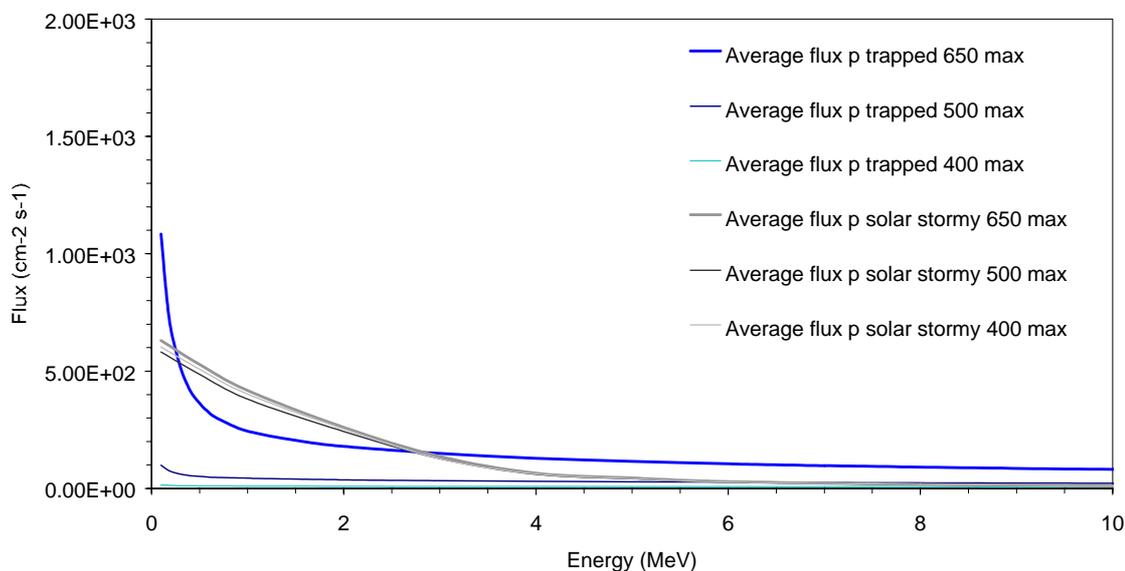


Figura 3-10 Protoni in funzione dell'altezza in massimo solare

Confrontando le due figure si vede che il flusso dei protoni intrappolati aumenta con l'altezza e all'altezza di 650 km è maggiore rispetto a quello dei protoni solari in condizioni di minimo solare. Ad un'altezza di 400 km, in condizioni di massimo solare, il flusso dei protoni intrappolati è quasi nullo. Il flusso dei protoni solari aumenta di poco con l'altezza.

Inoltre, è stato evidenziato che, per come è costruito il software di SPENVIS:

- elettroni e protoni intrappolati non sono sensibili alle condizioni della magnetosfera, ma solo al massimo e minimo solare imposto.
- i protoni solari non sono sensibili al massimo e minimo solare, ma solo alla condizione della magnetosfera anche se in modo limitato.

3.1.1.3 EFFETTI DELLA RADIAZIONE

Il meccanismo principale che permette ad un protone energetico di depositare energia quando passa attraverso la materia è la ionizzazione.

SHIELDOSE

Gli effetti delle radiazioni ionizzanti si manifestano quando si verifica un trasferimento di energia al mezzo attraversato. La dose assorbita è espressa in “rad”=1/100 Gy come funzione dell’energia incidente in un dato spessore. Un Gray è definito come l’assorbimento di un Joule in un chilogrammo di materia. Shieldose2, il modello utilizzato all’interno di SPENVIS, determina la dose assorbita di elettroni e protoni presenti nell’orbita di AtmoCube in funzione dello spessore della struttura del satellite.

È stato utilizzato un programma di ray tracing, supportato dal software “SPENVIS”, per ricostruire lo spessore sopra il rivelatore in funzione dell’angolo solido. Le componenti utilizzate per costruire il disegno meccanico sono:

- un cubo di 13 cm di lato e 2mm di spessore che riproduce la struttura esterna di AtmoCube,
- un parallelepipedo di dimensioni $7,8 \times 7,8 \times 2,5 \text{ cm}^3$ di 1mm di spessore che contiene il rivelatore, posto nel centro della scatola.
- un parallelepipedo di dimensioni $8,5 \times 8,5 \times 14 \text{ cm}^3$ pieno, posto al di sotto del rivelatore che rappresenta le batterie.

Il risultato di questa simulazione è mostrato in Figura 3-11 dove viene riportato il valore dello spessore in funzione dell’angolo polare. Il grafico rappresenta la situazione in cui la direzione del “raggio” giace su un piano perpendicolare al rivelatore.

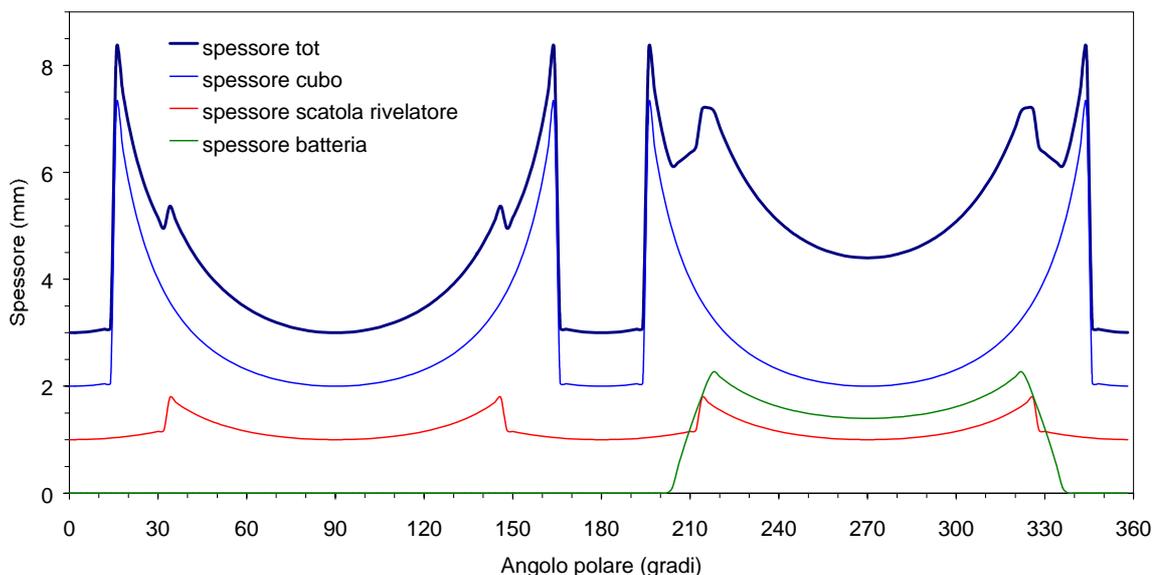
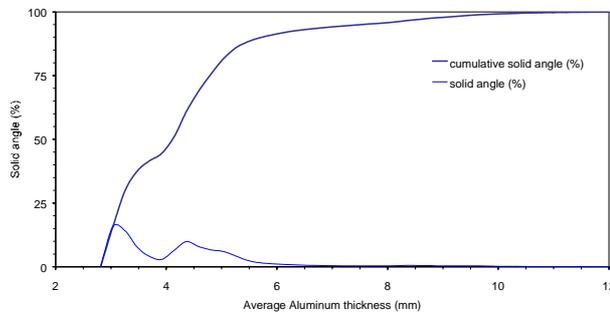


Figura 3-11 Spessore in funzione dell'angolo polare

Con questo programma è possibile ottenere la percentuale di angolo solido in funzione dello spessore. In Figura 3-12 sono mostrate queste percentuali e la percentuale cumulativa. In parte sono riportati i valori dei rispettivi angoli solidi e lo spessore medio.



Spessore medio (mm)	Percentuale angolo solido (%)	Angolo solido (sr)
3	37,6	4,72
4	23,3	2,93
5	27,3	3,44
6	4,4	0,55
Media:		
3,98	92,6	11,64

Figura 3-12 Angolo solido in funzione dello spessore

Si vede che lo spessore medio attraversato dalle particelle è di 4mm. Inizialmente le simulazioni saranno effettuate per uno spessore di 4mm, e poi verranno confrontati i casi di 3mm e 5mm. Il caso di 6mm in prima approssimazione può essere trascurato.

In base al flusso di elettroni e protoni ottenuto nelle simulazioni precedenti e alla "bremsstrahlung", la Figura 3-13 ottenuta mostra la dose delle varie particelle in funzione dello spessore.

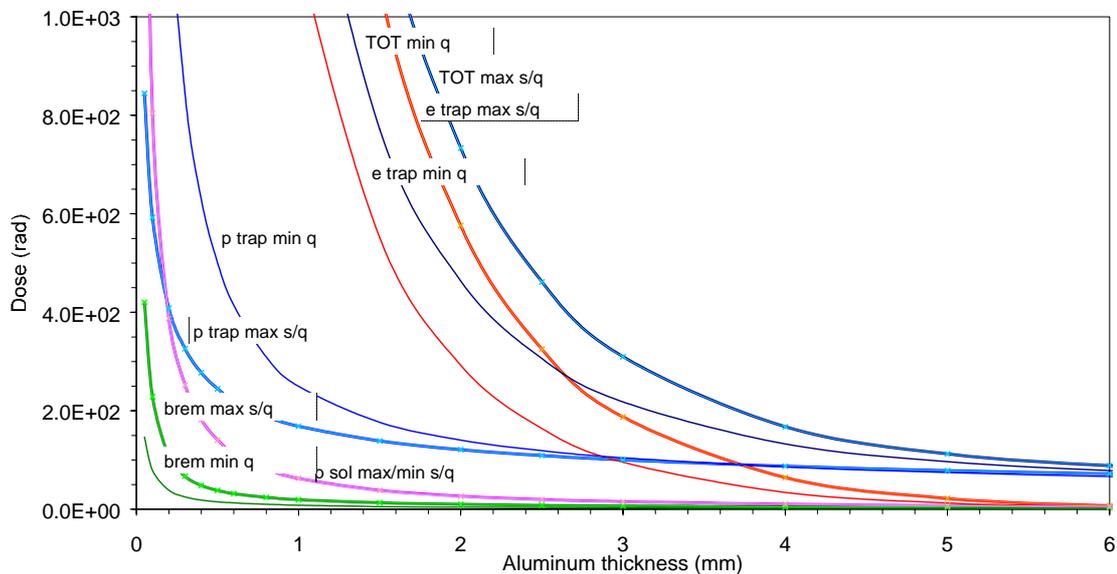


Figura 3-13 Dose prodotta dalle particelle in funzione dello spessore in condizioni di massima e minima attività solare e s/q a 500km

Si vede che nel caso di uno spessore maggiore di 3÷4 mm, a seconda delle condizioni solari, il contributo principale alla radiazione è dato dai protoni intrappolati. Ricordiamo

che questo caso è stato simulato ad un'altezza di 500 km e che il termine s si riferisce a "stormy" e q a "quiet".

In Figura 3-14 è illustrata la dose dei protoni ed elettroni intrappolati per le tre altezze in condizioni di minimo solare. La Figura 3-15 riporta la dose in condizioni di massimo.

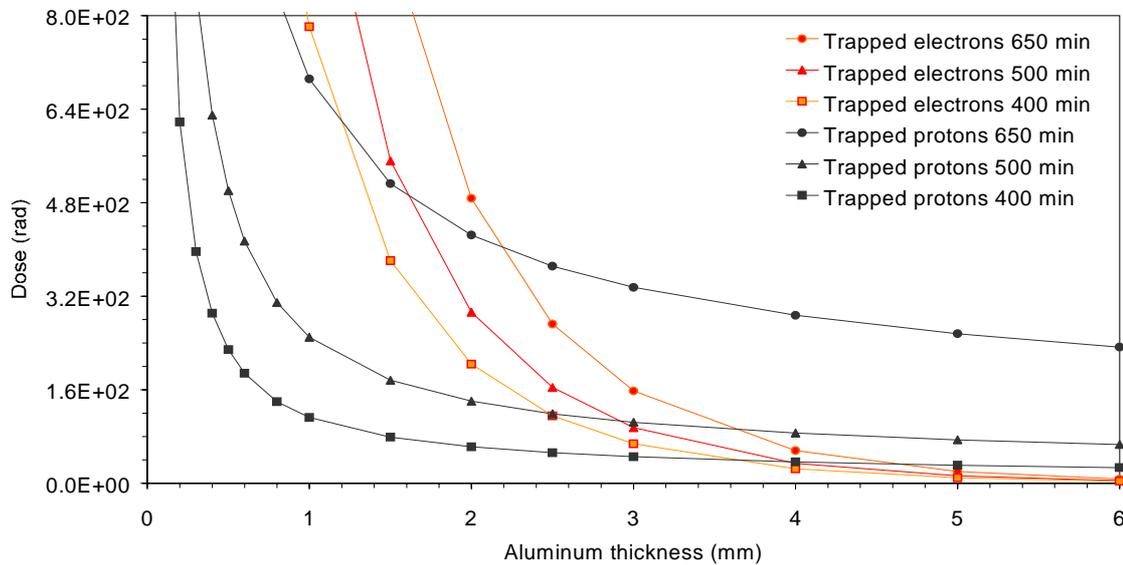


Figura 3-14 Dose di elettroni e protoni intrappolati in funzione dello spessore al variare dell'altezza in condizione di minimo

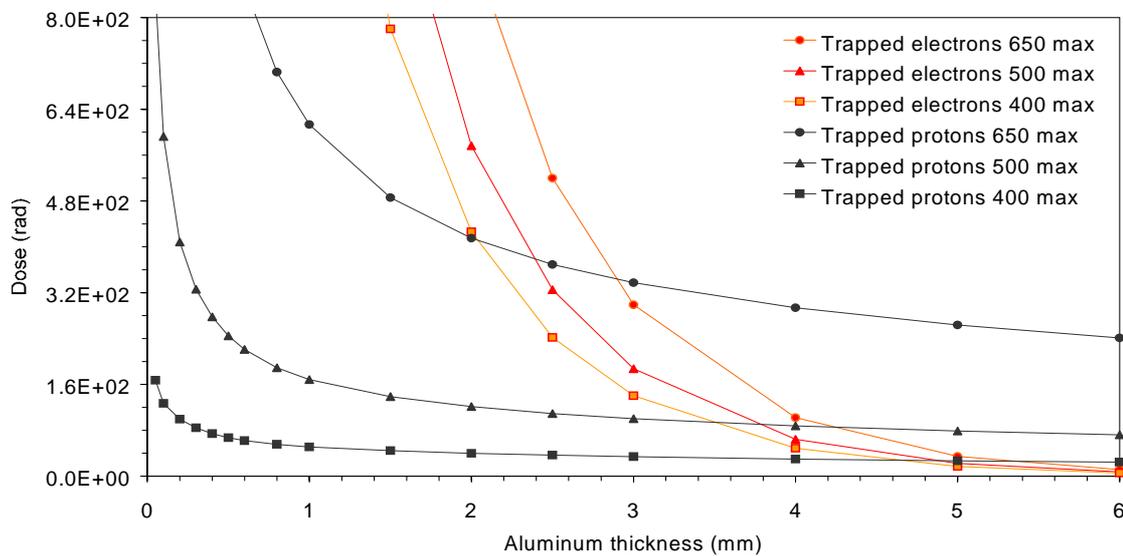


Figura 3-15 Dose di elettroni e protoni intrappolati in funzione dello spessore al variare dell'altezza in condizione di massimo

Si vede che se lo spessore è maggiore di 3,5 mm (caso di AtmoCube se si considera lo spessore medio) la dose risulta composta prevalentemente da protoni in tutti i casi analizzati.

La Figura 3-16 e la Figura 3-17.riportano la dose dei protoni solari che rimane approssimativamente invariata per le tre altezze considerate e la dose da “bremsstrahlung”, che aumenta con l’altezza, in condizioni di minimo e massimo rispettivamente.

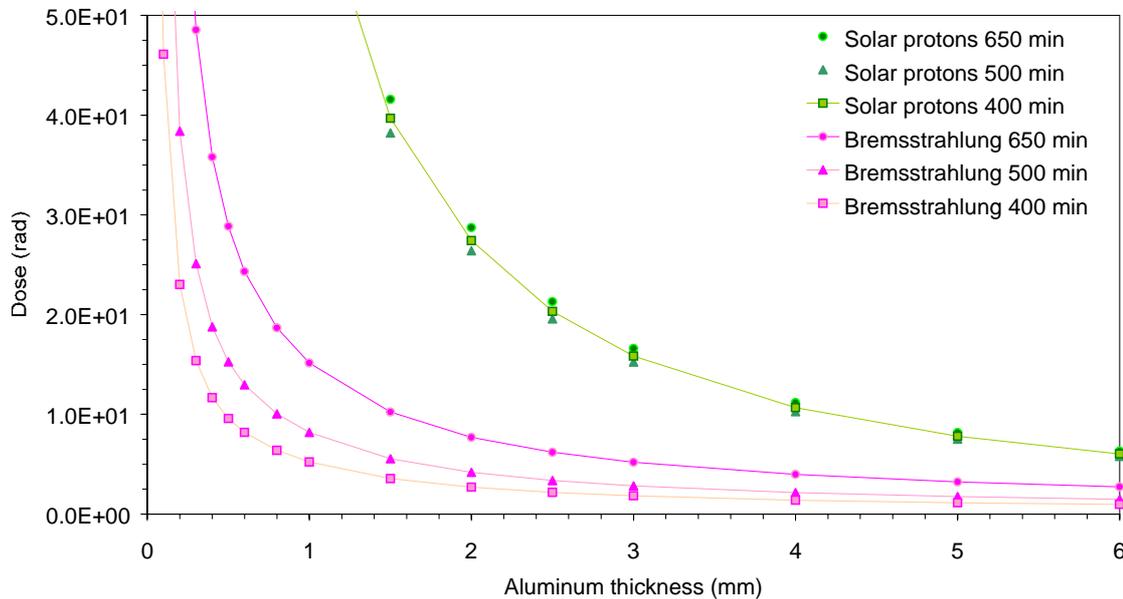


Figura 3-16 Protoni solari e bremsstrahlung a diverse altezze in minimo solare

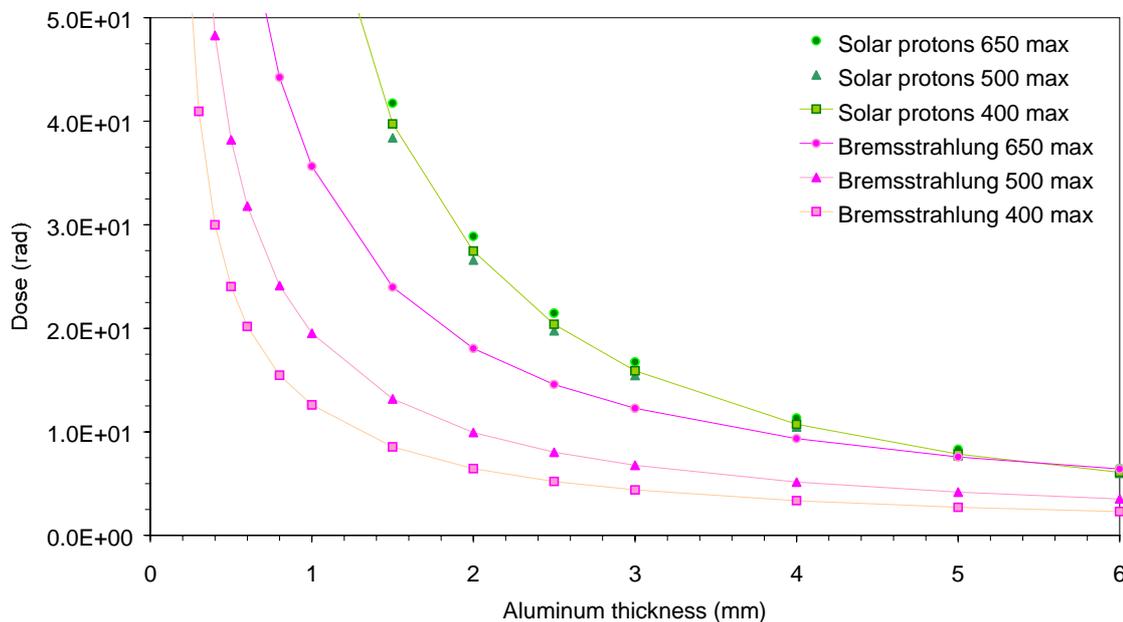


Figura 3-17 Protoni solari e bremsstrahlung a diverse altezze in massimo solare

Per concludere, la dose totale alle diverse altezze in funzione dello spessore è riportata in Figura 3-18, per la condizione di minimo, e in Figura 3-19 per quella di massimo. Si vede che ad altezze più elevate si ha una dose maggiore.

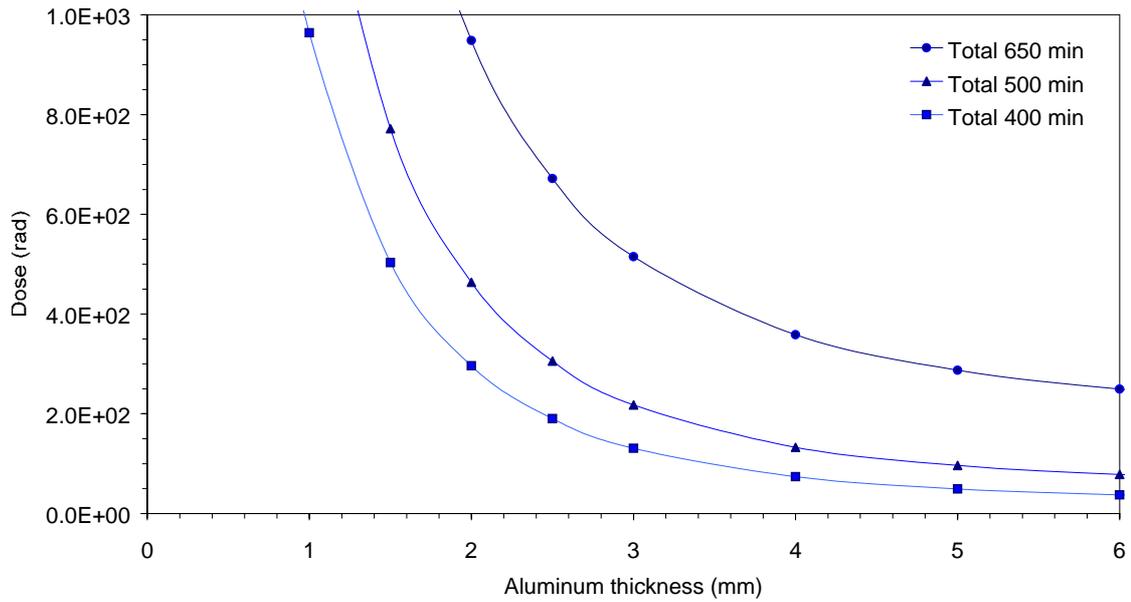


Figura 3-18 Dose totale a diverse altezze in funzione dello spessore in minimo solare

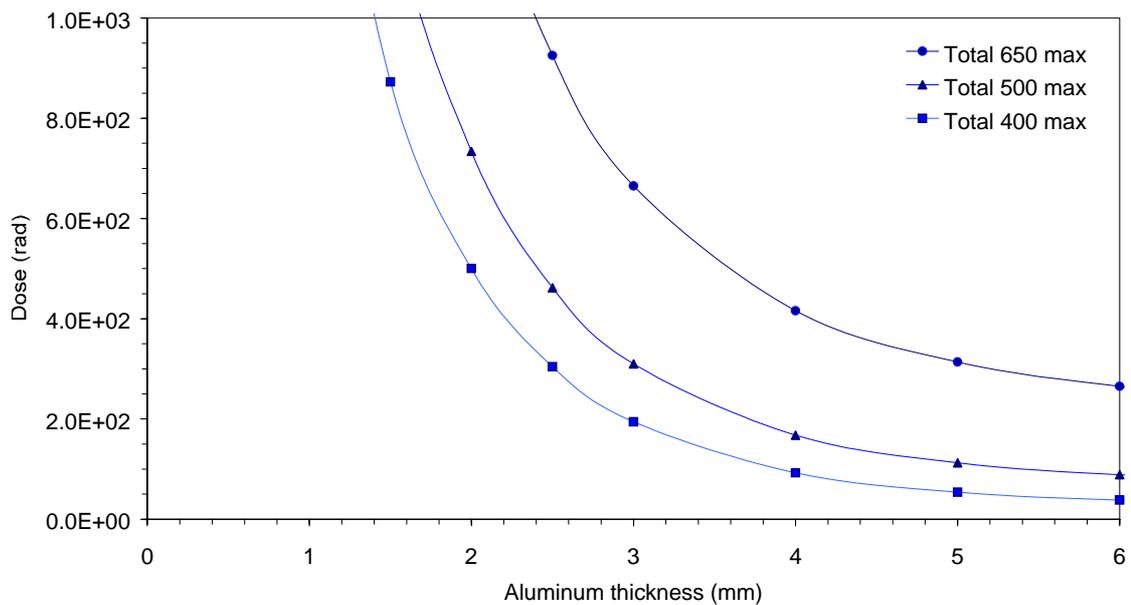


Figura 3-19 Dose totale a diverse altezze in funzione dello spessore in massimo solare

LINEAR ENERGY TRANSFER (LET) ED ENERGIA DEPOSITATA

LET è il tasso di trasferimento di energia per unità di lunghezza di cammino di una particella ionizzante, che è uguale al tasso di perdita di energia della particella stessa. SPENVIS si serve del programma CREME96 (Cosmic Ray Effects on Microelectronics) che calcola il flusso dei raggi cosmici per qualsiasi elemento in funzione della LET e dell'energia depositata dai protoni nel rivelatore al silicio. È possibile selezionare l'opzione di massimo o minimo. È stato selezionato l'intervallo di

ioni H-Cs, a cui è sensibile il dosimetro, e lo spessore dello strumento è stato posto uguale a tre valori: 3, 4 e 5 mm.

In Figura 3-20 è riportato il flusso in funzione della LET ad un'altezza di 500 km e per 4mm di spessore. È stato selezionato l'intervallo di ioni nel range H-Cs il cui flusso è stato confrontato con quello dei soli protoni (H-H). Nella Figura 3-21 è riportato il flusso in funzione dell'energia depositata

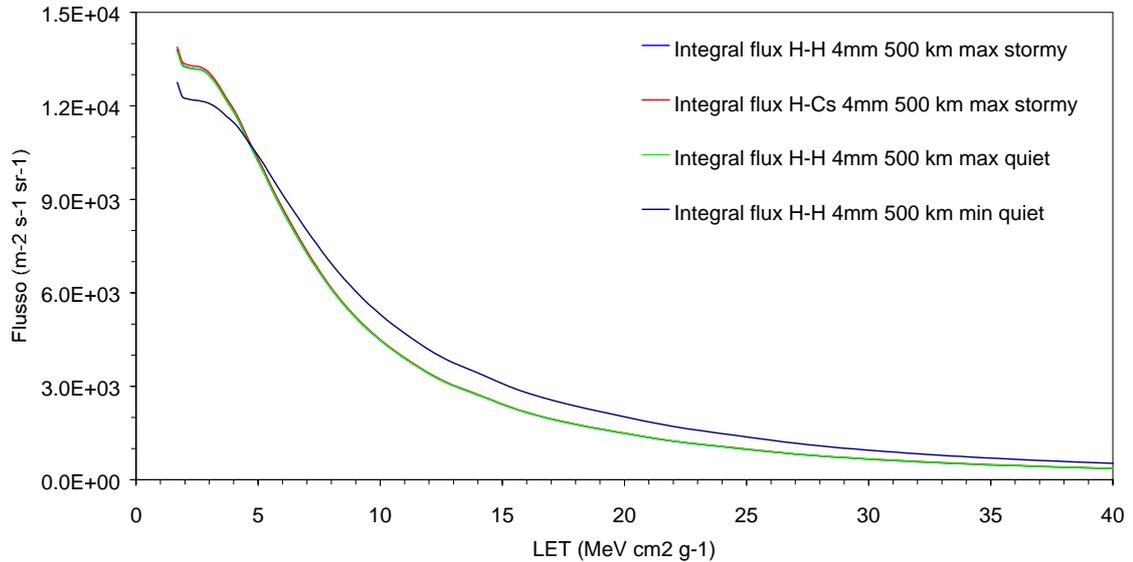


Figura 3-20 Flusso in funzione della LET per 4mm di spessore a 500km

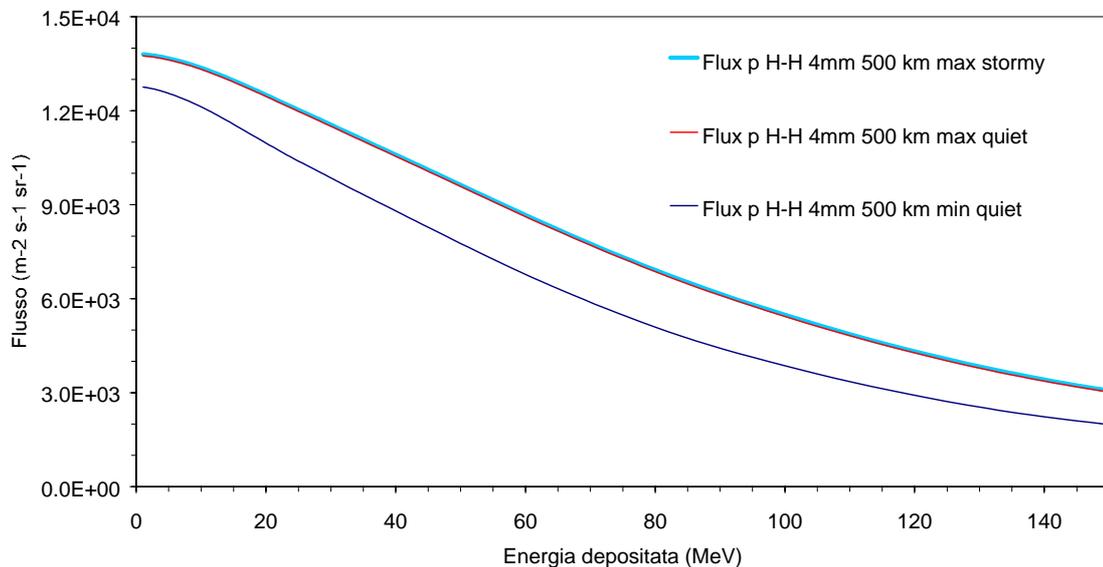


Figura 3-21 Flusso in funzione dell'energia depositata per 4mm di spessore a 500km

Ancora una volta le condizioni della magnetosfera comportano un effetto trascurabile, mentre l'attività solare influenza sensibilmente lo spettro. Inoltre, dalla Figura 3-20 si

vede che praticamente tutta la dose è prodotta dai protoni. Per questo motivo nella trattazione successiva sarà considerato solo il contributo dei protoni.

In Figura 3-22 e Figura 3-23 sono stati analizzati anche i casi di 3mm e 5mm di spessore. Per evidenziare le differenze è stata usata la scala semi-logaritmica in ordinata e su ambedue gli assi le scale sono state allargate. Si nota che lo spettro in LET risulta di poco diverso per i tre casi e per quello in energia le differenze sono ancora inferiori a parità di condizioni solari.

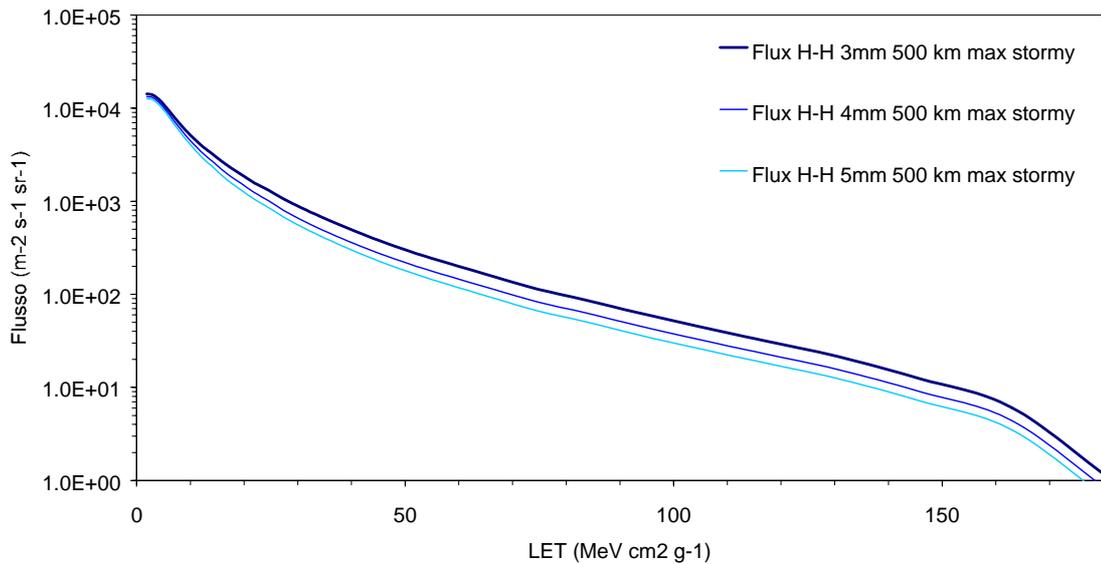


Figura 3-22 Spettro in LET in funzione dei diversi spessori in massimo solare

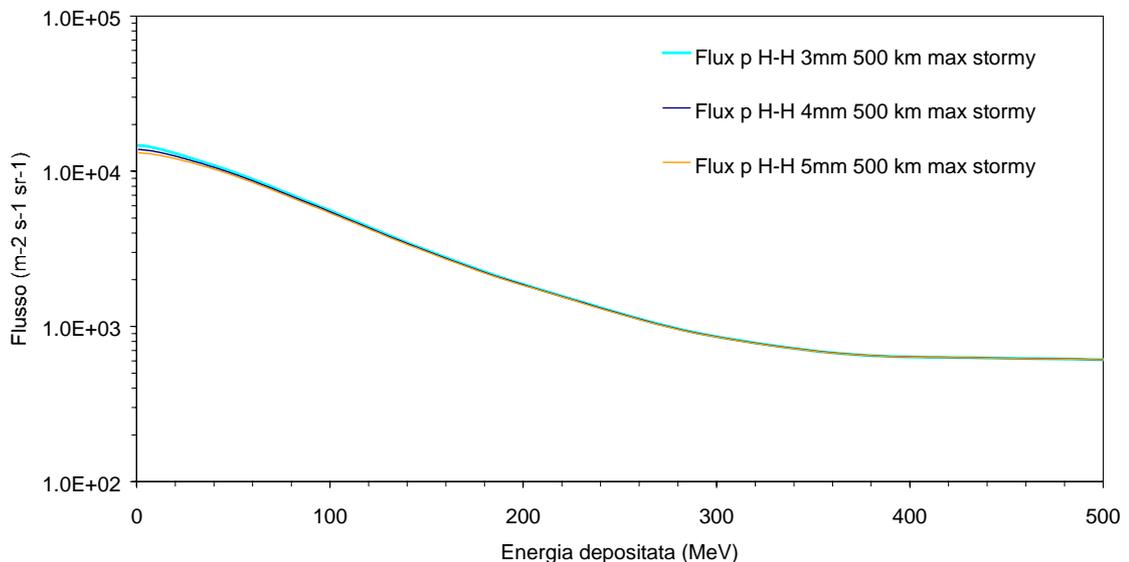


Figura 3-23 Spettro in energia in funzione dei diversi spessori in massimo solare

Conoscendo l'angolo solido sotteso a ciascuno spessore (3mm, 4mm e 5mm), (cfr. Figura 3-12) è possibile calcolare il flusso totale che incide sul rivelatore in funzione dell'energia depositata e della LET.

La Figura 3-24 e la Figura 3-25 mostrano il flusso moltiplicato per il corrispondente valore dell'angolo solido ai diversi spessori.

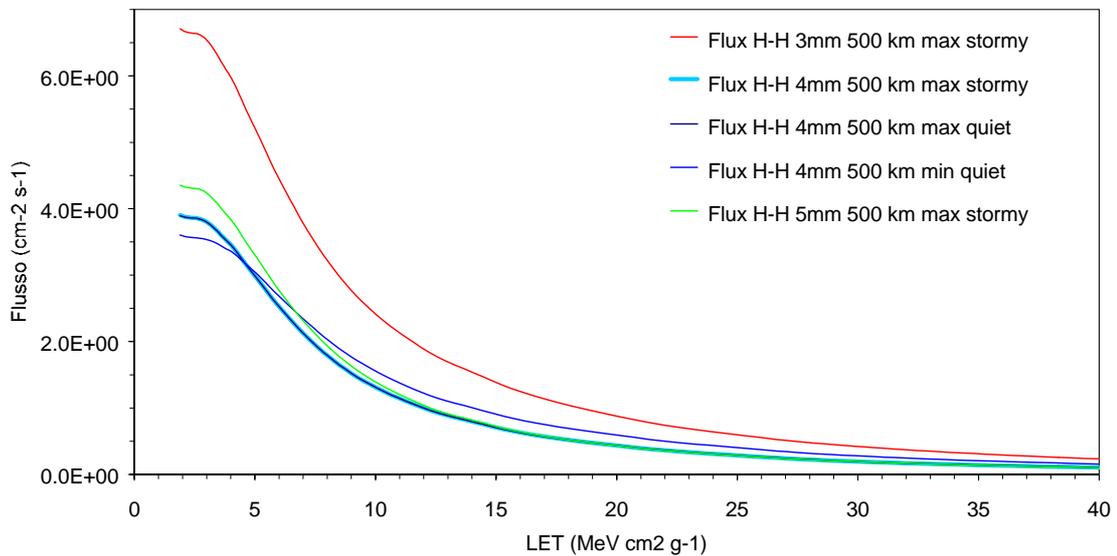


Figura 3-24 Flusso in LET per angolo solido in funzione dello spessore

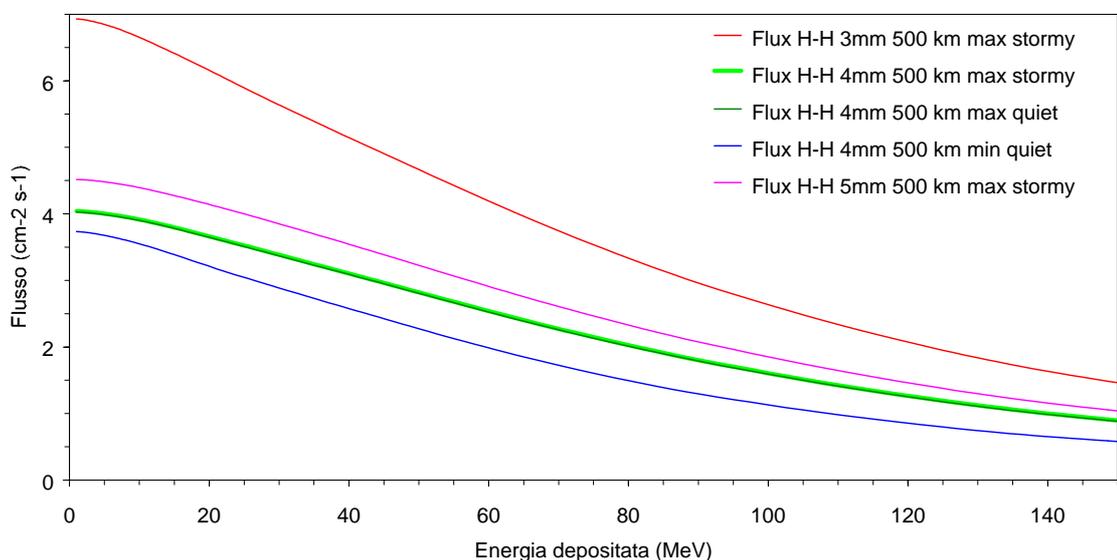


Figura 3-25 Flusso in energia per angolo solido in funzione dello spessore

Già dalla Figura 3-22 e dalla Figura 3-23 si è visto che il flusso in funzione della LET ed energia non varia significativamente con lo spessore. È possibile, quindi, prendere come riferimento lo spessore medio di 4mm e moltiplicarlo per l'angolo solido totale per ottenere il flusso totale. In Figura 3-26 e Figura 3-27 è riportato il flusso totale ottenuto in questo modo e il flusso totale ottenuto sommando i flussi relativi ai tre

spessori integrati sui rispettivi angoli solidi, sempre all'altezza di 500 km. Si vede che i due valori sono ben compatibili.

