



ITIS – “G. MARCONI - BARI

**LE PRINCIPALI FONTI DI ENERGIA DEI
SATELLITI**
(Batterie, Pannelli solari, Celle a combustibile, RTG)

1. Introduzione

L'energia elettrica è forse il requisito più importante per un veicolo spaziale.

Generalmente tutte le componenti a bordo del satellite dipendono dal sistema che fornisce loro l'energia di cui hanno bisogno e normalmente un guasto a questo sistema porta al fallimento dell'intera missione spaziale. Proprio per questo, è interessante notare come una delle cause principali di fallimento-precoce delle missioni spaziali sia proprio legata a problemi riguardanti il sistema dell'alimentazione.

La domanda di energia elettrica dei satelliti, nel corso degli anni, è sempre cresciuta. Ciò è legato soprattutto all'aumento delle operazioni svolte dai satelliti e alla loro complessità.

I primissimi veicoli spaziali degli anni '50, richiedevano potenze dell'ordine di qualche Watt mentre le attuali operazioni di comunicazione satellitari richiedono potenze di qualche migliaio di Watt.

L'incremento della domanda di energia richiesta dai satelliti, dipende da molti altri fattori. Ad esempio nelle missioni spaziali con esseri umani va da sé che la quantità di potenza richiesta debba essere piuttosto elevata dell'ordine dei 300 kW, mentre per satelliti impiegati per telecomunicazioni questa potenza è molto più ridotta (tipicamente qualche centinaio di Watt).

Una classe a parte è rappresentata dai satelliti Cubesat dove la potenza totale richiesta è di qualche Watt.

2. Le fonti energetiche dei satelliti

Per capire quale sia la tipologia di alimentazione più adatta ad un particolare satellite, il miglior modo è sceglierla, come mostrato nella figura 1, in base alla durata della missione e alla potenza richiesta dal satellite.

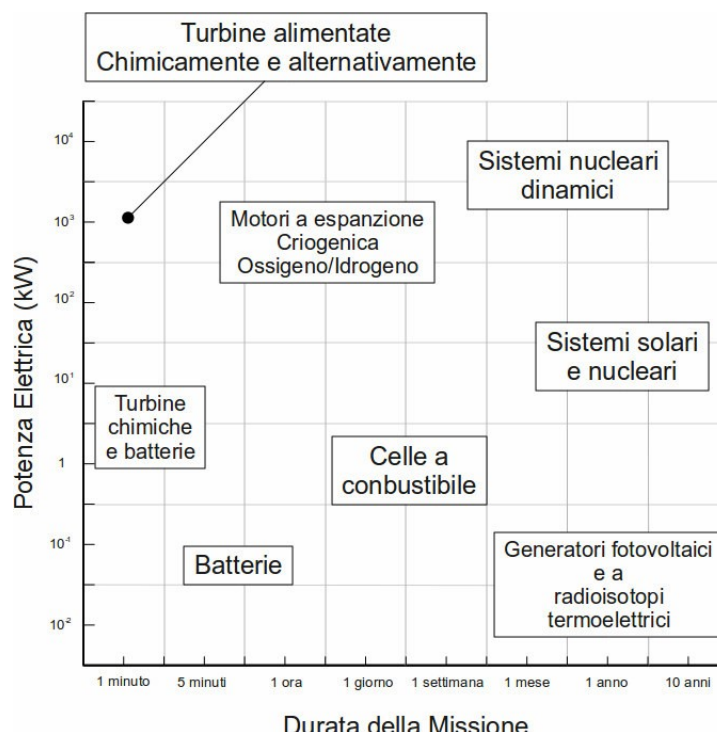


Figura 1 – Fonte di energia in relazione alla durata della missione e alla potenza richiesta

Dalla figura appare evidente come i generatori fotovoltaici (celle solari) o i generatori a radioisotopi termoelettrici (RTG) siano appropriati per sistemi odierni dove si richiedono livelli energetici relativamente bassi (pochi kilowatt) per missioni di durata anche lunga (parecchi anni).

Per brevi missioni, le celle a combustibile (fuel cell) risultano vantaggiose mentre per periodi di veramente pochi giorni spesso si utilizzano solo delle batterie. Ovviamente la scelta della tipologia di alimentazione è influenzata da molti fattori uno fra tutti il tipo di missione del satellite. Infatti, ad esempio, per missioni interplanetarie o nello spazio profondo non è possibile utilizzare come fonte primaria di energia quella derivante dall'utilizzo dei pannelli solari in quanto la potenza dell'irraggiamento proveniente dal Sole sarebbe troppo esigua, infatti diminuisce con il quadrato della distanza dal Sole.

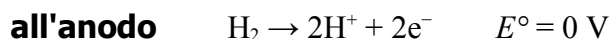
3. Pila a combustibile con membrana di scambio protonico (PEM)

Nella pila a combustibile con membrana a scambio protonico si sfrutta la tendenza degli atomi d'idrogeno e d'ossigeno a combinarsi fra loro per formare molecole d'acqua, liberando elettroni e generando energia elettrica. L'acqua prodotta dalla reazione chimica è assolutamente pura e può essere tranquillamente bevuta. Inversamente, se si dispone di una sorgente esterna di elettricità (ad esempio un pannello solare), la cella a combustibile può essere usata anche in senso inverso, cioè per dissociare l'acqua nei suoi elementi componenti, così da poterli riutilizzare per produrre di nuovo energia elettrica.

Sono note con l'acronimo PEM (dall'inglese Polymer Electrolyte Membrane) o PEMFC (Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell). Rispetto ad altri tipi di pile a combustibile hanno il vantaggio di essere leggere e poco ingombranti

Nella reazione [elettrochimica](#) tra [idrogeno](#) e [ossigeno](#) si libera [energia elettrica](#). Il processo è però [differente dalla combustione diretta di idrogeno e ossigeno](#) che produce [energia termica](#).

Un flusso di idrogeno viene fornito all'[anodo](#), dove un [catalizzatore](#) provoca l'ossidazione dell'idrogeno generando protoni ed elettroni. La semireazione di ossidazione è:



I protoni possono passare attraverso la membrana per raggiungere il catodo, dove reagiscono con l'ossigeno dell'aria, mentre gli elettroni sono costretti a passare attraverso un circuito esterno per raggiungere il catodo e ricombinarsi, fornendo potenza elettrica.

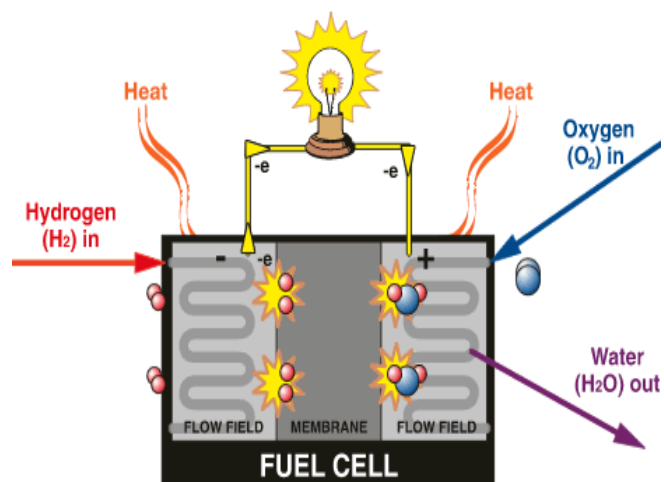
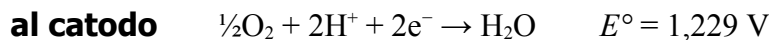


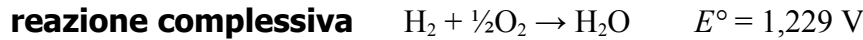
Figura 2 – Schema di una Fuel cell

Il catalizzatore presente sugli elettrodi è quasi sempre il Platino

Nel frattempo viene fornito un flusso di ossigeno al catodo. Anche la reazione dell'ossigeno richiede un apposito catalizzatore. La semireazione di riduzione è:



Sommando le due semireazioni si ottiene:



Una singola cella produce normalmente una tensione di circa **0,7 V** e correnti comprese tra **300 e 800 mA/cm²**

Si realizzano "**Stack**" di 20, 50, 100 o più celle con connessione elettrica in serie al fine di elevare la tensione prodotta

Gli stack a loro volta sono assemblati in moduli, per ottenere generatori della potenza richiesta.

