

Lavoro di semestre estivo 2005/2006:

Sistema di alimentazione e gestione dell'energia per Tlsat-1

Codice progetto: EL-05/06-SE-3

Studenti:

Stefano Küng
Antonino Mazzaresse

Relatore:

Paolo Ceppi

Correlatore:

Silvano Balemi

Committente:

SUPSI-SpaceLab

12 luglio 2006

Teniamo a ringraziare in modo particolare:

Michele Bianda, Renzo Ramelli e Boris Liver (Irsol, Locarno Monti)

Francesco Piazza (Nemerix, Manno)

Enrico Burà e Niccolò Ballarini (SUPSI, Trevano)

per la disponibilità, le spiegazioni e i consigli ricevuti.

Indice

Riassunto/Abstract	6
Progetto assegnato	8
1 Introduzione	10
2 Requisiti e specifiche	13
3 Studio della soluzione	15
3.1 Orbita	16
3.1.1 Energia a disposizione	17
3.2 Pannelli solari	19
3.2.1 Celle solari	19
3.2.2 Funzionamento di una cella fotovoltaica	20
3.2.3 Durata di vita di una cella fotovoltaica	21
3.2.4 Caratteristiche elettriche di una cella fotovoltaica	22
3.2.5 Modello elettrico di una cella fotovoltaica	22
3.3 Batterie e Accumulatori	24
3.3.1 Accumulatori	24
3.3.2 Carica di accumulatori	25
3.4 DC-DC converter con MPPT e caricatore	26
3.5 DC-DC converter	27
4 Design / Concezione	28
4.1 Idea di base	29
4.2 Pannelli	29
4.3 Batterie	31
4.4 DC-DC converter con MPPT e caricatore	33
4.5 DC-DC converter	34
5 Realizzazione / Test	35
5.1 Test dei pannelli	36
5.2 Test degli accumulatori	37
5.3 Test del DC-DC converter con caricatore	37

6 Conclusioni	39
6.1 Risultati	40
6.2 Sviluppi futuri	41
6.3 Riassunto parametri	42
Appendice A - Specifiche tecniche TIsat-1	43
Appendice B - Misure pannelli	44
Allegato - Datasheet e files lavoro semestre	45

Elenco delle tabelle

4.1	Confronto tipologia batterie	32
-----	--	----

Elenco delle figure

1.1	Involucro di un cubesat	11
1.2	Cubesat in orbita	12
3.1	Schema calcolo luce ombra	17
3.2	Cella monocristallina, policristallina e amorfa	19
3.3	Funzionamento di una cella fotovoltaica	21
3.4	Modello elettrico di una cella fotovoltaica	22
3.5	Caratteristica elettrica tensione-corrente di un modulo fotovoltaico	23
3.6	Variazione della potenza fornita da un modulo fotovoltaico	23
4.1	Schema a blocchi EPS	30
4.2	Pannello usato per i nostri test	31
4.3	Accumulatore Li-ion SAFT per uso spaziale	33
5.1	Facce esposte al sole	36
5.2	Instabilità oltre il MPP	38

Riassunto / Abstract

Riassunto

Lo scopo di questo lavoro è quello di analizzare e progettare un sistema di alimentazione per un piccolo satellite (CubeSat). Gli elementi presi in considerazione per questo lavoro includono la generazione di potenza tramite pannelli solari, l'immagazzinamento della stessa nelle batterie e la gestione sia del pannello che delle batterie.

Sono state studiate le varie tecnologie disponibili sia per quando riguarda i pannelli che per le batterie proponendo una soluzione che consiste in 6 pannelli solari, una batteria agli ioni di litio e un sistema di gestione che implementa la ricerca del punto di massima potenza (MPPT), nonché la gestione della batteria. La soluzione proposta risulta essere innovativa rispetto ad altre soluzioni pubblicate, perché integra il carica batteria con il DC-DC converter che implementa il MPPT. Questo permette di semplificare la regolazione globale del sistema aumentando l'efficienza e l'affidabilità, oltre a ridurre le dimensioni e il peso.

Abstract

The purpose of this work is to analyze and design the power supply system for a small satellite (CubeSat). The parts considered for this work include the generation of power via solar panels, the storage batteries and the management of both solar panels and batteries.

Several solar panel and battery technologies were studied and a possible solution was proposed. It consists of an array of 6 solar panels, Li-ion battery and a power management system implementing both maximum power point tracking (MPPT) and battery management. This proposed system results innovative with respect to other published solutions, since it integrates the battery charger with the DC-DC converter implementing MPPT, thus simplifying system regulation, improving efficiency and reliability, and reducing size and weight.

Progetto assegnato

Descrizione:

Nell'ambito degli sviluppi in corso per realizzare il primo CubeSat degli studenti del DTI è necessario progettare un sistema di alimentazione (Electric Power System - EPS) adatto ai vincoli della missione.

Obiettivi:

EPS per la missione TIsat-1 funzionante, collaudato e caratterizzato

Compiti:

Ricerca di documentazione di progetti simili. Analisi degli aspetti di generazione e di gestione dell'energia (power management). Partecipazione all'analisi del sistema complessivo TIsat-1 con altri studenti e collaboratori. Estrazione di specifiche dettagliate per il sottosistema EPS (voltages, power, mass, volume, environment constraints). Fasi di progettazione con analisi di possibili situazioni di guasto e relativi provvedimenti per migliorare la robustezza del sistema. Correzione delle specifiche. Progettazione di procedure di collaudo. Realizzazione e collaudo del sistema EPS. Documentazione

Tecnologie:

Fotovoltaico, Accumulatori, Sensorica, Metrologia e telemetria, Collaudi, Firmware

Capitolo 1

Introduzione

Da circa un anno la SUPSI in seguito alle esperienze spaziali effettuate da varie università nel mondo ha deciso di dotarsi anch'essa di un laboratorio che operi in quest'ambito: il SSL¹. L'obiettivo del SSL è quello di progettare, creare e lanciare nello spazio un piccolo satellite (vedi figura 1.1) delle dimensioni di 1 dm³ del peso massimo di 1 kg: il TIsat-1². Tutte le specifiche di questo particolare tipo di satelliti sono ottenibili sul sito del Cube Sat Kit³. Per farsi un'idea generale di come sia fatto l'involucro esterno di questo tipo di satellite basta guardare la figura 1.1. Per quanto riguarda i particolari della nostra missione rimandiamo al sito del SSL⁴. Nell'appendice A riportiamo comunque le specifiche tecniche. Viste le ridotte dimensioni di questi satelliti, essi sono catalogati come picosatelliti.



Figura 1.1: Involucro di un cubesat

In questo nostro lavoro di semestre ci è stato affidato il compito da parte del SSL di analizzare e progettare il sistema di alimentazione (EPS⁵) per il satellite TIsat-1. Siccome abbiamo ricevuto carta bianca per quanto riguarda le specifiche abbiamo dovuto provvedere da soli alla loro definizione. Questa incombenza inizialmente ci ha creato non pochi problemi, perchè è stata la prima volta che ci siamo trovati confrontati a un simile problema. Con l'aiuto del relatore siamo poi giunti alla conclusione che per poter progettare il sistema d'alimentazione avremmo dapprima dovuto analizzare le condizioni in cui lo stesso dovrà lavorare. Dopo aver valutato varie possibilità come fonte di alimentazione (batterie radioattive, celle a combusti-

¹Supsi Space Lab

²TIsat-1 è il nome scelto per il primo satellite del SSL

³www.cubesatkit.com

⁴www.spacelab.dti.supsi.ch

⁵Electric Power Supply

bile, pannelli solari, ...) siamo giunti alla conclusione che -siccome l'unica fonte energetica a nostra disposizione in tale ambiente è il sole- la direzione da prendere per la generazione di energia sia proprio quella di generarla a partire dal sole. Fra le possibilità di generare energia elettrica partendo dal sole (riscaldamento, luce) abbiamo optato per prelevare l'energia necessaria mediante pannelli solari di tipo fotovoltaico. Abbiamo quindi analizzato da un punto di vista teorico i vantaggi e gli svantaggi dei vari tipi di pannelli solari presenti attualmente sul mercato, questo per poter scegliere con cognizione di causa un particolare tipo di pannello. Ci siamo poi occupati degli accumulatori, facendo sostanzialmente un lavoro simile a quello fatto con i pannelli. Una volta stabilito quali componenti usare abbiamo cercato di avere a disposizione il massimo di informazioni per poter stilare le prime specifiche di massima. Ci siamo quindi occupati di capire quali esigenze hanno i componenti da noi selezionati e quindi come poterli interfacciare fra loro. Questo per poter sviluppare in seguito un sistema di alimentazione completo per il nostro satellite. L'obiettivo posto da questo lavoro (EPS completo, funzionante e collaudato) ci è sembrato da subito molto ambizioso per un lavoro non ancora caratterizzato da specifiche tecniche precise, ma soprattutto dal fatto che durante il semestre estivo parecchie ore ci sono state prese in prestito da altre materie e ci sono state restituite solamente durante le ultime 2 settimane, quando ormai non potevano servirci che per completare quanto fatto precedentemente! Parlando con il relatore abbiamo stabilito di stilare un rapporto comprendente le specifiche tecniche dell'EPS e effettuare i test sui componenti da noi selezionati. Secondo noi l'obiettivo inizialmente prefissato sarebbe sicuramente raggiungibile nel corso di un prossimo lavoro di semestre/diploma per cui auspichiamo che ci sia chi continuerà il lavoro da noi iniziato.