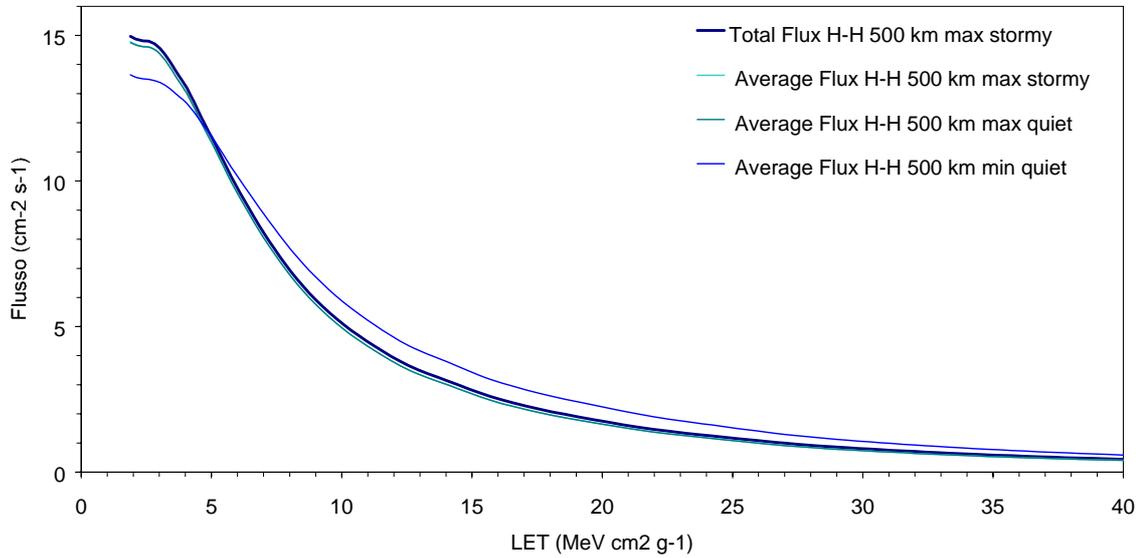


Figura 3-26 Confronto tra il flusso in LET calcolato integrando 4mm sull'angolo solido totale e quello calcolato integrando lo spessore sui rispettivi angoli solidi

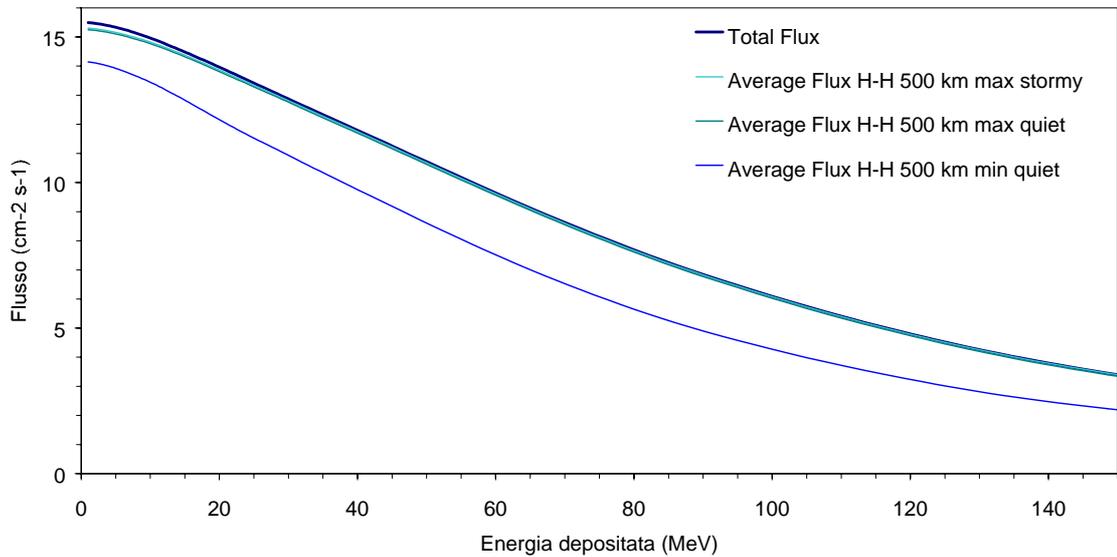


Figura 3-27 Confronto tra il flusso in energia calcolato integrando 4mm sull'angolo solido totale e quello calcolato integrando lo spessore sui rispettivi angoli solidi

Nella Figura 3-28 e nella Figura 3-29 sono mostrati gli spettri rispettivamente in energia depositata e in LET al variare dell'altezza.

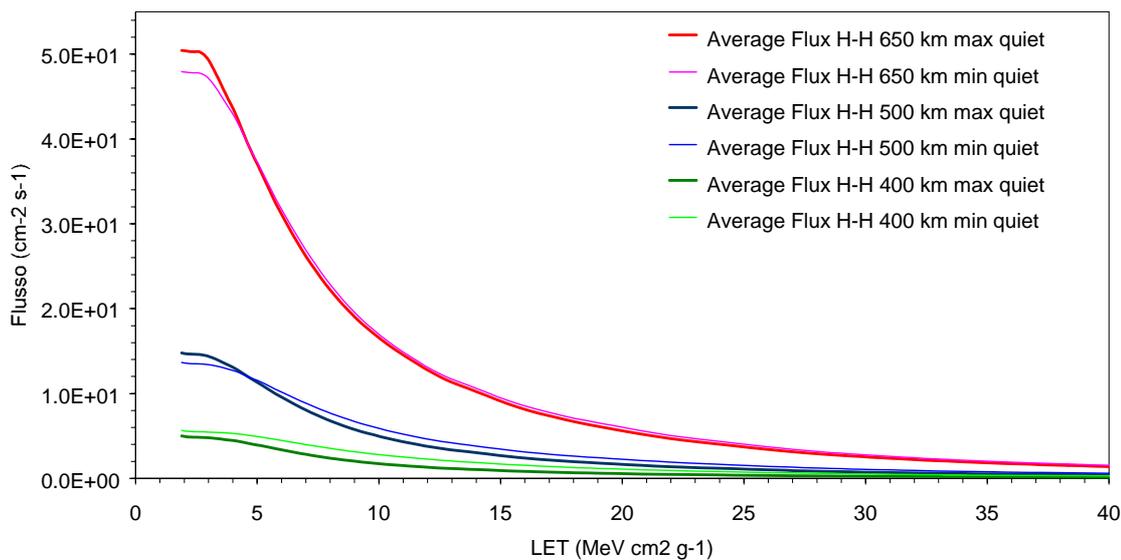


Figura 3-28 Spettri in LET in funzione dell'altezza

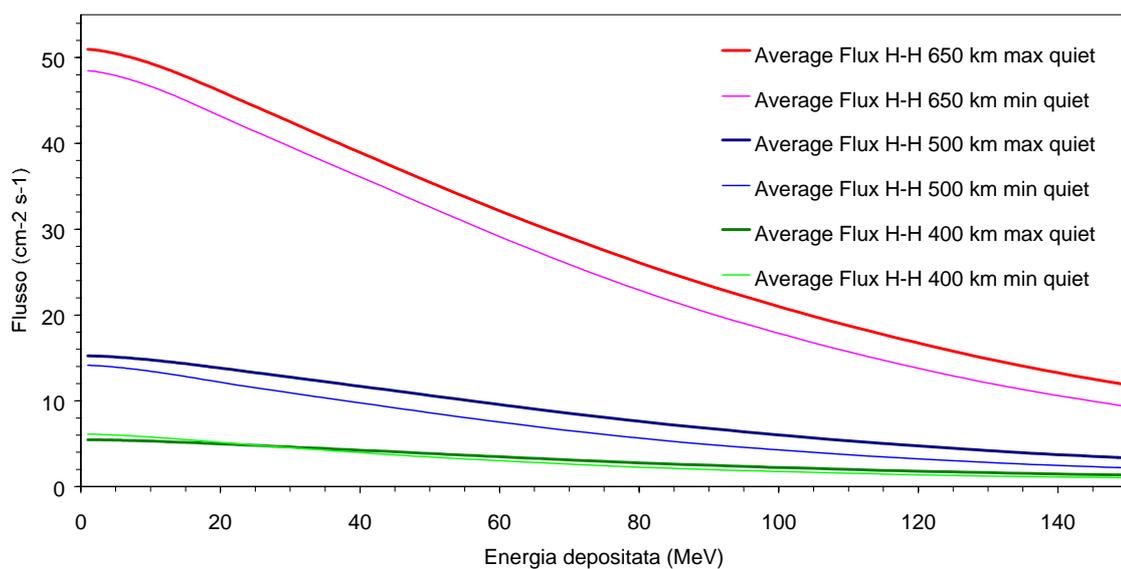


Figura 3-29 Spettri in energia in funzione dell'altezza

3.1.2 RISULTATI

In base ai risultati ottenuti con le simulazioni prodotte con SPENVIS, si può calcolare la dose ed il flusso totale che inciderà sul dosimetro a bordo di AtmoCube a seconda dell'attività solare e in funzione dell'altezza. I valori della dose e del flusso sono riportati rispettivamente in Tabella 3-1 e in Tabella 3-2.

	Dose totale (Gy) su tre anni			Dose istantanea (Gy/s)		
	650 km	500 km	400 km	650 km	500 km	400 km
Massimo solare	4,160	1,676	0,925	4,397E-08	1,772E-08	0,978E-08
Minimo solare	3,586	1,327	0,737	3,790E-08	1,403E-08	0,779E-08

Tabella 3-1 Dose totale in funzione dell'attività solare

Flusso Totale (part/cm ² /s)	650 km	500 km	400 km
Massimo solare	220,0	66,6	25,9
Minimo solare	205,2	58,9	25,0

Tabella 3-2 Flusso totale in funzione dell'attività solare

Si può notare che tutti i valori sono entro i limiti richiesti dal dosimetro, ovvero, dalla Tabella 3-3:

	Dosimetro	SPENVIS
Dose:	0,093 nGy – 1,56 mGy	
Flusso (part/cm ² .s):	0,01 - 1250	25 – 220
Energia depositata (MeV):	0,0814 – 20,83	lo spettro si estende oltre i 200 MeV
LET [MeV cm ² g ⁻¹]:	0,114 -298,04	lo spettro si estende fino a circa 100 MeV cm ² g ⁻¹
Dose Rate [Gy hour ⁻¹]:	2,799E-09-0,188	5,05E-05 – 6,38E-05

Tabella 3-3 Valori del dosimetro e calcolati con SPENVIS

Dal valore minimo e massimo della dose accettabile dal dosimetro in un campionamento, è possibile estrarre le informazioni sul tempo di campionamento, come il rapporto tra la dose e la dose istantanea. A seconda dell'altezza e dell'attività solare, la dose istantanea varia, come riportato in Tabella 3-4, e di conseguenza varia il tempo minimo e massimo di campionamento.

	650 km		500 km		400 km	
	Max solare	Min solare	Max solare	Min solare	Max solare	Min solare
Dose rate (Gy/s)	4,397E-08	3,790E-08	1,772E-08	1,403E-08	9,781E-09	7,793E-09
Tempo campionamento (s)	2,115E-03	4,116E+04	5,250E-03	1,112E+05	9,508E-03	2,002E+05
Tempo campionamento (s) a 1 µGy	22,7	26,4	56,4	71,3	102,2	128,3

Tabella 3-4 Tempi di campionamento

In conclusione si vede che il minimo tempo di campionamento deve essere dell'ordine di 10 ms mentre il tempo massimo risulta essere dell'ordine di 4×10^4 s pari a quasi 700 minuti equivalente a più di sette orbite. D'altra parte se richiediamo una misura con una dose totale accumulata almeno dell'ordine del 1 μGy , nel caso peggiore questo corrisponde a considerare un tempo di campionamento dell'ordine di 120 s (vedi ultima riga Tabella 3-4).

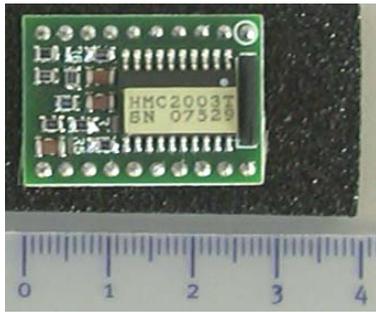
A causa della limitata velocità di trasferimento dati disponibile dal sistema di telecomunicazioni del satellite, che sarà dell'ordine di 1024 kbaud come definito dal DEEI (Dipartimento di Elettrotecnica, Elettronica ed Informatica) dell'Università di Trieste, le misure non potranno essere effettuate di continuo. Nel caso di AtmoCube, questo corrisponde a misure scientifiche effettuate ogni 150 s, corrispondente a circa 36 misure per orbita, della durata di 20 s. questo limiterà la misura del dosimetro per le altezze più basse di 650 km.

3.2 MAGNETOMETRO

Su AtmoCube sarà montato il magnetometro Honeywell 2003, che misurerà il campo magnetico locale lungo i tre assi. Il sensore misura campi magnetici in un intervallo compreso tra -2 gauss e +2 gauss, con una sensibilità pari a 40 μgauss .

Questo magnetometro digitale si basa su tre trasduttori indipendenti orientati lungo gli assi x,y e z. I trasduttori sono costituiti da una sottile pellicola di NiFe depositata su un substrato di silicone a formare un ponte di Wheatstone. In presenza di un campo magnetico esterno, le caratteristiche magnetoresistive del "permalloy" provocano un cambiamento nella resistenza nella resistenza del ponte. La variazione della resistenza in uscita dal trasduttore è convertito in un valore digitale a 16-bit utilizzando un convertitore e un microprocessore interno. In uscita ci sarà una tensione che permette di risalire alla misura del campo magnetico, tarato in modo che a 1V corrisponde 1 Gauss. Ad ogni trasduttore è magneticamente accoppiata una strap, cioè un piccolo avvolgimento interno che permette di produrre un campo magnetico che influisce sul ponte di Wheatstone e cancella, così, gli effetti di campi magnetici indesiderati.

I trasduttori possono essere influenzati da intensi campi magnetici momentanei che possono portare alla degradazione del segnale in uscita. Per eliminare questo effetto può essere applicata una tecnica che elimina gli effetti della magnetizzazione passata. Questa tecnica, che richiede un impulso di circa 3 A, compie un "set/reset" sulla pellicola di permalloy. Attivare il "set/reset" prima di un ciclo di misure permette di cancellare la storia della passata magnetizzazione del sensore e porta quindi i tre assi del magnetometro alla stessa sensibilità. Il processo di azzeramento è rapido e ha una durata approssimativa di 1 μs [10]. Il magnetometro e i dati tecnici sono riportati in Figura 3-30.



Intervallo: 40 μ G – 2 G
Sensibilità: 40 μ G

Dimensioni: 25,4 mm \times 19,1 mm
Peso: 4 g

Figura 3-30 Magnetometro Honeywell HMC 2003

3.2.1 MISURA DEL CAMPO MAGNETICO

AtmoCube misurerà il campo magnetico terrestre per mezzo del magnetometro che determinerà i valori del campo sui tre assi. Un GPS permetterà di collegare queste misurazioni alla posizione del satellite e all'istante di tempo. I risultati saranno poi correlati all'attività solare. Alle basse altezze in cui orbiterà AtmoCube, il campo magnetico può subire variazioni non trascurabili dovute a correnti elettriche nella magnetosfera. Queste correnti sono influenzate dal vento solare e quindi agiscono in modo diverso a seconda di massima o minima attività solare. Le misure di AtmoCube potranno migliorare la conoscenza di queste correnti e della correlazione tra variazioni del campo magnetico e perturbazioni solari.

La terra è circondata da un campo magnetico di forma approssimativamente dipolare con intensità massima ai poli, dove varia tra 0,68 e 0,73 gauss e minima all'equatore geomagnetico dove assume valori compresi tra 0,31 e 0,37 gauss ad un'altezza di 500 km. Come si può notare dalla Figura 3-31, l'asse del dipolo è inclinato di 11,3° rispetto all'asse di rotazione terrestre e si discosta dal centro della terra di circa 300 km.

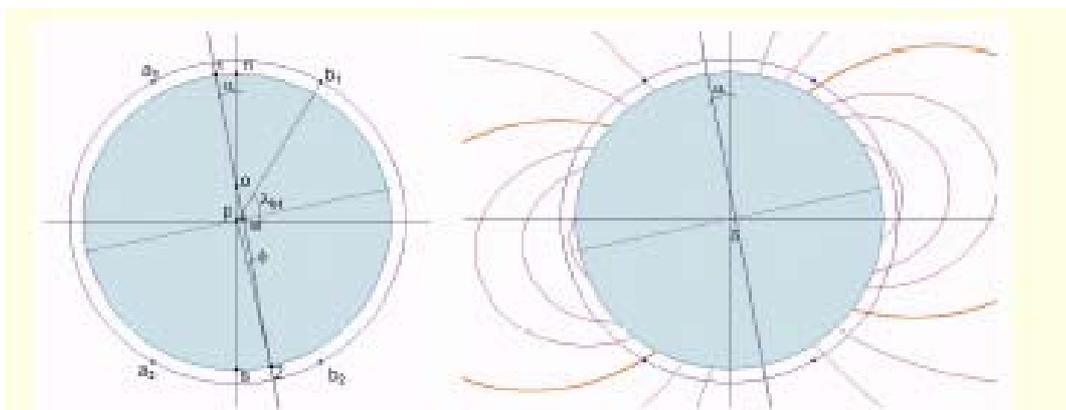


Figura 3-31 Forma dipolare del campo magnetico terrestre

Il valore del campo magnetico alla latitudine λ_M è dato dalla formula seguente:

$$B = B_0 \left(\frac{R_T}{R_M} \right)^3 \sqrt{(1 + 3 \sin \lambda_M)}$$

dove $B_0 = 0,31$ gauss è il campo magnetico all'equatore sulla superficie terrestre, R_T è il raggio terrestre R_M è il raggio corrispondente a quella altitudine.

Il campo magnetico è generato dalle correnti elettriche presenti nel nucleo esterno liquido del pianeta, formato da metalli come il nichel e il ferro.

Secondo le teorie più accreditate, le correnti elettriche sono generate dal movimento del fluido causato dai decadimenti radiativi di elementi presenti nel nucleo oppure dalla trasformazione in calore dell'energia gravitazionale. Tale energia sarebbe liberata in seguito alla precipitazione dei cristalli del ferro nel nucleo esterno che causa la risalita dei materiali più leggeri rimasti nel fluido; questo processo fa perdere l'energia gravitazionale che viene convertita in calore.

Il campo magnetico è soggetto a variazioni nel tempo che avvengono sia su scale di anni, legate ai cicli solari e persino di ore, legate alle tempeste magnetiche causate dal vento solare. Nella Figura 3-32 si può vedere come la forma della magnetosfera terrestre è modellata dall'interazione con il vento solare.

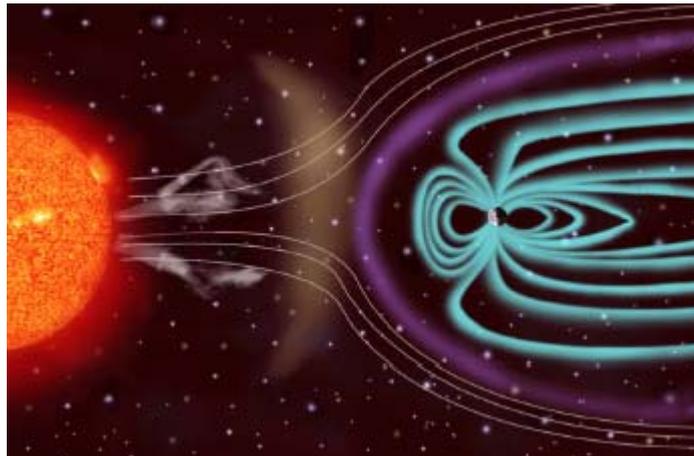


Figura 3-32 Forma della magnetosfera terrestre modellata dall'interazione con il vento solare

Con il programma di simulazione SPENVIS[6] è possibile studiare i diversi fenomeni che avvengono nell'atmosfera e che interessano i satelliti in orbita attorno alla terra. Nell'ambito dello stesso progetto AtmoCube [11] il programma è stato utilizzato per simulare il campo magnetico in cui si troverà immerso AtmoCube durante la sua orbita. Nelle simulazioni è stata presa un'orbita circolare a 500 km di altezza e 92° di inclinazione (Figura 3-33).

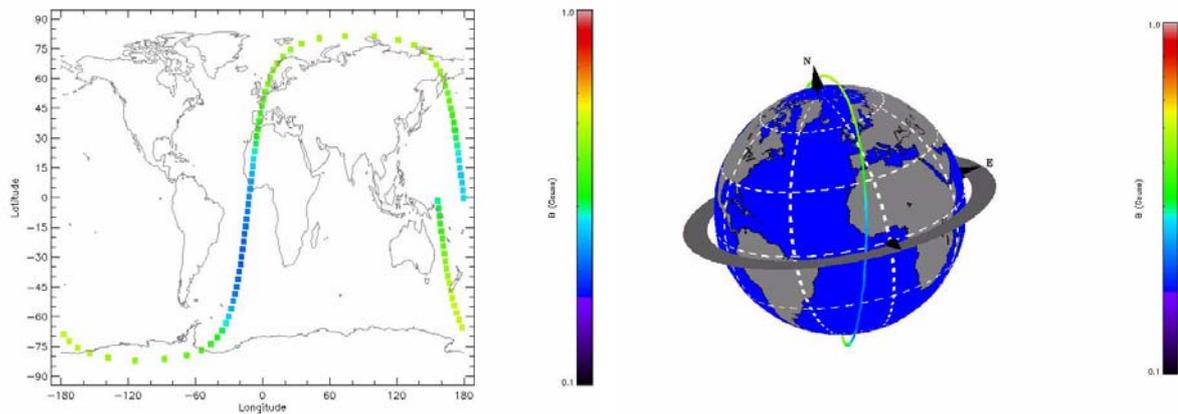


Figura 3-33 Campo magnetico lungo un'orbita con il programma SPENVIS

L'andamento del campo magnetico in funzione della latitudine in cui si trova AtmoCube durante le sue orbite all'altezza di 500km è illustrato in Figura 3-34.

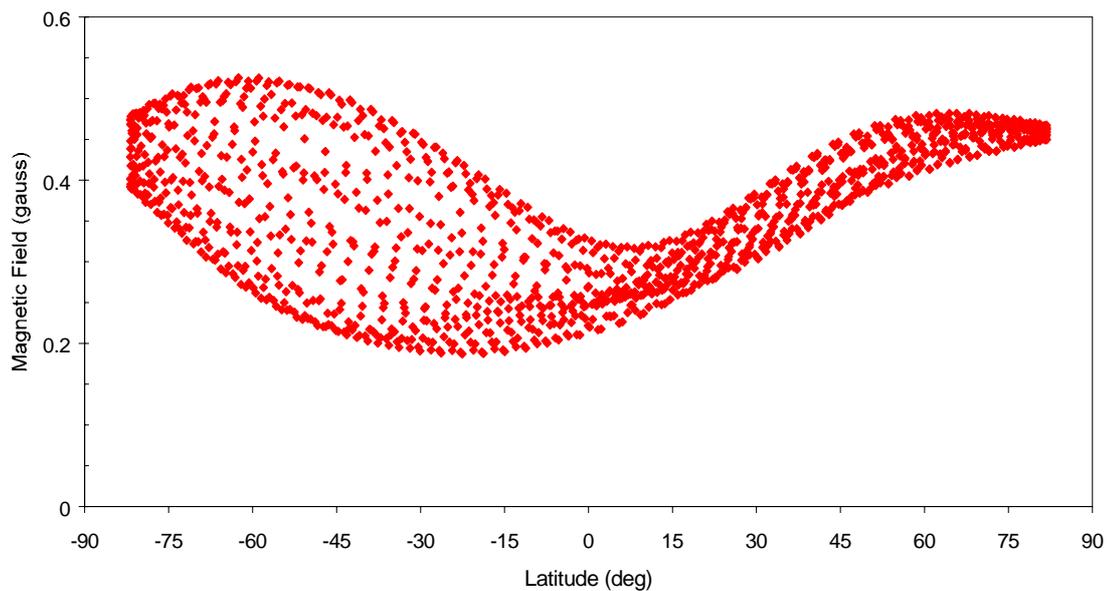


Figura 3-34 Andamento del campo magnetico in funzione della latitudine di AtmoCube

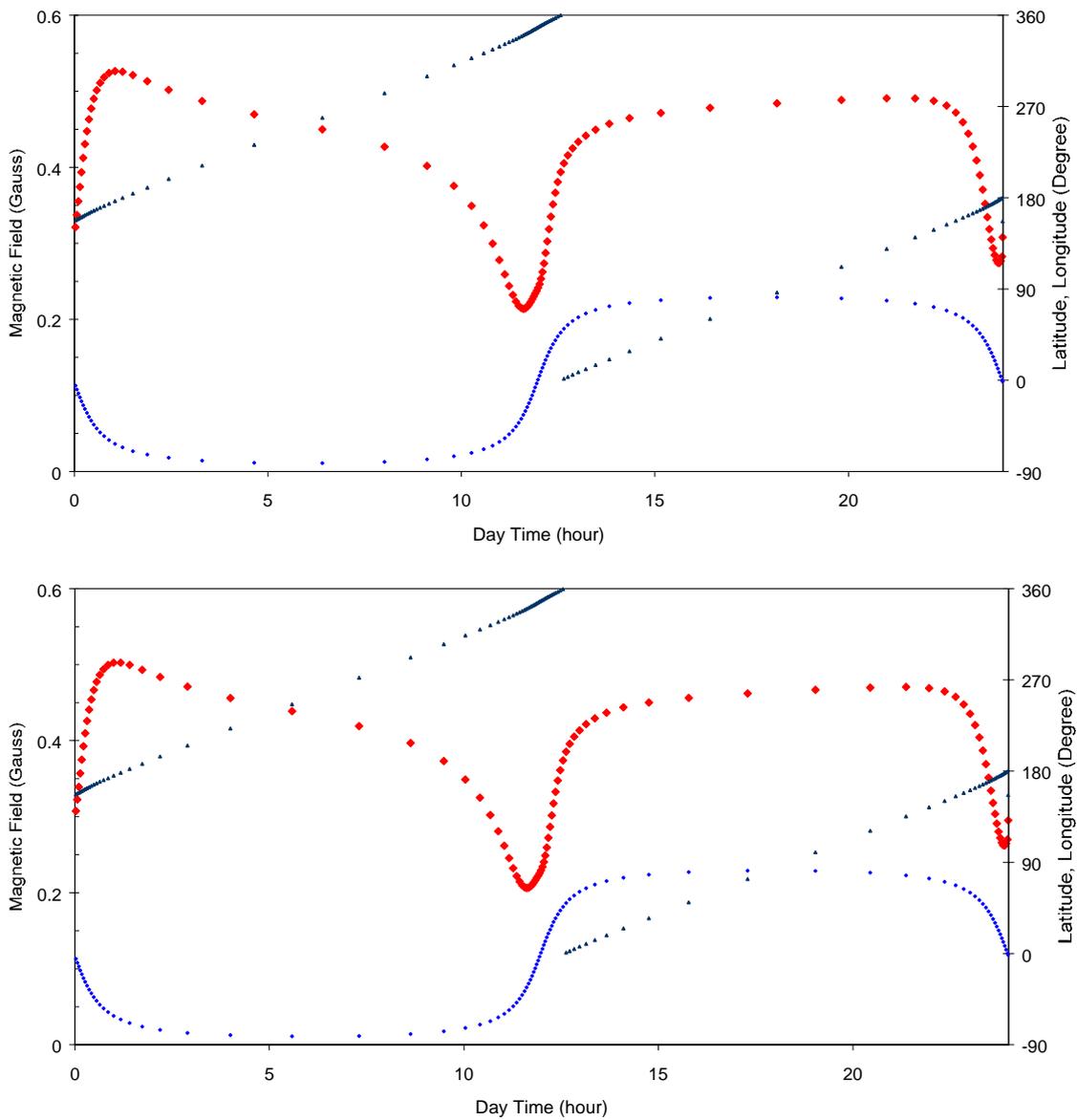
I dati nella parte sinistra del grafico si riferiscono al periodo dell'orbita in cui AtmoCube si trova nell'emisfero sud, mentre nella parte destra all'emisfero nord. Si vede che la variazione del campo magnetico è molto più evidente nell'emisfero sud.

La Tabella 3-5 illustra i valori massimi e minimi del campo magnetico, ottenuti dalla simulazione di un'orbita di AtmoCube all'altezza di 500km e alla latitudine massima, che corrispondono all'inclinazione dell'orbita retrograda di $92,4^\circ$.

Emisfero	B_{MAX}	B_{MIN}
Nord	0.4674	0.4498
Sud	0.4813	0.3894

Tabella 3-5 Valori massimi e minimi del campo magnetico in un'orbita

Nella Figura 3-35 sono riportate le simulazioni del campo magnetico in funzione della latitudine per un'orbita rispettivamente a 400 km, 500 km e 650 km di altezza. Sono riportati, in rosso i valori del campo magnetico in funzione del tempo (ore del giorno nel corrispondente "Sub-Satellite Point") e della latitudine per un'orbita alle tre diverse altezze considerate, in blu quelli della latitudine.



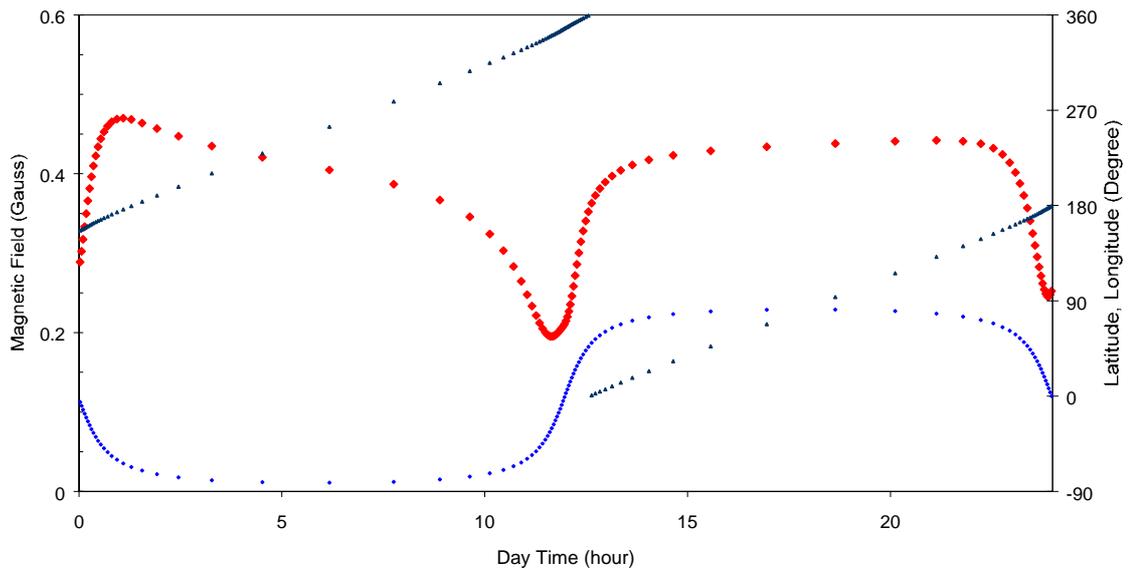


Figura 3-35 Campo magnetico rispettivamente a 400km, 500km e 650km

Dalle simulazioni sono state dedotte le seguenti osservazioni:

- 1) Gli effetti che dominano la variabilità del campo magnetico sono di tipo topologico legati alla geometria del dipolo; il programma, infatti, tiene conto sia dell'inclinazione di circa $11,3^\circ$ tra l'asse del dipolo che genera il campo geomagnetico e l'asse di rotazione terrestre, sia dello spostamento di circa 300 km tra il centro del dipolo e il centro del pianeta.
- 2) Gli altri effetti e le rispettive variazioni del campo magnetico sono riassunti nella Tabella 3-6

Effetti	Variazioni di B in gauss ($\times 10^{-4}$)	%
Giorno-notte	5	0,15
Stagionali	5	0,15
Annuali	5	0,15
Attività solare	19	0,54

Tabella 3-6 Variazioni di B dovuti ai vari effetti

Lo scopo del progetto AtmoCube è studiare gli effetti giorno/notte, stagionali e di massimo/minimo solare sul campo magnetico.

A 500 km, con un tempo di campionamento dell'ordine di 20s e una distanza fra due misure consecutive di 150 s (vedi paragrafo 3.2.1), il campo magnetico varia in media del 0,89%, corrispondente a 0.00327 gauss, durante la misura e del 6,7%, corrispondente a 0,02455 gauss, tra due misure consecutive, solo per effetti dovuti alla geometria del campo magnetico. Per misurare gli altri effetti (giorno-notte, stagionali e soprattutto quelli legati all'attività solare), dovremo essere in grado di conoscere, con una precisione almeno paragonabile, la geometria del campo magnetico. Eventualmente bisognerà abbassare i tempi di campionamento della misura compatibilmente con la misura di dosimetria che dovrà essere effettuata in parallelo (vedi paragrafo 3.2.1).

3.3 GPS

Il GPS fornirà informazioni di posizione e velocità di AtmoCube.

Il GPS è necessario per varie ragioni. Per confrontare le misure del magnetometro con un modello di campo magnetico terrestre bisogna conoscere la posizione del satellite per determinare la sua orientazione. Per mezzo del GPS si potranno associare posizione e tempo alle misurazioni scientifiche effettuate a bordo con il magnetometro e con il dosimetro. Inoltre, la conoscenza della posizione del satellite per un dato istante, permetterà di confrontare l'orbita perturbata e quella imperturbata teorica e a ricavarne, indirettamente, la densità atmosferica.

Poiché il segnale che riceviamo a terra è distorto per effetto Doppler, è necessario trasmettere i dati grezzi del GPS (detti "Almanacco") per riuscire a correggere da terra le possibili distorsioni.

Per calcolare la posizione del satellite, il ricevitore GPS si serve dei segnali provenienti da almeno quattro satelliti. L'accuratezza dei dati misurati dipende dalla posizione di questi satelliti. Anche questa informazione è contenuta nei dati grezzi e la loro analisi ci fornirà informazioni sull'accuratezza delle misure.

3.3.1 MISURA DELLA DENSITA' ATMOSFERICA

La conoscenza della posizione del satellite per un dato istante, permetterà di confrontare l'orbita perturbata e quella imperturbata teorica e a ricavarne, quindi, la densità atmosferica.

La misura di densità potrebbe essere possibile già al di sotto di 350 km a seconda delle condizioni dell'attività solare. Per essere conservativi, l'analisi della misura in questa fase di studio, è stata considerata un'altezza di 300 km. È stato, inoltre, fissato il valore del coefficiente di "drag" a 3, sempre per considerare una condizione pessimistica in cui le perturbazioni dell'orbita sono minori.

Per questa analisi sono stati considerati quattro diversi ricevitori GPS, due dedicati all'utilizzo spaziale (i primi due della Tabella 3-7) che quindi correggono automaticamente l'effetto Doppler, e gli altri due per utilizzo terrestre (gli ultimi due della Tabella 3-7) che necessitano di modifiche sia nell'hardware che nel software, ma di costo molto più limitato.

Al fine di ricavare informazioni utili sulla perturbazione dell'orbita del satellite, l'intervallo temporale tra due misurazioni effettuate dal GPS deve soddisfare i seguenti requisiti[12]:

- la velocità non deve cambiare significativamente tra due misurazioni. Il cambiamento nel tempo della velocità dovuto al “drag” deve essere minore della sensibilità del GPS. A 300 km la variazione di velocità di AtmoCube sarà compresa tra $39,9 \times 10^{-6} \text{ m/s}$ e $8,26 \times 10^{-6} \text{ m/s}$ al secondo rispettivamente per massimo e minimo solare. Questo dà un limite superiore all'intervallo di tempo corrispondente (Tabella 3-7).
- la variazione dell'altezza tra due successive misurazioni deve essere superiore alla sensibilità spaziale del GPS. Il cambiamento dell'altezza dovuto al “drag” a 300 km è compreso tra 6,86 cm e 22 cm al secondo, rispettivamente per minima o massima attività solare. Questo dà un limite inferiore all'intervallo di tempo corrispondente (Tabella 3-7).

GPS sensibility	CGP-712R/722R	Ashtech	Lassen LP	SGR receiver	
Velocity accuracy	0.05	0.05	0,1	1.5	m/s
Position accuracy	5	4	10	15	m
Time accuracy	1.0E-07	1.0E-07	1.0E-06	1.0E-06	s
Δt max (vel) @300 km *	11870	11870	23740	356100	s
	(198)	(198)	(396)	(5935)	min
	2455	2455	4910	73650	s
	(41)	(41)	(22)	(1227)	min
Δt min (alt) @300 km *	687	549	1373	2060	s
	(11)	(9)	(23)	(36)	min
	142	114	284	426	s
	(2)	(2)	(5)	(7)	min

Tabella 3-7 Caratteristiche dei GPS

(*) le righe superiori corrispondono alla situazione di minimo solare, quelle inferiori al massimo.

A seconda del GPS scelto, cambiano le capacità delle misure. A causa dei costi elevati di un ricevitore “GPS” spaziale, il GPS scelto è quello Lassen LP riportato in Figura 3-36 con i dati tecnici [13].

Il GPS è stato acquisito ed i primi test iniziano a breve.