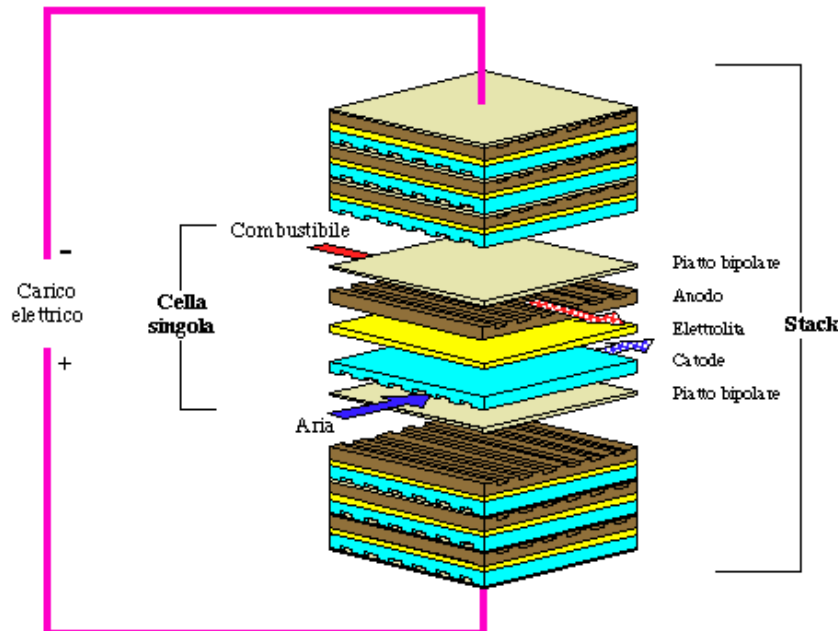


Figura 3 – Schema di uno Stack a fuel cells

CARATTERISTICHE

- Consumano Idrogeno e Ossigeno, producono acqua (1L/Kwh) utile per missioni con l'uomo;
- Tensione per cella 0.8 V
- Hanno cicli di carica e scarica praticamente illimitata
- Alta potenza specifica (275 W/kg)
- Il processo è reversibile quindi sono un utile sistema di accumulo

SVANTAGGI

- Il costo è abbastanza elevato

Per missioni spaziali di una certa durata le batterie vengono abbinate a sistemi di alimentazione a pannelli solari

4. Reattori Nucleari RTG (Radioisotope Thermoelectric Generators)

Un generatore termoelettrico a radioisotopi o radioisotope thermoelectric generator (RTG) è un semplice generatore di [energia elettrica](#) basato sul [decadimento](#) di [isotopi radioattivi](#).

È composto da due parti: una fonte di [calore](#) e un sistema per la conversione del calore in [elettricità](#). La fonte di calore contiene un radioisotopo, [il plutonio 238](#), che diventa fisicamente caldo a causa del proprio decadimento radioattivo.

Il calore è trasformato in elettricità da un convertitore termoelettrico che sfrutta l'[effetto Seebeck](#).

In un circuito aperto formato da due materiali diversi, se le giunzioni sono mantenute a temperatura diversa, nel circuito si manifesta una tensione

$$E = C_{AB} (T - T_0)$$

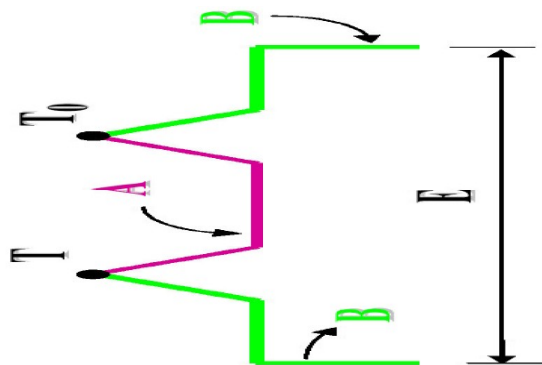


Figura 4 – Effetto Seebeck

C_{AB} è detto coefficiente di Seebeck e dipende dalla natura dei materiali e dalla temperatura. Per materiali semiconduttori, si ha:

$$C_{AB} = 200 - 250 \mu V K^{-1}$$

I reattori RTG usano la sorgente termica a radioisotopi per fornire calore alla giunzione calda di un circuito termoelettrico a semiconduttori (l'efficienza è migliore rispetto ad un circuito con materiali conduttori)

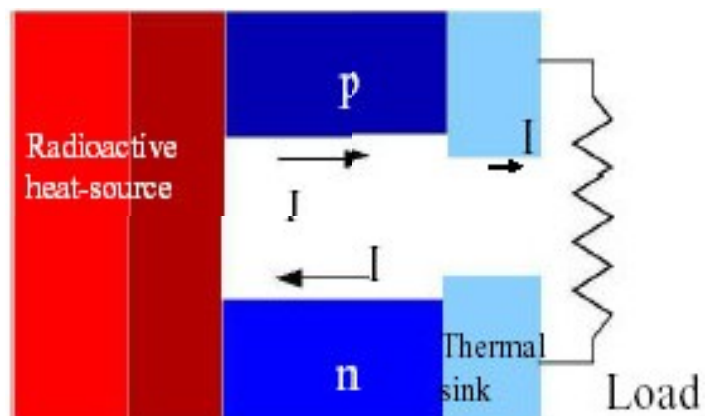


Figura 5 – schema di un RTG

La potenza elettrica generata dipende dalla temperatura delle giunzioni e dalle proprietà dei materiali. L'efficienza di conversione è comunque abbastanza bassa (in genere < 10%). Un esempio di impiego di generatori termoelettrici a radioisotopi (RTG) è stato con la sonda spaziale CASSINI-HUYGENS (che aveva il compito di portare una sonda in orbita intorno a Saturno e di lasciarne cadere un'altra sulla sua luna Titano) il cui lancio avvenne nel '97 con un carico di 33 kg di plutonio-238.