Figura 1.2: Cubesat in orbita

Capitolo 2

Requisiti e specifiche

Di fatto non abbiamo ricevuto alcuna specifica tecnica per cui ci siamo dovuti documentare sulle varie esperienze che le altre università hanno fatto. Siamo giunti alle seguenti conclusioni (dati di fatto abbastanza ovvi): il satellite deve poter funzionare nello spazio, in assenza di atmosfera, per cui dobbiamo utilizzare componenti che possano essere operativi anche nel vuoto. Durante il lancio il cubetto sarà sottoposto a una forte accelerazione e a vibrazioni per cui l'assemblaggio dei componenti deve essere particolarmente resistente alle sollecitazioni meccaniche. Le temperature a cui sarà esposto il TIsat-1 saranno abbastanza estreme (soprattutto per i componenti elettronici) che andranno da un minimo di ca. -40°C a ca. $+80^{\circ}\text{C}$ per cui ne dobbiamo tener conto durante la scelta dei componenti da utilizzare. Abbiamo inoltre stabilito che le tensioni utili da fornire agli utilizzatori siano 3.3 V e 5.0 V. Se dovessero servire altre tensioni si dovrebbe provvedere ulteriormente. Per poter ottimizzare la resa dei pannelli abbiamo scoperto che sarebbe interessante poterci posizionare sul punto di massima potenza del pannello stesso, il quale però varia in continuazione a dipendenza di vari fattori, quali temperatura, quantità e incidenza della luce. Ci siamo poi posti parecchie domande su come collegare i pannelli presenti sulle diverse facce: usare un sistema per ogni pannello, un sistema per i pannelli presenti su facce opposte oppure metterne uno solo per tutte le facce? Per poter rispondere a queste domande abbiamo effettuato delle misure con i pannelli che abbiamo ricevuto dal relatore. Per quanto riguarda le batterie abbiamo anche in questo caso valutato varie possibilità, come pure per il DC-DC converter che si deve occupare di caricare l'accumulatore. Abbiamo quindi cercato cosa offre il mercato e, dopo lunghe ricerche, abbiamo focalizzato la nostra attenzione su di un interessante componente prodotto dalla Texas Instruments che ci permette di effettuare questo offrendo un'ottima resa e quindi ci siamo procurati una evaluation board per effettuare dei test pratici. In seguito per ottenere le varie tensioni necessarie al buon funzionamento del satellite ci affideremo a dei DC-DC converter che preleveranno l'energia dalla batteria presente a bordo. Anche in questo caso abbiamo effettuato delle ricerche e la nostra attenzione è caduta su un altro prodotto della Texas Instruments che permette di stabilizzare una determinata tensione partendo dal campo delle tensioni che una batteria al litio può dare nei suoi vari stadi di carica ottenendo un'ottima efficienza. Siccome questo prodotto è relativamente nuovo al momento non siamo riusciti a trovare una evaluation board per farci dei test. In seguito per ottenere le varie tensioni necessarie al buon funzionamento del satellite ci affideremo a dei DC-DC converter che preleveranno l'energia dalla batteria presente a bordo. Anche in questo caso abbiamo effettuato delle ricerche e la nostra attenzione è caduta su un altro prodotto della Texas Instruments che permette di stabilizzare una determinata tensione partendo dal campo delle tensioni che una batteria al litio può dare nei suoi vari stadi di carica ottenendo un'ottima efficienza. Siccome questo prodotto è relativamente nuovo al momento non siamo riusciti a trovare una evaluation board per farci dei test.

Capitolo 3

Studio della soluzione

3.1 Orbita

Il relatore ci ha chiesto di calcolare e verificare i dati che avevamo a disposizione per quanto riguarda l'insolazione durante l'orbita, come pure la durata della stessa. Per far questo ci siamo rivolti alla Irsol¹ di Locarno, dove i signori M. Bianda e R. Ramelli ci hanno confermato che un corpo in orbita attorno alla terra a una distanza di 700 km ha un'orbita che si può tranquillamente approssimare a un'orbita circolare. Nel migliore dei casi (a detta loro però molto improbabile) si potrebbe casualmente ottenere un'orbita sempre illuminata dal sole, ma ci hanno spiegato che questo caso è solo un caso particolare e non è da tenere in considerazione per i nostri calcoli. Ci hanno quindi confermato che per quanto riguarda l'illuminazione del sole il caso peggiore è quando l'orbita ha un massimo di tempo in ombra (dietro la terra). Anche questo è un caso particolare, ma utile da prendere in considerazione per il nostro scopo in quanto già con questo minimo di illuminazione il satellite dovrebbe essere in grado di funzionare. L'orbita più probabile sarebbe comunque un'orbita compresa fra i 2 estremi appena citati. Anche loro ci hanno pertanto consigliato di fare i calcoli di potenza disponibile basandoci sul caso peggiore, cosa che anche a noi sembrava ovvia fin dal principio. In pratica per far sì che il satellite resti su di un'orbita si devono eguagliare la forza di gravità che la terra fa sul satellite:

$$F_g = \frac{G \cdot M \cdot m}{r}$$

e la forza centripeta del satellite stesso:

$$F_c = \frac{m \cdot v}{r}$$

per cui uguagliandole e semplificandole rispetto alla velocità si ottiene:

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}}$$

dove G è la costante di gravitazione universale², M la massa della terra³ e r il raggio dell'orbita (raggio della terra + altezza dell'orbita)⁴. Nel nostro caso otteniamo una velocità di 7456,5 m/s.

La lunghezza dell'orbita a 700 km di altezza è di 44'484,952 km, per cui il satellite la percorrerà in ca. 99 minuti. Per calcolare la parte che lo stesso resterà in ombra basta riferirsi alla figura 3.1 che mostra come fare. Applicando le conoscenze di base in geometria trigonometrica e calcolando le percentuali di esposizione al sole e in ombra risulta quindi che nel caso peggiore avremo a disposizione ca. 50 minuti di sole perchè per ca. 35 minuti il satellite resta in ombra e per ca. 14 in penombra, in pratica nascosto al sole poichè dietro la terra. Questi dati cambiano

¹Istituto Ricerche SOLari

² $G = 6.67259 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$

³ $M = 5.98 \cdot 10^{24} kg$

⁴ $r_{terra} = 6.378 \cdot 10^3 km$

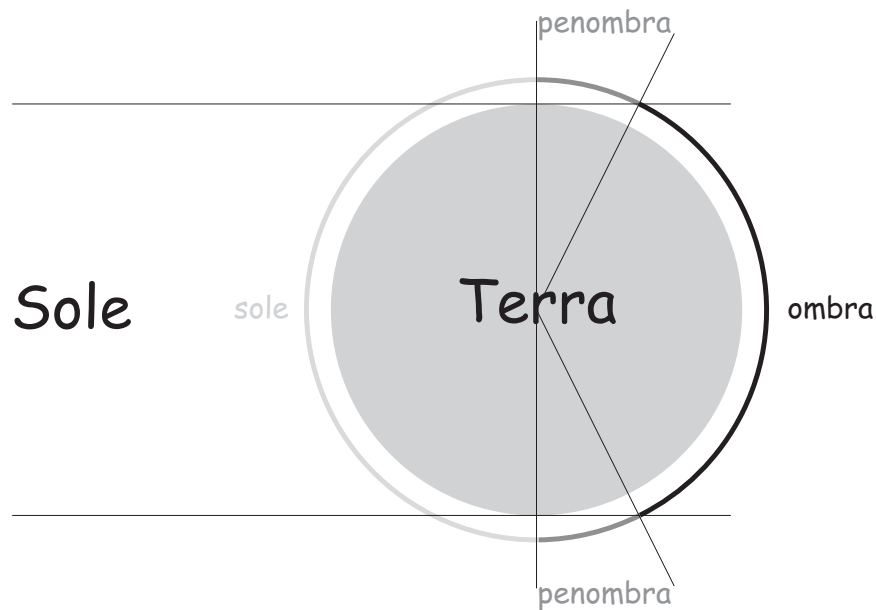


Figura 3.1: Schema calcolo luce ombra

relativamente poco se l'orbita del satellite dovesse situarsi anche solo a 650 km o addirittura a 750 km. Il tempo di percorrenza dell'orbita varierebbe in questi casi di solamente ca. 1 min in più o in meno rispetto ai dati indicati sopra. Ci hanno poi mostrato il metodo scientifico adottato in astronomia per calcolare la posizione dei pianeti rispetto al sole e, all'occorrenza, anche la posizione del satellite rispetto alla terra. A parte il fatto che secondo loro per il nostro caso non è necessario essere così precisi perchè non possiamo neppure dopo il lancio essere certi dell'orbita sulla quale il satellite si situerà. Per fare i calcoli secondo il metodo scientifico dobbiamo conoscere con estrema precisione e certezza il luogo e il tempo di dove il satellite verrà lasciato dal lanciatore, cosa che non è fattibile e quindi vanificherebbe qualsiasi risultato ottenuto mediante questi calcoli. Ci hanno comunque consegnato dei sorgenti di programmi e delle librerie per effettuare questi calcoli (in fortran), come pure un eseguibile compilato per la distribuzione SuSE linux, che si trova sul CD allegato. Visto quanto appena considerato, riteniamo che non sia lo scopo del nostro lavoro perderci in inutili calcoli astronomici che -sebbene interessanti- non porterebbero alcuna informazione utile per la progettazione del sistema di alimentazione del picosatellite.