Accuratezza: ≤ 7 m orizzontalmente
 ≤ 10 m in altezza
 $0,1$ m/s nella velocità

Rate: 1 Hz

Peso: 5,7 g

Dimensioni: 25,4 25,4 6,9 mm

Figura 3-36 GPS utilizzato da AtmoCube

Le perturbazioni dell'orbita, simulate con la "SGP4 routine" [12] all'interno del "software STK", sono riportate nella Figura 3-37. Il programma utilizzato tiene in considerazione le perturbazioni dovute al "drag", introducendo il coefficiente balistico del satellite, alla non sfericità della Terra, alla Luna e al Sole. Le simulazioni sono state compiute in condizioni di minimo e massimo solare per un'orbita circolare e senza la presenza del "drag". La forza specifica causata dal "drag" e dagli altri effetti perturbativi è mostrata in Figura 3-37.

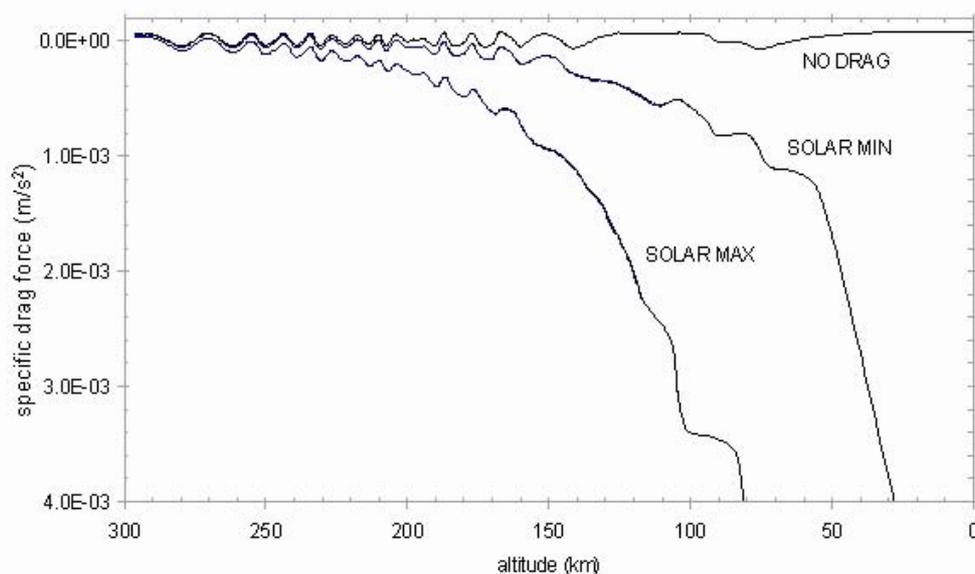


Figura 3-37 Accelerazione dovuta al "drag" in funzione dell'altezza e in diverse condizioni solari

Dalla Tabella 3-7 risulta che il tempo di campionamento necessario per la misura varia a seconda dell'attività solare tra 5 minuti (attività massima) e 23 minuti (attività minima). Da notare che il periodo dell'orbita a 300 km è dell'ordine di 90 minuti, per cui 23 minuti corrispondono circa a quattro campionamenti lungo un'unica orbita. Durante un'orbita completa il satellite subisce altre perturbazioni, in particolare quelle legate alle variazioni dovute alla non sfericità della Terra sono dell'ordine di 21 km. Anche se l'effetto è noto e quindi si può correggere, la misura ne risulta seriamente compromessa. Si conclude che anche a 300 km la misura sarà difficilmente effettuabile in condizioni di attività solare non minima.

Capitolo 4

DETERMINAZIONE E CONTROLLO DELL'ASSETTO

Per studiare il campo magnetico terrestre e la densità atmosferica, l'orientazione del satellite deve essere conosciuta e controllata. Inoltre, per assicurare il successo della missione, le antenne di trasmissione sul satellite dovranno essere puntate verso la terra. Esse saranno montate su una faccia che sarà sempre mantenuta verso la terra.

Per determinare posizione e velocità di AtmoCube verrà montato all'interno del satellite un GPS. L'assetto di AtmoCube sarà ottenuto per mezzo di sensori solari, quali fotodiodi e celle solari, e di un magnetometro.

Il controllo dell'assetto di AtmoCube sarà realizzato per mezzo di un sistema a gradiente di gravità, che permetterà di mantenere l'antenna orientata verso la terra. Il sistema di controllo di orientamento passivo necessita di un sistema di controllo attivo, come per esempio una bobina, per aggiustare periodicamente l'assetto di AtmoCube.

La bobina verrà utilizzata anche durante il primo periodo in cui il satellite è in orbita per ridurre le rotazioni che questo avrà dopo il lancio. Inoltre farà in modo che la faccia inferiore del satellite sia rivolta verso la terra, prima che venga espulso il boom.

4.1 *SISTEMI DI RIFERIMENTO*

Per conoscere l'assetto di AtmoCube si devono introdurre i vari sistemi di riferimento.

Sistema di riferimento geocentrico inerziale (coordinate celesti): è centrato nella terra, l'asse X è in direzione del punto gamma, l'asse Z è in direzione dell'asse di rotazione terrestre e l'asse Y è perpendicolare agli altri (Figura 4-1). Le coordinate polari di un satellite sono date dall'ascensione retta α e dalla declinazione δ .

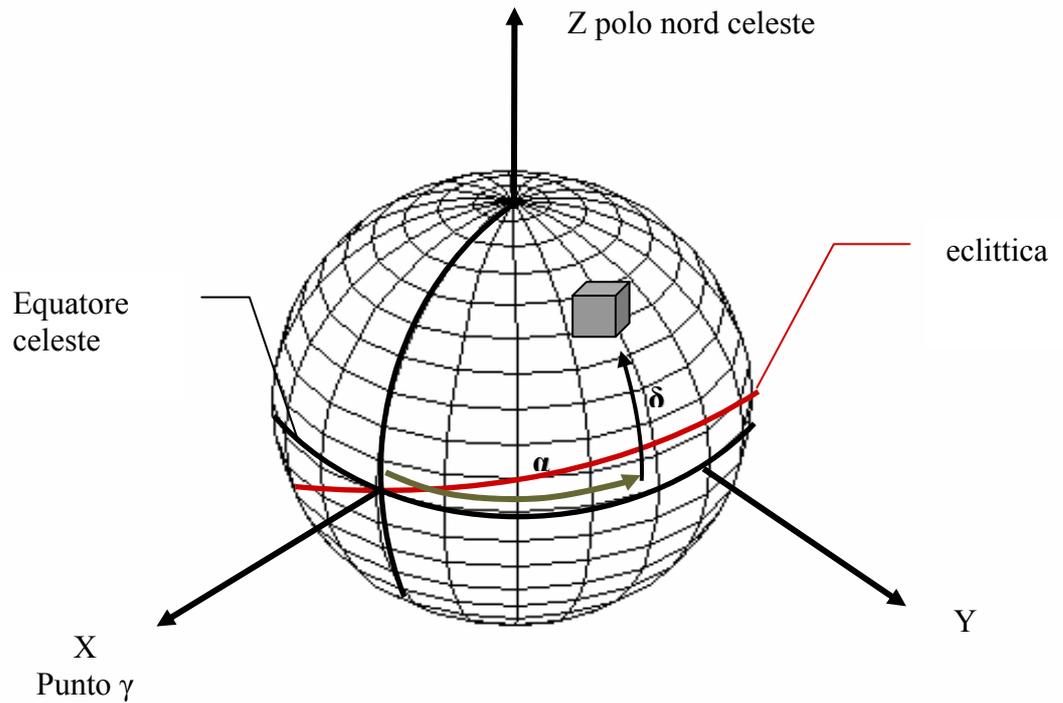


Figura 4-1 Sistema di riferimento geocentrico inerziale

Sistema di riferimento geocentrico fisso rispetto alla terra: gli assi x e y si trovano nel piano equatoriale con x in direzione del meridiano di Greenwich; z è in direzione del polo nord terrestre. Questo sistema di riferimento ruota con una velocità pari alla rotazione terrestre rispetto al sistema inerziale. Le coordinate polari di un satellite saranno date dall'azimut A e dall'elevazione a (Figura 4-2). L'azimut e l'elevazione corrispondono rispettivamente alla longitudine e alla latitudine.

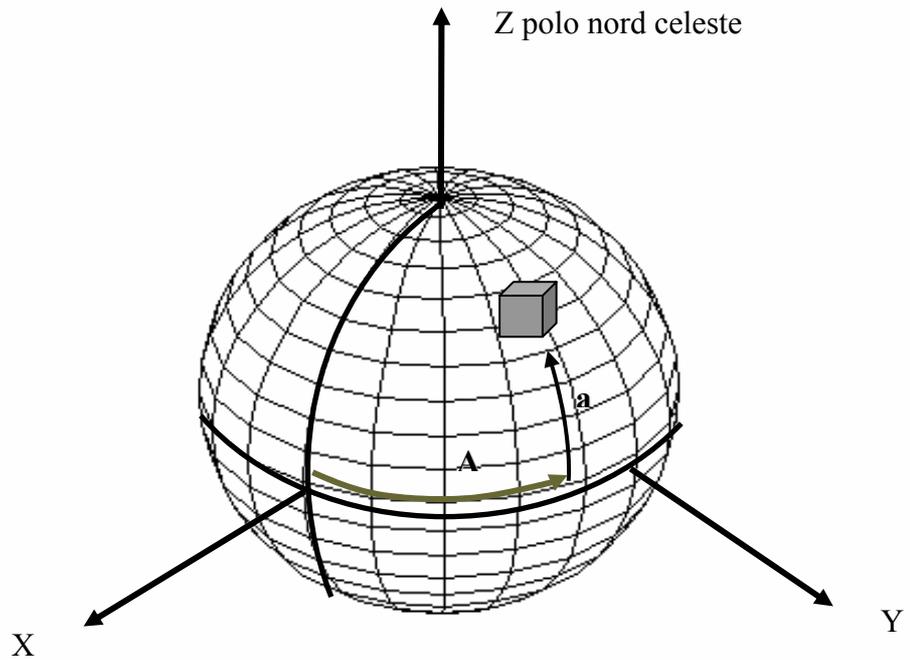


Figura 4-2 Coordinate geocentriche fisse rispetto alla terra

Sistema di riferimento centrato sul satellite: gli assi sono definiti localmente sul satellite con origine nel suo centro. Per AtmoCube l'asse z punta verso la faccia inferiore dove è situato il boom (Figura 4-3). Questo sistema di riferimento è definito dal disegno tecnico del satellite.

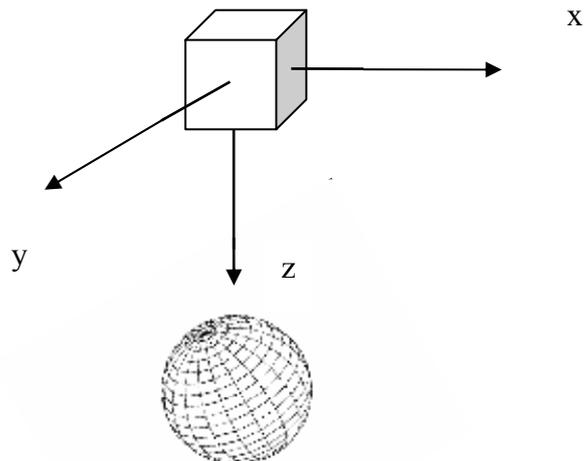


Figura 4-3 Sistema di riferimento del satellite

Sistema di riferimento orbitale: è centrato nel satellite e ha l'asse z puntato verso il centro della terra; l'asse x punta nella direzione del moto tangente all'orbita e l'asse y di conseguenza normale al piano orbitale. L'orientamento del satellite rispetto al sistema orbitale è descritto dalle rotazioni attorno a x , y e z espresse rispettivamente da ROLL, PITCH e YAW (RPY) (vedi Figura 4-4).

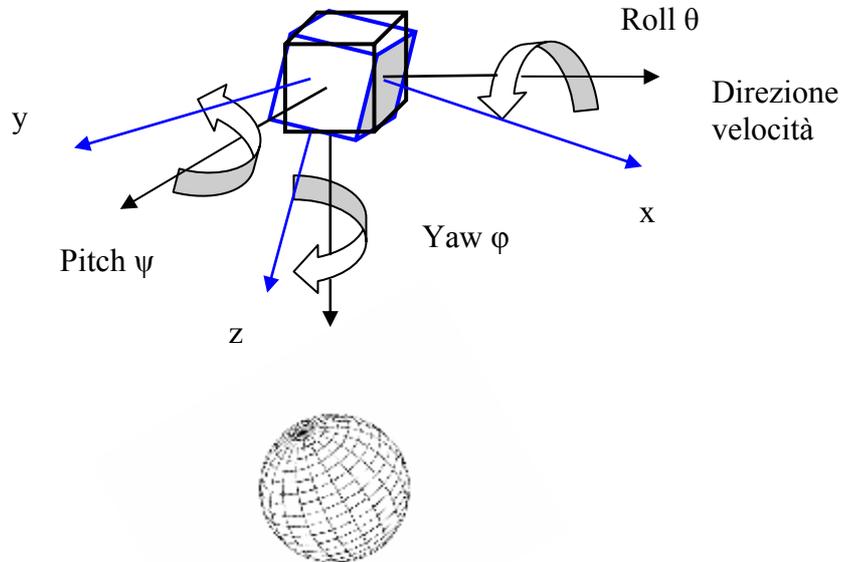


Figura 4-4 Sistema di riferimento orbitale e orientamento del satellite

4.1.1.1 ANGOLI DI EULERO

Per allineare il sistema di riferimento orbitale a quello del satellite al fine di conoscere l'assetto del satellite, ci si serve degli angoli di Eulero definiti da "Yaw", "Pitch" e "Roll". Questi angoli di rotazione sono rappresentati nella Figura 4-4. La rotazione tra i due sistemi è descritta da tre rotazioni che possono essere in un diverso ordine. Come esempio prendiamo:

- rotazione di un angolo attorno all'asse di Yaw (ϕ);
- rotazione di un angolo attorno all'asse di Roll (θ);
- rotazione di un angolo attorno all'asse di Pitch (ψ).

Le matrici di rotazione sono rappresentate nella Tabella 4-1 dove abbiamo indicato gli assi (Roll, Pitch e Yaw) attorno ai quali avvengono le rotazioni con l'indice 1,2,3[5].

Yaw	Roll	Pitch
$A_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$A_1(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$	$A_2(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix}$

Tabella 4-1 Matrici di rotazione

La matrice di rotazione tra i due sistemi risulterà il prodotto delle tre matrici nel giusto ordine:

$$A_{312}(\varphi, \theta, \psi) = A_2(\psi)A_1(\theta)A_3(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\varphi - \text{sen}\theta \text{sen}\psi \text{sen}\varphi & \cos\psi \text{sen}\varphi + \text{sen}\theta \text{sen}\psi \cos\varphi & -\cos\theta \text{sen}\psi \\ -\cos\theta \text{sen}\varphi & \cos\theta \cos\varphi & \text{sen}\theta \\ \text{sen}\psi \cos\varphi + \text{sen}\theta \cos\psi \text{sen}\varphi & \text{sen}\psi \text{sen}\varphi - \text{sen}\theta \cos\psi \cos\varphi & \cos\theta \cos\psi \end{bmatrix}$$

Vediamo che per definire la rotazione tra due sistemi di riferimento sono necessari tre parametri indipendenti. Per fare ciò è necessario avere due diversi vettori, ottenuti da sensori diversi, ognuno dei quali avrà due parametri indipendenti.

Conoscendo un vettore nel sistema di riferimento del satellite (V_S), è possibile ricavare il vettore nel sistema di riferimento orbitale (V_O) tramite la relazione:

$$V_O = A_{S \rightarrow O} V_S$$

Dove $A_{S \rightarrow O} = A^{-1}_{O \rightarrow S} = A^T_{O \rightarrow S}$, con $A_{O \rightarrow S} = A_{312}$ nell' esempio precedente.

4.2 **SENSORI**

Tramite i sensori, come GPS, “sun sensor” e magnetometro, è possibile ottenere i vettori che ci permettono di calcolare posizione e orientamento di AtmoCube.

4.2.1 **GPS**

Il GPS fornirà informazioni di posizione e velocità di AtmoCube in tempo reale. La posizione del satellite sarà nota anche grazie al “tracking” del satellite, ovvero da una verifica continua dei parametri orbitali di AtmoCube tramite, ad esempio, i contatti con la stazione a Terra. Il GPS, tuttavia, fornirà ulteriori e più precise informazioni.

Il GPS può essere usato anche da solo per stimare l'assetto del satellite. Per fare ciò, però, sono necessarie due antenne. Misurando la differenza di fase d'onda delle due antenne, si può determinare l'assetto. Rimane, però, un grado di libertà indeterminato, ovvero la rotazione attorno all'asse sulla quale sono poste le due antenne. Questo metodo richiede una maggior complessità nella realizzazione e un maggior consumo di potenza e per questi motivi non sarà utilizzato su AtmoCube.

4.2.2 FOTODIODI

Per conoscere l'assetto di AtmoCube, si useranno anche dei sensori solari, fotodiodi, dai quali si può sapere quali facce del satellite sono rivolte verso il sole. La loro misurazione è sufficientemente accurata, ma dipende molto dalla visibilità del sole. Questo porta ad un grande svantaggio durante il periodo di eclisse poiché questo metodo non può provvedere alla determinazione dell'assetto.

Questi sensori segnalano la presenza o l'assenza del sole all'interno del loro campo di vista e saranno posti su tutte le facce del satellite. Lo scopo dei sensori solari è sfruttare la localizzazione del sole come punto di riferimento per determinare l'orientazione del satellite.

I fotodiodi utilizzati su AtmoCube avranno un diametro di circa 1 mm e saranno posti all'interno della struttura in alluminio. È possibile calcolare il loro campo di vista conoscendo la profondità del foro nel quale verranno inseriti. Poiché la struttura del satellite ha uno spessore pari a 2 mm. La massima profondità a cui possono essere messi i fotodiodi sarà pari a 1,6 mm. Come si vede dalla Figura 4-5, l'angolo del campo di vista sarà dato da α , in base alla seguente formula:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{d}{h}\right) = 32^\circ$$

dove $d = 1\text{mm}$ e $h = 1,6\text{mm}$

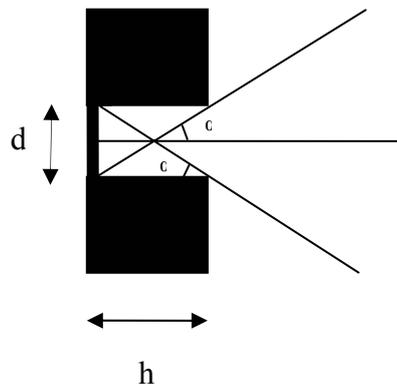


Figura 4-5 Campo di vista del fotodiodo

α rappresenta una stima della precisione del sensore. Si stanno studiando opportune modifiche a questa configurazione che permettano di abbassare ulteriormente α .

4.2.3 CELLE SOLARI

La posizione del sole rispetto al satellite è determinata anche usando le celle solari. Queste misurano le componenti del “sun vector” nel sistema di riferimento del satellite.

Per mezzo di sensori di corrente si può misurare la corrente che esce da ogni faccia del satellite; essa è direttamente proporzionale al flusso incidente e al numero di celle solari sulla superficie.

La direzione del sole può essere ottenuta confrontando i flussi delle facce perpendicolari. La corrente in uscita dalla faccia è correlata alla corrente che si ha quando la radiazione è perpendicolare alla faccia, tramite la seguente formula:

$$\cos \theta = \frac{I(\theta)}{I(0)}$$

Dove $I(\theta)$ è la corrente delle celle solari il cui asse solare forma un angolo θ con la direzione di incidenza della radiazione. Da notare che l'approssimazione del coseno è valida fino ad un angolo di 60° , oltre il quale la corrente prodotta decade più rapidamente.

Consideriamo il caso in cui la radiazione solare incide su tre facce di AtmoCube, come indicato nella Figura 4-6.

φ è l'angolo complementare dell'angolo tra asse z e “sun vector”;
 θ è l'angolo polare sul piano $x y$;

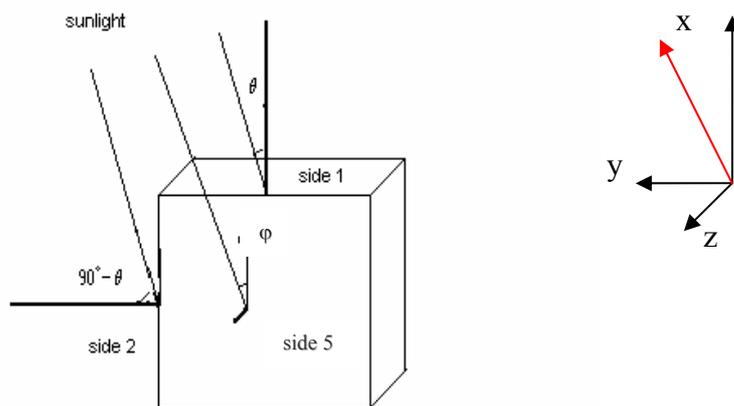


Figura 4-6 Vettore della direzione del sole

Consideriamo il sistema di riferimento del satellite.

Supponiamo che i pannelli 1,2,3,4 siano quelli laterali, con 1 e 3 nel verso dell'asse x , rispettivamente positivo e negativo; 2 e 4 in quello y , rispettivamente positivo e

negativo; il 5 e il 6 nel verso dell'asse z , rispettivamente positivo e negativo. In tal caso, sulle tre facce illuminate come in figura (1,2,5) in coordinate polari si ha:

$$I_1 = I_{MAX} \times \cos \theta \times \cos \varphi$$

$$I_2 = I_{MAX} \times \cos(\theta - 90^\circ) \times \cos \varphi = I_{MAX} \times \cos \varphi \times \sin \theta$$

$$I_5 = I_{MAX} \times \sin \varphi$$

Servendosi delle equazioni trovate si ha:

$$\frac{I_2}{I_1} = \frac{\sin \theta}{\cos \theta} = \tan \theta \quad \text{quindi} \quad \theta = \arctan\left(\frac{I_2}{I_1}\right)$$

$$\frac{I_5}{I_2} = \frac{\sin \varphi}{\cos \varphi \sin \theta} = \frac{\tan \varphi}{\sin \theta} \quad \text{quindi} \quad \varphi = \arctan\left(\frac{I_5}{I_2} \sin \theta\right)$$

$$\frac{I_5}{I_1} = \frac{\sin \varphi}{\cos \theta \cos \varphi} = \frac{\tan \varphi}{\cos \theta} \quad \text{quindi} \quad \varphi = \arctan\left(\frac{I_5}{I_1} \cos \theta\right)$$

Ipotizzando che il sole illumini gli assi positivi x , y e z , si ottiene il “sun vector”:

$$S_s = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \varphi \\ \cos \varphi \sin \theta \\ \sin \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_1 \\ I_2 \\ I_5 \end{bmatrix} \times \frac{1}{I_{MAX}}$$

Poiché siamo interessati solo alla direzione del vettore solare, che contiene informazioni sull'assetto del satellite, possiamo trascurare I_{MAX} essendo uno scalare. Questo fatto è molto importante in quanto I_{MAX} è un valore che dà molta incertezza. Dipende, infatti, dalla resistenza di carico ed in particolar modo, dalla tensione della batteria.

Quindi il “sun vector” in coordinate del satellite sarà:

$$S_s = \begin{bmatrix} x & 0 & 0 \\ 0 & y & 0 \\ 0 & 0 & z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_1 \\ I_2 \\ I_5 \end{bmatrix}$$

con x , y e z uguali a +1 poiché abbiamo preso le celle solari che generano corrente sulle facce verso gli assi positivi.

AtmoCube avrà l'asse z positivo del sistema di riferimento del satellite verso la faccia 5 che sarà priva di celle solari. Considerando che siano illuminate le facce 1,2 e 6, z sarà uguale a -1.

Notiamo che, se il Sole illumina la faccia 5 priva di celle solari o se illumina meno di tre facce, il risultato sarà meno preciso o non sarà possibile determinare il “sun vector”.

Abbiamo, così, ottenuto un vettore nel sistema di riferimento del satellite. Per servirci di questo vettore al fine di calcolare l'assetto del satellite bisogna conoscere lo stesso vettore nel sistema di riferimento orbitale.

Nella Figura 4-7 il cubo tratteggiato rappresenta l'orientazione teorica di AtmoCube, mentre il cubo con linea continua rappresenta l'orientazione vera del satellite

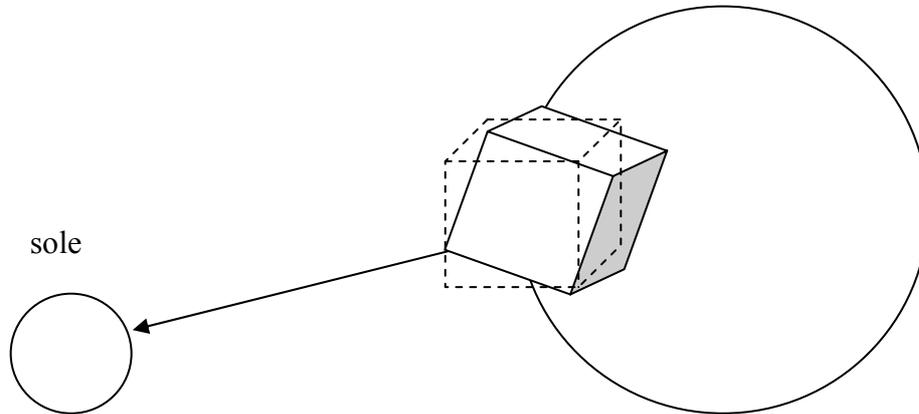


Figura 4-7 Schema Sole - Satellite in funzione della posizione sull'orbita

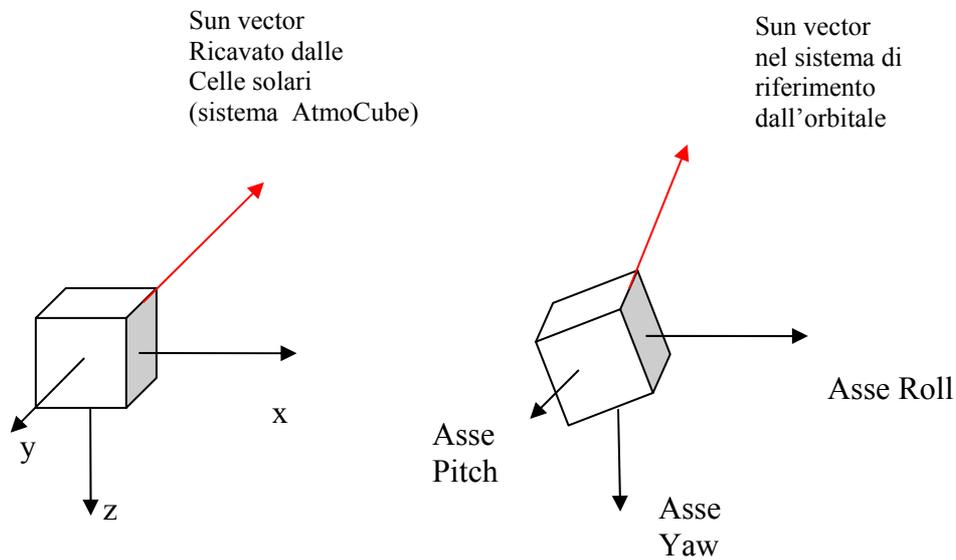


Figura 4-8 Sun vector nei due sistemi di riferimento

La rotazione tra i due vettori determina l'assetto del satellite nelle coordinate Pitch, Roll e Yaw (Figura 4-8).

La posizione del satellite nel sistema di riferimento geocentrico è data dal GPS. Essendo nota la posizione di AtmoCube nella sua orbita, è possibile ricavare la matrice di rotazione tra il sistema di riferimento geocentrico e quello orbitale ($R_{G \rightarrow O}$). Data la conoscenza del “sun vector” in coordinate geografiche (S_G) è possibile ricavare il “sun vector” nel sistema di riferimento orbitale (S_O) (Figura 4-9). Esso è dato dalla seguente relazione:

$$S_O = R_{G \rightarrow O} S_G$$

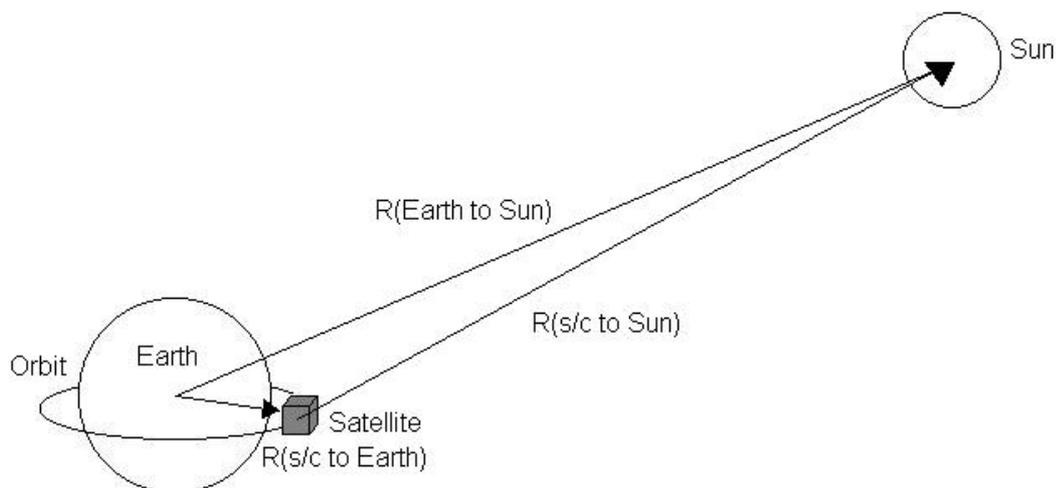


Figura 4-9 Sun vector nel sistema RPY

La rotazione tra il “sun vector” nel sistema di riferimento orbitale del satellite, S_O e del “sun vector” misurato dal satellite tramite le celle solari, S_S (sistema di riferimento del satellite) rappresenta l’assetto del satellite.

Abbiamo, quindi, a disposizione la prima relazione per ricavare l’orientamento di AtmoCube:

$$S_O = A_{S \rightarrow O} S_S$$

Con $A_{S \rightarrow O}$ matrice di rotazione tra i due sistemi.

Questa equazione permette di determinare due dei tre parametri della matrice di rotazione.

4.2.4 MAGNETOMETRO

Il magnetometro usato in AtmoCube è Honeywell HM2003[8]. Come già descritto nel paragrafo 3.2. Il magnetometro che sarà utilizzato su AtmoCube misura il campo magnetico terrestre nei tre assi nel sistema di riferimento del sensore. Se il magnetometro è allineato con gli assi del satellite o la rotazione tra il sistema di

riferimento del satellite e quello del sensore è noto, si può ottenere il campo magnetico nel sistema di riferimento del satellite. Questa misura verrà confrontata, poi, con un modello di campo magnetico terrestre per calcolare l'orientamento di AtmoCube.

Tramite le misurazioni del magnetometro sui tre assi si otterrà, infatti, il vettore del campo magnetico nel sistema di riferimento del satellite, M_S . Tramite modelli del campo magnetico è possibile conoscere il vettore del campo nel sistema orbitale, M_O che sarà dato dalla seguente relazione:

$$M_O = A_{S \rightarrow O} M_S$$

Per mezzo di questa relazione e quella trovata tramite il “sun vector” è possibile definire completamente la matrice di rotazione tra il sistema di riferimento del satellite e quello dell'orbita. Ricavando gli angoli di Eulero Roll, Pitch e Yaw si determina l'assetto di AtmoCube.

4.3 BOOM

Il controllo dell'orientamento basato sul gradiente di gravità sfrutta le proprietà inerziali del satellite per mantenerlo puntato verso la terra. Un oggetto asimmetrico allungato tende ad allineare il suo asse longitudinale verso il centro della terra a causa dalla variazione della forza gravitazionale terrestre sull'oggetto.

Durante le fasi del lancio il “boom” è ripiegato all'interno di AtmoCube. Dopo che la bobina avrà orientato la faccia inferiore di AtmoCube verso la terra, verrà espulso un piccolo cilindro di massa 40 g dalla faccia rivolta verso il nadir. Questa massa di 9 mm di raggio e 18 mm di lunghezza rimarrà legata al satellite per mezzo di una fettuccia di lunghezza pari a 250 cm, larghezza di 18 mm e spessore di 0,3 mm con una massa di 124 g. Questo provoca uno spostamento del centro di massa del sistema lungo la fettuccia che punta in direzione della Terra. Il sistema legato si muoverà con una velocità angolare orbitale ω_0 nel centro di massa, in equilibrio tra la forza centrifuga, data dall'accelerazione $a_0 = \omega_0^2 r_0$, con r_0 distanza tra il centro di massa e il centro della Terra e la forza gravitazionale data dall'accelerazione $g_0 = g(R_T/R_0)^3$, dove $g = 9,81 \text{ cm/s}^2$ è l'accelerazione di gravità sulla superficie terrestre e R_T è il raggio terrestre. Come si vede dalla Figura 4-10, la massa espulsa ha una velocità angolare minore di quella che avrebbe se orbitasse libera in quell'orbita. La sua accelerazione gravitazionale è, quindi, maggiore dell'accelerazione centrifuga. Per il corpo del satellite avviene il contrario: la sua velocità è maggiore di quella che avrebbe se fosse libero di muoversi in quell'orbita; la sua accelerazione gravitazionale risulta, quindi, minore dell'accelerazione centrifuga. Queste differenze tra le accelerazioni gravitazionali e centrifughe danno origine ad una torsione. La condizione affinché questo sistema di controllo d'assetto funzioni è che il momento di inerzia lungo l'asse del nadir sia sufficientemente piccolo rispetto ai momenti lungo gli altri assi. In questo modo si ha stabilizzazione lungo due assi, ma non sull'asse Yaw. Se anche i momenti di inerzia lungo Pitch e Roll differiscono, si ottiene una stabilizzazione lungo tutti tre gli assi.

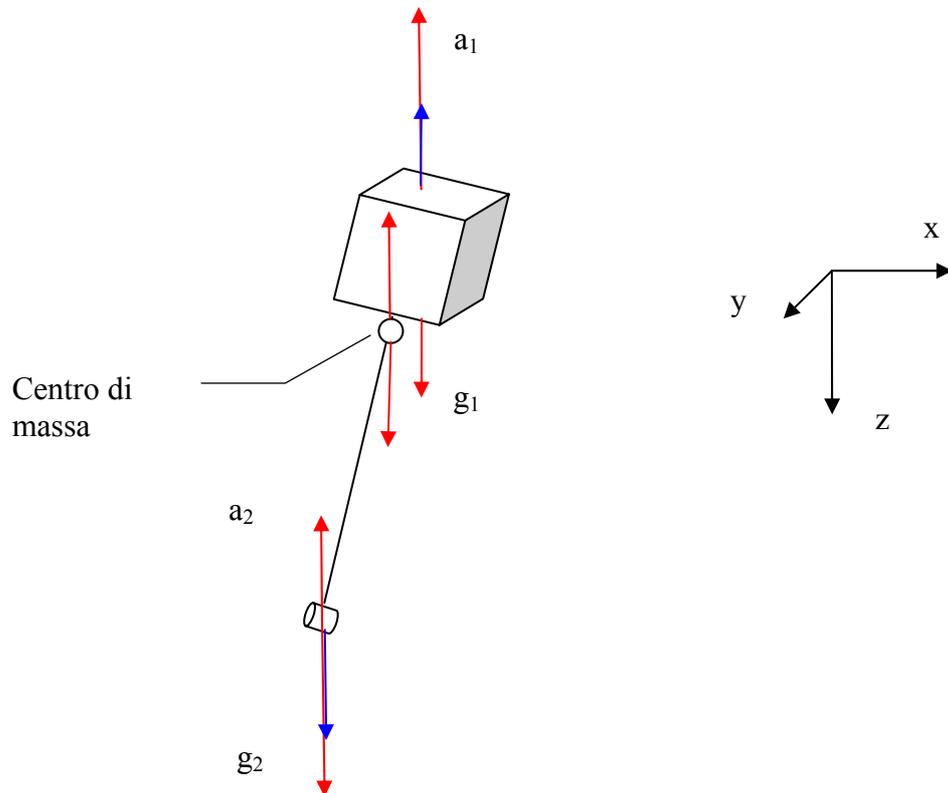


Figura 4-10 Forze agenti su AtmoCube dovute al gradiente di gravità

Il sistema di stabilizzazione per mezzo del gradiente di gravità interagisce con il campo gravitazionale garantendo un'accuratezza nel puntamento di circa 5° . A causa della sua sensibilità alle variazioni di temperatura e a disturbi esterni, si verifica il fenomeno della librazione in cui si hanno piccole oscillazioni attorno al vettore nadir.

Lo spostamento del centro di massa lungo l'asse z del satellite rispetto al centro di pressione produce, inoltre, una torsione aerodinamica che deve essere tenuta in considerazione al fine di una buona taratura del sistema di controllo basato sul gradiente di gravità.

4.3.1 DIMENSIONAMENTO DEL BOOM

L'analisi del dimensionamento del "boom" è un processo alquanto empirico[14] e si appoggia soprattutto sulle esperienze già acquisite. In primo luogo si basa su un'analisi dei momenti di inerzia del sistema sui tre assi, per verificare che il sistema sia stabile. Da notare che, supponendo che il satellite sia sufficientemente asimmetrico

anche nel piano orbitale, è possibile ottenere un sistema controllato sui tre assi. In seguito, dopo aver verificato queste condizioni, i risultati ottenuti vengono confrontati con le torsioni perturbative che subisce il satellite. Nel caso di AtmoCube la torsione dominante è quella aerodinamica legata al “drag”. Questa parte verrà trattata nel paragrafo successivo.

Supponendo che il sistema di riferimento del satellite e quello orbitale coincidano, le condizioni affinché il boom rimanga puntato verso la terra è che il momento di inerzia lungo l’asse z sia minore rispetto a quello lungo gli altri assi, cioè:

$$I_Z < I_Y$$

$$I_Z < I_X$$

Gli indici k_1 e k_3 , detti parametri di Smelt, che stabiliscono le condizioni di stabilità, sono definiti a partire dai momenti di inerzia lungo gli assi x , y e z nel sistema di riferimento del satellite come:

$$k_1 = \left(\frac{I_Y - I_Z}{I_X} \right)$$

$$k_3 = \left(\frac{I_Y - I_X}{I_Z} \right)$$

Le equazioni di stabilità vengono ricavate analizzando piccole variazioni del moto attorno agli assi principali del sistema.

Nella Figura 4-11 sono riportate le aree di stabilità del sistema di assetto con il gradiente di gravità risultate dallo studio dell’equazioni del moto del satellite [14].