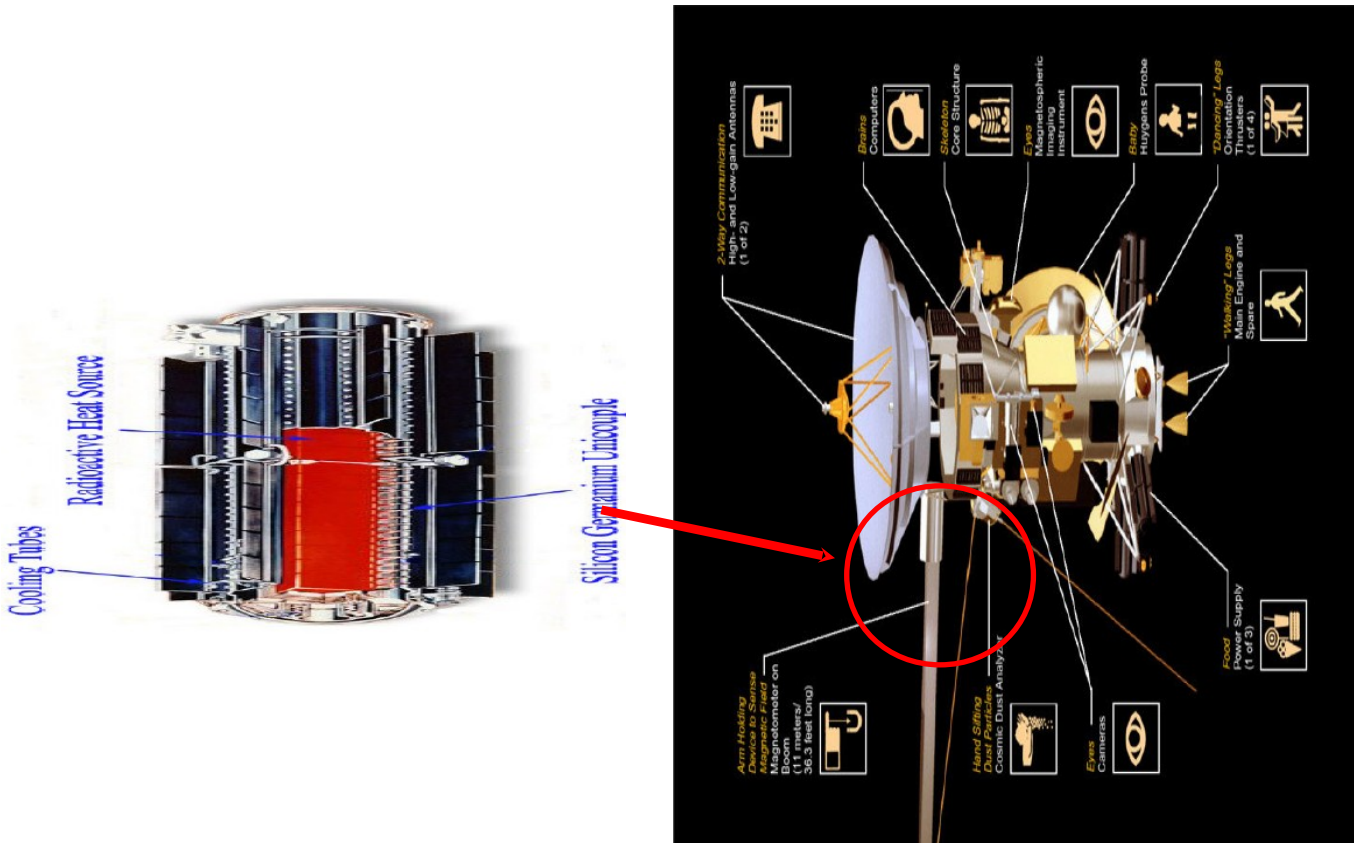


Figura 6 – La sonda Cassini

5. I pannelli solari

Un diodo LED quando viene alimentato da una sorgente elettrica (batteria) emette luce, inversamente se colpito dalla luce promuove l'effetto fotovoltaico ed avvia una debolissima corrente

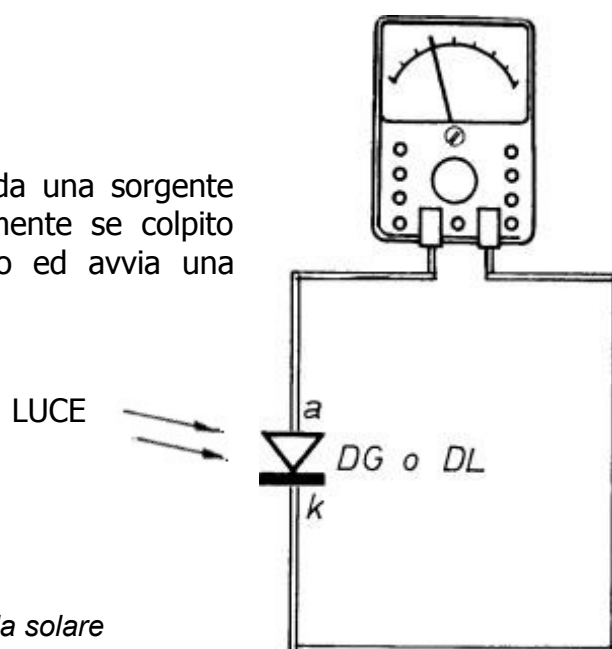
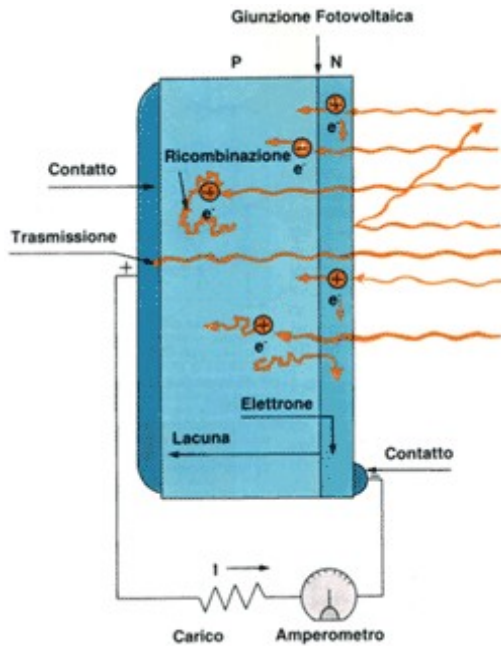


Figura 7– LED come cella solare



Le celle solari sono particolari diodi costituiti da una giunzione p-n ove la zona n è quella rivolta verso la luce solare.

Quando i fotoni della luce solare, colpiscono una cella, "strappano" gli elettroni più esterni (di valenza) degli atomi di silicio, e questi sono raccolti dal reticolo metallico serigrafato sulla superficie visibile della cella che "incanalano" un flusso di elettroni ottenendo una corrente continua di energia elettrica.

Fig. 8 – Configurazione di una tipica cella solare

Il problema principale delle celle solari è il danneggiamento da radiazioni provenienti dal sole. Per la protezione da queste radiazioni normalmente si prevede l'utilizzo di particolari coperture in vetro (cover glass) che garantiscono una buona protezione e una buona trasparenza ottica.

Un importante parametro che rappresenta la bontà di una cella solare è la sua efficienza (o rendimento di conversione). Questa è una misura di quanta energia, proveniente dall'irraggiamento solare venga convertita in energia elettrica.

$$\eta = \frac{V_{mp} \cdot I_{mp}}{P_t}$$

Dove V_{mp} , I_{mp} sono la tensione e la corrente nel punto di massima potenza e P_t è la potenza luminosa di ingresso, relativo ad un dato spettro solare

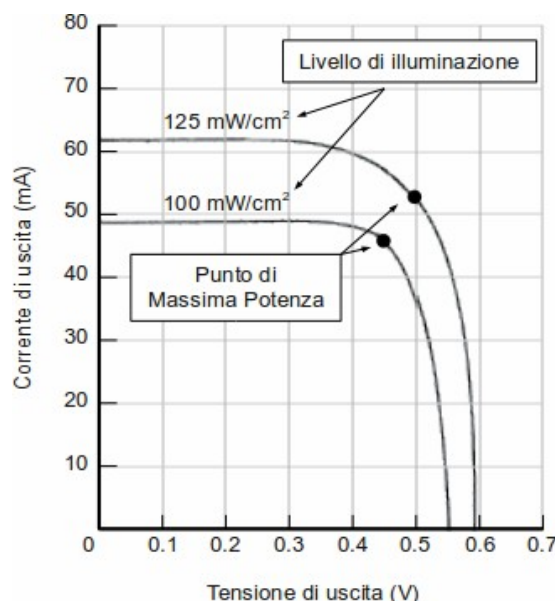


Fig. 9 – Curva caratteristica tensione/corrente di una cella solare

Attualmente due sono le tipologie di celle prodotte industrialmente:

- pannelli con celle in silicio monocristallino;
- pannelli con celle in silicio policristallino.

I primi hanno un'efficienza compresa fra il 15-20% e sono prodotti con il metodo Czochralsky, basato sulla cristallizzazione di un "seme" di materiale molto puro, che viene immerso nel silicio liquido e quindi estratto e raffreddato lentamente per ottenere un "lingotto" di monocristallo, che avrà forma cilindrica (da 13 a 30 cm di diametro e 200 cm di lunghezza)

I secondi, invece, hanno un'efficienza compresa fra il 10-14% ed il wafer di multicristallo si origina dalla fusione e successiva ricristallizzazione del silicio di scarto dell'industria elettronica ("scraps" di silicio).

Attualmente si va diffondendo l'uso di pannelli a film sottile in silicio amorfo. Con l'amorfo, in realtà, non si può parlare di celle, in quanto si tratta di deposizioni di silicio (appunto allo stato amorfo) in film sottili su superfici che possono anche essere ampie

I moduli in silicio amorfo possono avere efficienze del 4-6% quelli monogiunzione e 7-10% con le tecnologie a doppia o tripla giunzione che sfruttano una più larga banda dello spettro solare utile. L'aggiunta di ulteriori giunzioni, trattate in maniera differente, ha permesso di aumentare la banda di funzionamento nello spettro solare.