3.1.1 Energia a disposizione

In seguito ai calcoli da noi effettuati possiamo a questo punto tranquillamente affermare che il satellite compierà una rotazione completa dell'orbita in ca. 99 minuti, e nel caso peggiore per un terzo di questo tempo sarà in ombra. Siccome la variazione di 1 min. in più o in meno comporterebbe una variazione di inferiore all'1%

sull'insolazione, questa è del tutto trascurabile rispetto alle perdite complessive del sistema completo di produzione dell'energia. In pratica abbiamo a disposizione una potenza solare di ca. $1367\text{W}/\text{m}^2$ per cui possiamo ipotizzare che con una dimensione dei pannelli di 1 dm^2 per faccia e con una resa del 16% di ottenere un massimo di ca. 2.16 W da una faccia esposta perpendicolarmente al sole. Se dovessimo avere 2 o 3 facce al sole arriveremmo a un massimo di ca. 3.24 W . Siccome possiamo ipotizzare che il satellite ruoterà su se stesso possiamo affermare di avere mediamente 2.7 W^5 , che ci rendono 2.25 Wh^6 per orbita. Con questa energia dobbiamo poter alimentare il satellite e caricare la/le batteria/e per poter assicurare l'operatività del satellite anche durante il periodo in cui esso si trova in ombra, tenendo conto delle perdite introdotte dai sottosistemi (DC-DC charger, batteria, ...)!

⁵Potenza media = $\frac{3.24+2.16}{2}\text{ W}$

⁶Siccome abbiamo 50 minuti di sole per orbita, calcoliamo: $\frac{50}{60}\text{h}\cdot 2.7\text{ W} = 2.25\text{ Wh}$

3.2 Pannelli solari

I pannelli solari sono composti da celle fotovoltaiche di cristallo in grado di convertire parte dello spettro dell'energia solare in tensione.

3.2.1 Celle solari

Le celle fotovoltaiche sono per lo più fatte da sottili fette di silicio spesse da 0,3 a 0,5 mm di forma circolare, rettangolare o ottagonale. Le due superfici della cella vengono metallizzate per permettere il collegamento elettrico. Nella parte esposta al sole, la metallizzazione assume la forma tipica di una griglia, questo per lasciare penetrare la luce solare. Principalmente si differenziano tre tipi di celle, a seconda della struttura del cristallo: monocristallino, policristallino e amorfo, come visibile in figura 3.2.



Figura 3.2: Cella monocristallina, policristallina e amorfa

Celle monocristalline

Per la produzione di celle monocristalline si utilizzano semiconduttori dotati di una struttura altamente pura che ne determina buona parte del loro costo. Dalla massa fusa di silicio si tagliano delle barre monocristalline che vengono in seguito tagliate in sottili placche. Questo metodo di produzione garantisce un assorbimento della luce ottimale (hanno una resa che varia dal 14 al 17% ca.)

Celle policristalline

La produzione di celle policristalline è meno onerosa: In questo caso la massa di silicio viene fusa in blocchi, i quali vengono tagliati a dischetti. Durante il processo di solidificazione si formano delle strutture cristalline di differenti dimensioni, che presentano sulla loro superficie alcuni difetti. Di conseguenza, il rendimento di questo tipo di celle è inferiore al precedente (varia fra il 12 e il 14%).

Celle amorfe

Si parla di celle a silicio amorfo o celle a film sottile quando su un substrato di vetro o di altro materiale viene spruzzato un sottile strato di silicio. Lo spessore dello strato di silicio è inferiore a $1\mu\text{m}$: ne risulta un basso costo del materiale e di conseguenza un basso costo di produzione. Questo tipo di cella ha il rendimento minore rispetto alle altre (fra il 4 e il 10%), ma si adatta anche in caso di irradiazione diffuso. Le cellule amorfe vengono generalmente utilizzate per alimentare apparecchi portabili (orologi, calcolatrici tascabili) o, in edilizia, come elementi di facciate fotovoltaiche.

Celle di altro tipo

Esistono anche altri tipi di celle solari in commercio e altre ancora in via di sperimentazione, come per esempio la cella di Graetzel sviluppata al politecnico di Losanna che è composta da cellule organiche ma che ha una resa pari al 10% oppure ancora le celle CIGS sviluppate al politecnico di Zurigo, che hanno una resa del 16% ma hanno il grande pregio di essere flessibili. Un'altro tipo di cella molto usata è quella ad Arseniurio di Gallio, questo grazie al fatto che presenta un ottimo rendimento (in laboratorio si sono ottenuti dei rendimenti fino al 32.5%!). Pur essendo composta da materiale tossico trova molte applicazioni nel campo dei satelliti spaziali. Grazie alle sue alte prestazioni diventa possibile, a parità di dimensioni, ottenere molta più energia che non con gli altri tipi di celle. Un altro vantaggio consiste nella possibilità di ridurre le dimensioni dei pannelli solari, per esempio su di un picosatellite come il nostro. Tuttavia l'eccessivo costo rende l'accesso a tali pannelli piuttosto proibitivo per il Tlsat-1, sempre che qualche sponsor non sia disposto a fornircele gratuitamente.

3.2.2 Funzionamento di una cella fotovoltaica

Per comprendere il funzionamento di una cella fotovoltaica basta sapere come si comportano i materiali semiconduttori: a basse temperature il semiconduttore si comporta come un isolante. Infatti, i legami covalenti del reticolo cristallino non presentano alcun elettrone libero da poter condividere perchè gli atomi sono legati gli uni agli altri. A temperature più elevate, o per assorbimento di fotoni (processo fotovoltaico), può essere trasferita ad alcuni di questi elettroni di valenza l'energia sufficiente a svincolarli dal legame che li trattiene all'atomo originario. In questo caso si dice che l'elettrone supera la banda proibita, saltando da quella di valenza a quella di conduzione, diventando così libera di migrare nel reticolo. In questo modo, il cristallo perde parte della sua caratteristica isolante e permette lo scorrimento delle cariche elettriche. Si può ben capire che il comportamento della cella fotovoltaica non differisce dal comportamento dell'elemento più semplice a semiconduttore: il diodo. Esso, è costituito da un cristallo tipo N e un cristallo tipo P a contatto fra loro. La congiunzione di questi cristalli provoca sulla superficie di contatto uno spostamento di cariche nella zona centrale: le cariche di segno apposto si attraggono, formando in quella zona un reticolo cristallino ionizzato chiamato giunzione P-N.

In questo processo, gli ioni al centro del cristallo formano un campo elettrico. Ed è proprio questo campo elettrico che permette ai diodi di facilitare il passaggio della corrente in una direzione e ostruirlo nell'altra. Nel caso di celle fotovoltaiche lo spostamento delle cariche avviene grazie all'assorbimento dei fotoni. Un fotone colpisce il materiale semiconduttore, provoca la liberazione di un elettrone di valenza che sarà libero di spostarsi nel reticolo cristallino in una sola e precisa direzione, questo grazie alla caratteristica del diodo. Quando l'elettrone raggiungerà il contatto elettrico all'esterno della cella sarà costretto a passare attraverso il carico collegato alla cella stessa. In questo modo nella cella viene generata energia elettrica per mezzo di un fotone. In figura 3.3 si vede lo schema di funzionamento.

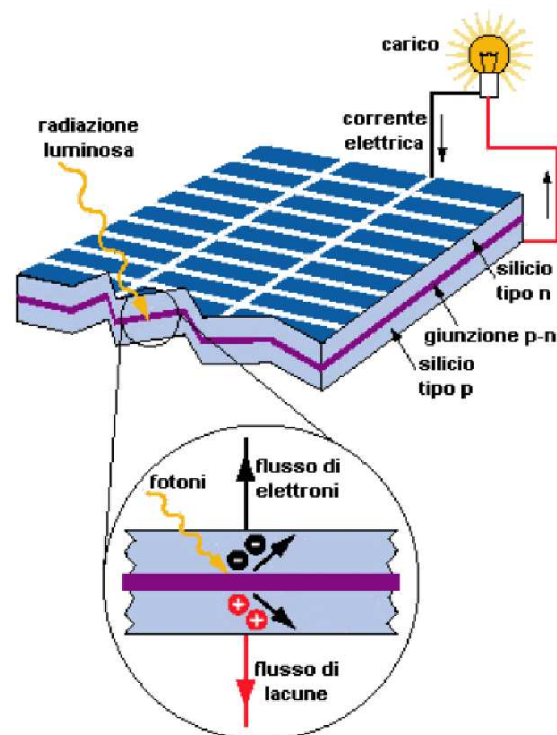


Figura 3.3: Funzionamento di una cella fotovoltaica

3.2.3 Durata di vita di una cella fotovoltaica

Una cella fotovoltaica ha una durata di vita di ca. 25-30 anni. L'invecchiamento della cella è causato dai raggi ultravioletti che determinano una lenta e progressiva deteriorazione della struttura della cella; non è tanto il cristallo di silicio a essere deteriorato, bensì i componenti che lo sostengono e svolgono la funzione di struttura. In effetti sono le parti in silicone e in contatti elettrici a subire l'invecchiamento più rapido. Questo invecchiamento provoca una minore trasparenza della struttura stessa ai raggi solari per cui con il passare del tempo il rendimento della cella

diminuisce fino a esaurirsi a causa dell'aumento della temperatura data dalla sua minore trasparenza, e della diminuzione dell'energia solare che raggiunge il cuore della cella. Siccome questi processi iniziano dopo 10-15 anni di vita della cella per la nostra applicazione non è un punto critico in quanto la speranza di vita del nostro satellite è di gran lunga inferiore a questo tempo.