Le condizioni sono le seguenti:

$$k_1 > k_3$$

$$k_1 k_3 > 0$$

$$1 + 3k_1 + k_1 k_3 > 0$$

$$(1 + 3k_1 + k_1 k_3)^2 - 16k_1 k_3 > 0$$

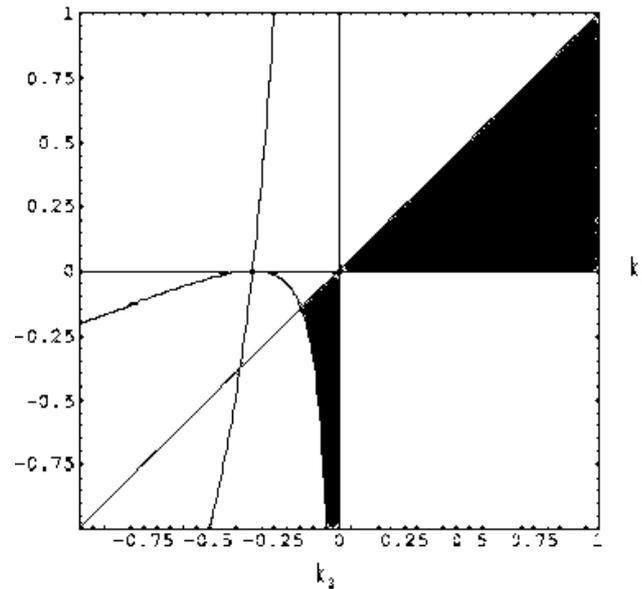


Figura 4-11 Condizioni di stabilità del boom (zona scura)

Solo la condizione con i coefficienti di Smelt, k_1 e k_3 , positivi corrispondono al boom lungo la direzione del nadir.

I momenti di inerzia del sistema cubo-boom trovati per mezzo del software “Solid Works” (cfr. Capitolo 5) sono:

$$I_X = 0,459803 \text{ kg m}^2$$

$$I_Y = 0,459891 \text{ kg m}^2$$

$$I_Z = 0,003884 \text{ kg m}^2$$

I coefficienti k_1 e k_3 risultano:

$$k_1 = 0,99174$$

$$k_3 = 0,02268$$

Vediamo che le condizioni sopra elencate risultano soddisfatte e il nostro sistema si trova in una condizione di equilibrio.

4.3.2 TORSIONE LEGATA AL GRADIENTE DI GRAVITA'

La torsione massima dovuta al gradiente di gravità è data dalla seguente relazione[4]:

$$T_G = \frac{3\mu}{2a^3} |I_Z - I_{MIN}| \text{sen}(2\theta)$$

dove θ è l'angolo massimo di deviazione dalla verticale locale, I_Z è il momento di inerzia lungo l'asse z e I_{MIN} è il momento di inerzia minore lungo gli altri assi. Le torsioni decrescono con il cubo del raggio dell'orbita e sono simmetriche attorno al vettore nadir (verso il centro della terra).

I momenti di inerzia del sistema cubo-boom sono conosciuti (cfr, Capitolo 5); $\theta = 5^\circ$ è l'accuratezza richiesta al sistema a gradiente di gravità. Nella Tabella 4-2 sono riportati i valori delle torsioni al variare dell'altezza dell'orbita.

Altezza (km)	T_G (Nm)
650	$1,427 \times 10^{-7}$
500	$1,523 \times 10^{-7}$
400	$1,59 \times 10^{-7}$
300	$1,664 \times 10^{-7}$

Tabella 4-2 Torsioni dovute al gradiente di gravità in funzione dell'altezza dell'orbita

Questo metodo di controllo per essere efficiente deve produrre una torsione tale da sovrastare le torsioni dovute a disturbi ambientali.

Per un satellite in orbita bassa, come AtmoCube, le torsioni sono causate principalmente dal campo magnetico, dalla radiazione solare e da disturbi aerodinamici. Di seguito sono riportate le equazioni per stimare l'intensità dei disturbi che il sistema di controllo d'assetto deve tollerare.

Le torsioni di radiazione solare sono causate dalla pressione di radiazione, che deriva dal trasferimento del momento tra la radiazione e le superfici del satellite. Queste torsioni non dipendono dall'altezza del satellite, ma solo dalla geometria del satellite e dalla riflettività delle superfici.

La massima torsione solare è data da[5]:

$$T_{SP} = F(c_{PS} - c_G)$$

dove $F = \frac{F_S}{c} A(1 + q) \cos i$

con $F_S = 1367 \text{ W/m}^2$ costante solare,

$c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ velocità della luce,

A area superficiale,

c_{PS} centro della pressione solare,

c_G centro di gravità,

i angolo di incidenza della radiazione,

q fattore di riflettività, posto uguale a 0,4.

Il valore dello spostamento lungo l'asse z del centro di massa rispetto al centro di pressione è stato calcolato con il software "Solidworks"; esso vale 7,69 cm.

Il valore trovato per AtmoCube è:

$$T_{SP} = 8,299 \times 10^{-9} \text{ Nm}$$

Vediamo che questo valore è di due ordini di grandezza inferiore rispetto a quello del gradiente di gravità.

Le torsioni magnetiche sono l'effetto del campo magnetico terrestre. La torsione massima è data da[5]:

$$T_M = MB$$

dove $B = 2m/R^3$ è il campo magnetico terrestre massimo al polo, m è il momento di dipolo terrestre, pari a $7,96 \times 10^{15} \text{ Tm}^3$ e M è il dipolo magnetico residuo del satellite e vale $2 \times 10^{-5} \text{ Am}^2$. Il valore di M è stato preso molto piccolo, poiché si suppone che le componenti magnetiche a bordo del satellite siano minime e trascurabili. Questo per non influenzare la misurazioni del magnetometro[15].

Per un'orbita a 300 km di altezza (caso peggiore perché il campo magnetico è più elevato e vale al massimo 0,8 gauss) il valore della torsione massima calcolato per AtmoCube è:

$$T_M = 1,071 \times 10^{-8} \text{ Nm}$$

Vediamo che questo valore è di un ordine di grandezza minore del gradiente di gravità.

Le torsioni aerodinamiche sono causate dalla forza di attrito del satellite con l'atmosfera terrestre e dipendono dall'attività solare.

La torsione esercitata sul satellite è data da[5]:

$$T_A = F(c_{PA} - c_G)$$

$$\text{dove } F_A = 0,5 \times (C_D AV^2 \rho)$$

con $C_D = 3 \div 4$ è il coefficiente di drag,

ρ è la densità atmosferica,

A è la superficie esposta alla forza di attrito,

V è la velocità di AtmoCube,

c_{PA} è la posizione del centro di pressione aerodinamica e c_G del centro di gravità.

Nella Tabella 4-3 sono riportati i valori delle torsioni al variare dell'altezza dell'orbita e dell'attività solare.

Altezza (km)	Attività solare	T_A
650	minima	$1,347 \times 10^{-9}$
	media	$7,500 \times 10^{-9}$
	massima	$3,890 \times 10^{-8}$
500	minima	$1,350 \times 10^{-8}$
	media	$7,366 \times 10^{-8}$
	massima	$2,711 \times 10^{-7}$

400	minima	$1,120 \times 10^{-7}$
	media	$4,158 \times 10^{-7}$
	massima	$1,154 \times 10^{-6}$
300	minima	$1,270 \times 10^{-6}$
	media	$3,025 \times 10^{-6}$
	massima	$6,144 \times 10^{-6}$

Tabella 4-3 Torsioni aerodinamiche in funzione dell'altezza e dell'attività solare

I valori evidenziati nella tabella indicano che al di sotto dei 400 km, in condizione di media o massima attività solare, il gradiente di gravità non riesce a contrastare le torsioni aerodinamiche. Il problema è legato alla distanza tra il centro di pressione ed il centro di gravità che è stata posta uguale a 7,69 cm. Questo valore dipende da una parte dalla disposizione delle masse, dall'altra dalla fettuccia che influenza la posizione del centro di spinta. La struttura del satellite e la disposizione dei sistemi interni è ancora preliminare; la fettuccia al momento risulta molto larga, sottile e lunga. Variando questi parametri è possibile ridurre la distanza tra il centro di massa e il centro di spinta e di conseguenza la torsione aerodinamica.

4.4 BOBINA

Il sistema di controllo di orientamento passivo necessita di un sistema di controllo attivo. Nel caso in esame è stata scelta una bobina, per almeno tre ragioni:

- 1) per dissipare l'energia rotazionale del satellite prima di far uscire il boom e smorzare le oscillazioni del boom poi;
- 2) per permettere di controllare la fase di uscita del boom;
- 3) per aggiustare periodicamente l'assetto di AtmoCube.

La bobina verrà utilizzata soprattutto nel primo periodo in cui il satellite è in orbita per ridurre le rotazioni che questo avrà dopo il lancio. AtmoCube verrà rilasciato tramite un opportuno sistema di sgancio che imprimerà al satellite una certa rotazione. I valori previsti sono dell'ordine di 60 rpm (rotazioni al minuto). Una volta rallentato il movimento rotatorio, la bobina farà in modo che la faccia inferiore del satellite sia rivolta verso la terra, nel momento in cui viene espulso il boom.

La bobina è posta nel piano perpendicolare al nadir su un cassetto intermedio di AtmoCube.

Dopo il lancio devono essere compiute le operazioni elencate di seguito:

- 1) Viene alimentata la bobina con corrente continua cosicché il vettore del campo magnetico della bobina, ortogonale al piano contenente la bobina stessa, si allinei con il campo magnetico terrestre. Questo procedimento permette di smorzare il moto rotatorio impresso dal lanciatore al satellite. In base a simili esperienze precedenti si stima che queste operazioni avranno una durata di circa

quattro settimane affinché il vettore perpendicolare alla bobina venga allineato con il campo magnetico terrestre.

- 2) Viene fatto uscire il boom nel momento in cui, tramite verifiche sul sistema di comunicazione per mezzo di opportuni comandi inviati dalla stazione a Terra verso il satellite e viceversa, si ritiene che la rotazione del satellite si sia smorzata. Si può notare, infatti, che alla latitudine di Trieste il campo magnetico risulta sufficientemente parallelo al raggio vettore che congiunge il satellite al centro della Terra. In questo modo la bobina permette che la faccia inferiore di AtmoCube sia rivolta verso la Terra prima che sia fatto uscire il boom per permettere a questo di essere espulso in modo corretto.
- 3) Viene utilizzata la legge del $-\dot{B}$ per smorzare le oscillazioni lungo il nadir. I cambiamenti repentini del campo magnetico terrestre misurati dal magnetometro sono dovuti alle oscillazioni del satellite attorno l'asse del nadir. Per mezzo della legge del $-\dot{B}$ si cerca di controbilanciare queste variazioni generando con la spira le stesse variazioni magnetiche ma in direzione opposta [16].

A questo punto la bobina potrà essere utilizzata ulteriormente per aggiustare periodicamente l'assetto di AtmoCube nel caso in cui il boom non sia più sufficiente.

4.4.1 FUNZIONAMENTO DELLA BOBINA

Le forze agenti su una spira percorsa da corrente I e immersa nel campo magnetico \vec{B} sono illustrate in Figura 4-12.

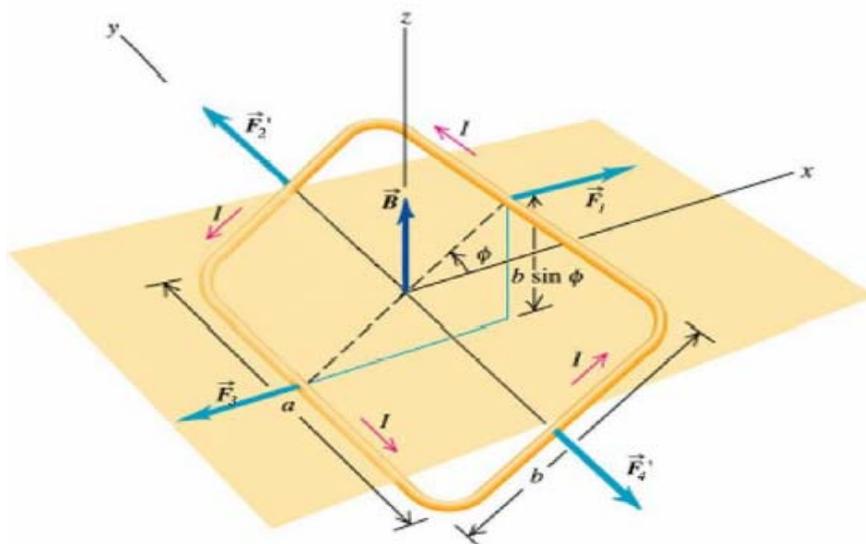


Figura 4-12 Spira percorsa da corrente e immersa in un campo magnetico

La bobina che verrà posta su AtmoCube sarà formata da più spire a seconda della torsione necessaria per contrastare le altre forze di torsione. La forza agente sui lati della bobina è data da:

$$\bar{F} = lN(\bar{I} \times \bar{B})$$

dove

l è la lunghezza del lato delle spire;

N è il numero di spire.

Come mostrato in Figura 4-12, le forze che inducono una torsione sono quelle agenti sui lati denotati con la lettera “a”. In tal caso il momento torcente in forma vettoriale è dato da:

$$\bar{T} = \bar{M} \times \bar{B}$$

dove

$\bar{M} = INA\mu\bar{n}$ è il momento magnetico della bobina con direzione normale alla bobina e verso determinato dalla direzione della corrente secondo la regola della mano destra;

A è l'area della bobina;

μ è la permeabilità magnetica del nucleo della bobina.

Dalla relazione trovata si nota che la torsione tende a far ruotare la bobina in modo tale M si trovi nel verso di B .

4.4.2 DIMENSIONAMENTO DELLA BOBINA

Il dimensionamento della bobina deve tenere conto delle torsioni causate dalle forze perturbative agenti sul satellite. Nel caso di AtmoCube la forza dominante è quella aerodinamica. Inoltre, per allineare il boom verso il nadir, la bobina deve produrre una torsione maggiore della torsione generata dal gradiente di gravità durante la fase successiva al lancio, quando il “boom” non è ancora dispiegato.

La resistenza della bobina è data dalla seguente relazione:

$$R = \frac{L\sigma(T)}{S}$$

dove

L è la lunghezza del filo

$\sigma(T)$ è la resistività del filo che dipende dalla temperatura

S è la sezione del filo

Per dimensionare la bobina si è tenuto conto delle seguenti cinque condizioni:

- 1) La tensione per alimentare la bobina deve essere di 3,3 V. Questa condizione semplifica il circuito di alimentazione e riduce il numero di componenti elettroniche, poiché 3,3 V è la tensione minima generata da una batteria ed è la tensione alla quale funzionano il GPS e il computer di bordo.
- 2) La corrente per alimentare la bobina deve essere inferiore a 100 mA. Questo limite è posto dall'analisi del "budget" di potenza. Il valore ottimale è posto a 50 mA.
- 3) L spazio occupato dalla bobina è limitato dalle dimensioni delle singole facce (< 13 cm).
- 4) La massa delle spira deve essere ridotta, possibilmente inferiore a 100 g.
- 5) La torsione esercitata dalla bobina deve essere superiore alle altre torsioni.

La resistenza della bobina è data da:

$$R = \frac{V}{I} = 66\Omega$$

dove V è la tensione di alimentazione e I è la corrente che attraversa gli avvolgimenti. La potenza massima dissipata nella bobina sarà:

$$P = RI^2 = 0,165W$$

Per creare gli avvolgimenti si userà un filo di rame verniciato.

Deve valere quindi:

$$R = \frac{L\sigma(T)}{S} = \frac{4 lN\sigma(T)}{S} = 66\Omega$$

dove

N è il numero di spire da determinare

l è il lato della bobina di forma quadrata (11 cm)

S è la sezione del filo da determinare

$\sigma = 1,575 \times 10^{-8} \Omega\text{m}$ a 50°C (vale $1,77 \Omega\text{m}$ a 0°C e varia di $39 \times 10^{-4} \Omega\text{m}/^\circ\text{C}$).

Dalla relazione precedente vediamo che per ottenere lo stesso valore della resistenza, se aumenta la sezione del filo deve aumentare anche il numero di spire e quindi la massa della bobina, che dipende dal prodotto $N \times S$. Ricordando che la limitazione sulla massa è di fondamentale importanza, è stato scelto di prendere un filo di diametro di 0,2 mm, che corrisponde ad uno dei fili più sottili in commercio, e un numero di avvolgimenti pari a 300.

Considerando che la densità del rame è $8,93 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$, la massa della bobina risulta: $m = 37 \text{ g}$ che garantisce che la quarta condizione sia soddisfatta. Inoltre possiamo pensare di avvolgere le spire una sopra l'altra così da avere circa 10 fila da 30 spire ciascuna, garantendo che anche la terza condizione sia soddisfatta.

Nella Tabella 4-4 sono riassunte le caratteristiche della spira.

Numero di spire	N	300
Diametro filo	d	0,2 mm
Sezione filo di rame	S	0,314 mm ²
Lato spira	l	11 cm
Area spira	A	121 cm ²
Permeabilità	μ	1
Resistività a 50°C	$\sigma(50^\circ\text{C})$	$1,57 \times 10^{-8} \Omega\text{m}$
Resistività a -100°C	$\sigma(-100^\circ\text{C})$	$2,16 \times 10^{-8} \Omega\text{m}$
Tensione	V	3,3 V
Massa	m	36,9 g
Corrente massima (caso a 50°C)	I	50 mA

Tabella 4-4 Caratteristiche della spira

Il valore della torsione è dato da:

$$T = MB = INAB$$

con B campo magnetico terrestre all'equatore a 500 km di altezza ($B_{MIN} = 0,3134 \text{ gauss} = 0,3134 \times 10^{-4} \text{ T}$).

Come appena visto, la corrente che attraversa le spire dipende dalla resistenza della bobina, che a sua volta varia con la temperatura. Per calcolare la minima torsione generata dalla bobina dobbiamo calcolare la corrente nella bobina nel caso in cui la resistenza sia massima.

In Tabella 4-5 sono riportati i valori di resistenza, corrente e torsione al variare della temperatura.

T (°C)	R (Ω)	I (mA)	T (Nm)
50°C	66	50	$5,668 \times 10^{-6}$
-100°C	90,5	36,5	$4,138 \times 10^{-6}$

Tabella 4-5 Torsioni generate dalla bobina

Confrontando la Tabella 4-5 con la Tabella 4-2 che riporta le torsioni dovute alla forza di gravità a diverse altezze, vediamo che le torsioni della bobina sono sempre maggiori. Infatti la massima torsione data dal gradiente di gravità per mezzo del boom è $1,664 \times 10^{-7} \text{ Nm}$ ad un'altezza di 300 km. Questo fatto assicura che, nel momento in cui il boom non riesce a contrastare le torsioni esterne, è possibile servirsi della bobina. Inoltre, le torsioni corrispondenti alla situazione con il boom non dispiegato sono più di due ordini

di grandezza inferiori, per cui risultano trascurabili. Nel caso della torsione dovuta al “drag” confrontando la Tabella 4-5 con la Figura 4-3 vediamo che, tramite l’uso della bobina, è possibile correggere le torsioni aerodinamiche fino ad un’altezza di 300 km in caso di minima o media attività.

Possiamo affermare che anche la quinta condizione è soddisfatta.

La procedura di funzionamento della bobina, quando AtmoCube sarà operativo e il boom sarà dispiegato, non è ancora stata definita in quanto, a questo livello, non si è in grado di stimare l’entità delle oscillazioni del boom. Nell’analisi del bilancio di potenza la bobina non è stata, quindi, considerata. Dall’energia totale a disposizione dopo aver sottratto tutti i contributi degli altri sistemi, si potrà ricavare la durata massima dell’operazione (vedi paragrafo 7-5).

Capitolo 5

STRUTTURA MECCANICA

La struttura del satellite ha la funzione di contenere tutte le componenti, di proteggerle e isolarle dall'ambiente esterno. Essa deve essere adatta a sostenere lo stress del lancio mantenendo fisse le varie componenti all'interno del satellite.

La struttura può essere suddivisa in tre parti, per semplicità di studio:

- una robusta cornice esterna alla quale vengono montate le altre componenti, le cui dimensioni devono essere adatte a quelle richieste dal lanciatore;
- un supporto interno per le batterie e gli altri sistemi;
- un supporto esterno per celle solari, antenne e sistemi di dispiegamento.

La struttura deve adeguarsi alle dimensioni del lanciatore e deve essere abbastanza robusta da resistere alle vibrazioni, alle accelerazioni e alle variazioni di temperatura durante il lancio e in orbita. La sua massa non deve far superare il budget di massa richiesto. Inoltre, si deve realizzare un sufficiente contatto tra le facce del satellite per assicurare che non si creino grandi gradienti di temperatura sulle superfici.

5.1 **OBIETTIVI DELLA PROGETTAZIONE DELLA STRUTTURA**

La progettazione della struttura soddisfa i seguenti requisiti:

- rispetta i budget di massa e le dimensioni;
- rispetta le condizioni di rigidità e solidità imposte dai vincoli esterni;
- rispetta le condizioni imposte dall'ambiente spaziale;
- pone le batterie non a contatto con i pannelli solari per evitare gradienti di temperatura repentini;
- è a moduli in modo da facilitare la costruzione e l'assemblaggio;
- preferisce configurazioni simmetriche per la loro semplicità;

5.1.1 LIMITAZIONI SU MASSA E DIMENSIONE

AtmoCube non deve superare $13 \times 13 \times 13 \text{ cm}^3$ e deve essere dotato di una particolare struttura di interfaccia tramite la quale sarà connesso al lanciatore.

L'intera massa del satellite non deve eccedere 1,5 kg.

La struttura è costituita di alluminio, materiale di cui è fatto il lanciatore, cosicché ha le stesse proprietà termiche. Inoltre l'alluminio ha una densità relativamente bassa, è resistente, facile da lavorare e ha un basso costo.

Il centro di massa del satellite prima dell'espulsione del boom deve essere il più possibile vicino al centro geometrico per evitare di aumentare le rotazioni impresse dal lanciatore stesso.

5.1.2 CONDIZIONI DI RIGIDITA'

La rigidità è la misura della forza caratteristica della struttura per non essere deflessa sotto un carico[4]. Le frequenze naturali di vibrazione del satellite, che dipendono dalle proprietà della materia di cui è composto, devono essere maggiori delle frequenze di vibrazione esterne. Per un dato modo di vibrazione con un modello ad elementi finiti si identificano i punti di maggior deformazione della struttura. Di solito, la struttura finale è più flessibile di quella simulata, a causa dell'assemblaggio delle varie parti della struttura.

5.1.3 CONDIZIONI DI SOLIDITA'

La spinta durante il lancio può indurre transienti laterali e accelerazioni che causano carichi assiali e laterali[4]. Il carico applicato alla struttura è dato dal peso moltiplicato dal fattore di carico applicato al centro di gravità. Per avere un'adeguata solidità la struttura non deve rompersi o deformarsi a tal punto che le sue funzioni siano rovinate.

Si possono definire due parametri legati alla struttura:

- lo stress ultimo: lo stress maggiore che il materiale può sostenere prima di rompersi;
- lo stress tipico: lo stress che causa una deformazione permanente dello 0,2% della lunghezza.

La condizione di solidità include due requisiti che la struttura deve rispettare:

- resistere alla compressione esercitata;
- resistere alla tensione esercitata.

5.1.4 AMBIENTE DEL SATELLITE

AtmoCube dovrà operare nello spazio, dove, oltre al vuoto, devono essere considerati altri fenomeni, quali le variazioni di temperatura e l'interazione con le particelle atmosferiche.

5.1.4.1 CICLI TERMICI

Il satellite dovrà sopportare un gran numero di cambiamenti termici durante il giorno e la notte a causa della sua orbita attorno alla terra, la cui durata è dell'ordine di 1,5 ore. Alcuni materiali, se non sono di alluminio, subiscono espansione e contrazione dovuti ai cambiamenti di temperatura.

5.1.4.2 SUPERFICI CARICHE

L'impatto del satellite con le particelle può caricare le superfici e può creare disturbi magnetici ai sistemi (es. magnetometro). Ma, poiché la superficie è composta da pannelli solari e alluminio, si considera che la maggior parte della superficie esterna sarà allo stesso potenziale.

5.2 DISEGNO DELLA STRUTTURA

Il disegno della struttura di AtmoCube è già stato definito dagli altri collaboratori del progetto CubeSat. Tale disegno, però, è stato modificato per essere adattato alla diversa dimensione del nostro satellite (13cm^3 invece di 10cm^3) e alla diversa struttura del nostro lanciatore. Si deve, quindi:

- analizzare le caratteristiche di solidità e rigidità della struttura per mezzo di simulazioni con "software" opportuni
- effettuare test sperimentali con la strumentazione a bordo. Di fondamentale importanza risulterà l'analisi del comportamento del satellite sottoposto ai carichi dovuti al lancio.

Il disegno meccanico di AtmoCube è stato effettuato per mezzo del “software SolidWorks”[17]. È possibile progettare delle strutture e visualizzarle nello spazio tridimensionale. La creazione di un modello inizia da uno schizzo. Una volta creato lo schizzo è possibile creare le funzioni e combinarle in vari modi per formare una parte. Successivamente con la combinazione e l'accoppiamento delle parti appropriate si viene a creare un assieme. “SolidWorks” permette di calcolare le caratteristiche, come la massa, la posizione, il centro di massa e i momenti di inerzia delle singole parti o dell'assieme tenendo in considerazione il materiale di cui è fatto ogni elemento. La struttura di AtmoCube così ottenuta, con il boom interno al satellite, è riportata in Figura 5-1. La Figura 5-2 mostra il cubo con il boom spiegato.

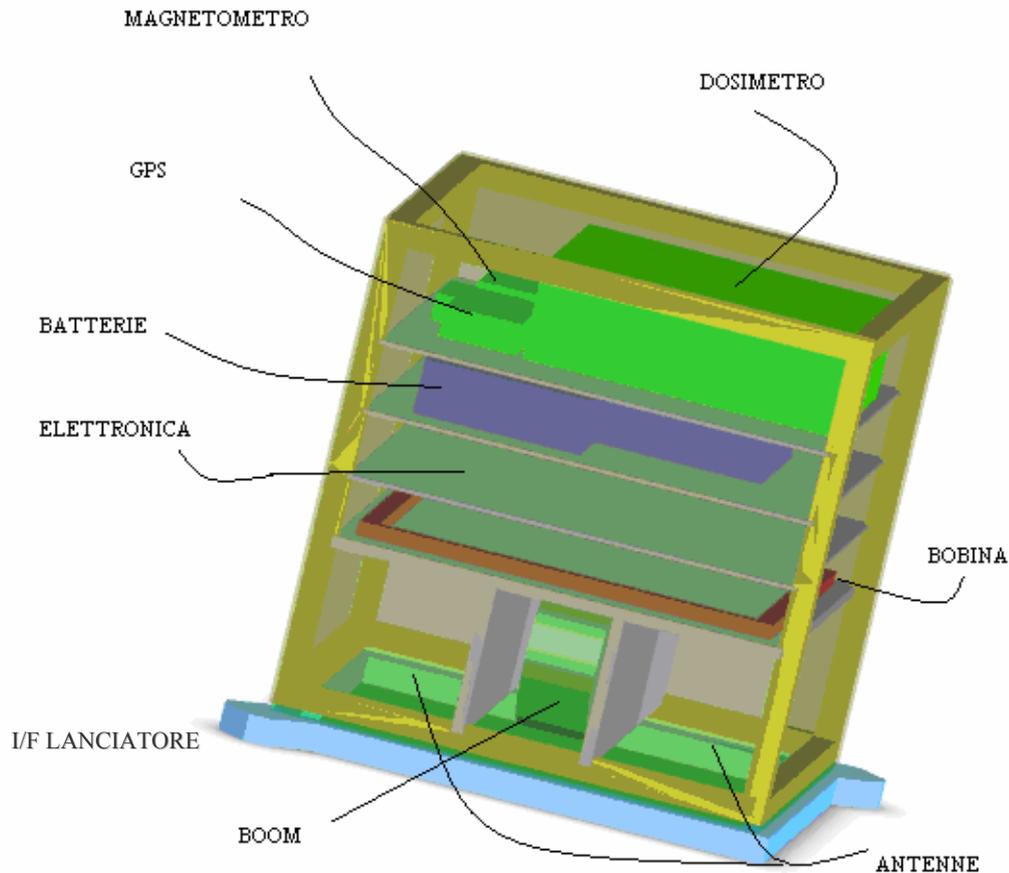


Figura 5-1 Componenti di AtmoCube

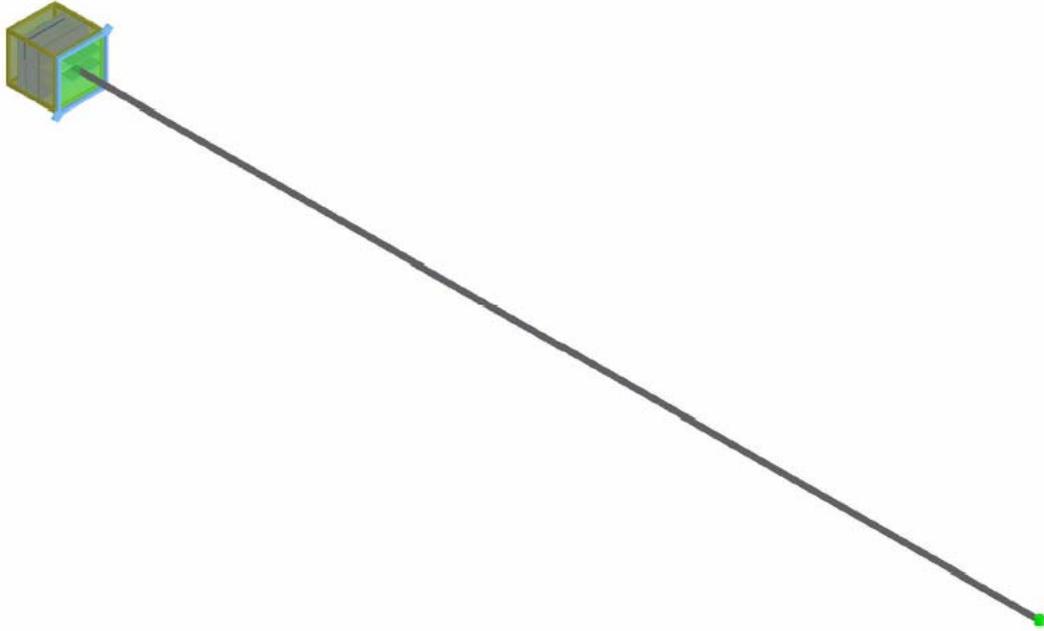


Figura 5-2 AtmoCube con il boom spiegato

In Tabella 5-1 sono riportate la masse e le dimensioni delle componenti di AtmoCube. Le antenne, le schede di elettronica e i pannelli solari non sono stati considerati come singoli elementi in questa fase, ma sono conglobati nella struttura dei “vassei” e dei “pannelli” su cui si appoggiano.

Componenti	Massa (g)
Cornice	136,8
6 Pannelli	50×6
Interfaccia lanciatore	82,4
Boom	161,5
1 vassoio interni	166,7
3 vassoi interni	39,2×3
2 vassoi	13,8
Batterie (4)	300×4
Bobina	37
Dosimetro	162,6
Magnetometro	3,6
GPS	5,8
Antenna GPS	4,2
TOTALE	1492,3

Tabella 5-1 Massa delle componenti di AtmoCube

In Tabella 5-2 vengono riportati i valori trovati del centro di massa nelle coordinate del satellite e dei momenti di inerzia lungo i tre assi dopo il dispiegamento del boom calcolati nel centro di massa.

Centro di massa	(X=0,23mm; Y=-0,19mm; Z=174,56mm)
Momento di inerzia lungo l'asse X	0,459803 kg m ²
Momento di inerzia lungo l'asse Y	0,459891 kg m ²
Momento di inerzia lungo l'asse Z	0,003884 kg m ²

Tabella 5-2 Centro di massa e momenti di inerzia

5.3 ANALISI PRELIMINARI SULLA STRUTTURA

In questo lavoro sono state eseguite simulazioni e non test sperimentali, poiché la struttura finale non è ancora disponibile.

Per le simulazioni è stato utilizzato il programma “COSMOSXpress” supportato da “SolidWorks” che si serve dell’analisi degli elementi finiti. “COSMOSXpress” , per determinare gli effetti provocati dall’applicazione di una forza, simula il ciclo di progettazione e calcola i risultati di spostamento e sollecitazione. Sulla base di questi risultati si potrà decidere se rafforzare le regioni deboli e se asportare del materiale dalle aree sovradimensionate.

Per la simulazione la struttura originale è stata modificata in quanto una delle ipotesi alla base del programma è che il materiale sia isotropo.

È stata costruita la struttura esterna composta dalla cornice, dai pannelli e dall’interfaccia con il lanciatore. All’interno sono stati posti i diversi vassoi che compongono la struttura. Il materiale utilizzato per la simulazione è l’alluminio 6061 le cui caratteristiche sono illustrate in Tabella 5-3.

Densità (kg/m ³)	2,71×10 ³
Tensione ultima (N/m ²)	290×10 ⁶
Compressione ultima (N/m ²)	240×10 ⁶
Modulo di Young (N/m ²)	68×10 ⁹

Tabella 5-3 Caratteristiche dell'alluminio 6061

Una volta creata la struttura è possibile selezionare la posizione dei vincoli e dell’applicazione delle forze. I vincoli sono stati posti sull’interfaccia con il lanciatore nei punti in cui AtmoCube sarà agganciato al lanciatore nella fase di lancio. I punti di applicazione delle forze dipendono dalle caratteristiche delle forze considerate. I risultati delle simulazioni sono basati su un’analisi statica lineare e il materiale si presume isotropo. L’analisi statica lineare presuppone che la reazione del materiale sia lineare, gli spostamenti indotti siano adeguatamente ridotti in modo da ignorare le modifiche nella rigidità a causa del carico e i carichi siano applicati lentamente per ignorare gli effetti dinamici. Quindi, tutti i carichi utilizzati in queste simulazioni sono stati considerati statici e non dinamici. Le immagini dei risultati delle deformazioni non non descrivono la realtà, ma sono esagerati.

5.3.1 REQUISITI LANCIATORE

AtmoCube dovrà possedere tutti i requisiti di sicurezza descritti nella documentazione che riguarda il lanciatore[18].

I dati sulle caratteristiche dei carichi e sulle condizioni ambientali a cui sarà sottoposto AtmoCube provengono dalla scheda tecnica del lanciatore DNEPR.

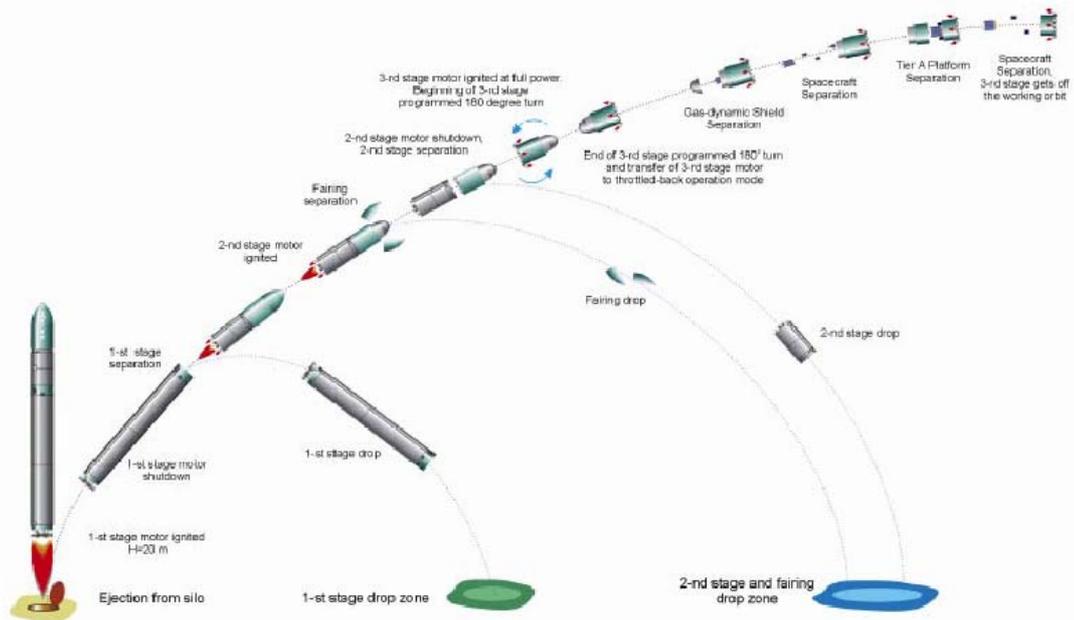


Figura 5-3 Fase di lancio di AtmoCube

La struttura di AtmoCube dovrà essere tale da sopportare i disturbi che si presentano nella fase di lancio (cfr. Figura 5-3)[19]. Questi sono stati suddivisi in:

- carichi quasi statici e dinamici
- vibrazioni
- urti e scosse
- frequenze acustiche
- temperatura ed effetti termici
- effetti gas dinamici sul satellite
- pressione ambientale

Nei paragrafi successivi verrà fatta un'analisi di questi stress e verrà accertato se AtmoCube sarà in grado di sopportare le condizioni critiche a cui verrà sottoposto. Una volta assemblato il satellite con tutte le sue componenti, si dovranno effettuare test sperimentali che simulino le condizioni critiche.

5.3.2 CARICHI QUASI STATICI E DINAMICI

I carichi che agiscono nel satellite nelle fasi di lancio sono descritti nella Tabella 5-4.

Load Source	SC /LV Interface	
	Axial g-load	Lateral g-load
Launch: Movement inside the launch canister	2,5±0,7	±0,3
After exit from the launch canister	±1,0	±0,8
First stage flight: <i>Maximum dynamic pressure</i> <i>Maximum axial g-load</i>	3,0± 0,5 7,5±0,5	0,5±0,5 0,1±0,5
Second stage flight: Maximum axial g-load	7,8± 0,5	0,2
Third stage flight	-0,3...-0,5	0,25

Tabella 5-4 Carichi quasi statici e dinamici

La simulazione è stata effettuata inizialmente considerando il carico statico maggiore assiale e laterale. Dalla tabella si vede che il primo è 8,3g, mentre il secondo è 0,6g. Considerando la massa totale del satellite di 1,5 kg, sono stati applicati 122N sulla faccia superiore, sulle parti laterali delle altre facce che sono rivolte verso la faccia superiore e sull'interfaccia del lanciatore. Contemporaneamente è stata applicata una forza di 8,4 N su tutte le parti rivolte lateralmente. In Figura 5-4 è riportata l'immagine della deformazione della struttura di AtmoCube.

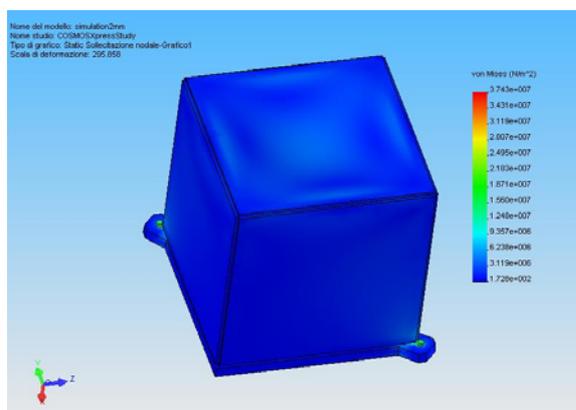


Figura 5-4 Deformazione dovuta all'applicazione dei carichi statici

Si può vedere che AtmoCube non subisce deformazioni rilevanti dovute ai carichi statici che si verificheranno durante il lancio. I punti di massimo stress si trovano nell'interfaccia con il lanciatore dove sono stati posti i vincoli. La sollecitazione

massima è pari a $1,248 \times 10^7$ N/m², lontano dal punto di rottura o deformazione permanente che è posto a $2,9 \times 10^9$ N/m² (cfr. Tabella 5-3).