Così, ad esempio, un modulo fotovoltaico costruito con questo tipo di tecnologia, paragonata al silicio cristallino, anche se di minor efficienza, a parità di potenza riesce a produrre in base annua un 20% in più di energia perché ha una migliore risposta alla radiazione solare diffusa.

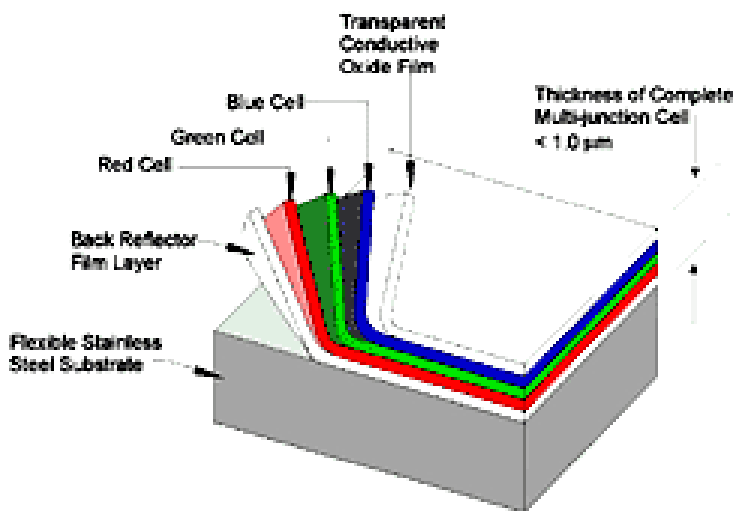


Figura 10 – Tecnologia Triple Junction Unisolar

Il GaAs è uno dei semiconduttori che meglio converte la radiazione dello spettro solare in energia elettrica. Tutta la radiazione viene infatti assorbita in pochi micron sotto la superficie.

Dal punto di vista dell'efficienza ottenuta questa tecnologia è attualmente la più interessante (efficienza superiore al 25-30%), ma la produzione di queste celle è limitata

da costi altissimi e dalla scarsità del materiale. Infatti la tecnologia GaAs viene utilizzata principalmente per applicazioni spaziali, dove sono importanti pesi e dimensioni ridotte.

I risultati ottenuti con celle GaAs danno un'efficienza di conversione maggiore del 30%.

Una cella al GaAs a tripla giunzione ha raggiunto un record importante nella conversione fotovoltaica, realizzando una efficienza di conversione pari al 32,3% e si ritiene che siano possibili ulteriori progressi in breve tempo tali da permettere il raggiungimento della soglia del 40%

È da notare che il valore dell'efficienza del pannello FV dipende dall'angolo con il quale la luce solare colpisce il pannello e dalla sua temperatura (in maniera inversamente proporzionale fig. 11).

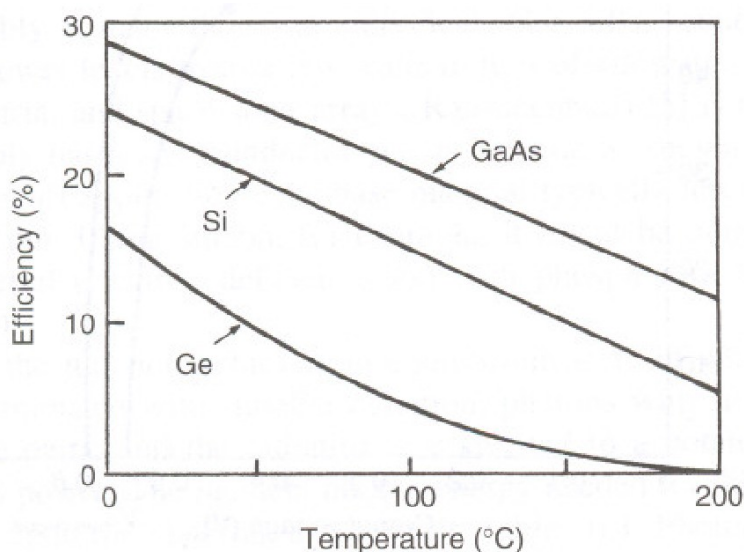


Figura 11 – Andamento dell'efficienza di pannelli FV con la temperatura

6. Le batterie

Attualmente le batterie a bordo di satelliti, tranne che per quelle missioni di breve durata per cui costituiscono la fonte principale di alimentazione degli apparati di bordo, vengono quasi sempre impiegate come sistema di alimentazione secondario. Il loro compito è fornire l'energia di cui il satellite ha bisogno in tutti quei momenti in cui la fonte di energia principale non è in grado di farlo, ad esempio durante le eclissi se il sistema principale è rappresentato da dei pannelli solari.

Prendendo in considerazione i satelliti che utilizzano i pannelli solari, i periodi in cui la fonte primaria non è in grado di produrre energia elettrica (le eclissi) dipendono fortemente dal tipo di orbita che il satellite possiede.

Tipicamente per le Orbite Terrestri Basse (Low Earth Orbit, LEO), le eclissi durano soltanto 35 minuti per ogni orbita a bassa-inclinazione, mentre nelle Orbite Geostazionarie Terrestri (Geostationary Earth Orbit, GEO), le eclissi avvengono solo nei due periodi di equinozio, con una durata massima di 1.2 ore in un periodo di 24 ore.

I parametri principali presi in considerazione per scegliere il tipo di batteria sono: la sua vita utile (in anni), il suo peso specifico (kWh/kg) ed il suo volume (kWh/m³).

Normalmente il parametro che influenza maggiormente la scelta del tipo di batteria da imbarcare a bordo del satellite è il peso specifico ossia la quantità di energia immagazzinabile in rapporto al peso.

	Energia specifica (kWh/kg)
Ni-Cd	39
Ni-H ₂	52
Ag-Zn	60
Ni-MH	60
Li-Ion	100
Li-TiS ₂	125
Na-S	150

Tabella 1 – Energia specifica di alcuni tipi di batterie

Uno degli aspetti importanti delle batterie destinate ad operazioni spaziali è l'affidabilità e l'efficienza della carica. I parametri fondamentali, in questo senso, sono la velocità di carica/scarica della batteria, la sua profondità di scarica (Depth of Discharge, DoD), l'entità di sovraccarica della batteria e la sensibilità termica.

Le batterie che negli ultimi anni sono state più utilizzate per le missioni spaziali sono batterie agli ioni di litio (Li-ion).

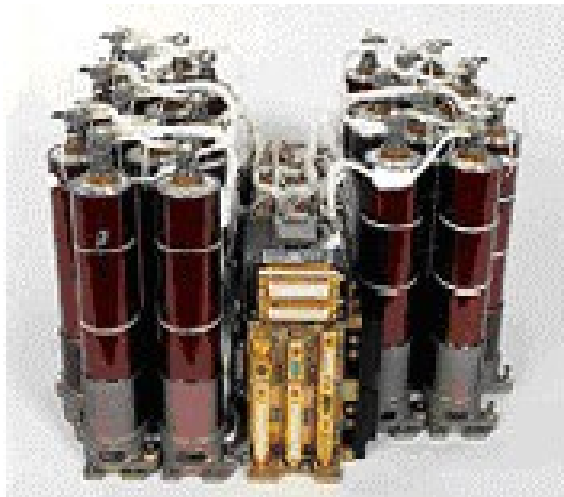


Figura 12 – Un tipico pack agli LI-ion

Sono batterie molto più leggere rispetto alle altre (come quelle a Ni-H₂); non soffrono dell'effetto-memoria e sono caratterizzate da un basso livello di auto-scarica (circa il 5% al mese).

Fra gli svantaggi ricordiamo:

- possiedono un tasso di degrado progressivo fisso (ciò vuol dire che, anche se non vengono utilizzate dal momento della fabbricazione e indipendentemente dal numero di cicli di carica/scarica, hanno una durata di conservazione fissa);
- non tollerano sovraccarichi e richiedono un sofisticato controllo della carica;
- hanno vita limitata alle massime DOD (simile alle Ni-Cd);

- si degradano a bassa temperatura ($<20^{\circ}\text{C}$).