3.2.4 Caratteristiche elettriche di una cella fotovoltaica

Come visto in precedenza la cella fotovoltaica è sostanzialmente un diodo di grande superficie. Esposta alla radiazione solare la cella si comporta come un generatore di corrente, il cui funzionamento può essere descritto per mezzo della caratteristica tensione-corrente riportata in figura 3.5. La temperatura non ha un effetto significativo sul valore della corrente di corto circuito. Esiste però una relazione di proporzionalità tra questa e la tensione a vuoto: crescere della temperatura diminuisce la tensione. L'intensità della radiazione solare non ha un effetto significativo sul valore della tensione a vuoto. L'intensità della corrente di corto circuito varia però in modo proporzionale al variare dell'intensità dell'irraggiamento. L'area della cella non ha alcun effetto sul valore della tensione, ma la corrente disponibile varia in modo proporzionale alla superficie. Siccome in condizioni di corto circuito o di circuito aperto la potenza erogata dalla cella solare è nulla si cerca di lavorare in un punto intermedio, ossia in quel punto dove il rendimento in potenza risulti il massimo possibile (MPP), vedi figura 3.6. Questo punto si sposta sulla curva tensione-corrente al variare dei parametri visti sopra per cui esiste un metodo chiamato MPPT⁷ che consiste nel cercare continuamente questo punto per ottimizzare la resa delle celle.

3.2.5 Modello elettrico di una cella fotovoltaica

In figura 3.4 riportiamo il modello elettrico equivalente della cella fotovoltaica. Se questa fosse ideale non sarebbero presenti le resistenze, ma ci sarebbero solo la sorgente di corrente con il diodo in parallelo. Abbiamo tentato di costruire un simulatore di pannelli solari partendo da questo schema ma tentando di caratterizzarlo ci siamo resi conto che non reagiva come auspicato, per cui abbiamo abbandonato questa strada.

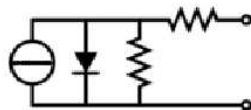


Figura 3.4: Modello elettrico di una cella fotovoltaica

⁷Maximum Power Point Tracking

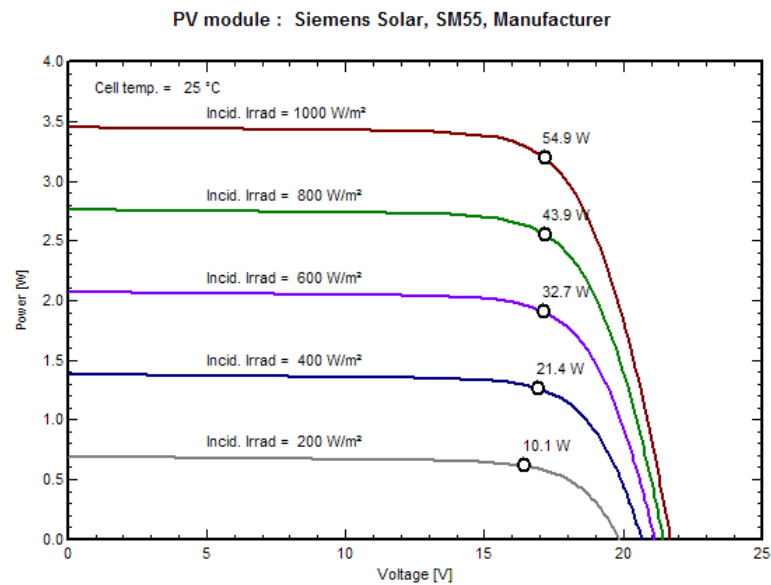


Figura 3.5: Caratteristica elettrica tensione-corrente di un modulo fotovoltaico

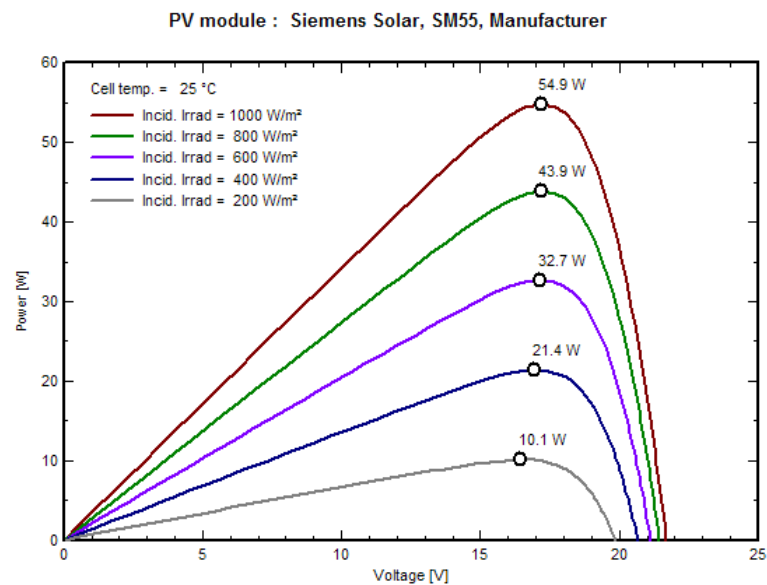


Figura 3.6: Variazione della potenza fornita da un modulo fotovoltaico

3.3 Batterie e Accumulatori

Una batteria è un dispositivo che ha dell'energia immagazzinata sottoforma di elementi chimici: tramite una reazione chimica questa energia viene convertita in elettricità. Tutti i tipi di batteria forniscono una tensione grazie a delle reazioni elettrochimiche tra gli elementi chimici presenti al loro interno. Affinché una batteria possa essere considerata ricaricabile, tali reazioni elettrochimiche devono essere reversibili; in questo caso si parla di accumulatori.

3.3.1 Accumulatori

Accumulatori al NiCd

Gli accumulatori al Nichel Cadmio sono stati molto usati anche per le missioni spaziali, per cui possiamo affermare che sono affidabili per questo uso. La tensione nominale di celle al nichel cadmio è 1.2 V. Sebbene questi accumulatori siano particolarmente robusti e si caricano in modo relativamente semplice hanno però una piccola energia specifica per kg. Hanno inoltre un effetto memoria che è particolarmente fastidioso. In caso di mancato utilizzo, o di ricariche regolari senza scarica completa dell'accumulatore oppure ancora in caso di cariche o scariche a bassa intensità di corrente si formano sugli elettrodi interni dei piccoli cristalli che aumentano la resistenza interna limitano la durata della batteria (si può ridurre addirittura del 90%).

Accumulatori al NiMH

Gli accumulatori al Nichel Metallidruro sono l'evoluzione delle più vecchie batterie al NiCd e avrebbero dovuto rimpiazzare queste ultime perché si sperava di eliminare l'effetto memoria. Come le celle al nichel cadmio la loro tensione nominale è di 1.2 V. Hanno una capacità di immagazzinamento maggiore rispetto alle NiCd a parità di volume. Anche queste si caricano in modo relativamente semplice, simile alle NiCd ma con valori di tensione a carica ultimata leggermente più bassi. Nelle applicazioni terrestri funzionano molto bene, ma alle basse temperature questi accumulatori rendono solo il 60% della loro capacità. Purtroppo anche per questo tipo di accumulatori ci si è resi conto che esiste un effetto memoria che viene chiamato lazy-battery che però non si verifica così bruscamente come l'effetto memoria delle NiCd. Non ci risulta che siano state impiegate per applicazioni spaziali, forse perché contengono idrogeno che potrebbe creare problemi? O ancora, per i problemi alle basse temperature?

Accumulatori al Li-ion

Gli accumulatori a ioni di Litio hanno fatto la loro apparizione sul mercato negli ultimi anni, sono relativamente complicati da caricare, ma presentano delle caratteristiche molto interessanti. Attualmente sono usate in quasi tutti i dispositivi

portatili, dai telefonini ai notebook. La tensione nominale delle celle al litio è di 3.6 V. Le caratteristiche di tensione a circuito aperto (Open Circuit Voltage, OCV) è variabile da 3.0 V a 4.2 V, dipendente dalla temperatura, dalla durata di immagazzinaggio e dallo stato della carica. La tensione al termine della scarica (End Of Discharge Voltage, EODV) è variabile da 2.75 V a 3.2 V per cella, anche questa tensione dipende dal tasso di scarica e dalla temperatura. Se durante la carica si supera anche di poco la tensione di 4.2 V (oltre i 4.25 V) questo tipo di accumulatori può addirittura esplodere!