A questa simulazione sono stati aggiunti i carichi assiali e laterali dovuti alla pressione rispettivamente di 3,5g e 1g. Le forze corrispondenti sono di circa 52N e 14,7N. In Figura 5-5 è riportato il risultato della simulazione.

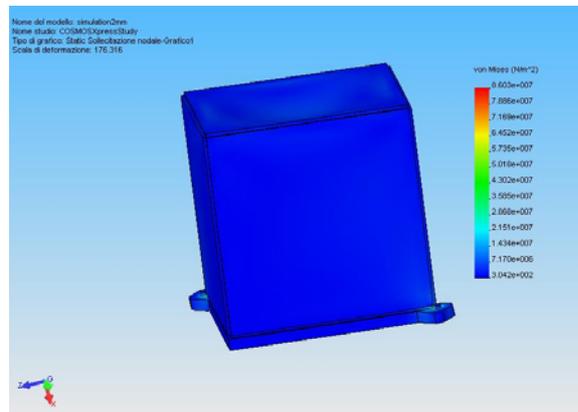


Figura 5-5 Deformazione dovuta ai carichi statici e alla pressione

I punti di massimo stress sono gli stessi della simulazione precedente e il valore massimo è $2,151 \times 10^7$ N/m², ancora lontano dal valore di rottura.

Per essere ancora più conservativi, è stata considerata la situazione in cui i carichi applicati sono doppi rispetto a quelli nominali del lanciatore. Sono stati quindi utilizzati un carico assiale di 348 N e un carico laterale di 46 N. In Figura 5-6 è riportata la deformazione risultante.

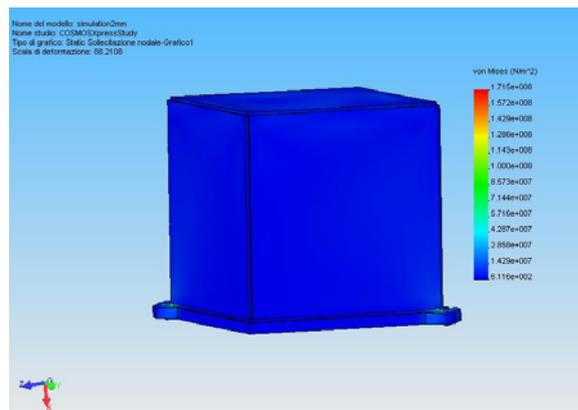


Figura 5-6 Deformazione dovuta ad un carico maggiorato

I punti di massimo stress si trovano nell'interfaccia con il lanciatore dove sono stati posti i vincoli e il valore massimo è $5,716 \times 10^7$ N/m², ancora lontano dal punto di rottura e di deformazione.

5.3.3 VIBRAZIONI

Durante la fase del lancio e del volo ci sono vibrazioni armoniche che agiscono sul satellite.

Le oscillazioni armoniche sono caratterizzate dall'ampiezza delle vibrazioni e dalla frequenza.

I valori delle ampiezze longitudinali e laterali delle accelerazioni armoniche sono riportati rispettivamente nella Tabella 5-5 e nella Tabella 5-6.

Frequency sub-bands, Hz	5...10	<u>10...15</u>	15...20
Amplitude, g	0,5	<u>0,6</u>	0,5
Duration, sec.	10	<u>30</u>	60

Tabella 5-5 Ampiezze longitudinali

Frequency sub-bands, Hz	2...5	<u>5...10</u>	10...15
Amplitude, g	0,2...0,5	<u>0,5</u>	0,5...1,0
Duration, sec.	100	<u>100</u>	100

Tabella 5-6 Ampiezze laterali

La simulazione è stata effettuata applicando le accelerazioni come dei carichi inerziali in corrispondenza dell'appropriata banda di frequenza. Ricordiamo che il programma di simulazione non è di tipo dinamico, per cui, in attesa dei test reali sulla struttura, tali carichi sono stati simulati in modo statico. Dalle tabelle si vede che la banda di frequenza in cui si verificano i carichi maggiori è da 10 a 15 Hz. I carichi longitudinali sono stati applicati alle facce superiore ed inferiore, mentre quelli laterali alle facce laterali. Il risultato è riportato nella Figura 5-7.

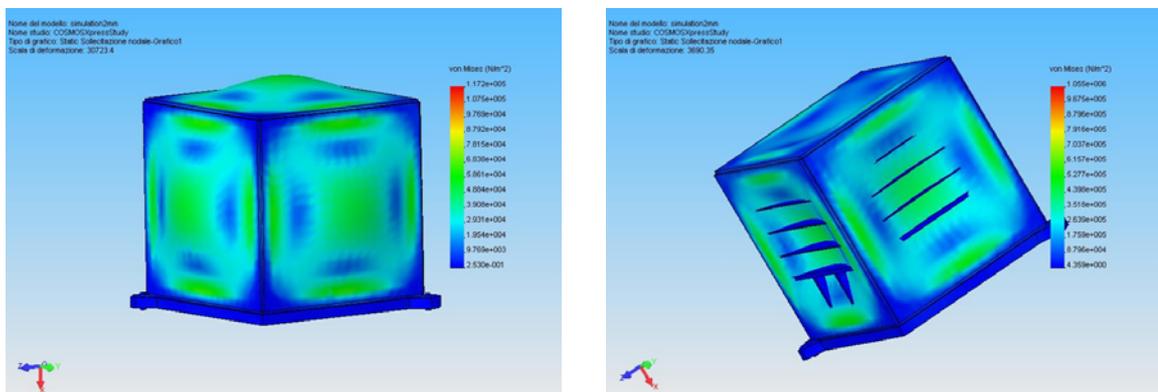


Figura 5-7 Deformazione dovuta alle vibrazioni armoniche

In questo caso la sollecitazione maggiore si verifica al centro delle facce e vale $7,037 \times 10^5 \text{ N/m}^2$.

5.3.4 URTI E SHOCK

Urti e shock sono caratterizzati dal loro spettro di banda e dalla loro durata (Tabella 5-7).

Frequency, Hz	30...50	50..100	100...200	200...500	500...1000	1000...2000	2000...5000
Shock spectrum value, g	5...10	10...25	25...100	100...350	350...1000	1000	1000...3000

Tabella 5-7 Frequenza degli urti e shock

La durata di queste scosse non è superiore a 0,1 secondo.

Il carico maggiore si verifica ad una frequenza di 5000 Hz e corrisponde a 3000g. In Figura 5-8 è mostrato il risultato della simulazione applicando questo valore all'interfaccia con il lanciatore.

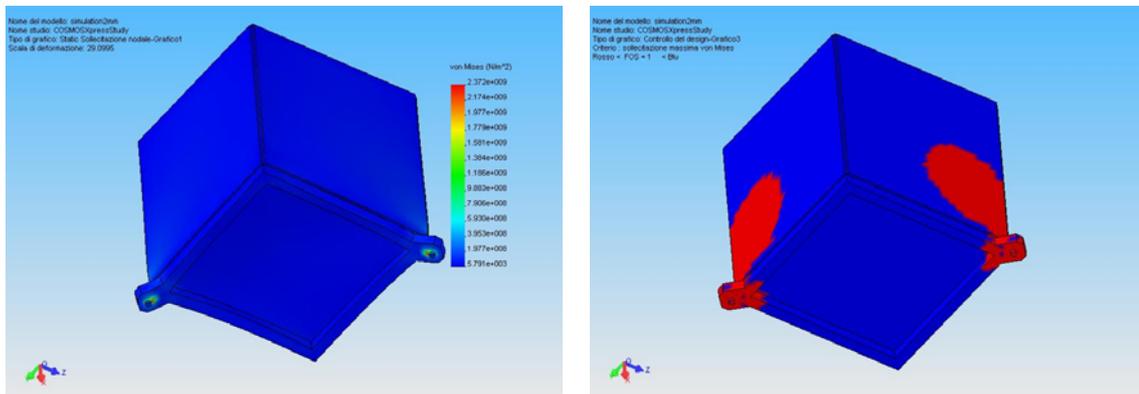


Figura 5-8 Risultato della simulazione degli urti

Le zone in rosso indicano i punti di rottura in cui il valore dello stress massimo è $2.372 \times 10^9 \text{ N/m}^2$, superiore di un ordine di grandezza rispetto al carico massimo che l'alluminio è in grado di sopportare. In questi punti la struttura dovrà essere rinforzata.

5.3.5 VIBRAZIONI ACUSTICHE

In Tabella 5-8 sono riportati i valori della pressione esercitata dalle frequenze acustiche provocate dalla propulsione e dalla turbolenza.

Octave Frequency Band Mean Geometric Frequency, Hz	Sound Pressure Level. dB
31,5	125
63	132
125	135
250	134
500	132
1000	129
2000	126
4000	121
8000	115
Integral level of sound pressure, dB	140
Duration, sec	35

Tabella 5-8 Frequenze acustiche

Il livello di pressione del suono è espresso in decibel. Il livello L è dato dalla seguente formula:

$$L = 20 \times \log\left(\frac{p}{p_0}\right)$$

dove p è il valore della pressione esercitata dall'onda sonora,
 p_0 è un valore di riferimento che vale 0,02 mPa.

Dalla Tabella 5-8 si vede che la pressione massima si ha a 125 Hz e corrisponde a circa 113 Pa. La simulazione riportata in Figura 5-9 è riferita a quel valore della pressione applicata a tutte le facce.

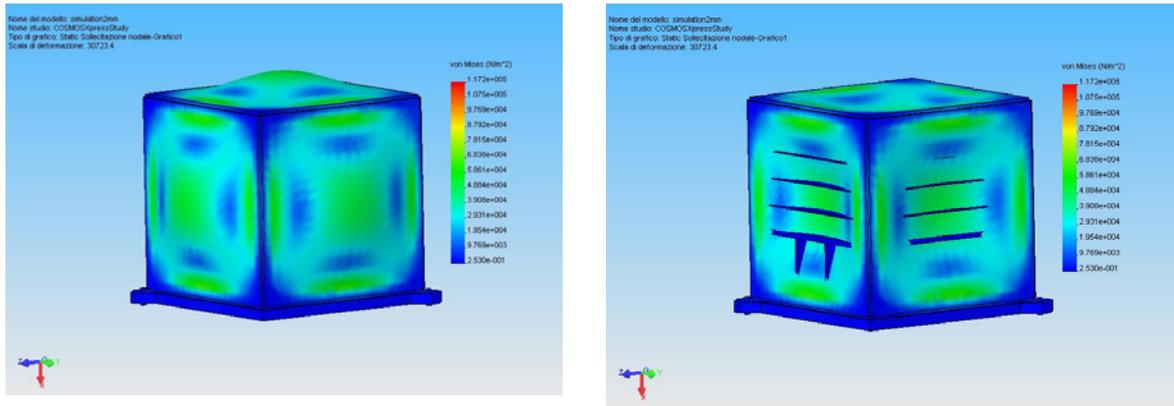


Figura 5-9 Deformazione dovuta alle frequenze acustiche

Lo stress massimo dovuto alle frequenze acustiche è $8,792 \times 10^4 \text{ N/m}^2$, molto lontano dallo stress ultimo.

5.3.6 TEMPERATURA ED EFFETTI TERMICI

Durante tutte le fasi che precedono il rilascio in orbita del satellite la temperatura sarà tra 5°C e 30°C . L'umidità può raggiungere il 70%. L'analisi della temperatura del satellite discussa nel Capitolo 6.

5.3.7 EFFETTI GAS DINAMICI

AtmoCube dovrà essere in grado di sopportare la pressione esercitata nel momento in cui sarà il distacco dalla piattaforma. I valori sono riportati in Tabella 5-9

Time,s	1,06	1,44	1,79	2,19	2,53	3,58	5,65	6,32
X, m	1,4	2,6	4,0	6,0	8,0	16	40	50
P, kg/cm ²	$0,4 \times 10^{-5}$	1×10^{-5}	$0,9 \times 10^{-4}$	$0,2 \times 10^{-3}$	$0,1 \times 10^{-3}$	$0,8 \times 10^{-4}$	$0,2 \times 10^{-4}$	$0,13 \times 10^{-4}$

Tabella 5-9 Pressioni al distacco dalla piattaforma

Questi effetti sono generati nel momento in cui il lanciatore si stacca dalla piattaforma. Devono, quindi, essere simulati insieme ai carichi dovuti alle accelerazioni del lanciatore e alle pressioni esercitate al momento del lancio. E' stato preso il primo caso analizzato che comprende la simulazione dei carichi quasi statici e dinamici ed è stato aggiunto il valore della pressione corrispondente alla distanza di 6m tra piattaforma e razzo. La pressione massima che è stata aggiunta è uguale a 20 Pa.

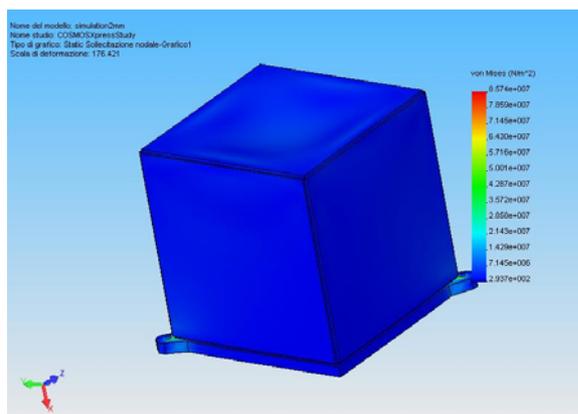


Figura 5-10 Deformazione dovuta agli effetti gas dinamici e ai carichi statici

La simulazione riporta il massimo stress di $8,574 \times 10^7 \text{ N/m}^2$, che si verifica nell'interfaccia con il lanciatore dove il satellite è agganciato. La deformazione corrispondente è mostrata in Figura 5-10.

5.3.8 PRESSIONE AMBIENTALE

Il tasso di cambiamento della pressione all'interno del lanciatore non eccede $0,35 \text{ N/cm}^2/\text{s}$, tranne che per un periodo di circa 3 s quando raggiunge $0,85 \text{ N/cm}^2/\text{s}$. La simulazione è stata eseguita applicando la pressione di 8500 Pa su tutte le facce. In Figura 5-11 è riportato la deformazione.

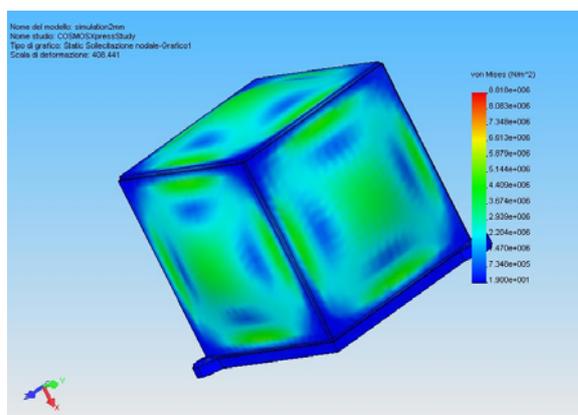


Figura 5-11 Deformazione dovuta alla pressione ambientale

Il valore dello stress massimo è $5,144 \times 10^6 \text{ N/m}^2$, ancora una volta lontano dal valore ultimo.

5.3.9 RISULTATI DELLE SIMULAZIONI

Dai risultati delle simulazioni eseguite ci si aspetta che le vibrazioni armoniche ed acustiche siano trascurabili rispetto i carichi statici combinati con la pressione esercitata al momento del lancio. Dalla simulazione degli urti si è notato che l'interfaccia con il lanciatore dove sono stati posti i vincoli può essere danneggiata.

Capitolo 6

SISTEMA TERMICO

L'analisi termica di AtmoCube coinvolge l'identificazione delle sorgenti di calore e del sistema di trasporto ed emissione di calore in modo tale da assicurare che tutte le componenti del satellite si trovano all'interno dell'intervallo di temperatura necessario per operare.

Il sistema di controllo termico deve mantenere i sottosistemi e gli strumenti scientifici alla temperatura richiesta per il loro funzionamento. Inoltre deve assicurare un basso gradiente di temperatura tra parti opposte del satellite in modo che non si creino deformazioni strutturali.

Il sistema di controllo termico può essere passivo o attivo: il primo utilizza materiali, rivestimenti o superfici trattate per mantenere la temperatura nel range appropriato, mentre il secondo mantiene la temperatura per mezzo di sistemi di calore o di raffreddamento. Poiché il sistema di controllo termico attivo richiede un consumo di potenza non trascurabile, per AtmoCube, sarebbe preferibile utilizzare solo il metodo passivo.

6.1 *SORGENTI DI CALORE ESTERNE*

Le sorgenti di calore includono la radiazione solare diretta, quella della Terra, la radiazione infrarossa proveniente dalla terra e l'energia dissipata nelle componenti elettriche del satellite.

6.1.1 **RADIAZIONE SOLARE DIRETTA**

La radiazione solare diretta è la maggiore sorgente di calore per un satellite. Il suo valore è abbastanza stabile (1367 W/m^2), e varia di circa 3,5% durante l'anno a seconda della distanza sole-terra. Essa va da un valore minimo di 1322 W/m^2 al solstizio di estate, ad un massimo di 1414 W/m^2 al solstizio d'inverno. L'intensità solare varia anche con la lunghezza d'onda. Schematicamente lo spettro solare può essere distribuito nel modo seguente:

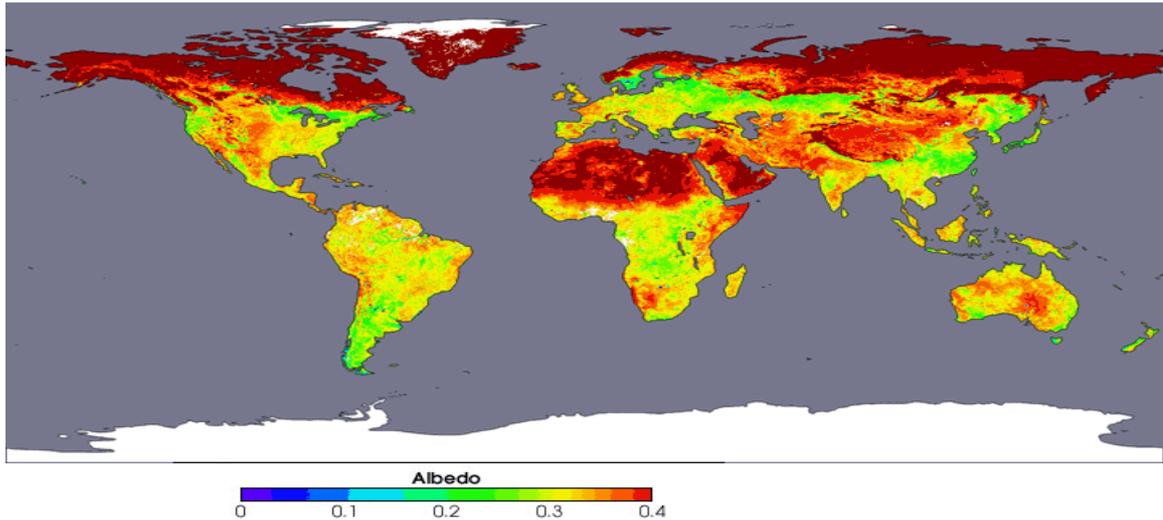
da 0,2 a 0,38 μm = ultravioletto (circa 7% dell'energia totale)

da 0,38 a 0,78 μm = visibile (circa 46% dell'energia totale)

da 0,78 a 10 μm = infrarosso (circa 47% dell'energia totale).

6.1.2 ALBEDO

L'albedo della terra è la radiazione solare riflessa dalla terra. L'immagine sottostante prodotta dalla NASA riproduce l'albedo terrestre[20]. Generalmente si considera un valore pari a $(30\pm 5)\%$ della radiazione solare diretta. Il suo valore varia con diverse inclinazioni dell'orbita del satellite[5].



6.1.3 INFRAROSSO DALLA TERRA

La radiazione proveniente dal sole non riflessa come albedo è assorbita dalla terra e riemessa come calore nella banda dell'infrarosso[5]. L'intensità di tale energia varia considerevolmente con la temperatura locale della terra e con le condizioni atmosferiche. Il suo valore medio è (337 ± 21) W/m².

L'energia emessa alla terra, che ha una temperatura media attorno a -18°C , ha approssimativamente la stessa lunghezza d'onda di quella emessa dal satellite, mentre è dell'energia emessa dal sole a 5500°C . Diversamente dall'energia solare, l'infrarosso proveniente dalla terra non può essere riflesso dalle superfici del satellite con speciali rivestimenti di controllo termico, poiché gli stessi rivestimenti impedirebbero di disperdere il calore interno prodotto dal satellite.

6.2 CONTROLLO TERMICO

Il progetto AtmoCube richiede di minimizzare il peso, i costi e la complessità dei sistemi cercando di mantenere il sistema termico più semplice possibile e di limitare l'uso di componenti attive.

Per ottenere una temperatura desiderata tra dissipazione interna del satellite, sorgenti di calore esterne e irraggiamento è necessario analizzare le proprietà delle superfici del satellite. In questo caso, le proprietà principali di una superficie sono descritte dalle costanti di emissività infrarossa e di assorbimento solare. Ad esempio, se è necessario lo scambio di energia all'interno del satellite, è preferibile dipingere di nero le superfici.

Per una corretta analisi del sistema termico è necessario utilizzare opportuni “software” [21] che esistono sul mercato, ma che non sono ancora stati acquisiti dal gruppo di lavoro AtmoCube. L'analisi che viene presentata in questo capitolo è uno studio preliminare che si basa sulle proprietà tipiche dei materiali e sulle condizioni di massima e minima temperatura raggiunta all'interno del satellite se questo restasse per un tempo indefinito rispettivamente esposto al Sole o nella fase notturna dell'orbita. Infatti al primo livello di analisi è importante determinare l'intervallo massimo di temperatura che si avrà nel nostro AtmoCube per valutare se i sistemi possono lavorare a tali temperature o se siano necessari sistemi di raffreddamento o riscaldamento. Dovranno, quindi, essere sviluppati simulazioni e test termici.

6.2.1 TEMPERATURE DEI SISTEMI

La Tabella 6-1 riporta i valori della temperatura minima e massima ai quali i vari sistemi funzionano

SISTEMI	T_{MIN} (°C)	T_{MAX} (°C)
Batteria carica	0	50
Scarica	-40	60
Dosimetro	-20	40
Computer	-40	85
GPS	-40	85
Magnetometro	-40	85
Ricevitore	-40	85
Trasmettitore	-40	80

Tabella 6-1 Temperature di funzionamento dei sistemi

La maggior parte delle componenti elettroniche lavora tra -40°C e 85°C, mentre le batterie tra 0°C e 50°C durante la carica e tra -20°C e 60°C durante la scarica. Le batterie dovrebbero essere poste lontano dalle celle solari per limitare l'influenza delle

variazioni di temperatura dei pannelli solari. Poiché la capacità delle batterie diminuisce a causa di cambiamenti di temperatura durante le operazioni di carica/scarica, la temperatura dovrebbe essere mantenuta tra 10°C e 30°C. Eventualmente dovranno essere utilizzati metodi di isolamento per limitare l'intervallo di temperatura all'interno del satellite.

Le celle solari ricoprono circa il 53% della superficie esterna del satellite; rimane, quindi, il controllo delle proprietà della radiazione (assorbimento/emissione) del restante 47%. Usando, ad esempio, la struttura di alluminio dipinta di nero, la temperatura media del cubo aumenterà.

6.2.2 INTERVALLO DI TEMPERATURA

La propagazione del calore può avvenire in tre modi:

- **CONVEZIONE:** ha luogo quando tra due corpi a diversa temperatura si trova un fluido intermedio che si riscalda a contatto con il corpo caldo e cede calore quando viene a contatto con il corpo più freddo. Nello spazio la convezione è assente a causa della densità rarefatta dell'atmosfera: il cammino libero medio di una particella atmosferica a qualche centinaio di chilometri di altezza è di circa 1,6 km.
- **CONDUZIONE:** ha luogo tra corpi a contatto o tra parti dello stesso corpo che si trovano a temperature diverse.
- **IRRAGGIAMENTO:** ha luogo tra corpi non in contatto e il calore viene scambiato mediante emissione di radiazione.

La temperatura di un satellite è controllata dagli scambi tramite irraggiamento con lo spazio circostante.

La temperatura del satellite nelle diverse fasi dell'orbita è, in prima approssimazione, la temperatura di equilibrio che esso raggiunge essendo sottoposto, da una parte, alle diverse sorgenti di calore esterne (cfr. paragrafo 6.1) od interne, dall'altra, alla dispersione di calore nello spazio.

Per semplicità assumiamo che ci sia una situazione di equilibrio, cioè che le sorgenti di calore siano uguali alle perdite di calore nello spazio. Sorgenti di calore includono generatori di calore interni ed esterni, mentre le significative perdite di calore sono date dalle radiazioni emesse.

La temperatura di equilibrio sul satellite viene stimata usando la conservazione dell'energia:

$$Q_{ABSORBED} + Q_{DISSIPATED} - Q_{EMITTED} - Q_{GENERATED} = 0$$

Dove $Q_{ABSORBED}$ dipende dal flusso solare che incide sul satellite (1326 W/m² al solstizio di inverno e 1418 W/m² al solstizio di inverno) ed include tutte le sorgenti esterne al satellite (cfr. paragrafo 6.1),

$Q_{DISSIPATED}$ è l'energia dissipata dalle componenti elettroniche,

$Q_{EMITTED}$ è l'energia emessa dalle facce esterne sottoforma di radiazione infrarossa la cui potenza dipende dall'emissività del materiale e dalla sua temperatura. Il calore totale che lascerà la superficie è descritto dall'equazione di Stefan-Boltzmann.

$Q_{GENERATED}$ è l'energia che le celle solari convertono direttamente da solare a elettrica.

Essendo AtmoCube costituito da elementi conduttori, la conduzione tra le facce è più veloce della radiazione. Per questo, in prima approssimazione, tutti gli elementi si trovano alla stessa temperatura.

Consideriamo qui il caso limite in cui il satellite non è stabilizzato e tre facce possono essere esposte contemporaneamente al Sole e/o alla Terra.

Si può ottenere quindi la temperatura di equilibrio dalle seguenti relazioni:

$$Q_{EMITTED} = \varepsilon \times \sigma \times A_{TOTAL} \times T^4$$

$$Q_{ABSORBED} = \sqrt{N} \times ((S \times A \times \alpha) + (S_{IR} \times A \times \varepsilon \times \sin^2 \rho) + (S \times a \times \alpha \times A \times K \times \sin^2 \rho))$$

$$Q_{GENERATED} = \sqrt{N} \times \eta \times (S \times A \times \alpha + S \times a \times A \times \alpha \times \sin^2 \rho)$$

Dove

S è la costante solare,

σ è la costante di Stefan-Boltzmann = 5,67051x10⁻⁸ W/m²/K⁴,

A_{TOT} è la superficie totale del satellite e A di una faccia,

N è il numero di facce illuminate,

α è la costante di assorbimento dei materiali ed ε di emissione,

$S_{IR} \times \sin^2 \rho$ [4] è il flusso di radiazione infrarossa all'altezza del satellite (ρ è il raggio angolare della terra),

$S \times a \times K \times \sin^2 \rho$ [4] è il termine riferito all'albedo ($K = 0,664 + 0,521\rho - 0,203\rho^2$ e a è l'albedo terrestre (30±5)%),

η è l'efficienza della cella solare,

T è la temperatura di equilibrio.

La costante di assorbimento e di emissione sono state calcolate considerando i materiali delle celle solari e della struttura in alluminio, come mostrato nella Tabella 6-2, i valori delle costanti si riferiscono all'alluminio dipinto di nero.

FACCE	α	ε	COPERTURA
LATERALI			
Celle solari	0,75	0,83	0,576
Alluminio	0,95	0,90	0,424
Valore totale	0,835	0,86	
FACCIA	α	ε	COPERTURA

SUPERIORE			
Celle solari	0,75	0,83	0,864
Alluminio	0,95	0,90	0,136
Valore totale	0,777	0,84	
FACCIA	α	ϵ	COPERTURA
INFERIORE			
Celle solari	0,75	0,75	0
Alluminio	0,95	0,90	1
Valore totale	0,95	0,90	
TUTTE LE	α	ϵ	
FACCE			
Valore totale	0,844	0,863	

Tabella 6-2 Costanti di assorbimento ed emissione

Il caso di massima temperatura si avrà durante la fase diurna dell'orbita, quando saranno presenti radiazione solare diretta, l'albedo e la radiazione infrarossa su tre facce. Inoltre consideriamo tutti i sistemi funzionanti, eccetto il set/reset del magnetometro che dura qualche millisecondo (cfr. paragrafo 7.5). In tal caso solo la trasmissione prenderà corrente dalle batterie, per gli altri sistemi, che si forniranno direttamente dalle celle solari, sarà $Q_{DISSIPATED} = Q_{GENERATED}$. Per il trasmettitore si avrà $Q_{DISSIPATED}$ uguale alla potenza che le batterie erogano per permettere il suo funzionamento, cioè Q_{DISS} del trasmettitore = 3,57W. Di seguito verrà considerata come potenza dissipata la potenza necessaria al trasmettitore per funzionare, senza tenere conto che la potenza che genera le onde elettromagnetiche dell'antenna non verrà trasformata in calore. Applicando le formule descritte sopra, il limite superiore della temperatura di equilibrio sarà data dall'equazione:

$$T = \left(\frac{\sqrt{N} \times (S \times A \times \alpha + S_{IR} \times A \times \epsilon \times \sin^2 \rho + S \times A \times a \times \alpha \times K \times \sin^2 \rho) + Q_{DISS}}{\epsilon \times \sigma \times A_{TOT}} \right)^{0,25}$$

Dove N è il numero di facce contemporaneamente illuminate

Considerando che le facce illuminate dall'albedo e dalla radiazione infrarossa proveniente dalla terra possono essere al massimo tre, raccogliendo i termini tra parentesi e mettendo i valori opportuni per le costanti di assorbimento e di emissione, la formula sopra diventa:

$$T = \left(\frac{\sqrt{3} (SA((2\alpha_L + \alpha_Z) + (2\alpha_L + \alpha_B)aK \sin^2 \rho) + S_{IR} A \sin^2 \rho \times (2\epsilon_L + \epsilon_B)) / 3 + Q_{DISS}}{\epsilon_{TOT} \times \sigma \times A_{TOT}} \right)^{0,25}$$

Dove α_L è la costante di assorbimento della faccia laterale,
 α_Z quella della faccia opposta al nadir con sei celle solari,
 ϵ_L è la costante di emissione della faccia laterale,
 ϵ_B quella della faccia diretta verso la terra senza celle solari,
 ϵ_{TOT} quella media delle facce.

I valori sono calcolati tenendo in considerazione la percentuale di copertura di celle solari e alluminio.

In tal caso la temperatura massima stimata nel nostro AtmoCube è:

$$T_{max} = 35^{\circ}\text{C}.$$

Nel caso più realistico in cui la faccia senza celle solari è sempre rivolta verso la terra ed è quindi l'unica ad assorbire la radiazione infrarossa e l'albedo, la massima temperatura è di poco inferiore:

$$T_{max} = 32,5^{\circ}\text{C}.$$

Per trovare il limite minimo della temperatura, supponiamo che AtmoCube si trovi in eclisse e che solo il processore di bordo lavori. In tal caso $Q_{ABSORBED}$ è uguale all'energia infrarossa proveniente dalla terra, $Q_{GENERATED}$ è pari a zero e $Q_{DISSIPATED}$ è uguale all'energia fornita dalle batterie per far funzionare il processore (circa 0,1W). Applicando le formule descritte sopra, considerando la faccia diretta verso la terra l'unica illuminata dalla radiazione infrarossa, la soluzione per la temperatura minima è data da:

$$T = \left(\frac{S_{IR} \times A \times \varepsilon_B \times \sin^2 \rho + Q_{DISSIPATED}}{\varepsilon_{TOT} \times \sigma \times A_{TOT}} \right)^{0,25}$$

Se il valore della radiazione infrarossa è posto uguale a $216\text{W}/\text{m}^2$, il limite inferiore della temperatura di equilibrio sarà $T_{min} = -117,3^{\circ}\text{C}$.

Consideriamo che anche altri sistemi siano in funzione e la potenza dissipata sia di 1 W, la temperatura minima sale a $T_{min} = -106,5^{\circ}\text{C}$. Nel caso in cui la potenza dissipata sia 2W, la temperatura minima arriva a $T_{min} = -96,6^{\circ}\text{C}$.

Nel caso di alluminio dipinto di bianco, le cui costanti di assorbimento e di emissione sono rispettivamente 0,225 e 0,825, si trovano i seguenti valori della temperatura:

$$\begin{aligned} T_{max} &= 9,3^{\circ}\text{C}, \\ T_{min} &= -119^{\circ}\text{C} && \text{(con 0,1W di potenza dissipata)} \\ T_{min} &= -107,4^{\circ}\text{C} && \text{(con 1W di potenza dissipata)} \\ T_{min} &= -96,9^{\circ}\text{C} && \text{(con 2W di potenza dissipata)} \end{aligned}$$

Si può vedere che l'intervallo di temperatura risultante è al di fuori delle temperature limiti per il corretto funzionamento dei sistemi che compongono AtmoCube. Il problema è legato alle temperature troppo basse che il satellite eventualmente raggiunge durante la fase notturna dell'orbita.

Bisogna notare, però, che il metodo di analisi utilizzato si riferisce ad un caso limite poiché non tiene conto del fatto che il satellite si troverà al sole e all'ombra per periodi limitati. Questo studio approssima il caso in cui il satellite si trova costantemente sempre all'ombra o al sole.

Collaboratori internazionali hanno effettuato simulazioni della temperatura all'interno del satellite servendosi di programmi opportuni, ma i risultati ottenuti[22] non si discostano di molto dai valori calcolati.

Poiché i calcoli effettuati non assicurano che i valori della temperatura del satellite si trovino all'interno dell'intervallo in cui i sistemi lavorano, probabilmente si dovrà ricorrere all'uso di altri metodi di controllo della temperatura.

Un metodo passivo è quello di ricoprire con strati isolanti i sistemi che necessitano di mantenere la temperatura all'interno dell'intervallo necessario al buon funzionamento. Il materiale di rivestimento è leggero, non richiede consumo di potenza e aiuta ad evitare rapidi cambiamenti di temperatura. Questi isolanti sono composti da vari strati di materiali con bassa conduttività ed emissività. Il valore di emissività che può essere ottenuto nei laboratori è di circa 0,015[5].

Capitolo 7

SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

Il sistema di potenza è una struttura che riceve potenza dalle celle solari e la distribuisce agli altri sistemi del satellite. Il sistema è costituito da due elementi principali:

- 1) le celle solari che trasformano direttamente l'energia solare in corrente
- 2) le batterie che immagazzinano l'energia dalle celle.

Le celle solari devono fornire potenza ai sistemi e caricare la batteria quando sono illuminate dal sole, mentre la batteria deve fornire potenza durante l'eclissi e quando la potenza richiesta dai sistemi è maggiore della potenza disponibile dalle celle (caso del trasmettitore).

Se le celle solari forniscono più potenza di quella necessaria ai sistemi, quella in eccesso è accumulata in batterie ricaricabili, che sono scaricate quando i sistemi necessitano di potenza non sufficiente o non più disponibile dalle celle solari.

Inoltre il sistema di alimentazione deve essere in grado di compiere altre operazioni per salvaguardare il corretto funzionamento di tutto il satellite:

- 1) per lo scambio di informazioni tra i vari sistemi all'interno di AtmoCube, il sistema di potenza deve essere in grado di comunicare con il processore;
- 2) deve essere possibile per il processore specificare a quali sistemi è permesso ricevere potenza in un dato istante;
- 3) se un sistema consuma una quantità di corrente tale da suggerire un suo malfunzionamento, il sistema di potenza deve disconnettere il carico e informare il processore.

In questo capitolo vengono descritte le celle solari e le batterie che saranno utilizzate in AtmoCube e il disegno preliminare del sistema di alimentazione. Le celle solari sono state identificate e sono in fase di acquisizione. Le procedure di test sono già state impostate. Le batterie sono state identificate ed almeno in parte acquisite. I test preliminari sono stati effettuati.

7.1 CELLE SOLARI

La sorgente primaria di potenza è il sole. Per semplicità non verranno usati in AtmoCube pannelli che “si spiegano”, quindi la potenza del sole incide direttamente sulle celle solari presenti sulle facce del satellite.

Ciò che caratterizza una cella solare è la sua curva corrente verso tensione, detta curva I-V; un esempio è mostrato in Figura 7-1. Su di essa sono definiti tre punti caratteristici:

- la corrente di corto circuito (I_{SC}): la corrente dove la tensione è zero;
- il punto di massima potenza (P_{MP});
- la tensione a circuito aperto (V_{OC}): la tensione se non passa corrente nel circuito.

L'efficienza di una cella solare è definita come il rapporto fra la potenza P_{max} fornita dalla cella nel punto di massima potenza sotto condizioni standard e la potenza della radiazione incidente su di essa.

Il comportamento di una cella solare dipende dall'intensità della radiazione incidente e dalla temperatura. Un aumento di temperatura produce un abbassamento di V_{OC} e non cambia significativamente il valore di I_{SC} (Figura 7-1).

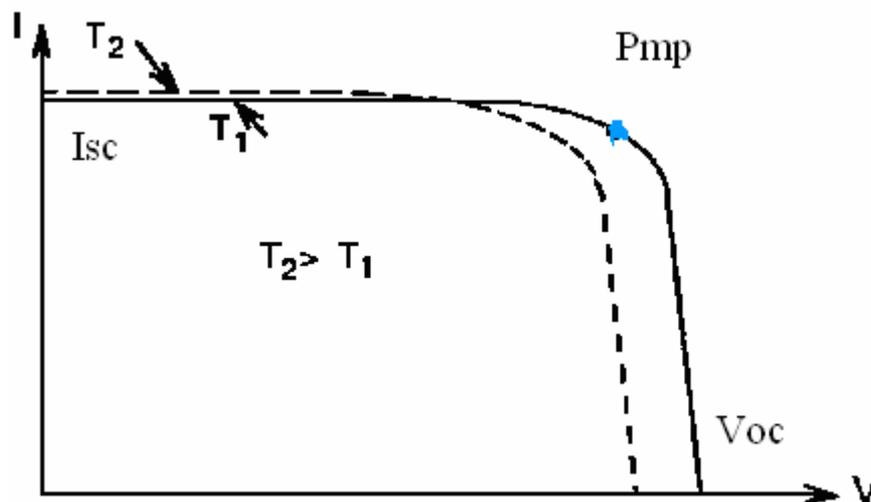


Figura 7-1 Curva I-V al variare della temperatura

D'altra parte l'intensità della radiazione solare non produce cambiamenti rilevanti in V_{OC} , che è una caratteristica del semiconduttore utilizzato, mentre I_{SC} è proporzionale all'intensità della radiazione incidente.