7. Distribuzione, regolazione e controllo

Il sistema di distribuzione della potenza è caratteristico di ogni veicolo spaziale, e pertanto è difficilmente riconducibile ad uno standard

In generale, include componenti quali cavi, deviatori, interruttori e sistemi di protezione

Normalmente, la distribuzione avviene sulla base di 28V (o 50V) DC, come eredità "storica" di satelliti di vecchia generazione (piccole potenze) e in quanto le più comuni sorgenti di energia producono potenza in DC

D'altra parte, la necessità di gestire potenze di svariati kW rende inadeguato un livello di tensione così basso, a causa di perdite nei conduttori e limitazioni nella massa disponibile.

Il sistema di regolazione della potenza è incaricato di fornire la potenza ai carichi (incluse le batterie) secondo la combinazione V-I più appropriata. Tale scelta può essere non univoca e variabile nel corso della missione:

- a causa della diversità dei vari sottosistemi
- a causa della variabilità del profilo di missione
- a causa della degradazione delle sorgenti di energia

Distinguiamo tra due aspetti distinti:

Regolazione della sorgente primaria (pannello solare)

Regolazione del bus

Il pannello solare può essere regolato secondo le metodologie DET (Direct Energy Transfer) o PPT (Peak Power Tracking)

Nel primo caso il regolatore DET è dissipativo, nel senso che utilizza un banco di resistori "shunt" per dissipare l'eccesso di potenza prodotto dal pannello solare. È quindi connesso in parallelo col pannello solare e necessita di un sistema di controllo termico dimensionato per rigettare la potenza termica prodotta per effetto Joule.

Con il sistema PPT il regolatore è non dissipativo, nel senso che estrae dinamicamente dal pannello solare la potenza istantaneamente richiesta, fino al valore massimo possibile (Peak Power Point), quindi utilizza un convertitore DC/DC in serie al pannello solare per rendere i livelli V-I compatibili con i requisiti del bus.

Il bus può essere:

- non regolato
- parzialmente regolato;
- completamente regolato

Le tre configurazioni prima definite sono riassunte nella figura 13.

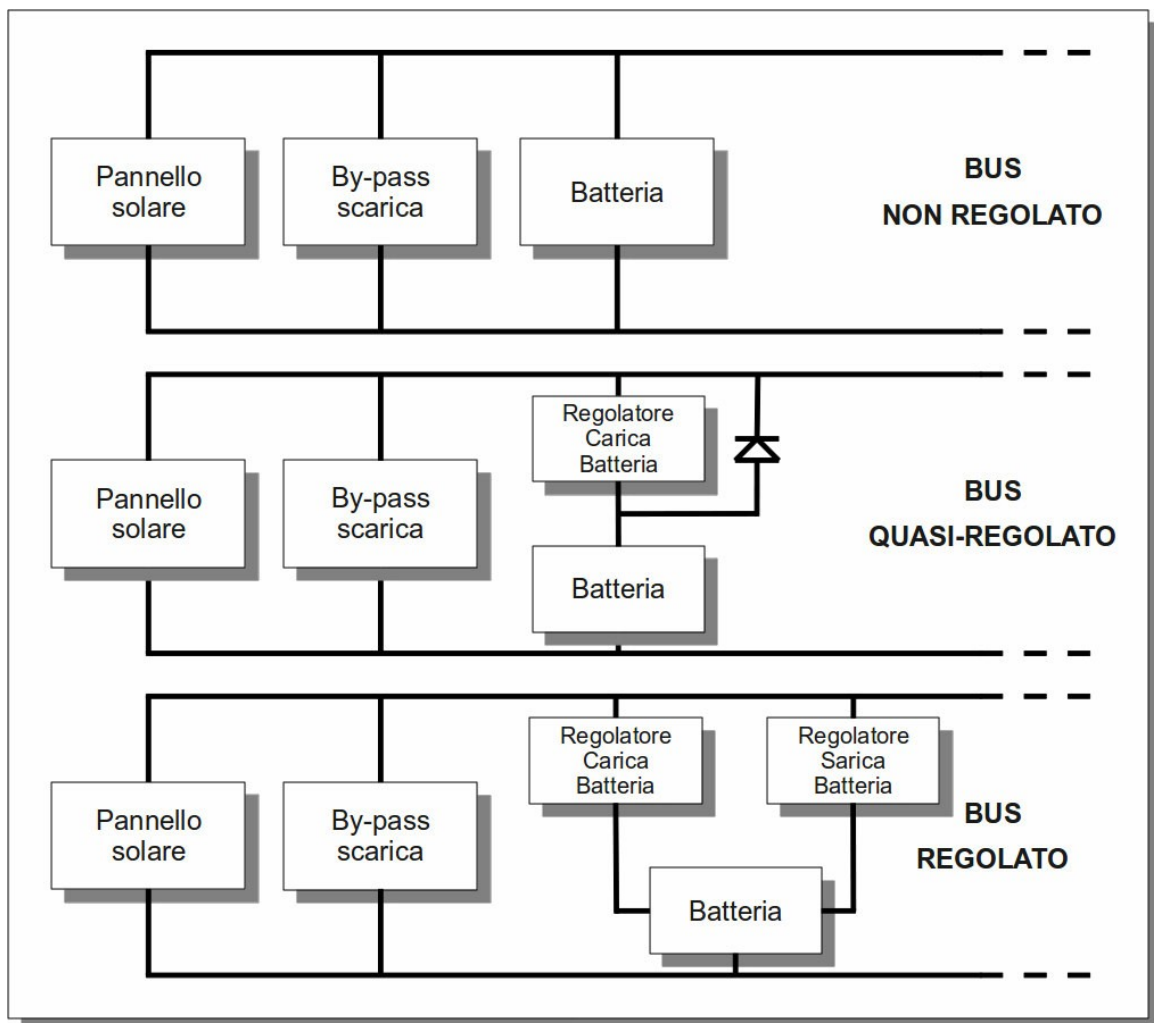


Fig. 13 – Tipi di bus elettrico

— Se il bus è **non-regolato**, la tensione ai carichi risulta variabile, pari alla tensione istantanea presente ai capi delle batterie (sia in fase di scarica che in fase di carica, in quest'ultimo caso la tensione al bus è quella del pannello solare). È comunque possibile prevedere il controllo di carica delle batterie con un sistema che consente di ottenere una carica controllata in corrente per ciascuna batteria, permettendone il controllo della temperatura (necessario per ottenere una durata delle batterie > 5 anni).

— Se il bus è **quasi-regolato**, la tensione è controllata in fase di carica, tramite un regolatore in serie che controlla individualmente la corrente di carica.

In fase di carica, la tensione al bus è maggiore della tensione ai capi delle batterie (caduta di tensione ai capi del caricatore), mentre in fase di scarica coincide con la tensione di scarica istantanea delle batterie

— Se il bus è **completamente-regolato**, la tensione è controllata anche in fase di scarica delle batterie, tramite un convertitore DC/DC. Questa tecnica è piuttosto complessa e poco efficiente

8. Elementi per il dimensionamento di un pacco batterie

Le **batterie primarie** convertono energia chimica in energia elettrica ma non possono invertire questa conversione, non possono essere ricaricate e vengono utilizzate per missioni molto brevi (qualche giorno o meno)

La principale tipologia utilizzata è a AgZn che è caratterizzata da una densità energetica che varia nel range 60-130 Wh/kg.

Le **batterie secondarie** convertono energia chimica in energia elettrica durante la scarica ed energia elettrica in energia chimica durante la carica. Possono essere ricaricate, possono ripetere il ciclo carica/scarica per diverse migliaia di volte e vengono utilizzate per missioni lunghe (fino a 15 anni)

Le tecnologie maggiormente utilizzate fino ad una decina di anni fa in campo spaziale erano:

- Ni-CD
- NiH₂.