3.3.2 Carica di accumulatori

Per capire come vengono caricati gli accumulatori è importante conoscere il concetto di tasso di carica o scarica. Si definisce come C l'intensità della corrente di carica (o scarica) indipendentemente dalla capacità dell'accumulatore usato. Se per esempio si carica (o scarica) una batteria da 1.5 Ah con 2 C , la corrente relativa vale due volte 1.5 A, ossia 3 A.

Per ricaricare gli accumulatori al nichel il metodo tradizionale è quello di caricare a corrente costante ($C/10$) per un periodo di ca. 14 ore. Esiste un metodo più veloce ed è quello del Delta-Peak: questo permette di caricare con un livello di energia di 1 C o più. La tensione della batteria aumenta fino a che si raggiunge il picco massimo (Delta-Peak) di circa 1,4 V. A causa dei processi chimici interni, la tensione smette di salire e la carica termina con una tensione inferiore di circa 20 mV rispetto al valore massimo. In questo modo una batteria al nichel caricata a 1C si carica completamente in un'ora circa. La curva di carica delle celle al NiMH ha un andamento più piatto e la soglia di carica è meno netta rispetto alle celle al NiCd; il meccanismo di sconnessione del caricabatteria deve pertanto risultare più sensibile rispetto a quello utilizzato per le celle al NiCd.

Per ricaricare le celle a ioni di litio si opera in due fasi: dapprima si carica a circa 1 C , finché la tensione della cella raggiunge i 4.2 V. In seguito si deve tenere costante la tensione e l'assorbimento diminuisce esponenzialmente e si stabilizza attorno a 0.02/0.03 C , momento in cui si può considerare conclusa la carica. Ad ogni modo normalmente si raccomanda di terminare la carica dopo 3 ore.

3.4 DC-DC converter con MPPT e caricatore

L'energia convertita dai pannelli solari in tensione deve essere adeguata a quella richiesta dall'elettronica presente sul satellite e soprattutto -per quanto possibile- immagazzinata in un accumulatore per averla a disposizione durante il periodo in cui il satellite si trova a non ricevere più energia dai pannelli in quanto non illuminato dal sole. Per far questo abbiamo valutato due soluzioni: mediante regolatore lineare o mediante regolatore a commutazione. Dopo qualche ricerca abbiamo deciso di scartare la regolazione di tipo lineare perchè, oltre ad avere una resa inferiore, non permette di ottimizzare la resa dei pannelli, infatti come spiegato nel capitolo 3.2.4 i pannelli hanno un punto di massimo rendimento e sarebbe un vero peccato dover dissipare in calore l'energia guadagnata posizionandoci sul punto di massimo rendimento perchè con un regolatore lineare non c'è alcuna possibilità di variare dei parametri per recuperarla. Abbiamo pertanto optato per un regolatore/caricatore di batteria tipo switching comandabile da microcontrollore esterno⁸. Dopo aver cercato e valutato vari caricatori siamo giunti alla conclusione che molto probabilmente non esiste un componente standard che da un lato ottimizzi il punto di massima potenza e dall'altro sorvegli la carica di una batteria agli ioni di litio (Li-ion). A noi in effetti serve un caricatore che accetti al suo ingresso una tensione in entrata variabile da pochi Volt a una decina di Volt (tensione data dai pannelli), posizionandosi sul MPPT fintanto che la tensione della batteria raggiunga i 4.2 Volt, in seguito deve essere in grado di finire la carica della batteria e una volta che questa sia carica il DC-DC converter deve smettere di cercare il punto di massima potenza per spostare il suo punto di lavoro in modo tale da non produrre energia se questa non viene utilizzata. In pratica a noi servirebbe un caricatore per batterie a ioni di litio di tipo switching con possibilità di agire in qualche modo dall'esterno per far variare la PWM del convertitore DC-DC. Di regola questo lo si può fare se esiste un'entrata per regolare la corrente di carica (solitamente si imposta un valore fisso con una resistenza che fa scorrere una data corrente di riferimento). Negli allegati riportiamo sia il datasheet del chip che quello dell'EVB

⁸Non abbiamo operato una vera scelta del microcontrollore da usare, ma bisognerà selezionarlo secondo i seguenti criteri: minimo consumo, dimensioni ridotte, possibilità di comunicare con il calcolatore principale, al minimo 3 ADC.

3.5 DC-DC converter

Abbiamo trovato una serie di ottimi chip che permettono di generare le tensioni stabilizzate a bordo del satellite: la serie TPS63000 della Texas Instruments. Questo integrato include al suo interno tutto quanto serve a generare una tensione di uscita stabilizzata compresa fra 1.2 e 5.5 V con un'entrata che può variare fra 1.8 e 5.5 V. Ha un'efficienza molto alta (fino al 96%) ed è di dimensioni compatte (3x3 mm²). Purtroppo non siamo riusciti a reperire una EVB per testare questo interessante chip, molto probabilmente perchè di troppo recente fabbricazione. Negli allegati riportiamo comunque il datasheet.

Capitolo 4

Design / Concezione

4.1 Idea di base

Abbiamo deciso di usare dei pannelli solari composti da celle monocristalline per il loro rapporto resa/costo interessante, collegate in modo da fornire una tensione di 1.5-2 volte superiore a quella della batteria usata. Così facendo si può usare un caricatore con convertitore buck, dato che questa configurazione è quella che ha la resa migliore. Se ci fossero regalate o cedute a buon prezzo si potrebbe anche prendere in considerazione l'uso di pannelli composti da celle di arseniuro di gallio, ma per restare con i piedi per terra visti i costi esorbitanti di tali celle non le abbiamo prese in considerazione per il nostro progetto (se dovessimo riceverne sarebbero comunque utilizzabili con il resto dei componenti selezionati ottenendo una maggiore energia). Per quanto riguarda l'accumulatore abbiamo scelto di usarne uno agli ioni di litio perchè il rapporto peso/energia è nettamente migliore rispetto a qualsiasi altro tipo di accumulatore, anche se il suo utilizzo è più critico rispetto a quelli al nichel. Ragionando sull'idea di base ci siamo subito resi conto che le facce opposte non possono in alcun modo essere illuminate contemporaneamente dal sole per cui abbiamo pensato di ridurre a 3 i DC-DC converter collegando i pannelli presenti sulle facce opposte in parallelo. Per far ciò dobbiamo per forza inserire un diodo in serie a ogni pannello o serie di pannelli presente su ogni faccia per evitare di danneggiare i pannelli connessi in parallelo, visto che le celle fotovoltaiche non reggono grandi tensioni inverse e uno dei pannelli non risulta illuminato. Siccome il diodo ha una caduta di tensione e quindi spreca parte della potenza a nostra disposizione abbiamo optato per dei diodi tipo schottky. Da questa considerazione abbiamo pure concluso che è meglio mettere più pannelli in serie su ogni faccia piuttosto che in parallelo, questo per ridurre la corrente e aumentare la tensione. Avendo meno corrente che scorre nel diodo abbiamo meno perdite. Questa conclusione conferma pure che l'idea di base di mettere in serie più celle per ottenere una tensione maggiore di quella di carica della batteria e usare un convertitore tipo buck è corretta. In figura 4.1 riportiamo lo schema a blocchi di quanto da noi previsto.

4.2 Pannelli

I pannelli ricevuti dal relatore per i nostri esperimenti sono dei pannelli a film sottile (celle amorphe, visibili in figura 4.2) di dimensione $75 \times 55 \text{ mm}^2$ (0.4125 dm^2) e dai nostri esperimenti risulta che producono 21.64 mA a 9.1 V (196.92 mW) per cui hanno un rendimento attorno al 3.5% che per il nostro scopo non sono assolutamente adatti! Visto che li avevamo a disposizione li abbiamo comunque utilizzati per effettuare delle misure. La caduta di tensione sul diodo schottky posto in serie è di ca. 0.3 V per cui la perdita sul diodo sarebbe di 6.4 mW (visto che il pannello rende 196.92 mW la perdita sarebbe del 3.25%). In laboratorio il sig. P. Speranza ci ha mostrato delle celle solari policristalline di dimensione $100 \times 100 \text{ mm}^2$ che hanno un rendimento attorno al 7.4%. La cosa interessante è che queste celle si possono tagliare ed esistono anche in quarti, che messe in serie produrrebbero 0.5 A a 2 V . Per il nostro cubetto l'ideale sarebbe poterle avere in sedicesimi, visto che messe in serie