La Figura 7-2 mostra come cambia la curva I-V al variare dell'angolo di incidenza della radiazione solare che corrisponde ad una variazione dell'intensità proporzionale al coseno dell'angolo.

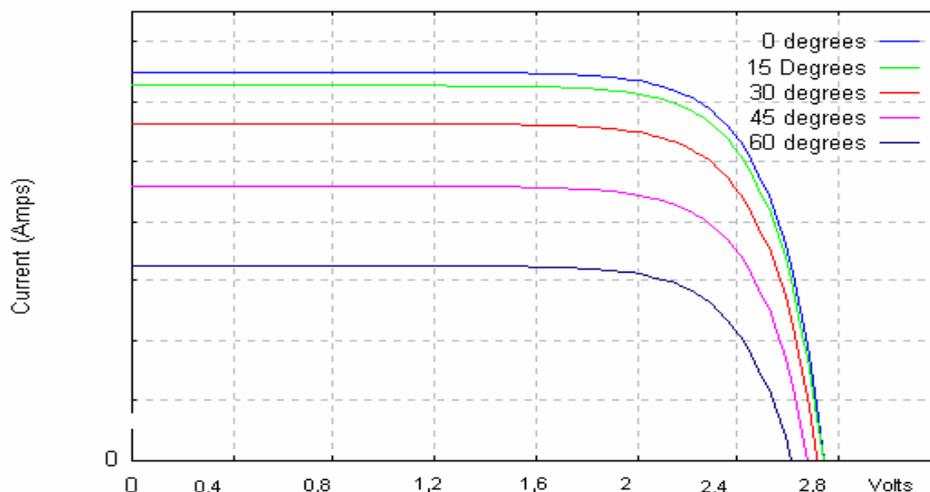


Figura 7-2 Curva I-V al variare dell'angolo di incidenza

7.1.1 SPETTRO SOLARE

L'intensità e la distribuzione spettrale della radiazione solare che arriva sulla superficie della terra dipende dalla composizione atmosferica. La densità di potenza che arriva sulla superficie della terra è circa 1000W/m^2 .

Per comprendere gli effetti atmosferici, è stata definita *AM1*, cioè la massa d'aria unitaria. Questa rappresenta lo spessore dell'atmosfera standard in direzione perpendicolare alla terra e misurata al livello del mare.

La densità di potenza sopra l'atmosfera è $1367\text{ W/m}^2 \pm 3,3\%$, dipendente dalla distanza sole-terra; il suo spettro è *AM0*, cioè a massa d'aria uguale a zero.

Nella Figura 7-3 la condizione *AM1* è confrontata con quella *AM0*: la differenza è causata dall'assorbimento e dalla rifrazione dell'atmosfera.

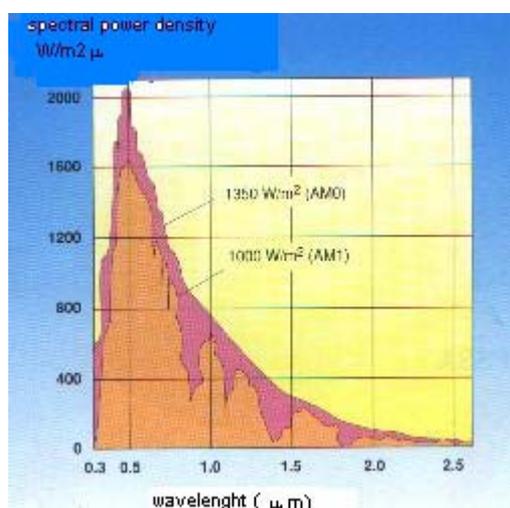


Figura 7-3 Spettro AM0 e AM1

Tutti i dati delle celle solari che abbiamo a disposizione dalle varie schede tecniche fanno riferimento alla condizione *AM0* con intensità incidente 1353 W/m^2 ad una temperatura di 28°C . Per vedere come le celle lavorano alle condizioni che si incontreranno nello spazio siamo interessati a simulare le condizioni termiche sul satellite e a valutare le curve I-V delle celle con differenti valori di radiazione e a diverse temperature e angoli di incidenza, per questi motivi deve essere progettato e realizzato un test sulle celle solari.

7.1.2 CELLE SOLARI A TRIPLA GIUNZIONE

In Figura 7-4 è riportata l'efficienza delle principali celle solari disponibili sul mercato.

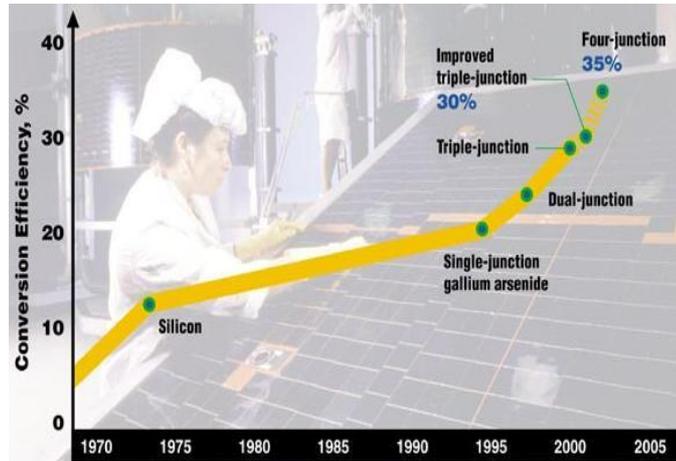


Figura 7-4 Efficienza delle varie celle solari

La Figura 7-5 riporta le efficienze delle celle misurate a spettro AM1 e ad una temperatura di 25°C . Sono riportati anche i tempi per cui si ha il 15% di degradazione in un'orbita geosincrona.

Cella	Si	GaAs	InP	GaInP/GaAs
η [%]	12	24	23	26
1Mev elettroni	10yr	33yr	155yr	33yr
10Mev protoni	4yr	6yr	89yr	6yr

Figura 7-5 Caratteristiche delle diverse celle solari

Solo celle solari a tripla giunzione sono state prese in considerazione per la loro elevata efficienza. Nella Figura 7-6 è mostrata l'efficienza relativa in funzione della lunghezza d'onda per una cella a tripla giunzione.

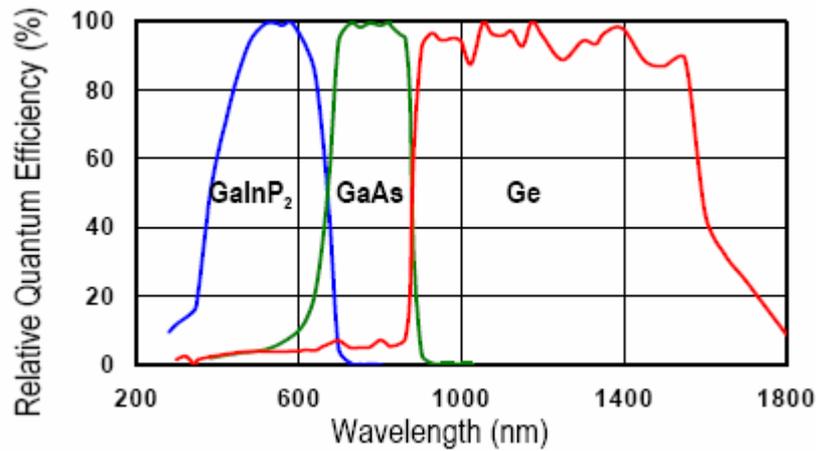


Figura 7-6 efficienza delle celle solari Tecstar in funzione della lunghezza d'onda

Inizialmente sono state considerati due tipi di celle solari a tripla giunzione:

- celle solari Spectrolab [23]
- celle solari Tecstar

Le loro caratteristiche nelle condizioni AMO 1353 W/m² e 28°C sono riassunte in Tabella 7-1.

Caratteristiche	Spectrolab	Tecstar
Efficienza	26%	21% - 23%
I _{MP} (mA)	461,5	344
U _{MP} (V) (con diodo)	2,075	2,1
U _{MP} (V) (senza diodo)	2,275	2,3
Dimensioni	30 cm ² × 100 μm	6.34 cm × 3.84 cm × 100 μm
Costante di assorbimento	0,92	0,92
Costante di emissione	0,85	0,85

Tabella 7-1 Caratteristiche di due celle a tripla giunzione

La scelta tra i due tipi di celle solari è avvenuta dopo aver analizzato la potenza disponibile e i costi. In entrambi i casi la potenza generata è sufficiente per alimentare i sistemi. Si è deciso di utilizzare le celle solari Tecstar, nonostante abbiano un'efficienza più bassa, per il loro costo più ridotto, perché provengono da una scorta acquisita da una ditta appena fallita.

7.1.3 PROCEDURA DEI TEST SULLE CELLE SOLARI

Per realizzare un test completo sulle celle solari, devono essere seguiti i seguenti passi:

- 1) connettere le celle solari e costruire una struttura su cui montare le celle in modo da avere la possibilità di misurare l'angolo di incidenza della radiazione;
- 2) determinare la curva I-V per la cella a diverse temperature; corrente e tensione devono essere misurati per ogni temperatura mentre varia la resistenza del carico; per i test è necessario servirsi di una camera climatica (Figura 7-7);
- 3) rappresentare la curva I-V per diversi angoli di incidenza;
- 4) disegnare due curve (V_{OC} verso angolo di incidenza) e (V_{MP} verso angolo di incidenza);

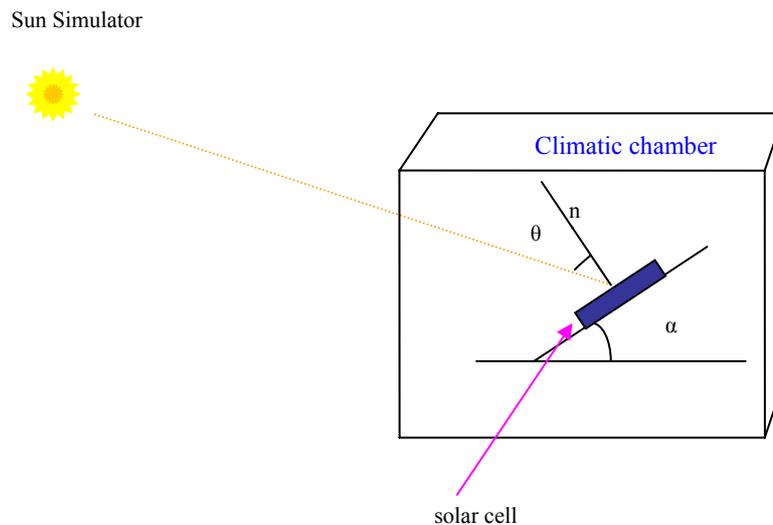


Figura 7-7 Struttura utile per il test delle celle solari

7.2 BATTERIA AGLI IONI DI LITIO

È stata scelta una batteria Li-ion polimeri per il suo ridotto peso e la grande capacità di accumulare energia in confronto alle batterie Ni-Cd. In particolare la batteria

scelta è la MP 144350 prodotta dalla “Saft” in Figura 7-8 è mostrata una foto delle batterie della serie MP 144000 [24].



Figura 7-8 Batterie Saft MP 144350

Una cella di questa batteria consiste di un anodo di carbonio e di un catodo di ossido di litio; gli ioni di litio sono trasferiti tra i due elettrodi durante il processo di carica/scarica. Nella carica gli ioni di litio sono estratti dall'elettrodo positivo e sono inseriti nell'elettrodo negativo. Durante la scarica avviene il processo contrario. La cella è contenuta in una lamina di alluminio che fornisce un morbido rivestimento. La cella è montata a bassa pressione, ma nello spazio la pressione è inferiore. Per questo motivo la cella si può gonfiare a causa delle molecole di aria che si trovano all'interno del rivestimento. Se le molecole si trovano all'interno della batteria, l'espansione causa la perdita della capacità. Solo test sperimentali possono determinare se la batteria può essere usata per applicazioni spaziali.

Le batterie al litio sono particolarmente sensibili alla procedura di carica e scarica. Un'analisi accurata della problematica seguita da una fase di test è stata compiuta.

7.2.1 ISTERESI DELLA BATTERIA

Una batteria può essere vista (Figura 7-9) come una forza elettromotrice V_e in serie con una resistenza equivalente R_E . La forza elettromotrice è descritta da:

$$V_e = (R_e + R_{load}) I_d$$

dove I_D è il valore della corrente di scarica.

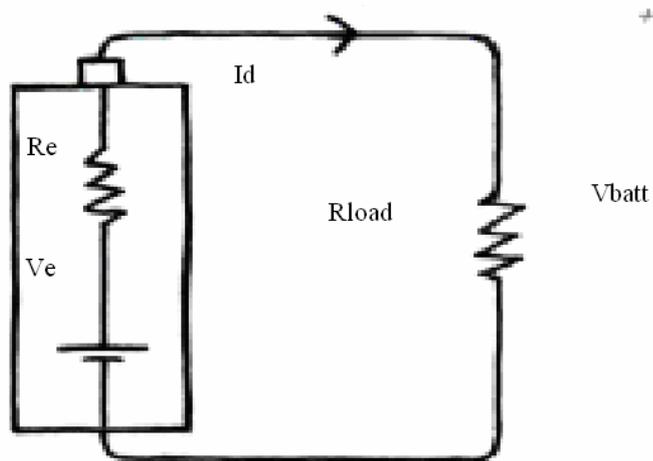


Figura 7-9 Resistenza di una batteria

Dalla relazione sopra, la tensione della batteria V_{BATT} è espressa da:

$$V_{batt} = R_{load} I_d = V_e - R_e I_d$$

Quando il carico è disconnesso dalla batteria $I_d = 0$ e $V_{batt} = V_e$. La minima tensione necessaria per evitare oscillazioni della batteria si ricava dalla seguente relazione:

$$U_{min} = R_e I_d$$

7.2.2 DIFFERENZE TRA CARICA BATTERIA LINEARI E A “PULSE”

In questo paragrafo viene affrontata la differenza tra i caricatori lineari e a “pulse” per valutare quale caricatore usare in AtmoCube, nel caso in cui sia necessario. Il caricatore lineare carica le batterie con una corrente costante, mentre quello a “pulse” con veloci intervalli “on/off” di corrente. Il generatore utilizza per questi test, effettuati direttamente dalla ditta produttrice, una corrente di 750mA e una tensione di 6V.

Nella Figura 7-10 sono riportati i tempi di carica di una batteria al litio effettuati da un caricatore lineare ed uno “pulse”[25] in funzione della temperatura. Si nota come il carica batterie lineare sia più sensibile alla temperatura e rispetto a quello “pulse” richiede tempi di carica più lunghi.

Dalla Figura 7-11 si può notare che la capacità utilizzabile è circa la stessa per entrambe le modalità di carica a parità di temperatura.

Questi risultati mostrano che il “pulse charger” carica la batteria in un tempo minore conservando la capacità utilizzabile.

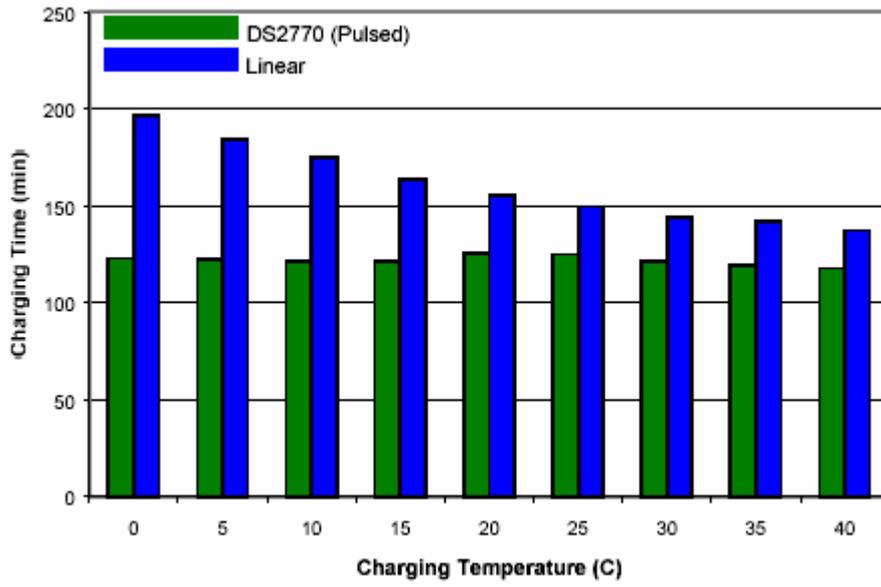


Figura 7-10 Tempo di carica per caricatori lineari e a "pulse" in funzione della temperatura

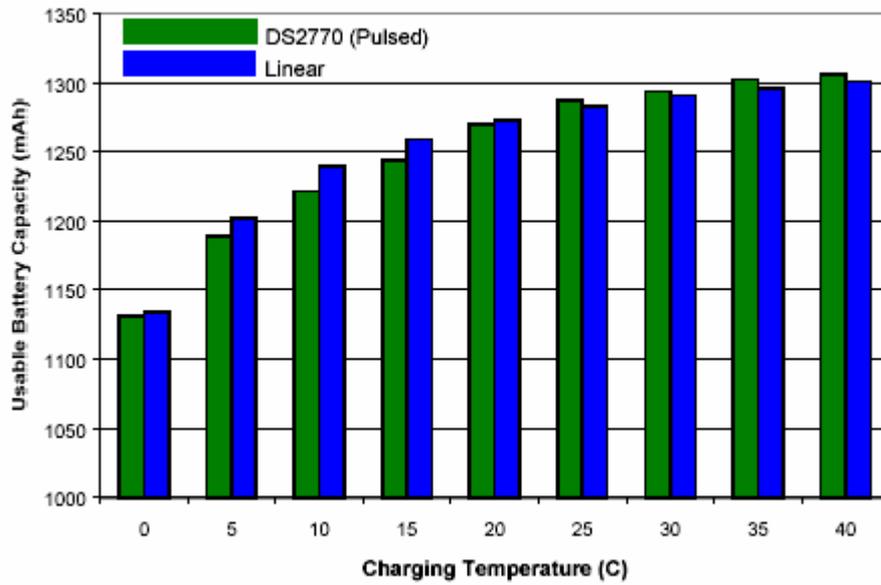


Figura 7-11 Capacità per caricatori lineari e a "pulse" in funzione della temperatura

La Figura 7-12 riporta la capacità relativa in funzione del numero di cicli carica/scarica. Si nota che dopo 500 cicli di carica/scarica a 25°C le celle caricate con “pulse charger” hanno circa il 4,6% in più di capacità utilizzabile rispetto quelle caricate con un caricatore lineare.

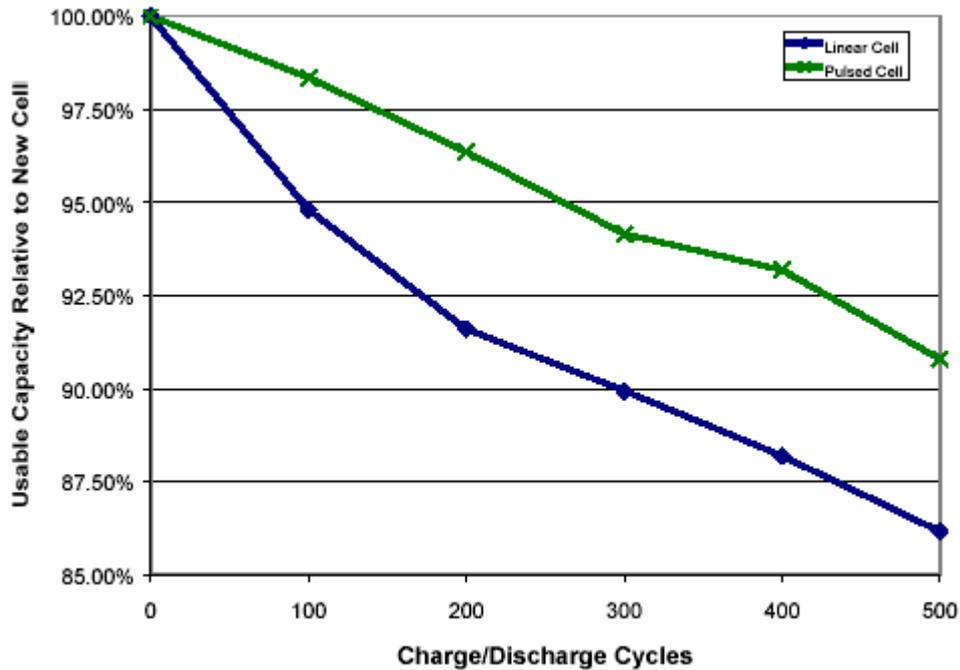


Figura 7-12 Differenza tra le capacità dopo 500 cicli

Come caso peggiore che si avrà in AtmoCube possiamo considerare che la batteria si scarichi ad ogni eclisse. Questo significa che un ciclo corrisponde ad un periodo orbitale pari a circa 90 minuti e 500 cicli pari a 45000 minuti equivalenti a 32 giorni circa. Dal grafico riportato sopra vediamo che dopo circa un mese la batteria caricata con un caricatore lineare avrà una capacità ridotta del 14%, mentre una batteria caricata con un caricatore a “pulse”, avrà una capacità ridotta del 9%.

Un’ulteriore possibilità è quella di non utilizzare un carica batterie e di collegare direttamente le batterie alle celle solari. Il sistema ne risulterebbe semplificato, ma si potrebbero verificare problemi nel caso di sovraccarica della batteria. In questa situazione il sistema deve essere in grado di accendere opportunamente parte dei sistemi di AtmoCube per consumare la potenza in eccesso. Questa opzione è in fase di studio e non è stata ancora testata.

7.2.3 TEST DELLA BATTERIA

E’ stata delineata la descrizione della procedura per testare la batteria ed è stato realizzato il test sulla batteria Saft MP 144350, i cui dati sono riportati in seguito:

Capacità: 2100 mAh
 I_{MAX} carica = 2100 mA
 I_{MAX} scarica = 4200 mA
Intervallo di tensione: 2,7 V - 4,1 V
Peso = 70 g
Dimensioni = 13,8 × 42,4 × 49,5 mm³

Gli strumenti necessari per effettuare i test sulle batterie sono i seguenti:

- batteria
- carica batteria
- under-voltage protection
- generatore
- multimetro
- camera climatica
- cronometro

7.2.3.1 IL CARICA BATTERIE

Per testare la batteria è stato utilizzato il caricatore a “pulse” MAX1879. Questo adopera un interruttore che fa passare la corrente con una frequenza che dipende dalla tensione della batteria. Tale meccanismo minimizza la potenza dissipata permettendo una rapida ricarica con minima generazione di calore. Come appena visto, confrontato con i caricatori lineari riduce la perdita di potenza quando la batteria si carica. La corrente in entrata non è regolata, per questo deve essere connesso ad una sorgente di corrente continua limitata. In AtmoCube questa funzione non dovrebbe essere necessaria poiché le celle solari già limitano la corrente (cfr. paragrafo 7.4.3).

Un diodo assicura che la corrente possa passare solo dal generatore alla batteria. Prima di iniziare il ciclo di carica vengono verificate le condizioni della cella. La batteria è protetta da sovraccarica. La tensione della batteria è esaminata ogni 2 ms: deve essere superiore a 2,5V, ma minore della tensione della batteria completamente carica (nel nostro caso 4,1V).

La funzione di pre-carica non è necessaria poiché la tensione è tenuta sempre sopra 3V. Un sensore di temperatura indica se la temperatura è accettabile (da 2,5°C a 47,5°C). MAX1879 pre-carica la cella con 8mA se la tensione scende sotto 2,5V, poi, quando sale sopra quel valore, inizia la carica con la massima corrente disponibile dal generatore. Dopo essere stata completata, la carica inizia di nuovo quando il tensione scende sotto 4V. Il caricatore ha un'efficienza di circa 70%-90% a seconda della corrente e del modo di carica. In Figura 7-13 viene riportato uno schema di funzionamento del MAX1879 [25].

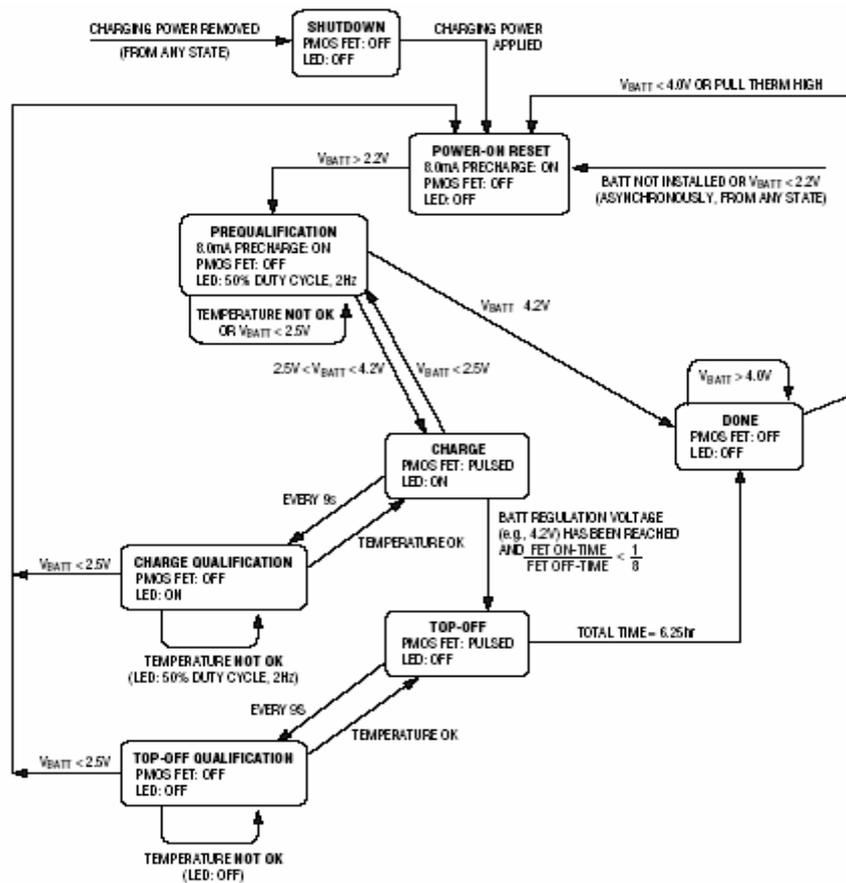


Figura 7-13 Schema del funzionamento del caricatore

7.2.3.2 UNDER-VOLTAGE PROTECTION (UVP)

La batteria Li-ion polimeri è delicata e rischia di rompersi se è scaricata troppo. Per evitare questo è stato utilizzato un “under-voltage protection”[25] che disconnette la batteria del carico quando la tensione cade sotto 2,8V (il circuito è mostrato in Figura 7-14). Quando la tensione della batteria è sopra 3,05V il carico è connesso.

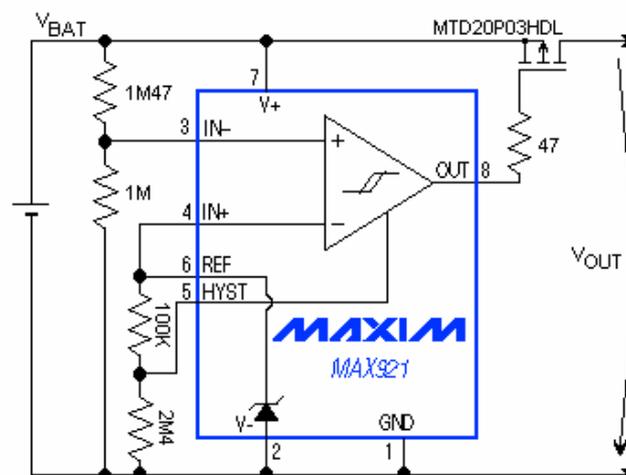


Figura 7-14 Under-voltage protection

7.2.3.3 MULTIMETRO

È stato utilizzato il multimetro HM 8012 di Hameg Instruments. Al fine dell'acquisizione dei dati il multimetro è connesso ad un PC ed è stato implementato il programma.

7.2.3.4 CAMERA CLIMATICA

Per svolgere l'esperimento è stata utilizzata una camera climatica.. La camera è Weiss Umwelttechnik SB22 tipo 160/40; il range di temperatura possibile è da -40°C a $+180^{\circ}\text{C}$, con un errore di $0,5^{\circ}\text{C}$; la temperatura si raffredda con $3,3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ e si riscalda con $3,1^{\circ}\text{C}/\text{min}$.

7.2.3.5 PREPARAZIONE DEL TEST

Per prima cosa sono stati testati l'UVP e il caricatore. Non avendo ancora a disposizione le celle solari per i tests ci si è serviti di un generatore. È stato determinato sperimentalmente che il segnale in entrata nelle batterie ha un picco di ampiezza sopra 1V e produce rumore nel sistema ad alte frequenze prodotto da influenze esterne ed amplificato dalla capacitanza e induzione dei cavi di connessione. Un filtro del tipo BNX002-01 è stato aggiunto per eliminare il rumore. Durante la scarica della batteria è risultato che l'UVP non lavorava come volevamo. Dopo la scarica, quando la batteria era sconnessa dal carico, la tensione aumentava e il carico era di nuovo connesso. Questo faceva sì che la tensione diminuisse e il carico fosse ancora disconnesso. Per risolvere questo problema di oscillazioni è stato modificato il ciclo di isteresi nello stesso circuito. Nella Figura 7-15 è possibile vedere le oscillazioni sperimentali nell'UVP.

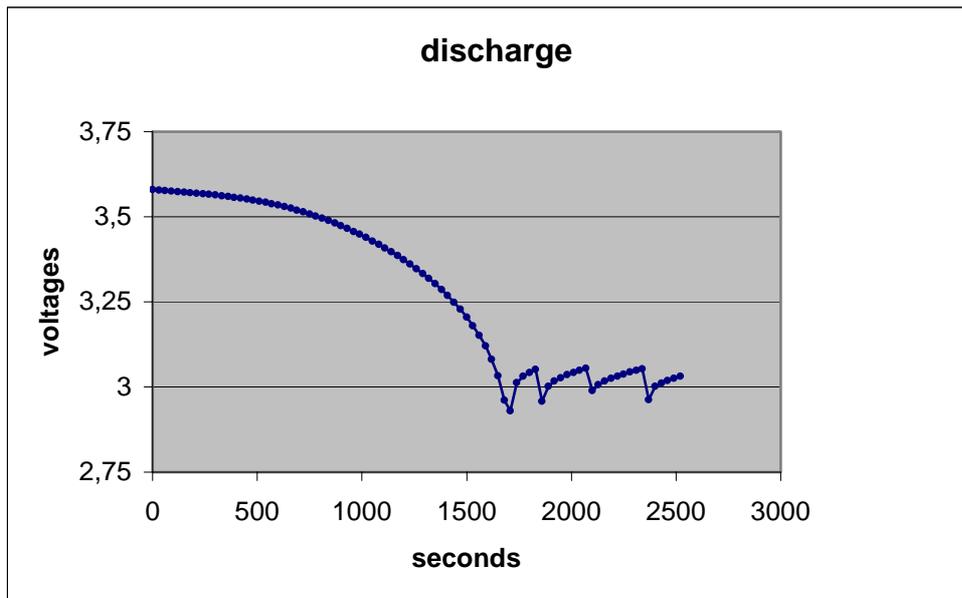


Figura 7-15 Oscillazioni dell'UVP

7.2.3.6 PROCEDURA DI TEST E ANALISI DEI DATI

Si sono eseguiti cicli di carica e scarica completi e incompleti. La batteria è caricata con il MAX1879 finché la tensione raggiunge circa 4,1V a corrente costante ed è scaricata con corrente costante di 500mA finché la tensione della batteria è circa 2,8V. La batteria è testata a diverse temperature con parziali cicli di carica/scarica per simulare le condizioni nel satellite. La batteria deve essere ricaricata ad alte temperature, mentre il satellite è al sole e scaricata a basse temperature mentre è in eclisse.

Lo scopo dei test è verificare se la capacità della batteria varia dopo cicli di carica/scarica parziali.

Le fasi analizzate nell'esatto ordine cronologico sono:

- 1) Cicli completi di carica/scarica a 23°C.
- 2) Cicli parziali di carica/scarica: la temperatura varia da +47°C a -10°C, rispettivamente per carica e scarica.
- 3) Cicli parziali di carica/scarica: la temperatura varia da +47°C a -20°C, rispettivamente per carica e scarica.
- 4) Carica parziale a +40°C costanti e scarica parziale a -10°C costanti.
- 5) Carica parziale a +10°C costanti e scarica parziale a -20°C costanti.
- 6) Cicli di carica/scarica parziali a 23°C
- 7) Cicli completi di carica/scarica a 23°C

CICLI COMPLETI DI CARICA/SCARICA

La carica è eseguita a 4,5V e il valore della corrente è mostrato in Figura 7-16

La batteria è scaricata a circa 500mA finché la tensione è di 2,8V.
 La Figura 7-16 mostra un ciclo completo preso come esempio dai dati acquisiti.
 I cicli completi di carica/scarica sono eseguiti a temperatura costante.

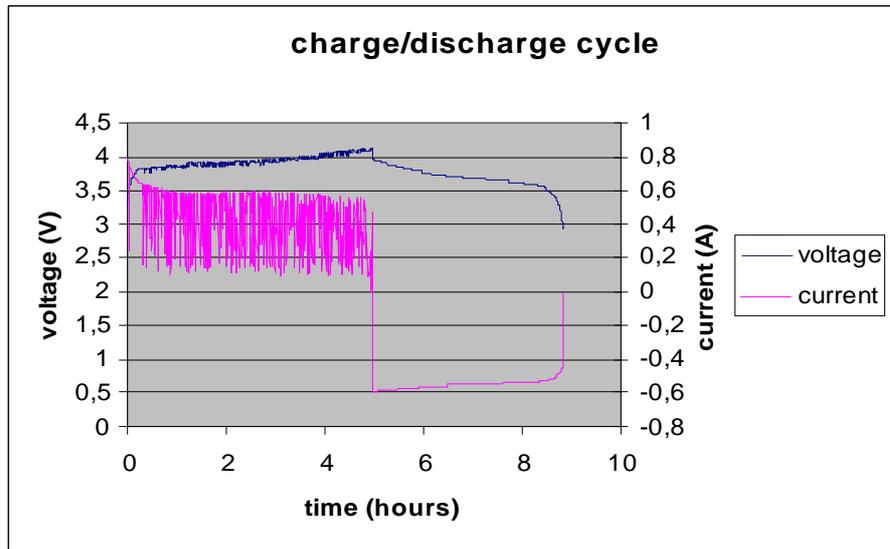
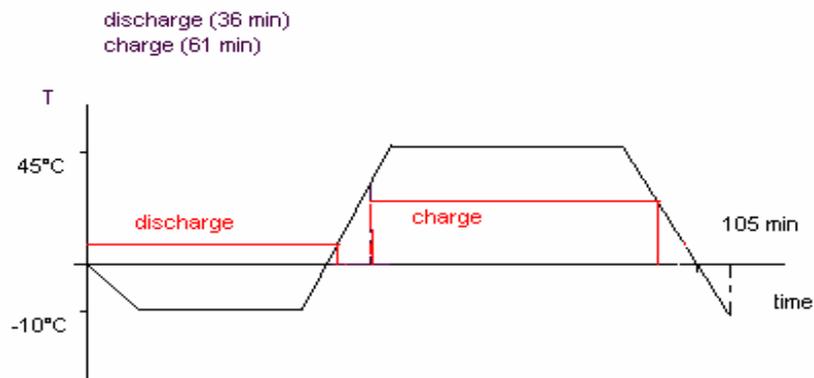


Figura 7-16 Cicli completi di carica/scarica

CICLI PARZIALI DI CARICA/SCARICA

La maggior parte dei cicli di carica e scarica è fatta senza aspettare che la batteria sia stabilizzata alla nuova temperatura e si basa su una sequenza temporale. Un esempio relativo alla prima serie di misure è riportato nel disegno sotto.



Prima serie di misure

La carica termina dopo che la temperatura inizia ad abbassarsi e la scarica termina dopo che la temperatura inizia ad alzarsi (Tabella 7-2).

CHARGE	
time (s)	temperature (°C)
0	30
from 0 to 389,1	from 30 to 47
from 389,1 to 3149	47
from 3149 to 3660	from 47 to 16
DISCHARGE	
time (s)	temperature (°C)
0	0
from 0 to 388	from 0 to -10
from 388 to 1687	-10
from 1687 to 2160	from -10 to 15

Tabella 7-2 prima serie di misure

Nella Figura 7-17 e nella Figura 7-18 sono mostrati gli andamenti della carica e scarica.

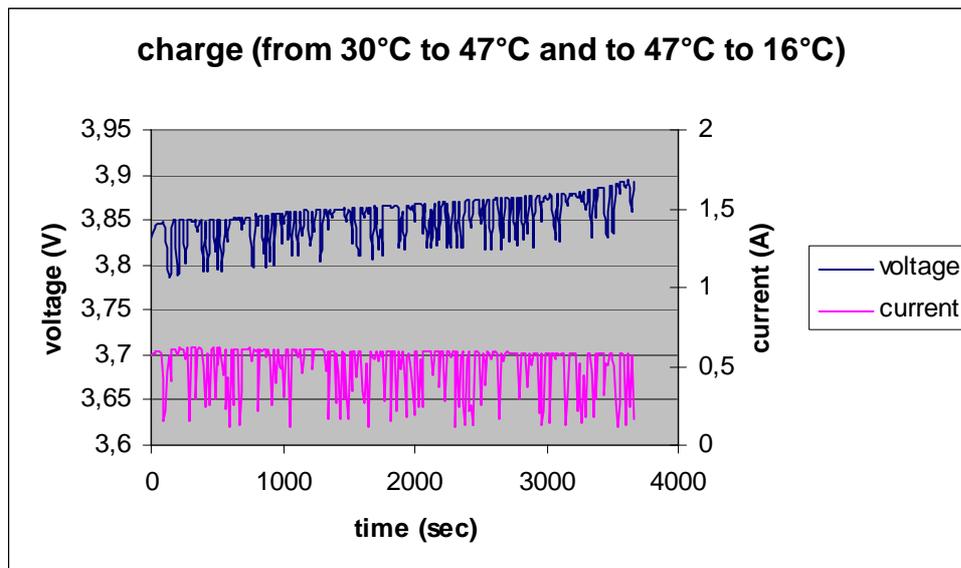


Figura 7-17 Andamento della tensione e della corrente durante la carica

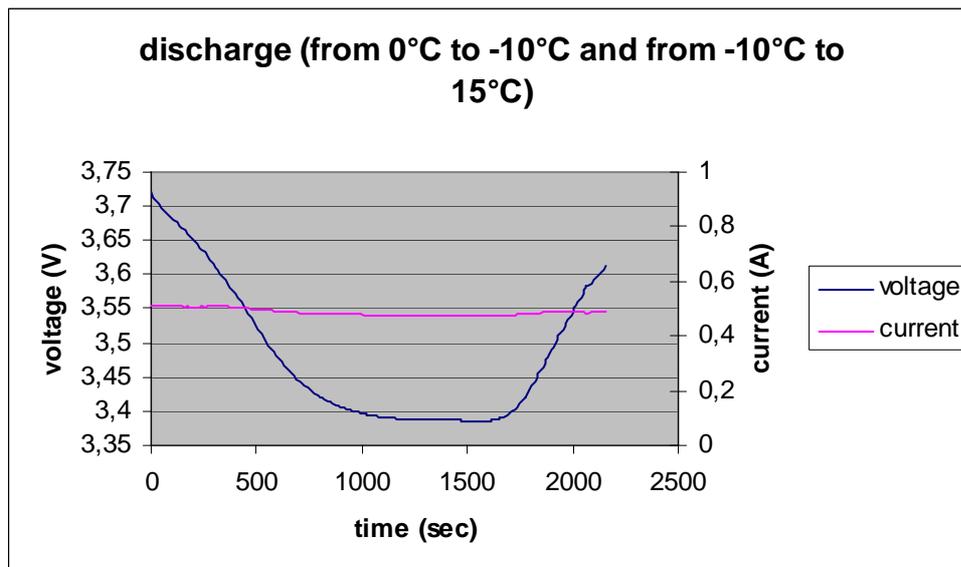


Figura 7-18 Andamento della tensione durante la scarica

Si può vedere che la tensione decresce rapidamente all'inizio della scarica e poi cresce quando la temperatura sale.