La richiesta sempre più pressante di batterie più leggere, meno ingombranti e con elevati valori di potenza disponibili ha spinto all'uso del litio nella costruzione delle stesse.

	Densità Energetica (Wh/kg)
Ni-Cd	25-30
Ni-H ₂	25-60
LI-ION	90-130

Tabella 2 – Confronto fra alcuni tipi di batterie per uso spaziale

Le batterie agli Ioni di Litio sono state introdotte nel campo aerospaziale perché, avendo una densità energetica in termini di massa molto superiore rispetto a quella delle batterie NiH₂, permettono un considerevole risparmio in termini di peso.

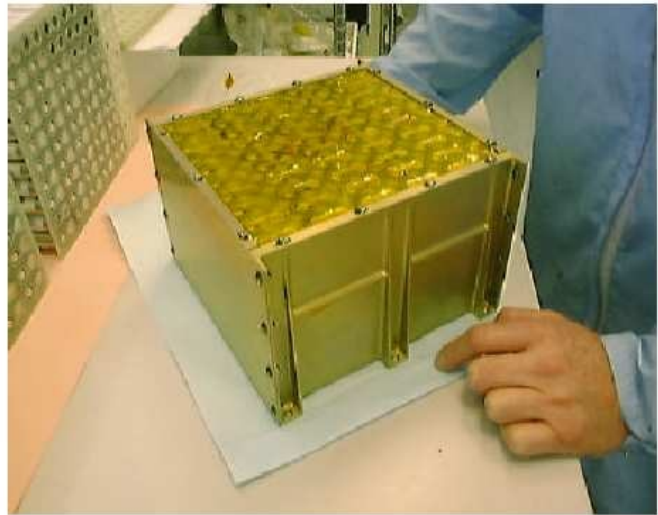
Attualmente le case che producono celle utilizzate nel campo aerospaziale sono:

- SONY
- SAFT
- MELCO



Fig. 14 – Li-Ion –SONY 18650 HC

Capacità: 1,5 Ah
 Diametro: 18 mm
 Altezza: 6.3 cm
 Massa: 40 g



UFig. 15 – Un modulo assemblato



Fig. 16 – VES100 SAFT

Capacità: 26Ah
 Diametro: 53 mm
 Altezza: 185 mm
 Massa: 810 g

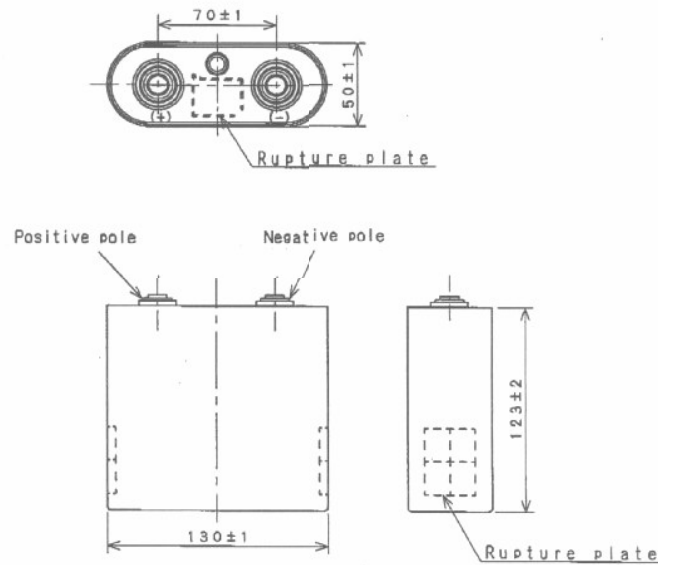


Fig. 17 – MELCO Type LM

	LM50	LM100	LM175
Capacità (Ah)	50	100	175
Larghezza (mm)	50	50	50
Lunghezza (mm)	130	130	165
Altezza (mm)	123	208	265
Peso (g)	1500	2800	4700

Le batterie agli ioni di litio necessitano di una precisa ricarica e di una attenzione alla sua scarica. Infatti per la carica delle batterie al litio si devono seguire delle rigorose linee guida descritte dai vari produttori di queste batterie, pena il danneggiamento delle stesse o, peggio, il rischio dell'incolumità dell'utilizzatore/ri della batteria stessa. Peraltro a carica avvenuta, le batterie al litio non hanno bisogno della così detta carica di mantenimento, Infatti, mantenerla in carica continua causerebbe dei danni alle celle della batteria con conseguente perdita di stabilità.

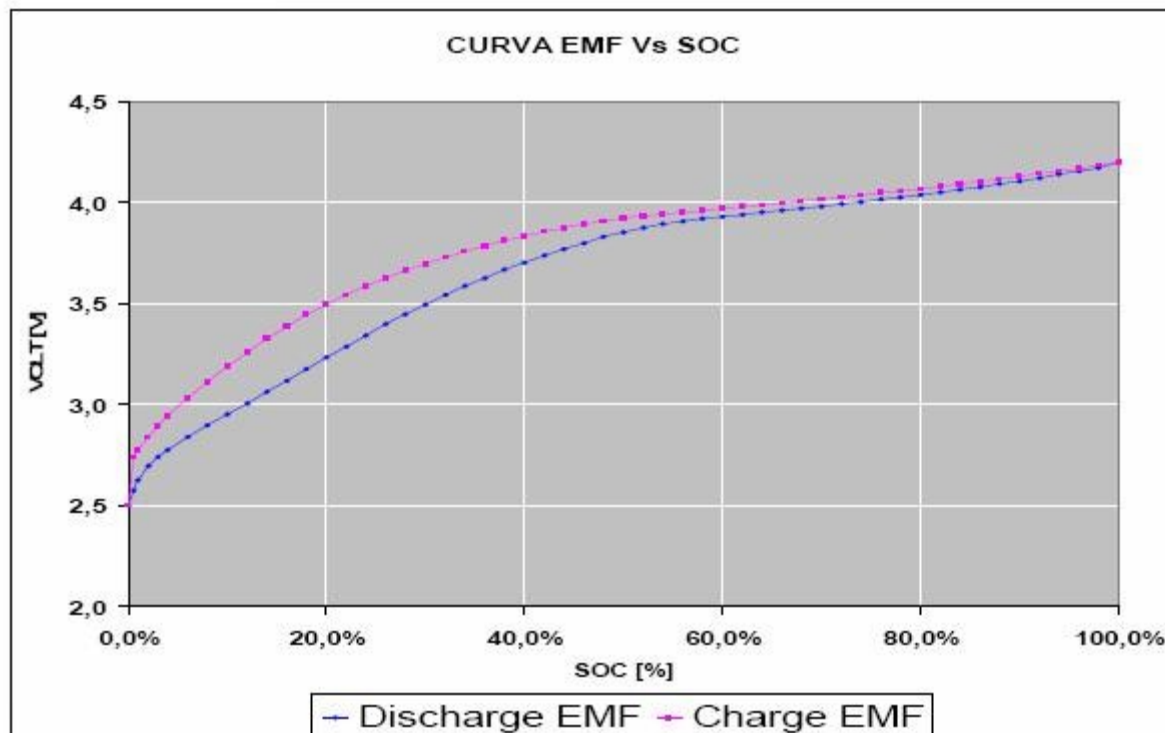


Fig. 18– Andamento della tensione in una cella Li-Ion

Nella figura 18 la EMF (Electromotive Force) rappresenta la tensione ai capi della cella ai Li-Ion che va da un minimo di 2,5 V ad un massimo (a carica completa) di 4,2 V in funzione dello Stato di Carica (SOC = State Of Charge)

Se la tensione di carica raggiungesse i 4.30 Volt, nelle celle avverrebbe la placcatura del litio metallico con perdita di stabilità e liberazione di ossigeno. Una sovraccarica eccessiva porta al riscaldamento della batteria e, nel caso peggiore, al suo incendio.

Per evitare una carica (o scarica) eccessiva le batterie agli ioni di litio contengono, al loro interno, un circuito di protezione che limita la tensione di carica a 4.30 Volt/cella,

Un parametro importante da considerare è il FADE

Il FADE rappresenta la percentuale della capacità della cella che viene persa durante la vita e viene espressa in termini percentuali rispetto alla capacità nominale.