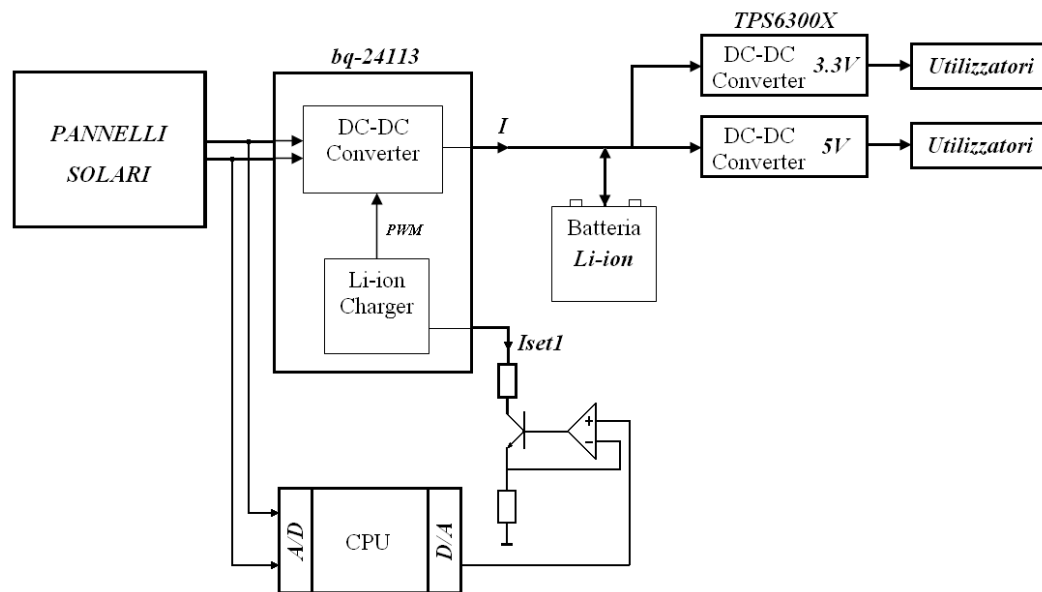


Figura 4.1: Schema a blocchi EPS

produrrebbero 125 mA a 8 V. La perdita sul diodo sarebbe di 37.5 mW (il pannello rende 1 W, quindi la perdita sarebbe del 3.75%). Anche in questo caso siamo però ben lontani dal rendimento di pannelli solari interessanti per applicazioni spaziali! Abbiamo avuto l'opportunità di vedere dei compagni lavorare con delle piccole celle monocristalline che usciranno prossimamente sul mercato. Secondo le loro misure la resa è oltre il 17%! Ecco che in questo caso diventerebbero interessanti per la nostra applicazione. Ci siamo informati e abbiamo avuto modo di visionare i dati dichiarati dal costruttore¹. Le dimensioni sono di 22 x 7 mm² e il peso di 0.5 g e permettono di essere saldate come normali componenti SMD, per cui facilmente componibili fra di loro per creare un pannello delle dimensioni volute. La resa dichiarata al MPP è di 22.4 mW/cm² per cui ipoteticamente potremmo ricavare ca. 2 W (da una sola faccia illuminata, ricoperta da 56 di queste celle)! Secondo noi è un prodotto da tenere sotto controllo perchè molto interessante per la nostra applicazione, anche perchè sembrerebbe che queste celle siano economicamente molto convenienti², soprattutto per dei pannelli che rendono il 17%. Paragonati con i pannelli a film sottile³, ricevuti per i nostri test, il rapporto prezzo prestazioni è veramente molto favorevole alle celle monocristalline XOB17!

¹Preliminary Technical Information XOB17, IXYS

²ca. 1.- US\$/pezzo

³Distrelec, articolo numero 631162, oltre Fr. 30.-/pezzo

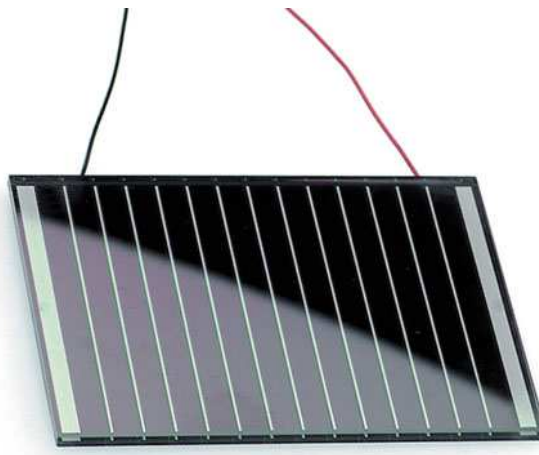


Figura 4.2: Pannello usato per i nostri test

4.3 Batterie

All'interno del nostro picosatellite vorremmo siano presenti, come normalmente fatto nelle missioni spaziali, due sistemi energetici per due diversi scopi. Una batteria primaria preferibilmente di grande capacità che garantisca, in caso di mancata alimentazione da parte dei pannelli, il corretto funzionamento della radio per un minimo lasso di tempo (una paio di settimane), ed un accumulatore secondario che sia in grado di essere caricato e scaricato numerose volte, visto che il suo scopo è quello di immagazzinare l'energia assorbita dalle celle solari nel lasso di tempo in cui il cubetto si trova illuminato dal sole, per poi fornire l'energia ai vari utilizzatori durante il periodo in cui lo stesso si trova in ombra. Come richiesto dalle specifiche, il peso totale del sistema deve essere al massimo 1 kg; le batterie sono sicuramente uno di quegli elementi presenti che più influenzeranno il peso dello stesso. Dobbiamo quindi stare attenti all'aspetto peso, senza tuttavia limitare troppo la capacità delle stesse. In pratica bisognerà trovare il giusto compromesso che permetta di avere a bordo abbastanza riserva di energia senza eccedere con il peso.

La grande escursione termica presente nello spazio e l'assenza di atmosfera ci costringe ad utilizzare delle batterie destinate ad un utilizzo spaziale. Sebbene le batterie industriali potrebbero resistere alle dure temperature presenti, esse hanno delle caratteristiche che non permettono loro di essere usate nelle condizioni presenti nello spazio. Le batterie costruite per funzionare su applicazioni spaziali si differenziano dalle normali batterie essenzialmente per la presenza di una minuscola valvola di sfogo al loro interno che è in grado di assicurare la parità di pressione una volta nel vuoto, in modo tale da non far esplodere la batteria né lasciar uscire le sostanze presenti al suo interno (outgassing).

Ci concentriamo sull'accumulatore secondario, che rispetto alla batteria primaria permette una più ampia possibilità di scelta. Le principali caratteristiche di prestazioni favorevoli per il nostro scopo di una batteria ricaricabile sono: una alta densità

		Li-Ion	NiMH	NiCd
Rapporto energia/peso	[Wh/Kg]	150-200	50-60	30-40
Rapporto energia/volume	[Wh/L]	250-530	180-220	120-150
Tensione nominale cella	[V]	3,6	1,2	1,2
Cicli di vita (80% della capacità iniziale)	-	500	500	500
Autoscarica (%/mese)	-	6	20	15
Effetto memoria	-	No	Poco	Si
Tolleranza alla sovraccarica	-	Molto poco	Poco	Moderato
Complessità caricatore	-	Media	Facile	Facile
Corrente di scarica a lungo termine	-	<2C	<2C	<3C
Resistenza interna a 25°C	[mΩ]	150-250	150-250	100-200
Temperatura durante la carica	°C	0 to 45	0 to 45	0 to 45
Temperatura durante la scarica	°C	-20 to +60	-20 to +60	-20 to +60

Tabella 4.1: Confronto tipologia batterie


di energia per kg, un tempo di auto-scarica (perdita di tensione) lungo e la possibilità di una ricarica rapida. Per quest'ultimo punto possiamo affermare che tutti i tipi di accumulatori presi in considerazione permettono una ricarica fino a 1 C, con la possibilità per gli accumulatori al nichel di accettare anche cariche fino a 5C, ma questo ne riduce drasticamente la vita e comunque dimensionando l'accumulatore per una capacità che permetta la sopravvivenza del satellite per qualche settimana non avremmo energia a sufficienza per caricarle in questo modo. Gli accumulatori al litio presentano entrambe le caratteristiche viste sopra: in effetti hanno un lungo tempo di autoscarica e un'alta energia specifica per kg. In generale possiamo concludere che a parità di capacità gli accumulatori a base di nichel sono più robusti ma pesano di più di quelli al litio, oltre ad avere il problema dell'effetto memoria che questi ultimi non hanno.

La tabella 4.1 di confronto indica che per la nostra applicazione l'accumulatore al litio è il più indicato. In effetti questo tipo di accumulatore ha una buona durata di vita e -soprattutto- una densità di energia molto più elevata rispetto ai tipi al Nichel. Questo permette, a parità di capacità, di ridurre il peso a bordo: visti i limiti di peso imposti dal sistema riteniamo che questo parametro incida in modo preponderante per la nostra scelta.