Seconda serie di misure

La carica finisce prima che la temperatura si abbassi e la scarica finisce prima che la temperatura si alzi come illustrato in Tabella 7-3.

CHARGE		DISCHARGE	
time (s)	temperature (°C)	time (s)	temperature (°C)
0	22	3988	26,4
from 0 to 406	from 22 to 43	from 3988 to 4900	from 26,4 to -10
from 406 to 3660	43	from 4900 to 6164	-10
PAUSE		PAUSE	
time (s)	temperature (°C)	time (s)	temperature (°C)
from 3660 to 3988	from 43 to 26,4	from 6164 to 6736	from -10 to 10

Tabella 7-3 Seconda serie di misure

Un ciclo di carica/scarica è mostrato in Figura 7-19.

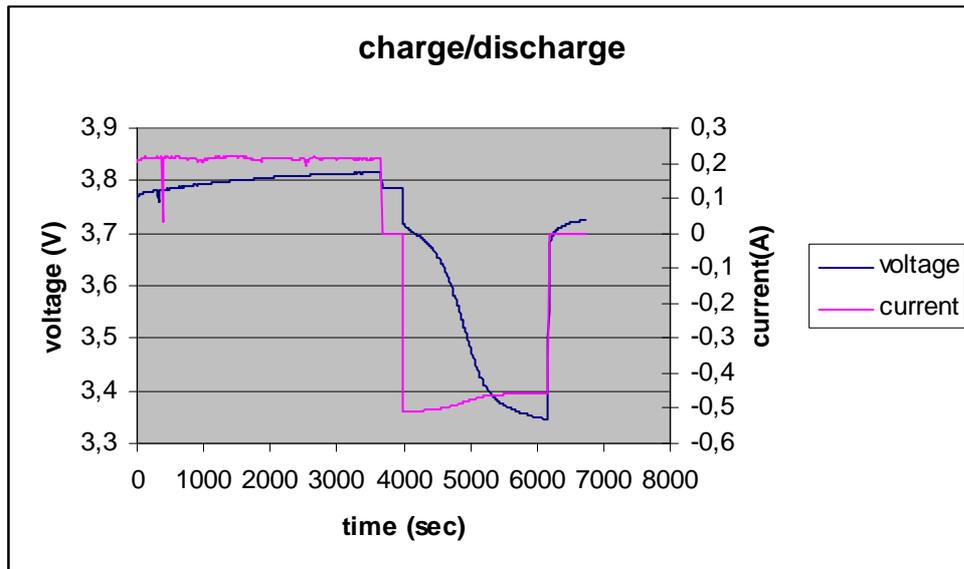


Figura 7-19 Ciclo di carica scarica parziale

Servendosi della stessa procedura è stata presa una terza serie di misure, con la temperatura minima di -20°C invece di -10°C . I dati ottenuti non risultano significativamente diversi da quelli già riportati.

CICLI PARZIALI DI CARICA A TEMPERATURA COSTANTE

La Figura 7-20 mostra l'andamento della tensione e della corrente dopo che la temperatura della batteria è stabilizzata a 40°C .

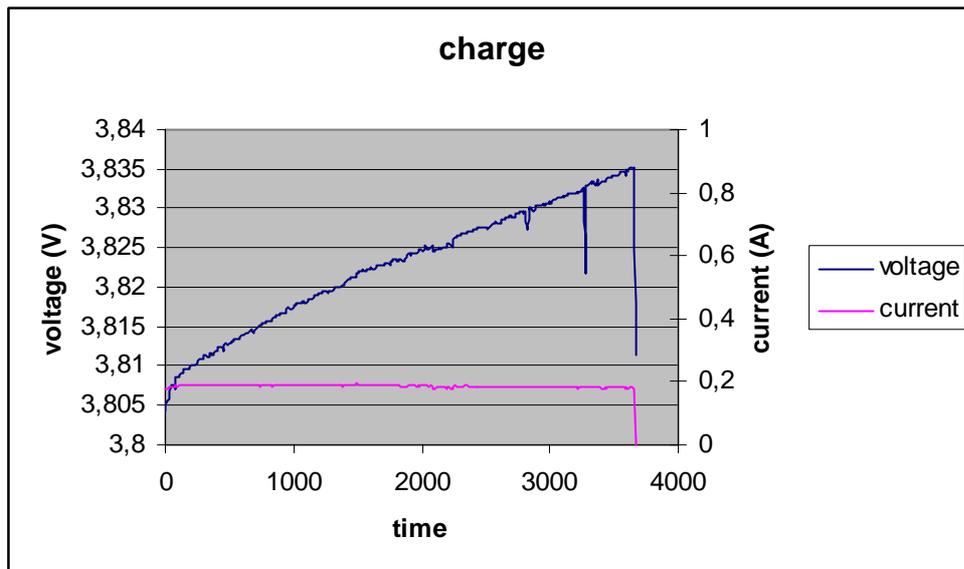


Figura 7-20 Tensione e corrente in funzione del tempo di carica in secondi a 40°C

La Figura 7-21 mostra l'andamento della tensione dopo che la temperatura della batteria è stabilizzata a 10°C.

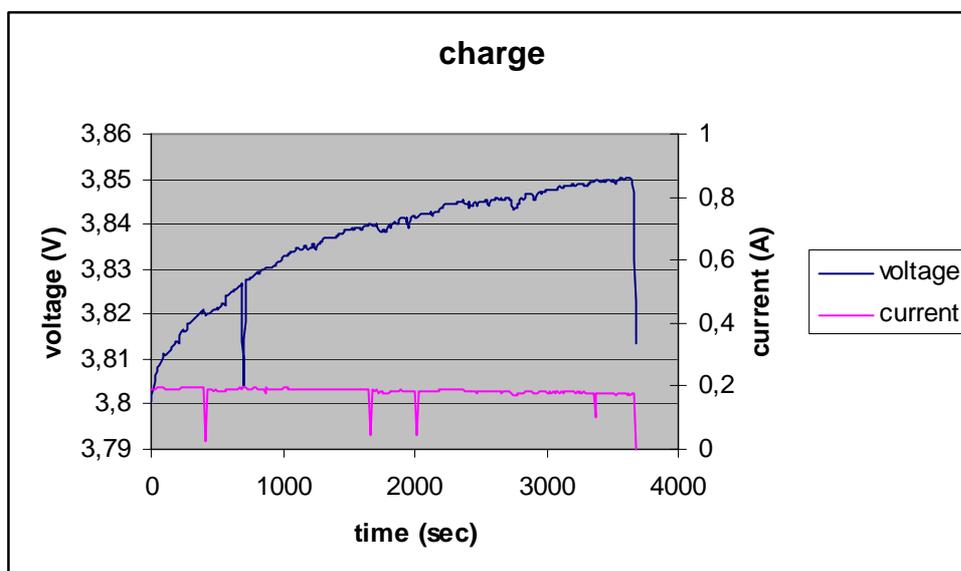


Figura 7-21 Tensione e corrente in funzione del tempo di carica in secondi a 10°C

SCARICA PARZIALE A TEMPERATURA COSTANTE

La Figura 7-22 mostra la dipendenza della tensione dalla temperatura per i tre valori utilizzati, rispettivamente 23°C, -10°C e -20°C.

La tensione della batteria decresce più velocemente se la scarica è effettuata a -10°C e -20°C.

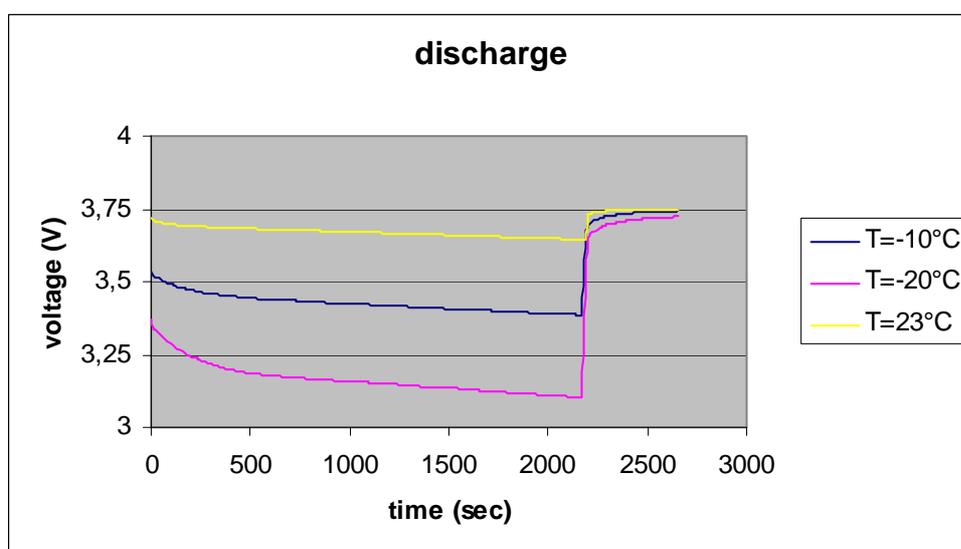


Figura 7-22 Andamento della tensione in scarica a diverse temperature

Dopo aver aspettato che la batteria sia stabilizzata alla nuova temperatura e abbia la stessa tensione nei tre casi a diverse temperature è stato connesso il carico per scaricare la batteria. I valori della tensione senza e con il carico sono riportati nella tabella seguente.

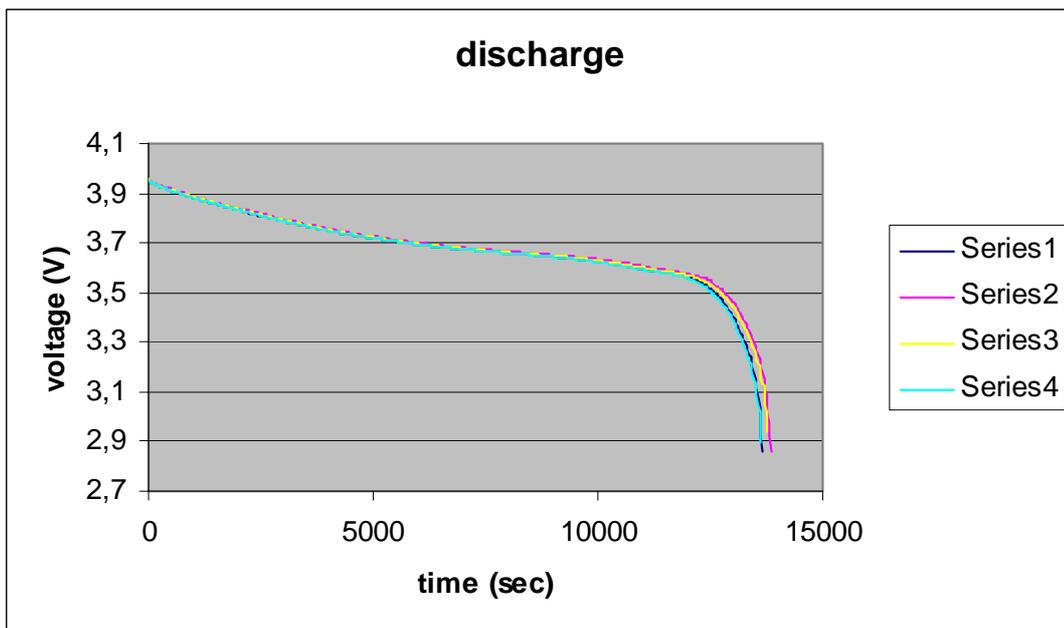
Temperature [°C]	-20	-10	23
No load (V_E)	3,809	3,816	3,807
$I_D \sim 500$ [mA] (V_{BATT})	3,372	3,5355	3,718
$U_{MIN}(V)$	0,437	0,281	0,088

Tabella 7-4 Ciclo di isteresi a diverse temperature

La Tabella 7-4 mostra come il ciclo di isteresi della batteria dipende dalla temperatura (cfr. paragrafo 7.2.1).

7.2.3.7 CAPACITA' DELLA BATTERIA

Prima e dopo i cicli parziali di scarica/carica, vengono compiuti cicli completi per vedere se la capacità della batteria è cambiata. Per analizzare i cambiamenti nella capacità sono esaminate le fasi di scarica essendo in questi la corrente costante. La Figura 7-23 mostra i dati di due cicli completi di carica/scarica presi come esempio. Le prime due serie riguardano i cicli eseguiti prima dei cicli parziali, mentre gli ultimi due riguardano quelli eseguiti dopo. Dai dati sperimentali è possibile affermare che la capacità della batteria non è cambiata.



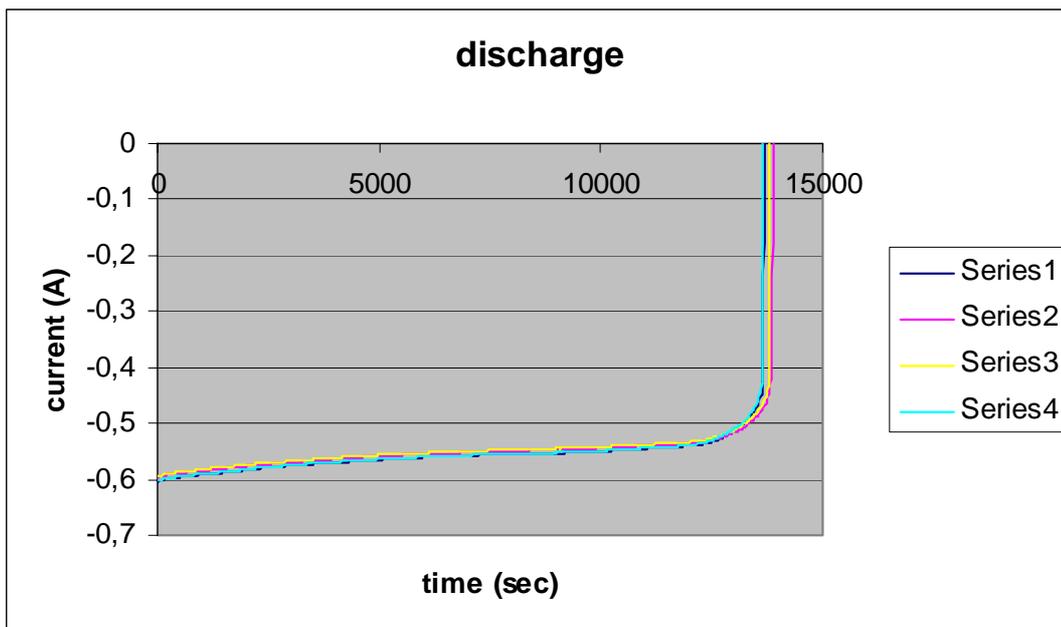


Figura 7-23 Confronto tra tensione e corrente delle scariche complete prima e dopo i cicli parziali

7.2.4 CONCLUSIONI

Per concludere i dati acquisiti assicurano che questa batteria può essere usata nel progetto a causa delle insignificanti variazioni nella capacità. Dopo 40 cicli di carica/scarica in condizioni estreme la capacità della batteria non è variata. Inoltre nel satellite queste condizioni estreme non si presenteranno poiché si cercherà di mantenere la temperatura attorno ai 20°C o almeno sopra 0°C.

Sarebbe stato interessante eseguire i test anche in funzione della pressione, ad esempio alla pressione di 0,08 Torr, per vedere se le caratteristiche elettriche della batteria cambiano. In Figura 7-24 sono riportati i risultati ottenuti dal progetto danese DTUosat che riguardano il test su una batteria Li-Ion Polymer, non testata per lo spazio.

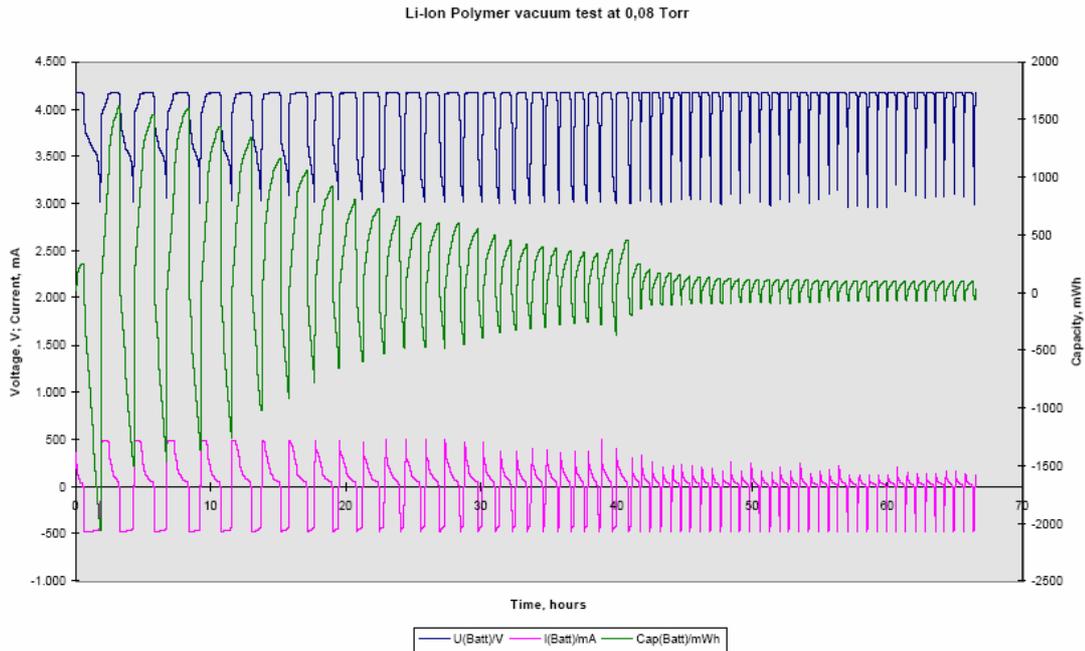


Figura 7-24 Risultati ottenuti dal progetto danese DTUsat

“The result of this test is that the Li-Ion Polymer packaging, as expected, wasn’t sufficient for low pressure operation. This is due to the fact that the air molecules that are contained in the sandwich construction of the cell are allowed to expand, removing the layers of the cell from each other. This causes in effect the loss in capacity. A solution to the problem, that will work is to build a small pressure chamber, that holds the cell, and keeps the pressure at about 1 atm around the cell. This solution does, however, require extra material that adds to the limited weight budget.” [26]

Nel caso di AtmoCube si è deciso di utilizzare delle batterie testate per essere usate nello spazio.

7.3 ANALISI DELLE CONFIGURAZIONI DEL SISTEMA DI POTENZA

In base al buon esito del test sulla batteria e sul caricatore sono state sviluppate delle possibili configurazioni del sistema di potenza del nostro AtmoCube.

I sistemi da connettere e i risultati ottenuti sono elencati di seguito:

- caricatore MAX1879: buona efficienza, test sperimentali positivi
- batteria Saft MP144350 : test sperimentali positivi
- celle solari (triplo giunzione): non ancora testate sperimentalmente

La scelta delle batterie è stata fatta in modo tale che esse riescano ad accumulare totalmente la potenza in eccesso proveniente dalle celle solari che sarà, poi, utilizzata dai sistemi nel periodo di eclisse o per la trasmissione.

Ci sono due modi diversi di accoppiare le batterie: in parallelo o in serie.

In serie la tensione delle batterie si somma, mentre la capacità totale è uguale a quella di un'unica batteria. In parallelo la tensione è quella di una batteria, mentre la capacità è la somma delle capacità delle batterie. In entrambi i casi la potenza è la stessa.

Anche le celle solari, come le batterie, possono essere connesse in serie o in parallelo. Quando sono connesse in serie la corrente attraverso le celle è la stessa, mentre la tensione sarà la somma delle tensioni delle singole celle; viceversa, nel caso in cui le celle siano connesse in parallelo. In entrambi i casi la potenza è la stessa.

7.3.1 CONFIGURAZIONI ANALIZZATE

Una batteria riceverà la corrente proveniente da due celle della stessa faccia collegate in serie, che a loro volta saranno collegate in parallelo con altre due celle delle altre facce. In questo caso $V_{MP} = 4,5V - 4,6V$.

Se, però, alle celle solari pensiamo di connettere direttamente il carica batteria, la tensione tra le celle solari sarà compresa tra 3V e 4,1V a seconda dello stato di carica della batteria. Inoltre il carica batteria MAX1879 necessita di circa 0,3V in più rispetto la tensione della batteria. Le celle verrebbero quindi utilizzate dai 3,3V ai 4,4V. Inoltre si deve tenere conto del diodo dopo le due celle solari in serie, che dovrebbe essere necessario affinché le celle in ombra non assorbano corrente. Considerando una perdita di circa 0,2V a causa della presenza del diodo, le due celle in serie verrebbero utilizzate tra i 3,5V e i 4,6V, intervallo che si trova attorno al punto di massima potenza.

Bisogna, poi, tenere in considerazione il fatto che il V_{MP} diminuisce all'aumentare della temperatura di un fattore medio di 6,5 mV/°C per cella e che si avrà anche una degradazione delle celle dovuta alla radiazione incidente.

Nel caso in cui la tensione delle celle solari non riuscisse a raggiungere la tensione necessaria per caricare la batteria, dovrebbe essere aggiunto un convertitore tra celle solari e caricatore. In questo caso si ha un convertitore che assicura una tensione di 4,4V in uscita dalle celle solari e il caricatore posto di seguito. Non bisogna trascurare il fatto che il convertitore ha un'efficienza che si aggira attorno ai 70%.

Un'altra configurazione possibile è quella di togliere il carica batterie presente nel caso precedente e utilizzare un convertitore [27] [28] che stabilisca la tensione di uscita a 4,1V per caricare la batteria e per non sovraccaricarla. Un diodo Zener potrebbe essere utilizzato in uscita per assicurare che la tensione non ecceda mai i 4,1V.

I vantaggi del caricatore MAX1879 sono i seguenti:

- alta efficienza
- tempo carica ridotto rispetto al "linear charger"
- assicura una carica fino 0,75% della capacità totale della batteria
- assicura una minor degradazione della batteria

Gli svantaggi sono che:

- non ha una limitazione di corrente (non è un problema in quanto le celle solari limitano la corrente)
- ha un'efficienza diversa da 100%
- rappresenta un ulteriore elemento che complica il sistema

Nel seguito di questo paragrafo viene analizzata la configurazione del sistema di potenza per AtmoCube

A differenza degli altri Cubesat, il nostro AtmoCube avrà la più semplice configurazione possibile. È stato deciso di utilizzare solo i sistemi elettronici indispensabili, raggiungendo un compromesso tra una perdita di potenza e il rischio di incidenti che aumenta con il numero di sistemi coinvolti.

La decisione definitiva della configurazione verrà, però, presa solo dopo aver superato con successo i test del sistema celle solari-batteria-sistemi completamente connesso.

7.3.1.1 CONNESSIONE TRA CELLE SOLARI E BATTERIE

Dopo uno studio delle celle solari, delle batterie e delle loro possibili connessioni, è stato deciso che in AtmoCube verrà utilizzato un sistema misto, in modo tale da poter sfruttare i vantaggi di entrambe le connessioni in parallelo e in serie. Due celle in serie danno una tensione adatta a caricare una batteria fino ai 4,1V senza la necessità di utilizzare un convertitore. Possibilmente non sarà utilizzato neanche un caricatore, ma la batteria verrà collegata direttamente alle celle solari. Dalla descrizione delle celle solari e dall'analisi dell'orbita (cfr. paragrafo 7.5) si vede che la corrente in entrata dalle celle solari è limitata, cosicché il carica batterie non è necessario. Il computer farà in modo di accendere i sottosistemi quando le batterie sono cariche in modo tale che non si sovraccarichino. Un diodo Zener potrebbe essere necessario per non rischiare la sovraccarica nel caso in cui i sistemi non riescano a consumare tutta la potenza disponibile.

Le facce laterali saranno dotate di quattro celle, la faccia superiore probabilmente ne avrà sei, mentre quella inferiore ne sarà sprovvista. Due celle della stessa faccia saranno collegate in serie ed alimenteranno una batteria, mentre le altre due della stessa faccia alimenteranno un'altra batteria. Ogni batteria sarà quindi alimentata da due celle della stessa faccia in parallelo con altre due delle altre facce.

Il disegno del sistema è riportato in Figura 7-25.

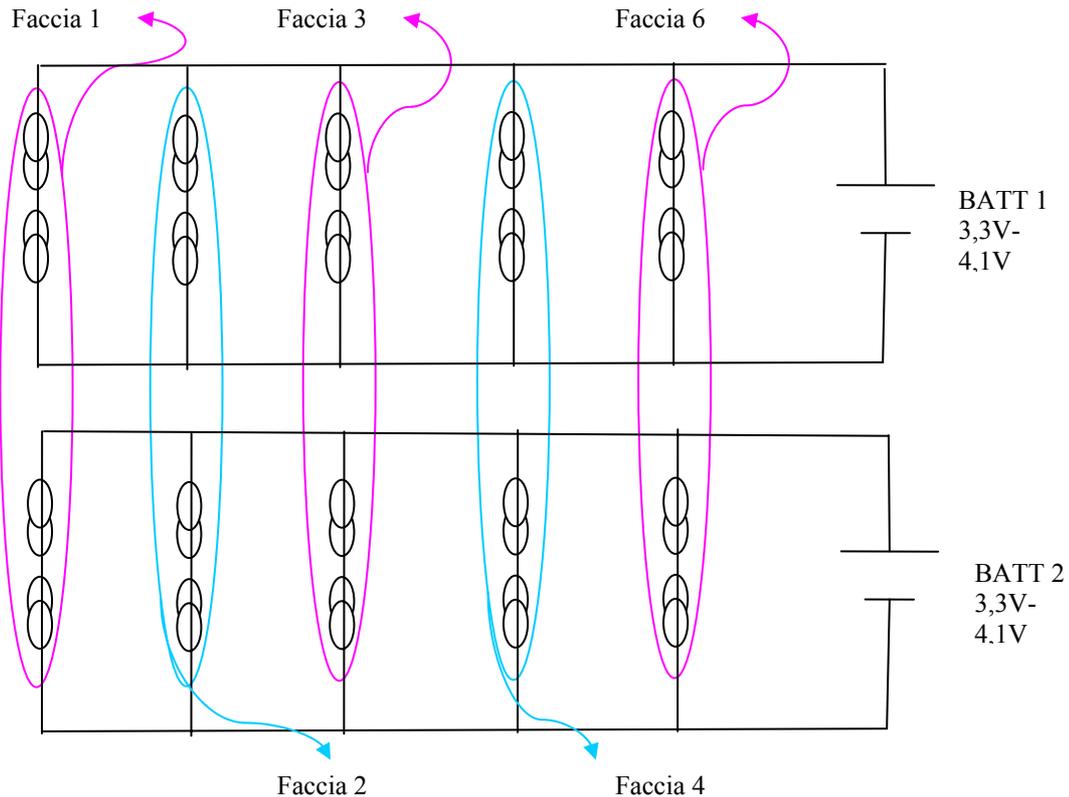


Figura 7-25 connessione celle-batterie

Il caso del pannello superiore è un po' diverso in quanto contiene sei celle solari. Quattro di esse saranno utilizzate come nel caso precedente, mentre le altre due verranno collegate in parallelo alla batteria che fornisce più energia ai sistemi. Un'altra batteria o eventualmente altre due in parallelo con le prime saranno utilizzate come sistema di sicurezza nel caso in cui una delle batterie non dovesse funzionare.

7.3.1.2 CONNESSIONE TRA BATTERIE E SISTEMI

Il metodo migliore per minimizzare il numero di sistemi elettronici e la perdita di potenza tra batteria e sistemi è avere a disposizione un sistema che possa fornire dai 3,3V ai 4,1V per i sistemi che utilizzano 3,3V e un altro la cui tensione sia più alta per fornire potenza ai sistemi che utilizzano 8V (o 16V nel caso di set/reset del magnetometro). In questo modo si ha una riduzione del numero dei convertitori e una riduzione della potenza dissipata nei convertitori comunque necessari. La connessione migliore risulta essere la seguente: un'unica batteria verrà utilizzata dai sistemi che necessitano di 3,3 V, mentre per gli altri sistemi verranno utilizzate entrambe le batterie collegate in serie per raggiungere una tensione più alta (Figura 7-26). Non sono stati riportati i convertitori e i circuiti di protezione.

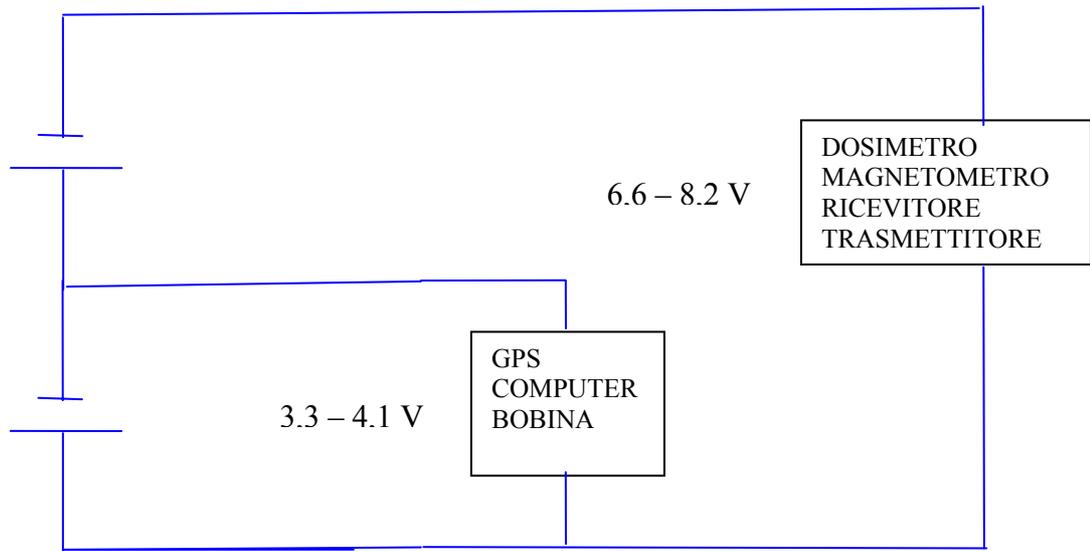


Figura 7-26 Connessione batterie-sistemi

Per equilibrare i sistemi opportunamente, alla batteria che consuma più energia saranno collegate le altre due celle solari presenti sulla faccia superiore.

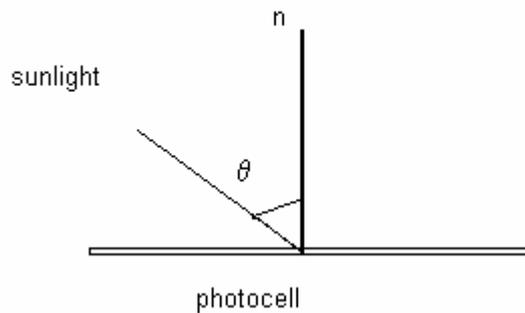
7.4 ILLUMINAZIONE DEI PANNELLI

Un satellite di forma cubica potrà avere una, due o tre facce contemporaneamente illuminate dalla radiazione solare a seconda del suo orientamento. I tre casi vengono analizzati singolarmente di seguito.

7.4.1 UNA FACCIA ILLUMINATA DAL SOLE

La potenza in entrata dalla celle solari è approssimata dalla legge del coseno, cioè dal coseno dell'angolo di incidenza della radiazione, come si vede dalla formula seguente:

$$P = S \times \eta \times A \times \cos \theta = S \times \eta \times A \times \frac{I_{sc}(\theta)}{I_{sc}(0)} = P_o \times \cos \theta$$



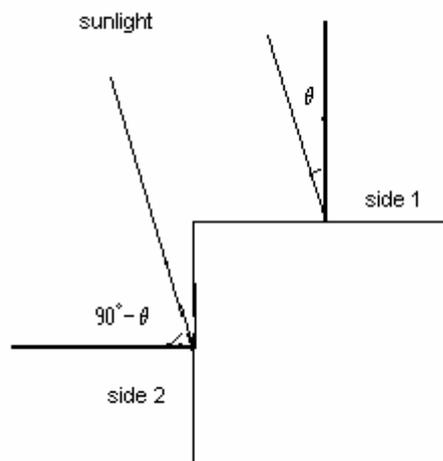
dove A è l'area di una cella solare, S è la radiazione, η è l'efficienza della cella e I_{SC} è la corrente di corto circuito per una cella con angolo θ di incidenza della radiazione rispetto la normale. Questa legge approssima il comportamento delle celle solari fino ad un angolo di incidenza pari a 60° . Oltre questo limite la potenza generata dalle celle decresce più rapidamente della funzione coseno.

La potenza massima si ha quando la radiazione è perpendicolare alla superficie.

7.4.2 DUE FACCE ILLUMINATE DAL SOLE

Quando il sole illumina al massimo due facce in un'orbita la potenza nell'equazione sopra diventa in coordinate polari:

$$P_{in} = P_o \times [\cos \theta + \cos(90^\circ - \theta)] = P_o \times (\cos \theta + \sin \theta)$$



Con P_o potenza massima per una cella, cioè con radiazione incidente perpendicolare alla cella.

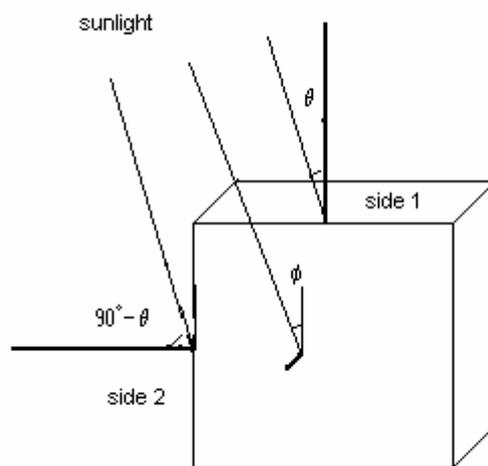
La potenza massima si ha quando il valore dalla funzione tra parentesi è massimo e $\theta = 45^\circ$; in tal caso si ottiene $P_{in} = \sqrt{2} \times P_o$.

7.4.3 TRE FACCE ILLUMINATE DAL SOLE

Tre facce possono essere illuminate dal sole nello stesso tempo. In questo caso la potenza diventa:

$$P_{in} = P_o \times (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \cos \varphi + \sin \varphi)$$

Con P_o potenza massima per una cella, cioè con radiazione incidente perpendicolare alla cella.



La potenza massima si ha quando il valore dalla funzione tra parentesi è massimo, cioè per $\theta = 45^\circ$ e $\varphi \cong 35,3^\circ$; in tal caso si ottiene $P_{in} = \sqrt{3} \times P_o$.

Per prima cosa è necessario verificare che la corrente proveniente dalle celle solari non superi mai la massima corrente possibile per caricare le batterie (2100mA). Poiché la configurazione prevede per ogni faccia due celle in serie che vengono poste in parallelo con le corrispondenti celle sulle altre facce, vale la stessa relazione trovata per la potenza. Dalla formula $I_{in} = \sqrt{3} \times I$, dove I è la corrente massima proveniente da una cella, si ottiene $I_{max} = 596$ mA.

7.5 BUDGET DI POTENZA: SIMULAZIONE

Per cercare di attenersi il più possibile alle condizioni che affronterà il satellite e analizzare il corretto andamento temporale della corrente che producono le celle solari, utilizzando il programma STK[6] è stato possibile simulare l'orbita di AtmoCube a 500 km e a diversi valori dell'ascensione retta del nodo ascendente, mantenendo fissi il

giorno di partenza al 5/12/2005 alle 12h, l'inclinazione di 98,2° (corrispondenti ad un'orbita quasi sunsincrona, cfr. paragrafo2.1).

La simulazione tiene conto delle perturbazioni degli elementi orbitali dovuti alla non sfericità della terra. Verranno cercate le orbite che verificheranno le condizioni limite nei casi in cui l'altezza è 500 km.

Da notare che la condizione più sfavorevole si verifica quando il periodo di eclisse è massimo.

Nella Tabella 7-5 sono riportati, nella prima colonna diversi valori dell'ascensione retta del nodo ascendente (RAAN, Right Ascension Ascendent Node), nella seconda colonna il tempo di illuminazione del satellite in secondi e nella terza il tempo di illuminazione in percentuale rispetto alla durata totale dell'orbita. I valori sono poi riprodotti in Figura 7-27.

Ascensione retta del nodo ascendente (°)	Tsun (sec)	Tsun (%)
4	4746	83,5
14	4180	73,5
24	3908	68,8
34	3750	66,0
44	3653	64,3
54	3594	63,2
64	3561	62,7
<u>74</u>	<u>3549</u>	<u>62,4</u>
84	3556	62,6
94	3582	63,0
104	3630	63,9
114	3703	65,2
124	3809	67,0
134	3954	69,6
144	4132	72,7
154	4297	75,6
164	4343	76,4
174	4227	74,4
184	4045	71,2
194	3880	68,3
204	3755	66,0
214	3665	64,5
224	3604	63,4
234	3567	62,8
244	3550	62,5
254	3552	62,5
264	3573	62,9
274	3618	63,7
284	3693	65,0

294	3815	67,1
304	4016	70,7
314	4383	77,1
324	5600	98,5
334	5684	100
344	5684	100
354	5684	100

Tabella 7-5 Periodo diurno in funzione della RAAN

Tempo di illuminazione in un'orbita in funzione della RAAN

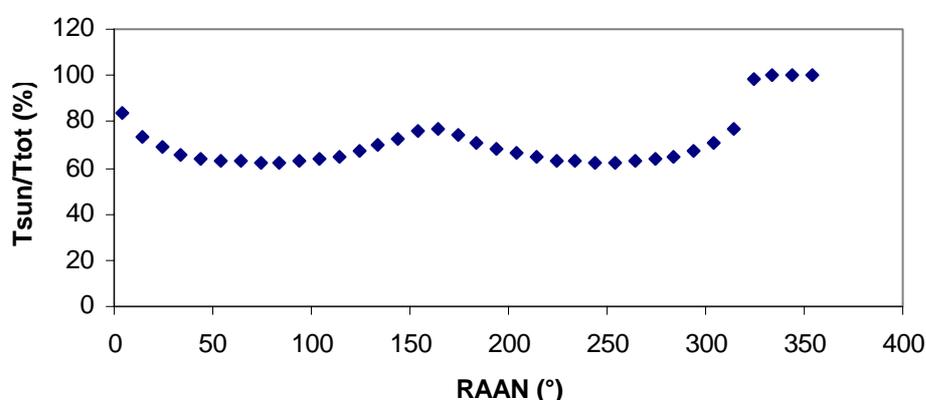


Figura 7-27 Tempo di illuminazione in funzione della RAAN

Si nota che il caso più interessante da analizzare è quello con il periodo di eclisse maggiore, corrispondente ad una durata minima della fase diurna. Questo corrisponde ad una RAAN di circa 74°.