Il FADE è funzione dei seguenti fattori:

- PROFONDITÀ DI SCARICA (DOD = Depth of Discharge))
- TEMPERATURA OPERATIVA
- TENSIONE DI FINE CARICA (EOCV = End Of Charge Voltage)
- CICLI di CARICA/SCARICA

8.1 Ricarica di una batteria Li-Ion

Le batterie agli Ioni di Litio devono essere ricaricate con il METODO CC-CV.

Il termine CC-CV sta per Constant Current-Constant Voltage ed indica un metodo di ricarica che prevede due fasi ben distinte tra loro:

- FASE a Constant Current: la batteria viene caricata a corrente costante fino a quando non raggiunge il valore di EOCV
- FASE a Constant Voltage: la batteria viene caricata a tensione costante fino a quando la corrente di carica non diventa prossima allo zero.

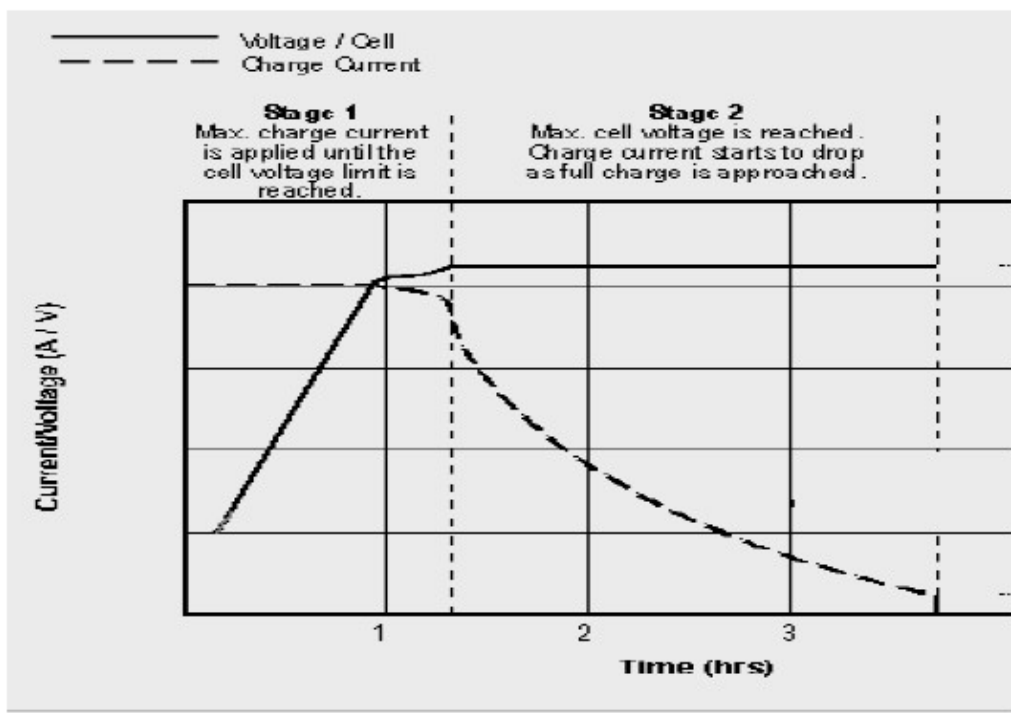


Fig. 19– Andamento della tensione in una cella Li-Ion

I valori di tensione e corrente caratteristici del metodo CC-CV variano a seconda della tecnologia con cui sono costruite le celle.

Per le celle agli Ioni di litio considerate sono ammessi i seguenti valori massimi:

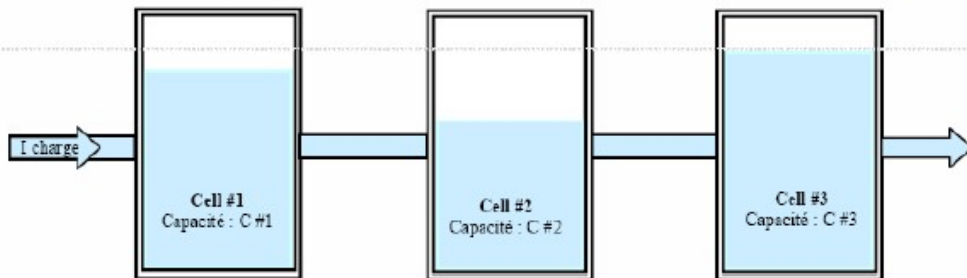
	SONY	SAFT	MELCO
Max corrente di carica	C	C/4	C/4
Max tensione di fine carica	4,2 V	4 V	4 V

8.2 Bilanciamento di una batteria Li-Ion

Le celle agli ioni di Litio sono soggette ad un'auto-scarica che varia da cella a cella. Questa non omogeneità provoca all'interno della generica batteria uno sbilanciamento della tensione tra le varie celle.

Questo fenomeno insieme al limite imposto dalla carica sulla EOCV porta nel tempo ad una perdita della capacità totale della batteria

STATO DELLE CELLE AD INIZIO CARICA



STATO DELLE CELLE A FINE CARICA

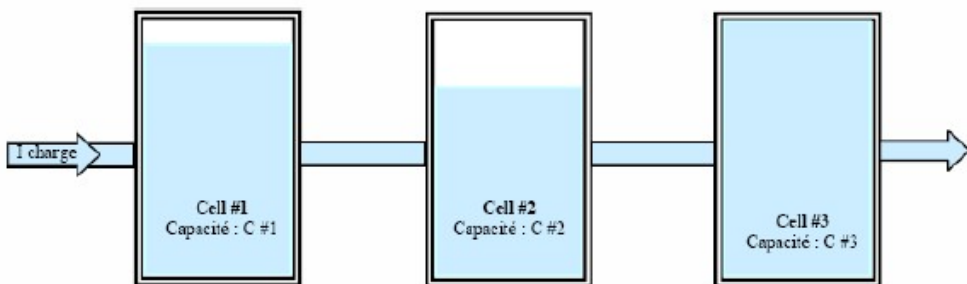


Fig. 20– Rappresentazione dello sbilanciamento nelle celle Li-Ion

Anche se il fenomeno dell'auto-scarica è valido qualunque sia la cella Li-Ion considerata, lo sbilanciamento che ne deriva può essere trascurato per le celle prodotte dalla SONY

Le SONY sono celle commerciali e sono quindi caratterizzate da una catena di produzione soggetta a stretti controlli.

Per evitare la perdita della capacità della batteria le celle devono essere bilanciate.

Per questa ragione a terra come a bordo normalmente viene effettuata un'attività di ricondizionamento delle batterie, che consiste in una scarica completa su dei carichi resistivi opportunamente predisposti a bordo.

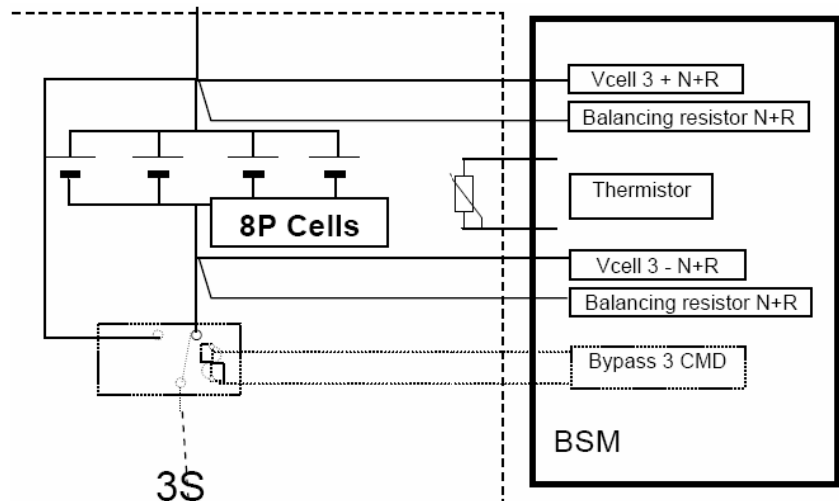


Fig. 21– Schema del circuito di bilanciamento

8.3 Guasti di una batteria Li-Ion

I danneggiamenti dovuti a guasti (Failure) di una cella sono normali per una missione spaziale (SINGLE FAILURE TOLERANT)

Il "guasto" di una cella ha conseguenze completamente diverse a seconda della tipologia di cella che consideriamo e questo dipende dalla configurazione della batteria:

- SONY: la perdita di una cella implica la perdita di una stringa da 1.5 Ah
- SAFT/MELCO: la perdita di una cella comporta la perdita di una cella della serie 100 Wh-180 Wh

La gestione di questi guasti viene effettuata tramite un'elettronica in grado di escludere la cella "fallita" dalla batteria

8.4 Tipo di missione del satellite

La missione condiziona fortemente il progetto del sottosistema di potenza elettrica del satellite e in particolar modo della batteria che è una delle unità più fortemente influenzate dai fattori orbitali.