MPS144350-2.5 Ah Cell

• **MP 144350 Cell**

▪ Weight:	68 g
▪ Electrochemistry: LiCoO ₂ / Graphite	
▪ Thickness:	14 mm
▪ Width:	43 mm
▪ Height:	50 mm
▪ Energy @ C/3:	10 Wh
▪ Min Capacity :	2.5 Ah
▪ Average voltage: 3,65 V	
▪ EOCV:	4,1 V
▪ EODV:	2,7V
▪ Max power :	20 W
▪ Specific energy	143 Wh/kg



1 SAFT

Figura 4.3: Accumulatore Li-ion SAFT per uso spaziale

Abbiamo contattato il produttore di batterie SAFT¹ e abbiamo chiesto loro se avessero un prodotto con le caratteristiche da noi desiderate. Abbiamo ricevuto una risposta positiva da parte del signor Y.Borthomieu² che si è dimostrato molto cooperativo nei nostri confronti. Loro potrebbero infatti fornirci una batteria a ioni di litio da 2500 mAh delle dimensioni di 14x43x50 mm e una massa di 68 g, specificatamente costruita per missioni spaziali. Il costo (indicativo) per tale batteria si aggirerebbe attorno ai 400 Euro incluso un caricatore specifico. Riportiamo in figura 4.3 le specifiche tecniche dell'accumulatore propostoci da SAFT:

4.4 DC-DC converter con MPPT e caricatore

Quando stavamo per abbandonare l'idea di trovare qualcosa di già fatto e stavamo pensando di doverlo costruire da noi con componenti discreti (perchè dopo svariate ore di ricerca non eravamo riusciti a trovare nulla che facesse al nostro caso) ecco che abbiamo trovato la serie bq24xxx prodotta dalla Texas Instruments e che al suo interno racchiude proprio quanto da noi desiderato. Questo componente è un caricatore completo di convertitore DC-DC per batterie al litio, con corrente di carica regolabile dall'esterno per mezzo di una resistenza. Siccome la regolazione viene effettuata misurando la corrente che scorre attraverso la resistenza (all'interno del chip c'è un generatore di tensione a 1.0 V molto preciso) dobbiamo escogitare un modo per far variare quest'ultima. Questo si può ottenere mediante un microcontrollore

¹www.saftbatteries.com

²yannick.borthomieu@saftbatteries.com

con un convertitore D/A che pilota un un'operazionale con un transistor sull'uscita, in modo che impostando il microcontrollore per un dato valore nel transistor scorra una ben precisa corrente, come illustrato nella figura 4.1. Siccome il DC-DC converter si comporta in modo simile a un trasformatore, dal momento che facciamo variare la corrente erogata anche l'assorbimento dal pannello varierà. Sfruttando questo fatto la nostra idea è quella di far variare la corrente erogata in modo tale da posizionarci sempre sul MPP finchè la batteria non risulta quasi carica (4.2 V). Abbiamo visto che il bq24113 permette di interfacciarsi con un micro per cui abbiamo chiesto al relatore di poter avere l'evaluation board di questo interessante componente e quando l'abbiamo ricevuto abbiamo subito provveduto a effettuare dei test. Purtroppo non abbiamo avuto il tempo per creare e collegare un'interfaccia per il regolatore a microcontrollore esterno.

4.5 DC-DC converter

Abbiamo trovato, sempre di produzione Texas Instruments, un chip che racchiude al suo interno tutto quanto serve per realizzare un efficiente DC-DC converter per produrre una tensione stabilizzata partendo dalla tensione che una cella al litio può avere, in qualsiasi stato di carica essa si trovi. Questo chip, proveniente dalla serie denominata TPS6300x è fornibile sia per tensioni di uscita fisse a 3.3 V (TPS63001) o 5 V (TPS63002) che impostabili dall'esterno mediante due resistenze (TPS63000). Al momento attuale non sembra però esserci un'evaluation board, per cui non abbiamo potuto provare questo interessante chip. Anche il chip -siccome molto nuovo- non è facile da reperire. In effetti non siamo riusciti ad avere nulla più che il datasheet del componente. Ad ogni modo, sempre a causa della mancanza di tempo, non saremmo riusciti a fare molto più che testare il componente.

Capitolo 5

Realizzazione / Test

5.1 Test dei pannelli

Abbiamo effettuato qualche esperimento con i pannelli messi a disposizione dal relatore, per poter capire come la resa di questi cambi in funzione del punto di lavoro e dell'inclinazione dei raggi solari rispetto al piano dei pannelli stessi. In pratica abbiamo posto un cubo con 3 pannelli posti su 3 facce al sole, in modo da avere per la misura A una sola faccia illuminata dal sole, per la misura B 2 facce, una a 75 gradi, l'altra a 15. Per la misura C abbiamo nuovamente ruotato il cubo per ottenere l'illuminazione a 60 gradi e 30 gradi, mentre per la misura D entrambe le facce erano poste a 45 gradi. A partire dalla misura E abbiamo mantenuto le 2 facce a 45 gradi, ma abbiamo ruotato il cubo in modo che la terza faccia fosse illuminata dal sole con un angolo di 15 gradi, per la F con un angolo di 30 gradi e infine per la misura G abbiamo avuto tutte e tre le facce illuminate a 45 gradi, come visibile in figura 5.1. Riportiamo le misure effettuate nelle varie posizioni nell'appendice B, con i grafici ottenuti. Le misure sono state fatte sia per ogni pannello singolarmente, sia con tutti i pannelli collegati in parallelo. Questi dati confermano che la classica curva di resa dei pannelli solari varia con il variare dell'inclinazione dei raggi solari sulla superficie degli stessi.

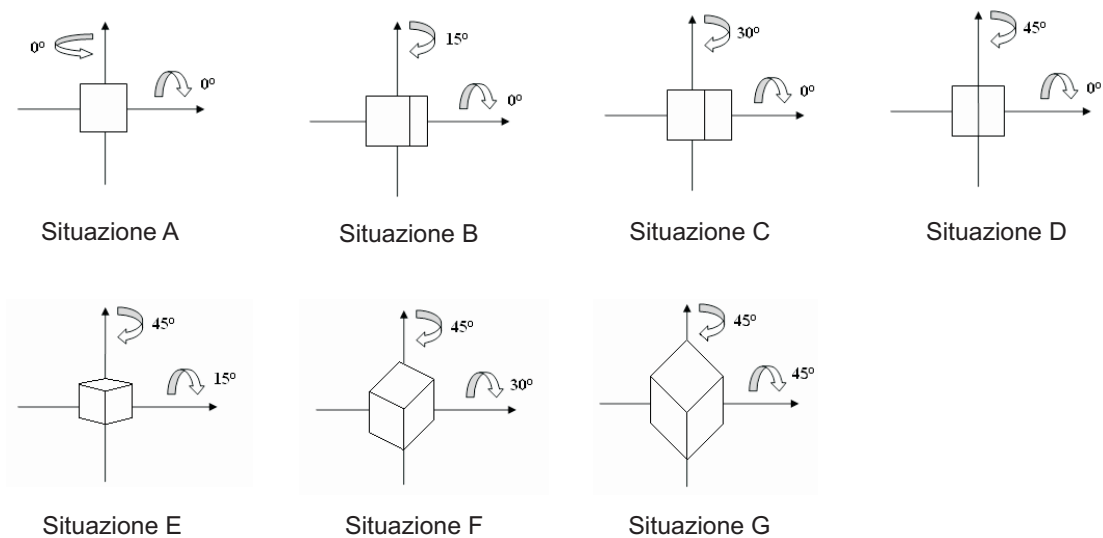


Figura 5.1: Facce esposte al sole

Analizzando i dati ottenuti dalle misure effettuate abbiamo notato che la resa fra pannello e pannello a pari condizioni di illuminazione non è identica, ma questo non ci ha sorpreso più di tanto. Quello che ci ha sorpreso è invece che cercando il MPP di ogni pannello singolarmente o cercando il MPP dei pannelli posti sulle 3 facce illuminate la perdita in percentuale è minima per cui siamo giunti alla conclusione che non conviene assolutamente prevedere un DC-DC converter per ogni coppia di pannelli posti su facce opposte ma che convenga avere un solo DC-DC converter con MPPT per tutti i pannelli presenti sul satellite (posti in parallelo fra di loro).

Abbiamo constatato come il MPP sia il punto in cui la resa del pannello stesso è massima ma ci siamo resi conto di quanto questo punto sia instabile da mantenere. Basta infatti una piccola variazione di luminosità o di assorbimento per far sì che ci si sposti sulla curva perdendo il punto di massimo rendimento.

5.2 Test degli accumulatori

Inizialmente siamo stati invitati dal relatore a costruire un circuito che fosse in grado di effettuare diverse misure in condizione di vuoto su alcune batterie di tipo industriale delle 3 tipologie in precedenza indicate, in modo tale da poterle caratterizzare e successivamente documentare. Dopo un'attenta riflessione siamo giunti alla conclusione che questo compito ci avrebbe richiesto parecchio tempo e ci avrebbe restituito delle informazioni reperibili direttamente dai costruttori, i quali hanno dovuto caratterizzare il loro prodotto in modo professionale. Abbiamo quindi deciso di non perdere tempo in inutili misure su batterie che comunque non rispondono ad alcuna specifica per uso spaziale. Quello che sarebbe interessante, eventualmente, sarebbe di poter testare l'accumulatore della SAFT e vedere se fosse possibile caricarlo con il chip della Texas.