È necessario precisare che il piano orbitale di AtmoCube non sarà perfettamente fisso relativamente al sole, come dovrebbe essere per un'orbita sunsincrona, per cui la durata dell'eclisse varia di conseguenza. Ciò è dovuto al fatto che per determinare l'inclinazione dell'orbita abbiamo fatto riferimento ad un'orbita sunsincrona all'altezza di 700 km, e non di 500 km, altezza di riferimento del nostro AtmoCube (cfr paragrafo 2.1). Per questo motivo, sono state necessarie simulazioni lungo un arco di tempo di un anno, con RAAN iniziale di 74°, al fine di trovare il periodo di eclissi massima. I valori ottenuti sono riportati nella Tabella 7-6.

Giorno-mese-anno	Tsun (sec)
<u>5 Dec 05</u>	<u>3549</u>
5 Jan 06	3549
5 Feb 06	3550
5 Mar 06	3555

5 Apr 06	3574
5 May 06	3597
5 Jun 06	3613
5 Jul 06	3625
5 Aug 06	3649
5 Sep 06	3694
5 Oct 06	3739
5 Nov 06	3747
5 Dec 06	3725

Tabella 7-6 Periodo diurno in funzione del giorno

Si vede che il massimo periodo di eclissi si verifica proprio il 5 dicembre 2005 alle ore 12. In Figura 7-28 è visualizzata la simulazione di tale orbita a 500 km di altezza. La durata della simulazione è posta a 24 ore.

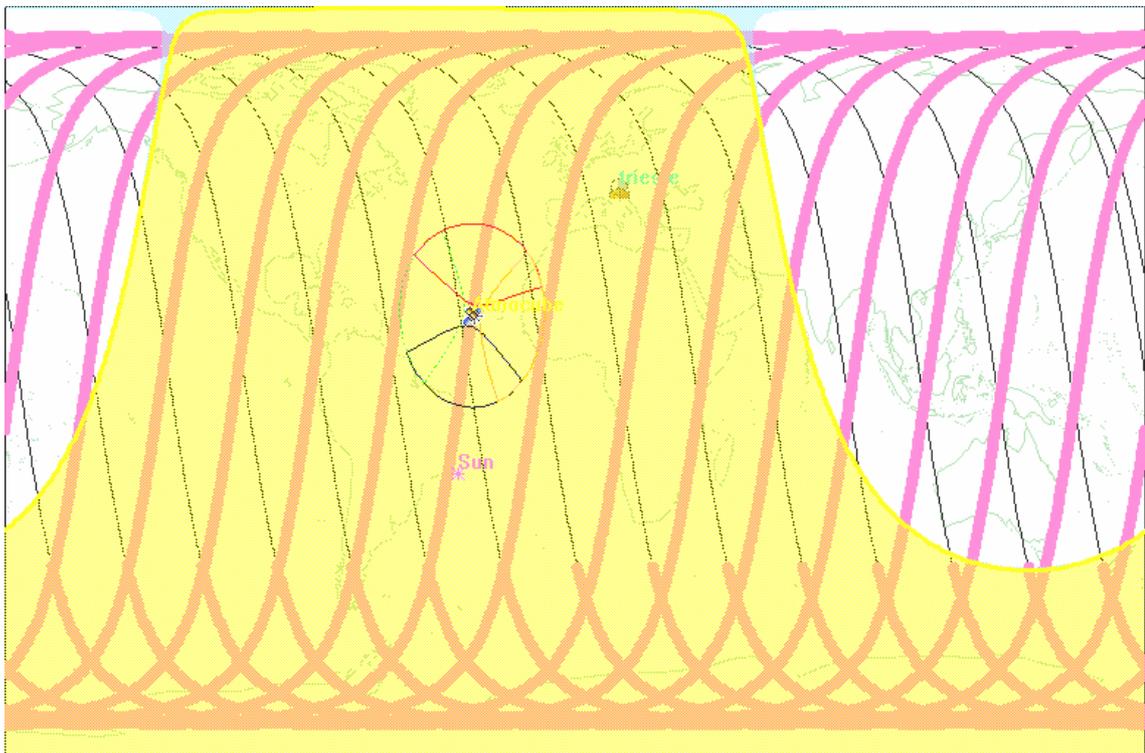


Figura 7-28 Simulazione dell'orbita a 500 km di altezza in 24 ore

Per mezzo del programma STK è anche possibile posizionare dei sensori su ogni faccia, che rappresentano le celle solari, in modo da conoscere quali facce sono illuminate dal Sole. L'angolo di vista dei sensori è stato posto uguale a 60° , limite entro il quale è valida l'approssimazione della legge del coseno. Con la simulazione è possibile calcolare gli angoli fra i sensori posti sulle facce e la direzione del Sole e, quindi, i coefficienti moltiplicativi della corrente prodotta dalle celle (cfr. paragrafo 7.4).

Nel caso preso in considerazione non si hanno tre facce illuminate, ma solo due contemporaneamente.

Consideriamo il sistema di riferimento orbitale centrato sul satellite. Supponiamo che i pannelli 1,2,3,4 siano quelli laterali, con 1 e 3 nel verso dell'asse x del moto,

rispettivamente positivo e negativo; 2 e 4 in quello y , rispettivamente positivo e negativo; il 5 e il 6 nel verso dell'asse z , rispettivamente positivo e negativo.

Nella Figura 7-29 sono riportati i coefficienti angolari moltiplicativi di I_{MP} per una cella di ogni faccia (panel). I risultati sono mostrati in questa figura ed in quelle successive per tre sole orbite per questione di chiarezza della visualizzazione.

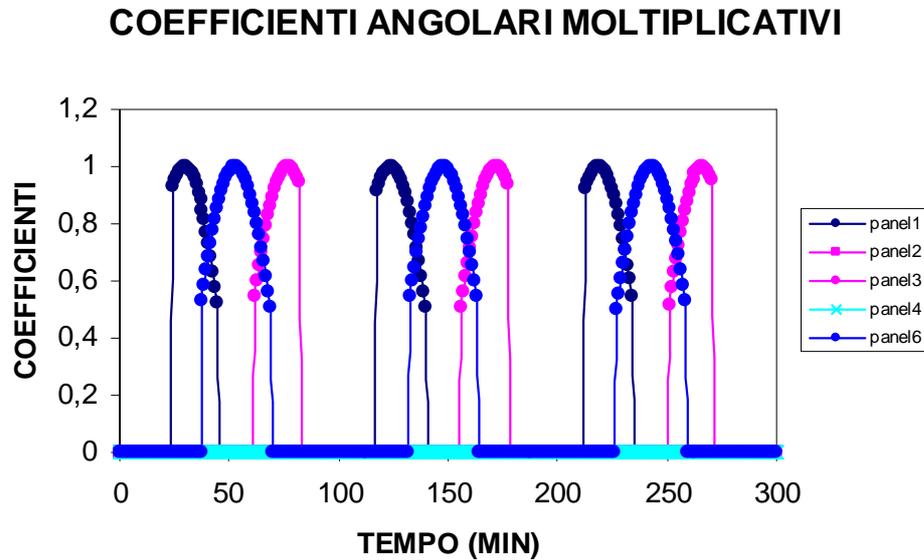


Figura 7-29 Coefficienti moltiplicativi di I_{MAX} per tre orbite

In questo caso dalle simulazioni si ha:

$$T_{sun} = 3549s$$

$$T_{ecl} = 2135s$$

$$T_{sun} \text{ pannello1} = 22,7\% T \text{ totale}$$

$$T_{sun} \text{ pannello6} = 33,3\% T \text{ totale}$$

$$T_{sun} \text{ pannello3} = 22,8\% T \text{ totale}$$

In Figura 7-30 è riportata la corrente in entrata per ogni cella contenuta nei vari pannelli:

CORRENTE DALLE DIVERSE FACCE

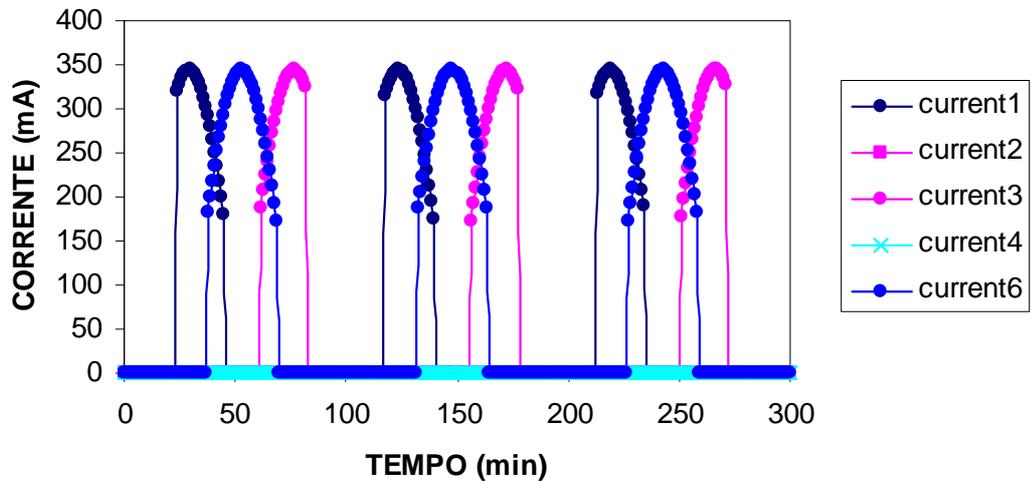


Figura 7-30 Corrente prodotta dalle singole facce

Consideriamo il sistema di connessione celle solari-batterie-sistemi esaminato nel paragrafo 7.3. Riassumendo, ogni faccia contiene al minimo almeno quattro celle solari: due celle solari della stessa faccia sono connesse in serie ad una batteria, le altre due sono connesse in serie all'altra batteria. Le celle di facce diverse sono connesse in parallelo.

Poiché le celle solari di diverse facce sono collegate in parallelo la corrente totale in uscita sarà la somma delle correnti in uscita da tutte le facce.

La corrente che alimenta il sistema celle-batteria-carichi è riportata nella Figura 7-31

CORRENTE TOTALE

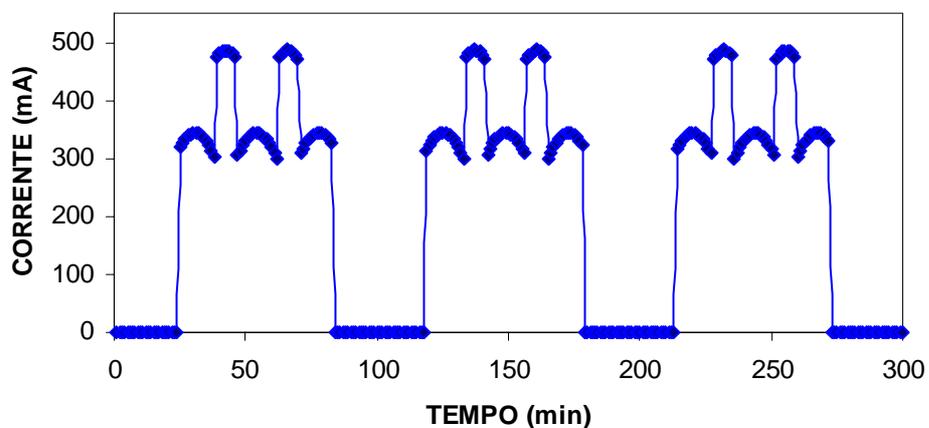


Figura 7-31 Corrente totale prodotta dalle celle solari

Dai dati acquisiti dalle simulazioni si vede che I_{MAX} è circa 482 mA e I_{MIN} , quando il satellite è illuminato, è circa 300 mA.

Ciò ci dà due tipi di informazioni:

- 1) è possibile conoscere il valore minimo di potenza proveniente dalle celle, cosa necessaria per conoscere quanti e quali sottosistemi possono essere accesi contemporaneamente senza l'ausilio delle batterie;
- 2) è possibile conoscere l'energia disponibile dalle celle solari in un'intera orbita, integrando la potenza nel tempo, cosa necessaria per definire il bilancio di potenza.

Il caso peggiore di minima potenza ricevuta dalle celle si verifica quando le batterie hanno una tensione pari a 3,3 V ciascuna, perché la tensione delle celle viene fissata a quel valore che si trova lontano dal punto di massima potenza delle celle, che è dell'ordine di 4,2V. L'analisi del budget di potenza sviluppata inseguito fa riferimento al valore della tensione in questo caso limite. Quindi, la potenza minima disponibile si trova moltiplicando i valori della corrente ottenuti dalla simulazione e la tensione di 3,3V. Nella Figura 7-32 è riportato l'andamento della potenza generata dalle celle solari in funzione del tempo.

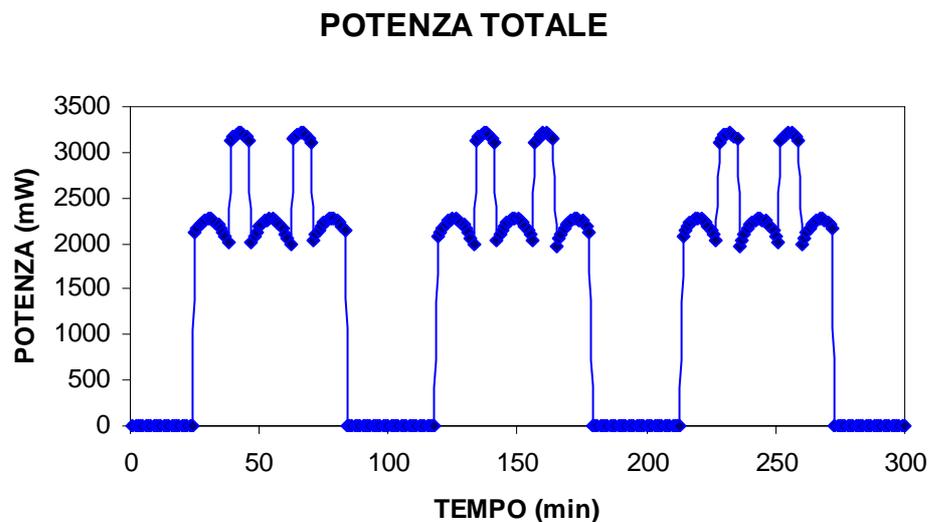


Figura 7-32 Potenza generata dalle celle solari in funzione del tempo

Si vede che $P_{MIN} = 2 W$.

Questo valore corrisponde al caso in cui ci sia solo una faccia rivolta verso il sole con un angolo di incidenza di circa 30° .

L'energia disponibile dalle celle solari durante un'orbita si ottiene integrando nel tempo i valori graficati in Figura 7-32. In questo caso si ha:

$$E = 9028,5 J.$$

Il valore trovato per la potenza e l'energia viene successivamente ridimensionato di un fattore pari all' 85% per tenere in considerazione dei circuiti di protezione e i sensori di corrente e temperatura. Si ottiene il seguente valore per la potenza e l'energia minima disponibile:

$$P = 1,7 \text{ W} \quad E = 7674 \text{ J}$$

Nella configurazione considerata (cfr. Figura 7-26) abbiamo definito due sistemi che operano in modo diverso.

Nel caso in cui ad una sola batteria siano collegati il computer, la bobina e il GPS che funzionano a 3,3V, i sistemi verranno collegati, con un circuito di protezione, direttamente alla batteria senza la necessità di avere un convertitore. Durante la fase diurna, parte della corrente proveniente dalle celle solari sarà utilizzata per caricare la batteria e parte per far funzionare i sistemi. Nel caso di eclisse, invece, la corrente utilizzata dai sistemi proverrà dalla batteria, che avrà un'efficienza dell'80%.

Nell'altro caso in cui alle due batterie collegate in serie sono connessi gli altri sistemi (magnetometro, dosimetro, trasmettitore e ricevitore, senza considerare il set/reset del magnetometro), la tensione generata dalle batterie in serie, almeno pari a 6,6 V, non sarà sufficiente a raggiungere la tensione alla quale funzionano i sistemi, cioè 8V (in realtà raggiungono fino a 8,2V, ma non è sufficiente per far funzionare i sistemi, considerando anche che la tensione diminuisce quando la batteria è connessa al carico (cfr paragrafo 7.2.1)). Serve in questo caso un convertitore (supponiamo con un'efficienza di 70%). Nel caso di sole, la potenza generata dalle celle dovrà essere moltiplicata per un fattore 0,7, mentre nel caso di eclissi per un fattore 0,56, che tiene conto della perdita di efficienza dalla batteria ai sistemi. Per il caso del set/reset del magnetometro è stata considerata un'efficienza di 0,5 (che moltiplica il fattore 0,8 della batteria) acquisendo sempre corrente dalla batteria.

La potenza consumata (come dalle schede tecniche dei sistemi, vedi anche Tabella 7-8) e quella necessaria, utilizzata di giorno dai vari sistemi che tiene conto dell'efficienza di eventuali convertitori, sono riportate nella Tabella 7-7. La "corrente necessaria" dalle celle è stata ricavata ponendo la tensione dei sistemi a 3,3 V (computer e GPS) o 6,6 V. Se tutti i sistemi eccetto il trasmettitore e il set/reset del magnetometro funzionano, si può vedere che il consumo totale (924 mW) è minore della potenza minima in entrata nelle celle (1,7 W). Quindi per tali sistemi può essere utilizzata direttamente la potenza proveniente dalle celle, quando disponibile, e non serve ricorrere all'uso della batteria.

SISTEMI	POTENZA		POTENZA	CORRENTE
	CONSUMATA	EFFICIENZA	NECESSARIA	NECESSARIA
	(mW)		(mW)	(mA)
Computer	99	1	99,0	30,0
GPS	67,7	1	67,7	20,5
Dosimetro	120	0,7	171,4	26,0
Magnetometro	160	0,7	228,6	34,6
Ricevitore	250	0,7	357,1	54,1
<i>TOT parziale</i>			923,8	165,2
Trasmettitore	2000	0,7	2857,1	432,9
Set/reset del magnetometro	48000	0,5	96000	14545,5

Tabella 7-7 Potenza e corrente necessaria per il funzionamento dei sistemi

Dalla Tabella 7-7 si vede che il set/reset del magnetometro richiede una corrente molto elevata, pari a 14 A. Tuttavia si può pensare che per la sua limitata durata (2 μ s) non danneggi le batterie.

Inoltre si può notare che:

- la somma delle correnti necessarie ai sistemi che utilizzano direttamente la potenza proveniente dalle celle solari è 165,2 mA.
- la corrente che rimane per caricare le batterie, nel caso peggiore in cui la corrente dalle celle sia 300 mA, è 134,8 mA
- la corrente che rimane per caricare le batterie, nel caso in cui la corrente dalle celle sia 482 mA, è 316,8 mA.

In Tabella 7-8 sono riportati i valori dell'energia che i vari sistemi consumano nel periodo di illuminazione (giorno) e di eclisse (notte) tenendo in considerazione le osservazioni fatte e quelle seguenti:

- il computer e il GPS saranno sempre accesi;
- il dosimetro si accenderà ogni 150 s per 20 s (cfr. paragrafo 3.1.2);
- il magnetometro si accenderà ogni 150 s per 20 s (cfr. paragrafo 3.2.1);
- il ricevitore si accenderà ogni 30 s per 2 s (caso in cui non trova la stazione a terra) e per 300 s (caso in cui trova la stazione a terra);
- il trasmettitore si accenderà ogni 150 s per 2 s e per 300 s quando trova la stazione a terra;
- le celle solari forniscono la potenza necessaria per far funzionare tutti i sistemi eccetto il set/reset del magnetometro e il trasmettitore;
- durante l'eclisse si considera il fattore di efficienza delle batterie pari a 0,8;
- il set/reset del magnetometro e il trasmettitore prenderanno la potenza necessaria dalle batterie;
- la durata di un'orbita è di 5684 s, la fase diurna è di 3549 s, quella notturna di 2135 s.

SISTEMI	POTENZA CONSUMATA (mW)	TENSIONE SISTEMI (V)	CORRENTE SISTEMI (mA)	ENERGIA PER ORBITA (J)	
				GIORNO	NOTTE
Computer	99	3,3	30	351,4	264,2
GPS	67,7	3,3	20,5	240,1	180,4
Dosimetro	120	8	15	81,1	61
Magnetometro	160	8	20	113,6	85,4
Ricevitore (no trasm.)	250	8	31,2	84,5	63,5
Ricevitore (trasm.)	250	8	31,2	191,6	197,5
Trasmettitore (no trasm.)	2000	8	250	169,0	101,7
Trasmettitore (trasm.)	2000	8	250	1240,4	1173,1
Set/reset Magnetometro	48000	16	3000	0,006	0,003

Totale (no trasm.)				1034,2	752,3
Totale (con trasm.)				2212,8	1957,6

Tabella 7-8 Energia utilizzata dai sistemi in un'orbita

Nella Tabella 7-9 è riportato il budget di potenza per un'intera orbita nel caso in cui non ci sia trasmissione. Il valore dell'energia disponibile è quello trovato con la simulazione, ricordando che è stato ridimensionato per tenere conto dei circuiti di protezione dei sistemi e dei sensori di corrente e temperatura.

Quando le batterie vengono usate per erogare corrente non è possibile accumulare l'energia in eccesso dalle celle solari. Il termine, nella tabella, "energia persa di giorno" misura questo effetto come il prodotto della potenza in entrata dalle celle (1,7 W) per la durata della procedura. Quando vengono utilizzati il magnetometro e il trasmettitore l'energia proviene dalle batterie. Queste ultime, quindi, non potranno accumulare l'energia proveniente dalle celle solari.

Il termine "energia alle batterie per orbita" tiene conto dell'energia rimasta per caricare le batterie dopo aver sottratto il valore dell'energia utilizzata dai sistemi di giorno. Per calcolare la "energia rimasta nelle batterie dopo un'orbita", da tale valore bisogna sottrarre l'energia richiesta dai sistemi nella fase di eclisse.

Energia disponibile dalle celle per orbita	7674,2 J
Energia utilizzata dai sistemi (giorno)	1034,2 J
Energia persa per trasmettitore (giorno)	80,4 J
Energia alle batterie per orbita (giorno)	6559,6 J
Energia utilizzata dai sistemi (notte)	752,3 J
Energia rimasta nelle batterie dopo un'orbita	5807,3 J

Tabella 7-9 Bilancio di potenza nel caso senza trasmissione

Si vede che l'energia disponibile dalle celle solari è sufficiente per far funzionare tutti i sistemi. Inoltre, per ogni orbita senza trasmissione, l'energia rimasta nelle batterie dopo un ciclo giorno/notte è di 5807 J.

Vediamo, ora, il caso in cui ci sia trasmissione. Ricordiamo che la durata massima di una trasmissione è 300 s, valore che proviene dallo studio della missione analizzato nel paragrafo 2.1.3. Nella Tabella 7-10 sono riportati i valori dell'energia trovati. La seconda colonna riporta i valori dell'energia nel caso in cui la trasmissione avvenga di notte, mentre la terza colonna si riferisce alla trasmissione di giorno.

TRASMISSIONE	NOTTE	GIORNO
Energia disponibile dalla celle per orbita	7674,2 J	7674,2 J
Energia utilizzata dai sistemi (giorno)	1034,2 J	2212,8 J
Energia persa per il trasmettitore (giorno)	80,4 J	590,4 J
Energia alle batterie per orbita (giorno)	6559,6 J	4871,0 J
Energia utilizzata dai sistemi (notte)	1957,6 J	752,3 J
Energia rimasta nelle batterie dopo un'orbita	4602,0 J	4118,7 J

Tabella 7-10 Bilancio di potenza nel caso di trasmissione di giorno

Dal confronto con il caso senza trasmissione si vede che l'energia rimasta nelle batterie è minore ed è almeno pari a 4119 J.

Si vede che nel caso peggiore corrispondente a quello in cui non si ha trasmissione la batteria deve essere in grado di accumulare 5807 J.

Una sola batteria utilizzata su AtmoCube è in grado di accumulare un'energia pari a

$$E_{BATT} = \left(\frac{(U_{MAX} + U_{MIN}) \times C \times 3600}{2} \right) = 25704J$$

dove

$U_{MAX} = 4,1$ V e $U_{MIN} = 2,7$ V sono rispettivamente i limiti dell'intervallo della tensione della batteria,

$C = 2100$ mAh è la capacità della batteria

Nel caso di due batterie, questo significa che dovrebbe riuscire ad accumulare l'energia di 8,8 orbite.

Bisogna considerare, però, che le batterie verranno utilizzate solo nell'intervallo di tensione da 3,3 V a 4,1 V e questo diminuirà sensibilmente l'energia accumulabile. Per il sistema di alimentazione di AtmoCube sono necessarie solo due batterie, tuttavia ne

verranno utilizzate tre o quattro per non incontrare problemi nel caso in cui una si dovesse rompere.

Inoltre non è stato considerato il consumo della bobina, perché sarà utilizzata perlopiù nel periodo iniziale e sporadicamente nel periodo successivo (vedi paragrafo 4.4). Si vede, comunque, che il suo utilizzo non comprometterebbe il bilancio di potenza. Infatti, considerando che il consumo della bobina è di 0,165 W, l'energia per orbita, se rimanesse sempre accesa, sarebbe pari a 1026 J, mentre l'energia minima non utilizzata in un'orbita, che corrisponde al caso di trasmissione effettuata durante il giorno, è pari a 4119 J.

Questo fatto garantisce che sarà possibile mantenere sempre accesa la bobina durante la fase iniziale di AtmoCube quando sarà necessario rallentare le rotazioni impresse dal lanciatore, per fare uscire correttamente il boom.

Dall'analisi sviluppata è emerso che è possibile utilizzare gli strumenti scientifici, come il magnetometro e il dosimetro, per un periodo più lungo o più spesso per non sovraccaricare le batterie. Questa eventualità non è in accordo con l'analisi tecnica del sistema di telecomunicazione a causa della bassa velocità di trasmissione di dati a meno che non si decida di utilizzare un'ulteriore stazione a terra.

Nella simulazione e nei calcoli si è tenuto in considerazione il caso peggiore di minima energia proveniente dalle celle solari. Nonostante questo, si è visto che l'energia proveniente dalle celle solari è superiore a quella necessaria. Per evitare di sovraccaricare le batterie, una possibilità è quella di utilizzare il carica batteria testato in questo capitolo che non lascia passare corrente nel caso in cui le batterie siano completamente cariche.

CONCLUSIONI

In questo lavoro è stata analizzata e delineata la configurazione di AtmoCube più appropriata ai requisiti del progetto.

L'analisi effettuata rappresenta una prima fase di studio del sistema completo, che parte dall'analisi del sistema fisico (la radiazione incidente, il campo magnetico terrestre e la densità atmosferica), per arrivare alle conseguenze ed alla definizione del sistema AtmoCube dal punto di vista tecnico, in particolare del sistema di potenza, ma anche del sistema di assetto, della struttura del satellite e delle sue temperature. Parte di questa analisi si è anche appoggiata sui lavori precedenti inseriti nello stesso progetto.

AtmoCube è inserito all'interno del progetto internazionale CubeSat, in cui sono coinvolti studenti ed istituti di molti paesi, il cui scopo è quello di realizzare un picosatellite di forma cubica, di dimensioni, massa e costi ridotti.

Dopo aver dedicato i primi due capitoli all'analisi della missione di AtmoCube, è stata fatta una valutazione sugli strumenti e sulle misurazioni scientifiche.

È stato effettuato uno studio dell'ambiente spaziale in cui orbiterà AtmoCube e dei fattori ambientali che possono compromettere la missione. In base ai risultati ottenuti con le simulazioni prodotte con SPENVIS, sono state calcolate le dosi ed il flusso totale che inciderà sul dosimetro a bordo di AtmoCube a seconda dell'attività solare e in funzione dell'altezza. Tutti i valori sono entro i limiti richiesti dal dosimetro. Le misure scientifiche saranno effettuate circa ogni 150 s corrispondente a circa 36 misure per orbita ed avranno una durata di 20 s.

Dallo studio del campo magnetico nel quale sarà immerso AtmoCube, eseguito grazie all'utilizzo di opportuni software, si è concluso che le variazioni del campo magnetico che AtmoCube misurerà, dovute agli effetti giorno/notte, stagionali, annuali saranno dello 0,15%, quelle dovute all'attività solare dello 0,54%. Per misurare tali effetti dovremo essere in grado di conoscere con la stessa precisione la geometria del campo magnetico. Eventualmente si abbasseranno i tempi di campionamento della misura compatibilmente con la misura dosimetrica effettuata in parallelo.

Dallo studio sulla densità atmosferica, è risultato che a seconda del GPS scelto, cambiano le capacità delle misure. A causa dei costi elevati di un ricevitore GPS spaziale, il GPS scelto è di tipo terrestre. Ne risulta che, a causa della bassa sensibilità dello strumento, a 300 km di altezza il tempo di campionamento necessario per la misura varia a seconda dell'attività solare tra 5 minuti (attività massima) e 23 minuti (attività minima). Considerando che il periodo dell'orbita a 300 km è dell'ordine di 90 minuti, nel caso di minima attività solare, la misura non potrà essere effettuata a causa delle altre perturbazioni che il satellite subisce durante il corrispondente intervallo di tempo.

È stato necessario uno studio sul sistema di determinazione e controllo dell'assetto che permetta di mantenere puntata l'antenna verso terra, per l'invio alla stazione a terra dei dati raccolti. Sono stati analizzati i metodi di determinazione dell'assetto per mezzo delle informazioni provenienti dalle celle solari, dai fotodiodi montati su tutte le facce, dal GPS e dalle misure effettuate con il magnetometro. Con questi dati sarà possibile determinare univocamente l'assetto di AtmoCube. Le celle solari e i fotodiodi determineranno la direzione del Sole, durante il periodo diurno, nel sistema di

riferimento del satellite, mentre il GPS fornirà la posizione di AtmoCube nel sistema geocentrico. Il magnetometro darà altre informazioni sull'assetto, confrontando la misura del campo magnetico con un modello noto.

È stato esaminato il sistema di controllo d'assetto passivo per mezzo del boom, che si basa sul gradiente di gravità del satellite, e si è definita la necessità di utilizzare anche il metodo attivo che sfrutta l'uso di una bobina per orientare il satellite. Questa è stata dimensionata per rispettare le limitazioni imposte dal sistema. Entrambi i metodi di controllo sono stati delineati in modo da contrastare le perturbazioni ambientali.

Il disegno della struttura di AtmoCube è già stato definito dagli altri collaboratori del progetto CubeSat. Tale disegno, però, è stato modificato per essere adattato alla diversa dimensione del nostro satellite e alla diversa struttura del lanciatore. Sono state implementate alcune simulazioni, per mezzo del software SolidWorks, per analizzare le caratteristiche di solidità e rigidità della struttura. Poiché i programmi di simulazione a disposizione non erano di tipo dinamico, i carichi, a cui sarà sottoposto AtmoCube, sono stati simulati in modo statico. Dai risultati delle simulazioni eseguite ci si aspetta che le vibrazioni armoniche ed acustiche siano trascurabili rispetto ai carichi statici, combinati con la pressione esercitata al momento del lancio. Dalla simulazione degli urti si è notato che l'interfaccia con il lanciatore dove sono stati posti i vincoli può essere danneggiata e dovrà essere probabilmente rinforzata.

L'analisi termica di AtmoCube, che coinvolge l'identificazione delle sorgenti di calore e del sistema di trasporto ed emissione di calore, in modo tale da assicurare che tutte le componenti del satellite si troveranno all'interno dell'intervallo di temperatura necessario per operare, è stata effettuata in modo analitico, per mancanza di software opportuni. Poiché i calcoli effettuati non assicurano che i valori della temperatura del satellite si troveranno all'interno dell'intervallo in cui i sistemi lavorano, probabilmente si dovrà ricorrere all'uso di altri metodi di controllo della temperatura.

Il metodo più adeguato alle limitazioni imposte dal sistema è quello di ricoprire con strati isolanti i sistemi che necessitano di mantenere la temperatura all'interno dell'intervallo necessario al buon funzionamento.

La maggior parte del lavoro si è concentrata sullo studio del sistema di alimentazione. Sono state delineate le procedure per i test sperimentali sulle celle solari e sulle batterie ed è stato deciso quali elementi utilizzare. Sono stati testati sperimentalmente la batteria, il caricatore a "pulse" e il circuito di protezione. Sono stati effettuati cicli parziali di carica/scarica della batteria Saft MP144350 per simulare le condizioni nel satellite, a diverse temperature: la batteria deve essere caricata ad alte temperature, quando il satellite è al Sole, e scaricata a basse temperature, quando è in eclisse. I dati acquisiti sui cicli completi di carica/scarica, eseguiti prima e dopo che la batteria sia stata sottoposta a cicli parziali in condizioni critiche, hanno assicurato che la capacità della batteria non è variata. È stato deciso, quindi, che questa batteria sarà utilizzata su AtmoCube ed è stata delineata una possibile configurazione di connessione tra celle solari, batterie e sistemi. Poiché il funzionamento di tutti i sistemi dipenderà dalla quantità di potenza disponibile, che sarà correlata al tipo di orbita scelta, oltre che alle caratteristiche delle celle solari, sono state eseguite delle simulazioni per un'orbita di 500km di altezza. È stato cercato il caso peggiore in cui il periodo di eclisse è massimo e, in base alla simulazione, è stata eseguita un accurato studio del bilancio di potenza, dell'energia e della corrente. Dall'analisi sviluppata è stato possibile conoscere quanti e quali sistemi possono essere accesi contemporaneamente e per quanto tempo. Inoltre, è

stato possibile affermare che l'energia proveniente dalle celle solari sarà sufficiente a fare funzionare opportunamente tutti i sistemi, scientifici, di trasmissione e di controllo, per l'intera orbita.

Poiché l'analisi di un sistema non può prescindere dall'analisi di tutti gli altri, in questo lavoro si è cercato di sviluppare una trattazione congiunta e completa per quanto possibile. Per mancanza di software opportuni o perché responsabilità del DEEI (Dipartimento di Elettronica ed Informatica) dell'Università di Trieste, non è stato possibile eseguire una simulazione della temperatura all'interno del satellite e un'analisi del sistema di comunicazione e del computer di bordo, che saranno necessari per una completa progettazione del sistema AtmoCube.

RINGRAZIAMENTI

Voglio ringraziare per primi i miei genitori che mi hanno dato la possibilità di proseguire gli studi e mi hanno sempre sostenuto ed incoraggiato a perseguire i miei obiettivi. A loro è dedicato questo lavoro di tesi.

Un ringraziamento particolare va alla Dott.sa Anna Gregorio che mi ha supportato non solo come relatrice, ma anche come amica.

Ringrazio i miei più cari amici che mi sono stati sempre vicini sia nei momenti belli sia in quelli difficili e tutte le persone su cui so di poter contare in qualsiasi momento.

Ringrazio in particolare una persona che mi ha fatto ritrovare la grinta e l'ambizione nel affrontare il mio cammino in un periodo in cui le avevo perse.

Un ultimo ringraziamento, ma non per importanza, è riservato alla persona che, prima di me, è stata capace di capire qual era la strada migliore per me.

BIBLIOGRAFIA

- [1] A. Gregorio, S. Carrato, T. Bernardi, Ts. Dachev, I. Kostadinov, S. Marsi, M. Messerotti, R. Stalio - *AtmoCube: Observation of the Near Earth Space Environment to Study "Space Weather" Effects*
- [2] H. Koskinen, E. Tanskanen¹, R. Pirjola¹, A. Pulkkinen¹, C. Dyer, D. Rodgers, P. Cannon, J.-C. Mandeville, D. Boscher- *Space Weather effects catalogue*
- [3] <http://science.nasa.gov/ssl/pad/solar/default.htm>
- [4] <http://ssdl.stanford.edu/cubesatprogram.htm>,
<http://www7.informatik.uni-wuerzburg.de/cubesat/>
- [5] AA. VV. – *Space Mission Analysis and Design* (third edition) James R. Wertz and Wiley J. Larson
- [6] www.stk.com
- [7] *Specifications of the payload/experiment currently named "Liulin-mini" for Italian (mini/micro/nano) Satellite*
- [8] www.spennis.oma.be/spennis
- [9] A. Gregorio, E. Orlando – *La simulazione del flusso della radiazione in AtmoCube*. Nota interna, Dicembre 2004.
- [10] www.ssec.honeywell.com
- [11] V. Alberti – *Il campo magnetico terrestre misurato dal satellite AtmoCube*. Tesi di laurea in fisica, Università degli Studi di Trieste, 2004.
- [12] A. Gregorio – *The atmospheric density measurement with EASYSAT*. Internal report
- [13] www.trimble.com/oem
- [14] Chris Hall - *Gravity gradient*. Ph.D Thesis, marzo 2002
- [15] M. Ciani – *Studio del sistema di assetto del satellite AtmoCube tramite attuatori magnetici*. Tesi di laurea triennale in fisica, Università degli Studi di Trieste, anno 2003-2004
- [16] Paper 74923 AIAA – *Mechanics and control of flight*. Conference, Anaheim, California (USA), Aug 1974
- [17] www.solidworks.com

- [18] *Launch Services specifications*. International Space company Kosmotras
- [19] www.cubead.auc.dk/documents/Cubesat_thermal_Design.pdf
- [20] earthobservatory.nasa.gov/Newsroom/Albedo/
- [21] www.estec.esa.nl/thermal/tools/analysistools.html
- [22] R. Dan Lazar, V. Bucelea, A. Loidl, L. Formanek, T. Chlubna – *Optimized Design of Power Supply for CubeSat*. Aalborg University.
- [23] www.spectrolab.com
- [24] www.saft.alcatel.com
- [25] www.maxim-ic.com
- [26] www.dtusat.dtu.dk/files/filedl.php?fileid=457
- [27] *Design of Hardware and software for the Powersupply for AAU CubeSat*. November 8, 2002
- [28] *nCube – Norwegian student satellite Power Supply, HIN*. Master of Science. Jan.15, 2003