Il tipo di orbita è l'unico fattore responsabile della determinazione dei periodo di ECLISSE e SUNLIGHT, mentre ad influenzare l'angolo che il vettore sole forma con i pannelli solari quando il satellite è illuminato dal sole (angolo BETA) concorre anche la configurazione del satellite e in particolare il montaggio del pannello solare.

Un satellite in orbita GEO si trova raramente nel cono d'ombra della terra, pertanto le stagioni di eclisse si verificano solo due volte all'anno ed ognuna ha una durata di circa 45 giorni. In tali periodi vi è un'eclissi al giorno con una durata variabile (la massima è di circa 72 minuti).

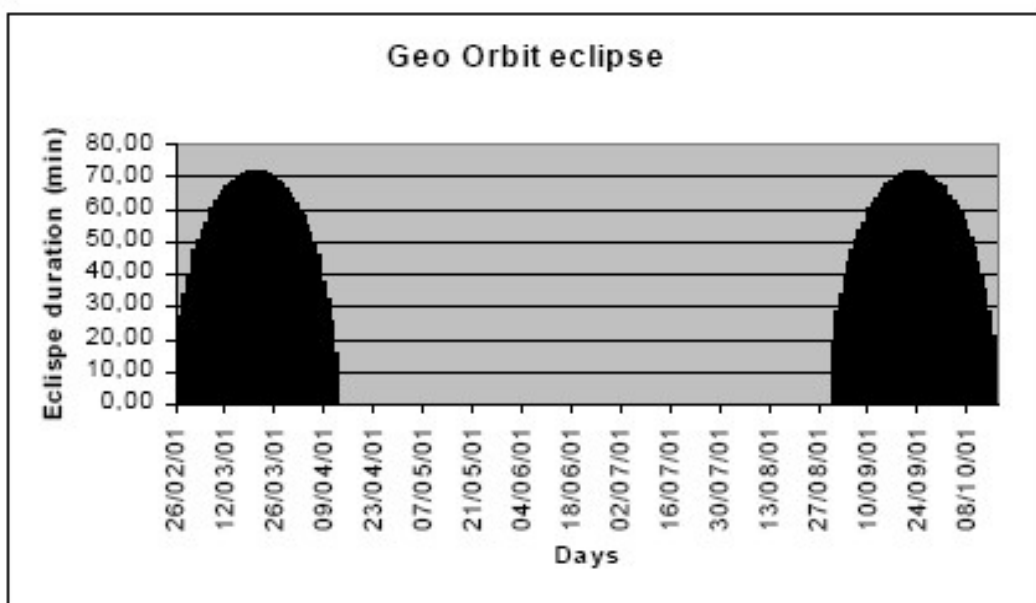


Fig. 22– Andamento delle eclissi per pannelli solari su satelliti in orbita GEO

Un satellite in orbita LEO si trova molto più frequentemente nel cono d'ombra della terra, pertanto le stagioni di eclisse si verificano per circa 9 mesi all'anno ed ognuna ha una durata di circa 45 giorni.

In tali periodi vi è un'eclissi al giorno con una durata variabile (la massima è di circa 35 minuti).

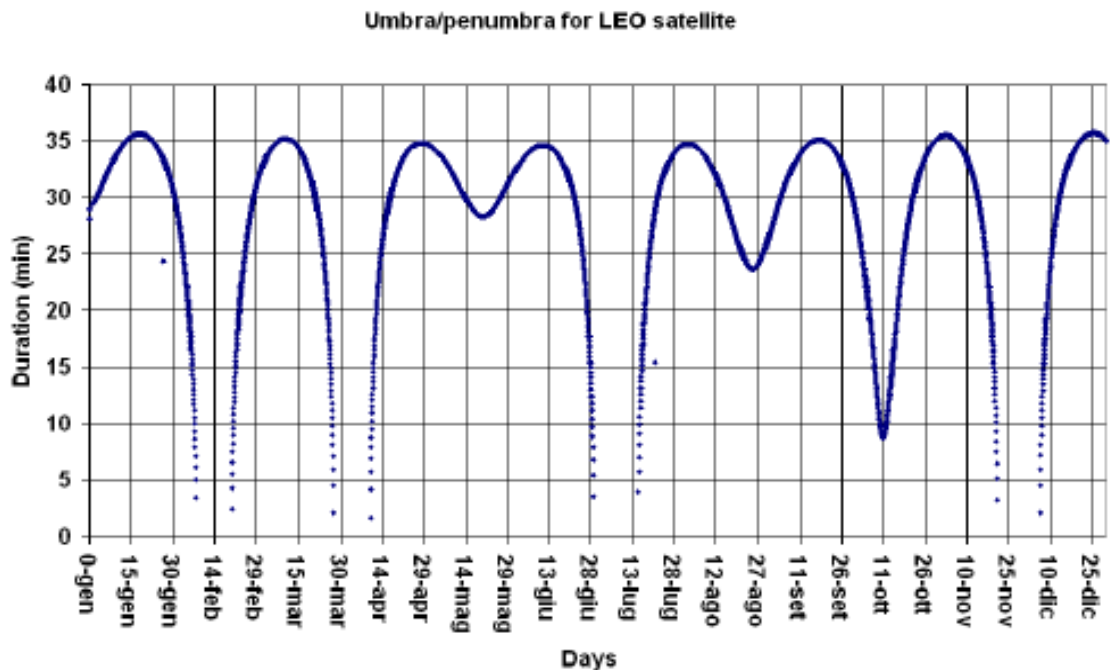


Fig. 23– Andamento delle eclissi per pannelli solari su satelliti in orbita LEO

	SATELLITE GEO	SATELLITE LEO
DOD	75 %	35 %
Cycling	50 cicli/anno	5500 cicli/anno

9. Esempio del dimensionamento energetico di un satellite

A conclusione, verrà presentato a titolo di esempio il dimensionamento, in termini energetici, del satellite coreano KIKSAT-3 , un piccolo satellite di massa di circa 100 Kg.

Il payload del satellite è costituito principalmente da:

- un sensore remoto con una risoluzione di 15 m;
- una camera di tipo CCD in tre diverse bande spettrali;
- un telescopio di particelle ad alta energia per ricerche scientifiche
- un monitor di radiazioni che può misurare la radiazione dell'ambiente circostante al satellite e riconoscere di quali particelle e di quale entità la radiazione è composta.

Inoltre a bordo del satellite è presente anche un sistema di trasmissioni dati ad alta velocità per l'invio delle informazioni accumulate durante la missione

Tabella 3 – Bilancio di potenza elettrica del KIKSAT3

Sottosistema	Stima della potenza richiesta (Watt)	Ciclo di lavoro (%)
Sistema di alimentazione elettrica	20	100
Sistema per il controllo dell'assetto	17,2	(*)
Sistema C & DH	2,5	100
Sistema di trasmissione dati	10	100
Ricevitore GPS	7	(*)
Payload del sensore remoto	60	10
Payload della parte scientifica	0,9/2,2	100/10
Payload per la raccolta dati	2	50

(*)due variabili che dipendono dal modo operativo considerato

Il materiale è tratto da ricerche in rete.

Gli alunni sono invitati ad approfondire quanto di loro interesse.