5.3 Test del DC-DC converter con caricatore

Abbiamo collegato all'evaluation board ricevuta la batteria al litio che il relatore ci ha consegnato. Alimentando il tutto con un alimentatore da laboratorio abbiamo potuto constatare come queste funzioni. Abbiamo quindi deciso di scollegare la resistenza che determina la corrente di carica della batteria collegandola in serie a un potenziometro da 100K per poter variare la corrente. Anche questa prova ha dato esito positivo, infatti siamo riusciti a far variare la corrente di carica. Effettivamente facendo variare tale corrente siamo riusciti a far variare l'assorbimento sull'ingresso del caricatore, indicazione che la nostra idea funziona e quindi è possibile spostarsi sulla curva dei pannelli variando la corrente I_{set1} perchè questa influisce implicitamente sulla PWM del DC-DC converter del chip. Facendo le prove abbiamo constatato che su tale curva c'è un ramo stabile e un ramo instabile (con al centro il MPP). Finché si richiede una potenza che può essere erogata tutto funziona bene ma quando si supera il MPP la situazione diventa critica in quanto il DC-DC converter tenta di assorbire più corrente ma questo fa sì che la tensione scenda, con conseguente perdita di potenza (abbiamo già oltrepassato il MPP!). Il DC-DC converter tenterà di assorbire ancora più corrente per compensare la diminuzione di tensione, ottenendo come risultato di peggiorare ulteriormente la situazione, fino al punto che la tensione presente all'ingresso dell'evaluation board scende sotto la soglia del chip che indica allo stesso di spegnersi. Una volta che il DC-DC converter si è spento, la tensione sale perchè non c'è più assorbimento, per cui il chip si riattiva e il ciclo ricomincia, sempre che non si imposti una corrente minore. Bisognerà tenerne conto quando si scriverà l'algoritmo MPPT per evitare di finire

sul ramo instabile. Il problema principale di un regolatore di MPP creato con un DC-DC converter in questo modo (variando la corrente d'uscita) sarà proprio quello di riuscire a mantenere stabile il suo funzionamento, perché la potenza generata dal pannello potrebbe non essere sufficiente per garantire la corrente richiesta. Nel caso in cui si superasse tale potenza, il pannello andrebbe in corto circuito lasciando il DC-DC converter senza alimentazione come descritto precedentemente. Consigliamo quindi di prevedere un sistema di regolazione più veloce del sistema interno al chip (regolazione della PWM), in modo tale da cercare di rimanere dal lato stabile del pannello, anche se questo significa stare un poco al di sotto del MPP! Abbiamo simulato questo problema limitando la corrente di un alimentatore da laboratorio e cercando di far assorbire al DC-DC converter più energia di quanta ce ne fosse a disposizione riproducendo il fenomeno descritto. Un'immagine della variazione della tensione durante questa prova è visibile in figura 5.2, dove si nota che al momento della richiesta di una potenza superiore a quella fornibile la tensione di 12 V inizia a scendere, questo fino alla soglia minima di funzionamento del chip, momento in cui si spegne e la tensione torna al valore nominale perché non c'è assorbimento, per poi continuare in questo modo finché non si interviene diminuendo la corrente richiesta.

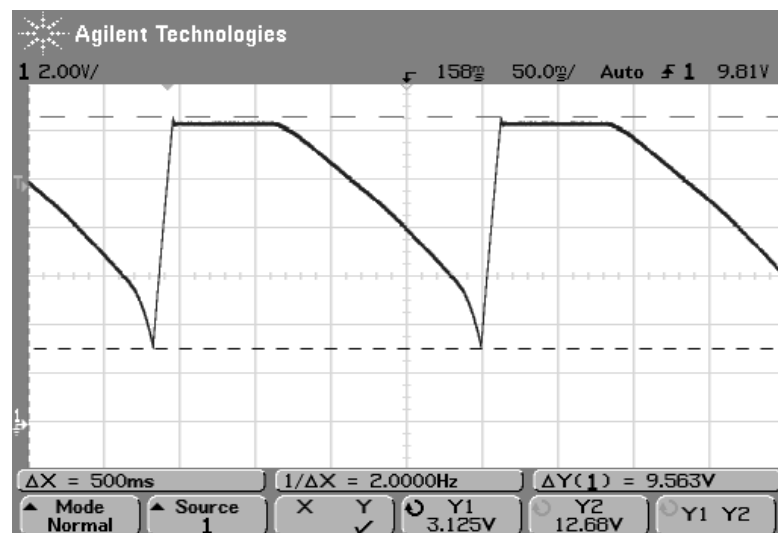


Figura 5.2: Instabilità oltre il MPP

Riflettendo sull'esperienza fatta possiamo affermare che la nostra idea è fattibile, ma per la sua realizzazione ci vuole una regolazione rapida ed efficiente. Senza tali presupposti si rischia di non riuscire a far funzionare correttamente il MPPT.

Capitolo 6

Conclusioni

6.1 Risultati

Durante questo lavoro ci siamo resi conto di quanto sia difficile dover definire delle specifiche avendo a disposizione solo i desideri del committente. Spesso ci è capitato di dover ricominciare tutto da capo, perdendo quindi tempo prezioso.

In nessuna documentazione riguardante satelliti da noi analizzata abbiamo trovato la soluzione da noi proposta, pertanto pensiamo di aver proposto qualcosa di estremamente innovativo in questo ambito. Tutti i progetti analizzati utilizzavano un DC-DC converter e un caricatore lineare separati tra loro, moltiplicando quindi le perdite di entrambi i sottosistemi. Oltre ad ottenere minori perdite (il caricatore è integrato nel DC-DC converter) si ha una minore probabilità di guasto, vista l'integrazione del sistema in un unico chip con pochi componenti esterni.

Nonostante l'impegno non siamo riusciti a sviluppare neppure un nostro prototipo di EPS ma riteniamo di essere comunque soddisfatti del lavoro svolto perché abbiamo delineato una solida base per la costruzione del prototipo. In realtà abbiamo però in mano la scheda EVB che con l'aggiunta dei pochi componenti d'interfacciamento possa divenire un buon prototipo per testare l'algoritmo di MPPT, per cui ora non resta che realizzare questa interfaccia.

Siamo giunti alle seguenti conclusioni:

- possiamo tranquillamente collegare tutti i pannelli in parallelo a uno stesso sistema che cercherà il punto di massima potenza globale, in quanto i vantaggi di tale modo di operare sono superiori alle altre possibilità prese in considerazione
- per quanto riguarda le batterie, raccomandiamo vivamente l'uso di un accumulatore al litio specialmente studiato per missioni spaziali
- per interfacciare i pannelli alla batteria riteniamo che l'uso di un caricatore per batterie al litio di tipo switching comandato da un microcontrollore per posizionarsi sul punto di massima potenza dei pannelli è quanto di meglio possiamo adottare per il satellite
- per generare le tensioni di servizio del satellite consigliamo di partire dalla batteria, per non influenzare la regolazione del MPPT

Riteniamo che questa importante esperienza ci abbia fatto capire che la missione affidata a molti ingegneri non è quella di realizzare dei circuiti quanto quella di analizzare come poter realizzare il desiderio del committente, e in questa ottica riteniamo di aver svolto un eccellente lavoro. Grazie allo studio teorico relativo alle molte problematiche riscontrate durante lo svolgimento di questo compito abbiamo sicuramente appreso vaste conoscenze nel campo dei pannelli solari e degli accumulatori, come pure sul funzionamento dei DC-DC converter.

6.2 Sviluppi futuri

Auspichiamo che il lavoro da noi fatto venga continuato nell'ambito del progetto TIsat-1 da studenti che parteciperanno all'SSL. Noi consiglieremmo di proseguire creando il sistema con microcontrollore che rilevi tensione e corrente sul pannello, che regoli la corrente di carica e scrivere un algoritmo che cerchi il MPP. Una volta realizzato l'hardware e testato con l'alimentatore da laboratorio bisognerebbe procurarsi un pannello da 8 V / 250 mA (circa 2 W) costituito da celle monocristalline (al limite procurarsi le celle e costruire il pannello) in modo da avere a disposizione un vero sistema con cui provare la regolazione MPPT. Quando tutto questo è stato completato ed è funzionante sarebbe bene procurarsi un'evaluation board del DC-DC converter della Texas per creare le tensioni che serviranno all'elettronica presente a bordo. Bisognerà anche pensare a come fare delle protezioni, per esempio bisogna fare in modo che se l'accumulatore dovesse scaricarsi completamente il sistema sia in grado di funzionare correttamente anche senza microcontrollore non appena i pannelli vengono illuminati dal sole caricando la batteria fino al punto in cui il microcontrollore potrà essere in grado di prendere il controllo del sistema. Chiaramente giunti a tal punto bisognerà sicuramente realizzare un vero prototipo con tanto di circuito stampato.

Ci auguriamo che quanto appreso potrà essere di aiuto in futuro e costituire una buona base per chi continuerà questo progetto.

6.3 Riassunto parametri

- Volume disponibile: 1 dm³
- Massa totale: 1 kg
- Massa EPS: max 290 g
- Temperatura: -40°C / +80°C
- Pressione: assente
- Orbita: circolare, 700 km
- Velocità: 7456.5 $\frac{m}{s}$
- Periodo: 99 min (50 sole, 14 penombra, 35 ombra)
- Radiazione solare al di sopra dell'atmosfera terrestre: 1367 W/m²
- Rendimento raccomandato celle fotovoltaiche: min 16%
- Celle fotovoltaiche raccomandate: XOB17, IXYS
- Tensione nominale raccomandata per pannello (ogni faccia): 8V
- Potenza generata per faccia: ca. 2 W
- Tipologia batteria: Li-ion, appositamente studiata per missioni spaziali
- Batteria Consigliata: SAFT MPS144350 (3.65V/2.5Ah)
- Tensioni generabili: comprese fra 1.2 V e 5.5 V
- Efficienza DC-DC charger: ca. 90%
- Efficienza DC-DC converter: fino al 96%

Appendice A

Specifiche tecniche TIsat-1

(15 pagine)

Appendice B

Misure pannelli

(8 pagine)

Allegato

Datasheet e files del lavoro semestre
(1 CD-ROM)